TAKHIR NAZAROV

C=UZ, OU=DIRECTOR,
O=UZBEKISTAN CAA,
CN=TAKHIR NAZAROV,
E=caa@uzcaa.uz
я подтверждаю этот документ
Tashkent
2023-04-20 13:16:35

Утверждено
Директором Агентства «Узавиация»
Т.А. Назаров

Руководство по построению схем визуальных полетов и полетов по приборам

Агентство Гражданской Авиации Республики Узбекистан

Код документа:	GM-ANS-029
Редакция / Ревизия:	01 / 00
Дата вступления в силу:	30 Апреля 2023 года

ОГЛАВЛЕНИЕ

Страница

ПРЕДИСЛОВИЕ ..... ***(xix)***

ЧАСТЬ I. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ..... **I-(i)**

Раздел 1. Определения, сокращения, акронимы и единицы измерения ..... **I-1-(i)**

Глава 1. Определения I-1-1-1

Глава 2. Сокращения и акронимы I-1-2-1

Глава 3. Единицы измерения I-1-3-1

Глава 4. Система отсчета I-1-4-1

Раздел 2. Общие принципы ..... **I-2-(i)**

Глава 1. Общие положения I-2-1-1

1.1 Введение I-2-1-1
1.2 Зоны I-2-1-2
1.3 Запас высоты над препятствиями I-2-1-2
1.4 Примеры расчетов I-2-1-3
1.5 Пеленги, линии пути и радиалы I-2-1-3
1.6 Точность использования навигационной системы I-2-1-3
1.7 Увеличенные абсолютные/относительные высоты для горных районов I-2-1-3
1.8 Использование абсолютной/относительной высоты схемы I-2-1-4
1.9 Минимальная абсолютная высота в зоне (AMA) I-2-1-4
1.10 Точность картографических данных I-2-1-4
1.11 Представление существенных препятствий и высотных отметок на картах I-2-1-4
1.12 База данных о характеристиках воздушных судов 1-2-1-5
1.13 Опубликование I-2-1-5

Добавление к главе 1. Таблица перевода IAS в TAS I-2-1-Доб-1

Глава 2. Контрольные точки района аэродрома I-2-2-1

2.1 Общие положения I-2-2-1
2.2 Контрольные точки района аэродрома I-2-2-1
2.3 Допуск и зона допуска на контрольную точку пересечения I-2-2-2
2.4 Допуск на контрольные точки других типов навигационных систем I-2-2-3
2.5 Допуск на контрольную точку над навигационным средством I-2-2-4
2.6 Практическое использование контрольных точек при планировании схем полетов I-2-2-5

Страница

2.7 Использование контрольных точек для снижения и связанный с ними запас высоты над препятствиями I-2-2-7
2.8 Зоны защиты, связанные с VOR и NDB I-2-2-8

Глава 3. Построение зон разворотов I-2-3-1

3.1 Общие положения I-2-3-1
3.2 Построение внутренней границы разворота I-2-3-2
3.3 Построение внешней границы разворота I-2-3-3

Глава 4. Обеспечение качества I-2-4-1

4.1 Общие положения I-2-4-1
4.2 Процесс построения схем полетов по приборам I-2-4-1
4.3 Получение информации для построения схем I-2-4-2
4.4 Построение схем I-2-4-2
4.5 Документация, касающаяся построения схем I-2-4-2
4.6 Апробация на земле и в полете I-2-4-3
4.7 Квалификация и подготовка разработчика схем I-2-4-5
4.8 Автоматизация построения схем I-2-4-6
4.9 Оценка факторов риска для безопасности полетов при построении схем полетов I-2-4-6

Раздел 3. Схемы вылета ..... I-3-(i)

Глава 1. Введение к схемам вылета I-3-1-1

1.1 Общие положения I-3-1-1
1.2 Консультации I-3-1-1
1.3 Стандартизация I-3-1-1
1.4 Экономичность I-3-1-1
1.5 Маршруты I-3-1-1
1.6 Сопутствующий материал I-3-1-2
1.7 Нештатные и аварийные ситуации I-3-1-2

Глава 2. Общие концепции схем вылета I-3-2-1

2.1 Установление схем вылета I-3-2-1
2.2 Принципы построения I-3-2-1
2.3 Начало схемы вылета I-3-2-2
2.4 Конец схемы вылета I-3-2-2
2.5 Минимальный запас высоты над препятствиями (MOC) I-3-2-2
2.6 Поверхность обозначения препятствий (OIS) I-3-2-3
2.7 Расчетный градиент схемы (PDG) I-3-2-3
2.8 Средняя траектория полета I-3-2-4
2.9 Точность картографических данных I-3-2-4
2.10 Дополнительная специальная информация о высоте/расстоянии I-3-2-4

Глава 3. Маршруты вылета I-3-3-1

3.1 Общие положения I-3-3-1

Страница

3.2 Вылеты по прямой I-3-3-1
3.3 Вылеты с разворотом I-3-3-3

Добавление к главе 3. Инструктивный материал по экологическим аспектам I-3-3-Доб-1

Глава 4. Вылеты в любом направлении I-3-4-1

4.1 Общие положения I-3-4-1
4.2 Зоны I-3-4-1
4.3 Выявление препятствий I-3-4-2
4.4 Запас высоты над препятствиями I-3-4-2

Глава 5. Публикуемая информация для схем вылета I-3-5-1

5.1 Общие положения I-3-5-1
5.2 Вылеты в любом направлении I-3-5-2
5.3 Обозначаемые на картах абсолютные высоты/эшелоны полета I-3-5-2
5.4 Прочие требования I-3-5-2

Глава 6. Одновременное использование параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП I-3-6-1

6.1 Вылеты по приборам с параллельных ВПП I-3-6-1
6.2 Раздельные операции на параллельных ВПП I-3-6-1

Раздел 4. Схемы прибытия и захода на посадку ..... I-4-(i)

Глава 1. Общие критерии для схем захода на посадку/прибытия I-4-1-1

1.1 Объем рассматриваемых вопросов I-4-1-1
1.2 Построение схем I-4-1-1
1.3 Наименования контрольных точек I-4-1-1
1.4 Использование участков I-4-1-2
1.5 Абсолютная/относительная высота схемы I-4-1-2
1.6 Наведение по линии пути I-4-1-2
1.7 Градиенты снижения I-4-1-3
1.8 Категории воздушных судов I-4-1-3

Глава 2. Участок прибытия I-4-2-1

2.1 Стандартные маршруты прибытия по приборам I-4-2-1
2.2 Прибытие с любого направления или по секторам I-4-2-3

Глава 3. Начальный участок захода на посадку I-4-3-1

3.1 Общие положения I-4-3-1
3.2 Выбор абсолютной высоты I-4-3-1
3.3 Начальные участки захода на посадку (отличающиеся от выполняемых с наведением по радиолокатору), использующие прямолинейные линии пути и дуги DME I-4-3-2

Страница

3.4 Начальный участок захода на посадку по схеме "ипподром" I-4-3-4
3.5 Начальный участок захода на посадку по обратной схеме I-4-3-5
3.6 Зоны схем "ипподром" и обратных схем I-4-3-7
3.7 Соотношение максимального снижения/номинального отсчета времени удаления для схемы "ипподром" или обратной схемы I-4-3-10
3.8 Запас высоты над препятствием I-4-3-10

Добавление A к главе 3. Начальный этап захода на посадку с использованием счисления пути (DR) I-4-3-Доб A-1

Добавление B к главе 3. Уменьшение ширины зоны прямолинейного начального участка захода на посадку после IAF и сопряжение зоны прямолинейного начального участка захода на посадку с зонами обратных схем I-4-3-Доб B-1

Добавление C к главе 3. Построение зон запаса высоты над препятствиями для обратных схем и схем ожидания I-4-3-Доб C-1

Глава 4. Промежуточный участок захода на посадку I-4-4-1

4.1 Общие положения I-4-4-1
4.2 Выбор абсолютной/относительной высоты I-4-4-1
4.3 Промежуточный участок захода на посадку, основанный на выравнивании по направлению прямолинейных линий пути I-4-4-1
4.4 Промежуточный участок в пределах обратной схемы или схемы "ипподром" I-4-4-3

Глава 5. Конечный участок захода на посадку I-4-5-1

5.1 Общие положения I-4-5-1
5.2 Выравнивание по направлению I-4-5-1
5.3 Градиент снижения I-4-5-2
5.4 Абсолютная/относительная высота пролета препятствий (OCA/H) I-4-5-4
5.5 Опубликование I-4-5-10

Добавление A к главе 5. Вычисления OCA/H захода на посадку по прямой без выравнивания по направлению I-4-5-Доб A-1

Добавление B к главе 5. Неточные заходы на посадку: заходы на посадку с большим углом наклона глиссады I-4-5-Доб B-1

Глава 6. Участок ухода на второй круг I-4-6-1

6.1 Общие положения I-4-6-1
6.2 Градиент набора высоты и MOC I-4-6-4
6.3 Уход на второй круг по прямой I-4-6-5
6.4 Уход на второй круг с разворотом I-4-6-6
6.5 Опубликование I-4-6-12

Добавление к главе 6. Улучшенный метод расчета допуска на MAPt и переходного допуска для точки ухода на второй круг, определяемой расстоянием от FAF I-4-6-Доб-1

Страница

Глава 7. Зона визуального маневрирования (полета по кругу) I-4-7-1

7.1 Общие положения I-4-7-1
7.2 Выравнивание по направлению и зона I-4-7-1
7.3 Запас высоты над препятствиями I-4-7-3
7.4 Метод понижения OCA/H I-4-7-3
7.5 Уход на второй круг, связанный с визуальным маневром I-4-7-3
7.6 Опубликование I-4-7-3

Добавление к главе 7. Визуальное маневрирование по предписанной линии пути I-4-7-Доб-1

Глава 8. Минимальные абсолютные высоты в секторе (MSA) I-4-8-1

8.1 Общие положения I-4-8-1
8.2 Препятствия в буферной зоне I-4-8-1
8.3 Ориентация секторов I-4-8-1
8.4 Объединение секторов для смежных средств I-4-8-2
8.5 Секторы с центрами в месте расположения VOR/DME или NDB/DME I-4-8-2

Глава 9. Составление карт/AIP I-4-9-1

9.1 Общие положения I-4-9-1
9.2 Обозначаемые на картах абсолютные высоты/эшелоны полета I-4-9-1
9.3 Прибытие I-4-9-1
9.4 Заход на посадку I-4-9-1
9.5 Присвоение названий схемам для карт прибытия и захода на посадку I-4-9-4

Глава 10. Одновременные заходы на посадку на параллельные или почти параллельные оборудованные ВПП *(применяется с 4 ноября 2021 года)* I-4-10-1

10.1 Общие положения I-4-10-1
10.2 Запас высоты над препятствиями I-4-10-1
10.3 Подтверждённый вход в схему RNP AR APCH I-4-10-2
10.4 Опубликование I-4-10-2

Добавление к главе 10. Независимые параллельные заходы на посадку на близкорасположенные параллельные ВПП *(применяется с 4 ноября 2021 года)* I-4-10-Доб-1

ЧАСТЬ II. ОБЫЧНЫЕ СХЕМЫ ПОЛЕТОВ ..... II-(i)

Раздел 1. Точные заходы на посадку ..... II-1-(i)

Глава 1. Система посадки по приборам (ILS) II-1-1-1

1.1 Введение II-1-1-1
1.2 Начальный участок захода на посадку II-1-1-5
1.3 Промежуточный участок захода на посадку II-1-1-6
1.4 Точный участок II-1-1-9

Страница

1.5 Участок ухода на второй круг II-1-1-19
1.6 Одновременные точные заходы на посадку на параллельные или почти параллельные ВПП II-1-1-24
1.7 Опубликование II-1-1-25

Добавление A к главе 1. ILS: уход на второй круг с разворотом, связанный с точным заходом на посадку II-1-1-Доб A-1

Добавление B к главе 1. ILS или MLS: заходы на посадку с большим углом наклона глиссады II-1-1-Доб B-1

Добавление C к главе 1. Определение относительных высот и расстояний глиссады снижения ILS/угла места MLS II-1-1-Доб C-1

Добавление к D главе 1. Независимые параллельные заходы на посадку на близкорасположенные параллельные ВПП II-1-1-Доб D-1

Добавление E к главе 1. Расчет относительной высоты поверхностей оценки препятствий II-1-1-Доб E-1

Глава 2. ILS со смещением II-1-2-1

2.1 Использование схемы захода на посадку по ILS кат. I, расположенной по линии курса смещенного курсового радиомаяка II-1-2-1
2.2 Критерии пролета препятствий II-1-2-1

Глава 3. MLS II-1-3-1

3.1 Введение II-1-3-1
3.2 Начальный участок захода на посадку II-1-3-5
3.3 Промежуточный участок захода на посадку II-1-3-6
3.4 Точный участок II-1-3-9
3.5 Участок ухода на второй круг II-1-3-20
3.6 Одновременные точные заходы на посадку на параллельные или почти параллельные ВПП II-1-3-24
3.7 Опубликование II-1-3-25

Глава 4. MLS со смещением II-1-4-1

4.1 Использование схемы захода на посадку по MLS кат. I, расположенной по направлению смещенного азимута II-1-4-1
4.2 Критерии пролета препятствий II-1-4-1

Глава 5. PAR II-1-5-1

5.1 Полет на этапе подхода II-1-5-1
5.2 Промежуточный этап захода на посадку II-1-5-1
5.3 Конечный этап захода на посадку II-1-5-2
5.4 Уход на второй круг II-1-5-2
5.5 Зоны этапа прибытия и начального этапа захода на посадку и запасы высоты над препятствиями II-1-5-3

Страница

5.6 Зона промежуточного и конечного этапов захода на посадку и запасы высоты над препятствиями II-1-5-3
5.7 Зона ухода на второй круг и запас высоты над препятствиями II-1-5-4

Раздел 2. Неточные заходы на посадку ..... II-2-(i)

Глава 1. Только курсовой радиомаяк (КРМ) II-2-1-1

1.1 Общие положения II-2-1-1
1.2 Промежуточный участок захода на посадку II-2-1-1
1.3 Конечный участок захода на посадку и участок ухода на второй круг II-2-1-1
1.4 Опубликование II-2-1-2

Глава 2. Только азимутальное оборудование MLS II-2-2-1

2.1 Общие положения II-2-2-1
2.2 Промежуточный участок захода на посадку II-2-2-1
2.3 Конечный участок захода на посадку и участок ухода на второй круг II-2-2-1
2.4 Опубликование II-2-2-2

Глава 3. VOR или NDB при отсутствии FAF II-2-3-1

3.1 Общие положения II-2-3-1
3.2 Начальный участок захода на посадку II-2-3-1
3.3 Промежуточный участок II-2-3-1
3.4 Конечный участок захода на посадку II-2-3-1
3.5 Градиент снижения II-2-3-3
3.6 Использование контрольной точки ступенчатого снижения II-2-3-3
3.7 Точка ухода на второй круг (MAPt) II-2-3-3

Глава 4. VOR или NDB при наличии FAF II-2-4-1

4.1 Общие положения II-2-4-1
4.2 Начальный участок захода на посадку II-2-4-1
4.3 Промежуточный участок захода на посадку II-2-4-1
4.4 Конечный участок захода на посадку II-2-4-1
4.5 Точка ухода на второй круг (MAPt) II-2-4-3
4.6 Опубликование II-2-4-3

Глава 5. Радиопеленгаторная станция (DF) II-2-5-1

5.1 Общие положения II-2-5-1
5.2 Градиент снижения II-2-5-1
5.3 Начальный участок захода на посадку II-2-5-1
5.4 Промежуточный участок II-2-5-2
5.5 Конечный участок захода на посадку II-2-5-2
5.6 Точка ухода на второй круг (MAPt) II-2-5-3

Страница

Глава 6. SRE II-2-6-1

6.1 Общие положения II-2-6-1
6.2 Начальный участок захода на посадку II-2-6-1
6.3 Промежуточный участок захода на посадку II-2-6-2
6.4 Конечный участок захода на посадку II-2-6-3
6.5 Участок ухода на второй круг II-2-6-4

Раздел 3. Маршрутные критерии ..... II-3-(i)

Глава 1. Маршруты на основе VOR и NDB II-3-1-1

1.1 Общие положения II-3-1-1
1.2 Зоны запаса высоты над препятствиями II-3-1-1
1.3 Запас высоты над препятствиями II-3-1-2
1.4 Построение зон для маршрутов на основе VOR и NDB II-3-1-3
1.5 Минимальная абсолютная высота полета по маршруту (MEA) II-3-1-6
1.6 Опубликование II-3-1-6

Добавление A к главе 1. Маршруты на основе VOR и NDB: уточненный метод построения зон пролета препятствий II-3-1-Доб A-1

Добавление B к главе 1. Статистические расчеты основных и дополнительных зон и их углов расширения II-3-1-Доб B-1

Раздел 4. Критерии ожидания ..... II-4-(i)

Глава 1. Критерии ожидания II-4-1-1

1.1 Конфигурация типовой схемы ожидания и соответствующая терминология II-4-1-1
1.2 Правила входа и схемы ожидания II-4-1-1
1.3 Построение зоны ожидания II-4-1-3
1.4 Особые условия при планировании полета в зоне ожидания по VOR/DME и построение соответствующих зон II-4-1-7
1.5 Опубликование II-4-1-9

Добавление A к главе 1. Параметры, используемые при построении зоны ожидания II-4-1-Доб A-1

Добавление B к главе 1. Определение дополнительных требований к запасу высоты над препятствиями для минимальных уровней ожидания над возвышенностями или в горных районах II-4-1-Доб B-1

Дополнение к части II. ILS: исходная информация о запасе высоты над препятствиями для ILS и характеристиках бортового и наземного оборудования, связанных с используемыми в математической модели поверхностями оценки препятствий для категорий I и II II-Доп-1

Страница

ЧАСТЬ III. СХЕМЫ, ИСПОЛЬЗУЮЩИЕ НАВИГАЦИЮ, ОСНОВАННУЮ НА ХАРАКТЕРИСТИКАХ ..... III-(i)

Раздел I. Основные принципы ..... III-1-(i)

Глава 1. Концепция RNAV III-1-1-1

1.1 Общие положения III-1-1-1
1.2 Погрешность техники пилотирования III-1-1-4
1.3 Магнитный азимут на участке маршрута PBN (RNAV или RNP) III-1-1-5
1.4 Значения буфера III-1-1-5
1.5 Зона пролета препятствий III-1-1-5
1.6 Контрольные точки III-1-1-7

Глава 2. RNAV на основе GNSS III-1-2-1

2.1 Общие положения III-1-2-1
2.2 XTT, ATT и половина ширины зоны III-1-2-1

Глава 3. RNAV на основе DME/DME III-1-3-1

3.1 Общие положения III-1-3-1
3.2 Требования к бортовому и наземному оборудованию применительно к схемам на основе DME/DME III-1-3-1
3.3 Точность использования системы RNAV на основе DME/DME III-1-3-1
3.4 Допуск на технику пилотирования III-1-3-2
3.5 Допуск на вычисления в системе III-1-3-2
3.6 XTT, ATT и половина ширины зоны III-1-3-2
3.7 Зона действия навигационного средства III-1-3-3
3.8 Апробация III-1-3-4

Глава 4. RNAV на основе VOR/DME III-1-4-1

4.1 Общие положения III-1-4-1
4.2 Требования к бортовому и наземному оборудованию применительно к схемам на основе VOR/DME III-1-4-1
4.3 Точность использования системы RNAV на основе VOR/DME III-1-4-1
4.4 Допуск на технику пилотирования III-1-4-2
4.5 Допуск на вычисления в системе III-1-4-2
4.6 XTT, ATT и половина ширины зоны III-1-4-2

Раздел 2. Общие критерии ..... III-2-(i)

Глава 1. Минимальная длина участка, ограниченного двумя точками пути III-2-1-1

1.1 Общие положения III-2-1-1
1.2 Определение минимальной длины участка RNAV III-2-1-1
1.3 Особый случай для участка: DER – первая точка пути III-2-1-3
1.4 Минимальное расстояние стабилизации III-2-1-4
1.5 Определение минимальной длины участка RNAV, ограниченного по крайней мере одной точкой пути, которая не является точкой пути разворота III-2-1-5

Страница

Глава 2. Защита разворота и оценка препятствий III-2-2-1

2.1 Общие положения III-2-2-1
2.2 Метод дуги окружности III-2-2-2
2.3 Метод спирали ветра/ограничивающих окружностей III-2-2-3
2.4 Метод разворота RF III-2-2-4
2.5 Оценка препятствий III-2-2-7

Глава 3. Построение T- или Y-образных схем на основе RNAV III-2-3-1

3.1 Общая концепция III-2-3-1
3.2 Начальный участок захода на посадку III-2-3-1
3.3 Промежуточный участок захода на посадку III-2-3-3
3.4 Конечный участок захода на посадку III-2-3-3
3.5 Участок ухода на второй круг III-2-3-3

Глава 4. Абсолютная высота прибытия в район аэродрома (TAA) III-2-4-1

4.1 Общие положения III-2-4-1
4.2 Построение III-2-4-1
4.3 Буферная зона III-2-4-1
4.4 Дуги ступенчатого снижения TAA и подсекторы III-2-4-2
4.5 Опубликование III-2-4-2

Глава 5. Кодирование базы навигационных данных III-2-5-1

5.1 Общие положения III-2-5-1
5.2 Типы указателей окончания траекторий III-2-5-2
5.3 Применение элементов построения схем III-2-5-6

Добавление к главе 5. Правила кодирования указателей окончания траекторий III-2-5-Доб-1

Глава 6. Применение блока данных FAS для SBAS и GBAS III-2-6-1

6.1 Общие положения III-2-6-1
6.2 Построение III-2-6-1
6.3 Требуемые поля, не относящиеся к блоку данных FAS III-2-6-1
6.4 Требования к качеству III-2-6-2

Добавление A к главе 6. Информация, которая должна предоставляться разработчиком схемы в отношении блока данных FAS для SBAS III-2-6-Доб A-1

Добавление B к главе 6. Информация, которая должна предоставляться разработчиком схемы в отношении блока данных FAS для GBAS III-2-6-Доб B-1

Раздел 3. Построение схем ..... III-3-(i)

Глава 1. Схемы вылета III-3-1-1

1.1 Общие положения III-3-1-1

Страница

1.2 Вылеты по прямой III-3-1-2
1.3 Ширина зоны в начале вылета III-3-1-2
1.4 Вылеты с разворотом III-3-1-2

Глава 2. Схемы прибытия и захода на посадку III-3-2-1

2.1 Общие положения III-3-2-1
2.2 Маршруты прибытия III-3-2-2
2.3 Начальный участок захода на посадку III-3-2-2
2.4 Промежуточный участок захода на посадку III-3-2-3
2.5 Уход на второй круг с разворотом III-3-2-5
2.6 Окончание участка ухода на второй круг III-3-2-5

Глава 3. Схемы неточного захода на посадку III-3-3-1

3.1 Общие положения III-3-3-1
3.2 Конечный участок захода на посадку III-3-3-1
3.3 Начальный и промежуточный участки ухода на второй круг III-3-3-2

Глава 4. APV/барометрическая вертикальная навигация (баро-VNAV) III-3-4-1

4.1 Общие положения III-3-4-1
4.2 Стандартные условия III-3-4-2
4.3 Участок APV III-3-4-3
4.4 Определение ОСН для участка APV III-3-4-7
4.5 Запасы на потерю высоты III-3-4-8
4.6 Заход на посадку на основе баро-VNAV с выравниванием смещенной линии пути конечного участка захода на посадку III-3-4-9
4.7 Опубликование III-3-4-10

Добавление A к главе 4. Поправка на температуру III-3-4-Доб A-1

Добавление B к главе 4. Алгоритм для расчета высоты поверхности, определяемой четырьмя точками в пространстве III-3-4-Доб B-1

Глава 5. Критерии неточного захода на посадку, APV I и точного захода на посадку по кат. I с использованием SBAS III-3-5-1

5.1 Введение III-3-5-1
5.2 Начальный участок захода на посадку III-3-5-2
5.3 Промежуточный участок захода на посадку III-3-5-2
5.4 Участок APV I или кат. I III-3-5-4
5.5 Участок ухода на второй круг III-3-5-7
5.6 Одновременные заходы на посадку на параллельные или почти параллельные оборудованные ВПП *(применяется до 3 ноября 2021 года)* III-3-5-10
5.7 Заход на посадку SBAS со смещением по направлению линии пути конечного участка захода на посадку III-3-5-10
5.8 NPA SBAS III-3-5-11
5.9 Опубликование III-3-5-12

Страница

Добавление к главе 5. Заходы на посадку по глиссадам с большим углом наклона вплоть до 6,3° (11 %) III-3-5-Доб-1

Глава 6. Схемы точного захода на посадку: GLS III-3-6-1

6.1 Введение III-3-6-1
6.2 Начальный участок захода на посадку III-3-6-7
6.3 Промежуточный участок захода на посадку III-3-6-9
6.4 Точный участок III-3-6-12
6.5 Уход на второй круг после точного захода на посадку (конечный этап ухода на второй круг) III-3-6-23
6.6 Одновременные точные заходы на посадку по ILS и/или MLS на параллельные или почти параллельные ВПП *(применяется до 3 ноября 2021 года)* III-3-6-29
6.7 GLS категории I со смещением по азимуту линии пути конечного участка захода на посадку III-3-6-29
6.8 Опубликование *(применяется до 3 ноября 2021 год* III-3-6-30
6.7 Опубликование *(применяется с 4 ноября 2021 года)* III-3-6-32

Глава 7. Схемы ожидания III-3-7-1

7.1 Общие положения III-3-7-1
7.2 Типы схем ожидания на основе RNAV III-3-7-1
7.3 Правила входа III-3-7-2
7.4 Допуск на контрольную точку III-3-7-3
7.5 Построение зоны ожидания III-3-7-3
7.6 Опубликование схем ожидания на основе RNAV III-3-7-4

Добавление А к главе 7. Построение зоны пролета препятствий для схемы ожидания с применением RNAV на основе VOR/DME, DME/DME и GNSS III-3-7-Доб А-1

Добавление В к главе 7. Пример альтернативных входов в схему ожидания на основе зональной навигации (RNAV) при сокращенных зонах входа в схему ожидания III-3-7-Доб В-1

Глава 8. Маршрутные схемы III-3-8-1

8.1 Общие положения III-3-8-1

Раздел 4. Обеспечение качества ..... III-4-(i)
(Подлежит разработке)

Раздел 5. Публикация ..... III-5-(i)

Глава 1. Общие положения, касающиеся публикации и составления карт III-5-1-1

1.1 Введение III-5-1-1
1.2 Уведомление о различиях в AIP III-5-1-1
1.3 Вылет и прибытие III-5-1-1

Страница

1.4 Заход на посадку III-5-1-2
1.5 Формальное текстовое или табличное описание схемы III-5-1-5
1.6 Наименование точек пути III-5-1-7
1.7 Координаты основной точки и центра дуги III-5-1-8

Глава 2. Требования к публикации базы аэронавигационных данных III-5-2-1

Дополнение к части III. Выведение поверхностей оценки препятствий (OAS) SBAS III-Доп-1

ЧАСТЬ IV. ВЕРТОЛЕТЫ ..... IV-(i)

Глава 1. Схемы вылета PBN для вертолетов с использованием приемников GNSS или SBAS IV-1-1

1.1 Общие положения IV-1-1
1.2 Вылет вертолетов с оборудованных вертодромов или ВПП IV-1-1
1.3 Вылеты вертолетов с вертодромов или мест посадки до точки в пространстве (PinS) IV-1-1
1.4 Опубликование IV-1-12

Глава 2. Схемы захода на посадку RNP APCH до точки в пространстве (PinS) для вертолетов с использованием минимумов LNAV IV-2-1

2.1 Общие положения IV-2-1
2.2 Точность системы RNAV GNSS IV-2-1
2.3 Маршруты прибытия IV-2-2
2.4 Критерии в районе вертодрома IV-2-2
2.5 Начальный участок захода на посадку IV-2-2
2.6 Промежуточный участок захода на посадку IV-2-3
2.7 Конечный участок захода на посадку IV-2-3
2.8 Участок ухода на второй круг IV-2-4
2.9 Схемы захода на посадку до PinS с инструкцией "выполняйте полет визуально" IV-2-6
2.10 Визуальный участок для схемы захода на посадку до PinS с инструкцией "выполняйте полет по ПВП" IV-2-14
2.11 Диаграмма значений относительной высоты над поверхностью (HAS) для схемы захода на посадку до PinS с инструкцией "выполняйте полет по ПВП" IV-2-14
2.12 Опубликование IV-2-15

Глава 3. Схемы захода на посадку RNP APCH до точки в пространстве (PinS) для вертолетов с использованием минимумов LPV IV-3-1

3.1 Общие положения IV-3-1
3.2 Конечный участок захода на посадку (FAS) IV-3-1
3.3 Визуальный участок: корректировка OCA/H и защита IV-3-2
3.4 Использование схем захода на посадку RNP APCH до PinS с минимумами LNAV IV-3-3
3.5 Уход на второй круг IV-3-3

Страница

3.6 Опубликование..... IV-3-4

Добавление к главе 3. Кодирование блока данных FAS для схем захода вертолетов на посадку до PinS на основе SBAS и масштабирование отображения на дисплее..... IV-3-Доб-1

Примечание. Поверхности оценки препятствий для захода на посадку с вертикальным наведением и точного захода на посадку (программное обеспечение для PANS-OPS) размещены на общедоступном веб-сайте ИКАО (www.icao.int) в разделе Publications.

ПРЕДИСЛОВИЕ

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Документ *"Правила аэронавигационного обслуживания. Производство полетов воздушных судов"* (PANS-OPS) состоит из трех следующих томов:

Том I. *Правила производства полетов.*
Том II. *Построение схем визуальных полетов и полетов по приборам.*
Том III. *Правила эксплуатации воздушных судов.*

Деление документа PANS-OPS на два тома было осуществлено в 1979 году в результате принятия большой поправки к критериям пролета препятствий и построению схем захода на посадку (поправки 13 и 14). До 1979 года весь материал PANS-OPS содержался в одном документе. В таблице A указываются источники поправок вместе с перечнем главных вопросов, связанных с этими поправками, а также даты утверждения Советом документа PANS-OPS и поправок и начала их применения. Том III PANS-OPS, который применяется с 2018 года, подготовлен на основе части III тома I с целью поместить положения, касающиеся правил эксплуатации воздушных судов, отдельно от требований в отношении выполнения полетов по схемам, разработанным в соответствии с критериями, приведенными в томе II.

1.2 Том I *"Правила производства полетов"* содержит описание эксплуатационных требований в отношении выполнения полетов по схемам, разработанным в соответствии с критериями, приведенными в томе II.

1.3 Том II *"Построение схем визуальных полетов и полетов по приборам"* предназначен для ориентирования специалистов по схемам и содержит описание зон и требований в отношении запаса высоты над препятствиями, необходимых для обеспечения безопасных и регулярных полетов по приборам. В нем содержатся основные указания государствам, а также тем эксплуатантам и организациям, которые занимаются составлением карт полета по приборам, что приведет к введению единообразной практики на всех аэродромах, где действуют правила полета по приборам.

1.4 Том III *"Правила эксплуатации воздушных судов"* содержит описание эксплуатационных правил, рекомендуемых для использования персоналом, связанным с производством полетов, и летным экипажем.

1.5 Все три тома охватывают эксплуатационную практику, которая выходит за рамки Стандартов и Рекомендуемой практики, но которую целесообразно сделать единообразной в международном масштабе.

1.6 При построении схем в соответствии с критериями PANS-OPS предполагаются обычные условия производства полетов. Эксплуатант обязан обеспечивать запасные схемы для нештатных и аварийных ситуаций.

2. КОММЕНТАРИИ К МАТЕРИАЛУ, СОДЕРЖАЩЕМУСЯ В ТОМЕ II

2.1 Часть I. Общие положения

2.1.1 В данной части приводятся общие критерии, относящиеся как к обычным схемам, так и к схемам полетов с применением RNAV и спутниковых навигационных систем.

2.1.2 Раздел 1 содержит описание терминологии, предназначенной для облегчения толкования терминов, которые применяются в правилах и имеют конкретное техническое значение. В некоторых случаях определения терминов содержатся в других документах ИКАО. Приводится также список сокращений.

2.1.3 Раздел 2 содержит общие критерии, применяемые ко всем этапам полета. Критерии для указания названий схем были включены в поправку 12 к четвертому изданию.

2.1.4 Раздел 3 содержит положения, относящиеся к схемам вылета. Технические требования к схемам вылета по приборам были впервые разработаны Группой экспертов по пролету препятствий (ОСР) в 1983 году. Материал, содержащийся в томе II, был подготовлен для использования специалистами по составлению схем, а соответствующий материал для использования персоналом, связанным с производством полетов, включая летные экипажи, содержится в томе I.

2.1.5 В результате работы, проведенной аэронавигационной исследовательской группой, в 1990 году был включен новый материал, касающийся технических требований, схем и инструктивных указаний в отношении одновременного использования параллельных или почти параллельных ВПП, включая минимальные расстояния между ВПП.

2.1.6 Раздел 4 содержит общие положения, касающиеся схем прибытия и захода на посадку. Эти схемы были впервые разработаны на Специализированном совещании по производству полетов в 1949 году, выпущены в 1951 году и с тех пор несколько раз изменялись. В 1966 году была создана Группа экспертов по пролету препятствий (ОСР) с целью обновления этих схем применительно ко всем типам самолетов, принимая во внимание требования к дозвуковым многодвигательным реактивным самолетам, и технические разработки в области стандартных радионавигационных средств. В результате этой работы были полностью пересмотрены критерии для схем захода на посадку по приборам. Новые критерии были включены в 1979 году в первое издание тома II PANS-OPS (поправка 13).

2.2 Часть II. Обычные схемы

2.2.1 В данной части содержится описание схем для обычной навигации, соответственно применяемой навигационной системе.

2.2.2 Раздел 1 содержит критерии для точных заходов на посадку. Критерии для точных заходов на посадку (по ILS), более совершенные по сравнению с применяемыми ранее критериями, подобными применяемым при неточном заходе на посадку, имеют научно подтвержденное обоснование. Это было достигнуто с помощью:

a) сбора данных о характеристиках воздушных судов при точном заходе на посадку по ILS, которые были получены в фактических метеорологических условиях полета по приборам;

b) разработки математической модели, отражающей характеристики всей системы захода на посадку по ILS, а также согласования этой модели с указанными выше в подпункте a) данными;

c) использования этой модели для экстраполяции характеристик точного захода на посадку по ILS с целью создания поверхностей оценки препятствий;

d) разработки модели маневра ухода на второй круг, основанной на динамике воздушных судов и согласованной с данными, полученными в ходе наблюдений, а также использования этой модели для экстраполяции соответствующих запасов в целях применения вместе с указанными в подпункте c) поверхностями захода на посадку;

e) объединения математических моделей захода на посадку по ILS и ухода на второй круг в одну интегрированную модель, охватывающую всю схему для ILS и позволяющую производить оценку риска столкновения с препятствиями в указываемых условиях.

2.2.3 Новая концепция пролета препятствий для ILS была включена в новые критерии, заменив в них ранее применявшуюся концепцию минимальной высоты пролета препятствий (OCL) на новую концепцию абсолютной/относительной высоты пролета препятствий (OCA/H). Излагаются три метода вычисления значений OCA/H, которые в порядке их представления отражают постепенное увеличение степени сложности рассмотрения и учета препятствий. Для вычисления значений OCA/H в первых двух методах используются поверхности, а в третьем – модель риска столкновения (CRM). CRM предназначена для использования в тех случаях, когда для получения наименьших величин запаса высоты над препятствиями, совместимых с требуемым уровнем безопасности, необходима оценка конкретного риска в окружении данных препятствий. Для CRM разработана программа ЭВМ, которая может быть получена через ИКАО.

2.2.4 Критерии точного захода были расширены с включением в 1994 году MLS категорий I, II и III и GLS категории I в 2004 году.

2.2.5 Раздел 2 содержит критерии для неточных заходов на посадку. Измененные согласно поправке 13 критерии пролета препятствий для неточного захода на посадку не были разработаны с такой же тщательностью, как критерии пролета препятствий для точного захода на посадку, поскольку уровень безопасности, в целом связанный с более высокими эксплуатационными минимумами при неточном заходе на посадку, уже считается приемлемым. Поэтому правила построения схем по-прежнему основывается на имеющемся опыте и выводах экспертов. Однако они были изменены с целью обеспечения высокой степени гибкости, предназначенной для оказания помощи специалисту по схемам в получении максимальных эксплуатационных преимуществ, совместимых с безопасностью.

2.2.6 Новые критерии захода на посадку были дважды изменены (поправки 1 и 4), исходя в основном из опыта, приобретенного некоторыми государствами во время пробного применения новых критериев и в результате проведения серии семинаров ИКАО по PANS-OPS в 1980–1984 гг. Эти изменения подразделяются на три главные категории:

– редакционные поправки для облегчения понимания критериев;

– упрощение расчетов, которые, как показала практика, могут вести к большому количеству ошибок;

– устранение несоответствий, которые могли бы сделать применение документа трудным и невыгодным в эксплуатационном отношении.

Поправка 1 также приводит представление единиц измерения в соответствие с Приложением 5 (четвертое издание).

2.2.7 Раздел 3 содержит критерии для полета по маршруту с применением VOR и NDB. Эти критерии были добавлены к PANS-OPS в 1996 году, а в 2004 году – упрощенные критерии, направленные на сокращение затрат времени при полетах в обширных воздушных пространствах.

2.2.8 Раздел 4 содержит критерии для схем полета в зоне ожидания. Правила и схемы полета в зоне ожидания были впервые разработаны на Специализированном совещании по производству полетов в 1949 году и изданы в 1951 году. В 1965 году в результате работы, проведенной Группой экспертов по правилам и схемам

полета в зоне ожидания (НОР), эти правила и схемы были в значительной степени изменены. Впоследствии разработанный Группой экспертов НОР материал был разделен в 1979 году, и часть материала, касающаяся правил полета в зоне ожидания, была включена в том I PANS-OPS, а материал, касающийся построения схем полета в зоне ожидания, был включен в том II.

2.2.9 В 1982 году в результате работы Группы экспертов по пролету препятствий (ОСР) в прежний материал был введен новый материал и включены изменения, касающиеся ожидания с применением VOR/ DME, использования вертолетами схем полета в зоне ожидания, буферных зон и правил входа. В 1986 году были внесены изменения, касающиеся зоны неустойчивой индикации сигнала "НА/ОТ" VOR и скоростей полета в зоне ожидания, особенно на уровнях, превышающих 4250 м (14 000 фут).

2.3 Часть III. Схемы с применением RNAV и схемы на основе спутниковых систем

2.3.1 Первыми схемами вылета с применением RNAV, включенными в PANS-OPS в 1993 году, были разработанные девятым совещанием Группы экспертов по пролету препятствий схемы вылета с применением зональной навигации (RNAV) на основе VOR/DME. В 1998 году последовали схемы вылета на основе DME/DME и базовой GNSS. Схемы вылета на основе RNP и SBAS, были введены соответственно в 2001 и 2004 годах.

Схемы прибытия и захода на посадку

2.3.2 Подобно схемам вылета критерии зональной навигации (RNAV) для схем захода на посадку по приборам были введены применительно к VOR/DME в 1993 году. Схемы захода на посадку для DME/DME и базовой GNSS последовали в 1998 году. Схемы для RNP 0,3 были введены в 2001 году. В результате инициатив по обеспечению безопасности полетов в связи со CFIT в документ в 2001 году были включены критерии для баро-VNAV на основе систем DME/DME или базовой GNSS.

2.3.3 В 2004 году в PANS-OPS были введены критерии для систем GLS категории I с использованием приемников GBAS (аналогичные критериям для ILS). Критерии для GLS категорий II/III могут быть включены после завершения подготовки SARPS Приложения 10.

2.3.4 Концепция T/Y-образных схем, введенная в 1998 году для базовой GNSS, начала применяться в целом к схемам захода на посадку с применением RNAV в 2004 году. С целью облегчения выполнения захода на посадку по T/Y-образным схемам была также введена концепция абсолютной высоты прибытия в район аэродрома (ТАА).

Схемы ожидания

2.3.5 Критерии зональной навигации (RNAV) применительно к схемам ожидания были введены в 1993 году на основании результатов 9-го совещания Группы экспертов по пролету препятствий. Схемы полета в зоне ожидания на основе RNP были добавлены в 1998 году. В пятом, переработанном издании PANS-OPS осуществлено обобщение критериев VOR/DME с включением критериев, относящихся к DME/DME, а также к базовой GNSS.

2.4 Часть IV. Вертолеты

Часть IV содержит введенные в 2004 году критерии, применимые к схемам захода на посадку вертолетов до точки в пространстве с использованием приемника базовой GNSS.

3. СТАТУС

Правила аэронавигационного обслуживания (PANS) не имеют статуса Стандартов и Рекомендуемой практики. В то время как во исполнение статьи 37 Конвенции Стандарты и Рекомендуемую практику Совет *принимает* с полным соблюдением процедуры, предусмотренной статьей 90, PANS Совет *утверждает* и рекомендует Договаривающимся государствам для повсеместного применения.

4. ПРИМЕНЕНИЕ

Ответственность за применение правил несут Договаривающиеся государства; практически они начинают применяться только после введения их в силу государствами. Однако в целях облегчения внедрения этих правил государствами они изложены таким языком, который дает возможность их прямого применения персоналом, связанным с производством полетов. Хотя единообразное применение основных правил данного документа крайне желательно, допустима разработка более подробных правил, которые могут потребоваться с учетом местных условий.

5. УВЕДОМЛЕНИЕ О РАЗЛИЧИЯХ

5.1 PANS не имеют статуса Стандартов, принимаемых Советом в качестве приложений к Конвенции, и, следовательно, не подпадают под статью 38 Конвенции, требующую обязательного уведомления о различиях в случае их невыполнения.

5.2 Однако внимание государств обращается на положение Приложения 15, касающееся публикации в своих сборниках аэронавигационной информации перечней существенных различий между применяемыми ими правилами и соответствующими правилами ИКАО.

6. РАСПРОСТРАНЕНИЕ ИНФОРМАЦИИ

Введение в действие средств, служб и правил и их изъятие и изменение, влияющие на полеты воздушных судов в соответствии с правилами настоящего документа, должны осуществляться с уведомлением об этом согласно положениям Приложения 15.

7. ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ

Единицы измерения приводятся согласно положениям четвертого издания Приложения 5. В тех случаях, когда допускается применение альтернативных единиц не в системе СИ, они приводятся в скобках сразу после основного значения в системе СИ. Во всех случаях значение не в системе СИ считается оперативно эквивалентным основному значению в системе СИ в конкретном контексте. Если это не оговаривается особо, допуск (точность) указывается числом приведенных значащих цифр, и в этом отношении в настоящем документе считается, что все нули, как справа, так и слева от запятой являются значащими цифрами.

Таблица A. Поправки к PANS-OPS

Поправка	*Источник(и)*	*Вопрос(ы)*	*Даты утверждения, начала применения*
(1-е издание)	Действия Совета	Сведение в единый документ предыдущих эксплуатационных правил	26 июня 1961 г. 1 октября 1961 г.
1	Действия ИКАО по устранению несоответствий	Приведение в соответствие определения "Конечный этап захода на посадку" и положений, касающихся правил полета на промежуточном и конечном этапах захода на посадку	27 июня 1962 г. 1 июля 1962 г.
2	Специализированное совещание AIS/MAP (1959)	Минимальные абсолютные высоты в секторе	14 декабря 1962 г. 1 ноября 1963 г.
3	2-е совещание Группы экспертов по правилам и схемам полета в зоне ожидания (1964)	Обновление правил и схем полета в зоне ожидания	5 апреля 1965 г. 5 мая 1966 г.
4	Специализированное совещание по метеорологии и производству полетов (1964)	Добавление положений, касающихся метеорологической информации для обеспечения полетов	7 июня 1965 г. (справочный материал)
5 (2-е издание)	Четвертая Аэронавигационная конференция (1965) и поправка 8 к Приложению 2	Правила и схемы полета с использованием ILS категории I, захода на посадку по радиолокатору, включение правил и схем полета с использованием ILS категории II, правила установки высотомера	12 декабря 1966 г. 24 августа 1967 г.
6	Пятая Аэронавигационная конференция (1967), 1-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (1968) и Аэронавигационная комиссия	Правила установки высотомера по QNH для взлета и посадки, новый справочный материал, касающийся захода на посадку по приборам при смещенных средствах, и редакционные изменения	23 января 1969 г. 18 сентября 1969 г.
7	Шестая Аэронавигационная конференция (1969)	Эксплуатационные правила использования приемоответчиков вторичного обзорного радиолокатора (ВОРЛ)	15 мая 1970 г. 4 февраля 1971 г.
8 (3-е издание)	2-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (1970)	Новые схемы профилей и редакционные изменения	19 марта 1971 г. 6 января 1972 г.
9	3-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (1971)	Редакционные изменения, касающиеся специальных схем, зон и запасов высоты над препятствиями; средства обеспечения точного захода на посадку; ILS с неработающим глиссадным радиомаяком	15 ноября 1972 г. 16 августа 1973 г.
10	Действия Совета во исполнение резолюций Ассамблеи A17-10 и A18-10	Практика, которой следует придерживаться в случае незаконного вмешательства	7 декабря 1973 г. 23 мая 1974 г.
11	Исследование Аэронавигационной комиссии	Практика, которой следует придерживаться в случае наоконного вмешательства	12 декабря 1973 г. 12 августа 1976 г.

Поправка	*Источник(и)*	*Вопрос(ы)*	*Даты утверждения, начала применения*
12	Девятая Аэронавигационная конференция (1976)	Определение эшелона полета и абсолютной высоты перехода, эксплуатационное использование приемо-ответчиков, справочный материал по обмену оперативной метеорологической информацией на земле	9 декабря 1977 г. 10 августа 1978 г.
13 (том II, 1-е издание)	6-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (1978)	Полный пересмотр материала, касающегося критериев построения схем и пролета препятствий для захода на посадку по приборам. Представление материала PANS-OPS в двух томах	29 июня 1979 г. 25 ноября 1982 г.
1 (том II, 2-е издание)	7-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (1981)	Редакционные поправки к части III, а также приведение в соответствие единиц измерения с Приложением 5 (четвертое издание)	8 февраля 1982 г. 25 ноября 1982 г.
2	7-е совещание Группы экспертов по нормированию пролета препятствий (1981); 4-е совещание Группы экспертов по производству полетов (1981)	Изменения критериев нормирования зон ожидания, т. е. введение в часть IV критериев ожидания по VOR/DME и нового метода построения зон ожидания. Введение новой части V применительно к схемам для вертолетов	30 марта 1983 г. 24 ноября 1983 г.
3	7-е совещание Группы экспертов по нормированию пролета препятствий (1981)	Введение критериев для схем вылета	25 ноября 1983 г. 22 ноября 1984 г.
4 (том II, 3-е издание)	Рекомендации, разработанные Группой экспертов по нормированию высоты пролета препятствий путем переписки и в ходе своего 8-го совещания, а также Специализированным совещанием по связи/производству полетов (COM/OPS/1985)	Часть III. Введение положений, касающихся расположения MAPt в самой ранней точке; исключение TP, определяемой по расстоянию (времени); исключение d_z min между SOC и TP при уходе на второй круг после точного захода на посадку; объединение положений, касающихся защиты схем ожидания и схем типа "ипподром"; уточнение критериев, касающихся ухода на второй круг по ILS с разворотом; введение промежуточных критериев MLS для захода на посадку типа ILS; редакционные поправки. Часть IV. Зона неустойчивой индикации сигнала "НА–ОТ" VOR; скорости полета в зоне ожидания; исключение слова "стандартная" по отношению к схеме ожидания; редакционные поправки	7 мая 1986 г. 20 ноября 1986 г.
5	Группа экспертов по пролету препятствий, 4-е совещание Группы экспертов по эксплуатации вертолетов (HELIOPS), Аэронавигационная комиссия	Введение новой главы 5, касающейся одновременного использования параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП. Введение в часть V новой главы 2 "Схемы, установленные для использования только вертолетами". Редакционные поправки	23 марта 1990 г. 15 ноября 1990 г.

Поправка	*Источник(и)*	*Вопрос(ы)*	*Даты утверждения, начала применения*
6 (том II, 4-е издание)	9-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (1990), 5-е совещание Группы экспертов по производству полетов (1989) и поправка 69 к Приложению 10	Изменение определений минимальной абсолютной относительной высоты снижения (MDA/H), абсолютной/относительной высоты пролета препятствий (OCA/H), минимальной абсолютной высоты в секторе и включение определений абсолютной/относительной высоты принятия решения (DA/H), зональной навигации (RNAV) и точки пути. Включение в часть II новой главы 7, касающейся схем вылета с применением зональной навигации (RNAV) на основе VOR/DME. Поправка к части II, касающаяся критериев вылета и предусматривающая включение дополнительных зон, уточнение применения критериев в отношении градиентов, включение концепции близкорасположенных препятствий и исключение участка разгона. Поправка к главе 5 части III, предусматривающая включение ссылки на MLS в текст общих критериев промежуточного участка захода на посадку. Поправка к главе 7 части III, касающаяся участка ухода на второй круг. Поправка к главе 9 части III, касающаяся минимальных абсолютных высот в секторе. Поправка к главе 24 части III, касающаяся процедур, основанных на тактическом наведении. Включение в часть III новой главы 31, касающейся схем захода на посадку с применением зональной навигации (RNAV) на основе VOR/DME. Поправка к дополнению C части III, касающаяся правил входа по VOR/DME. Поправка к дополнению K части III, касающаяся сопряжения захода на посадку с этапом полета по маршруту в целях обновления содержания этого дополнения с учетом материала по RNAV. Поправка к дополнению M части III, касающаяся критериев MLS для захода на посадку типа ILS. Включение в часть III нового дополнения N, касающегося визуального маневрирования с использованием предписанной линии пути. Включение в часть IV новой главы 2, касающейся схем ожидания с применением зональной навигации (RNAV) на основе VOR/DME. Поправка к допускам на контрольные точки DME с учетом действующих характеристик точности DME/N	3 марта 1993 г. 11 ноября 1993 г.
7	Аэронавигационная комиссия	Одновременное использование параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП	13 марта 1995 г. 9 ноября 1995 г.
8	10-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (1994)	Включение новых определений и сокращений в главу 1 части I. Изменение положений главы 2 части II, касающихся схемы вылета, и главы 5 части II, касающихся публикуемой информации о схемах вылета. Изменение положений главы 7 части II, касающихся схем вылета с применением зональной навигации (RNAV) на основе VOR/DME. Изменение существующих в главе 3 части III и включение в нее новых положений, касающихся критериев построения стандартных маршрутов прибытия по приборам. Изменение положений главы 4 части III, касающихся начального участка захода на посадку в обратной схеме. Изменение	4 марта 1996 г. 7 ноября 1996 г

Поправка	*Источник(и)*	*Вопрос(ы)*	*Даты утверждения, начала применения*
		положений главы 5 части III, касающихся промежуточного участка захода на посадку. Изменение положений главы 7 части III, касающихся участка ухода на второй круг. Изменение критериев ILS в главе 21 части III. Изменение положений главы 22 части III, касающихся схемы только для курсового радиомаяка. Изменение положений главы 24 части III, касающихся схемы с использованием радиолокатора. Изменение положений главы 26 части III, касающихся схем с использованием VOR при наличии конечной контрольной точки захода на посадку. Включение в часть III новых глав, касающихся MLS категорий I, II и III (глава 30), только азимутального оборудования или MLS с неработающей глиссадой (глава 30A) и MLS категории I с нестандартным расположением по направлению азимутального оборудования (глава 30B). Изменение положений главы 31 части III, касающихся схем захода на посадку с применением зональной навигации. Изменение положений главы 1 части IV, касающихся схем полетов в зоне ожидания. Изменение положений главы 2 части IV, касающихся схем полетов в зоне ожидания с применением зональной навигации (RNAV) на основе VOR/DME. Включение в часть VI новых критериев пролета препятствий на маршруте. Изменение исходной информации для ILS в дополнении A к части III. Изменение примеров расчетов OAS в дополнении B к части III. Добавления и редакционные поправки к дополнению C к части III, касающиеся защитных зон схем ожидания с применением RNAV на основе VOR/DME. Включение в дополнение C к части IV примера альтернативных входов в схему ожидания с применением зональной навигации (RNAV) при сокращенных зонах входа в схему ожидания	
9	10-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (1994)	Поправка к п. 7.4 части II, касающаяся разворотов при вылете с применением RNAV, основанных на точках пути "флай-бай"	12 марта 1997 г. 6 ноября 1997 г.
10	11-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий; поправка 51 к Приложению 4 и поправка 38 к Приложению 11	Включение в часть I новых и измененных определений. Включение в главу 2 части II положений, касающихся средней траектории полета. Изменение положений главы 3 части II, касающихся параметров вылета с разворотом. Включение в часть II новой главы 8, касающейся схем вылетов с применением зональной навигации (RNAV) на основе DME/DME. Включение нового дополнения A к части II, касающегося средней траектории полета для схем вылета. Поправки к положениям главы 3 части III, касающимся стандартных маршрутов прибытия по приборам. Изменение положений части III, касающихся расположения конечного участка захода на посадку и градиентов снижения, и включение новых критериев захода на посадку с крутым углом наклона глиссады. Включение в	1 мая 1998 г. 5 ноября 1998 г.

Поправка	*Источник(и)*	*Вопрос(ы)*	*Даты утверждения, начала применения*
		часть III новой главы 32, касающейся схем захода на посадку с применением зональной навигации (RNAV) на основе DME/DME. Включение в часть III новой главы 33, касающейся схемы захода на посадку с применением зональной навигации (RNAV) на основе базовых приемников GNSS. Включение в дополнение C к части III зоны учета препятствий для схем ожидания на основе RNP. Включение в дополнение K к части III материала, касающегося RNAV. Включение в дополнение M к части III нового материала, касающегося расчета минимальной длины участков, ограниченных точками пути. Включение в дополнение O к части III материала, касающегося документации по утверждению систем управления полетом. Включение в дополнение P к части III формул для расчета допусков на контрольные точки для DME/DME и ширины зон. Включение в дополнение Q к части III материала, касающегося технических требований к базовому приемнику GNSS. Включение в дополнение R к части III нового материала, касающегося заходов на посадку с крутым углом наклона глиссады. Включение в часть IV новой главы 3, касающейся схем ожидания на основе RNP. Включение в часть VI новой главы 2, касающейся маршрутов RNAV/RNP. Редакционные изменения	
11	Поправка 52 к Приложению 4, 11-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий, 12-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий	Включение новых определений и сокращений в часть I. Включение в части II и III основанных на использовании требуемых навигационных характеристик (RNP) схем вылета, прибытия и захода на посадку, в том числе критериев, касающихся разворота с заданным радиусом, а также схем вылета и прибытия на основе базовой GNSS. Включение в часть III материала, касающегося изображения рельефа местности и минимальных абсолютных высот полета, а также требований к максимальной скорости снижения на конечном участке схемы неточного захода на посадку (NPA), критериев, относящихся к барометрической вертикальной навигации (баро-VNAV), а также указателей окончания траекторий в базах данных RNAV. Изменение части III с целью включения обратных направлений полета в схемы захода на посадку с применением базовой GNSS и схем с применением DME/DME. Изъятие глав 1 и 2 части V. Объединение критериев, касающихся вертолетов, с текстом всего документа	29 июня 2001 г. 1 ноября 2001 г.

Поправка	*Источник(и)*	*Вопрос(ы)*	*Даты утверждения, начала применения*
12	13-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (OCP/13)	Предисловие: включение фразы, уточняющей, что положения PANS-OPS применимы в обычных условиях производства полетов; часть I: включение новых определений и сокращений; часть II: включение требований к обозначению абсолютных высот, включение положений относительно указания на картах названий схем, уточнение размера зоны защиты от препятствий в части ее ширины для схем с применением дальномерного оборудования DME/DME и требуемых навигационных характеристик (RNP); включение схем для SBAS; часть III: включение требований к обозначению абсолютных высот; включение положений относительно указания на картах названий схем, изменение основы категоризации воздушных судов, введение в связи со CFIT концепции абсолютной высоты схемы, включение T- и Y-образных схем захода на посадку с применением RNAV, введение концепции TAA, поправка к стандартным размерам воздушных судов для определения DA/H, уточнение размера зоны защиты от препятствий в части ее ширины для схем с применением дальномерного оборудования DME/DME и требуемых навигационных характеристик (RNP), полный пересмотр критериев APV/баро-VNAV, включение критериев для GBAS категории I, замена дополнения I на CD-ROM в отношении поверхностей оценки препятствий (OAS) PANS-OPS; часть V: включение схем захода на посадку с применением RNAV до точки в пространстве (PinS) для вертолетов, использующих приемники базовой GNSS; часть VI: изменение критериев полетов по маршруту с целью включения упрощенного метода	27 апреля 2004 г. 25 ноября 2004 г.
13 (том II, 5-е издание)	11-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (OCP/11)	Редакционная поправка для улучшения логической структуры, последовательности и ясности изложения материала документа в целях: a) содействия правильному внедрению его положений; b) совершенствования базы для дальнейшего развития	2 октября 2006 г. 23 ноября 2006 г.
1	14-е совещание Группы экспертов по пролету препятствий (OCP/14)	a) Новые положения, касающиеся единиц измерения; b) новые схемы захода на посадку с вертикальным наведением (APV) для полетов с использованием спутниковой системы функционального дополнения (SBAS); c) вертикальная навигация (VNAV); d) новые положения, касающиеся обеспечения качества в процессе построения схем; e) новые положения, касающиеся базовой глобальной навигационной спутниковой системы (GNSS); f) упорядочение критериев защиты разворотов; g) уточнение существующих критериев, касающихся поверхности визуального участка	30 ноября 2006 г. 15 марта 2007 г.

Поправка	*Источник(и)*	*Вопрос(ы)*	*Даты утверждения, начала применения*
2	1-е совещание Рабочей группы полного состава Группы экспертов по схемам полетов по приборам (IFPP/WG/WHL/1)	a) Приведение критериев построения схем с применением зональной навигации (RNAV) в соответствие с концепцией требуемых навигационных характеристик (PBN); b) расширение инструктивного материала по требованиям к кодированию блока данных конечного участка захода на посадку (FAS) для спутниковой системы функционального дополнения (SBAS) и наземной системы функционального дополнения (GBAS) и распространение существующих критериев точного захода на посадку при одновременных заходах на посадку на параллельные или почти параллельные ВПП и заходах на посадку с углом наклона глиссады более 3,5° на схемы захода на посадку с вертикальным наведением (APV) SBAS; c) изменение критериев построения схем, что позволит воздушным судам, сертифицированным на применение оборудования SBAS, выполнять схему баро-VNAV без замены карты; d) новые критерии, содействующие предотвращению столкновений исправных воздушных судов с землей (CFIT) при выполнении полетов вертолетов в условиях применения правил визуальных полетов (ПВП); e) пояснение действительности целевого уровня безопасности для модели риска столкновения (CRM) и уточнение различий между CRM и методом поверхности оценки препятствий (OAS) с целью ограничения ее использования только в отношении конечного участка захода на посадку; f) внесение положений, касающихся апробации схем полетов по приборам, которая является критическим элементом процесса построения схем полетов; g) внесение ссылки на новое *Руководство по обеспечению качества при построении схем полетов* (Doc 9906) и дополнительных требований к подготовке с целью обеспечить гарантию качества процесса построения схем и соответствие его результатов требованиям Приложения 15; h) внесение ссылки на новое *Руководство по построению схем на основе санкционированных требуемых навигационных характеристик (RNP AR)* (Doc 9905); i) внесение примечания о том, как решать проблемы точных заходов на посадку новых более крупных воздушных судов с точки зрения построения схем; включение дополнительной информации о точках пути на прямолинейных участках для повышения эффективности воздушного движения; внесение критериев для разработчиков схем и пилотов, касающихся ожидания на основе RNAV; исключение требования в отношении увеличенного минимального запаса высоты над препятствиями (MOC)	8 октября 2008 г. 20 ноября 2008 г.

Поправка	*Источник(и)*	*Вопрос(ы)*	*Даты утверждения, начала применения*
		на конечном участке захода на посадку длиной более 11 км (6 м. миль) и смягчение требования в отношении применения концепции абсолютной высоты прибытия в районе аэродрома вместо минимальной абсолютной высоты в секторе (MSA)	
3	2-е и 3-е совещания Рабочей группы полного состава Группы экспертов по схемам полетов по приборам (IFPP/WG/ WHL/2 и 3)	a) Включение определения термина "системы посадки с использованием GBAS (GLS)";	23 июля 2010 г. 18 ноября 2010 г.
		b) новое положение, подчеркивающее, что критерии ILS нельзя использовать для оценки влияния на безопасность полетов объектов, выступающих за пределы поверхностей ограничения препятствий, предусмотренных Приложением 14 "Аэродромы";	
		c) изменение положений, касающихся критериев построения схем, с целью устранения проблем кодирования баз навигационных данных в части, касающейся схем полетов по приборам, публикуемых в сборниках аэронавигационной информации (АИП) государств;	
		d) уточнение аспектов обеспечения качества при построении схем с акцентом на апробацию в полете	
4	5-е и 6-е совещания Рабочей группы полного состава Группы экспертов по схемам полетов по приборам (IFPP/WG/ WHL/5 и 6)	a) Картографические аспекты схем полетов на основе PBN (зональной навигации (RNAV) и требуемых навигационных характеристик (RNP)) с акцентом на участки RF;	1 сентября 2011 г. 17 ноября 2011 г.
		b) обязанность государства в части определения соответствующего поставщика спутниковой системы функционального дополнения (SBAS) для соответствующей схемы;	
		c) определение терминологии в целях избежания недопонимания между разработчиком схем и кодировщиком базы данных в процессе ввода данных;	
		d) уточнение характеристик вертикального наведения SBAS применительно к схемам, разработанным для барометрической вертикальной навигации (baro-VNAV), и схемам с вертикальным наведением, включая минимальные требования к заходам на посадку с точностью курсового радиомаяка и вертикальным наведением (LPV)	

Поправка	*Источник(и)*	*Вопрос(ы)*	*Даты утверждения, начала применения*
5	Секретариат, поддержанный Целевой группой по классификации заходов на посадку (ACTF), совместно с Группой экспертов по аэродромам (AP), Группой экспертов по схемам полетов по приборам (IFPP), Группой экспертов по навигационным системам (NSP) и Группой экспертов по производству полетов (OPSP)	Поправка касается положений, относящихся к заходам на посадку по приборам и схемам и вытекающих из новой классификации заходов на посадку	20 марта 2013 г. 13 ноября 2014 г.
6 (том II, 6-е издание)	7, 8, 9, 10 и 11-е совещания Рабочей группы полного состава Группы экспертов по схемам полетов по приборам (IFPP/WG/WHL/7, 8, 9, 10 и 11)	Поправка, касающаяся критериев построения схем и требований к картографической информации применительно к использованию навигации, основанной на характеристиках (PBN), а также заходов на посадку и вылетов до точки в пространстве (PinS), осуществляемых вертолетами	23 апреля 2014 г. 13 ноября 2014 г.
7	12-е совещание Группы экспертов по схемам полетов по приборам (IFPP/12)	Положения, касающиеся уменьшения MOC для схем вылета с разворотом, использования CF на участках вылета, схем захода на посадку со смещением на основе Baro-VNAV, использования PBN совместно с ILS/MLS/GLS; требований к построению схем с использованием SBAS и GBAS; требований к препятствиям, выступающим за VSS и требований к определению AMA	26 мая 2016 г. 10 ноября 2016 г.
8	13-е совещание Группы экспертов по схемам полетов по приборам (IFPP/13); 3-е совещание Группы экспертов по производству полетов (FLTOPSP/3); 12-е совещание Исследовательской группы по службам аэронавигационной информации – управлению аэронавигационной информацией (AIS-AIMSG/12); 1-е совещание Группы экспертов по эшелонированию и безопасности воздушного пространства (SASP/1)	a) Оценка факторов риска для безопасности полетов при построении схем полетов по приборам (IFPD); b) пересмотр критериев полета вертолетов до точки в пространстве (PinS); c) обновление определения термина "абсолютная/относительная высота схемы"; d) пересмотр критериев наименования точек пути на схемах захода на посадку на основе PBN; e) пересмотр определения термина "базовая точка пересечения" (DCP); f) пересмотр терминологии, связанной с наземной системой функционального дополнения (GBAS)/системой посадки на основе GBAS (GLS) и спутниковой системой функционального дополнения (SBAS); g) пересмотр инструктивного материала по кодированию блока данных конечного участка захода на посадку (FAS) GBAS и параметрам блока данных FAS SBAS; h) согласование критериев захода на посадку по курсовому радиомаяку с вертикальным наведением (LPV) и критериев точности курсового радиомаяка (LP);	28 августа 2018 г. 8 ноября 2018 г.

Поправка	*Источник(и)*	*Вопрос(ы)*	*Даты утверждения, начала применения*
		i) введение поверхности визуального участка – поверхности пролета препятствий (VSS-OCS) вокруг номинальной траектории полета; j) уточнение границ зоны защиты промежуточного участка; k) последующие поправки к ссылкам, обусловленные реструктуризацией Приложения 15 и принятием PANS-AIM; l) новые схемы вылета и захода на посадку по PBN при выполнении операций на параллельных ВПП	
9	14-е совещание Группы экспертов по схемам полетов по приборам (IFPP/14); четвертое совещание Группы экспертов по производству полетов (FLTOPSP/4)	a) Критерии для вертолетов: обновление критериев; b) обозначаемые на картах абсолютные высоты и эшелоны полета; c) критерии КАТ. II и III GBAS; d) одновременные операции на параллельных или почти параллельных ВПП; e) поверхность визуального участка (VSS); f) критерии перехода от PBN к xLS (использование участков RF); g) критерии ухода на второй круг после выполнения схем xLS; h) обозначение карт захода на посадку по PBN; i) последующая поправка, связанная с заходом на посадку с непрерывным снижением на конечном участке	19 мая 2020 г. 5 ноября 2020 г. 4 ноября 2021 г

Правила
аэронавигационного обслуживания

ПРОИЗВОДСТВО ПОЛЕТОВ

Часть I

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Раздел 1

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ, АКРОНИМЫ И ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ

Глава 1

ОПРЕДЕЛЕНИЯ

В тех случаях, когда в настоящем документе употребляются приведенные ниже термины, они имеют следующие значения:

Абсолютная высота. Расстояние по вертикали от среднего уровня моря (MSL) до уровня, точки или объекта, принятого за точку.

Абсолютная высота прибытия в район аэродрома (ТАА). Наименьшая абсолютная высота, которая обеспечит минимальный запас высоты в 300 м (1000 фут) над всеми объектами, расположенными в секторе, ограниченном дугой круга радиусом 46 км (25 м. миль) с центром в начальной контрольной точке захода на посадку (IAF) или, если IAF отсутствует, в промежуточной контрольной точке (IF), и прямыми линиями, соединяющими концы этой дуги с IF. Совместно значения ТАА, связанные с некоторой схемой захода на посадку, рассчитаны на охват зон в 360° вокруг IF.

Абсолютная высота принятия решения (DA) или относительная высота принятия решения (DH). Установленная абсолютная или относительная высота при трехмерном (3D) заходе на посадку, на которой должен быть начат уход на второй круг в случае, если не установлен необходимый визуальный контакт с ориентирами для продолжения захода на посадку.

Примечание 1. Абсолютная высота принятия решения (DA) отсчитывается от среднего уровня моря, а относительная высота принятия решения (DH) – от превышения порога ВПП.

Примечание 2. "Необходимый визуальный контакт с ориентирами" означает видимость части визуальных средств или зоны захода на посадку в течение времени, достаточного для оценки пилотом местоположения воздушного судна и скорости его изменения по отношению к номинальной траектории полета. При полетах по категории III с использованием относительной высоты принятия решения необходимый визуальный контакт с ориентирами заключается в выполнении процедур, указанных для конкретных правил и условий полета.

Примечание 3. В тех случаях, когда используются оба понятия, для удобства можно применять форму "абсолютная/относительная высота принятия решения" и сокращение "DA/H".

Абсолютная высота пролета препятствий (ОСА) или относительная высота пролета препятствий (ОСН). Минимальная абсолютная высота или минимальная относительная высота над превышением соответствующего порога ВПП или в соответствующих случаях над превышением аэродрома, используемая для обеспечения соблюдения соответствующих критериев пролета препятствий.

Примечание 1. Абсолютная высота пролета препятствий отсчитывается от среднего уровня моря, а относительная высота пролета препятствий – от превышения порога ВПП или, в случае применения схем неточного захода на посадку, от превышения аэродрома или превышения порога ВПП, если его превышение более чем на 2 м (7 фут) меньше превышения аэродрома. Относительная высота пролета препятствий для схемы захода на посадку по кругу отсчитывается от превышения аэродрома.

Примечание 2. В тех случаях, когда используются оба понятия, для удобства можно применять форму "абсолютная/относительная высота пролета препятствий" и сокращение "ОСА/Н".

Примечание 3. Применение данного определения в конкретных случаях излагается в п. 5.4 главы 5 раздела 4 части I.

Абсолютная/относительная высота схемы. Опубликованная абсолютная/относительная высота, используемая при определении вертикального профиля схемы полетов на минимальной абсолютной/относительной высоте пролета препятствий или выше, где она установлена.

Азимутальная опорная точка GNSS (GARP). GARP определяется как точка, расположенная с фиксированным смещением 305 м (1000 фут) за FPAP на осевой линии схемы. Она используется для установления ограничений индикатора боковых отклонений.

Базовая точка пересечения (DCP). DCP представляет собой точку на глиссаде или на вертикальной траектории, расположенную непосредственно над LTP или FTP на относительной высоте, определяемой RDH.

Блок данных конечного участка захода на посадку (FAS). Ряд параметров, определяющих одну схему точного захода на посадку или схему APV и ее соответствующую траекторию захода на посадку.

Визуальный участок до точки в пространстве (PinS). Участок схемы полета вертолета до PinS между определенной точкой (MAPt или IDF) и вертодромом или местом посадки.

Визуальный участок маневрирования (manoeuvring-VS). Визуальный участок захода на посадку до точки в пространстве (PinS), предназначенный для:

a) *вылетов PinS:* визуальный маневр после взлета в направлении, отличном от полета по прямой до IDF, за которым следует маневр для входа в схему участка полета по приборам в точке IDF;

b) *заходов на посадку до точки в пространстве (PinS):* визуальный маневр после захода на посадку до точки PinS от MAPt вокруг вертодрома или места посадки для совершения посадки с направления, отличного от полета по прямой от MAPt.

Волна геоида. Расстояние (положительное значение или отрицательное значение) между поверхностью геоида и поверхностью математически определенного референц-эллипсоида.

Примечание. В отношении эллипсоида, определенного во Всемирной геодезической системе – 1984 (WGS-84), разница между высотой относительно эллипсоида WGS-84 и ортометрической высотой геоида представляет собой волну геоида.

Вылет до точки в пространстве (PinS). Предназначенная только для вертолетов схема вылета, которая включает как визуальный участок, так и участок полета по приборам.

Геоид. Эквипотенциальная поверхность в гравитационном поле Земли, совпадающая с невозмущенным средним уровнем моря (MSL) и его продолжением под материками.

Примечание. Геоид имеет неправильную форму вследствие местных гравитационных возмущений (ветровых нагонов, солености, течений и т. д.), и направление силы тяжести представляет собой перпендикуляр к поверхности геоида в любой точке.

Глобальная навигационная спутниковая система (GNSS). Глобальная система определения местоположения и времени, которая состоит из одного или нескольких спутниковых созвездий, бортовых приемников, оборудования контроля целостности системы с необходимым функциональным дополнением для обеспечения требуемых навигационных характеристик для намеченной операции.

Примечание. Стандарты характеристик GNSS содержатся в главе 3 тома I Приложения 10.

Горизонталь. Линия на карте или схеме, соединяющая точки равного превышения.

Горный район. Район с изменяющимся профилем местности, где изменение превышения местности в пределах расстояния 18,5 км (10,0 м. мили) составляет более 900 м (3000 фут).

Дальность по DME. Дальность, измеряемая по линии прямой видимости (наклонная дальность), от источника сигнала DME до приемной антенны.

Дополнительная зона. Зона, установленная с каждой стороны основной зоны вдоль номинальной линии пути, в пределах которой запас высоты над препятствиями постепенно уменьшается (см. также термин "основная зона").

Европейская геостационарная навигационная оверлейная система (EGNOS). Спутниковая система функционального дополнения, обеспечивающая навигационное обслуживание в Европейском регионе в соответствии с требованиями Приложения 10.

Зависимые параллельные заходы на посадку. Одновременные заходы на посадку на параллельные или почти параллельные оборудованные ВПП в тех случаях, когда установлены обеспечиваемые системой наблюдения ОВД минимумы эшелонирования воздушных судов, находящихся на продолжении осевых линий смежных ВПП.

Заданный путевой угол. Заданное направление движения воздушного судна, выраженное в градусах угла, отсчитываемого от северного направления (истинного, магнитного или условного меридианов).

Заход на посадку до точки в пространстве (PinS). Предназначенная только для вертолетов схема захода на посадку, которая включает как визуальный участок, так и участок полета по приборам.

Заход на посадку по кругу. Дополнение к схеме захода на посадку по приборам, предусматривающее выполнение визуального полета по кругу над аэродромом перед посадкой.

Заход на посадку с непрерывным снижением на конечном участке (CDFA). Совместимая со схемами захода на посадку в установившемся режиме техника пилотирования на конечном участке захода на посадку (FAS) по схеме неточного захода на посадку по приборам (NPA), осуществляемого с непрерывным снижением, без выравнивания в полете, с абсолютной/относительной высоты, равной абсолютной/относительной высоте в конечной контрольной точке захода на посадку или превышающей эту высоту, до точки, расположенной на высоте примерно 15 м (50 фут) над посадочным порогом ВПП, или до точки, где для данного типа воздушного судна начинается маневр выравнивания перед посадкой; на FAS по схеме NPA с последующим заходом на посадку по кругу техника пилотирования CDFA применяется до достижения минимума захода на посадку по кругу (OCA/H полета по кругу) или абсолютной/относительной высоты визуального маневра в полете.

Заходы на посадку по приборам. Заход на посадку или посадка по приборам с использованием приборов навигационного наведения на основе схемы захода на посадку по приборам. Имеется два метода выполнения захода на посадку:

a) двухмерный (2D) заход на посадку по приборам с использованием только бокового навигационного наведения;

b) трехмерный (3D) заход на посадку по приборам с использованием как бокового, так и вертикального навигационного наведения.

Примечание. Боковое и вертикальное навигационное наведение представляет собой наведение, обеспечиваемое с помощью либо:

a) наземного радионавигационного средства, либо

b) выдаваемых компьютером навигационных данных наземных, спутниковых, автономных навигационных средств или комплекса этих средств.

Заходы на посадку с точностью курсового радиомаяка (LP). На картах захода на посадку обозначение граф минимумов, соответствующих боковому элементу характеристик APV-1.

Заходы на посадку с точностью курсового радиомаяка и с вертикальным наведением (LPV). На картах захода на посадку обозначение граф минимумов, соответствующих характеристикам SBAS APV-I или кат. I.

Зона визуального маневрирования (полета по кругу). Зона, в пределах которой следует учитывать запас высоты над препятствием для воздушных судов, выполняющих заход на посадку по кругу.

Зона конечного этапа захода на посадку и взлета (FATO). Установленная зона, над которой выполняется конечный этап маневра захода на посадку до режима висения или посадка и с которой начинается маневр взлета. В тех случаях, когда FATO должна использоваться вертолетами с летно-техническими характеристиками класса 1, эта установленная зона включает располагаемую зону прерванного взлета.

Зона, свободная от препятствий (OFZ). Воздушное пространство над внутренней поверхностью захода на посадку, внутренними переходными поверхностями и поверхностью прерванной посадки и частью летной полосы, ограниченной этими поверхностями, в которое не выступает никакое неподвижное препятствие, кроме легкого по массе и на ломком основании, необходимого для целей аэронавигации.

Зональная навигация (RNAV). Метод навигации, позволяющий воздушным судам выполнять полет по любой желаемой траектории в пределах зоны действия радиомаячных навигационных средств или в пределах, определяемых возможностями автономных средств, или их комбинации.

Конечный участок захода на посадку. Участок схемы захода на посадку по приборам, в пределах которого производится выход в створ ВПП и снижение для посадки.

Контроль с использованием циклического избыточного кода (CRC). Математический алгоритм, применяемый в отношении цифрового выражения данных, который обеспечивает определенный уровень защиты от потери или изменения данных.

Контрольная точка вертодрома (HRP). Заданное местоположение вертодрома или места посадки.

Контрольная точка ожидания. Географическое местоположение, которое для схемы полета в зоне ожидания является ориентиром.

Контрольная точка ожидания при уходе на второй круг (MAHF). Контрольная точка, используемая при применении RNAV и обозначающая конец участка ухода на второй круг и центральную точку зоны ожидания при уходе на второй круг.

Контрольная точка разворота при уходе на второй круг (MATF). Отличающаяся от MAPt контрольная точка для обозначения разворота на участке ухода на второй круг.

Контрольная точка снижения. Контрольная точка, установленная для точного захода на посадку в FAP для исключения некоторых препятствий, расположенных до FAP, которые в противном случае потребовалось бы учитывать для целей пролета препятствий.

Курс. Направление, в котором находится продольная ось воздушного судна, выражаемое обычно в градусах угла, отсчитываемого от северного направления (истинного, магнитного, компасного или условного меридианов).

Линия пути. Проекция траектории полета воздушного судна на поверхность земли, направление которой в любой ее точке обычно выражается в градусах угла, отсчитываемого от северного направления (истинного, магнитного или условного меридианов).

Линия пути конечного этапа захода на посадку. Линия пути полета на конечном участке захода на посадку, которая обычно совпадает с осевой линией ВПП. Для смещенных конечных участков захода на посадку линия пути конечного участка захода на посадку совпадает с ориентацией FTP и FPAP.

Место посадки. Размеченная или неразмеченная площадь, которая имеет такие же физические характеристики, что и характеристики визуальной зоны конечного этапа захода на посадку и взлета вертодрома (FATO).

Минимальная абсолютная высота в зоне (AMA). Минимальная абсолютная высота, подлежащая использованию в приборных метеорологических условиях (ПМУ) и обеспечивающая минимальный запас высоты над препятствиями в пределах установленной зоны, обычно определяемой параллелями и меридианами.

Минимальная абсолютная высота в секторе (MSA). Наименьшая абсолютная высота, которая может быть использована и которая будет обеспечивать минимальный запас высоты 300 м (1000 фут) над всеми объектами, находящимися в секторе круга радиусом 46 км (25 м. миль), в центре которого расположена основная точка, контрольная точка аэродрома (КТА) или контрольная точка вертодрома (HRP).

Минимальная абсолютная высота полета по маршруту (MEA). Абсолютная высота полета на участке маршрута, которая обеспечивает адекватный прием сигналов соответствующих навигационных средств и средств связи ОВД, соответствует структуре воздушного пространства и обеспечивает необходимый запас высоты над препятствиями.

Минимальная абсолютная высота пролета препятствий (MOCA). Минимальная абсолютная высота полета на определенном участке, которая обеспечивает необходимый запас высоты над препятствиями.

Минимальная абсолютная высота снижения (MDA) или минимальная относительная высота снижения (MDH). Указанная в схеме двухмерного (2D) захода на посадку по приборам или схеме захода на посадку по кругу абсолютная или относительная высота, ниже которой снижение не должно производиться без необходимого визуального контакта с ориентирами.

Примечание 1. Минимальная абсолютная высота снижения (MDA) отсчитывается от среднего уровня моря, а минимальная относительная высота снижения (MDH) – от превышения аэродрома или превышения порога ВПП, если его превышение более чем на 2 м (7 фут) меньше превышения аэродрома. Минимальная относительная высота снижения для захода на посадку по кругу отсчитывается от превышения аэродрома

Примечание 2. "Необходимый визуальный контакт с ориентирами" означает видимость части визуальных средств или зоны захода на посадку в течение времени, достаточного для оценки пилотом местоположения воздушного судна и скорости его изменения по отношению к номинальной траектории полета. В случае захода на посадку по кругу необходим визуальный контакт с ориентирами в районе ВПП.

Примечание 3. В тех случаях, когда используются оба понятия, для удобства можно применять форму "минимальная абсолютная/относительная высота снижения" и сокращение "MDA/H".

Минимальная воздушная скорость в приборных метеорологических условиях (V_{mini}). Минимальная приборная скорость, для которой конкретный вертолет сертифицирован для полетов в приборных метеорологических условиях.

Минимальное расстояние стабилизации (MSD). Минимальная дистанция для завершения маневра разворота, после которого может начинаться выполнение нового маневра. Минимальное расстояние стабилизации используется для расчета минимального расстояния между точками пути.

Навигация методом счисления пути (DR). Расчет и определение местоположения воздушного судна относительно ранее известного местоположения на основе данных о направлении, времени и скорости полета.

Наземная система функционального дополнения (GBAS). Система функционального дополнения, в которой пользователь принимает дополнительную информацию непосредственно от наземного передатчика.

Начальная контрольная точка вылета (IDF). Контрольная точка зоны вертодрома для визуального участка и контрольная точка, в которой начинается этап вылета по приборам до точки PinS.

Начальная контрольная точка захода на посадку (IAF). Контрольная точка, обозначающая начало начального участка и конец участка прибытия, если предусматривается.

Начальный участок захода на посадку. Участок схемы захода на посадку по приборам между начальной контрольной точкой захода на посадку и промежуточной контрольной точкой или, в соответствующих случаях, конечной контрольной точкой (или точкой) захода на посадку.

Независимые параллельные вылеты. Одновременные вылеты с параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП.

Независимые параллельные заходы на посадку. Одновременные заходы на посадку на параллельные или почти параллельные оборудованные ВПП в тех случаях, когда не установлены обеспечиваемые системой наблюдения ОВД минимумы эшелонирования воздушных судов, находящихся на продолжении осевых линий смежных ВПП.

Обратная схема. Схема, позволяющая воздушному судну изменить направление на обратное на начальном участке схемы захода на посадку по приборам. Этот маневр может включать стандартные развороты или развороты на посадочную прямую.

Опорная точка захода на посадку до точки в пространстве (PRP). Опорная точка, используемая для захода на посадку до точки в пространстве и определяемая широтой и долготой MAPt.

Основная зона. Установленная зона, расположенная симметрично относительно номинальной линии пути, в пределах которой запас высоты над препятствиями обеспечивается полностью (см. также термин "дополнительная зона").

Основная точка. Установленное географическое место, используемое для определения маршрута ОВД, траектории полета воздушного судна и для других целей навигации и ОВД.

Примечание. Существуют три категории основных точек: наземное навигационное средство, пересечение и точка пути. В контексте данного определения пересечение является основной точкой, определяемой радиалами, пеленгами и/или расстояниями от наземных навигационных средств.

Отклонение на полную шкалу (FSD). Термин, используемый для описания максимального отклонения от центра либо индикатора отклонения от курса (CDI), либо индикатора отклонения в вертикальной плоскости (VDI), например индикатор угла наклона глиссады, и применяемый в отношении линейного и углового масштабов.

Относительная высота. Расстояние по вертикали от указанного исходного уровня до уровня, точки или объекта, принятого за точку.

Относительная высота над поверхностью (HAS). Разница в высоте между ОСА и превышением наивысшей точки местности, водной поверхности или препятствия в радиусе по крайней мере 1,5 км (0,8 м. мили) от MAPt в схеме полета до PinS с указанием "Следуйте по ПВП".

Относительная высота опорной точки (RDH). Относительная высота продолжения глиссады или номинальной траектории в вертикальной плоскости у порога ВПП.

Поверхность оценки препятствий (OAS). Установленная поверхность, предназначенная для определения тех препятствий, которые необходимо учитывать при расчете абсолютной/относительной высоты пролета препятствий для APV или точного захода на посадку.

Полет в режиме постоянного набора высоты (CCO). Операция, осуществляемая при условии, если это позволяют структура воздушного пространства, схема полета и УВД, при которой вылетающее воздушное судно выполняет, в максимально возможной степени, непрерывный набор высоты путем применения оптимального режима взлетной тяги и скорости набора высоты до достижения эшелона крейсерского полета.

Полет в режиме постоянного снижения (CDO). Операция, осуществляемая при условии, если это позволяют структура воздушного пространства, схема полета и УВД, при которой прибывающее воздушное судно выполняет, в максимально возможной степени, непрерывное снижение путем применения минимального режима тяги двигателей, в идеальном случае с использованием конфигурации малого лобового сопротивления, на участке перед конечной контрольной точкой захода на посадку/точкой конечного этапа захода на посадку.

Поперечный допуск (XTT). Допуск на контрольную точку, измеряемый перпендикулярно номинальной линии пути и определяемый допусками на бортовое и наземное оборудование, а также допуском на технику пилотирования (FTT).

Порог ВПП (THR). Начало участка ВПП, который может использоваться для посадки.

Почти параллельные ВПП. Непересекающиеся ВПП, угол схождения/расхождения продолженных осевых линий которых составляет 15° или менее.

Превышение. Расстояние по вертикали от среднего уровня моря до точки или уровня земной поверхности или связанного с ней объекта.

Превышение аэродрома. Превышение самой высокой точки посадочной площади.

Продольный допуск (ATT). Допуск на контрольную точку вдоль номинальной линии пути, определяемый допусками на бортовое и наземное оборудование.

Промежуточная защитная зона (NTZ). При независимых параллельных заходах на посадку – коридор воздушного пространства определенных размеров, который расположен по центру между продолженными осевыми линиями двух ВПП и при входе воздушного судна в который необходимо вмешательство диспетчера для управления маневром любого подвергающегося угрозе воздушного судна, выполняющего заход на посадку на смежную ВПП.

Промежуточная контрольная точка (IF). Контрольная точка, обозначающая конец начального участка и начало промежуточного участка.

Промежуточный участок захода на посадку. Участок схемы захода на посадку по приборам соответственно между промежуточной контрольной точкой и конечной контрольной точкой (или точкой) захода на посадку или между концом обратной схемы, схемы "ипподром" или линии пути, прокладываемой методом счисления, и конечной контрольной точкой (или точкой) захода на посадку.

Прямой визуальный участок (direct-VS). Визуальный участок, определяемый как:

a) участок захода на посадку до точки PinS, который может включать один разворот при полете от точки MAPt по прямой до вертодрома или места посадки, или через точку снижения до вертодрома или места посадки; или

b) прямой участок полета от вертодрома или места посадки до IDF при вылете до точки PinS.

Разворот на посадочную прямую. Разворот, выполняемый воздушным судном на начальном этапе захода на посадку между окончанием линии пути удаления и началом линии пути промежуточного или конечного этапа захода на посадку. Направление этих линий пути не является противоположным.

Примечание. В соответствии с условиями, предусмотренными каждой конкретной схемой, развороты на посадочную прямую могут выполняться либо в горизонтальном полете, либо при снижении.

Раздельные параллельные операции. Одновременное использование параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП, при котором одна ВПП используется исключительно для заходов на посадку, а другая ВПП используется исключительно для вылетов.

Разработчик схем полетов. Лицо, отвечающее за построение схем полетов, которое удовлетворяет квалификационным требованиям, установленным государством.

Располагаемая длина разбега (РДР). Длина ВПП, объявленная пригодной для разбега самолета на земле при взлете.

Расстояние от точки пути (WD). Расстояние на эллипсоиде WGS-84 от определенной точки пути до бортового приемника RNAV.

Расчетный градиент визуального участка (VSDG). Градиент визуального участка в схеме вылета до PinS. Данный визуальный участок соединяет вертодром или место посадки с минимальной абсолютной высотой пересечения (MCA) начальной контрольной точки вылета (IDF).

Система посадки с использованием GBAS (GLS). Система захода на посадку и посадки на основе GNSS, являющейся основным источником навигационных данных, усиленная наземной системой функционального дополнения (GBAS).

Склонение станции. Угол между радиалом 360º VOR и истинным севером.

Спутниковая система функционального дополнения (SBAS). Система функционального дополнения с широкой зоной действия, в которой пользователь получает дополнительную информацию от спутникового передатчика.

Примечание. Стандарты характеристик SBAS содержатся в главе 3 тома I Приложения 10.

Спутниковая система функционального дополнения на основе многофункционального транспортного спутника (MSAS). Спутниковая система функционального дополнения, обеспечивающая навигационное обслуживание в регионе Азии и Тихоокеанском регионе в соответствии с требованиями Приложения 10.

Стандартный маршрут вылета по приборам (SID). Установленный маршрут вылета по правилам полетов по приборам (ППП), связывающий аэродром или определенную ВПП аэродрома с назначенной основной точкой, обычно на заданном маршруте ОВД, в которой начинается этап полета по маршруту.

Стандартный маршрут прибытия по приборам (STAR). Установленный маршрут прибытия по правилам полетов по приборам (ППП), связывающий основную точку, обычно на маршруте ОВД, с точкой, от которой может начинаться полет по опубликованной схеме захода на посадку по приборам.

Стандартный разворот. Маневр, при котором выполняется отворот в сторону от заданной линии пути с последующим разворотом в противоположном направлении, с тем чтобы воздушное судно вышло на ту же заданную линию пути и следовало по ней в обратном направлении.

Примечание 1. Стандартный разворот считается "левым" или "правым" в зависимости от направления первоначального отворота.

Примечание 2. В соответствии с условиями, предусмотренными каждой конкретной схемой, стандартные развороты могут выполняться в горизонтальном полете или при снижении.

Существенное препятствие. Любой естественный элемент местности или искусственно воздвигнутый объект, как постоянный, так и временный, который значительно возвышается над прилегающими и окружающими элементами местности и который представляет собой потенциальную угрозу для безопасности полета воздушных судов при выполнении того вида полетов, для которого разработана конкретная схема.

Примечание. Термин "существенное препятствие" применяется в настоящем документе только для обозначения объектов, которые учитываются при расчетах соответствующих элементов схемы и которые должны наноситься на соответствующей конкретной серии карт.

Схема захода на посадку по приборам (IAP). Серия заранее намеченных маневров, выполняемых по пилотажным приборам, при соблюдении установленных требований, предусматривающих предотвращение столкновения с препятствиями, от начальной контрольной точки захода на посадку или, в соответствующих случаях, от начала установленного маршрута прибытия до точки, откуда может быть выполнена посадка, а если посадка не выполнена, то до точки, от которой применяются критерии пролета препятствий в зоне ожидания или на маршруте. Схемы захода на посадку по приборам классифицируются следующим образом:

Схема неточного захода на посадку (NPA). Схема захода на посадку по приборам, предназначенная для выполнения двухмерных (2D) заходов на посадку по приборам типа A.

Примечание. Полеты по схемам неточного захода на посадку могут выполняться с использованием метода захода на посадку с непрерывным снижением на конечном участке (CDFA). Операции по методу CDFA с консультативным наведением при VNAV и вычислением параметров бортовым оборудованием (см. п. 1.8.1 главы 1 раздела 4 части I) считаются трехмерными (3D) заходами на посадку по приборам. Операции по методу CDFA с вычислением параметров на основе неавтоматизированного расчета требуемой вертикальной скорости снижения считаются двухмерными (2D) заходами на посадку по приборам. Более подробную информацию о CDFA см. в пп. 1.7 и 1.8 главы 1 раздела 4 части I.

Схема захода на посадку с вертикальным наведением (APV). Схема захода на посадку по приборам, соответствующая концепции навигации, основанной на характеристиках (PBN), предназначенная для выполнения трехмерных (3D) заходов на посадку по приборам типа A.

Схема точного захода на посадку (PA). Схема захода на посадку по приборам, основанная на навигационных системах (ILS, MLS, GLS и SBAS кат. 1), предназначенная для выполнения трехмерных (3D) заходов на посадку по приборам типа A или B.

Примечание. Типы заходов на посадку по приборам указаны в Приложении 6.

Схема "ипподром". Схема, позволяющая воздушному судну уменьшить абсолютную высоту на начальном участке захода на посадку и/или вывести воздушное судно на линию пути приближения, когда вход в обратную схему нецелесообразен.

Схема полета в зоне ожидания. Заранее определенный маневр, позволяющий воздушному судну оставаться в пределах определенного воздушного пространства в ожидании последующего разрешения.

Схема ухода на второй круг. Порядок, которого необходимо придерживаться в случае невозможности продолжения захода на посадку.

Точка выставления направления траектории полета (FPAP). FPAP представляет собой точку в той же горизонтальной плоскости, что и LTP или FTP, которая используется для определения направления конечного участка захода на посадку. При заходах на посадку по направлению осевой линии ВПП FPAP располагается на противоположном пороге ВПП или за ним. Ее местоположение определяется дельта–смещением по длине относительно противоположного порога ВПП.

Точка контроля наведения[†]**.** Для целей разработки схем виртуальная точка местоположения воздушного судна, в которой проверяется соответствие боковому и вертикальному наведению, определяемому вычисленной траекторией полета**.**

Точка переключения. Точка, в которой при полете воздушного судна по участку маршрута ОВД, определяемому с помощью ориентации на всенаправленные ОВЧ-радиомаяки, ожидается перенос основной навигационной ориентации со средства, находящегося позади воздушного судна, на следующее средство, находящееся впереди него.

Примечание. Точки переключения устанавливаются для обеспечения оптимального уравновешивания силы и качества сигнала между аэронавигационными средствами на всех используемых уровнях и для обеспечения общего источника наведения по азимуту для всех воздушных судов, выполняющих полеты по одному и тому же отрезку участка маршрута.

Точка посадочного порога ВПП (LTP). LTP представляет собой точку, над которой проходит глиссада на относительной высоте, определяемой относительной высотой опорной точки. Она определяется широтой, долготой и высотой относительно эллипсоида WGS-84. LTP обычно располагается на пересечении осевой линии и порога ВПП.

Точка пути. Конкретный географический пункт, используемый для определения маршрута зональной навигации или траектории полета воздушного судна, применяющего зональную навигацию. Точки пути обозначаются как:

точка пути "флай-бай": точка пути, которая предусматривает упреждение разворота в целях обеспечения выхода на следующий участок маршрута или схемы по касательной; или

точка пути "флайовер": точка пути, в которой начинается разворот с целью выхода на следующий участок маршрута или схемы.

Точка снижения (DP). Точка, определяемая линией пути и расстоянием от MAPt, для обозначения точки, в которой вертолет может снизиться ниже значения OCA/H при визуальном снижении на вертодром или место посадки.

Точка ухода на второй круг (MAPt). Точка в схеме захода на посадку по приборам, в которой или до которой для обеспечения минимального запаса высоты над препятствиями должен начинаться полет по предписанной схеме ухода на второй круг.

Точка фиктивного порога ВПП (FTP). FTP представляет собой точку, над которой проходит траектория конечного участка захода на посадку на относительной высоте, определяемой высотой опорной точки. Она определяется широтой, долготой и относительной высотой эллипсоида WGS-84. FTP заменяет LTP в том случае, когда курс конечного участка захода на посадку не совпадает с направлением продолженной осевой линии ВПП или когда порог смещен относительно фактического порога ВПП. При заходах на посадку не по направлению осевой линии ВПП FTP располагается на пересечении перпендикуляра из FAS до порога ВПП. Превышение FTP является таким же, как превышение фактического порога ВПП.

Траектория и указатель ее окончания ("указатель окончания траектории"). Двухбуквенный код, который определяет конкретный тип траектории полета по участку схемы и конкретный тип окончания этой траектории полета. Указатели окончания траекторий назначаются для всех участков схем RNAV, SID, STAR и захода на посадку в бортовой базе навигационных данных.

Примечание. Определенные в PANS-OPS указатели окончания траекторий, за исключением указателя окончания траектории RF, устанавливаются в соответствии с правилами, изложенными в спецификации ARINC 424-15 "База данных навигационных систем". Правила установления кода окончания траектории RF изложены в ARINC 424-17.

Требуемые навигационные характеристики (RNP). Перечень навигационных характеристик, необходимых для выполнения полетов в пределах установленного воздушного пространства.

Примечание. Навигационные характеристики и требования определяются для конкретного типа RNP и/или применения.

Угол наклона траектории в вертикальной плоскости (VPA). Угол снижения на конечном этапе захода на посадку в опубликованных схемах баро-VNAV.

Угол снижения на визуальном участке (VSDA). Угол между MDA/H в MAPt/DP и относительной высотой пересечения вертодрома.

Уровень. Общий термин, относящийся к положению в вертикальной плоскости находящегося в полете воздушного судна и означающий в соответствующих случаях относительную высоту, абсолютную высоту или эшелон полета.

Фиктивная точка вертодрома (FHP). FHP представляет собой точку, над которой траектория конечного участка захода на посадку до PinS проходит на относительной высоте, определяемой как относительная высота пересечения фиктивной точки вертодрома (FHPCH). Она определяется значениями широты, долготы и относительной высоты эллипсоида WGS-84. FHP заменяет FTP при заходах на посадку до PinS. Превышение FHP аналогично фактическому превышению вертодрома посадки.

Эшелон полета (ЭП). Поверхность постоянного атмосферного давления, отнесенная к установленной величине давления 1013,2 гектопаскаля (гПа) и отстоящая от других таких поверхностей на величину установленных интервалов давления.

Примечание 1. Барометрический высотомер, градуированный в соответствии со стандартной атмосферой:

a) при установке на QNH будет показывать абсолютную высоту;

b) при установке на QFE будет показывать относительную высоту над опорной точкой QFE;

c) при установке на давление 1013,2 гектопаскаля (гПа) может использоваться для указания эшелонов полета.

Примечание 2. Термины "относительная высота" и "абсолютная высота", используемые в примечании 1, означают приборные, а не геометрические относительные и абсолютные высоты.

Глава 2

СОКРАЩЕНИЯ И АКРОНИМЫ

(применяемые в настоящем документе)

AC	Консультативный циркуляр
AIP	Сборник аэронавигационной информации
AMA	Минимальная абсолютная высота в зоне
AMSL	Над средним уровнем моря
ANP	Фактические навигационные характеристики
AOB	Угол крена
APV	Схема захода на посадку с вертикальным наведением
ASE†	Погрешность системы измерения высоты
ATT	Продольный допуск
AZM	Азимут
BV	Значение буфера
CA	Курс до абсолютной высоты
CCO	Полет в режиме постоянного набора высоты
CDFA	Заход на посадку с непрерывным снижением на конечном участке
CDI	Индикатор отклонения от курса
CDO	Полет в режиме постоянного снижения
CF	Курс до контрольной точки
C/L	Осевая линия
COP	Точка переключения
CRC	Контроль с использованием циклического избыточного кода
CRM	Модель риска столкновения
DA/H	Абсолютная/относительная высота принятия решения
DCP	Базовая точка пересечения
DER	Взлетный конец ВПП
DF	Пеленгация
Direct-VS	Прямой визуальный участок
DME	Дальномерное оборудование
DP	Точка снижения
DR	Счисление пути
DTT	Точность использования системы
EDA	Зона разности превышений
EUROCAE	Европейская организация по электронному оборудованию для гражданской авиации
FA	Курс от контрольной точки до абсолютной высоты
FACF†	Контрольная точка захвата конечного участка захода на посадку
FAF	Конечная контрольная точка захода на посадку
FAP	Точка конечного этапа захода на посадку
FAS	Конечный участок захода на посадку
FAT	Линия пути конечного участка захода на посадку
FATO	Зона конечного этапа захода на посадку и взлета

FHP	Фиктивная точка вертодрома
FHPCH	Относительная высота пересечения фиктивной точки вертодрома
FM	Курс от контрольной точки до завершения режима вручную
FMC	ЭВМ управления полетом
FMS	Система управления полетом
FPAP	Точка выставления направления траектории полета
FROP	Точка вывода из крена на конечном участке захода на посадку
FTE	Погрешность техники пилотирования
FTP	Точка фиктивного порога
FTT	Допуск на технику пилотирования
GARP	Азимутальная опорная точка GNSS
GCE†	Ошибка построения глиссады
GBAS	Наземная система функционального дополнения
GLS	Система посадки с использованием GBAS
GNSS	Глобальная навигационная спутниковая система
GP	Глиссада
GPA	Угол наклона глиссады
GPWS	Система предупреждения о близости земли
HA	Ожидание/полет по схеме "ипподром" до абсолютной высоты
HAE	Высота относительно элипсоида
HAL	Порог срабатывания сигнализации в горизонтальной плоскости
HCH	Относительная высота пересечения вертодрома
HF	Ожидание/полет по схеме "ипподром" до контрольной точки
HL	Потеря высоты
HM	Ожидание/полет по схеме "ипподром" до завершения режима вручную
HP	Точка вертодрома
HRP	Контрольная точка вертодрома
IAC	Карта захода на посадку по приборам
IAF	Начальная контрольная точка захода на посадку
IAP	Схема захода на посадку по приборам
IAS	Приборная скорость
IDF	Начальная контрольная точка вылета
IF	Промежуточная контрольная точка
IFDP	Разработка схем полетов по приборам
IFP	Схема полета по приборам
ILS	Система посадки по приборам
IMAL	Сигнал системы контроля целостности (или порог срабатывания сигнализации контроля целостности)
KIAS	Приборная воздушная скорость в узлах
LDAH	Располагаемая посадочная дистанция для вертолетов
LF	Низкая частота
LORAN	Радионавигационная система дальнего действия
LP	Заходы на посадку по курсовому радиомаяку
LPV	Заходы на посадку с точностью курсового радиомаяка и с вертикальным наведением
LTP	Точка посадочного порога ВПП
MA/H	Минимальная абсолютная/относительная высота
MAHF	Контрольная точка ожидания при уходе на второй круг
Manoeuvring-VS	Визуальный участок маневрирования
MAPt	Точка ухода на второй круг
MATF	Контрольная точка разворота при уходе на второй круг
MCA	Минимальная абсолютная высота пересечения
MCH	Минимальная относительная высота пересечения

MDA/H	Минимальная абсолютная/относительная высота снижения
MEA	Минимальная абсолютная высота полета по маршруту
MLS	Микроволновая система посадки
MM	Средний маркерный радиомаяк
MOC	Минимальный запас высоты над препятствиями
MOCA	Минимальная абсолютная высота пролета препятствий
MSA	Минимальная абсолютная высота в секторе
MSD	Минимальное расстояние стабилизации
MSL	Средний уровень моря
NDB	Ненаправленный радиомаяк
NPA	Неточный заход на посадку
NSE	Погрешность навигационной системы
NTZ	Промежуточная защитная зона
OAS	Поверхность оценки препятствий
OCA/H	Абсолютная/относительная высота пролета препятствий
OCA/Hfm	OCA/H конечного этапа захода на посадку и ухода на второй круг по прямой
OCA/Hps	OCA/H точного участка
OCS	Поверхность пролета препятствий
OFZ	Зона, свободная от препятствий
OIS	Поверхность обозначения препятствий
OJT	Подготовка на рабочем месте
OLS	Поверхность ограничения препятствий
OM	Внешний маркерный радиомаяк
PA	Точный заход на посадку
PAOAS†	Поверхности оценки препятствий для параллельных заходов на посадку
PAPI	Точный указатель траектории захода на посадку
PAR	Посадочный радиолокатор (ПРЛ)
PBN	Навигация, основанная на характеристиках
PDG	Расчетный градиент схемы
PinS	Точка в пространстве
PRP	Опорная точка захода на посадку до точки в пространстве
R	Скорость разворота
RAIM	Автономный контроль целостности в приемнике
RASS	Отдаленный источник для установки высотомера
RDH	Относительная высота опорной точки (для APV и PA)
RF	Дуга постоянного радиуса до контрольной точки
RNAV	Зональная навигация
RNP	Требуемые навигационные характеристики
RPDS	Селектор данных опорной траектории
RSR	Трассовый обзорный радиолокатор
RSS	Квадратный корень из суммы квадратов
SA	Зона безопасности
SARPS	Стандарты и Рекомендуемая практика (ИКАО)
SBAS	Спутниковая система функционального дополнения
SD	Стандартное отклонение
SDF	Контрольная точка ступенчатого снижения
SID	Стандартный маршрут вылета по приборам
SIS	Сигнал в пространстве
SOC	Начало набора высоты
SST	Сверхзвуковой воздушный транспорт

ST	Допуск на инструментальные вычисления
STAR	Стандартный маршрут прибытия по приборам
TAA	Абсолютная высота прибытия в район аэродрома
TACAN	УВЧ-система ближней навигации
TA/H	Разворот на абсолютной/относительной высоте
TAR	Обзорный радиолокатор аэродрома (или радиолокатор района аэродрома)
TAS	Истинная скорость
TCH	Относительная высота пересечения порога ВПП
TF	Линия пути до контрольной точки
THR	Порог ВПП
TMA	Узловой диспетчерский район
TNA/H	Абсолютная/относительная высота разворота
TP	Точка разворота
TSE	Суммарная погрешность системы
TTT	Метод вычерчивания по шаблону
V_{mini}	Минимальная воздушная скорость в приборных метеорологических условиях
VA	Направление до абсолютной высоты
VAL	Порог срабатывания сигнализации в вертикальной плоскости
VASIS	Система визуальной индикации глиссады
VDF	Радиопеленгаторная ОВЧ-станция
VEB	Бюджет погрешности в определении высоты
VI	Направление до пересечения
VM	Направление до завершения режима вручную
VOR	Всенаправленный ОВЧ-радиомаяк
VPA	Угол наклона траектории в вертикальной плоскости
VS	Визуальный участок
VSDA	Угол снижения на визуальном участке
VSDG	Расчетный градиент визуального участка
VSS	Поверхность визуального участка
WD	Расстояние от точки пути
WGS	Всемирная геодезическая система
XTT	Поперечный допуск
5LNC	Пятибуквенное кодовое название

кат.	Категория
КРМ	Курсовой радиомаяк (LOC)
КТА	Контрольная точка аэродрома
м. миля	Морская миля
МСА	Международная стандартная атмосфера
ОВД	Обслуживание воздушного движения
ОВЧ	Очень высокая частота
ОрВД	Организация воздушного движения
ПМУ	Приборные метеорологические условия
ППП	Правила полетов по приборам
СИ	Международная система единиц
УВД	Управление воздушным движением
ЭП	Эшелон полета (FL)

Глава 3

ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ

3.1 Применяемые единицы измерения соответствуют единицам, указанным в Приложении 5.

3.2 Значения параметров, как правило, указываются целыми числами. Если в этом случае не обеспечивается требуемая точность, значение параметра указывается с использованием необходимого числа десятичных знаков. Там, где параметр прямо влияет на осуществляемое летным экипажем управление воздушным судном, его значение обычно округляется до числа, кратного пяти. Кроме того, градиенты наклона, как правило, выражаются в процентах. В отношении градиентов наклона, выражаемых в других единицах, см. *Руководство по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368).

3.3 Для обеспечения требуемой точности при использовании параметров, указанных в настоящем документе, округлению подлежат только окончательные результаты расчетов. В промежуточных расчетах следует использовать максимальное располагаемое разрешение.

3.4 Размеры зон, связанных с ILS или MLS, или GBAS/SBAS при преобразовании в единицы, не относящиеся к системе СИ, следует округлять до целого фута.

3.5 Округление значений, подлежащих опубликованию на аэронавигационных картах, осуществляется в соответствии с требованиями к разрешению карт, содержащимися в добавлении 6 к Приложению 4.

Глава 4

СИСТЕМА ОТСЧЕТА

4.1 В Приложении 4 *"Аэронавигационные карты"*, Приложении 11 *"Обслуживание воздушного движения"* и Приложении 15 *"Службы аэронавигационной информации"* предусматривается использование системы WGS-84 в качестве системы отсчета в горизонтальной плоскости (геодезической) для международной аэронавигации. Публикация точек пути и маршрутов и данных полевой съемки местности и препятствий в WGS-84 не означает, что все расчеты, связанные со структурой воздушного пространства и схемами, должны быть эллипсоидальными. Исторически сложилось так, что зоны пролета препятствий и зоны ограничения препятствий в Приложении 14 и в томе II PANS-OPS определялись с использованием планарных методов, и эти методы остаются приемлемыми. Важным требованием является то, чтобы точки пути правильно преобразовывались в систему WGS-84 и из нее, как это указано в Приложениях 4, 11, 14 и 15. См. также том III *"Валидация программных средств при разработке схем полетов" Руководства по обеспечению качества при разработке схем полетов* (Doc 9906).

Примечание. Считается, что нет необходимости в пересмотре всех схем, рассчитанных вручную. Более того, эти простые методы остаются приемлемыми, как страховка от крупных ошибок.

4.2 Координаты, вырабатываемые программными средствами, не будут точно совпадать с координатами, определенными вручную, если в первом случае используются эллипсоидальные формулы, а во втором – планарные формулы. Такие различия являются приемлемыми при условии, что они меньше требований к точности, установленных в требованиях к качеству аэронавигационных данных в Приложениях к Конвенции о международной гражданской авиации.

Примечание. Координаты, рассчитанные с помощью различных программных средств, могут не полностью совпадать, если в этих различных пакетах программного обеспечения используются различные посылки, применяется округление в различное время или рассчитываются различные промежуточные значения.

Раздел 2

ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ

Глава 1

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 ВВЕДЕНИЕ

1.1.1 Содержащиеся в данной части технические требования сформулированы таким образом, чтобы обеспечить приемлемую степень стандартизации, хотя полностью признается тот факт, что добиться полного единообразия схем, зон и запаса высоты над препятствиями для какого-либо одного типа радионавигационных средств в мировом масштабе невозможно. Поэтому предполагается, что при установлении схем, зон и запасов высоты над препятствиями государства эти критерии должны соотносить с местными условиями.

1.1.2 Применительно к конкретной ВПП следует указывать лишь одну схему для каждого типа радионавигационных средств. Исключения в отношении этого положения допускаются только после совместного рассмотрения государственными органами и заинтересованными эксплуатантами. В этой связи внимание государств, в частности, обращается на общие и основные критерии, на которых основаны технические требования, и на методику применения этих критериев.

1.1.3 При разработке схем захода на посадку по приборам основным принимаемым в расчет фактором безопасности является запас высоты над препятствиями, однако в силу изменчивости таких факторов как местность, характеристики воздушных судов и квалификация пилотов, указанные в данной части подробные правила основаны на существующем стандартном оборудовании и существующей практике. Тем не менее включенные в состав данных технических требований величины запаса высоты над препятствиями рассматриваются как минимальные: они определены с учетом требований COM и AGA, и поэтому считается, что они не могут быть уменьшены без снижения уровня безопасности.

1.1.4 Появление и стремительный рост числа схем RNAV означает, что многие пилоты в настоящее время по привычке выполняют все схемы полетов по приборам с использованием наведения на основе бортовой базы навигационных данных вне зависимости от опубликования этих схем в виде схем RNAV или обычных схем. Однако не все обычные схемы можно закодировать для ввода в навигационные базы данных. Особенно это касается схем вылета. Для снятия остроты этой проблемы и повышения степени пригодности схем для выполнения полетов разработчикам схем следует:

a) обеспечивать максимально возможную простоту всех схем;

b) по возможности разрабатывать вместо обычных схем схемы RNAV;

c) тесно сотрудничать с поставщиками навигационных баз данных в случае введения обычной схемы вылета;

d) обеспечивать связность SID и структуры маршрутов и структуры маршрутов, STAR и схем заходов на посадку с использованием общей контрольной точки и совместимых абсолютных высот при сопряжении;

e) избегать использования участков двойного назначения, т. е. участка, объявленного частью STAR и одновременно частью схемы захода на посадку;

f) избегать использования участков курса, пересекающих радиалы VOR с углом разворота менее 30 °.

1.1.5 В интересах обеспечения эффективности, регулярности и экономичности полетов следует принимать все возможные меры для размещения оборудования и разработки схем с таким расчетом, чтобы, не нарушая безопасности полетов, сводить к минимуму как время выполнения захода на посадку по приборам, так и воздушное пространство, необходимое для выполнения соответствующих маневров.

1.2 ЗОНЫ

1.2.1 Каждый участок связан с зоной. Обычно зона располагается симметрично с каждой стороны намеченной линии пути. Разделение этой зоны на основную и дополнительную зоны является принципом. Однако в некоторых случаях допускается только основная зона. Если допустимо применение дополнительных зон, дополнительной зоной является внешняя половина каждой стороны зоны (обычно 25 % общей ширины). См. рис. I-2-1-1.

1.2.2 *Расчет ширины дополнительной зоны в заданной точке*. Ширина дополнительных зон в любой точке (p) между двумя контрольными точками может быть получена путем линейной интерполяции значений ширины в этих контрольных точках согласно приведенному ниже уравнению (см. рис. I-2-1-2):

$$W_{sp} = W_{s1} + D_p/L\ (W_{s2} - W_{s1}),$$

где W_{s1} – ширина дополнительной зоны в первой контрольной точке;

W_{s2} – ширина дополнительной зоны во второй контрольной точке;

Wsp – ширина дополнительной зоны в точке p;

D_p – расстояние точки p от первой контрольной точки, измеренное вдоль номинальной линии пути;

L – расстояние между двумя контрольными точками, измеренное вдоль номинальной линии пути.

1.3 ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

Полный запас высоты над препятствиями предусматривается в пределах всей зоны, если не обозначены дополнительные зоны. В случае применения дополнительных зон полный запас высоты над препятствиями предусматривается в основной зоне, а в дополнительной зоне запас высоты над препятствиями линейно уменьшается от полного запаса у внутреннего края до нуля у внешнего края. См. рис. I-2-1-1.

МОС в дополнительных зонах может быть получен путем линейной интерполяции в пределах от полной величины МОС у внешнего края основной зоны до нуля в соответствии с приведенным ниже уравнением (см. рис. I-2-1-3):

$$MOC_{sy} = MOC_p*(1 - Y/W_s),$$

где MOC_p – МОС в основной зоне;

MOC_{sy} – МОС в дополнительной зоне над препятствием, находящемся на расстоянии Y от внешнего края основной зоны;

W_s – ширина дополнительной зоны;

Y – расстояние от края основной зоны до препятствия, измеренное перпендикулярно номинальной лини пути.

1.4 ПРИМЕРЫ РАСЧЕТОВ

Если не указано иное, все примеры расчетов в настоящем документе основаны на абсолютной высоте 600 м (2000 фут) над средним уровнем моря (MSL) и температуре МСА + 15 °С. Для перевода скорости используются коэффициенты, приведенные в добавлении А к главе 1.

1.5 ПЕЛЕНГИ, ЛИНИИ ПУТИ И РАДИАЛЫ

При разработке схем захода на посадку используются градусы относительно истинного меридиана. Однако в соответствии с Приложением 4 на всех публикуемых схемах указываются градусы относительно магнитного меридиана. Радиалы также выражаются в градусах относительно магнитного меридиана и в дальнейшем обозначаются с помощью буквы R перед магнитным азимутом от навигационного средства, например R-027 или R-310. Публикуемый радиал представляет собой радиал, который определяет задаваемую линию пути. В зонах магнитной неустойчивости (т. е. вблизи магнитных полюсов земли) схемы могут устанавливаться с использованием градусов относительно истинного меридиана.

1.6 ТОЧНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

1.6.1 Значения точности систем, используемые при разработке критериев пролета препятствий, основываются на показателях, соответствующих минимальным характеристикам систем. Там, где может быть продемонстрировано, что один или несколько параметров, влияющих на эти величины, уверенно поддерживаются на уровне, лучшем, чем установленный минимум, могут использоваться меньшие значения точности. Величины, характеризующие точность, являются результатом вычисления квадратного корня из суммы квадратов (RSS) допусков системы.

1.6.2 Если какое-либо навигационное средство используется для наведения по линии пути, допуск на контрольную точку пересечения соответствует доверительным пределам 2 σ (95 %), в то время как угловое изменение ширины зон схемы захода на посадку/ухода на второй круг по приборам соответствует доверительным пределам 3 σ (99,7 %). В отношении допусков, относящихся к VOR/NDB, см. таблицу I-2-2-1 и рис. I-2-2-9 и I-2-2-11 главы 2.

1.7 УВЕЛИЧЕННЫЕ АБСОЛЮТНЫЕ/ОТНОСИТЕЛЬНЫЕ ВЫСОТЫ ДЛЯ ГОРНЫХ РАЙОНОВ

1.7.1 Когда схемы предназначены для применения в горных районах, необходимо учитывать погрешность высотомера и трудности осуществляемого пилотом управления воздушным судном, возникающие при скорости ветра в таких зонах 37 км/ч (20 уз) и более. Там, где известно существование подобных условий, МОС на конечном участке захода на посадку должен быть увеличен до 100 %.

1.7.2 Специалисты по схемам и утверждающие полномочные органы должны отдавать себе отчет в имеющей место опасности при таких полетах и, исходя из своего опыта и оценки, включать надлежащие добавления, направленные на ограничение периода времени, в течение которого воздушное судно подвергается подветренному воздействию турбулентности и других атмосферных явлений, характерных для горных районов. Для этого можно увеличить минимальную абсолютную/относительную высоту над промежуточной и конечной контрольными точками захода на посадку, с тем чтобы не допустить продолжительного полета на малых относительных высотах над земной поверхностью. Для получения наиболее надежной информации о местных условиях также следует обращаться к эксплуатанту с настоятельной просьбой о предоставлении своих замечаний. Такие увеличения

должны включаться в раздел GEN 3.3.5 "Минимальная абсолютная высота полета" сборника аэронавигационной информации (AIP) государства. См. *Правила аэронавигационного обслуживания. Управление аэронавигационной информацией* (PANS-AIM, Doc 10066), добавление 2 "*Содержание сборника аэронавигационной информации (AIP)"*.

1.8 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АБСОЛЮТНОЙ/ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ВЫСОТЫ СХЕМЫ

Для любого этапа полета при определении абсолютной/относительной высоты схемы учитываются такие элементы, как требования обслуживания воздушного движения, заход на посадку с непрерывным снижением на конечном участке (CDFA), структура воздушного пространства, влияние низкой или высокой температуры, сигналы навигационных средств, связь "воздух – земля", зона действия радиолокатора, экологические аспекты и т. д. Абсолютная/ относительная высота схемы для любого этапа полета устанавливается на минимальной абсолютной/относительной высоте пролета препятствий или выше. Абсолютную/относительную высоту схемы следует указывать в соответствующих случаях у контрольной точки или вдоль участка в зависимости от того, какой из этих элементов рассматривается разработчиком схемы/структуры воздушного пространства.

1.9 МИНИМАЛЬНАЯ АБСОЛЮТНАЯ ВЫСОТА В ЗОНЕ (AMA)

1.9.1 При определении минимальной абсолютной высоты полета в зоне для каждого четырехугольника учитывается рельеф местности и препятствия в пределах 8 км от границ четырехугольника.

1.9.2 Минимальная абсолютная высота полета в зоне рассчитывается таким образом, чтобы минимальная абсолютная высота пролета препятствий составляла 600 м (2000 фут) в горных районах или 300 м (1000 фут) в другой местности над самым высоким препятствием в пределах зоны, определенной в п. 7.6.2.1 главы 7 раздела 3 части III.

1.10 ТОЧНОСТЬ КАРТОГРАФИЧЕСКИХ ДАННЫХ

1.10.1 При разработке схем захода на посадку по приборам следует учитывать точность картографических данных путем добавления связанных с составлением карт допусков к данным об относительной высоте и местоположении критического элемента местности или препятствия. Допуски по вертикали добавляются к указанной относительной высоте или превышению объекта. Допуски по горизонтали добавляются к периметру критического элемента местности или препятствия.

1.10.2 В тех случаях, когда применение этих допусков приводит к неприемлемому эксплуатационному проигрышу, следует использовать дополнительную топографическую информацию для уточнения данных о местоположении и высоте препятствий.

1.11 ПРЕДСТАВЛЕНИЕ СУЩЕСТВЕННЫХ ПРЕПЯТСТВИЙ И ВЫСОТНЫХ ОТМЕТОК НА КАРТАХ

С тем чтобы не перегружать карты информацией, которая может затенить важную навигационную информацию, специалисты по разработке схем должны тщательно анализировать предоставляемую картографам информацию о:

a) существенных препятствиях, учитываемых при расчетах соответствующих участков схемы; и

b) превышениях соответствующих точек, которые необходимы для улучшения общего представления о подстилающей местности.

Примечание. Технические требования к изображению рельефа местности и нанесению существенных препятствий на Карте захода на посадку по приборам (ИКАО) *изложены в главе 11 Приложения 4.*

1.12 БАЗА ДАННЫХ О ХАРАКТЕРИСТИКАХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

В критериях PANS-OPS используются стандартные условия в отношении характеристик воздушных судов. Однако в них допускаются отклонения от этих стандартных условий, когда применяются специальные требования к воздушному пространству. Характеристики конкретных воздушных судов содержатся в базе данных о характеристиках воздушных судов, помещенной на веб-сайте ИКАО (*подлежит разработке*).

1.13 ОПУБЛИКОВАНИЕ

1.13.1 При разработке схем захода на посадку используются градусы относительно истинного меридиана. Однако в соответствии с Приложением 4 на всех публикуемых схемах указываются градусы относительно магнитного меридиана. Радиалы также выражаются в градусах, относительно магнитного меридиана и в дальнейшем обозначаются с помощью буквы R перед магнитным азимутом от навигационного средства, например R-027 или R-310. Публикуемый радиал представляет собой радиал, который определяет задаваемую линию пути. В зонах магнитной неустойчивости (т. е. вблизи магнитных полюсов земли) схемы могут устанавливаться с использованием градусов относительно истинного меридиана.

1.13.1.1 *Применение магнитного склонения*

a) *VOR.* Магнитные линии пути до VOR или от VOR определяются на основе истинного радиала VOR на станции VOR учетом опубликованного склонения станции VOR.

b) *Заход на посадку на основе NDB, SID и STAR.* Магнитные линии пути до NDB или от NDB на схеме определяются на основе истинного пеленга NDB на станции NDB с учетом опубликованного магнитного склонения аэродрома. Как исключение при построении STAR и SID с использованием участков большой протяженности на широтах с большими изменениями магнитного склонения, магнитное склонение применяется в точках, удаленных на ¼ и ¾ суммарной длины участка.

c) *NDB на маршруте.* Магнитные линии пути от маршрутного NDB определяются на основе истинного пеленга NDB на станции NDB с учетом опубликованного магнитного склонения на станции NDB. Как исключение при построении воздушной трассы по маршруту с использованием участков большой протяженности в районах высоких широт с большими изменениями магнитного склонения, магнитное склонение применяется в точках, удаленных на ¼ и ¾ суммарной длины участка.

d) *Заход на посадку по ILS, MLS или курсовому радиомаяку.* Магнитные курсы для курсового радиомаяка определяются на основе истинного курса курсового радиомаяка в месте расположения курсового радиомаяка с учетом опубликованного магнитного склонения соответствующего аэродрома.

e) *Контрольная точка, определяемая NDB на маршруте.* Магнитные пеленги от контрольной точки, определяемой по пеленгу на NDB, устанавливаются на основе истинного пеленга в месте расположения определенной контрольной точки с учетом магнитного склонения в этой контрольной точке.

f) *RNAV на маршруте.* Для определения магнитной линии пути для полета по маршруту, в каждой точке пути применяется опубликованное магнитное склонение.

g) *Схемы полетов в районе аэродрома на основе RNAV.* Магнитным склонением, подлежащим применению в отношении любой линии пути, используемой в схемах RNAV, за исключением схем RNAV (VOR/DME), является либо магнитное склонение, опубликованное для соответствующего аэродрома вылета/намеченной посадки, либо склонение станции рекомендованного навигационного средства, связанного с конкретным участком схемы. Магнитная линия пути определяется на основе истинной линии пути схемы с учетом опубликованного магнитного склонения/склонения станции. Для участков, основанных на указателях окончания траекторий CF, FA или FM, бортовые системы используют склонение станции рекомендованного навигационного средства, связанного с участком. Важно, чтобы приемлемые навигационные средства были обозначены как рекомендованные навигационные средства для всех таких участков. Опубликованное магнитное склонение аэродрома должно использоваться для участков, основанных на указателях окончания траекторий CA, VA и VM. Магнитное склонение для участков, основанных на других указателях окончания траекторий, может определяться любым способом. Если используется склонение станции, рекомендованное навигационное средство четко указывается в описании схемы. Для определения магнитных курсов для RNAV (VOR/DME) следует использовать склонение опорных станций VOR/DME для данной схемы.

1.13.2 Схемы для категории H не публикуются на тех же самых картах захода на посадку по приборам в виде объединенных схем для вертолетов/самолетов.

1.13.3 Используемые особые величины подлежат опубликованию. Однако в отношении DME всегда используются величины, приведенные в п. 2.4.4 "DME" главы 2.

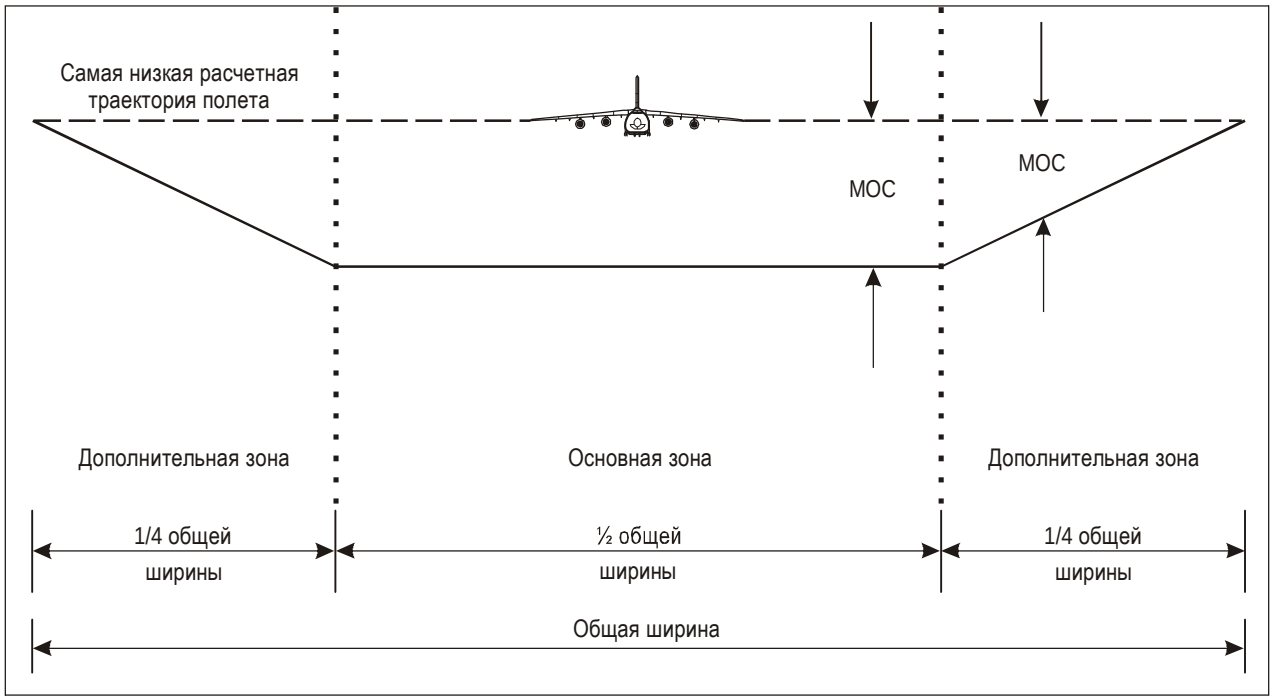


Рис. I-2-1-1. Поперечное сечение зоны прямолинейного участка, включающей основную и дополнительную зоны

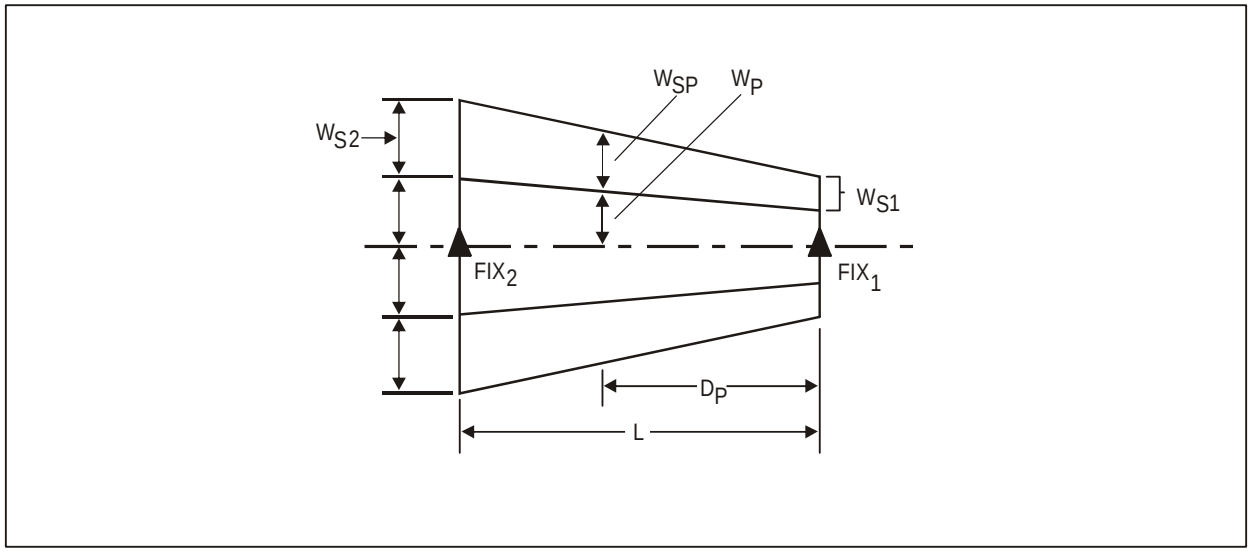


Рис. I-2-1-2. Ширина дополнительной зоны

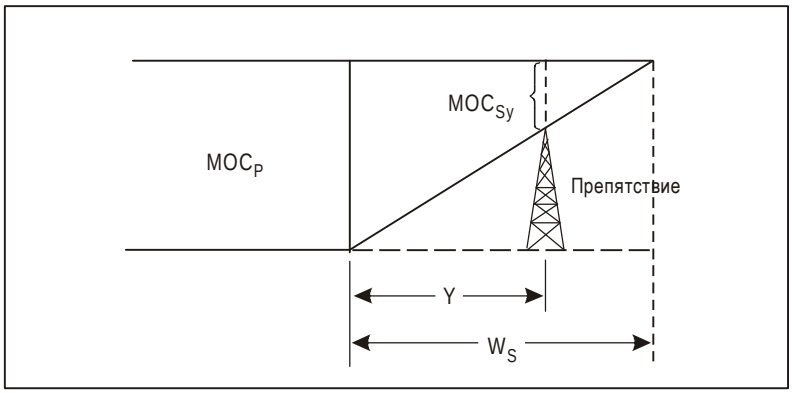


Рис. I-2-1-3. Запас высоты над препятствиями в дополнительных зонах

— — — — — — — —

Добавление к главе 1

ТАБЛИЦА ПЕРЕВОДА IAS В TAS

1. В настоящем добавлении приводятся переводные коэффициенты для преобразования приборной скорости (IAS) в истинную скорость (TAS) для абсолютных высот от 0 до 7500 м (0–24 000 фут) при температурах от МСА – 30°C до МСА + 30°C.

2. Истинная скорость находится простым умножением приборной скорости на переводной коэффициент для данной абсолютной высоты и температуры. Например:

a) абсолютная высота равна 4500 м, приборная скорость 400 км/ч и температура МСА + 20°C. В этом случае:

TAS = 400 × 1,3034 = 521 км/ч;

b) абсолютная высота равна 10 000 фут, приборная скорость 220 уз и температура МСА + 10°C. В этом случае:

TAS = 200 × 1,1852 = 261 уз.

3. При определении истинной скорости для абсолютных высот и температур, не указанных в таблицах I-2-1-Доб-1 и I-2-1-Доб-2, может использоваться формула, приведенная под каждой таблицей.

4. Поскольку в этих таблицах не учитывается сжимаемость воздушного потока, скорости, к которым могут быть применены переводные коэффициенты, должны ограничиваться теми скоростями, которые указаны в таблицах I-4-1-1 и I-4-1-2.

Таблица I-2-1-Доб-1.

Абсолютная высота (метры)	*Переводной коэффициент*							
	МСА–30	*МСА–20*	*МСА–10*	*МСА*	*МСА+10*	*МСА+15*	*МСА+20*	*МСА+30*
0	0,9465	0,9647	0,9825	1,0000	1,0172	1,0257	1,0341	1,0508
500,0	0,9690	0,9878	1,0063	1,0244	1,0423	1,0511	1,0598	1,0770
1 000,0	0,9922	1,0118	1,0309	1,0497	1,0682	1,0774	1,0864	1,1043
1 500,0	1,0163	1,0366	1,0565	1,0760	1,0952	1,1046	1,1140	1,1325
2 000,0	1,0413	1,0623	1,0830	1,1032	1,1231	1,1329	1,1426	1,1618
2 500,0	1,0672	1,0890	1,1105	1,1315	1,1521	1,1623	1,1724	1,1923
3 000,0	1,0940	1,1167	1,1390	1,1608	1,1822	1,1928	1,2032	1,2239

Абсолютная высота (метры)	*Переводной коэффициент*							
	МСА–30	*МСА–20*	*МСА–10*	*МСА*	*МСА+10*	*МСА+15*	*МСА+20*	*МСА+30*
3 500,0	1,1219	1,1455	1,1686	1,1912	1,2135	1,2245	1,2353	1,2568
4 000,0	1,1507	1,1753	1,1993	1,2229	1,2460	1,2574	1,2687	1,2910
4 500,0	1,1807	1,2063	1,2313	1,2558	1,2798	1,2917	1,3034	1,3266
5 000,0	1,2119	1,2385	1,2645	1,2900	1,3150	1,3273	1,3395	1,3636
5 500,0	1,2443	1,2720	1,2991	1,3256	1,3516	1,3644	1,3771	1,4022
6 000,0	1,2779	1,3068	1,3350	1,3627	1,3897	1,4031	1,4163	1,4424
6 500,0	1,3130	1,3430	1,3725	1,4013	1,4295	1,4434	1,4572	1,4843
7 000,0	1,3494	1,3808	1,4115	1,4415	1,4709	1,4854	1,4998	1,5281
7 500,0	1,3873	1,4201	1,4521	1,4835	1,5141	1,5292	1,5442	1,5737

Приведенная ниже формула используется для величин, не указанных в таблице:

$TAS = IAS \times 171233\ [(288 \pm VAR) - 0{,}006496H]^{0,5} \div (288 - 0{,}006496H)^{2,628}$,

где VAR – отклонение температуры от МСА, °C; H – абсолютная высота, м.

Таблица I-2-1-Доб-2.

Абсолютная высота (фут)	*Переводной коэффициент*							
	МСА–30	*МСА–20*	*МСА–10*	*МСА*	*МСА+10*	*МСА+15*	*МСА+20*	*МСА+30*
0	0,9465	0,9647	0,9825	1,0000	1,0172	1,0257	1,0341	1,0508
1 000,0	0,9601	0,9787	0,9969	1,0148	1,0324	1,0411	1,0497	1,0667
2 000,0	0,9740	0,9930	1,0116	1,0299	1,0479	1,0567	1,0655	1,0829
3 000,0	0,9882	1,0076	1,0266	1,0453	1,0637	1,0728	1,0818	1,0995
4 000,0	1,0027	1,0225	1,0420	1,0611	1,0799	1,0892	1,0984	1,1165
5 000,0	1,0175	1,0378	1,0577	1,0773	1,0965	1,1059	1,1153	1,1339
6 000,0	1,0327	1,0534	1,0738	1,0938	1,1134	1,1231	1,1327	1,1517
7 000,0	1,0481	1,0694	1,0902	1,1107	1,1307	1,1406	1,1505	1,1699
8 000,0	1,0639	1,0857	1,1070	1,1279	1,1485	1,1586	1,1686	1,1885
9 000,0	1,0801	1,1024	1,1242	1,1456	1,1666	1,1770	1,1872	1,2075
10 000,0	1,0967	1,1194	1,1418	1,1637	1,1852	1,1958	1,2063	1,2270

Абсолютная высота (фут)	*Переводной коэффициент*							
	МСА–30	*МСА–20*	*МСА–10*	*МСА*	*МСА+10*	*МСА+15*	*МСА+20*	*МСА+30*
11 000,0	1,1136	1,1369	1,1597	1,1822	1,2042	1,2150	1,2258	1,2470
12 000,0	1,1309	1,1547	1,1781	1,2011	1,2236	1,2347	1,2457	1,2674
13 000,0	1,1485	1,1730	1,1970	1,2205	1,2435	1,2549	1,2661	1,2884
14 000,0	1,1666	1,1917	1,2162	1,2403	1,2639	1,2755	1,2871	1,3098
15 000,0	1,1852	1,2108	1,2360	1,2606	1,2848	1,2967	1,3085	1,3318
16 000,0	1,2041	1,2304	1,2562	1,2814	1,3062	1,3184	1,3305	1,3544
17 000,0	1,2235	1,2505	1,2769	1,3028	1,3281	1,3406	1,3530	1,3775
18 000,0	1,2434	1,2710	1,2981	1,3246	1,3506	1,3634	1,3761	1,4011
19 000,0	1,2637	1,2921	1,3198	1,3470	1,3736	1,3868	1,3998	1,4254
20 000,0	1,2846	1,3136	1,3421	1,3700	1,3973	1,4107	1,4240	1,4503
21 000,0	1,3059	1,3357	1,3649	1,3935	1,4215	1,4353	1,4489	1,4759
22 000,0	1,3278	1,3584	1,3883	1,4176	1,4463	1,4605	1,4745	1,5021
23 000,0	1,3502	1,3816	1,4123	1,4424	1,4718	1,4863	1,5007	1,5290
24 000,0	1,3731	1,4054	1,4369	1,4677	1,4980	1,5128	1,5276	1,5566

Приведенная ниже формула используется для величин, не указанных в таблице:

$$TAS = IAS \times 171233\ [(288 \pm VAR) - 0{,}00198H]^{0,5} \div (288 - 0{,}00198H)^{2,628},$$

где VAR – отклонение температуры от МСА, °С; H – абсолютная высота, фут.

Глава 2

КОНТРОЛЬНЫЕ ТОЧКИ РАЙОНА АЭРОДРОМА

2.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

2.1.1 Ввиду того, что все навигационные средства и точки пути имеют ограниченную точность, обозначаемая географическая точка не является точной и может находиться в пределах некоторой зоны, окружающей номинальную точку. Номинальная точка может определяться:

a) пересечением (см. п. 2.3 "Допуск и зона допуска на контрольную точку пересечения");

b) положением над средством (см. п. 2.5 "Допуск на контрольную точку над навигационным средством");

c) точкой пути RNAV;

d) другими видами навигационных средств (см. п. 2.4 "Допуск на контрольную точку для других типов навигационных средств").

2.1.2 На рис. I-2-2-1 в качестве примера показано пересечение дуги и радиала от одной и той же станции VOR/DME и пересечение двух радиалов или пеленгов от несовмещенных навигационных средств. Получаемая таким образом зона в настоящем документе называется "зоной допуска на контрольную точку".

2.2 КОНТРОЛЬНЫЕ ТОЧКИ РАЙОНА АЭРОДРОМА

2.2.1 Состав контрольных точек района аэродрома определяется, но не ограничивается:

a) начальной контрольной точкой захода на посадку (IAF),

b) промежуточной контрольной точкой (IF),

c) конечной контрольной точкой захода на посадку (FAF);

d) контрольной точкой зоны ожидания,

а также, при необходимости, контрольной точкой, обозначающей точку ухода на второй круг (MAPt) или точку разворота (TP).

2.2.2 Контрольные точки района аэродрома должны основываться на аналогичных навигационных системах. Использование контрольных точек смешанного типа (таких, как VHF/LF) должно ограничиваться теми контрольными точками пересечения, которым не существует удовлетворительной альтернативы.

2.3 ДОПУСК И ЗОНА ДОПУСКА НА КОНТРОЛЬНУЮ ТОЧКУ ПЕРЕСЕЧЕНИЯ

Допуск и зона допуска на контрольную точку определяются путем применения характеристик навигационной информации как от совмещенных, так и от несовмещенных средств, как показано на рис. I-2-2-1.

2.3.1 Зоны допуска на контрольные точки

Контуром зон допуска контрольных точек являются границы, связанные с номинальным положением контрольной точки и определяемые на основе точности использования систем, обеспечивающих приводные радиалы и радиалы пересечения (или дуги в соответствующих случаях). Поскольку точность использования систем выражается в углах, размер зоны допуска на контрольную точку зависит от расстояния контрольной точки до навигационного средства.

2.3.2 Допуск на контрольную точку

Допуск на контрольную точку определяет эксплуатационную применимость контрольной точки. Допуском на контрольную точку является расстояние, измеренное вдоль номинальной линии пути относительно номинального положения контрольной точки. Оно определяется точками пересечения номинальной линии пути с самым ранним и самым поздним пределами зоны допуска на контрольную точку, измеренными вдоль номинальной линии пути. Допуск выражается положительной или отрицательной величиной относительно номинальной контрольной точки. См. рис. I-2-2-5 и I-2-2-6. Допуск на контрольную точку и величины точности использования систем основываются на вероятности удержания, равной 95 % (2 SD).

2.3.3 Точность использования системы для VOR, NDB и КРМ

Точность использования системы определяется путем вычисления квадратного корня из суммы квадратов следующих допусков:

a) допуска на наземную систему,

b) допуска на бортовую приемную систему и

c) допуска на технику пилотирования.

Различие между суммарной точностью использования системы, относящейся к средству, обеспечивающему пересечение, и точностью в отношении средства, обеспечивающего наведение по линии пути, связано с тем, что в первом случае допуск на технику пилотирования не применяется. В отношении значений точности использования системы см. таблицу I-2-2-1, а также таблицу I-2-2-2, содержащую допуски, на которых основаны эти значения.

2.4 ДОПУСК НА КОНТРОЛЬНЫЕ ТОЧКИ ДРУГИХ ТИПОВ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

2.4.1 Радиолокатор района аэродрома

При определении точности радиолокационных контрольных точек необходимо учитывать:

a) точность отображения (обычно 150 м (492 фут) или 3 % от расстояния до антенны);

b) разрешающую способность по азимуту (до некоторой степени уменьшаемую с учетом обеспечиваемого диспетчером определения центра цели);

c) допуск на технику пилотирования (которым учитывается запаздывание связи, а также скорость полета воздушного судна);

d) допуск на диспетчерскую технику (которым учитывается скорость вращения антенны и скорость полета воздушного судна).

Суммарный допуск на контрольную точку представляет собой результат объединения на основе вычисления квадратного корня из суммы квадратов, как указано в таблице I-2-2-3.

2.4.2 Радиолокационные контрольные точки

Обычно радиолокатор не применяется в качестве основного средства обозначения контрольных точек. Однако в тех случаях, когда при управлении воздушным движением (УВД) может обеспечиваться такое обслуживание, радиолокатор района аэродрома (TAR), соответствующий указанным в п. 2.4.1 "Радиолокатор района аэродрома" пределам, может использоваться для определения любой контрольной точки района аэродрома. Трассовый обзорный радиолокатор (RSR) может использоваться для начальной и промежуточной контрольных точек захода на посадку.

2.4.3 Контрольные точки VOR или NDB с DME

2.4.3.1 Контрольные точки VOR/DME основываются на информации о радиале и дальности, которую, как правило, получают от средств с совмещенными азимутальной антенной и антенной DME. Однако там, где необходима контрольная точка VOR/DME, получаемая с помощью несовмещенных средств, эта точка считается отвечающей своему назначению только в тех случаях, когда противолежащий средствам угол с вершиной в контрольной точке обеспечивает приемлемую величину зоны допуска на контрольную точку. См. рис. I-2-2-1.

2.4.3.2 Там, где антенна DME не совмещена с обеспечивающими наведение по линии пути VOR и NDB, максимальное расхождение между направлениями из контрольной точки на обеспечивающее наведение по линии пути навигационное средство и на DME не превышает 23°.

2.4.3.3 Относительно использования DME совместно с ILS см. п. 1.4.4 "Контрольная проверка глиссады" главы 1 раздела 1 части II.

2.4.4 DME

Точность составляет ±(0,46 км (0,25 м. мили) + 1,25 % от расстояния до антенны). Эта величина вычислена как квадратный корень из суммы квадратов минимальной точности, допуска на контрольное устройство и допуска на технику пилотирования. Две последние величины настолько малы, что они полностью перекрываются большей величиной, относящейся к бортовому оборудованию.

Примечание 1. Не допускается уменьшение величины на основе данных летных проверок.

Примечание 2. При установлении величин допусков предполагается, что в опубликованных схемах будут учтены величины наклонной дальности.

2.4.5 Маркерный радиомаяк, работающий на частоте 75 МГц

Используется для определения допуска на контрольную точку маркерного радиомаяка ILS и "Z" во время процедур захода на посадку.

Если по данному средству определяется MAPt, используется постоянное значение, равное нулю (см. п. 6.1.6.2.1 "Допуск на MAPt, если MAPt определяется навигационным средством или контрольной точкой" главы 6 раздела 4).

2.5 ДОПУСК НА КОНТРОЛЬНУЮ ТОЧКУ НАД НАВИГАЦИОННЫМ СРЕДСТВОМ

2.5.1 VOR

2.5.1.1 Зона допуска на контрольную точку над VOR представляет собой окружность, образованную горизонтальным сечением перевернутого конуса неопределенности над данным средством с вершиной в месте расположения средства и половиной угла конуса (α), равной 50º. Однако в тех случаях, когда государством установлено соответствие другому углу, радиус окружности неопределенности может быть скорректирован путем применения формулы, приведенной ниже в п. 2.5.1.2. Предполагается, что вход в конус осуществляется с точностью ±5° относительно заданной линии пути приближения. Предполагается, что от точек входа линия пути прохождения конуса выдерживается с точностью ±5°. Если средство определяет MAPt или точку разворота при уходе на второй круг, используются фиксированные значения (см. пп. 6.1.6.2.1 и 6.4.6.2 главы 6 раздела 4).

2.5.1.2 *Построение зоны допуска на контрольную точку в месте расположения VOR.* Зона допуска на контрольную точку в месте расположения VOR, точки Vl, V2, V3, V4, определяется следующим образом (см. рис. I-2-2-3):

1) описать окружность с центром в месте расположения VOR и радиусом zV:
   $zV = h \operatorname{tg} \alpha$ (zV и h в км),
   $zV = 0{,}164\ h \operatorname{tg} \alpha$ (h в тыс. фут и zV в м. милях),
   где $\alpha = 50°$ или другой, определенный соответствующим полномочным органом угол, соответствующий коническому эффекту, а h – высота над средством;

2) провести параллельные линии на расстоянии $qV = zV \sin 5°$ с обеих сторон линии пути приближения;

3) провести две линии под углом 5° относительно предшествующих линий 2) в точках "V2" и "V4";

4) отметить точки "Vl" и "V3" на пересечениях линий 3) с окружностью 1).

2.5.2 NDB

2.5.2.1 Зона допуска на контрольную точку над NDB представляет собой окружность, образованную горизонтальным сечением перевернутого конуса неопределенности над данным средством с вершиной в месте расположения средства и половиной угла конуса, равной 40º. Предполагается, что вход в конус осуществляется с точностью ±15° относительно заданной линии пути приближения. Предполагается, что от точек входа линия пути прохождения конуса выдерживается с точностью ±5°. Если средство определяет MAPt или точку разворота при уходе на второй круг, используются фиксированные значения (см. пп. 6.1.6.2.1 и 6.4.6.2 главы 6 раздела 4).

2.5.2.2 *Построение зоны допуска на контрольную точку в месте расположения NDB.* Зона допуска на контрольную точку в месте расположения NDB, точки Nl, N2, N3, N4, определяется следующим образом (см. рис. I-2-2-4):

1) описать окружность с центром в месте расположения NDB и радиусом zN:

   zN = h tg 40° (zN и h в км),

   zN = 0,164 h tg 40° (h в тыс. фут, а zN в м. милях) для получения зоны конического эффекта;

2) провести параллельные линии на расстоянии qN = zN sin 15° с обеих сторон линий пути приближения;

3) провести две линии под углом 5° относительно предшествующих линий 2) в точках "N2" и "N4";

4) отметить точки "Nl" и "N3" на пересечениях линий 3) с окружностью 1).

2.6 ПРАКТИЧЕСКОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОНТРОЛЬНЫХ ТОЧЕК ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ СХЕМ ПОЛЕТОВ

2.6.1 Минимальная используемая горизонтальная дальность до контрольной точки VOR/DME

Минимальная используемая горизонтальная дальность до контрольной точки VOR/DME может быть определена из следующих уравнений:

$$d_m = h_l \text{ tg } 55°,$$

где h_l – относительная высота над средством в тысячах метров и

d_m – минимальная используемая горизонтальная дальность DME в километрах

или

$$d_m = 0{,}164\ h_l \text{ tg } 55°,$$

где h_l – относительная высота над средством в тысячах футов и

d_m – минимальная используемая горизонтальная дальность DME в морских милях.

2.6.2 Начальная/промежуточная контрольная точка захода на посадку

Для того чтобы промежуточная контрольная точка или начальная контрольная точка захода на посадку отвечали своему назначению, допуск на контрольную точку (допуск на отклонение вдоль линии пути (ATT) для RNAV) не должен превышать ±3,7 км (±2,0 м. мили). Когда в качестве FAF используется контрольная точка VOR, NDB или VOR/DME, допуск на контрольную точку может быть увеличен, но не более чем на ±25 % длины соответствующего участка (промежуточного или начального соответственно).

Пример. Если длина промежуточного или начального участка составляет 10 м. миль, допуск на контрольную точку может быть равен 2,5 м. мили.

Измерения производятся от номинальных положений контрольных точек вдоль номинальной линии пути. См. рис. I-2-2-5.

2.6.3 Конечная контрольная точка неточного захода на посадку

Контрольная точка, используемая в качестве FAF, располагается не далее 19 км (10 м. миль) от посадочной поверхности. Допуск на контрольную точку на уровне пересечения FAF не должен превышать ±1,9 км (±1,0 м. мили). См. рис. I-2-2-6.

2.6.4 Контрольные точки ухода на второй круг

2.6.4.1 *Общие положения*

При неточных заходах на посадку может использоваться контрольная точка ухода на второй круг. Допуск на контрольную точку не превышает продольного допуска на MAPt, вычисляемого, исходя из предположения, что MAPt определяется расстоянием от FAF. См. главу 6 раздела 4.

2.6.4.2 *Использование маркерного радиомаяка, работающего на частоте 75 МГц*

Использование маркерного радиомаяка ILS, работающего на частоте 75 МГц, в качестве MAPt ограничивается случаем захода на посадку по ILS с неработающим глиссадным радиомаяком. См. главу 1 "Только курсовой радиомаяк" раздела 2 части II.

2.6.5 Ограничивающие радиалы/расстояния DME

Там, где нет наведения по линии пути при уходе на второй круг, точка разворота может быть определена пересечением номинальной линии пути с ограничительным радиалом VOR, пеленгом NDB или расстоянием по DME. Хотя это пересечение не является контрольной точкой, в расчетах, связанных с уходом на второй круг, принимается зона допуска на контрольную точку, составленная как показано на рис. I-2-2-7 (см. п. 6.4.6 главы 6 раздела 4 и п. 1.5.3.3 главы 1 раздела 1 части II в части зоны разворота).

2.7 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОНТРОЛЬНЫХ ТОЧЕК ДЛЯ СНИЖЕНИЯ И СВЯЗАННЫЙ С НИМИ ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

2.7.1 Располагаемая дистанция снижения

При применении критериев, относящихся к градиентам снижения, к участку захода на посадку (зонам начального, промежуточного или конечного этапов захода на посадку), градиент рассчитывается по расстоянию между номинальным положением связанных контрольных точек. См. рис. I-2-2-8.

2.7.2 Запас высоты над препятствиями после прохождения контрольной точки

Предполагается, что снижение начинается в самой ранней точке зоны допуска первой контрольной точки и заканчивается в номинальном положении второй контрольной точки. Запас высоты над препятствиями на участке, на который выходит воздушное судно, обеспечивается:

a) в пределах зоны допуска первой контрольной точки и

b) между номинальными положениями двух данных контрольных точек.

Пример для промежуточного участка захода на посадку см. на рис. I-2-2-9.

2.7.3 Контрольная точка ступенчатого снижения

2.7.3.1 Контрольная точка ступенчатого снижения позволяет произвести дополнительное снижение в пределах участка путем указания точки, по достижении которой был выполнен безопасный пролет критического препятствия. Желательно, чтобы на конечном участке захода на посадку устанавливалась только одна контрольная точка ступенчатого снижения, за исключением тех случаев, когда контрольная точка обеспечивается радиолокатором или DME. В этом случае указывается не более двух контрольных точек ступенчатого снижения (см. рис. I-2-2-10).

2.7.3.2 Контрольная точка ступенчатого снижения на конечном участке захода на посадку применяется только для тех воздушных судов, на которых предусмотрены одновременные прием информации для наведения по линии пути и индикация пересечения, если не указано иное. Там, где контрольная точка ступенчатого снижения используется на конечном участке захода на посадку, OCA/H указывается как для наличия, так и для отсутствия контрольной точки ступенчатого снижения. В тех случаях, когда контрольная точка ступенчатого снижения применяется на конечном участке захода на посадку схемы с использованием RNP, OCA/H указывается только для наличия контрольной точки ступенчатого снижения.

2.7.3.3 Контрольная точка ступенчатого снижения должна отвечать критериям, применяемым к контрольной точке, связанной с данным участком. Этими критериями являются:

a) критерии для IAF и IF на начальном и промежуточном участках захода на посадку соответственно; и

b) критерии для FAF на конечном участке захода на посадку.

Критерии для IAF и IF приведены выше в п. 2.6.2. Критерии для FAF приведены в п. 2.6.3.

2.7.3.4 В тех случаях, когда контрольные точки могут обеспечиваться соответствующим образом расположенным DME, может предусматриваться ряд ступенчатых снижений на указанной линии пути или в пределах указанного сектора в направлении аэродрома посадки. Такая схема должна предусматриваться для того, чтобы

обеспечить соответствующий для участка, на котором располагается контрольная точка, запас высоты над препятствиями от этапа полета по маршруту до конечного участка захода на посадку включительно.

2.7.4 Препятствие вблизи конечной контрольной точки захода на посадку или контрольной точки ступенчатого снижения

Препятствия, находящиеся в зоне допуска на контрольную точку и не далее 9,3 км (5,0 м. мили) за самой ранней точкой зоны допуска на контрольную точку, не требуется учитывать при определении ОСА/Н или минимальной абсолютной/относительной высоты пролета препятствий на следующем участке, при условии, что эти препятствия находятся под плоскостью:

a) перпендикулярной к вертикальной плоскости, содержащей номинальную линию пути конечного этапа захода на посадку и имеющей градиент 15 % к горизонтальной плоскости (кат. Н, 15 % или градиент снижения номинальной линии пути, умноженный на 2,5, в зависимости от того, что больше);

b) проходящей через самую раннюю точку зоны допуска на контрольную точку на абсолютной/ относительной высоте, равной минимальной абсолютной/относительной высоте пролета препятствий, требуемой до этой контрольной точки, минус запас высоты над препятствиями, требуемый для участка, предшествующего данной контрольной точке (см. рис. I-2-2-11).

2.8 ЗОНЫ ЗАЩИТЫ, СВЯЗАННЫЕ С VOR И NDB

Величины, относящиеся к зонам защиты, основываются на приведенных в таблице I-2-2-1 точностях используемых систем (2 SD) и экстраполируются до величин, соответствующих 3 SD (99,7 % вероятности удержания).

Угловое изменение ширины зоны для VOR:
район аэродрома = 7,8°.
Угловое изменение ширины зоны для NDB:
район аэродрома = 10,3°.

Таблица I-2-2-1. Точность использования системы (2 SD) для средства, обеспечивающего наведение по линии пути, и для средства, не обеспечивающего наведение по линии пути

	VOR[1]	ILS	NDB
Точность использования системы для средства, НЕ обеспечивающего линию пути	±4,5°	±1,4°	±6,2°
Точность использования системы для средства, обеспечивающего линию пути	±5,2°	±2,4°	±6,9°

1. Величины ±5,2 и ±4,5º для VOR могут быть уменьшены на основании результатов летных проверок до значений, представленных в п. a) таблицы I-2-2-2.

Таблица I-2-2-2. Допуски, на которых основаны значения точности использования системы

Значения в таблице I-2-2-1 являются результатом объединения на основе вычисления квадратного корня из суммы квадратов следующих допусков	VOR	ILS	NDB
a) допуска на наземную систему	±3, 6°	±1°[1]	±3°
b) допуска на бортовой приемник	±2,7°	±1°	±5,4°
c) допуска на технику пилотирования[2]	±2,5°	±2°	±3°

1. Включает искривления луча.

2. Допуск на технику пилотирования применяется только к навигационным средствам, обеспечивающих линию пути. Он не применяется в случае определения местоположения по засечке навигационного средства.

Таблица I-2-2-3. Аэродромный радиолокатор: суммарный допуск на контрольную точку

	TAR		*RSR*	
Параметр	*в пределах 37 км (20 м. миль)*		*в пределах 74 км (40 м. миль)*	
Точность отображения	1,1 км	0,6 м. мили	2,2 км	1,2 м. мили
Точность по азимуту	0,7 км	0,4 м. мили	1,5 км	0,8 м. мили
Допуск на технику пилотирования	0,7 км (5 с при 500 км/ч)	0,3 м. мили (5 с при 250 уз)	1,4 км (10 с при 500 км/ч)	0,7 м. мили (10 с при 250 уз)
Допуск на диспетчерскую технику	0,6 км	0,3 м. мили	1,1 км	0,6 м. мили
Суммарный допуск на контрольную точку (вычисленный как RSS)	±1,6 км	±0,8 м. мили	±3,2 км	±1,7 м. мили

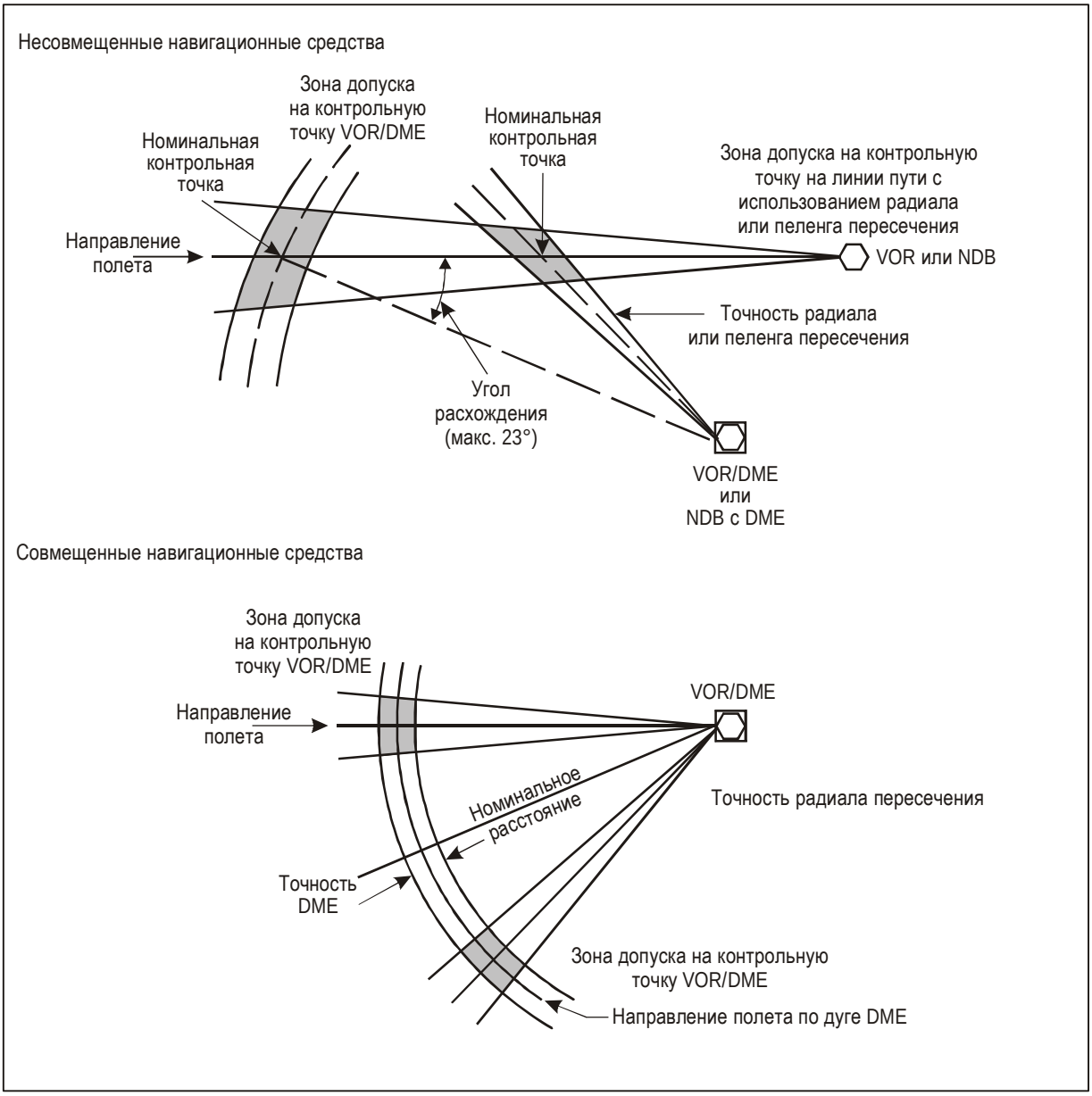
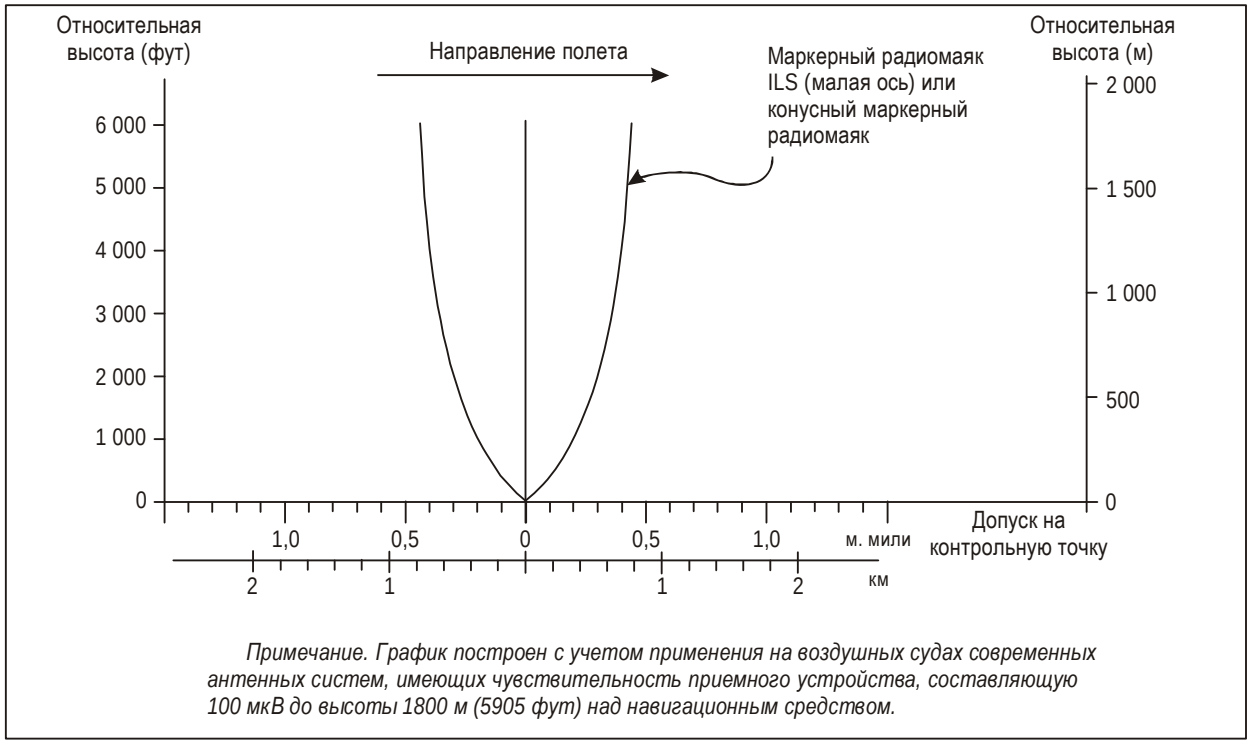


Рис. I-2-2-1. Зоны допуска на контрольные точки пересечения



Примечание. График построен с учетом применения на воздушных судах современных антенных систем, имеющих чувствительность приемного устройства, составляющую 100 мкВ до высоты 1800 м (5905 фут) над навигационным средством.

Рис. I-2-2-2. Зона действия маркерного радиомаяка ILS или конусного маркерного радиомаяка

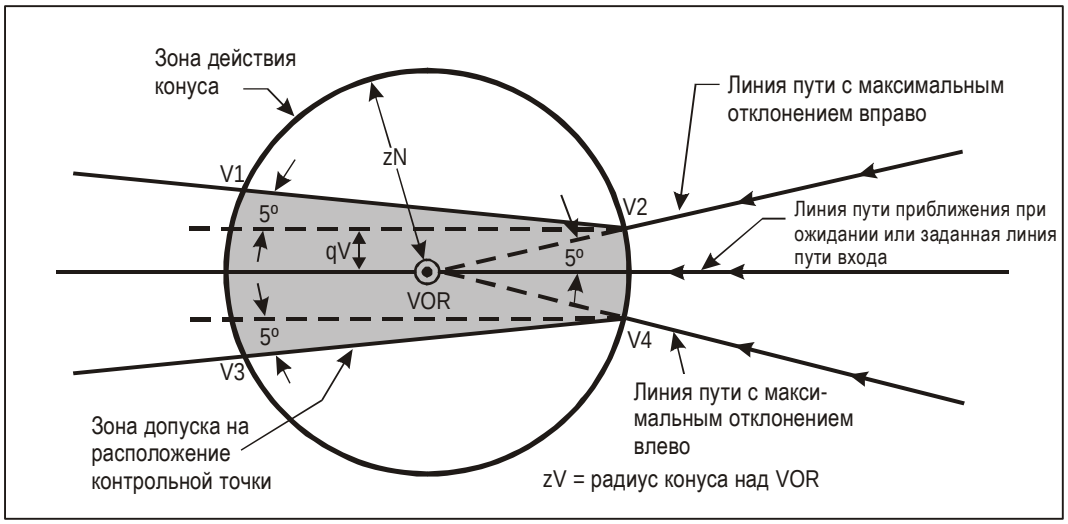


Рис. I-2-2-3. Зона допуска на контрольную точку над VOR

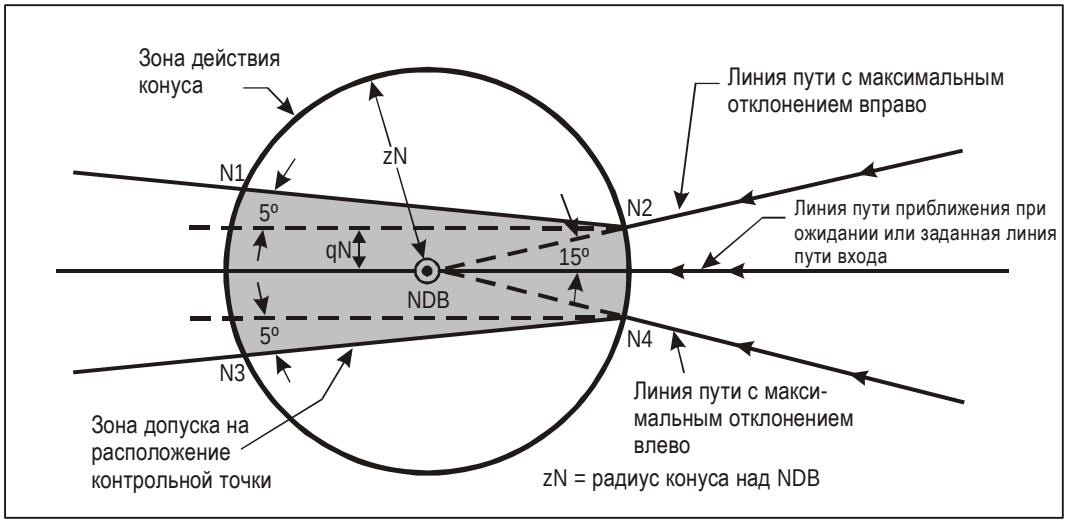


Рис. I-2-2-4. Зона допуска на контрольную точку над NDB

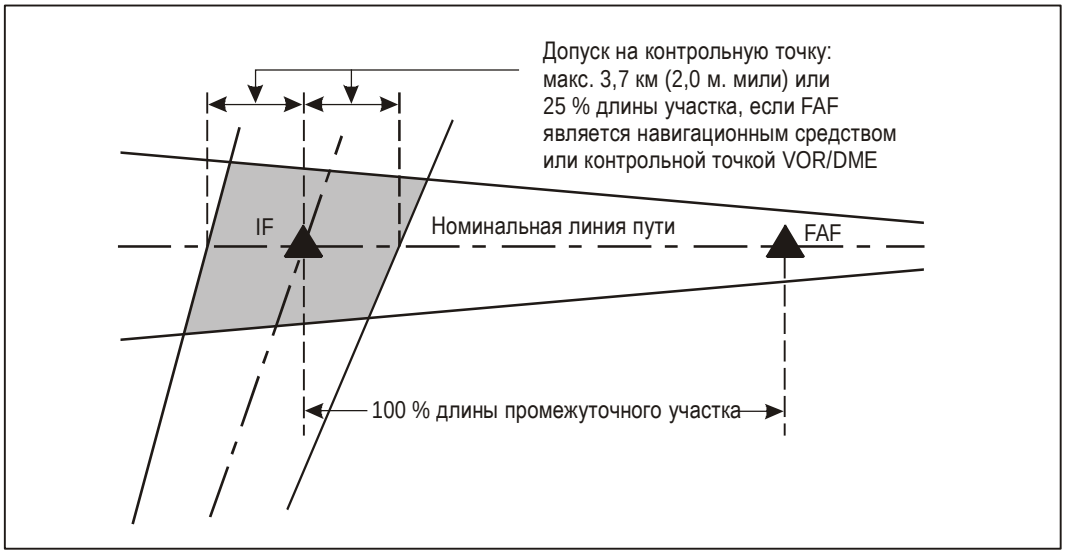


Рис. I-2-2-5. Допуск на контрольную точку в пределах промежуточного участка захода на посадку

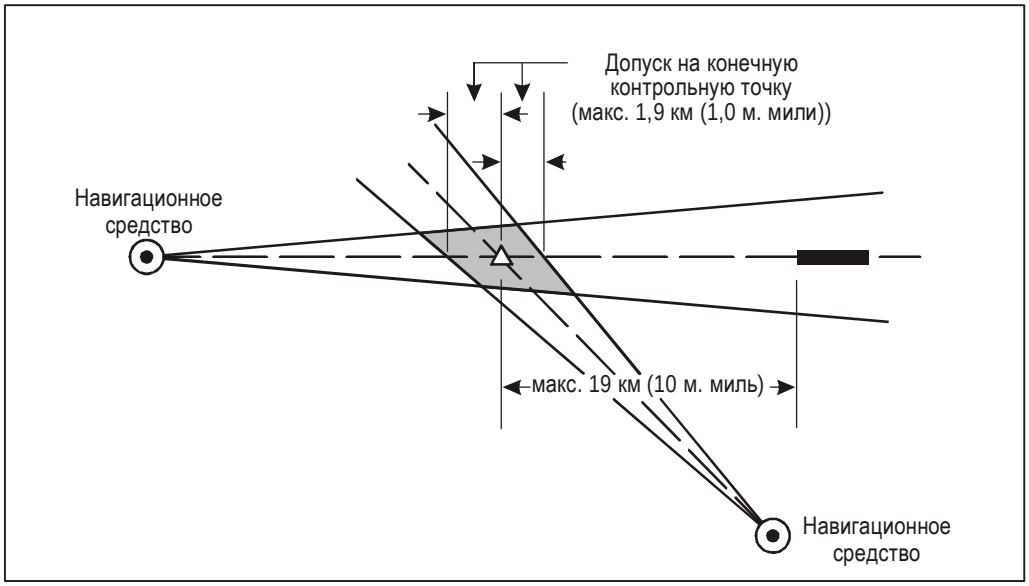


Рис. I-2-2-6. Допуск на конечную контрольную точку захода на посадку (FAF)

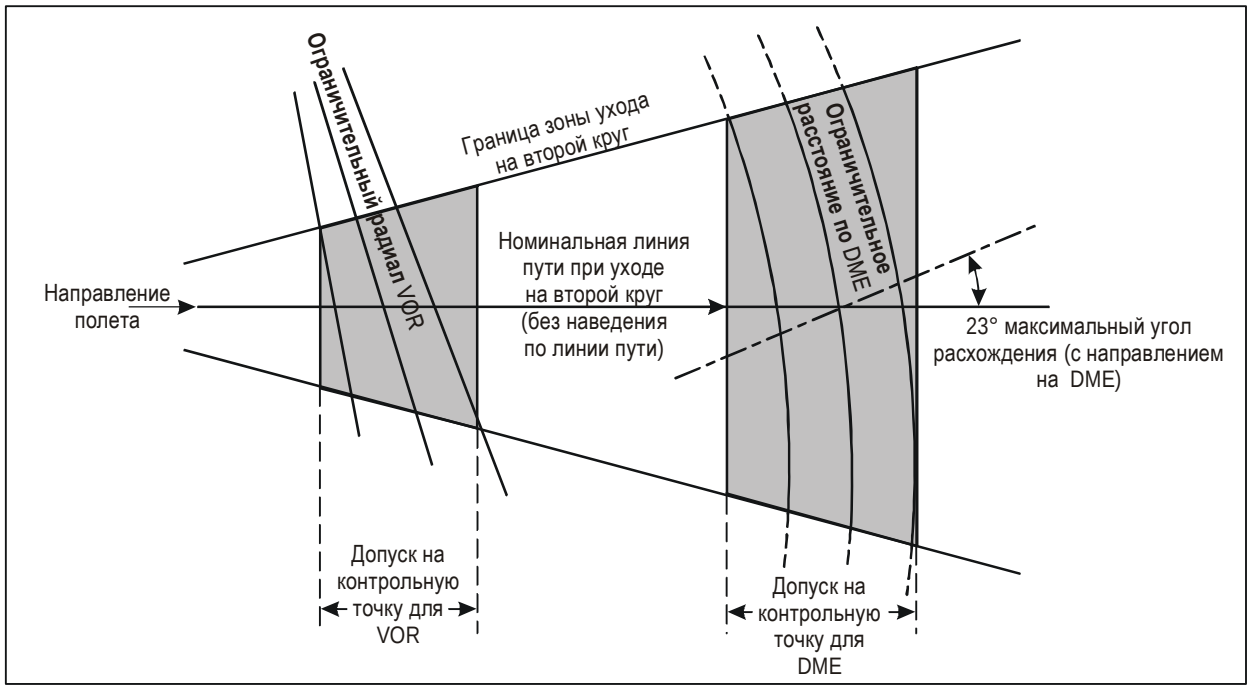


Рис. I-2-2-7. Расчетные зоны допуска на контрольную точку для ограничительного радиала/азимута или расстояния по DME

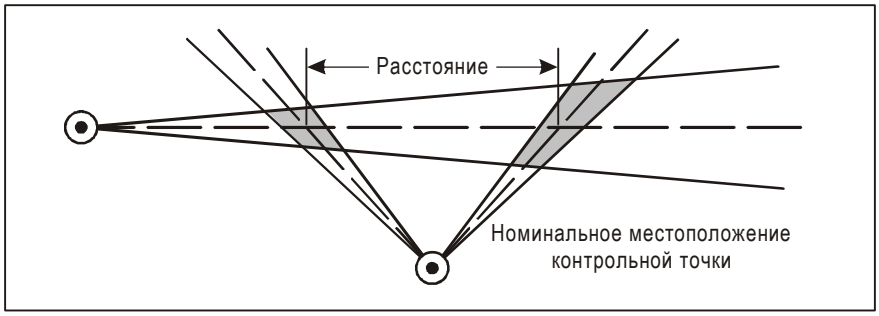


Рис. I-2-2-8. Расстояние между контрольными точками

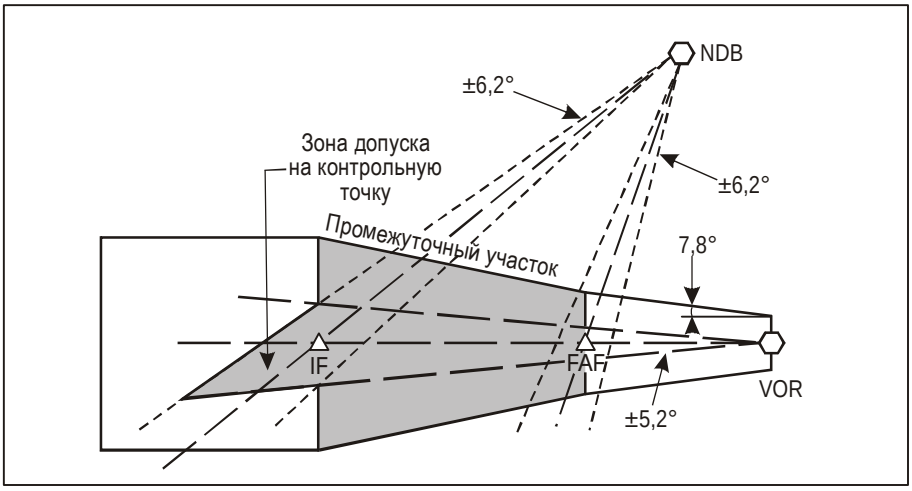


Рис. I-2-2-9. Зона, в которой обеспечивается запас высоты над препятствиями

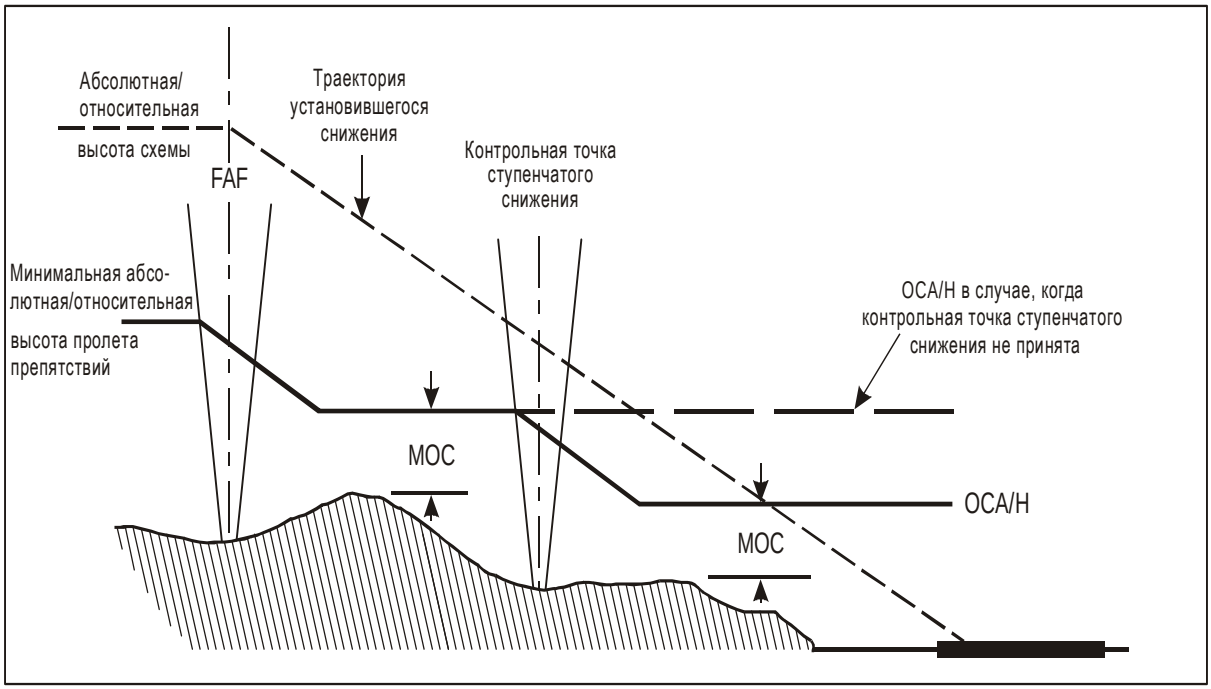


Рис. I-2-2-10. Контрольная точка ступенчатого снижения с двойной OCA/H

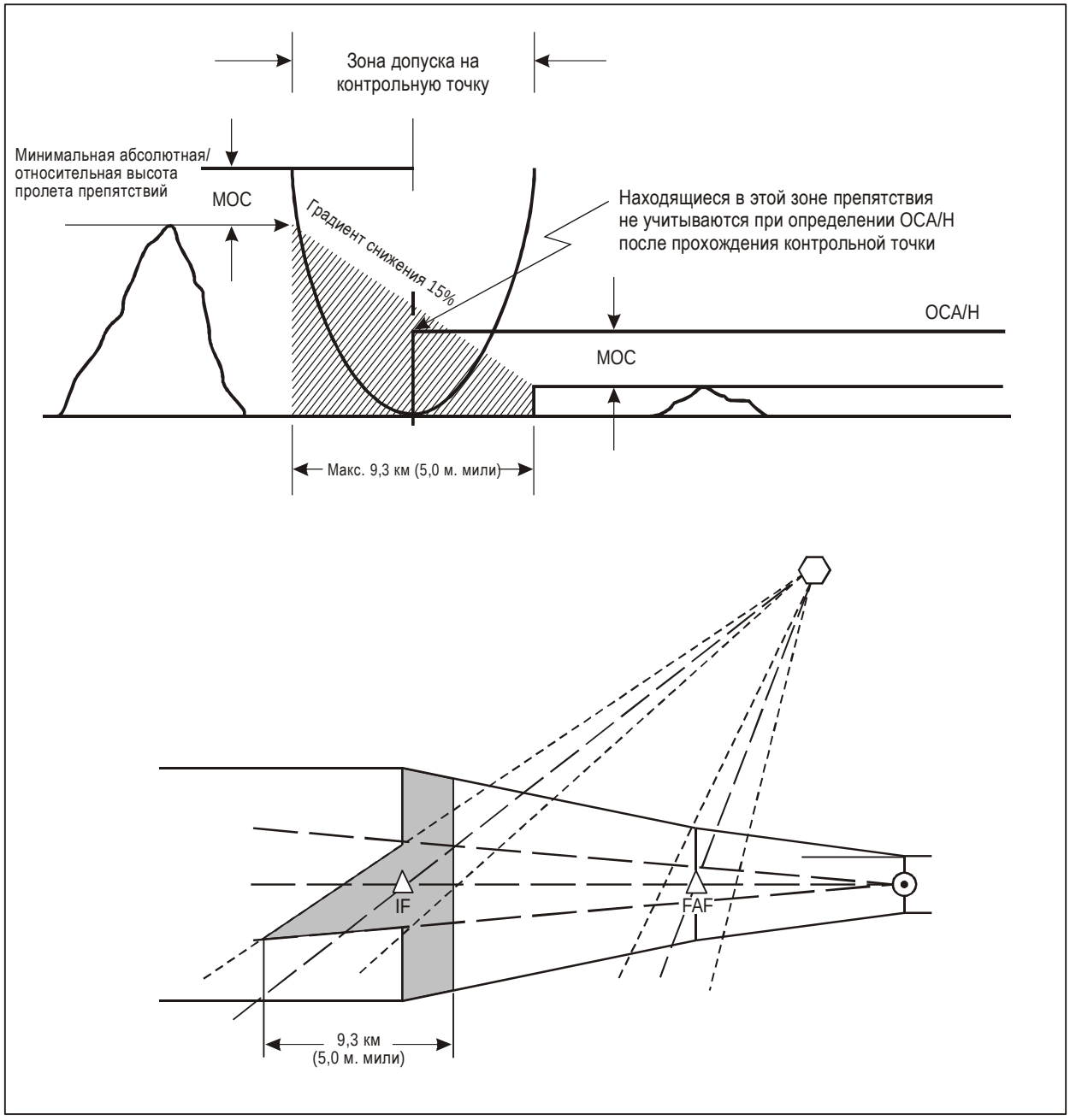


Рис. I-2-2-11. Зона, в которой не требуется учитывать препятствия

Глава 3

ПОСТРОЕНИЕ ЗОН РАЗВОРОТОВ

3.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

3.1.1 В данной главе приводится описание общих критериев построения зон разворотов, используемых на различных участках схем полетов по приборам. Представленные методы – спирали ветра и ограничивающих окружностей – применяются к указанным ниже этапам полета. Построения для всех других разворотов обеспечиваются методом дуг (см. соответствующие главы).

a) Вылет.

b) Уход на второй круг.

c) Конечная контрольная точка захода на посадку (развороты > 10º).

d) Развороты в IAF и IF схем RNAV (развороты > 30º).

3.1.2 Параметры разворота

3.1.2.1 В данном разделе приведены параметры, на которых основаны зоны разворота, вместе с переменными величинами для их изображения на рисунках. Значения приведенных далее параметров изменяются соответственно этапам полета. Их значения приведены в таблице 1-2-3-1 "Параметры для построения зон разворотов". См. соответствующие главы в отношении специального применения параметров, указанных в таблице. В таблицах 1-2-3-2 и 1-2-3-3 приведены примеры расчетов различных параметров разворота для отдельных значений IAS.

a) Абсолютная высота.

b) Приборная скорость (IAS).

c) Ветер.

d) Угол крена (α).

e) Допуски на технику пилотирования.

3.1.1.2 *Другие факторы, связанные с разворотами, и вычисления, применяемые при построении зон разворота*

a) *Допуск на контрольную точку*. Определяется в соответствии с типом контрольной точки. См. главу 2 "Контрольные точки района аэродрома" раздела 2. См. также раздел 3 "Маршрутные критерии" части II.

b) *Угловая скорость разворота (R) в °/с.* Она рассчитывается следующим образом:

1) R = (6355 tg α)/πV, где V обозначает TAS в км/ч;

2) R = (3431 tg α)/πV, где V обозначает TAS в уз

вплоть до максимального значения 3 °/с.

c) *Радиус разворота (r) с заданным углом крена в штилевых условиях соответственно в км или м. милях*. Радиус разворота для данного значения R рассчитывается следующим образом:

r = V/(20πR), где V обозначает TAS.

d) *Влияние ветра (E_θ) за время, необходимое для изменения курса на угол θ^o, соответственно в км или м. милях*.

e) *Земное тяготение.* Значение, косвенно используемое в формулах, составляет 9,80665 м/с^2 (68 625 м. миль/ч^2).

f) с = время реакции пилота (соответствующие значения для каждого этапа полета см. в таблице I-2-3-1).

3.2. ПОСТРОЕНИЕ ВНУТРЕННЕЙ ГРАНИЦЫ РАЗВОРОТА

3.2.1 Разворот на абсолютной/относительной высоте

Внутренняя граница обычно начинается от того края зоны начала разворота в ее начале, который обеспечивает наилучшую защиту в поперечном направлении (внутренний край при разворотах < 75º и внешний край при разворотах ≥ 75º). Затем она отклоняется под углом 15º относительно номинальной линии пути, заданной после разворота (см. рис. I-2-3-1 a) и b)).

3.2.2 Развороты в заданной точке разворота

Граница основной зоны с внутренней стороны разворота начинается на линии К. Края основной и дополнительной зон соединяются с соответствующими краями на последующих участках. При таком соединении применяются следующие правила:

a) если точка соединения находится вне зоны защиты, обеспечиваемой на последующем участке, то граница приближается к линии пути, заданной после разворота, под углом, равным половине угла разворота (A/2);

b) если точка соединения находится внутри зоны защиты, обеспечиваемой на последующем участке, то граница отклоняется под углом 15º относительно линии пути, заданной после разворота.

3.3 ПОСТРОЕНИЕ ВНЕШНЕЙ ГРАНИЦЫ РАЗВОРОТА

3.3.1 Общие принципы построения

Принципами построения являются следующие:

a) Криволинейная часть границы начинается в точке A (см. рис. I-2-3-2). Параметрами, определяющими ее положение, являются:

   1) допуск на контрольную точку и

   2) допуск на технику пилотирования;

b) для построения криволинейной части внешней границы разворота из этой точки существуют два метода:

   1) метод расчета спирали ветра (см. п. 3.3.2 "Зона разворота, формируемая с использованием спирали ветра") или

   2) метод построения ограничивающих окружностей (упрощенный метод) (см. п. 3.3.3 "Зона разворота, формируемая с использованием ограничивающих окружностей");

c) в точке P, где касательная к зоне становится параллельной линии пути, заданной после разворота, граница формируется следующим образом:

   1) при отсутствии наведения по линии пути внешняя граница начинает отклоняться под углом 15º относительно линии пути, заданной после разворота (см. рис. I-2-3-3 a)), и

   2) при наличии наведения по линии пути см. п. 3.3.4 "Дополнительное наведение по линии пути".

3.3.2 Зона разворота, формируемая с использованием спирали ветра

3.3.2.1 Метод спирали ветра заключается в построении зоны соответственно радиусу разворота, рассчитанному для конкретного значения истинной скорости и угла крена. Внешняя граница зоны разворота строится с использованием спирали, полученной с помощью радиуса разворота в штилевых условиях (r). Результирующая спираль формируется добавлением влияния ветра E_θ за время изменения направления на θº по формуле:

$$E_\theta = (\theta/R) * (w/3600) \text{ км (м. мили)},$$

где θ – угол разворота; R – скорость разворота; w – скорость ветра.

Примечание. Автоматический расчет влияния ветра выполняется программой CD ROM PANS-OPS (CD-101) в соответствии с Tools menu.

3.3.2.2 Спираль ветра основывается на расчете E_θ через установленный интервал (например, 30°). Точность может быть повышена за счет уменьшения интервала. Построение осуществляется следующим образом (см. рис. I-2-3-4):

1) наносятся точки b1, c1, … n1 посредством добавления расстояния E_θ перпендикулярно радиусу в штилевых условиях (r);

2) рассчитываются точки b2, c2, … n2, расположенные под углом arcsin (w/V) перед b1, c1, … n1 и расстояние E_Θ соответственно от точек b, c, …n;

3) спираль получается путем проведения кривой от точки "a", расположенной на радиусе в штилевых условиях, через точки b2, c2, … n2.

3.3.3 Зона разворота, формируемая с использованием ограничивающих окружностей

В качестве альтернативы спирали ветра может использоваться упрощенный метод, в котором для ограничения зоны разворота вычерчиваются окружности (см. рис. I-2-3-5).

В отличие от метода спирали ветра, используемое здесь влияние ветра (E) всегда соответствует изменению курса на 90º.

Метод построения заключается в следующем:

1. Построение в точке A на внешнем краю зоны.

2. На удалении r от точки A, на траверзе номинальной линии пути вычерчивается окружность с радиусом E.

3. Вычерчивается дуга с центром в точке X и радиусом, равным:

$$\sqrt{r^2 + E^2}\ .$$

   Она начинает границу для разворотов от 0 до 90º.

4. Построение в точке A' на внутреннем краю разворота.

5. На удалении r от точки A', на траверзе номинальной линии пути строится вторая окружность с радиусом E.

6. Вычерчивается дуга с центром в точке X' и радиусом, равным:

$$\sqrt{r^2 + E^2}\ .$$

   Она завершает границу для разворотов от 0 до 90º.

7. Соединяются две дуги, описанные в пп. 3 и 6.

8. Вычерчивается дуга с центром в точке Y и радиусом, равным:

$$r + E.$$

   Она продолжает границу для разворотов от 90 до 180º.

9. Вычерчивается дуга с центром в точке Z и радиусом, равным:

$$r + 2E.$$

Она продолжает границу для разворотов от 180 до 270º.

Примечание. Автоматический расчет влияния ветра выполняется программой CD ROM PANS-OPS (CD-101) в соответствии с Tools menu.

3.3.4 Дополнительное наведение по линии пути

3.3.4.1 На участке после разворота представляется возможным получить эксплуатационные преимущества за счет использования соответствующим образом расположенных средств, позволяющих уменьшить размеры зоны. Примеры типовых зон разворота с дополнительным наведением по линии пути приведены на рис. I-2-3-3 b) – I-2-3-3 d).

3.3.4.2 Если точка (P), в которой касательная к спирали ветра или к ограничительной окружности становится параллельной линии пути, заданной после разворота, расположена:

a) вне зоны допустимых отклонений для навигационного средства:

   1) полет на навигационное средство: внешняя граница соединяется с краем соответствующей навигационному средству зоны допустимых отклонений в месте расположения навигационного средства. (См. рис. I-2-3-3 b));

   2) полет от навигационного средства: внешняя граница соединяется с краем зоны допустимых отклонений для навигационного средства линией, параллельной линии пути, заданной после разворота. (См. рис. I -2-3-3 c));

b) в пределах зоны допустимых отклонений для навигационного средства: внешняя граница соединяется с краем зоны допустимых отклонений линией, отклоняющейся на угол 15° относительно линии пути, заданной после разворота. (См. рис. 1-2-3-3 d)).

3.3.5 Дополнительные зоны в случае наведения по линии пути

3.3.5.1 Дополнительная зона может быть создана с внешней стороны разворота, начиная с того момента, когда воздушное судно получает наведение по линии пути. На внешнем крае разворота эта зона образуется с помощью линии, проходящей под углом 30° относительно линии пути, заданной после разворота, к точке (P), в которой касательная становится параллельной линии пути, заданной после разворота.

3.3.5.2 Аналогичный принцип применяется в отношении зоны, расположенной с внутренней стороны разворота, за исключением того, что линия, проходящая под углом 30° к заданной линии пути, приходит в тот край зоны, который обеспечивает наилучшую защиту в поперечном направлении (см. рис. I-2-3-6).

Таблица I-2-3-1. Параметры для построения зон разворотов

Участок или контрольная точка, определяющие расположение разворота	*Скорость (IAS)**	*Относительная/абсолютная высота*	*Ветер*	*Угол крена***	*FTT (с)*			
					с (секунды)		*Допуск на время полета на участке удаления*	*Допуск на выдер-живание курса*
					Время ввода в крен	*Время реакции пилота*		
Вылет	IAS конечного этапа ухода на второй круг + 10 %, см. табл. I-4-1-1 или I-4-1-2[3]	Разворот на абсолютной/ относительной высоте: указанная абсолютная/ относительная высота. Разворот в точке разворота: превышение аэродрома + относительная высота, соответствующая 10 % набора высоты от DER	Ветер для 95 % с любого направления или 56 км/ч (30 уз)	Для расчета зоны разворота: 15° Только для установления средней траектории полета: 15° до 305 м (1000 фут) 20° между 305 м (1000 фут) и 915 м (3000 фут) 25° выше 915 м (3000 фут)	3	3	Не прим.	Не прим.
Маршрут†	585 км/ч (315 уз)	Указанная абсолютная высота	Ветер для вероятности 95 % или стандартный ветер ИКАО[4]	15°	5	10	Не прим.	Не прим.
Маршрут††	КАТ. A-E: 585 км/ч (315 уз) КАТ. H: 325 км/ч (175 уз)		Ветер для вероятности 95 % или стандартный ветер ИКАО[4]	15	5	10	Не прим.	Не прим.
Ожидание	Табл. II-4-1-1[2]	Указанная абсолютная высота	Стандартный ветер ИКАО[4]	Для обычных и RNAV, за исключением RNP: 25° Для RNP: 23° для ЭП < 245 и 15° для ЭП > 245	5 Не прим.	6 Не прим.	10 Не прим.	5°
Начальный этап захода на посадку: обратные схемы и схемы типа "ипподром"	Табл. I-4-1-1 или I-4-1-2	Указанная абсолютная высота	Стандартный ветер ИКАО[4] или статистический ветер	25°	5	6	10	5
Начальный этап захода на посадку: схемы счисления пути	Кат. A, B: от 165 до 335 км/ч (от 90 до 180 уз) Кат. C, D, E: от 335 до 465 км/ч (от 180 до 250 уз)	Кат. A, B: 1500 м (5000 фут) Кат. C, D, E: 3000 м (10 000 фут)	Стандартный ветер ИКАО[4]. Участок счисления пути: 56 км/ч (30 уз)	25°	5	6	Не прим.	5

Участок или контрольная точка, определяющие расположение разворота	*Скорость (IAS)**	*Относительная/абсолютная высота*	*Ветер*	*Угол крена***	*FTT (с)*			
					с (секунды)		*Допуск на время полета на участке удаления*	*Допуск на выдер-живание курса*
					Время ввода в крен	*Время реакции пилота*		
	См. табл. I-4-1-1 и I-4-1-2. Для разворота в IAF и IF используется скорость начального этапа захода на посадку. Для разворота в FAF используется макси-мальная скорость конечного этапа захода на посадку	Указанная относительная высота	Ветер для 95 % с любого направления или 56 км/ч (30 уз)	25º	5	6	Не прим.	Не прим.
Уход на второй круг	Табл. I-4-1-1 или I-4-1-2[1]	Превышение аэродрома + 300 м (1000 фут)	56 км/ч (30 уз)	15º	3	3	Не прим.	Не прим.
Визуальное маневрирование по предписанной линии пути	См. табл. I-4-1-1 и I-4-1-2	Превышение аэродрома + 300 м (1000 фут)	46 км/ч (25 уз)	25º	Не прим.	Не прим.	Не прим.	Не прим.
Полет по кругу	См. табл. I-4-1-1 и I-4-1-2	Превышение аэродрома + 300 м (1000 фут)	46 км/ч (25 уз)	20º	Не прим.	Не прим.	Не прим.	Не прим.

ОБЩИЕ ПРИМЕЧАНИЯ: * *См. соответствующие главы в отношении применения параметров таблицы в особых случаях.*

** *Угловая скорость разворота, связанная с установленными в таблице значениями угла крена, не превышает 3º/с, за исключением визуального маневрирования по заданной линии пути.*

Примечание 1. Там, где с эксплуатационной точки зрения необходим обход препятствий, может использоваться снижение скорости до величин IAS промежуточного этапа ухода на второй круг, при условии размещения на схеме примечания " Разворот при уходе на второй круг ограничен максимальной IAS ___ км/ч (уз)".

Примечание 2. Перевод IAS в TAS выполняется с использованием температуры, равной МСА на соответствующей абсолютной высоте плюс 15ºC. Схемы ожидания являются исключением; формула расчета включает поправку на сжимаемость воздуха и представлена в добавлении к главе 1 раздела 4 части II.

Примечание 3. Там, где с эксплуатационной точки зрения необходим обход препятствий, может использоваться снижение скоростей до увеличенных на 10 % значений IAS, приведенных в таблицах I-4-1-1 и I-4-1-2 для "промежуточного этапа ухода на второй круг" при условии размещения на схеме примечания "Разворот при вылете ограничен максимальной IAS ____ км/ч (уз)". Для подтверждения эксплуатационной эффективности требуемых ограничений скорости, значения скорости следует сравнить со статистической скоростью, опубликованной в добавлении к главе 3 раздела 3.

Примечание 4. Стандартный ветер ИКАО = 12 h+87 км/ч (h в 1000 м), 2h+47 уз (h в 1000 фут).

[1] Применяется до 3 ноября 2021 года.
[1] Применяется с 4 ноября 2021 года.

Таблица I-2-3-2. Пример расчета различных параметров разворота для выбранных значений IAS (вычислены для 600 м над MSL) (в отношении аббревиатур см. п. 3.1.2 "Примеры разворота")

IAS (км/ч)	*TAS (600 м, МСА + 15) IAS коэффициент перевода* (км/ч)*	*c 6 с (TAS + 56) 6 3600 (км)*	*R 542 TAS (°/с)*	*r TAS 62,8R (км)*	*E 1,4 R (км)*
205	217	0,46	2,50	1,38	0,56
280	296	0,59	1,83	2,57	0,76
345	364	0,70	1,49	3,89	0,94
400	422	0,80	1,28	5,23	1,09
445	470	0,88	1,15	6,49	1,21
490	518	0,96	1,05	7,85	1,34
510	539	0,99	1,01	8,54	1,39

* В отношении перевода IAS в TAS см. добавление к главе 1.

Таблица I-2-3-3. Пример расчета различных параметров разворота для выбранных значений IAS (вычислены для 2000 фут над MSL) (в отношении аббревиатур см. п. 3.1.2 "Параметры разворота")

IAS (уз)	*TAS (2000 фут, МСА + 15) IAS коэффициент перевода* (уз)*	*c 6 с (TAS + 30) 6 3600 (м. мили)*	*R 293 TAS (°/с)*	*r TAS 62,8R (м. мили)*	*E 0,75 R (м. мили)*
110	116	0,24	2,53	0,73	0,30
150	159	0,32	1,84	1,37	0,41
185	195	0,38	1,50	2,07	0,50
200	211	0,40	1,39	2,42	0,54
240	254	0,47	1,15	3,51	0,65
265	280	0,52	1,05	4,25	0,72
275	291	0,54	1,01	4,60	0,74

* В отношении перевода IAS в TAS см. добавление к главе 1.

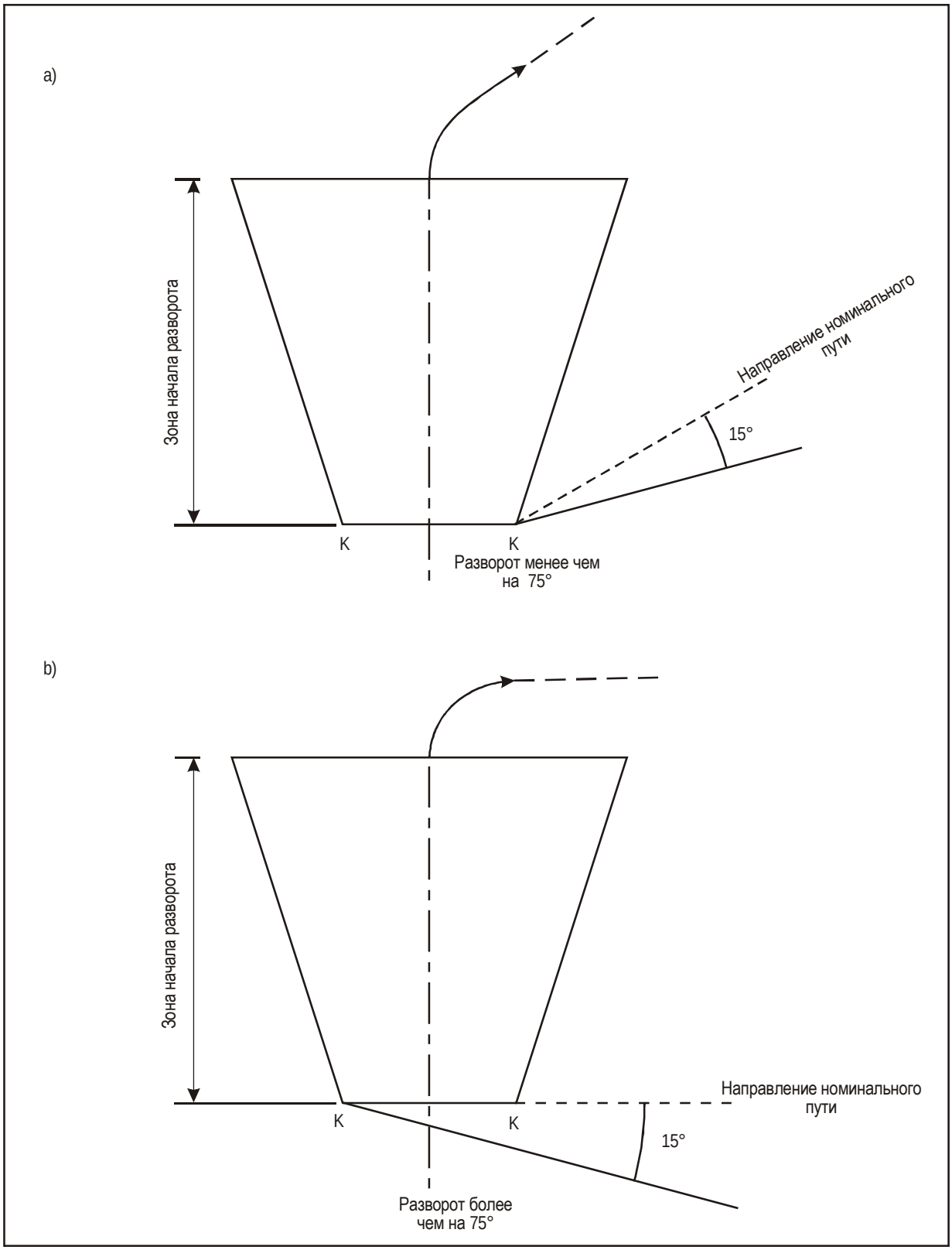


Рис. I-2-3-1. Защита внутренней границы разворота

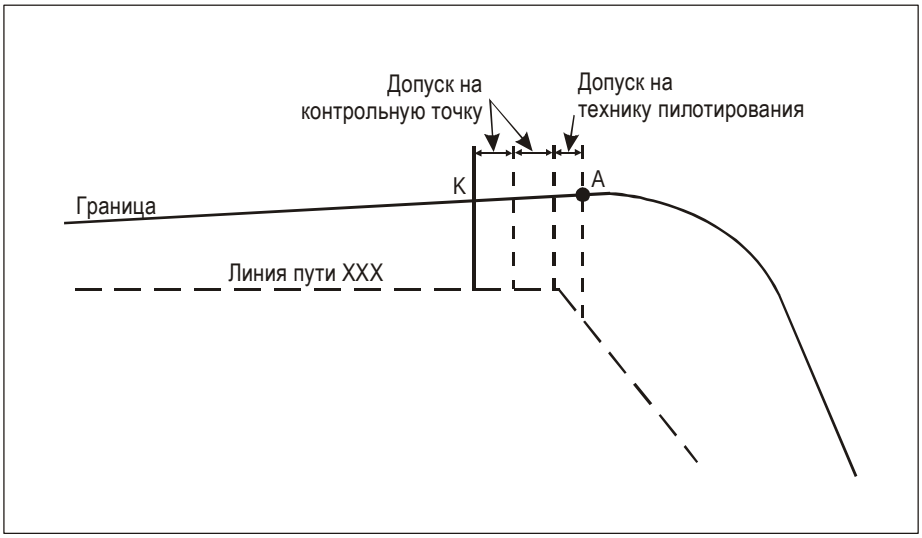


Рис. I-2-3-2. Начало построения внешней границы

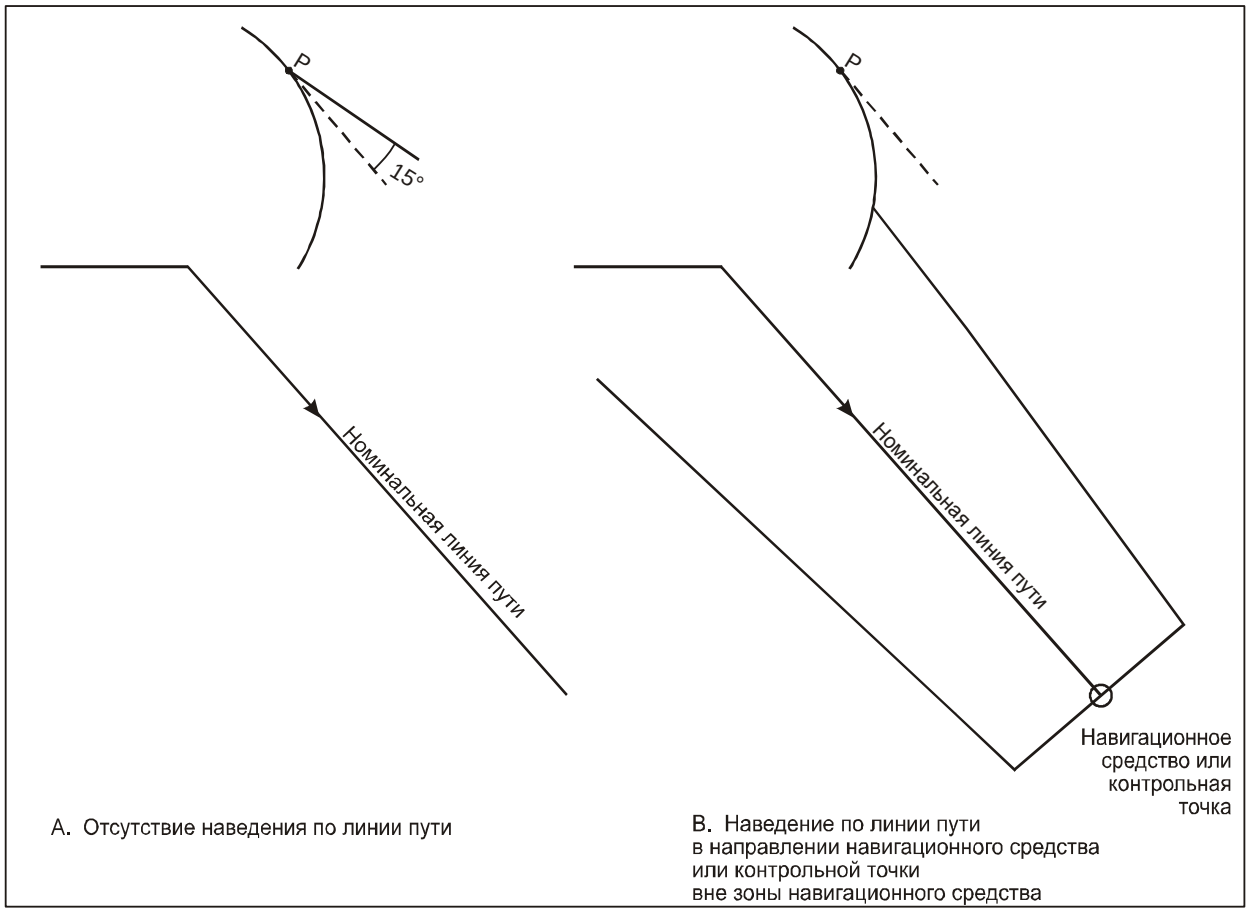


Рис. I-2-3-3 a) и b). Построение внешней границы разворота после точки P

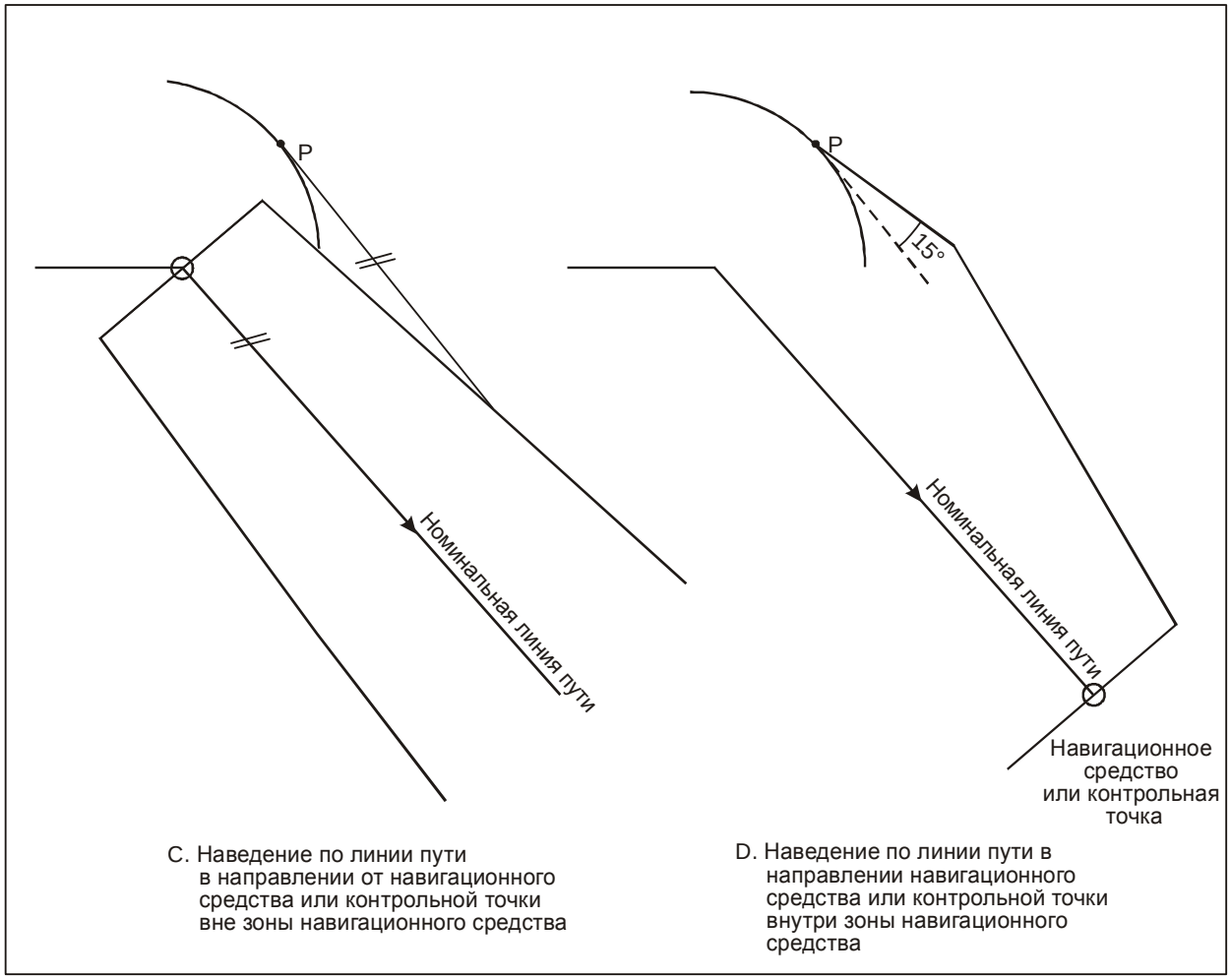


Рис. I-2-3-3 c) и d). Наведение по линии пути в направлении от навигационного средства или контрольной точки вне зоны навигационного средства/Наведение по линии пути внутри зоны навигационного средства или контрольной точки

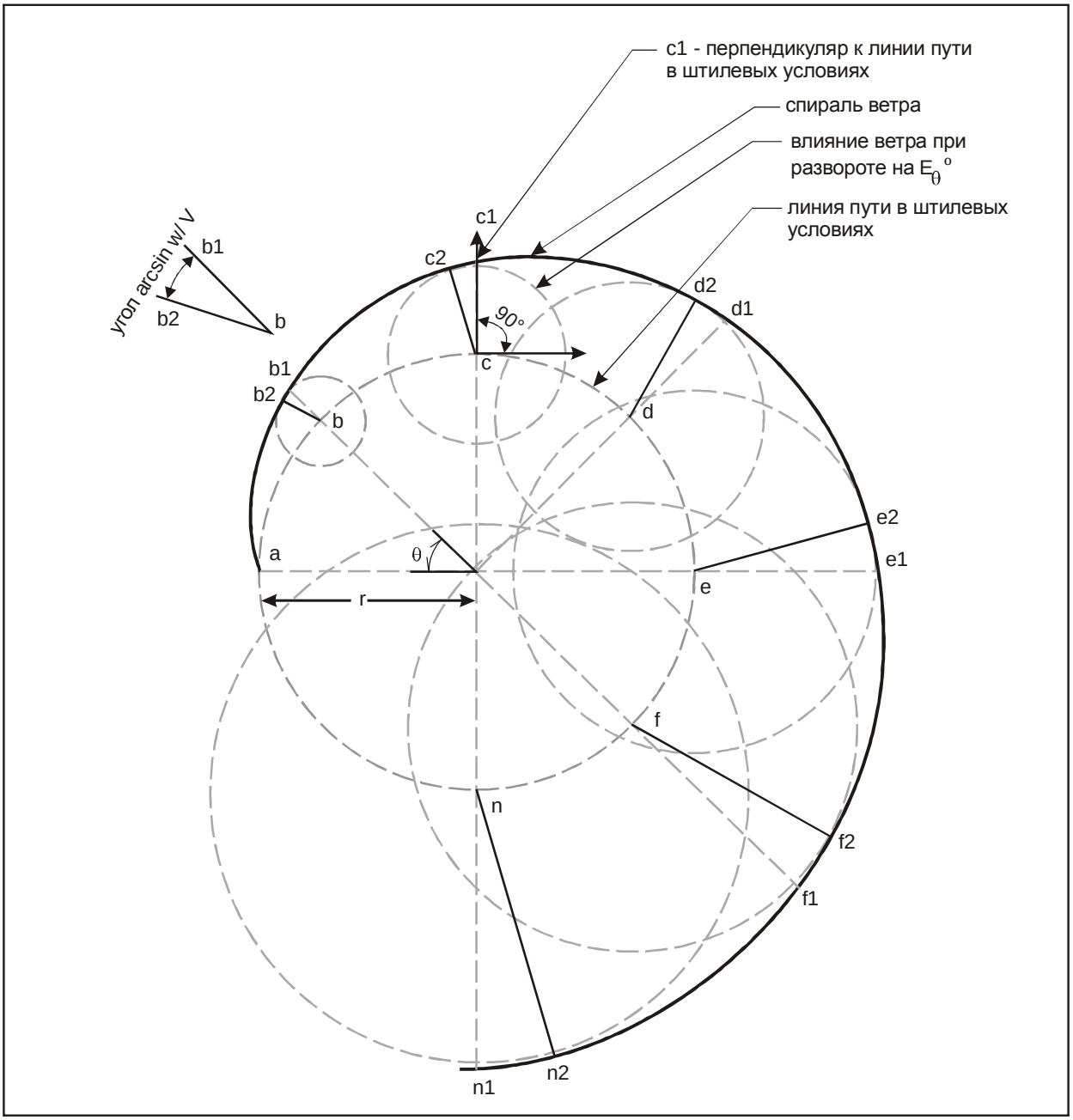


Рис. I-2-3-4. Построение спирали ветра

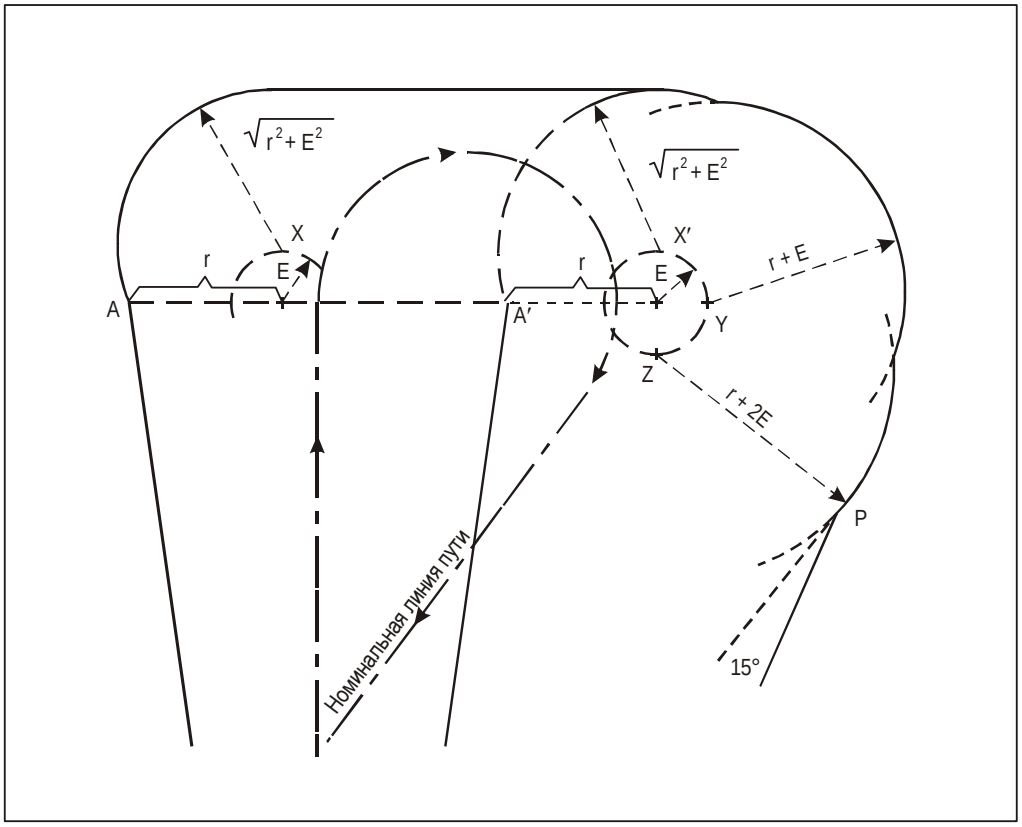


Рис. I-2-3-5. Построение внешней границы разворота

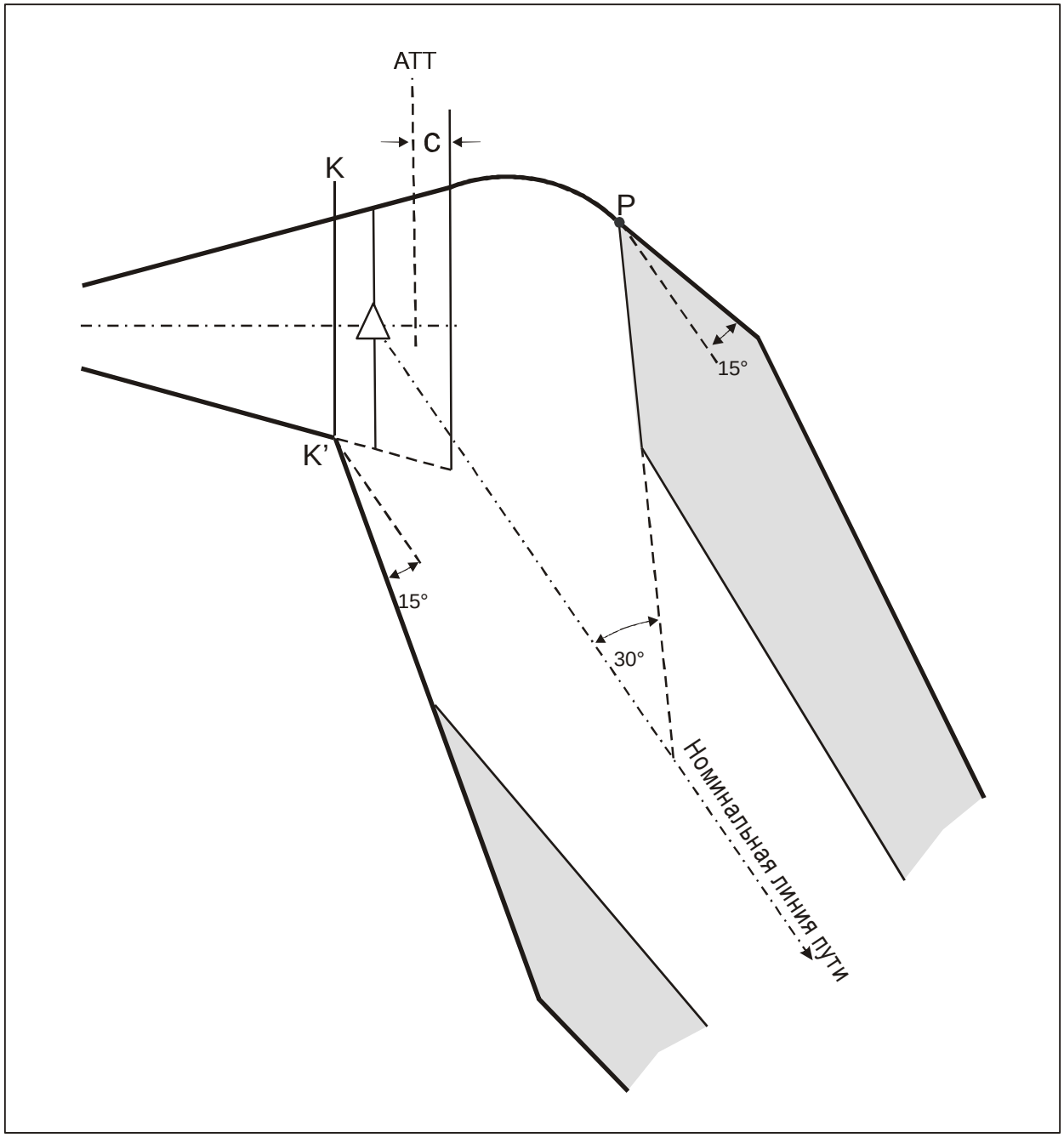


Рис. I-2-3-6. Построение дополнительных зон при наличии дополнительного наведения по линии пути

Глава 4

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА

4.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

4.1.1 В настоящей главе изложены общие положения, касающиеся обеспечения качества процесса построения схем. Подробный инструктивный материал содержится в *Руководстве по обеспечению качества при разработке схем полетов* (Doc 9906).

4.1.2 Государство несет ответственность за обеспечение того, чтобы все опубликованные схемы полетов по приборам в своем воздушном пространстве могли выполняться безопасно соответствующими воздушными судами. Безопасность полетов обеспечивается не только за счет применения технических критериев PANS-OPS и соответствующих положений ИКАО, но также требует мер контроля качества процесса применения этих критериев, которые могут включать в себя регулирование, контроль за воздушным движением, апробацию на земле и апробацию в полете. Эти меры обеспечивают качество и безопасность продукта построения схемы посредством анализа, проверки, координации и апробации на соответствующих этапах процесса, с тем чтобы в ходе этого процесса можно было при первой возможности внести поправки.

4.1.3 В настоящей главе делается попытка установить рамки процесса обеспечения качества при построении схемы, включая вводимые данные, ключевые требуемые элементы, рекомендации и ожидаемые выходные данные.

4.1.4 В интересах безопасности полетов и в целях содействия разумной стандартизации желательно в максимальной, насколько это возможно, степени последовательно выполнять положения PANS-OPS, используя процессы, которые позволят свести к минимуму вероятность ошибок, выявлять ошибки, прежде чем они повлияют на безопасность полетов, и постоянно улучшать процесс построения схем, с тем чтобы исключить или уменьшить ошибки в будущем. Это особенно важно в современных условиях эксплуатации воздушных судов, в которых для обеспечения навигации и информации о препятствиях все в большей степени приходится полагаться на компьютеры и данные, которые они обрабатывают.

4.1.5 Безопасность аэронавигации в огромной степени зависит от качества аэронавигационных данных. Процессы обеспечения качества данных, начиная от получения данных до публикации в сборнике аэронавигационной информации (AIP) государства, подробно изложены в *Руководстве по обеспечению качества при разработке схем полетов* (Doc 9906).

4.2 ПРОЦЕСС ПОСТРОЕНИЯ СХЕМ ПОЛЕТОВ ПО ПРИБОРАМ

Процесс построения схем полетов по приборам (IFP) (см. рис. I-2-4-1) заключается в получении данных, построении и публикации схем. Он начинается с компиляции и проверки многих вводимых данных и завершается апробацией на земле и/или в полете конечного продукта и составлением документации для публикации. Элементами этого процесса являются также сопутствующие факторы, ограничения, выходные данные и отзывы после публикации рассматриваемой схемы. При построении первоначальных схем и периодическом пересмотре существующих IFP следует соблюдать процесс построения IFP.

4.3 ПОЛУЧЕНИЕ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ СХЕМ

Информация для построения схем согласуется со всеми соответствующими заинтересованными сторонами. В качестве части процесса построения схем необходимо оценить следующие аспекты:

a) данные об аэропортах, навигационных средствах, препятствиях, а также координатах и превышении местности, основанные на проверенных результатах съемок и отвечающие требованиям Приложений 11, 14 и 15 ИКАО;

b) требования воздушного пространства;

c) требования пользователя: потребности поставщика обслуживания воздушного движения и эксплуатантов, которые будут использовать эту схему;

d) инфраструктуру аэропорта, например классификацию ВПП, светосигнальные средства, связь, маркировку ВПП и наличие местной площадки установки высотомеров;

e) аспекты, связанные с окружающей средой;

f) любые другие потенциальные аспекты, связанные с данной схемой.

4.4 ПОСТРОЕНИЕ СХЕМ

4.4.1 Построение схем осуществляется в соответствии с утвержденными государством критериями с учетом всех вводимых для построения данных. В процессе построения и апробации схемы должна постоянно осуществляться координация со всеми заинтересованными сторонами для обеспечения того, чтобы схема отвечала потребностям пользователя и местного населения.

4.4.2 Каждая новая или измененная схема проверяется квалифицированным разработчиком схем, не являющимся разработчиком данной схемы, с целью убедиться в соблюдении применяемых критериев.

4.4.3 Опубликованные схемы подвергаются периодическому рассмотрению, включая апробацию (4.6), чтобы убедиться в том, что они по-прежнему отвечают изменившимся критериям, обеспечивают сохранение надлежащей высоты пролета препятствий и удовлетворяют потребности пользователей. Государство самостоятельно устанавливает периодичность рассмотрения схем полетов по приборам с учетом своих потребностей. Максимальный интервал между рассмотрениями составляет 5 лет.

4.5 ДОКУМЕНТАЦИЯ, КАСАЮЩАЯСЯ ПОСТРОЕНИЯ СХЕМ

4.5.1 Документация, представляемая разработчиком схем, подразделяется на три категории и включает:

a) документацию, необходимую для опубликования в AIP государств в соответствии с Приложениями 4 и 15 ИКАО;

b) документацию, необходимую для обеспечения транспарентности подробной информации и допущений, использованных разработчиком схемы, которая должна включать вспомогательную информацию/ данные, использованные при построении, как, например:

   1) доминирующие препятствия для каждого участка схемы;

2) влияние экологических аспектов на построение схемы;

3) оценка инфраструктуры;

4) ограничения воздушного пространства;

5) результаты периодического рассмотрения, а в случае внесения изменений или поправок к существующим схемам – основание любых изменений;

6) любые отклонения от существующих стандартов, основания такого отклонения и подробную информацию о мерах предосторожности, гарантирующих дальнейшее безопасное производство полетов;

7) результаты окончательной проверки на точность и полноту (проверка гарантии качества) до апробации, а затем до публикации;

c) дополнительную документацию, необходимую для того, чтобы содействовать апробации схемы на земле и в полете, и результаты апробации на земле и в полете.

4.5.2 Вся документация должна сохраняться в соответствии с процедурами государств, с тем чтобы содействовать реконструкции схемы в будущем в случае инцидентов, и для периодического пересмотра и обновления. Срок сохранения составляет не менее срока эксплуатационного использования схемы.

4.6 АПРОБАЦИЯ НА ЗЕМЛЕ И В ПОЛЕТЕ

4.6.1 Апробация

Апробация является необходимым заключительным этапом обеспечения качества в процессе построения схемы до ее публикации. Целью апробации является проверка всех данных о препятствиях и навигационной информации и оценка возможности выполнения схемы. Апробация, как правило, включает в себя апробацию на земле и апробацию в полете. Если государство может проверить посредством проведения апробации на земле точность и полноту всех данных о препятствиях и навигационной информации, учитываемой при построении схемы, и все другие аспекты, обычно анализируемые в ходе апробации в полете (п. 4.6.3), тогда требованием к проведению апробации в полете можно пренебречь. Процесс апробации схем полетов подробно излагается в томе 5 *"Апробация схем полетов по приборам" Руководства по обеспечению качества при разработке схем полетов* (Doc 9906).

4.6.2 Апробация на земле

Апробация на земле заключается в анализе всего пакета документации по построению схемы полета по приборам лицом(ами), имеющим(и) опыт построения схем и соответствующие знания вопросов апробации в полете. Цель заключается в выявлении ошибок в критериях и документации и оценке на земле, насколько это возможно, тех элементов, которые будут оцениваться в процессе апробации в полете. Вопросы, определенные в процессе апробации на земле, должны быть решены до проведения любой апробации в полете. В ходе апробации на земле также определяется необходимость апробации в полете в отношении изменений и поправок к ранее опубликованным схемам.

4.6.3 Апробация в полете

4.6.3.1 Апробация в полете схем полетов по приборам должна проводиться как часть процесса начальной сертификации и должна также включаться как часть программы периодического обеспечения качества, учрежденной отдельными государствами для обеспечения того, чтобы процесс построения схем и его результаты, включая качество аэронавигационной информации/данных, отвечали требованиям Приложения 15. Она выполняется квалифицированным и опытным пилотом по апробации в полете, сертифицированным или утвержденным государством. Пилот, апробирующий схему в полете, занимает кресло в кабине летного экипажа с полем зрения, достаточным для проведения апробации в полете. Цели апробации в полете схемы полета по приборам заключаются в следующем:

a) гарантировать, что обеспечен адекватный запас высоты над препятствиями;

b) проверить правильность подлежащих публикации навигационных данных, а также данных, использованных при построении схемы;

c) проверить наличие и надлежащее функционирование всей необходимой инфраструктуры, например маркировки ВПП, светосигнальных средств, а также средств связи и навигационных источников;

d) провести оценку возможности выполнения схемы с целью убедиться в ее безопасности;

e) оценить картографические данные, требуемую инфраструктуру, видимость и другие эксплуатационные факторы.

4.6.3.2 Апробацию в полете не следует путать с летной инспекцией. Летная инспекция схем полетов по приборам необходима для того, чтобы убедиться, что соответствующие радионавигационные средства надлежащим образом обеспечивают выполнение схемы. Эта процедура осуществляется в рамках официальной программы летной инспекции и выполняется квалифицированным пилотом-инспектором с использованием соответствующим образом оборудованного воздушного судна.

4.6.4 Разработчик схем является источником всех данных, имеющих отношение к апробации в полете или летной инспекции. Разработчик схем должен быть готов к проведению инструктажа пилотов по апробации в полете или пилотов-инспекторов в тех случаях, когда схема полета является уникальной с точки зрения применения или обладает специфическими особенностями.

4.6.5 Разработчик схем может принимать участие в полете, связанном с первоначальным апробированием, для того чтобы оказать содействие в оценке схемы, а также непосредственно получить сведения по вопросам построения конкретной схемы от пилота-инспектора или пилота по апробации в полете и/или инспектора.

4.6.6 Квалификация и подготовка пилота по апробации в полете

4.6.6.1 Государство вводит документально оформленные нормативы в отношении минимальных требований к квалификации, предшествующему опыту, уровню подготовки и компетенции пилотов по апробации в полете, включая тех пилотов-инспекторов, которые осуществляют апробацию в полете схем полетов по приборам. Квалификация пилота, апробирующего схему, соответствует, по крайней мере, квалификации пилота коммерческой авиации с допуском к полетам по приборам или аналогичному разрешению государства в соответствии с содержащимися в Приложении 1 требованиями к знаниям и навыкам, предъявляемым для выдачи свидетельства пилота коммерческой авиации и допуска к полетам по приборам по категории воздушного судна (например, самолеты или вертолеты), приемлемого для апробируемой схемы. Кроме того, пилоты, апробирующие схему, соответствуют всем требованиям, предъявляемым к опыту работы для получения свидетельства линейного пилота авиакомпании соответствующей категории воздушного судна (например, самолет или вертолет), как определено в Приложении 1. Если пилот, апробирующий схему,

не является командиром воздушного судна, выполняющего апробацию в полете, то в этом случае положения настоящего пункта также применяются к командиру воздушного судна, выполняющего апробацию в полете.

Примечание. Положения пп. 2.6.3.1.2 или 2.6.4.1.2 Приложения 1 могут применяться в части, касающейся соблюдения требований к опыту для получения свидетельства линейного пилота авиакомпании.

4.6.6.2 Для достижения целей безопасности полетов и гарантии качества апробации в полете каждое государство обеспечивает, чтобы пилоты по апробации в полете получали и поддерживали требуемый уровень квалификации посредством обучения и контролируемой подготовки на рабочем месте.

*Примечание. Рекомендуемые уровни квалификации и подготовки, а также инструктивный материал, касающийся навыков, знаний и отношений, которые должны учитываться при подготовке и аттестации пилотов по апробации в полете, содержатся в добавлении B тома 1 (*Система обеспечения качества разработки схем полетов*)* Руководства по обеспечению качества при разработке схем полетов *(Doc 9906).*

4.6.7 Дополнительная подробная информация и инструктивный материал, касающиеся летной инспекции, а также квалификации и сертификации пилотов-инспекторов содержатся в томах I, II, и III *Руководства по испытанию радионавигационных средств* (Doc 8071) ИКАО.

4.7 КВАЛИФИКАЦИЯ И ПОДГОТОВКА РАЗРАБОТЧИКА СХЕМ

4.7.1 Каждое государство устанавливает стандарты в отношении требуемого уровня квалификации для построения схем полетов. Каждое государство гарантирует, что разработчики схем полетов получили и поддерживают данный уровень квалификации в результате обучения и контролируемой подготовки на рабочем месте (OJT). Это имеет своей целью обеспечить, чтобы требуемое качество в процессе построения схем и полученных результатов, включая качество аэронавигационной информации/данных, отвечали требованиям Приложения 15 *"Службы аэронавигационной информации"*.

4.7.2 Подготовка к построению схем полетов должна как минимум включать начальную подготовку и периодическую переподготовку. Государству следует определить соответствующую периодичность переподготовки.

4.7.3 Начальная подготовка гарантирует, что разработчик схем полетов может продемонстрировать базовый уровень квалификации, который включает по крайней мере следующие элементы:

a) знание информации томов I и II PANS-OPS и других соответствующих положений ИКАО, имеющих отношение к данному государству;

b) навыки построения схем.

4.7.4 Переподготовка гарантирует, что разработчик схем полетов может продемонстрировать базовый уровень квалификации, который включает по крайней мере следующие элементы:

a) знание последних уточнений положений ИКАО и других положений, касающихся построения схем;

b) поддержание и углубление знаний и навыков построения схем.

4.7.5 Государство обеспечивает, чтобы разработчики схем полетов прошли надлежащую контролируемую OJT.

4.7.6 Уровень квалификации разработчика схем полетов периодически оценивается государством.

4.7.7 Инструктивный материал по планированию, осуществлению и оценке подготовки разработчика схем полетов содержится в томе 2 *"Подготовка разработчика схем полетов" Руководства по обеспечению качества при разработке схем полетов* (Doc 9906).

4.8 АВТОМАТИЗАЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ СХЕМ

4.8.1 Автоматизированные средства построения схем позволяют существенно уменьшить число ошибок в процессе построения схем, а также стандартизировать применение критериев PANS-OPS. В этой связи государства должны использовать имеющиеся пакеты программного обеспечения для построения своих схем полетов по приборам.

4.8.2 ИКАО выпускает ряд инструментов, которые позволяют автоматизировать применение элементарных частей критериев построения схем, в рамках которых последствия ошибки имеют особое значение для безопасности полетов. Такими инструментами являются программное обеспечение OAS PANS-OPS и программное обеспечение PANS-OPS (CD-101), позволяющее оценивать суммарный риск столкновения с препятствием или с землей при точных заходах на посадку.

4.8.3 Имеется большое количество и других пакетов программного обеспечения, которые автоматизируют в той или иной степени применение критериев PANS-OPS при построении схем. Преимуществ много, включая поддержание целостности данных источника на протяжении всего процесса построения, сокращение числа ошибок человека, возможность разработки сценариев альтернатив и стандартизированное применение критериев. Несмотря на то, что разработчики программного обеспечения тщательно проверяют свои продукты, тем не менее, нет абсолютной гарантии в отношении точности любого отдельного применения критериев.

4.8.4 Поскольку государства несут ответственность за безопасность схем полетов по приборам, им следует обеспечить апробацию пакетов программного обеспечения, используемых при построении схем. В томе 3 *"Валидация программных средств при разработке схем полетов" Руководства по обеспечению качества при разработке схем полетов* (Doc 9906) содержится инструктивный материал для оказания государствам помощи в этой области.

4.9 ОЦЕНКА ФАКТОРОВ РИСКА ДЛЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПРИ ПОСТРОЕНИИ СХЕМ ПОЛЕТОВ

4.9.1 Оценка факторов риска для безопасности полетов проводится до введения новой схемы полетов или любого изменения существующей схемы полетов.

Примечание. Подробный инструктивный материал относительно оценки факторов риска для безопасности полетов содержится в Руководстве по нормативным рамкам для служб построения схем полетов по приборам *(Doc 10068).*

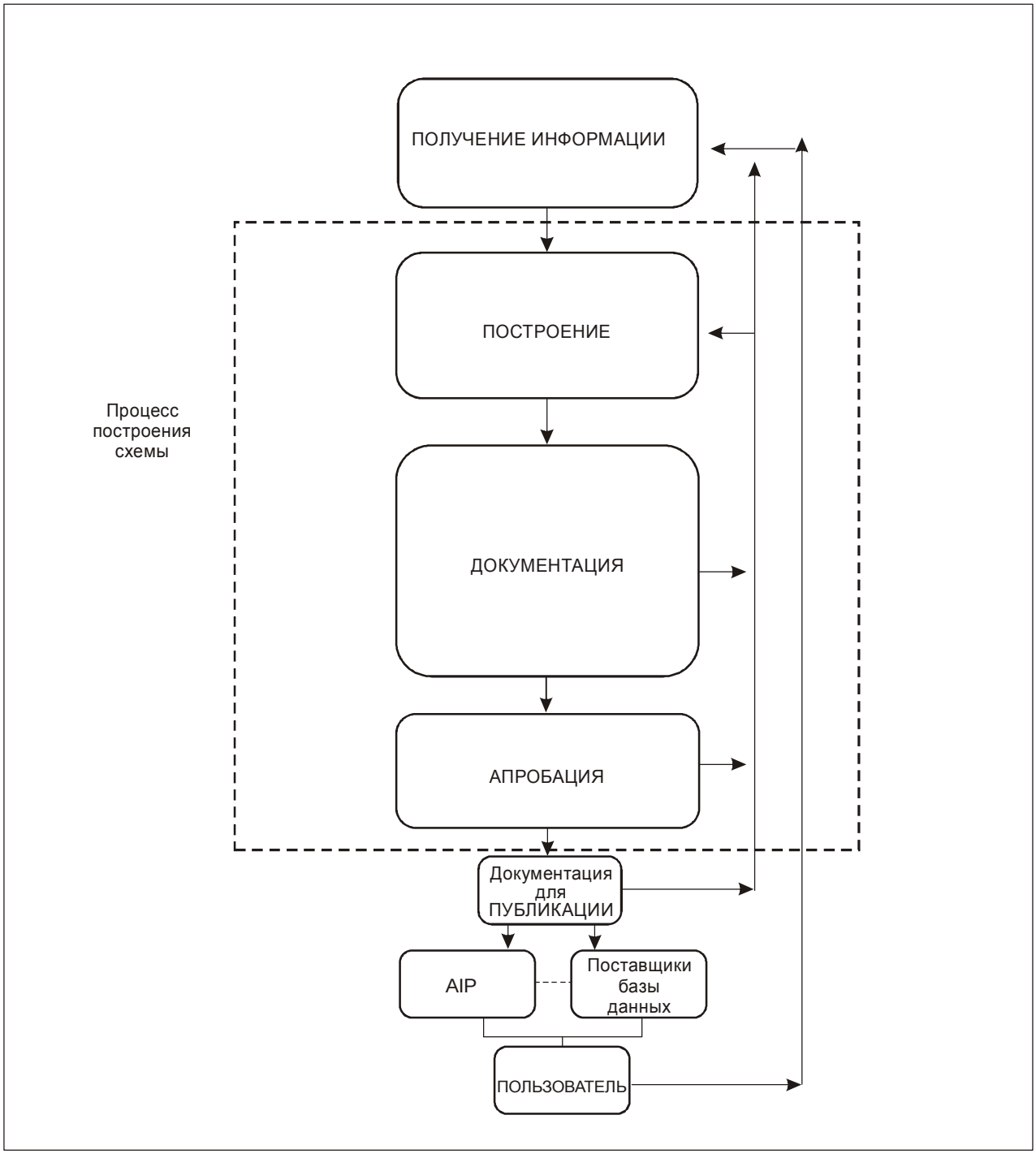


Рис. I-2-4-1. Процесс построения схемы полета по приборам

Раздел 3

СХЕМЫ ВЫЛЕТА

Глава 1

ВВЕДЕНИЕ К СХЕМАМ ВЫЛЕТА

1.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Схемы вылета, разработанные согласно положениям данного раздела, обеспечивают запас высоты над препятствиями непосредственно после взлета и до выхода воздушного судна на участок маршрута. Схемы вылета включают стандартные маршруты вылета и связанные с ними правила (см. добавление 3 к Приложению 11), но не ограничиваются ими.

1.2 КОНСУЛЬТАЦИИ

Схемы вылета могут быть также необходимы для управления воздушным движением, организации воздушного пространства, а также для иных целей (например, снижения шума), поэтому маршрут или схема вылета могут определяться не только требованиями пролета препятствий. Схемы вылета следует разрабатывать при консультации с эксплуатантами, УВД и другими заинтересованными сторонами (в отношении положений, касающихся снижения шума, см. раздел 7 части I тома I).

1.3 СТАНДАРТИЗАЦИЯ

Содержащиеся в настоящем разделе технические требования основаны на обычном навигационном оборудовании и обычной практике эксплуатации и сформулированы таким образом, чтобы достичь приемлемого уровня стандартизации. Исключения следует допускать только при условии совместного рассмотрения государственными органами и заинтересованными эксплуатантами. В отношении схем вылета с применением RNAV см. также требования, приведенные в части III.

1.4 ЭКОНОМИЧНОСТЬ

В интересах эффективности и экономичности эксплуатации должны предприниматься любые действия, направленные на то, чтобы разрабатываемые схемы, отвечающие требованиям безопасности, обеспечивали минимум как в отношении затрат времени на выполнение вылета, так и в отношении потребного воздушного пространства.

1.5 МАРШРУТЫ

Схемы вылета могут публиковаться в виде конкретных маршрутов (см. главу 3) или в виде вылетов в любом направлении (см. главу 4).

1.6 СОПУТСТВУЮЩИЙ МАТЕРИАЛ

При разработке относящихся к разворотам зон, в пределах которых обеспечивается запас высоты над препятствиями препятствий, должны быть учтены стандартные методы, приведенные в главе 3 "Построение зон разворотов" раздела 2. Характеристики навигационных средств и допуски на контрольные точки указаны в главе 2 "Контрольные точки района аэродрома" раздела 2.

1.7 НЕШТАТНЫЕ И АВАРИЙНЫЕ СИТУАЦИИ

1.7.1 При разработке схем в соответствии с положениями настоящего раздела предполагаются обычные условия производства полетов со всеми работающими двигателями.

1.7.2 Эксплуатант обязан обследовать все необходимые препятствия и обеспечить соответствие запасных схемы для нештатных и аварийных ситуаций требованиям Приложения 6 в отношении летно-технических характеристик. Там, где позволяют местность и/или препятствия, маршрут запасной схемы должен совпадать со схемой вылета.

1.7.3 Государство обязано предоставлять информацию о препятствиях, согласно Приложениям 4 и 6, а также любую дополнительную информацию, используемую для вылетов, согласно положениям настоящего раздела.

Глава 2

ОБЩИЕ КОНЦЕПЦИИ СХЕМ ВЫЛЕТА

2.1 УСТАНОВЛЕНИЕ СХЕМ ВЫЛЕТА

2.1.1 Схема вылета устанавливается и публикуется для каждой ВПП аэродромов, на которых предполагаются вылеты по приборам.

2.1.2 Схема вылета должна быть рассчитана на все категории воздушных судов, где это возможно. Там, где вылеты ограничены конкретными категориями, соответствующие категории четко указываются на карте вылета (см. п. 1.8.7 "Ограничения по категориям и IAS" главы 1 раздела 4).

2.2 ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ

2.2.1 Схемы вылета могут создаваться как вылеты по прямой или с разворотом (см. главу 3). При построении схем следует учитывать преимущества в области охраны окружающей среды и эффективности, обеспечиваемые за счет внедрения схем полетов в режиме постоянного набора высоты (ССО).

Примечание. В Руководстве по производству полетов в режиме постоянного набора высоты (ССО) *(Doc 9993) содержится инструктивный материал по внедрению ССО и обеспечению сбалансированности ССО в контексте других операций ОрВД.*

2.2.2 Может предусматриваться схема вылета в любом направлении, допускающая развороты в любом направлении после достижения указной абсолютной/относительной высоты (см. главу 4).

2.2.3 При вылете по прямой может допускаться разворот на 15º или менее.

2.2.4 До начала разворота воздушное судно выдерживает направление ВПП до достижения минимальной относительной высоты 120 м (394 фут) (кат. H, 90 м (295 фут)) над ВПП/FATO.

2.2.5 При вылете с разворотом указывается или точка разворота, или абсолютная/относительная высота.

2.2.6 Стандартный расчетный градиент схемы (PDG) составляет 3,3 % (кат. H, 5 %). Началом отсчета PDG является точка, расположенная на 5 м (16 фут) над взлетным концом ВПП (DER).

2.2.7 Над поверхностью обозначения препятствий (OIS) стандартный PDG обеспечивает дополнительный запас высоты, равный 0,8 % от расстояния, пролетаемого от DER. OIS имеет градиент 2,5 % (кат. H, 4,2 %).

2.2.8 Там, где препятствия проникают через OIS, для обеспечения запаса высоты над препятствиями, равного 0,8 % от расстояния от DER, может публиковаться больший PDG.

2.2.9 Перед выполнением любого разворота более чем на 15°, необходимо достижение минимального запаса высоты над препятствиями, равного 75 м (246 фут) (кат. H, 65 м (213 фут)). Альтернативой является использование величины 0,8 % от расстояния от DER, если эта величина больше. Необходимо выдерживать этот минимальный запас высоты над препятствиями в течение последующего полета.

2.3 НАЧАЛО СХЕМЫ ВЫЛЕТА

2.3.1 Самолеты

2.3.1.1 Схема вылета для самолетов начинается над взлетным концом ВПП (DER), который является концом зоны, объявленной пригодной для взлета (т. е. концом ВПП или полосы, свободной от препятствий, если таковая предусмотрена).

2.3.1.2 Так как точка отрыва находится в разных местах, защищенная зона начинается в точке, удаленной на 600 м от начала ВПП, чтобы обеспечить защиту разворотов до DER. Основой этого является предположение, что минимальная относительная высота разворота 120 м (394 фут) над превышением DER может быть достигнута на расстоянии 600 м от начала ВПП.

Примечание. Превышением DER является превышение конца ВПП или превышение конца полосы, свободной от препятствий, в зависимости от того, что больше.

2.3.2 Вертолеты

2.3.2.1 Схема вылета для вертолетов начинается над взлетным концом ВПП (DER). DER является концом зоны, объявленной пригодной для взлета (т. е. конец ВПП или конец зоны конечного этапа захода на посадку и взлета (FATO)).

2.3.2.2 С целью учета характеристик набора высоты вертолетов и защиты ранних разворотов защищенная зона начинается в начале ВПП или зоны, пригодной для взлета, исходя из предположения, что минимальная относительная высота разворота 90 м (295 фут) над превышением DER может достигаться над началом взлета (см. рис. I-3-2-1).

Примечание. Превышением DER является наибольшее из превышений начала и конца ВПП/FATO.

2.4 КОНЕЦ СХЕМЫ ВЫЛЕТА

Схема вылета заканчивается в точке, в которой данный маршрут стыкуется со следующим участком и PDG достигает минимальной абсолютной/относительной высоты, разрешенной для последующего этапа полета (т. е. полета по маршруту, ожидания или захода на посадку).

2.5 МИНИМАЛЬНЫЙ ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ (MOC)

2.5.1 Минимальный запас высоты над препятствиями (MOC) в основной зоне составляет 0,8 % от расстояния, пролетаемого от DER. MOC равен нулю над DER.

2.5.2 МОС обеспечивается над поверхностью обозначения препятствий или, в случае пересечения препятствием OIS, над превышением препятствия.

2.5.3 До начала разворота более чем на 15°, дополнительно к изложенному выше требуется МОС 75 м (246 фут) (кат. Н, 65 м (213 фут)).

2.5.4 В случае горного рельефа местности следует предусматривать увеличение минимального запаса высоты над препятствием (см. п. 1.7 "Увеличение абсолютной/относительной высоты для горных районов" главы 1 раздела 2).

2.6 ПОВЕРХНОСТЬ ОБОЗНАЧЕНИЯ ПРЕПЯТСТВИЙ (OIS)

2.6.1 Поверхность обозначения препятствий (OIS) представляет собой наклонную поверхность, используемую для выявления препятствий в зоне вылета. При вылетах по прямой начало OIS находится на 5 м (16 фут) над DER. При вылетах в любом направлении рассматривается несколько OIS, как это указано в главе 4 "Вылеты в любом направлении". Градиент OIS составляет 2,5 % (кат. Н, 4,2 %).

2.6.2 Обследование OIS

2.6.2.1 OIS необходимо периодически обследовать для подтверждения информации о препятствиях, с тем чтобы обеспечить минимальный запас высоты над препятствиями и сохранить целостность схем вылета. Компетентный полномочный орган необходимо уведомлять о любом сооруженном объекте, который будет проникать через эти поверхности.

Примечание. Считается, что годовые проверки удовлетворяют требованию в отношении "периодического обследования".

2.6.2.2 Расстояния до препятствий должны указываться относительно DER.

2.7 РАСЧЕТНЫЙ ГРАДИЕНТ СХЕМЫ (PDG)

2.7.1 Расчетным градиентом схемы (PDG) является опубликованный градиент набора высоты, который измеряется от начала OIS (5 м (16 фут) над DER). Расчетный градиент схемы (PDG) представляет собой градиент OIS плюс 0,8 % (3,3 %, кат. Н 4,2 %), если отсутствуют препятствия, проникающие через OIS,

2.7.2 Там, где пересекается OIS с градиентом 2,5 %, следует скорректировать маршрут вылета, чтобы избежать пересечения. Если это невозможно, PDG может быть увеличен для обеспечения минимального запаса высоты над пересечением (0,8 % расстояния от DER). (См. рис. I-3-2-2).

2.7.3 Подлежат опубликованию PDG, превышающий 3,3 %, и абсолютная высота, до которой продолжается увеличенный градиент.

2.7.4 PDG понижается до 3,3 % в точке после критического препятствия, над которым может обеспечиваться запас высоты над препятствием 0,8 % от расстояния от DER, в тех местах, где PDG увеличивается, чтобы избежать проникающего препятствия. (См. рис. I-3-2-2).

2.7.5 Увеличенный градиент, который требуется до относительной высоты 60 м (200 фут) или менее (обычно обусловленный низкими близко расположенными препятствиями), не публикуется (см. рис. I-3-2-3).

Публикуются местоположение и превышение/относительная высота близко расположенных препятствий, проникающих через OIS (см. главу 5 "Публикуемая информация по схемам вылета").

2.8 СРЕДНЯЯ ТРАЕКТОРИЯ ПОЛЕТА

2.8.1 В тех случаях, когда важно обеспечить строгое соблюдение номинальной линии пути (в связи с уменьшением воздействия шума/ограничениями УВД и пр.), для определения средней траектории полета могут использоваться данные о фактических траекториях полета.

2.8.2 Инструктивный материал (основанный на статистических данных) по установлению средней траектории полета приведен в добавлении к главе 3. Характеристики воздушных судов, используемые для определения средней траектории полета, не должны использоваться для целей расчета запаса высоты над препятствиями.

2.9 ТОЧНОСТЬ КАРТОГРАФИЧЕСКИХ ДАННЫХ

Необходимо учитывать точность картографических данных путем применения допусков по вертикали и горизонтали, как описано в п. 1.9 "Точность картографических данных" главы 1 раздела 2. В тех случаях, когда применение этих допусков приводит к неприемлемому с точки зрения эксплуатации проигрышу, следует использовать дополнительную топографическую информацию для уточнения данных о местоположении и высоте препятствий.

2.10 ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ СПЕЦИАЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ О ВЫСОТЕ/РАССТОЯНИИ

С целью обеспечения контроля местоположения воздушного судна относительно критических препятствий следует опубликовывать предназначенную для обхода препятствий специальную дополнительную информацию о высоте/расстоянии везде, где есть соответствующим образом расположенное DME, или когда может быть установлена соответствующим образом расположенная контрольная точка RNAV.

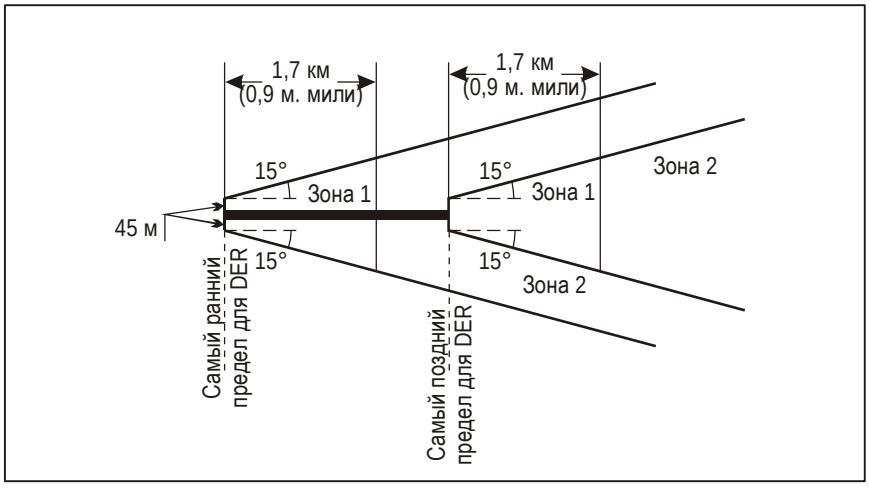


Рис. I-3-2-1. Начало схемы вылета: вертолеты

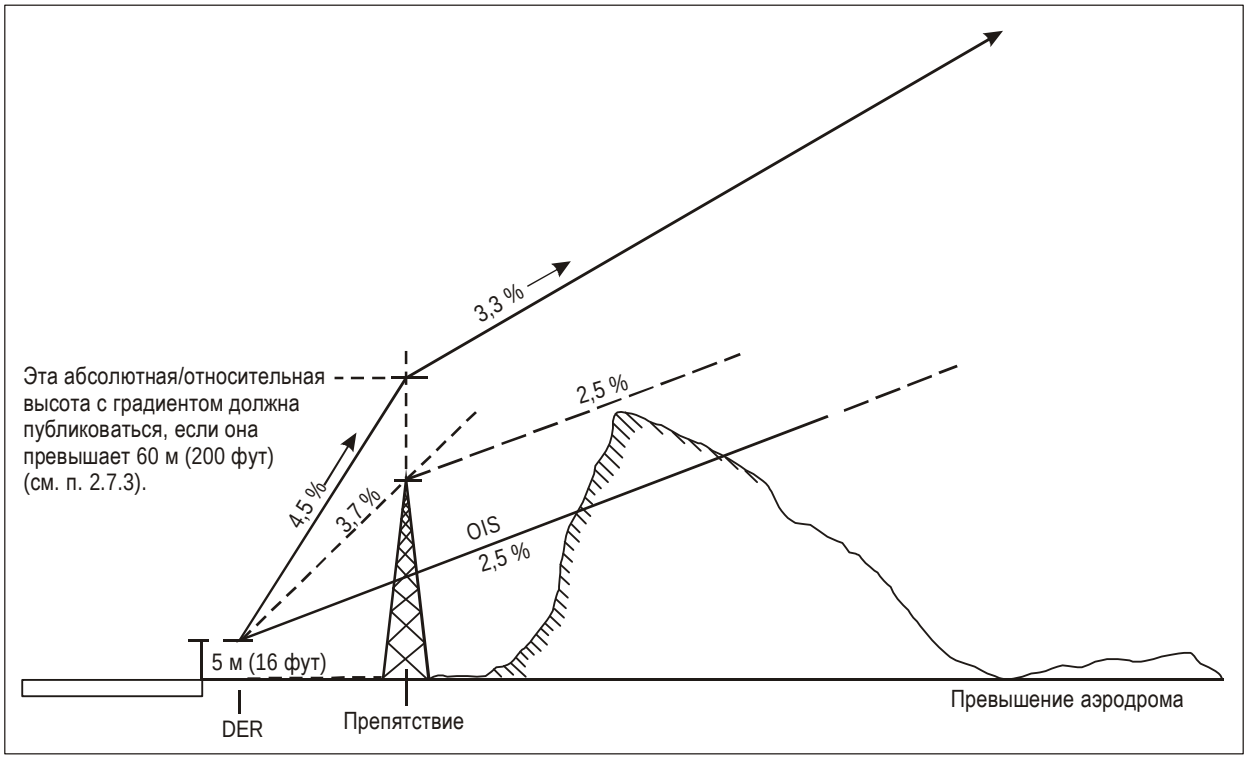


Рис. I-3-2-2. Расчетный градиент схемы

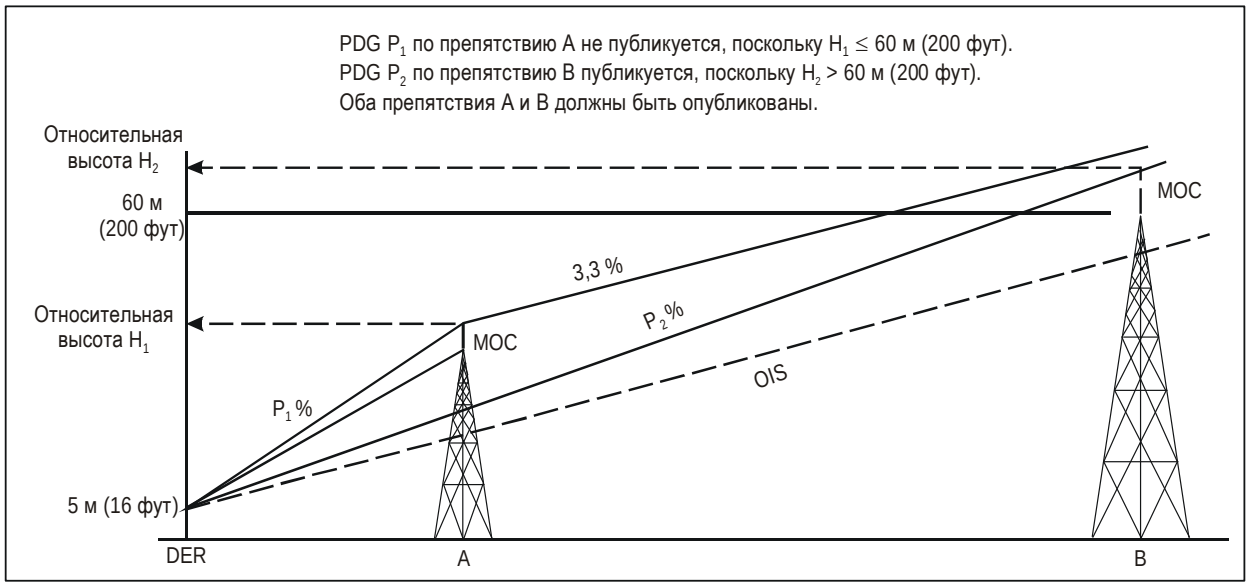


Рис. I-3-2-3. Близкорасположенные препятствия

Глава 3

МАРШРУТЫ ВЫЛЕТА

3.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

3.1.1 Существуют два основных типа маршрутов вылета: вылет по прямой и вылет с разворотом.

3.1.2 Наведение по линии пути обеспечивается:

a) в пределах 20,0 км (10,8 м. мили) от взлетного конца ВПП (DER) при вылетах по прямой;

b) в пределах 10,0 км (5,4 м. мили) после выполнения разворотов при вылетах с разворотом.

3.1.3 Обзорный радиолокатор может использоваться для обеспечения наведения по линии пути.

3.2 ВЫЛЕТЫ ПО ПРЯМОЙ

3.2.1 Общие положения

3.2.1.1 Вылет, при котором начальная линия пути вылета находится в пределах 15º от направления осевой линии ВПП, является вылетом по прямой. Везде, где это практически возможно, линия пути вылета должна совпадать с продолжением осевой линии ВПП (см. рис. I-3-3-1).

3.2.1.2 Для вертолетов линия пути вылета должна пересекать осевую линию ВПП в пределах 1,7 км (0,9 м. мили) от DER или линия пути вылета должна находиться в пределах 90 м по обе стороны от осевой линии ВПП в месте расположения DER.

3.2.2 Типы вылетов по прямой

Вылеты по прямой подразделяются на две основные категории в зависимости от наличия начального наведения по линии пути:

a) вылет по прямой без наведения по линии пути:

   1) вылет без корректировки линии пути;

   2) вылет с корректировкой линии пути (без указанной точки корректировки);

   3) вылет с корректировкой линии пути (с указанной точкой корректировки);

b) вылет по прямой с наведением по линии пути:

1) средство впереди или позади;

2) смещенный (параллельная линия пути/смещенная линия пути/пересекающая линия пути).

3.2.3 Корректировка линии пути

При построении зон предполагается, что любая корректировка линии пути будет осуществляться не далее чем в точке, расположенной вдоль линии пути, в которой PDG достигает 120 м (394 фут) (кат. H, 90 м (295 фут)) над превышением DER, или в заданной точке корректировки линии пути.

3.2.4 Вылет по прямой без наведения по линии пути

3.2.4.1 *Вылет без корректировки линии пути*

Зона начинается у DER и имеет первоначальную ширину 300 м (кат. H, 90 м (295 фут)). Она располагается симметрично относительно осевой линии ВПП с расхождением под углом 15° с каждой стороны продолжения осевой линии ВПП (см. рис. I-3-3-1). Зона заканчивается в конце схемы вылета, как указано в п. 2.4 "Конец схемы вылета" главы 2.

3.2.4.2 *Вылет с корректировкой линии пути*

3.2.4.2.1 Начальная линия пути вылета может корректироваться на 15° или менее. В случае корректировки расхождение границ зоны на стороне коррекции линии пути увеличивается на величину угла коррекции линии пути, начиная от DER.

3.2.4.2.2 На стороне, противоположной коррекции линии пути, граница корректируется на ту же величину в точке, где PDG достигает 120 м (394 фут) (кат. H, 90 м (295 фут)). Расстояние обычно составляет 3,5 км (1,9 м. мили) (кат. H, 1,7 км (0,9 м. мили)) от DER соответственно величине PDG 3,3 % (кат. H, 5,0 %) (см. рис. I-3-3-2).

3.2.4.2.3 *Корректировка линии пути в указанной точке.* Если указана точка корректировки линии пути (см. рис. I-3-3-3):

a) расхождение границы зоны со стороны коррекции линии пути увеличивается от самого раннего допуска на точку корректировки линии пути на величину угла корректировки линии пути;

b) расхождение границы зоны со стороны, противоположной коррекции линии пути, уменьшается от самого позднего допуска на точку корректировки линии пути на величину угла корректировки линии пути.

3.2.5 Вылеты по прямой с наведением по линии пути

3.2.5.1 *Общие положения*

Построение зоны осуществляется согласно приведенному в п. 3.2.4 "Вылет по прямой без наведения по линии пути", и она продолжается до точки, в которой границы пересекаются с зоной навигационного средства обеспечения наведения по линии пути (см. рис. I-3-3-4 – I-3-3-8).

3.2.5.2 *Зоны навигационного средства*

Зоны навигационного средства иного, чем курсовой радиомаяк, состоят из соответствующих частей трапеций, указанных в главах 4 и 6 раздела 2 части II. Применяются общие принципы дополнительных зон.

3.3 ВЫЛЕТЫ С РАЗВОРОТОМ

3.3.1 Общие положения

3.3.1.1 Вылет, включающий разворот более чем на 15º, является вылетом с разворотом. Развороты могут предусматриваться на абсолютной/относительной высоте, в контрольной точке или месте расположения навигационного средства.

3.3.1.2 Предполагается, что полет по прямой осуществляется до достижения относительной высоты, по меньшей мере равной 120 м (394 фут) (кат. H, 90 м (295 фут)) над превышением DER. Не предусматривается никаких положений в отношении вылетов с разворотом ниже 120 м (394 фут) (кат. H, 90 м (295 фут)) над превышением DER. Если местоположение и/или относительная высота препятствий не позволяют строить схемы вылетов с разворотом, которые удовлетворяют критерию минимальной относительной высоты разворота, схемы вылета следует разрабатывать с учетом местных условий, консультируясь с заинтересованными эксплуатантами.

3.3.1.3 Зоны, рассматриваемые при расчете вылетов с разворотом, определяются следующим образом:

a) зона начала разворота и

b) зона разворота.

Зоной начала разворота является зона, в пределах которой воздушное судно проводит набор высоты по прямой для достижения MOC, требуемого до начала разворота 75 м (246 фут) (кат. H, 65 м (213 фут)). Зоной разворота является зона, в которой воздушное судно выполняет разворот.

3.3.2 Зона начала разворота

3.3.2.1 Применительно к самолетам зона начала разворота начинается в точке на расстоянии 600 м от начала ВПП. Для вертолетов зона начала разворота начинается в начале имеющейся зоны на ВПП или в начале ВПП. От начала зоны начала разворота до DER ширина зоны составляет 300 м (кат. H, 90 м).

3.3.2.2 Там, где на карте вылета содержится запрет на выполнение разворотов до DER, зона начала разворота начинается в DER. Применительно к вертолетам самой ранний предел для вылета с разворотом может быть расположен в соответствующем месте вдоль ВПП/FATO.

3.3.2.3 Зона начала разворота заканчивается в TP. TP может быть определена:

a) самым ранним допусков на контрольную точку в контрольной точке TP (разворот в заданной точке); или

b) местоположением, в котором PDG достигает указанной абсолютной/относительной высоты разворота.

3.3.2.4 TP может быть расположена не ближе к DER, чем расстояние, требуемое для достижения PDG относительной высоты 120 м (394 фут) (кат. H, 90 м (295 фут)) или указанной абсолютной/относительной

высоты разворота. Зона начала разворота идентична зоне, связанной с вылетом по прямой без наведения по линии пути, описанной в п. 3.2.4 "Вылет по прямой без наведения по линии пути" (см. рис. I-3-3-9 и I-3-3-10).

3.3.3 Зона разворота

Построение зоны разворота осуществляется тем же способом, что и зоны ухода на второй круг с разворотом (см. п. 6.4 "Уход на второй круг с разворотом" главы 6 раздела 4). Построение внутренней и внешней границ зоны разворота выполняется согласно п. 3.2 "Построение внутренней границы разворота" и п. 3.3 "Построение внешней границы разворота" главы 3 "Построение зон разворотов" раздела 2.

3.3.4 Параметры разворота

Параметрами, на которых основаны зоны разворота, являются:

a) *абсолютная высота:*

   1) *разворот, заданный на абсолютной/относительной высоте:* абсолютная/относительная высота разворота;

   2) *разворот в заданной точке разворота:* превышение аэродрома плюс 10 % от расстояния от DER до TP (т. е. предусматривая набор высоты с градиентом 10 %);

b) *температура:* МСА + 15 ºС соответственно подпункту a) выше;

c) *приборная скорость IAS:* табличное значение скорости для "конечного этапа ухода на второй круг", таблиц I-4-1-1 и I-4-1-2 для соответствующей категории воздушных судов, увеличенное на 10 % с целью учета большей массы воздушного судна при вылете. Однако, когда условия полета требуют обойти препятствие, могут использоваться уменьшенные значения скоростей, не меньшие увеличенных в 1,1 раза табличных значений для "промежуточного этапа ухода на второй круг" в таблицах I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1 раздела 4, при условии, что схема сопровождается примечанием "Разворот при вылете ограничен максимальной IAS _____ км/ч (уз)". В целях проверки влияния на эксплуатационные характеристики ограничения скорости значение скорости следует сравнить со статистической скоростью, указанной в добавлении A к главе 3;

d) *истинная скорость:* IAS в соответствии с п. c) выше с поправками на абсолютную высоту п. a) и температуру п. b);

e) *ветер:* максимальный ветер с любого направления для вероятности 95 %, если имеются статистические данные о ветре. Если статистические данные о ветре отсутствуют, следует использовать скорость ветра 56 км/ч (30 уз) с любого направления;

f) *угол крена:* среднее достигаемое значение 15º;

g) *допуск на контрольную точку:* в соответствии с типом контрольной точки;

h) *допуск на технику пилотирования:* расстояние, эквивалентное 6 с полета (время реакции пилота 3 с и 3 с время ввода в крен) на указанной скорости. (См. п. c) выше. В настоящей главе эта величина представлена буквой "c");

i) *дополнительные зоны:* дополнительные зоны применяются при наличии наведения по линии пути.

3.3.5 Разворот на указанной абсолютной/относительной высоте

3.3.5.1 *Общие положения*

Разворот может быть предписан по достижении указанной абсолютной/относительной высоты, чтобы учесть условия, в которых:

a) необходимо уклониться от препятствия, которое расположено в направлении вылета по прямой; и/или

b) необходимо пролететь с соответствующим запасом после разворота над препятствием, расположенным на траверзе прямолинейного участка линии вылета.

3.3.5.2 *Расчет абсолютной или относительной высоты*

Абсолютная или относительная высота разворота выбирается с таким расчетом, чтобы при такой высоте в точке разворота обеспечивался обход препятствия, расположенного прямо по курсу, или пролет препятствия на траверзе с требуемым МОС. Относительная высота (TNH) вычисляется следующим образом:

$$TNH = d_r PDG + 5 \text{ м (16 фут)},$$

где d_r – горизонтальное расстояние от DER до TP;

PDG – расчетный градиент схемы.

3.3.5.3 *Вычисление запаса высоты над препятствиями*

a) *Зона начала разворота.* Минимальный запас высоты над препятствиями в зоне начала разворота вычисляется с использованием горизонтального расстояния от DER, измеренного вдоль номинальной линии пути с расчетным PDG. (См. п. 2.5 "Минимальный запас высоты над препятствиями" главы 2). Обращается внимание на то, что разворот может быть начат на указанной высоте разворота и что обычные летно-технические характеристики воздушных судов будут часто приводить к достижению этой абсолютной высоты до окончания зоны начала разворота (TP). Таким образом, необходимо, чтобы минимальный запас высоты над препятствиями для разворота также был обеспечен над всеми препятствиями в зоне начала разворота. Этот критерий будет соблюдаться, если максимальное превышение препятствия в зоне начала разворота будет составлять:

   1) максимальное превышение/относительная высота препятствия = TNA/H – 75 м (246 фут) для самолетов;

   2) максимальное превышение/относительная высота препятствия = TNA/H – 65 м (213 фут) для вертолетов.

b) *Зона разворота*. Минимальный запас высоты над препятствиями в зоне разворота вычисляется следующим образом:

   1) *Препятствия, расположенные до TP (линии K).* МОС равен большей из величин минимального МОС для разворота 75 м (246 фут) (кат. H, 65 м (213 фут)) и 0,008 (d_r* + d_o),

      где d_r* является расстоянием, измеренным вдоль линии пути вылета, соответствующим точке на границе зоны начала разворота, от которой измеряется расстояние d_o;
      d_o является кратчайшим расстоянием от границы зоны начала разворота до препятствия.

2) *Препятствия, расположенные после ТР (линии К).* МОС равен большей из величин минимального МОС для разворота 75 м (246 фут) (кат. H, 65 м (213 фут)) и 0,008 ($d_r + d_o$),

где d_r является горизонтальным расстоянием DER до линии К;

d_o является кратчайшим расстоянием от границы зоны начала вылета до препятствия.

См. рис. I-3-3-9 и I-3-3-10.

Максимально допустимое превышение/относительная высота препятствия в зоне разворота вычисляется по формуле:

Максимальное превышение/относительная высота препятствия = TNA/H + d_o PDG – МОС.

3.3.6 Разворот в заданной ТР

3.3.6.1 *Общие положения*

Задаваемая ТР выбирается таким образом, чтобы дать возможность воздушным судам уклониться от препятствия прямо по курсу. Критерии вылета по прямой применяются вплоть до самой ранней ТР.

3.3.6.2 *Допуск на точку разворота*

3.3.6.2.1 Продольными пределами допуска на ТР являются:

a) самый ранний предел, конец зоны начала разворота (линия К);

b) самый поздний предел, определяемый:

1) линией К плюс;

2) допуском на контрольную точку ТР плюс;

3) допуском на технику пилотирования *"c"*, причем "c" вычисляется в соответствии с п. 3.3.4 h).

3.3.6.2.2 Там, где ТР определяется пролетом над навигационным средством, допуск на контрольную точку вычисляется для превышения DER плюс 10 % от расстояния от DER до ТР (т. е. с учетом градиента набора высоты, равного 10 %). Там, где ТР определяется расстоянием по DME, максимальный угол, образуемый линией, соединяющей ТР и DME, и номинальной линией пути вылета не превышает 23º. (См. п. 2.4.3 "Контрольные точки VOR или NDB с DME" главы 2 раздела 2 и рис. I-2-2-1).

3.3.6.3 *Построение*

a) *Внутренняя граница*. Построение внутренней границы зоны разворота соответствует главе 3 "Построение зон разворотов" раздела 2.

c) *Внешняя граница*. Внешняя граница зоны разворота:

1) начинается в месте расположения самого позднего допуска на ТР (см. также рис. I-3-3-11 a), b), c) и d));

2) продолжается вдоль спирали ветра или ограничивающих окружностей, построенных согласно главе 3 "Построение зон разворотов" раздела 2, до точки (P), касательная к которой становится параллельной номинальной линии пути после разворота. Примеры разворотов с наведением по линии пути после разворота при полете на или от средства представлены соответственно на рис. I-3-3-11 c) и I-3-3-11 d).

c) *При разворотах более чем на 90°* построение зоны после разворота показано на рис. I-3-3-12.

3.3.6.4 *Запас высоты над препятствиями в зоне разворота*

Чтобы обеспечить минимальный запас высоты над препятствиями в зоне разворота, используется следующее уравнение для проверки максимальной высоты препятствия в зоне разворота над превышением DER:

$$\text{Максимальная высота препятствия} = \text{PDG}\ (d_r + d_o) + H - \text{MOC},$$

где d_o – кратчайшее расстояние от препятствия до линии К-К (см. рис. I-3-3-11 c));

d_r – горизонтальное расстояние от DER до линии К-К (самой ранней ТР);

PDG – опубликованный расчетный градиент схемы;

H – относительная высота OIS в DER (5 м или 16 фут);

MOC – наибольшая из величин 0,008 ($d_r + d_o$) и 75 м (246 фут) (кат. H, 65 м (213 фут)).

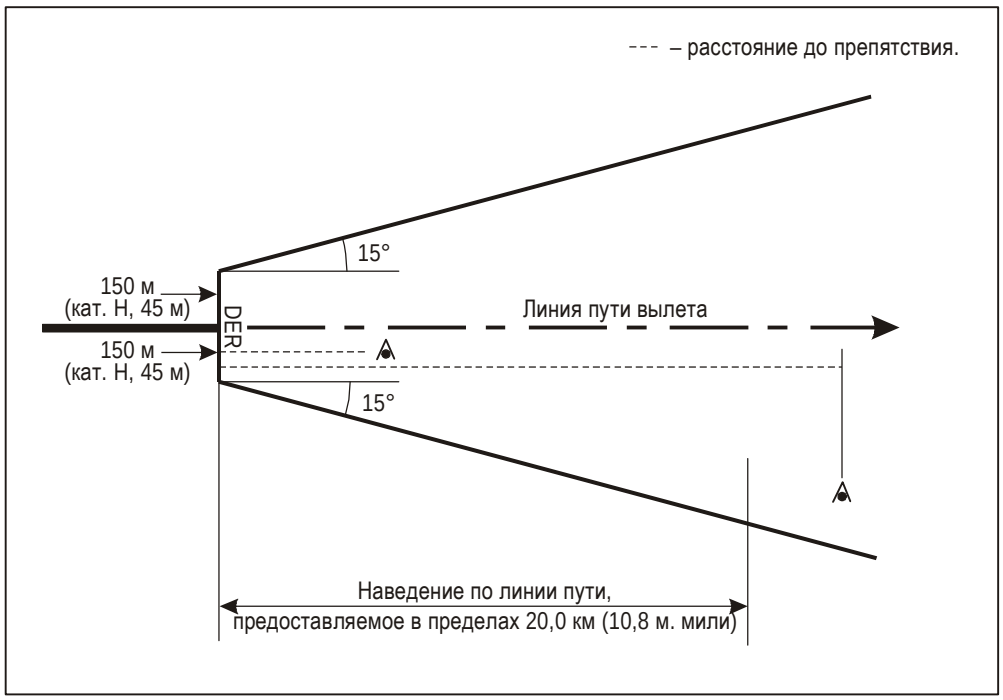


Рис. I-3-3-1. Зона вылета по прямой без наведения по линии пути

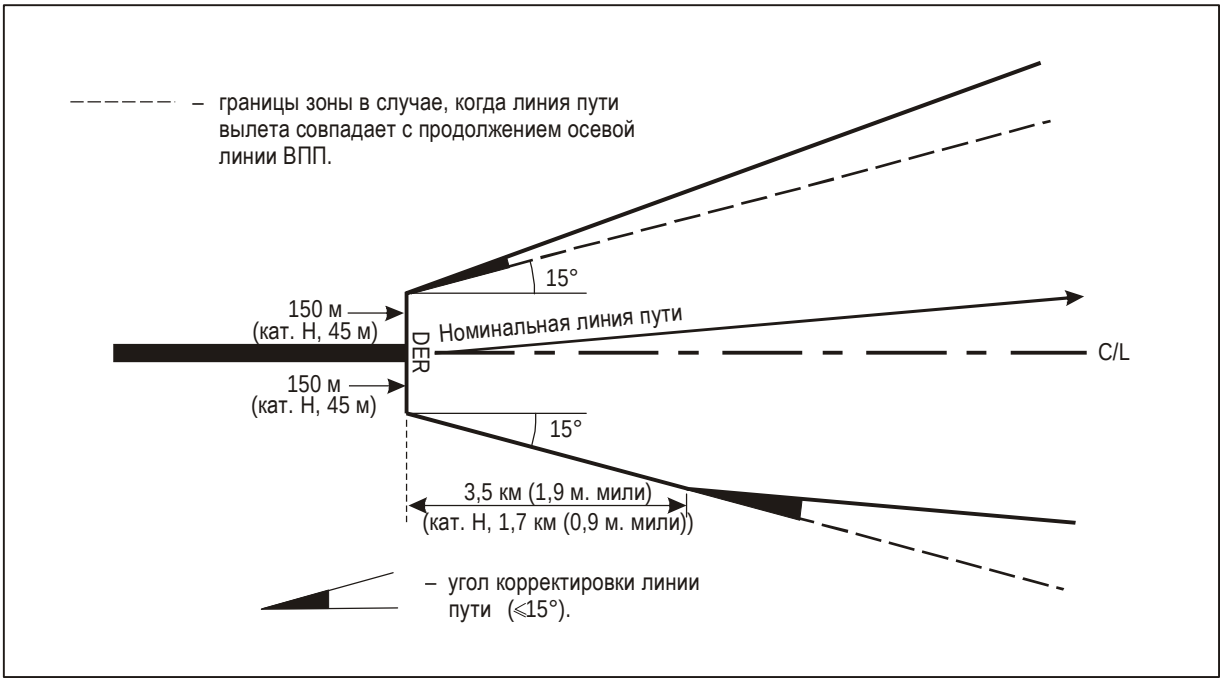


Рис. I-3-3-2. Зона вылета по прямой с корректировкой линии пути (точка корректировки линии пути не установлена)

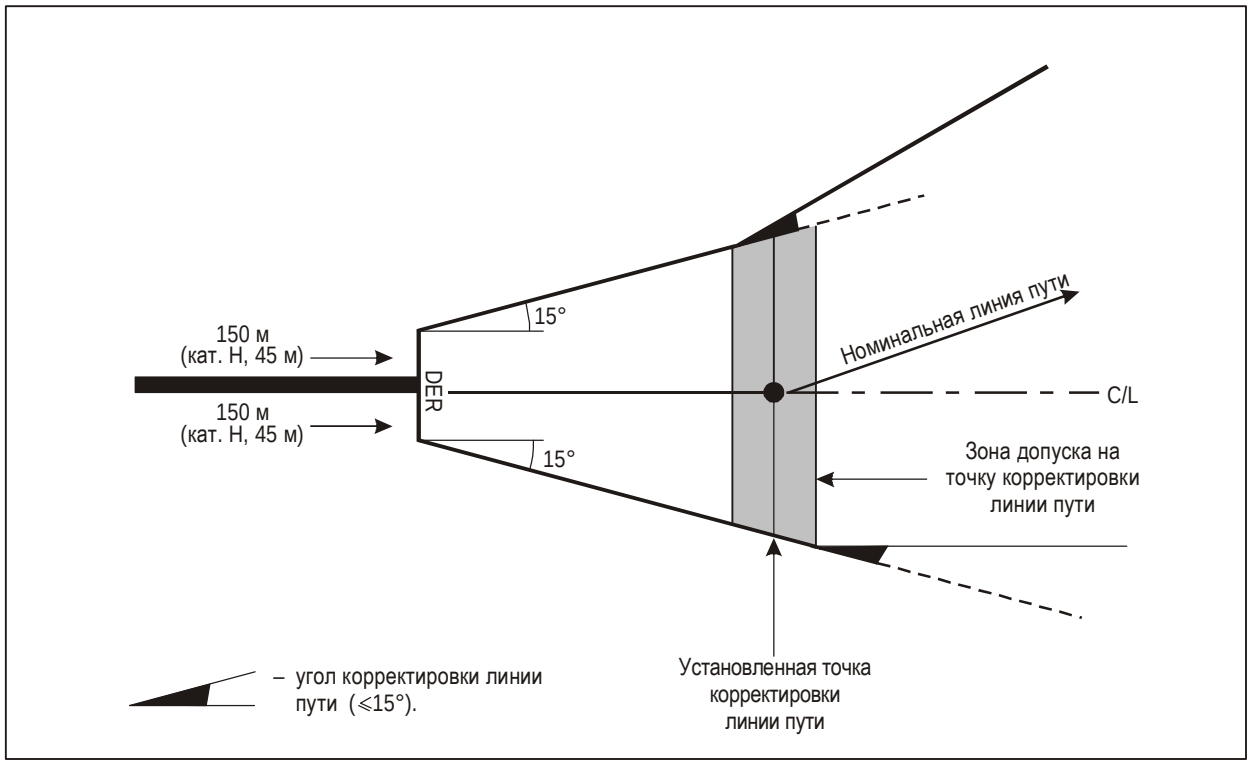


Рис. I-3-3-3. Зона вылета по прямой с установленной точкой корректировки линии пути

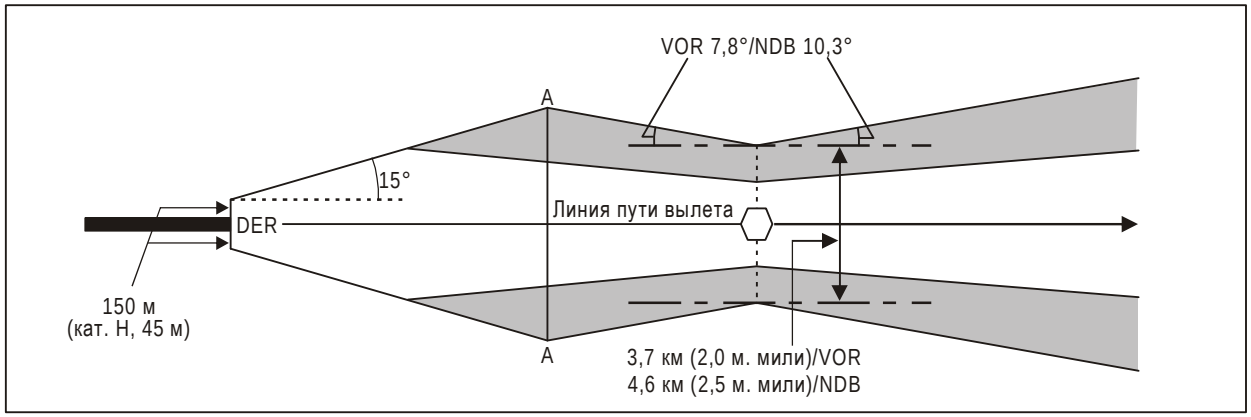


Рис. I-3-3-4. Вылет по прямой (навигационное средство впереди)

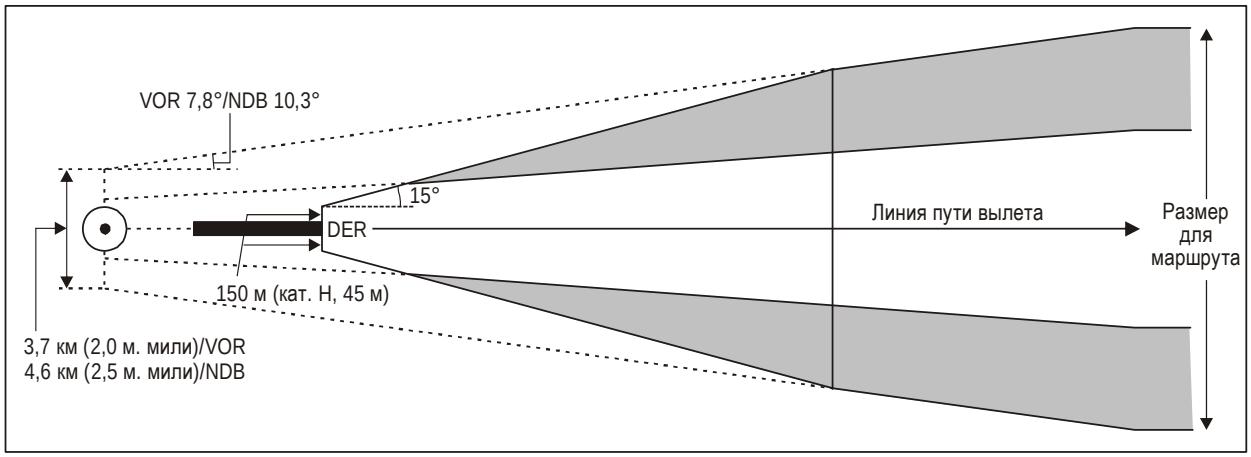


Рис. I-3-3-5. Вылет по прямой (навигационное устройство сзади)

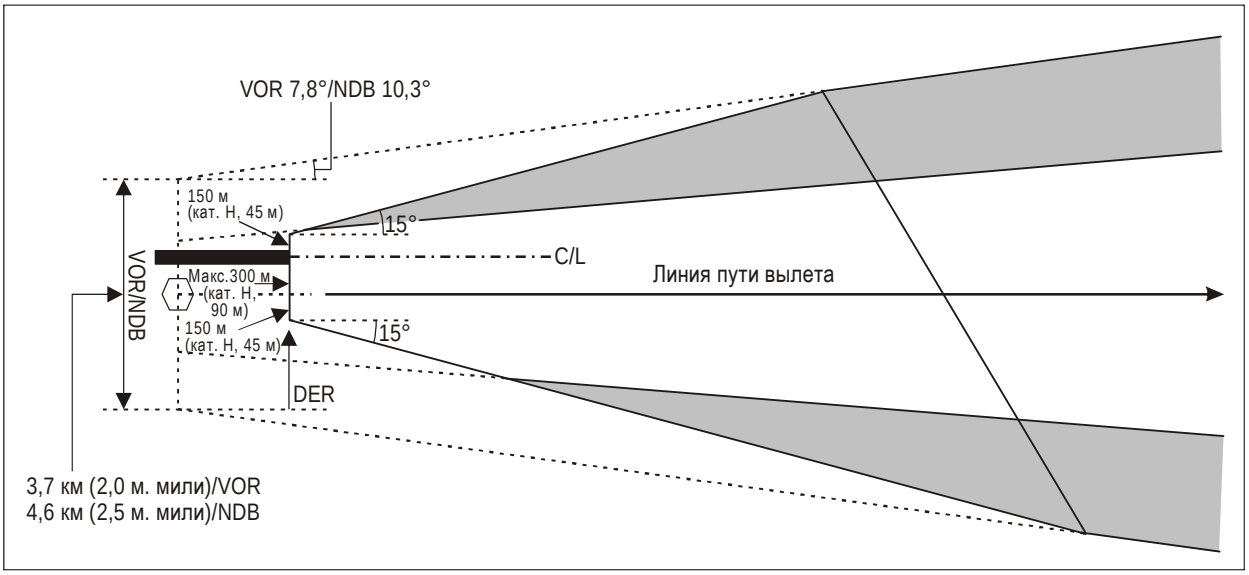


Рис. I-3-3-6. Вылет по прямой со смещенным курсом вылета (линия пути параллельна направлению ВПП)

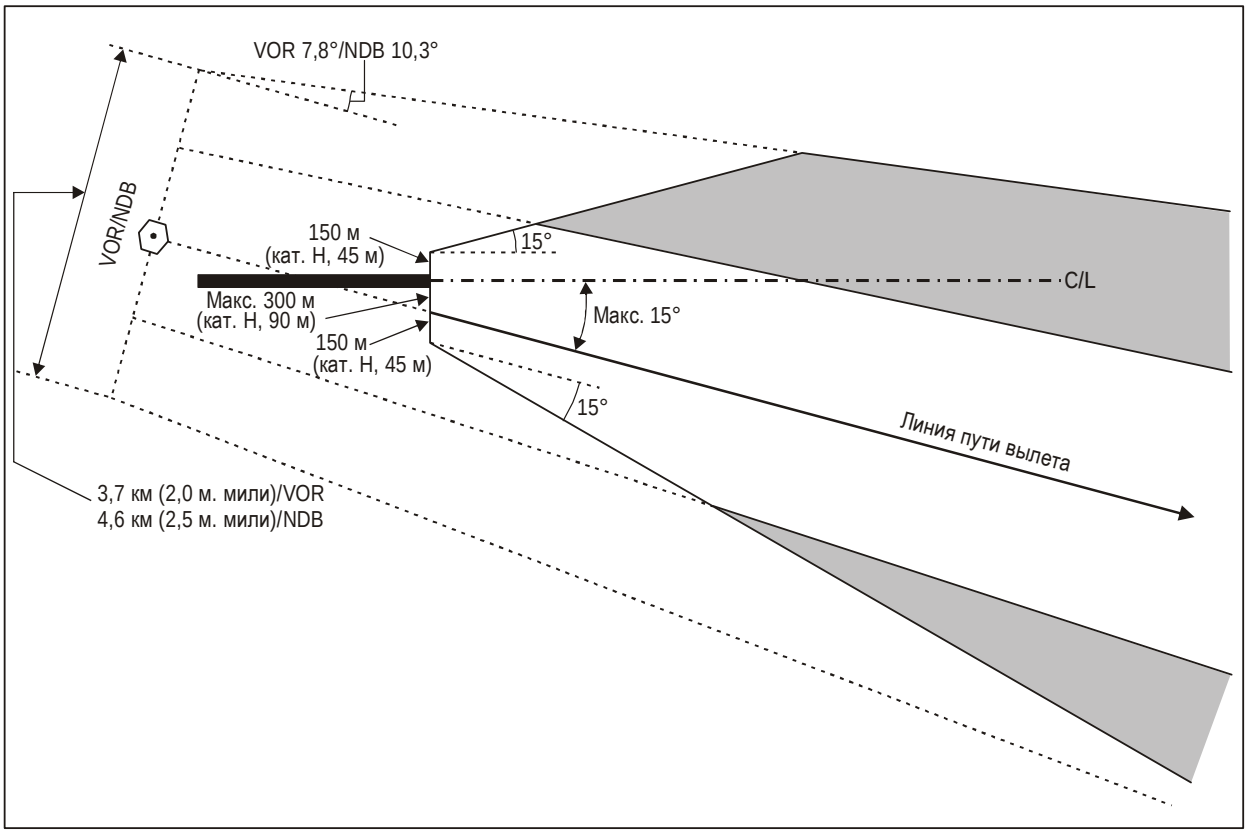


Рис. I-3-3-7. Вылет по прямой со смещенным курсом вылета (линия пути отклонена от направления ВПП)

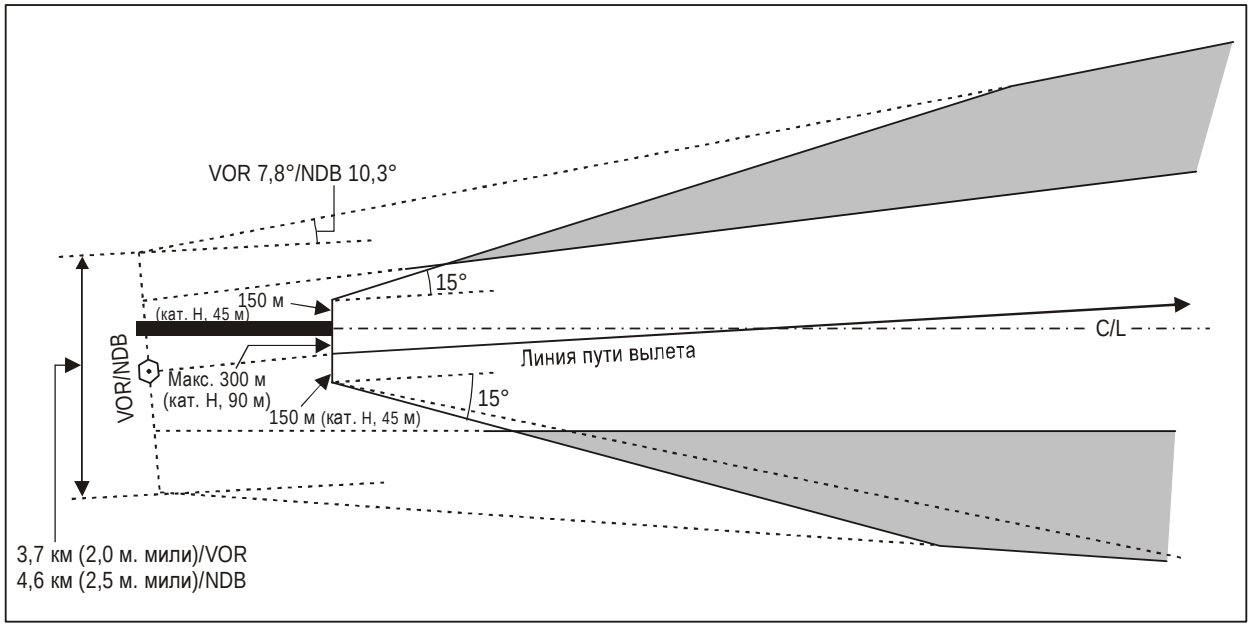


Рис. I-3-3-8. Вылет по прямой со смещенным курсом вылета (линия пути пересекает направление ВПП)

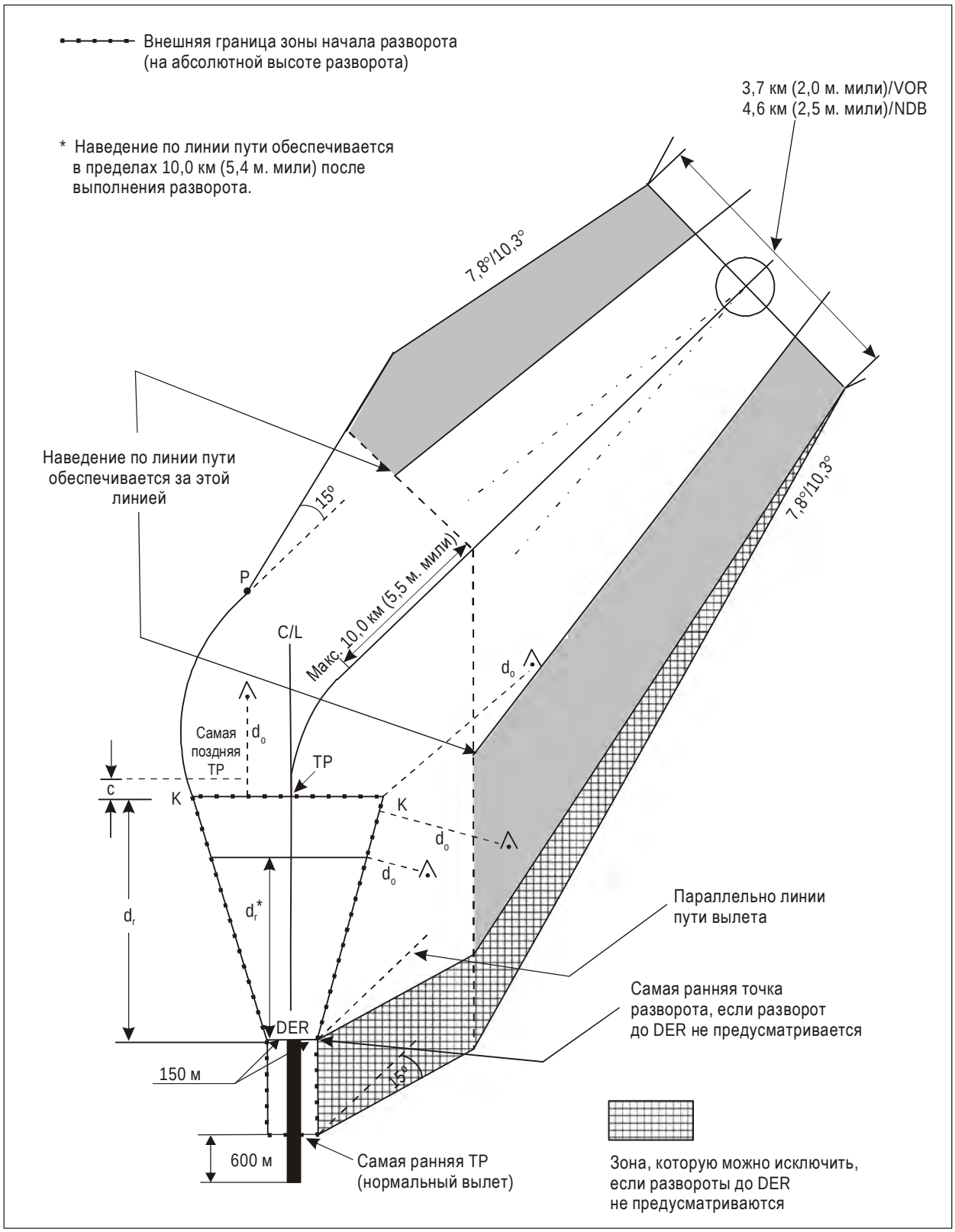


Рис. I-3-3-9. Вылет с разворотом: разворот на абсолютной высоте

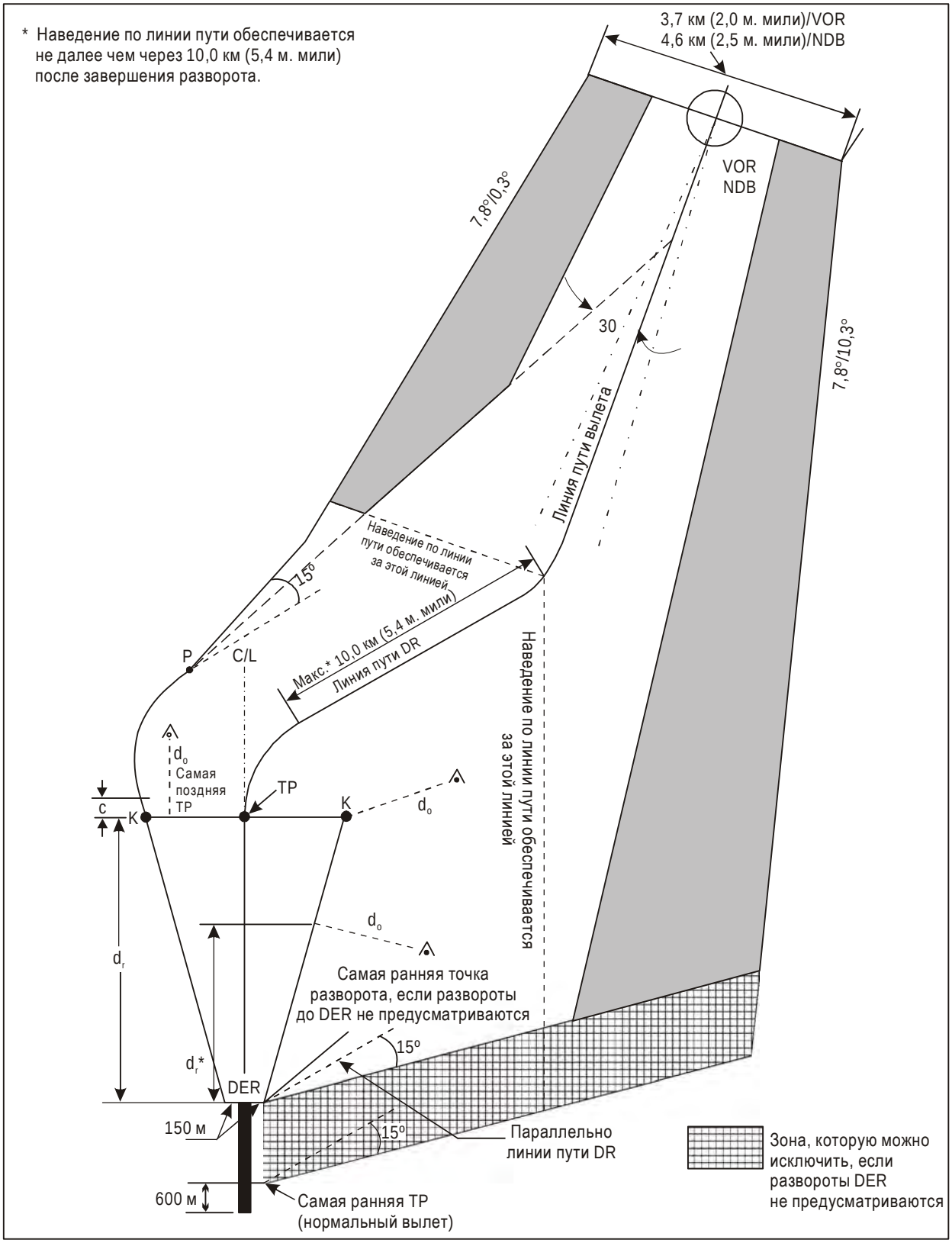


Рис. I-3-3-10. Вылет с разворотом: разворот на абсолютной высоте

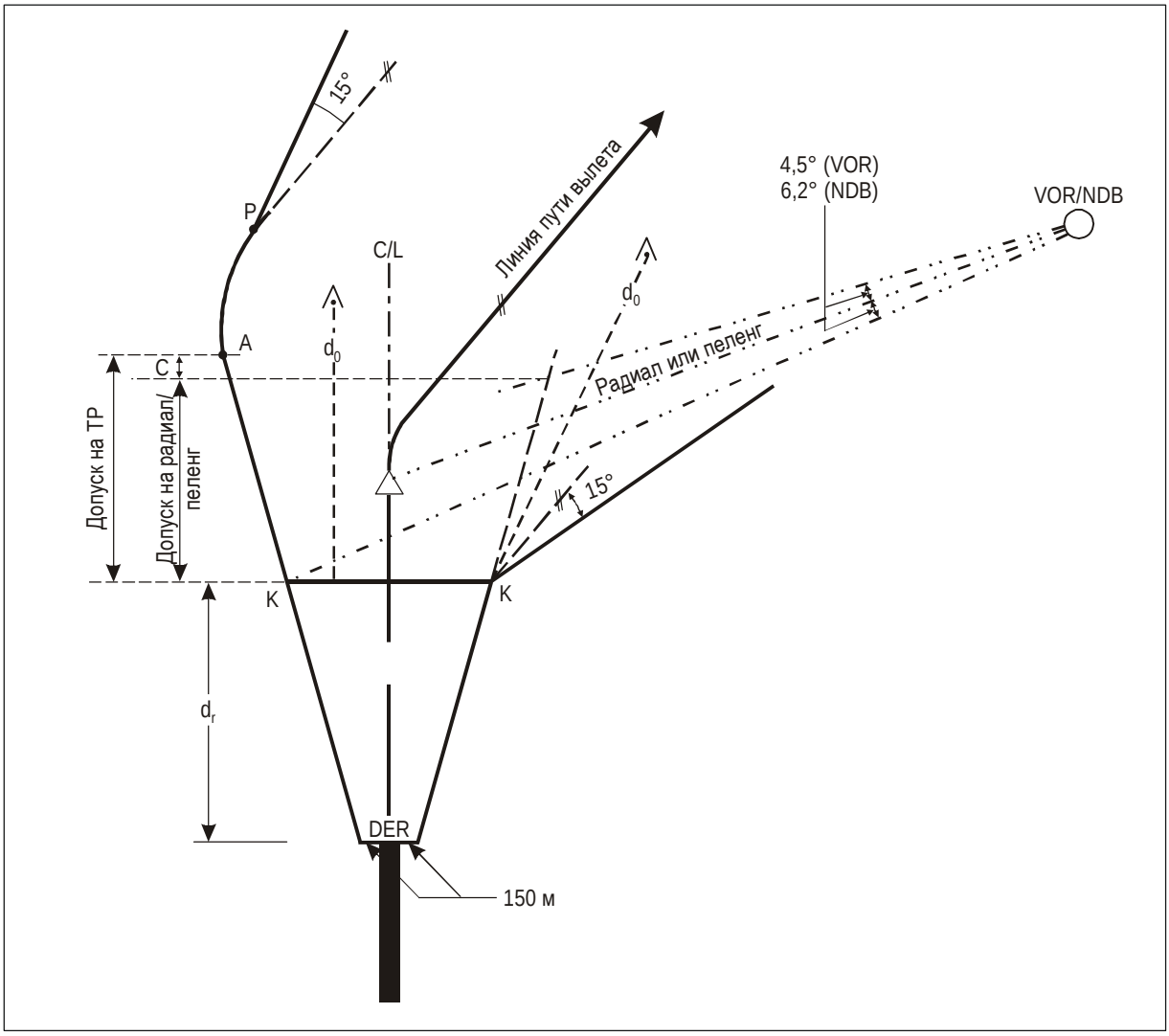


Рис. I-3-3-11 а). Вылет с разворотом не над навигационным средством: зона допуска на точку разворота, определяемая по радиалу пересечения

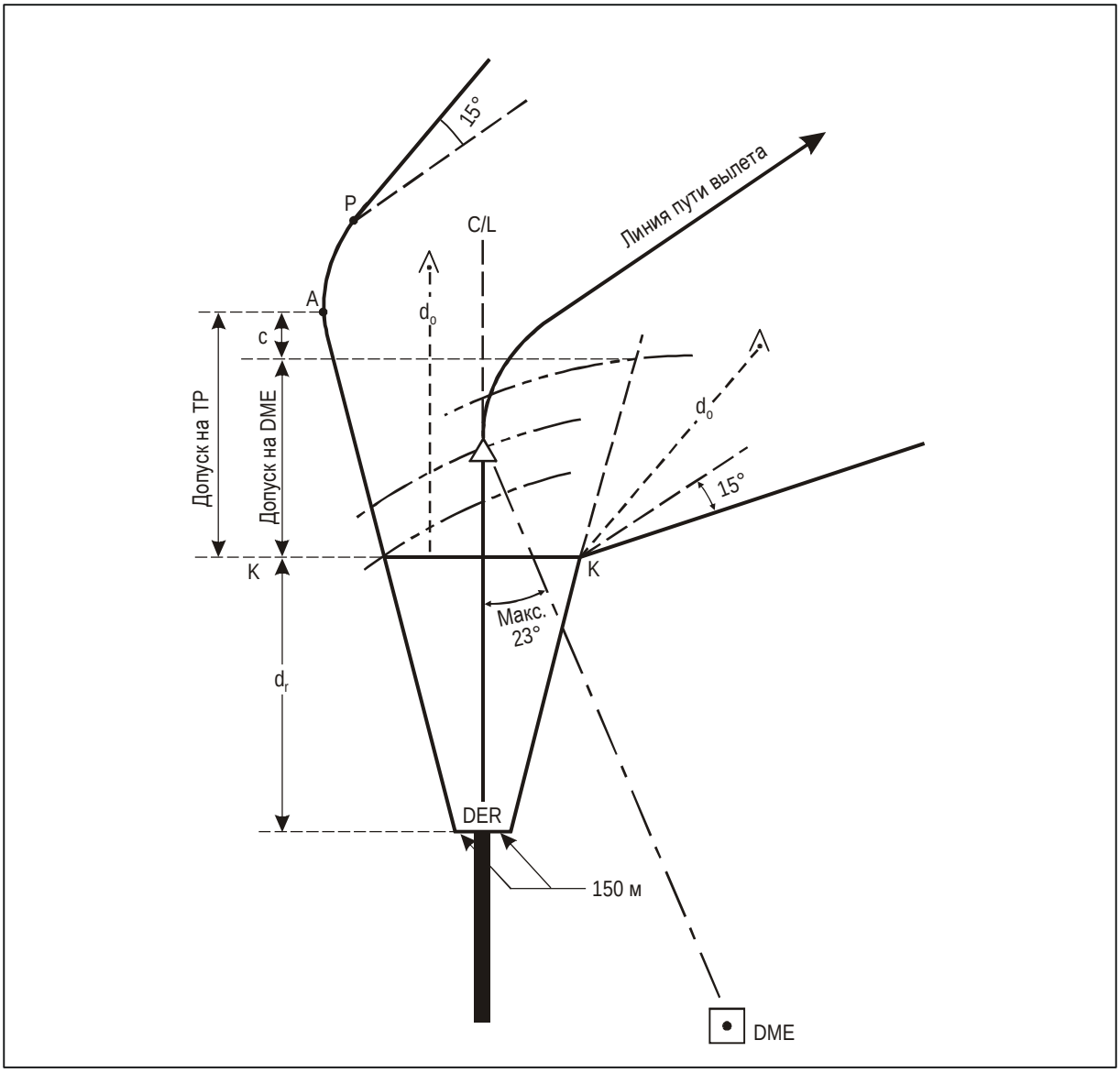


Рис. I-3-3-11 b). Точка разворота, не определяемая по пролету над навигационным средством (или контрольной точкой RNAV)

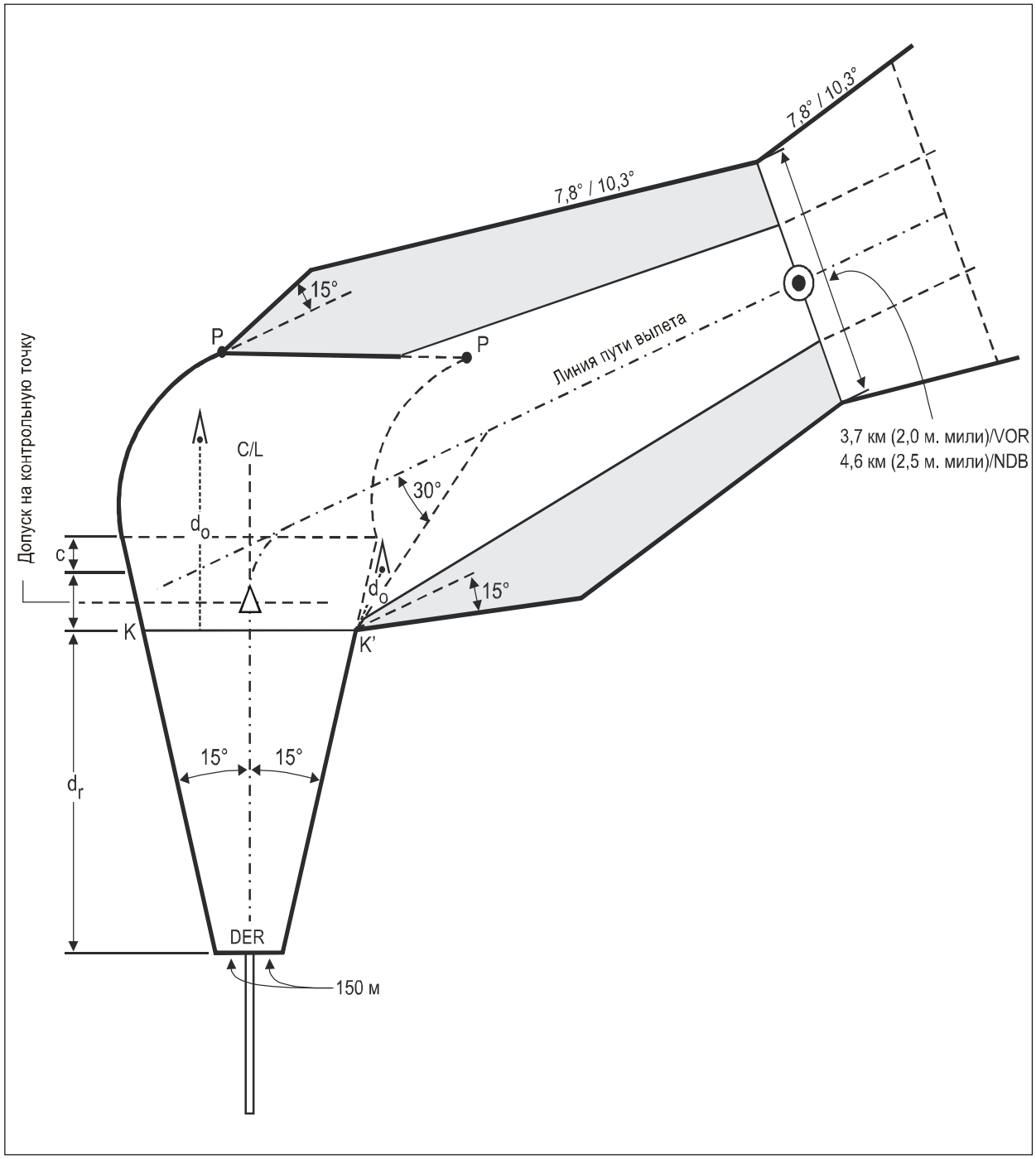


Рис. I-3-3-11 c). Вылет с разворотом: разворот в контрольной точке

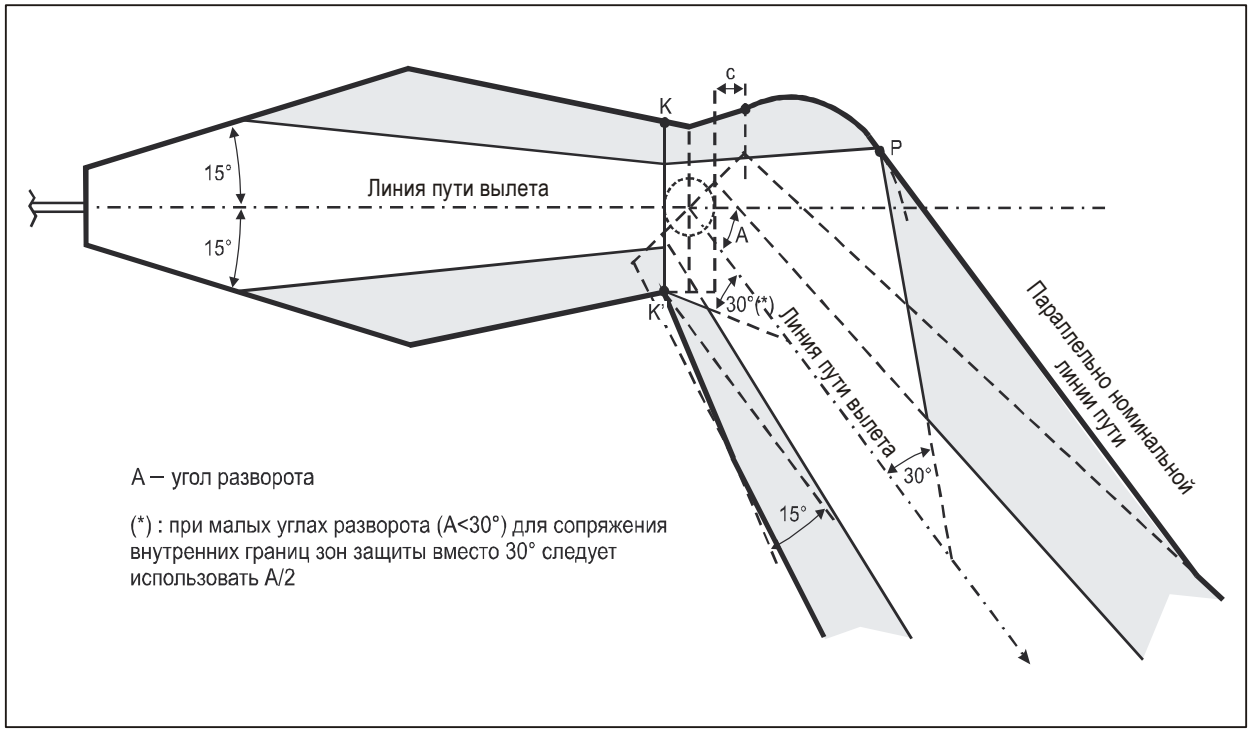
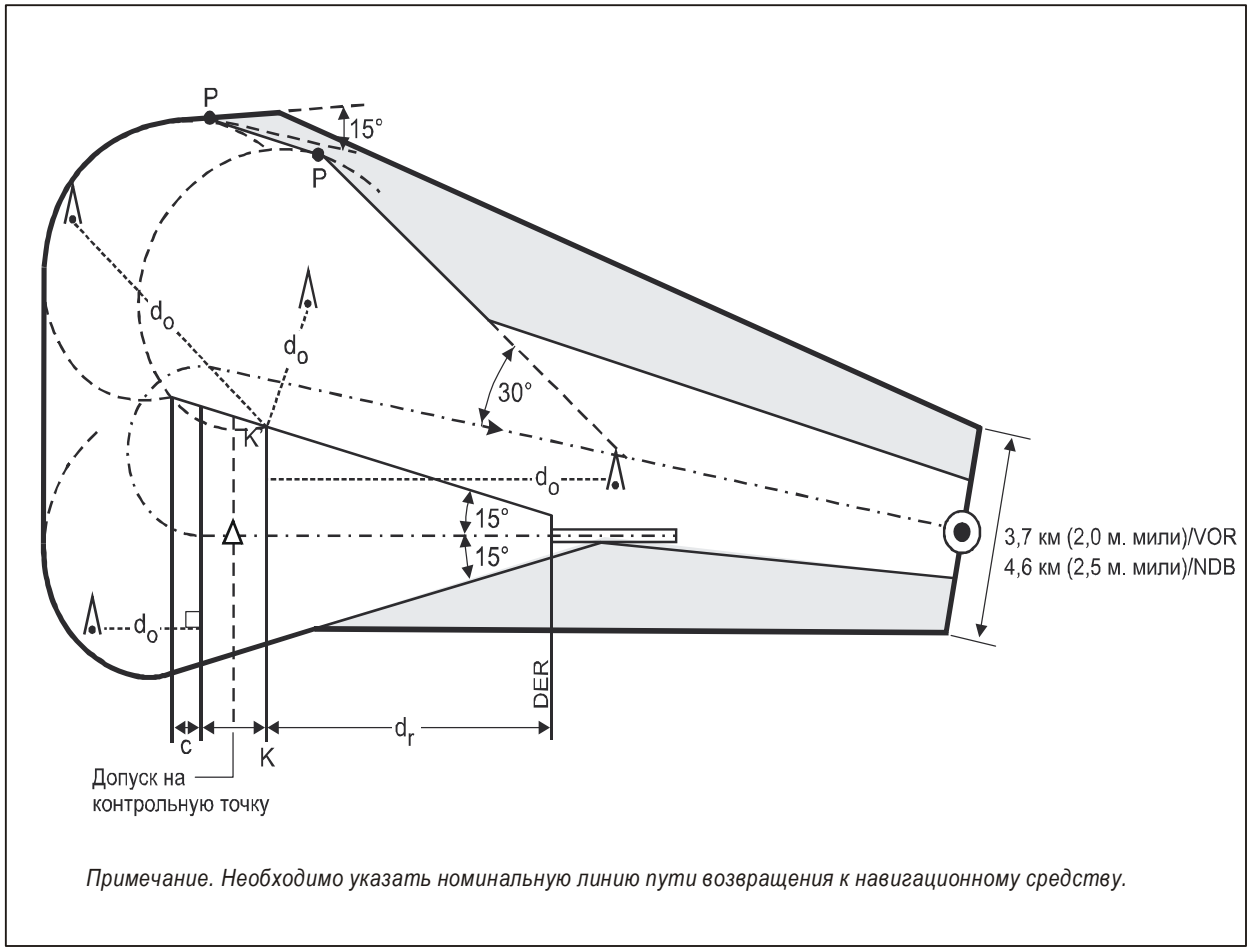


Рис. I-3-3-11 d). Вылет с разворотом: разворот над навигационным средством



Примечание. Необходимо указать номинальную линию пути возвращения к навигационному средству.

Рис. I-3-3-12. Вылет с разворотом: разворот на угол более 90°

Добавление к главе 3

ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ ПО ЭКОЛОГИЧЕСКИМ АСПЕКТАМ

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Несмотря на то что разработчики схем главным образом оперируют критериями пролета препятствий, существуют и другие важные элементы, учитываемые при построении схем, а именно: требования воздушного пространства, оперативные требования ОВД и во многих случаях требования в отношении охраны окружающей среды, устанавливаемые правительственными организациями. В настоящем добавлении представлен инструктивный материал для разработчика схем с целью помочь ему учесть все увеличивающееся число ограничений, связанных с охраной окружающей среды, при построении новых маршрутов вылета.

2. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ С КОМИТЕТАМИ ПО СНИЖЕНИЮ ШУМА ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ МАРШРУТОВ ВЫЛЕТА

2.1 В ряде государств созданы комитеты, преследующие цель свести к минимуму воздействие авиационного шума на местное население. В каждом государстве членский состав этих комитетов разный, и они могут включать граждан, представляющих население местных общин/городов, представителей местных органов власти, пользователей аэропортов и воздушного пространства, таких как эксплуатант аэропорта, поставщик обслуживания воздушного движения и авиакомпании.

2.2 Задачи и важность этих комитетов также варьируются в зависимости от государства. В одних случаях они могут играть лишь консультативную роль, а в других случаях они могут выступать в роли органа, принимающего решения. Кроме того, степень и требуемые процедуры привлечения местных комитетов по снижению шума к планированию и внедрению новых маршрутов вылета как правило определяются законом.

2.3 Обеспечение безопасности полетов всегда является наивысшим приоритетом, однако полномочные органы каждого государства могут устанавливать вторичные приоритеты в отношении пропускной способности или мер охраны окружающей среды. В том случае, когда комитет по снижению шума, который, возможно, не обладает достаточными знаниями о построении схем, принимает участие в разработке схем вылетов, необходимо, чтобы этот комитет имел четкое представление о важности критериев PANS-OPS для безопасности полетов. В тех случаях, когда государство вынуждено отклоняться от положений PANS-OPS, для оценки последствий этого для безопасности полетов настоятельно рекомендуется провести авиационное исследование. Это применимо во всех случаях, даже при наличии сильного политического давления в плане внесения изменения.

3. СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ РАССЕЯНИЯ ШУМА И КОНЦЕНТРАЦИИ ШУМА

3.1 Общие положения

3.1.1 При планировании маршрутов вылета в целом имеется возможность определить зону удерживания воздушных судов и ее масштабы. Это позволяет разработчику схем либо сконцентрировать, либо рассеять авиационный шум. Оба метода оправданы в зависимости от плотности населения в окрестностях аэропорта.

3.1.2 Преимущество сосредоточения воздушных судов на прогнозируемых траекториях полета заключается в том, что можно обойти районы, чувствительные к шуму. Однако при применении этого метода не всегда имеется возможность обойти все населенные районы, что может создать неблагоприятные ситуации. Это, в частности, справедливо в прилежащих к аэропорту районах, которые в определенной степени являются плотно заселенными; поэтому иногда в качестве альтернативы следует рассмотреть вопрос о рассеянии шума.

3.1.3 Решение о рассеянии или концентрации авиационного шума или о применении обоих методов должно всегда приниматься в отношении каждого отдельного аэропорта, учитывая при этом плотность населения и рекомендации соответствующего комитета по снижению шума.

3.2 Методы рассеяния авиационного шума

При планировании маршрутов вылета могут использоваться следующие методы обеспечения естественного распределения воздушных судов и рассеяния авиационного шума:

a) определение разных маршрутов SID, например публикация отдельных SID для определенных типов воздушных судов или категорий воздушных судов;

b) определение разворота на абсолютной высоте вместо разворота в точке разворота для обеспечения естественного распределения линий пути с учетом разных характеристик набора высоты;

c) применение метода "всенаправленных вылетов" при радиолокационном наведении.

3.3 Методы концентрации авиационного шума

3.3.1 Авиационный шум можно сконцентрировать, если точно, насколько это возможно, выдерживать маршруты вылета. В этом случае лучше использовать воздушные суда, оборудованные RNAV. Учитывая, что все маршруты вылета (включая обычные маршруты) кодируются поставщиками базы данных для систем FMS на борту воздушных судов, важно, чтобы информация, содержащаяся в описании SID, могла быть четко и недвусмысленно закодирована для системы FMS.

3.3.2 Однако схемы RNAV, которые должны выполняться точно, строятся с учетом летно-технических характеристик воздушных судов, и, следовательно, при этом применяются критерии PANS-OPS.

3.3.3 Кроме того, разработчику схем крайне важно знать диапазон возможностей (технических и навигационных) воздушных судов, которые, как предполагается, будут использовать данную схему. Например, большое магистральное реактивное воздушное судно вряд ли сможет выполнить схему вылета, построенную для небольшого местного реактивного турбовинтового самолета. Кроме того, особо следует избегать разворотов "радиус – контрольная точка", если значительная доля воздушных судов не обладает такой возможностью.

4. ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ ПО УСТАНОВЛЕНИЮ СРЕДНЕЙ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА СХЕМЫ ВЫЛЕТА

4.1 Введение

В тех случаях, когда важно обеспечить строгое соблюдение точной линии пути, в частности при вылетах с разворотом (в связи со снижением шума/ограничениями УВД и пр.), для определения схемы со средней траекторией полета можно использовать статистические данные о летно-технических характеристиках

воздушных судов. Характеристики воздушных судов, используемые для определения средней траектории полета, не должны использоваться для целей расчета запаса высоты над препятствиями. Хотя данные в таблице I-3-3-Доб-1 основаны на характеристиках типов воздушных судов категории D, они также могут применяться при установлении схем для воздушных судов более низкой категории, обеспечивая допустимый дополнительный запас. Для иллюстрации эффекта применения данного метода на рис. I-3-3-Доб-1, I-3-3-Доб-2, I-3-3-Доб-3 и I-3-3-Доб-4 показана средняя траектория полета.

4.2 Построение желаемой средней траектории полета

4.2.1 *Цель*

Желаемая средняя траектория вылета, учитывающая такие ограничения как проблемы по шуму, ограничивающие условия по УВД, может быть построена в соответствии с приведенными в таблице I-3-3-Доб-1 значениями скорости/расстояния/угла крена. Эта таблица предназначена для руководства по фактически существующим скоростям. Например, может быть проверено, будет ли предлагаемое ограничение по скорости вызывать какую-либо проблему в эксплуатации. При построении схем RNAV данную таблицу можно использовать для руководства при определении минимального расстояния стабилизации.

4.2.2 *Описание таблицы*

4.2.2.1 В зависимости от расстояния от DER могут быть определены приборная скорость (IAS), угол крена и относительная высота над аэродромом. Применяется расстояние "вдоль линии пути" от DER до точки разворота/точки пути. Когда ограничение по скорости меньше скорости, соответствующей данному расстоянию по таблице скоростей, эта скорость заменяет табличное значение.

4.2.2.2 При переводе IAS в TAS (используя добавление к главе 1 раздела 2) необходимо учитывать набор высоты воздушным судном. Для перевода IAS в TAS используется значение абсолютной высоты из таблицы I-3-3-Доб-1 к главе 3. Начиная от DER, используется градиент набора высоты, равный 7 %. Если для пролета препятствий в схеме используется расчетный градиент более 7 % или если требуется больший градиент для целей обслуживания воздушного движения (ОВД), этот градиент набора высоты заменяет градиент, предполагаемый в таблице.

4.2.2.3 В связи с возможным ограничением угла крена в зависимости от абсолютной высоты на начальном этапе схемы вылета:

a) до высоты 305 м (1000 фут) используется угол крена 15º;

b) начиная с высоты 915 м (3000 фут) – угол крена 25º.

Поскольку различный угол крена влияет на получаемые радиусы разворотов, для обеспечения плавного перехода в интервале высот 305 м (1000 фут) – 915 м (3000 фут) используется угол крена 20º.

5. ПОДДЕРЖКА СРЕДСТВАМИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Имеются средства программного обеспечения, которые могут использоваться разработчиком схем для построения оптимального с точки зрения снижения шума маршрута вылета. Характерными особенностями таких вспомогательных средств могут быть следующие:

a) научный анализ плотности населения и расчет минимально шумных маршрутов;

b) нанесение на топографические карты реальных линий пути;

c) оценка возможности выполнения схемы с помощью компьютерного моделирования.

Таблица I-3-3-Доб-1. Определение средней траектории полета
(Расстояние в км (м. мили), относительная высота в м (фут), угол крена в градусах, скорость в км/ч (уз) IAS)

Расстояние от DER	1,9 (1)	3,7 (2)	5,6 (3)	7,4 (4)	9,3 (5)	11,1 (6)	13 (7)	14,8 (8)	16,7 (9)	18,5 (10)	20,4 (11)	22,2 (12)	24,1 (13)	25,9 (14)	27,8 (15)	29,6 (16)	31,5 (17)	33,3 (18)	35,2 (19)	37 (20)	38,9 (21)	40,7 (22)	42,6 (23)	44,4 (24)	46,3 (25)
Относительная высота над ВПП	130 (425)	259 (850)	389 (1 275)	518 (1 700)	648 (2 125)	777 (2 550)	907 (2 976)	1037 (3 401)	1167 (3 827)	1296 (4 252)	1476 (4 677)	1556 (5 103)	1685 (5 528)	1815 (5 953)	1945 (6 379)	2074 (6 804)	2204 (7 229)	2334 (7 655)	2463 (8 080)	2593 (8 505)	2723 (8 931)	2892 (9 356)	2982 (9 781)	3112 (10 207)	3241 (10 632)
Угол крена	15	15	20	20	20	20	20	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25
Скорость	356 (192)	370 (200)	387 (209)	404 (218)	424 (229)	441 (238)	452 (244)	459 (248)	467 (252)	472 (255)	478 (258)	483 (261)	487 (263)	491 (265)	493 (266)	494 (267)	498 (269)	502 (271)	504 (272)	511 (276)	515 (278)	519 (280)	524 (283)	526 (284)	530 (286)

Примечание. Скорость не превышает максимальную скорость, указанную в таблицах I-4-1-1 и I-4-1-2.

Пример.

Используемые данные:

1 – абсолютная высота аэродрома: 715 м (2346 фут) MSL;
2 – требуется разворот после пролета 31,5 км (17 м. миль) по линии пути.

Из таблицы находятся:

1 – предполагаемая относительная высота воздушного судна: 2204 м (7229 фут) над превышением летного поля;
2 – угол крена 25º;
3 – скорость: 498 км/ч (269 уз) IAS.

Расчет радиуса разворота:

1 – абсолютная высота воздушного судна составляет 715 м (2346 фут) (превышение аэродрома) + 2204 м (7229 фут) (относительная высота воздушного судна) = 2919 м (9575 фут) MSL;
2 – коэффициент перевода в TAS (добавление к главе 1 раздела 2) округляется до 10 000 фут: 1,1958;
3 – TAS: 498 км/ч (269 уз) × 1,1958 = 596 км/ч (322 уз);
4 – радиус разворота средней траектории полета 6,00 км (3,24 м. мили) (см. п. 2 "Радиус разворота" главы 3 части 2).

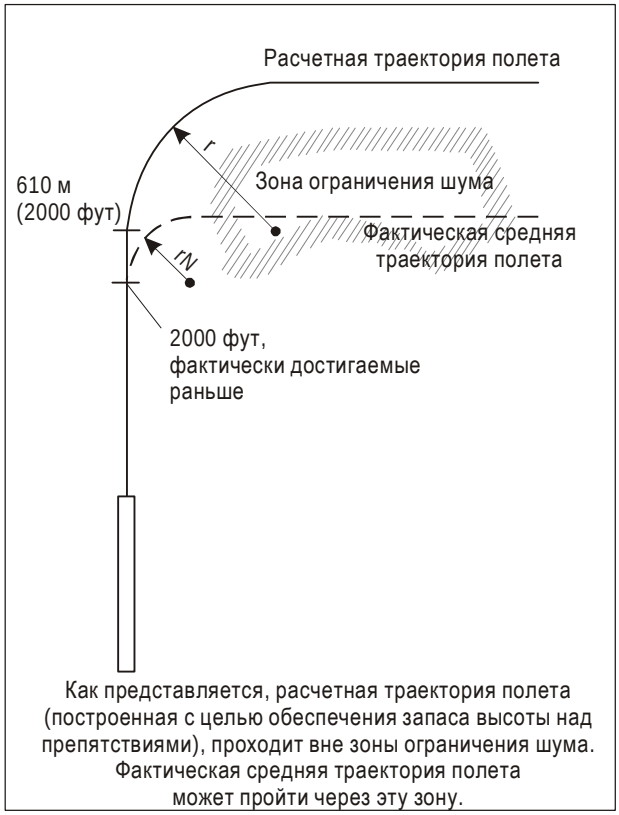


Рис. I-3-3-Доб-1. Разворот на заданной абсолютной высоте разворота: схема без применения статистических данных

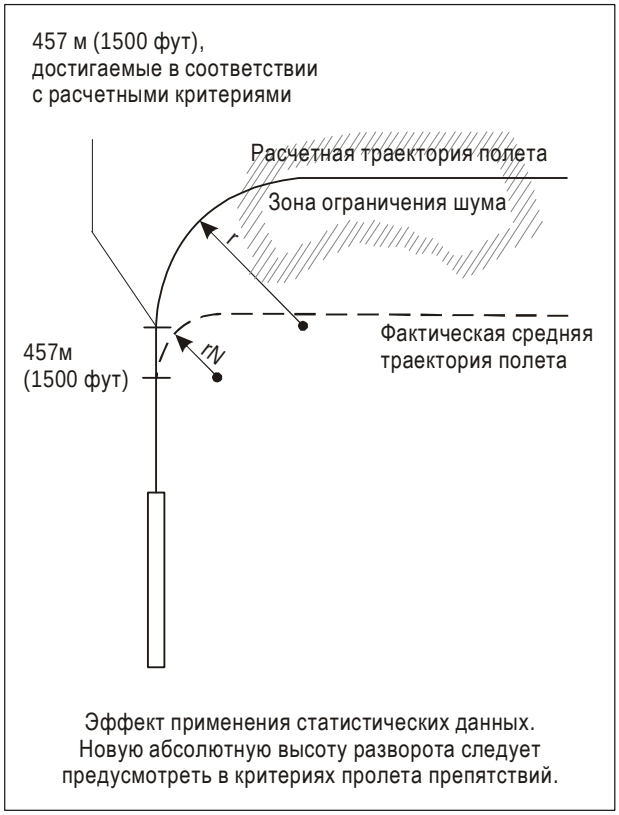


Рис. I-3-3-Доб-2. Разворот на заданной абсолютной высоте разворота: схема с применением статистических данных

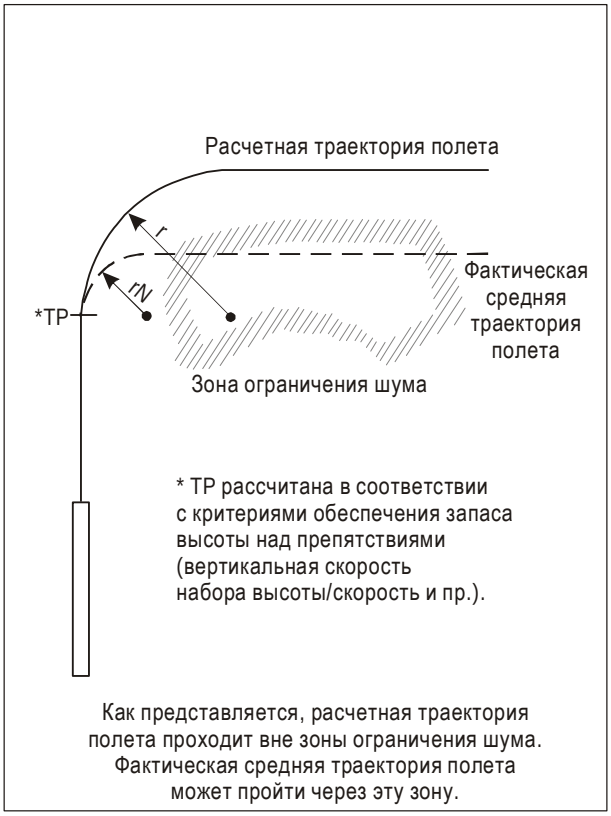


Рис. I-3-3-Доб-3. Разворот в заданной TP: схема без применения статистических данных

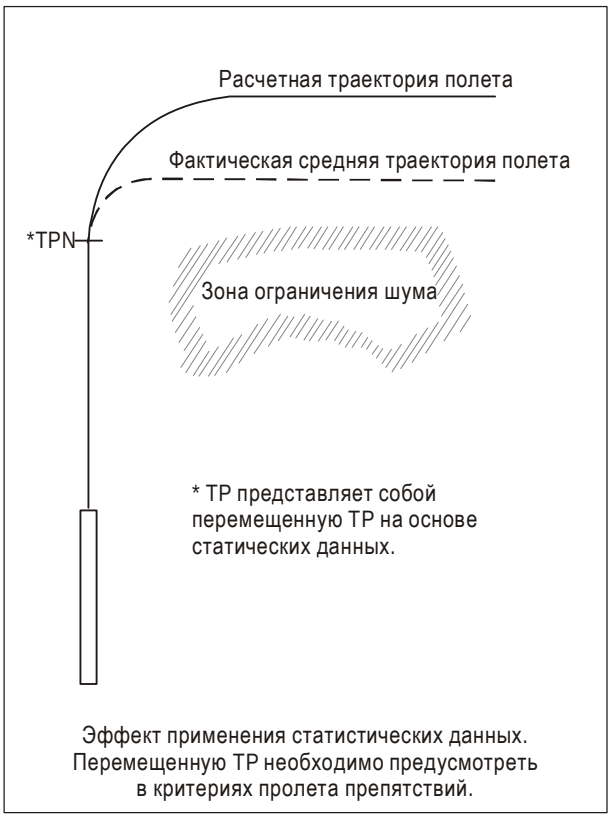


Рис. I-3-3-Доб-4. Разворот в заданной TP: схема с применением статистических данных

Глава 4

ВЫЛЕТЫ В ЛЮБОМ НАПРАВЛЕНИИ

4.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

4.1.1 На многих аэродромах маршрут вылета не потребуется как для целей УВД, так и для обхода специфических препятствий. Тем не менее вблизи аэродрома могут находиться препятствия, которые могут оказывать влияние на вылеты, и схема вылета в любом направлении представляет собой пригодный и гибкий метод обеспечения запаса высоты над препятствиями.

4.1.2 Схема вылета в любом направлении создается на той основе, что воздушное судно до начала разворота выдерживает направление ВПП до относительной высоты 120 м (394 фут) (кат. H, 90 м (295 фут)) над превышением DER.

4.1.3 Там, где требуется бóльшая высота для обеспечения запаса высоты над препятствиями, вылет по прямой продолжается до тех пор, пока не будет достигнута требуемая абсолютная/относительная высота разворота. На этом продолжении вылета по прямой разрешается разворот не более чем на 15°. По достижении указанной абсолютной/относительной высоты разворота для выхода на участок полета по маршруту может быть выполнен разворот в любом направлении.

4.1.4 При вылете в любом направлении могут указываться секторы с ограничениями по абсолютной высоте или PDG или секторы, которые необходимо обходить. Опубликование вылетов в любом направлении осуществляется в соответствии с главой 5.

4.2 ЗОНЫ

4.2.1 Зона начала разворота

При разворотах в любом направлении зона начала разворота делится на две зоны: зону 1 и зону 2.

4.2.1.1 *Зона 1*

Согласно главе 1 зона начала разворота продолжается до точки, в корой PDG достигает минимальной относительной высоты разворота (120 м/394 фут, кат. H, 90 м/295 фут). Эта зона является зоной 1. (См. рис. I-3-4-1).

4.2.1.2 *Зона 2*

После этой точки зона начала разворота расширяется с углом 30° относительно линии пути вылета до тех пор, пока не будет достигнута указанная абсолютная/относительная высота разворота. Этот участок является зоной 2 (см. рис. I-3-4-1). Здесь может производиться корректировка линии пути на 15° или менее.

4.2.2 Зона разворота (зона 3)

4.2.2.1 Зона разворота (зона 3) предусмотрена для обеспечения вылетов с разворотами более чем на 15° (см. рис. I-3-4-2). Она охватывает остальную часть круга с центром в точке осевой линии ВПП на расстоянии 600 м от начала взлета (кат. H, начало ВПП или FATO).

4.2.2.2 Радиус круга определяется расстоянием, необходимым для достижения градиентом PDG уровня последующего участка маршрута или MSA.

4.3 ВЫЯВЛЕНИЕ ПРЕПЯТСТВИЙ

4.3.1 OIS зоны начала разворота

OIS с градиентом 2,5 % (кат. H, 4,2 %) продолжается от 5 м (16 фут) над превышением DER до окончания зоны начала разворота.

4.3.2 Выявление препятствий в зоне разворота

4.3.2.1 Препятствие в зоне разворота подлежит рассмотрению, если оно превышает градиент 2,5 % (кат. H, 4,2 %), который начинается на границе зоны начала разворота на относительной высоте 75 м (246 фут) (кат. H, 65 м (213 фут)) над превышением DER. Градиент вычисляется с использованием кратчайшего расстояния от границы зоны начала разворота до препятствия.

4.3.2.2 Если схемой не запрещены развороты до DER, для этой цели в зону начала разворота включается зона, начинающаяся на расстоянии 600 м от начала взлета и продолжающаяся на расстояние 150 м в каждую сторону от осевой линии ВПП. (Для вертолетов эта зона начинается в начале ВПП или зоны, имеющейся для взлета, и продолжается на расстояние 45 м в каждую сторону от осевой линии ВПП/FATO). (Пунктирная граница на рис. I-3-4-2).

4.4 ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

4.4.1 Запас высоты над препятствиями в зоне начала разворота

Запас высоты над препятствиями в зоне начала разворота соответствует запасу, требуемому главой 3 для разворотов на указанной абсолютной высоте.

4.4.2 Запас высоты над препятствиями в зоне разворота

а) Запас высоты над препятствиями в зоне разворота соответствует наибольшему значению из следующих величин:

1) 75 м (246 фут) (кат. H, 65 м (213 фут)) и

2) 0,008 (d_r* + d_o),

где d_r* является расстоянием, измеренным вдоль линии пути вылета, соответствующим точке на границе зоны начала вылета, от которой измеряется расстояние d_o;

d_o является кратчайшим расстоянием от границы зоны начала вылета до препятствия.

b) Максимально допустимое превышение/относительная высота препятствия в зоне разворота может быть вычислена по следующей формуле:

Максимальное превышение/относительная высота препятствия = TNA/H + d_o PDG – MOC.

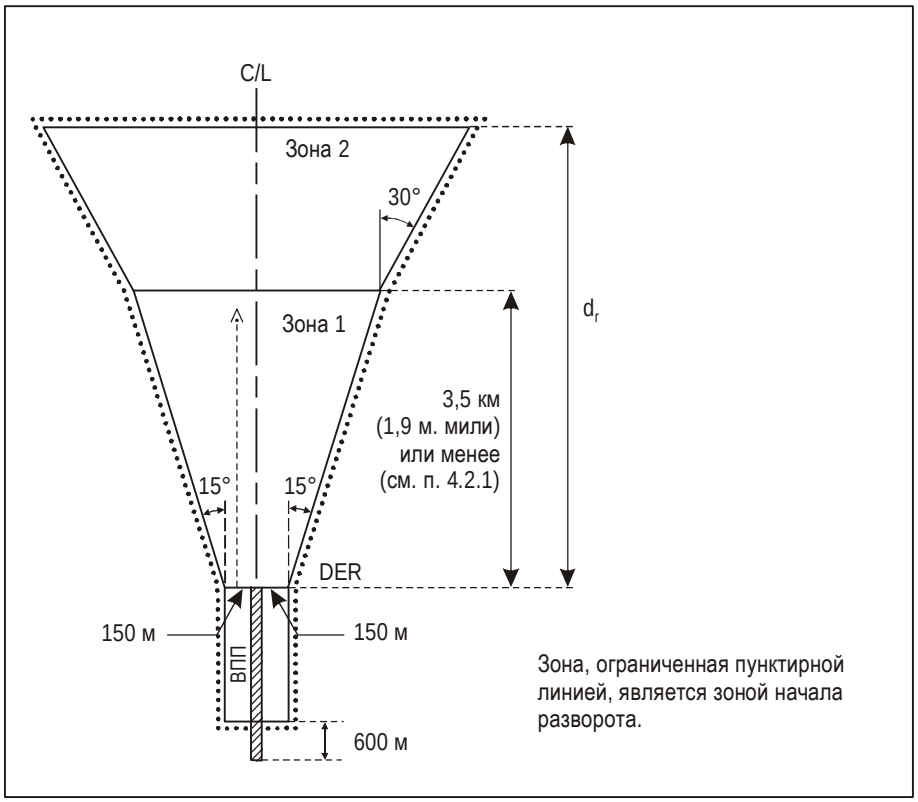


Рис. I-3-4-1. Зоны 1, 2 и зона начала разворота для вылета в любом направлении

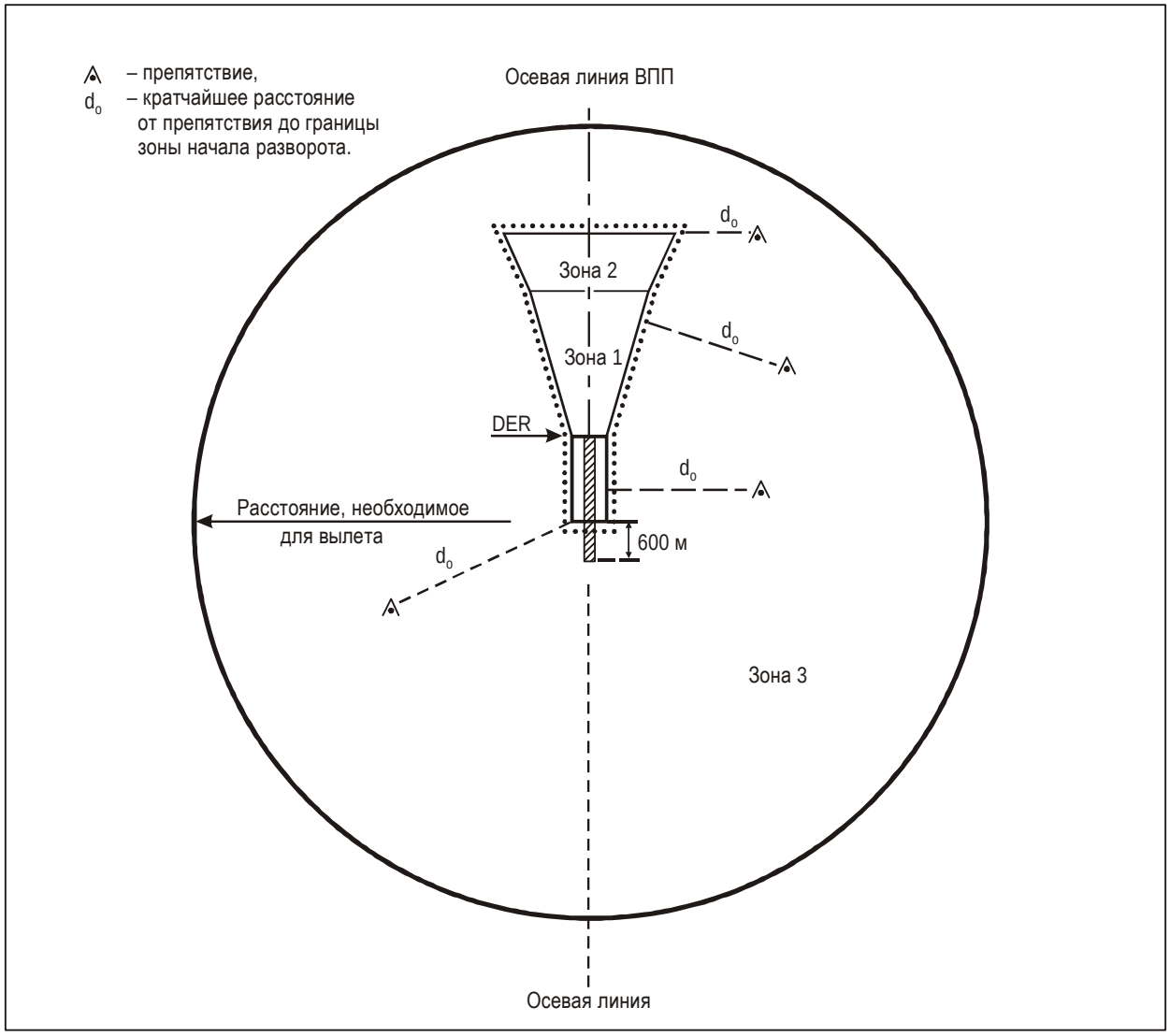


Рис. I-3-4-2. Зона 3 для вылета в любом направлении

Глава 5

ПУБЛИКУЕМАЯ ИНФОРМАЦИЯ ДЛЯ СХЕМ ВЫЛЕТА

5.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Подлежащий опубликованию минимальный объем информации для схем вылета составляет следующее:

a) линии пути, пункты, контрольные точки и абсолютные/относительные высоты (включая абсолютные/ относительные высоты разворота), требуемые данной схемой;

b) все навигационные средства, контрольные точки, точки пути, радиалы и расстояния DME, используемые для определения участков маршрута;

c) существенное препятствие, проникающее через поверхность обозначения препятствий (OIS);

d) местоположение и высота близко расположенных препятствий, проникающих через OIS. Во всех случаях наличия близко расположенных препятствий, не учитываемых при определении публикуемого расчетного градиента схемы (PDG), на карте вылета приводится примечание (см. рис. II-3-2-3 главы 2);

e) наивысшее препятствие в зоне вылета и любое существенное препятствие за пределами данной зоны, которое обуславливает тип схемы;

f) PDG, больший 3,3 %, и абсолютная/относительная высота, до которой он используется;

g) абсолютная/относительная высота или контрольная точка, в которой прекращает действовать градиент, больший 3,3 % (кат. H, 5 %), и становится требуемой величиной (см. рис. I-3-5-1);

h) при необходимости увеличения расчетного градиента схемы исключительно вследствие ограничений воздушного пространства примечание, указывающее на существующие условия, например "необходим набор с градиентом 4 % только по ограничениям воздушного пространства";

i) абсолютная/относительная высота, которая должна быть достигнута в существенно важных точках вылета, определяемых навигационными средствами или контрольными точками;

j) при необходимости строгого соблюдения линии пути (например, снижение шума/ограничения УВД) примечание, указывающее, что средняя траектория полета установлена с использованием статистических данных о летно-технических характеристиках воздушных судов (в отношении построения средней траектории полета см. добавление к главе 3.

Примечание. Принципы обозначения стандартных маршрутов вылета изложены в добавлении 3 к Приложению 11. Технические требования в отношении карт стандартного вылета по приборам изложены в Приложении 4.

5.2 ВЫЛЕТЫ В ЛЮБОМ НАПРАВЛЕНИИ

Вылеты в любом направлении с ограничениями по абсолютным/относительным высотам разворота и/или по расчетным градиентам схемы в секторах публикуются следующим образом:

a) ограничения указываются по секторам, в которых устанавливаются минимальные абсолютные высоты и минимальные абсолютные/относительные высоты разворота или в которых необходимо устанавливать расчетные градиенты схемы;

b) могут указываться также секторы, полеты в пределах которых не разрешены;

c) секторы указываются с помощью азимутов и расстояния относительно центра зоны разворота;

d) расхождение секторов составляет по меньшей мере на 15° с каждой стороны критического препятствия;

e) если публикуется несколько секторов, публикуемый градиент является самым большим PDG, требуемым для пролета любого из проходимых секторов. Абсолютная/относительная высота, до которой используется этот градиент, обеспечивает дальнейшее использование градиента 3,3 % (кат. H, 5,0 %) в данном секторе, следующем секторе или до абсолютной/относительной высоты, разрешенной для другого этапа полета (т. е. на маршруте, при ожидании или заходе на посадку). Для указания точки, в которой прекращается использование градиента более 3,3 % (кат. H, 5,0 %), также может предусматриваться контрольная точка.

5.3 ОБОЗНАЧАЕМЫЕ НА КАРТАХ АБСОЛЮТНЫЕ ВЫСОТЫ/ЭШЕЛОНЫ ПОЛЕТА

Схемы вылета могут разрабатываться в целях процедурного эшелонирования воздушных судов. С этой целью схема может дополняться абсолютными/эшелонами полета, которые не связаны с какими-либо требованиями в отношении пролета препятствий, но которые, однако, определены, с тем чтобы обеспечить процедурное эшелонирование прибывающих и вылетающих воздушных судов. Эти абсолютные высоты/эшелоны полета обозначаются на картах, как указано в таблице I-3-5-1. Для обозначения на картах абсолютных высот/эшелонов полета в целях правильного отображения разработанной схемы изготовители бортового оборудования могут применять различные методы.

5.4 ПРОЧИЕ ТРЕБОВАНИЯ

a) В случае ограничения вылета конкретной (конкретными) категорией (категориями) воздушных судов схема сопровождается четким примечанием.

b) При наличии соответствующей контрольной точки расчетный градиент схемы может быть опубликован путем указания расстояния DME/абсолютной высоты или ограничения по местоположению/абсолютной высоте (например, "набрать 5000 фут на DME 15" или "набрать 3500 фут в VWXYZ".

c) Разворот может указываться в контрольной точке или на абсолютной/относительной высоте, например "на DME 4 правый разворот на курс 170°" или "на 2500 фут левый разворот на курс VWXYZ".

d) При необходимости выхода после разворота на указанный радиал/азимут и на схеме указывается:

   1) точка разворота,
   2) необходимая линия пути,

3) радиал/пеленг, который необходимо пересечь,

(например, "на DME 4 левый разворот на линию пути 340° до пересечения с BNE R020 (VOR)" или "на DME 2 левый разворот на линию пути 340° до пересечения с линией пути 010° от STN (NDB)").

e) Там, где для обеспечения запаса высоты над препятствиями требуется PDG, превышающий стандартный градиент, для полетов исключительно в VMC может опубликовываться альтернативная схема с использованием меньшего градиента.

f) Градиенты в пределах относительной высоты 60 м (200 фут) или менее, обусловленные близко расположенными препятствиями, не публикуются. Публикуется примечание, указывающее на наличие таких близко расположенных препятствий.

g) С целью обеспечения контроля местоположения воздушного судна относительно критических препятствий следует публиковать дополнительную информацию по конкретной абсолютной высоте/ расстоянию там, где имеется соответствующим образом расположенное DME или если могут быть установлены соответствующим образом расположенные контрольные точки RNAV.

h) Там, где не предусмотрены развороты до DER, и расчет схемы основан на том, что зона начала разворота начинается в DER, на схеме приводится примечание о том, что развороты не разрешены до DER.

Таблица I-3-5-1. Обозначаемые на картах абсолютные высоты/эшелоны полета
(Применяется до 3 ноября 2021 года)

"Диапазон" абсолютных высот/эшелонов полета	17 000 10 000	ЭП220 10 000
"На" абсолютной высоте/эшелоне полета "или выше" абсолютной высоты/эшелона полета	7 000	ЭП60
"На" абсолютной высоте/эшелоне полета "или ниже" абсолютной высоты/эшелона полета	5 000	ЭП50
"Обязательная" абсолютная высота/"обязательный" эшелон полета	3 000	ЭП30
"Рекомендуемая" абсолютная высота схемы/ "рекомендуемый" эшелон полета	5 000	ЭП50
"Расчетная" абсолютная высота/"расчетный" эшелон полета	Расчетн. 5 000	Расчетн. ЭП50

Таблица I-3-5-1. Обозначаемые на картах абсолютные высоты схемы / эшелоны полета

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

"Диапазон" абсолютных высот/эшелонов полета	17 000 10 000	ЭП220 10 000
"На" абсолютной высоте/эшелоне полета "или выше" абсолютной высоты/эшелона полета	7 000	ЭП060
"На" абсолютной высоте/эшелоне полета "или ниже" абсолютной высоты/эшелона полета	5 000	ЭП050
"На" абсолютной высоте/эшелоне полета	3 000	ЭП030
"Рекомендуемая" абсолютная высота / "рекомендуемый" эшелон полета	5 000	ЭП050
"Расчетная" абсолютная высота/"расчетный" эшелон полета	Расчетн. 5 000 Расчетн. ЭП050	

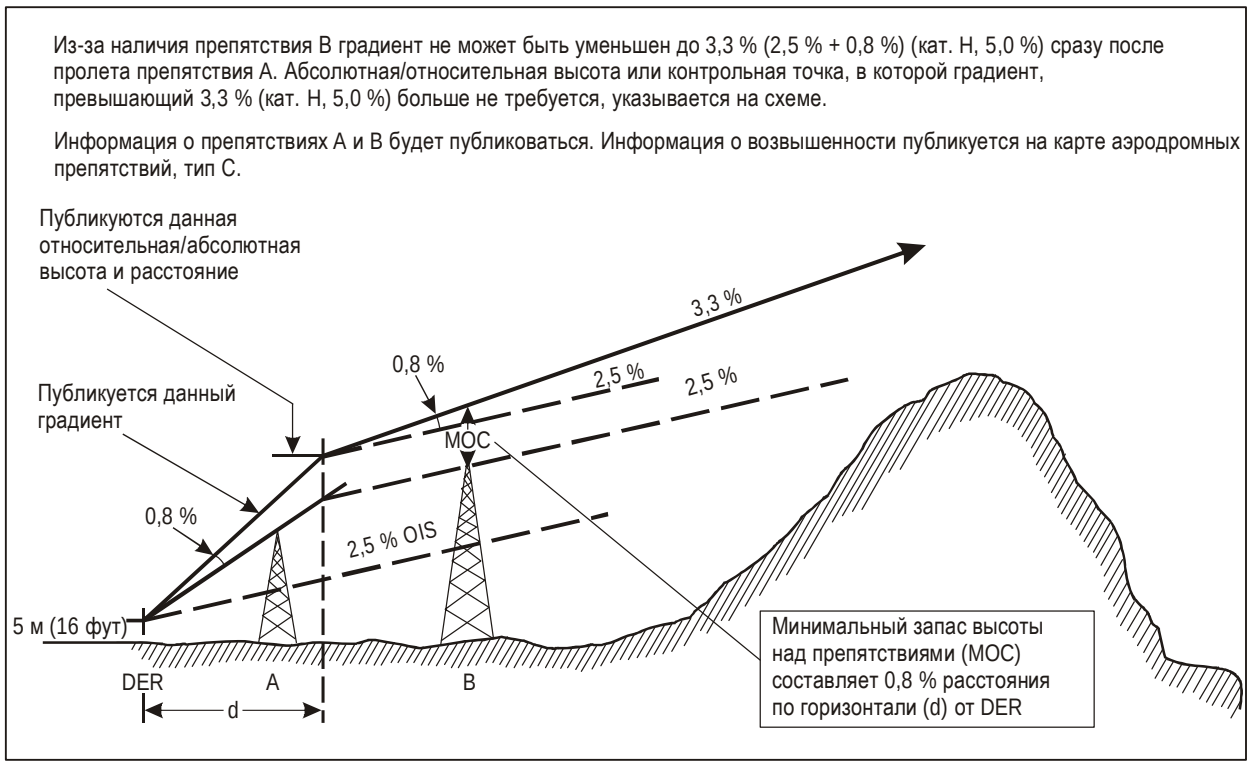


Рис. I-3-5-1. Уменьшение градиента набора высоты при вылете

Глава 6

ОДНОВРЕМЕННОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ИЛИ ПОЧТИ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ОБОРУДОВАННЫХ ВПП

Примечание. Инструктивный материал содержится в Руководстве по одновременному использованию параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП (SOIR) *(Doc 9643).*

6.1 ВЫЛЕТЫ ПО ПРИБОРАМ С ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ВПП

При одновременном использовании двух схем вылета по приборам с параллельных ВПП номинальные линии пути вылета расходятся непосредственно после взлета минимум на 15° или минимум на 10°, когда оба воздушных судна выполняют полет по стандартному маршруту вылета по приборам (SID) с использованием PBN (см. главу 3 "Маршруты вылета").

6.2 РАЗДЕЛЬНЫЕ ОПЕРАЦИИ НА ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ВПП

До 3 ноября 2021 года при одновременном использовании на параллельных ВПП схемы вылета по приборам и схемы захода на посадку по приборам в одном и том же направлении предусматриваемые этими схемами номинальные линии пути вылета и ухода на второй круг расходятся при первой практической возможности как минимум на 30° (см. главу 1 "ILS" раздела 1 части II).

С 4 ноября 2021 года при одновременном использовании на параллельных ВПП схемы вылета по приборам и схемы захода на посадку по приборам в одном и том же направлении предусматриваемые этими схемами номинальные линии пути вылета и ухода на второй круг расходятся при первой практической возможности как минимум на 30° (см. главу 10 раздела 4).

Раздел 4

СХЕМЫ ПРИБЫТИЯ И ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Глава 1

ОБЩИЕ КРИТЕРИИ ДЛЯ СХЕМ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ/ПРИБЫТИЯ

1.1 ОБЪЕМ РАССМАТРИВАЕМЫХ ВОПРОСОВ

В разделе 4 содержится общая информация, относящаяся ко всем типам схем прибытия и захода на посадку по приборам. Критерии, применяемые к конкретным типам систем, таким как ILS, содержатся в отдельных главах, в которых рассматриваются соответствующе виды наведения. Критерии специфического применения, как и относящиеся к общим критериям дополнения и исключения, находится в части II "Обычные схемы" и в части III "Схемы с применением RNAV и схемы на основе спутниковых систем". Критерии, применимые к эксплуатации вертолетов на ВПП, содержатся в частях I, II и III. Критерии для эксплуатации вертолетов на вертодромах, находятся в части IV.

Там, где в настоящем документе приводятся характеристики радионавигационных средств, они целиком предназначены для использования при построении схем и не заменяют и не дополняют соответствующий материал Приложения 10.

1.2 ПОСТРОЕНИЕ СХЕМ

Схема захода на посадку по приборам может иметь пять отдельных участков. Это участок прибытия, начальный участок, промежуточный участок, конечный участок и участок ухода на второй круг. Кроме того, следует учитывать зону полета по кругу над аэродромом в визуальных условиях. Участки захода на посадку начинаются и заканчиваются в установленных контрольных точках. Однако при некоторых обстоятельствах определенные участки могут начинаться в указанных точках, где контрольные точки отсутствуют (или не являются необходимыми). Например, конечный участок точного захода на посадку может начинаться в точке пересечения предназначенной для полета на промежуточном этапе абсолютной/относительной высоты с номинальной глиссадой; промежуточный участок может начинаться в конце разворота приближения.

1.3 НАИМЕНОВАНИЯ КОНТРОЛЬНЫХ ТОЧЕК

Наименования контрольных точек соответствуют участкам, которым они предшествуют. Например, промежуточный участок начинается в промежуточной контрольной точке. Если контрольная точка отсутствует, как упомянуто ранее в п. 1.2 "Построение схем", участки начинаются и заканчиваются в установленных точках (например, в точке, где глиссада пересекает номинальную абсолютную высоту промежуточного этапа, и в точке, где глиссада пересекает номинальную DA/H). Порядок рассмотрения участков захода на посадку в настоящем документе аналогичен порядку, в котором пилот пролетает их в соответствии с полной схемой, то есть от этапа прибытия, через начальный и промежуточный этапы, к конечному этапу захода на посадку и, при необходимости, уходу на второй круг.

1.4 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УЧАСТКОВ

В схему захода на посадку необходимо включать только те участки, которые необходимы в связи с местными условиями. При построении схемы прежде всего должна быть определена линия пути конечного участка захода на посадку, поскольку из всех участков она менее всего подвержена изменению и является наиболее критической. После определения конечного участка захода на посадку с ним следует объединить другие необходимые участки, для создания упорядоченной картины маневров, с учетом местного потока воздушного движения. См. рис. I-4-1-1.

1.5 АБСОЛЮТНАЯ/ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ВЫСОТА СХЕМЫ

1.5.1 Согласно данным авиационной отрасли, большинство авиационных происшествий с крупными воздушными судами происходит после выхода на направление ВПП посадки и в пределах 19 км (10 м. миль) от нее. Для реализации мер, направленных на предотвращение столкновений исправных воздушных судов с землей (CFIT), на картах захода на посадку по приборам указываются не только абсолютные/относительные высоты, обеспечивающие соответствующий запас высоты над препятствиями, но и абсолютные/относительные высоты схемы. Абсолютные/относительные высоты схемы предназначены для обеспечения положения воздушного судна выше любой минимальной абсолютной высоты, связанной с обеспечением запаса высоты над препятствиями, и обеспечения на конечном участке предписанного градиента/угла устойчивого снижения.

1.5.2 Все схемы неточного захода на посадку по приборам разрабатываются с целью включения в их состав не только минимальных абсолютных/относительных высот, обеспечивающих запас высоты над препятствиями, но и абсолютных/относительных высот схемы. Абсолютные/относительные высоты схемы определяются таким образом, чтобы воздушное судно находилось на таких абсолютных/относительных высотах, на которых обычно выполняется полет с выходом на конечном участке захода на посадку на заданный градиент/угол снижения до пересечения на 15 м (50 фут) порога ВПП. Ни при каких обстоятельствах абсолютная/относительная высота схемы не становится меньше любой ОСА/Н.

1.6 НАВЕДЕНИЕ ПО ЛИНИИ ПУТИ

1.6.1 Наведение по линии пути обычно обеспечивается на всех этапах полета на участках: подхода, начальном, промежуточном, конечном и уходе на второй круг. При наведении по линии пути соответствующий участок находится в пределах установленной зоны действия обеспечивающего наведение навигационного средства.

1.6.2 Если наведение по линии пути не обеспечивается, зона обеспечения запаса высоты над препятствиями расширяется согласно предписаниям, относящимся к участкам счисления пути (DR) в главе 3 "Начальный участок захода на посадку" и в добавлении A "Начальный участок захода на посадку с использованием счисления пути (DR)" к главе 3. Обзорный радиолокатор аэродрома (TAR), при его наличии, может использоваться для наведения по направлению в пределах до конечного этапа захода на посадку (см. главу 6 "SRE" раздела 2 части II). Для обеспечения наведения по линии пути на начальном участке захода на посадку до промежуточной контрольной точки включительно может применяться трассовый обзорный радиолокатор (RSR). Критерии построения зон ухода на второй круг при отсутствии наведения по линии пути предусматриваются главой 6 "Участок ухода на второй круг".

Примечание. Подробные правила использования первичного радиолокатора для диспетчерского обслуживания подхода излагаются в PANS-ATM (Doc 4444) "Правила аэронавигационного обслуживания. Организация воздушного движения".

1.7 ГРАДИЕНТЫ СНИЖЕНИЯ

1.7.1 На протяжении всего документа указываются оптимальные и максимальные градиенты снижения. Оптимальным является градиент снижения, наиболее предпочтительный с эксплуатационной точки зрения. Его следует превышать только в тех случаях, когда другие способы соблюдения требований в отношении запаса высоты над препятствиями нецелесообразны. Превышение максимального градиента не допускается. (См. также главу 9 раздела 4.)

1.7.2 Оптимальные и максимальные градиенты снижения устанавливаются в зависимости от типа схемы и участка захода на посадку. Применительно, по крайней мере, к конечному участку неточного захода на посадку и, предпочтительно, в соответствующих случаях, к другим участкам захода на посадку публикуется (публикуются) градиент(ы), использованный(ые) при построении схемы неточного захода на посадку.

1.8 КАТЕГОРИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

1.8.1 Различия в характеристиках воздушных судов непосредственно влияют на воздушное пространство и видимость, необходимые для таких маневров, как заход на посадку по кругу, уход на второй круг с разворотом и снижение на конечном этапе захода на посадку и маневрирование перед посадкой (включая развороты на посадочную прямую и стандартные развороты). Наиболее важным элементом летно-технических характеристик является скорость. Поэтому для обеспечения стандартной основы для связи между маневренностью воздушных судов и конкретными схемами захода на посадку по приборам установлены пять категорий типичных воздушных судов (см. п. 1.8.4).

1.8.2 Критерием, учитываемым при классификации самолетов по категориям, является приборная скорость пересечения порога ВПП (V_{at}), в 1,3 раза превышающая скорость сваливания V_{so} или в 1,23 раза превышающая скорость сваливания V_{slg} в посадочной конфигурации при максимальной сертифицированной посадочной массе. Если имеются обе скорости V_{so} и V_{slg}, используется большее результирующее значение V_{at}.

1.8.3 Подлежащая учету посадочная конфигурация определяется эксплуатантом или изготовителем самолета.

1.8.4 Далее в настоящем документе категории воздушных судов обозначаются следующими буквенными индексами:

категория A – IAS менее 169 км/ч (91 уз);

категория B – IAS 169 км/ч (91 уз) или более, но менее 224 км/ч (121 уз);

категория C – IAS 224 км/ч (121 уз) или более, но менее 261 км/ч (141 уз);

категория D – IAS 261 км/ч (141 уз) или более, но менее 307 км/ч (166 уз);

категория E – IAS 307 км/ч (166 уз) или более, но менее 391 км/ч (211 уз);

категория H – см. п. 1.8.8 "Вертолеты".

1.8.5 При расчете схем должны использоваться диапазоны скоростей (IAS), приведенные в таблицах I-4-1-1 и I-4-1-2. См. добавление к главе 1 раздела 1 части I в отношении перевода этих скоростей в TAS.

1.8.6 *Изменение на длительный срок категории (максимальной посадочной массы).* Эксплуатант может ввести на длительный срок более низкую посадочную массу и с санкции государства эксплуатанта использовать

это значение для определения V_{at}. Категория, определенная для какого-либо данного самолета, представляет собой постоянную величину и не зависит от повседневной эксплуатации самолета.

1.8.7 *Ограничения в отношении категорий и IAS.* Там, где требования к воздушному пространству носят критический характер в отношении воздушных судов конкретной категории, схемы могут основываться на воздушных судах более низких скоростных категорий, при условии ограничения использования схем этими категориями. В других случаях эта схема может разрабатываться с ограничением по указанной максимальной IAS без ссылки на категорию.

1.8.8 *Вертолеты*

a) Основанный на скорости сваливания метод определения категории воздушных судов не применяется к вертолетам. В том случае, когда вертолеты выполняют полеты, как самолеты, схема может классифицироваться, как соответствующая категории A. Однако для использования вертолетами могут разрабатываться специальные схемы, и они четко обозначаются символом H. Схемы категории H не публикуются на одной карте захода на посадку по приборам (IAC) в качестве совместной схемы для вертолетов/самолетов.

b) Предполагается, что предназначенные только для вертолетов схемы рассчитываются с использованием большинства тех же обычных технологий и практики, что и для самолетов категории A. Некоторые критерии, например минимальные или максимальные воздушные скорости, градиенты снижения и градиенты набора высоты при уходе на второй круг/вылете, могут отличаться, однако принципы являются неизменными.

c) Детализации, касающиеся разработки схем для самолетов категории A применяются в равной мере к вертолетам, за исключением приводимых далее специальных изменений. Критерии, которые изменены применительно только к схемам для вертолетов, соответствующим образом указаны в тексте.

1.8.9 При расчете ОСН для схем точного захода на посадку также учитываются размеры воздушного судна. При необходимости, для воздушных судов категории D_L предусматривается дополнительная ОСА/Н для учета специфических размеров этих воздушных судов (см. главы 1 (ILS) и 3 (MLS) раздела 1 части II и главу 6 (GLS) раздела 3 части III).

Таблица I-4-1-1. Скорости (IAS) для расчетов схем (км/ч)

Категория воздушных судов	V_{at}	*Диапазон скоростей для начального этапа захода на посадку*	*Диапазон скоростей для конечного этапа захода на посадку*	*Максимальные скорости для визуального маневрирования (полет по кругу)*	*Максимальные скорости при уходе на второй круг*	
					Промежуточный этап	*Конечный этап*
A	<169	165/280(205*)	130/185	185	185	205
B	169/223	220/335(260*)	155/240	250	240	280
C	224/260	295/445	215/295	335	295	445
D	261/306	345/465	240/345	380	345	490
E	307/390	345/467	285/425	445	425	510
H	Не прим.	130/220**	110/165***	Не прим.	165	165
Кат. H (PinS)***	Не прим.	130/220	110/165	Не прим.	130 или 165	130 или 165

V_{at} – скорость пересечения порога ВПП, в 1,3 раза превышающая скорость сваливания Vso или в 1,23 раза скорость сваливания Vslg в посадочной конфигурации при максимальной сертифицированной посадочной массе. (Не применяется для вертолетов).

* – максимальная скорость для обратных схем и схем "ипподром".

** – максимальная скорость для обратных схем и схем "ипподром" до 6000 фут включительно составляет 185 км/ч, а максимальная скорость для обратных схем и схем "ипподром" выше 6000 фут составляет 205 км/ч.

*** – вертолетные схемы захода на посадку до точки в пространстве, основанные на GNSS, могут рассчитываться с использованием максимальных скоростей 220 км/ч на начальном и промежуточном участках и 165 км/ч на конечном участке и участке ухода на второй круг или 165 км/ч на начальном и промежуточном участках и 130 км/ч на конечном участке и участке ухода на второй круг, в зависимости от эксплуатационных потребностей. См. главу 2 части IV.

Примечание. Скорости V_{at}, приведенные в колонке 2 данной таблицы, точно переведены из значений скоростей в таблице I-4-1-2, поскольку они определяют категорию воздушных судов. Скорости, приведенные в остальных колонках, переведены и округлены до значения, кратного пяти, в силу причин эксплуатационного характера и с точки зрения эксплуатационной безопасности считаются эквивалентными.

Таблица I-4-1-2. Скорости (IAS) для расчетов схем (уз)

Категория воздушных судов	V_{at}	*Диапазон скоростей для начального этапа захода на посадку*	*Диапазон скоростей для конечного этапа захода на посадку*	*Максимальные скорости для визуального маневрирования (полет по кругу)*	*Максимальные скорости при уходе на второй круг*	
					Промежуточный этап	*Конечный этап*
A	<91	90/150(110*)	70/100	100	100	110
B	91/120	120/180(140*)	85/130	135	130	150
C	121/140	160/240	115/160	180	160	240
D	141/165	185/250	130/185	205	185	265
E	166/210	185/250	155/230	240	230	275
H	Не прим.	70/120**	60/90***	Не прим.	90	90
Кат. H (PinS)***	Не прим.	70/120	60/90	Не прим.	70 или 90	70 или 90

V_{at} – скорость пересечения порога ВПП, в 1,3 раза превышающая скорость сваливания V_{so} или в 1,23 раза скорость сваливания V_{slg} в посадочной конфигурации при максимальной сертифицированной посадочной массе. (Не применяется для вертолетов).

* – максимальная скорость для обратных схем и схем "ипподром".

** – максимальная скорость для обратных схем и схем "ипподром" до 6000 фут включительно составляет 100 уз, а максимальная скорость для обратных схем и схем "ипподром" выше 6000 фут составляет 110 уз.

*** – вертолетные схемы захода на посадку до точки в пространстве, основанные на GNSS, могут рассчитываться с использованием максимальных скоростей 120 KIAS на начальном и промежуточном участках и 90 KIAS на конечном участке и участке ухода на второй круг или 90 KIAS на начальном и промежуточном участках и 70 KIAS на конечном участке и участке ухода на второй круг, в зависимости от эксплуатационных потребностей. См. главу 2 части IV.

Примечание. Скорости V_{at},, приведенные в колонке 2 таблицы I-4-1-1, точно переведены из значений скоростей в данной таблице, поскольку они определяют категорию воздушных судов. Скорости, приведенные в остальных колонках, переведены и округлены до значения, кратного пяти, в силу причин эксплуатационного характера и сточки зрения эксплуатационной безопасности считаются эквивалентными.

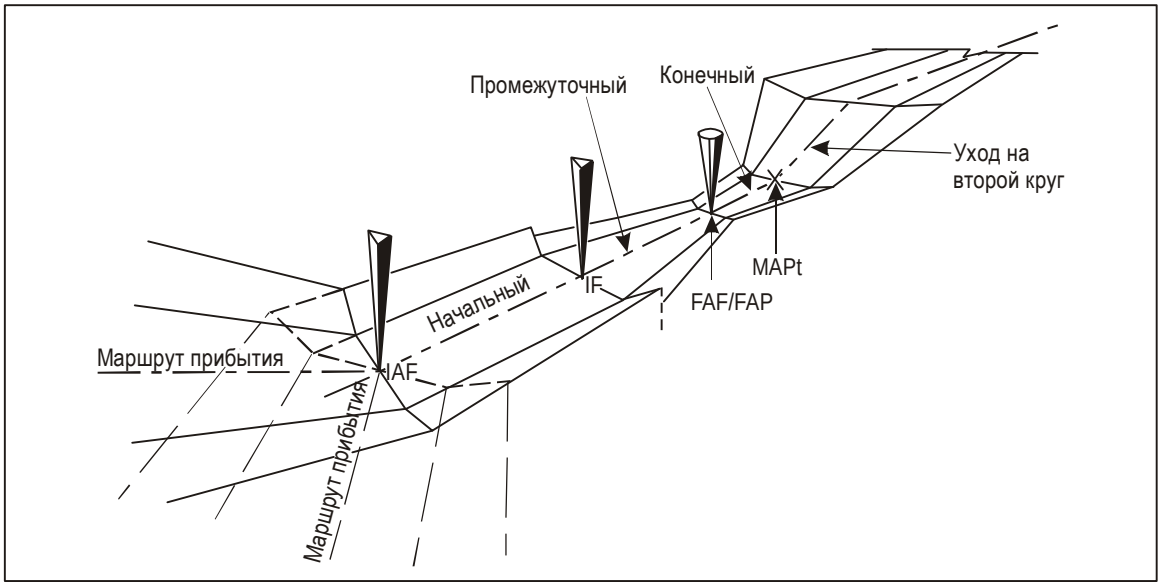


Рис. I-4-1-1. Участки схемы захода на посадку по приборам

Глава 2

УЧАСТОК ПРИБЫТИЯ

2.1 СТАНДАРТНЫЕ МАРШРУТЫ ПРИБЫТИЯ ПО ПРИБОРАМ

2.1.1 Общие положения

В настоящем разделе содержатся критерии, применимые ко всем стандартным маршрутам прибытия.

2.1.1.1 В некоторых случаях необходимо устанавливать маршруты прибытия в пределах от этапа полета по маршруту до начальной контрольной точки захода на посадку. Устанавливаются и публикуются только те маршруты, которые обеспечивают получение эксплуатационных преимуществ. Они должны учитывать местный поток воздушного движения. Длина маршрута прибытия не превышает практической дальности действия навигационных средств, обеспечивающих информацию для самолетовождения.

2.1.1.2 Стандартные маршруты прибытия по приборам (STAR) должны быть простыми и легко понятными, при этом в схему включаются только те навигационные средства, контрольные точки или точки пути, которые необходимы для определения траектории полета воздушного судна и для целей ОВД.

2.1.1.3 STAR следует рассчитывать на максимально возможное число категорий воздушных судов.

2.1.1.4 STAR должен начинаться в контрольной точке, например в месте расположения радионавигационного средства, точке пересечения, в контрольной точке по дальномерному оборудованию (DME) или в точке пути.

2.1.1.5 STAR должен обеспечивать переход от этапа полета по маршруту к этапу захода на посадку, связывая основную точку, обычно на маршруте ОВД, с точкой, от которой начинается схема захода на посадку по приборам.

2.1.1.6 STAR должен устанавливаться таким образом, чтобы воздушные суда могли выполнять полет по данным маршрутам, понижая необходимость радиолокационного наведения.

2.1.1.7 STAR может использоваться для одного или нескольких аэропортов в пределах узлового района.

2.1.1.8 При построении схем следует учитывать преимущества в области охраны окружающей среды и эффективности, обеспечиваемые за счет внедрения схем полетов в режиме постоянного снижения (CDO). Следует включать ограничения в отношении воздушной скорости и абсолютной высоты/эшелона, если они имеются. Ограничениями должны учитываться, по результатам консультаций с эксплуатантами, эксплуатационные возможности воздушных судов соответствующих категорий.

Примечание. В Руководстве по производству полетов в режиме постоянного снижения (CDO) *(Doc 9931) содержится инструктивный материал по внедрению CDO и обеспечению сбалансированности CDO в контексте других операций ОрВД.*

2.1.1.9 По мере возможности маршруты STAR должны определяться контрольными точками DME или точками пути, а не точками пересечения.

Примечание 1. Материал, касающийся принципов обозначения стандартных маршрутов прибытия и относящихся к ним схем, содержится в добавлении 3 к Приложению 11.

Примечание 2. Материал, касающийся публикации карты стандартного прибытия по приборам (STAR) (ИКАО), содержится в главе 10 Приложения 4.

2.1.1.10 Наведение по линии пути для всех частей маршрута прибытия может обеспечиваться с помощью дуги DME. Минимальный радиус дуги составляет 18,5 км (10,0 м. мили).

Дуга может соединяться с прямолинейной линией пути в начальной точке захода на посадку или до нее. В этом случае угол пересечения дуги и линии пути не должен превышать 120°.

В тех случаях, когда значение угла превышает 70°, для облегчения выполнения разворота определяется радиал упреждения, обеспечивающий расстояние упреждения, не меньшее d:

($\mathrm{d} = \mathrm{r}.\mathrm{tg}\ \frac{(\alpha)}{2}$; r – радиус разворота; α – угол разворота).

2.1.2 Построение зоны

2.1.2.1 *Длина маршрута прибытия составляет 46 км (25 м. миль) или более*

Если длина маршрута прибытия составляет 46 км (25 м. миль) или более, до расстояния 46 км (25 м. миль) от контрольной точки IAF применяются маршрутные критерии. Ширина зоны уменьшается от 46 км (25 м. миль), сужаясь под углом 30° с обеих сторон от оси, до тех пор, пока не становится равной ширине, определяемой критериями начального этапа захода на посадку. См. рис. I-4-2-1.

2.1.2.2 *Длина маршрута прибытия составляет менее 46 км (25 м. миль)*

В том случае, когда длина маршрута прибытия составляет менее 46 км (25 м. миль), ширина зоны уменьшается от точки начала маршрута прибытия, сужаясь под углом 30° с обеих сторон от оси, до тех пор, пока не становится равной ширине, определяемой критериями начального этапа захода на посадку. См. рис. I-4-2-2.

2.1.2.3 *Защита разворотов*

Защита разворотов обеспечивается путем использования:

a) критериев этапа полета по маршруту на расстояниях более 46 км (25 м. миль) от IAF;

b) критериев начального этапа захода на посадку на расстоянии 46 км (25 м. миль) от IAF или менее.

2.1.2.4 *Маршрут прибытия, основанный на дуге DME*

В случае прибытия, основанного на дуге DME, применяются пп. 2.1.2.1 и 2.1.2.2 со следующими исключениями:

a) расстояние измеряется по дуге DME;

b) уменьшение ширины зоны осуществляется в пределах расстояния более 9,6 км (5,2 м. мили), измеренного по дуге DME.

Метод построения заключается в следующем. От центра дуги DME (точка O) проводятся линии OA и 0B, которые пересекают пределы в A1, A2, A3, A4 и B1, B2, B3, B4. Затем проводятся линии, соединяющие соответствующие точки A и B. См. рис. I-4-2-3 и I-4-2-4.

2.1.2.5 *Приемники GNSS*

2.1.2.5.1 Помимо общих критериев прибытия, применяются следующие критерии. Поперечный допуск (XTT), продольный допуск (ATT) и половина ширины зоны для приемников GNSS определяются по формуле, указанной в п. 2.5 "XTT, ATT и половина ширины зоны" главы 2 раздела 1 части III.

2.1.2.5.2 Ширина зоны сужается под углом 30° с обеих сторон от оси, начиная от точки, определяемой перпендикуляром к номинальной линии пути в точке пересечения дуги с радиусом 56 км (30 м. миль) от контрольной точки аэродрома (КТА) и номинальной линии пути. В отличие от общих критериев прибытия, на расстоянии более 56 км (30 м. миль) от КТА используется ширина маршрута. См. рис. I-4-2-5 и I-4-2-6.

2.1.3 Запас высоты над препятствиями

Запас высоты над препятствиями в основной зоне составляет, как минимум, 300 м (984 фут). В дополнительной зоне запас высоты над препятствиями 300 м (984 фут) обеспечивается у внутреннего края с линейным уменьшением до нуля на внешнем крае. См. рис. I-2-1-1 главы 1. Для расчета запаса высоты над препятствиями в заданной точке см. п. 1.3 "Запас высоты над препятствиями" главы 1 раздела 2.

2.1.4 Абсолютная/относительная высота схемы

Абсолютная/относительная высота схемы не должна быть меньше MOCA и должна определяться с учетом требований управления воздушным движением. Абсолютная/относительная высота схемы на участке прибытия может устанавливаться, с тем чтобы воздушное судно после промежуточного участка могло выйти на заданный для конечного участка захода на посадку градиент/угол снижения.

2.2 ПРИБЫТИЕ С ЛЮБОГО НАПРАВЛЕНИЯ ИЛИ ПО СЕКТОРАМ

Прибытие с любого направления или по секторам может обеспечиваться с учетом минимальных абсолютных высот в секторе (MSA) (см. главу 8 "Минимальные абсолютные высоты в секторе") или минимальных абсолютных высот прибытия в район аэродрома (TAA) (см. главу 4 "Абсолютная высота прибытия в район аэродрома" раздела 2 части III).

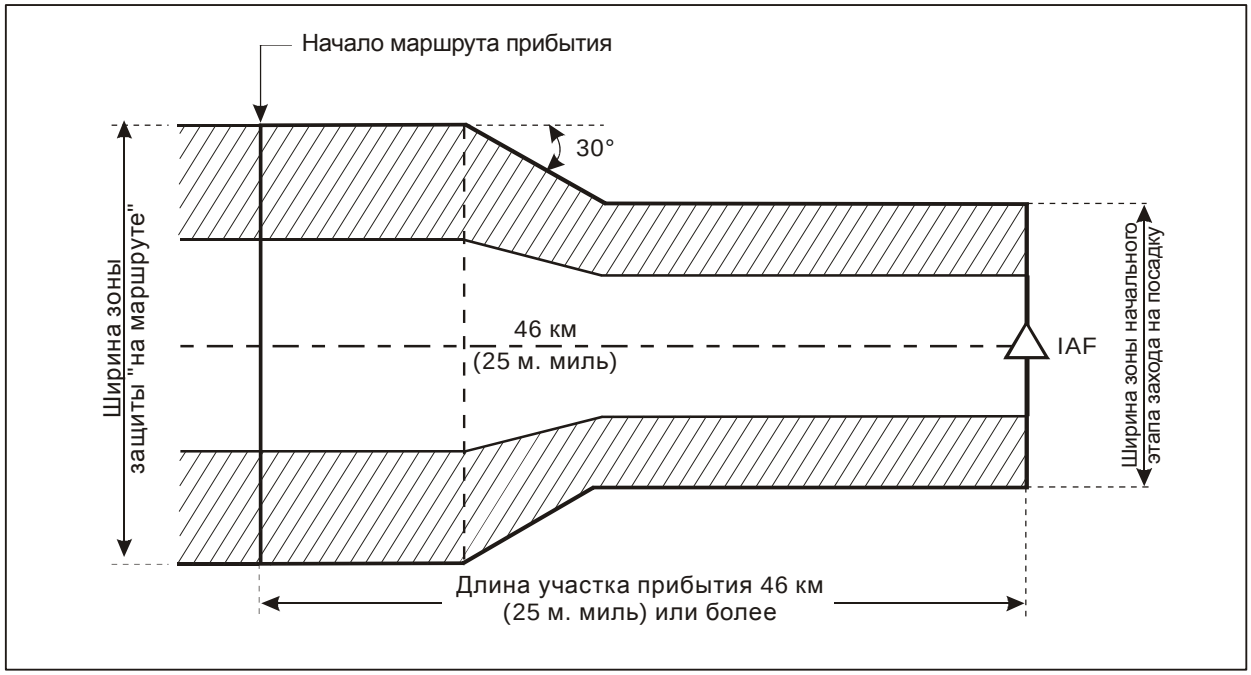


Рис. I-4-2-1. Участок прибытия: зона защиты
(длина участка прибытия 46 км (25 м. миль) или более)

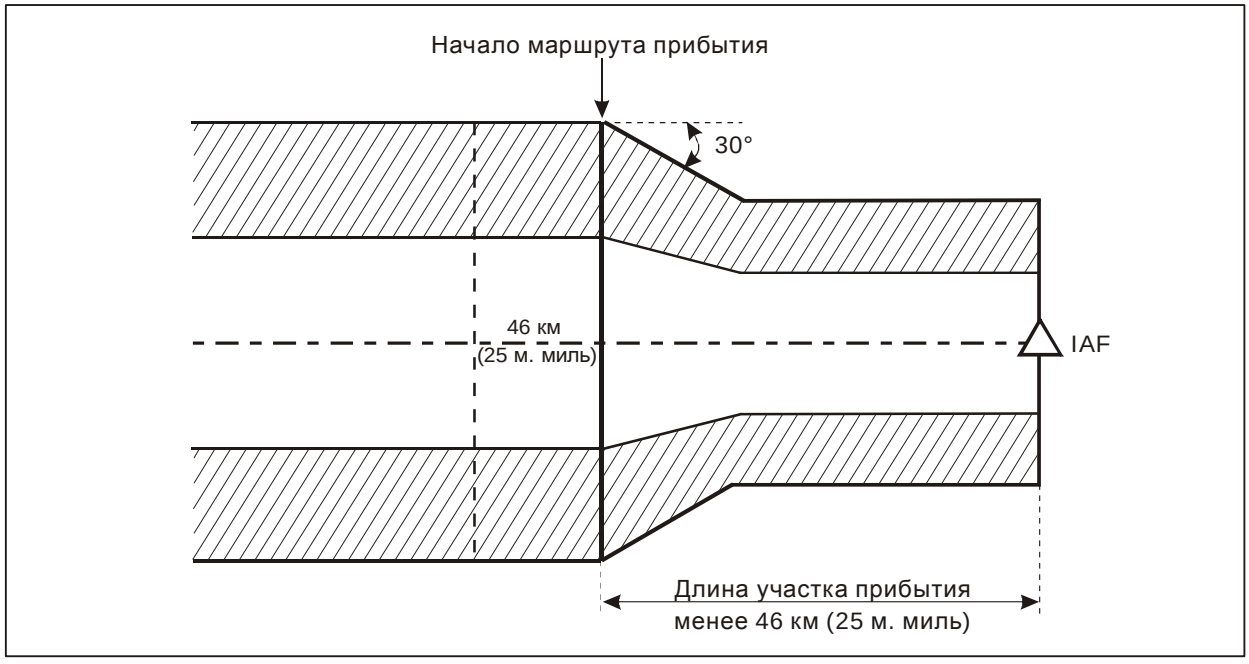


Рис. I-4-2-2. Участок прибытия: зона защиты
(длина участка прибытия менее 46 км (25 м. миль))

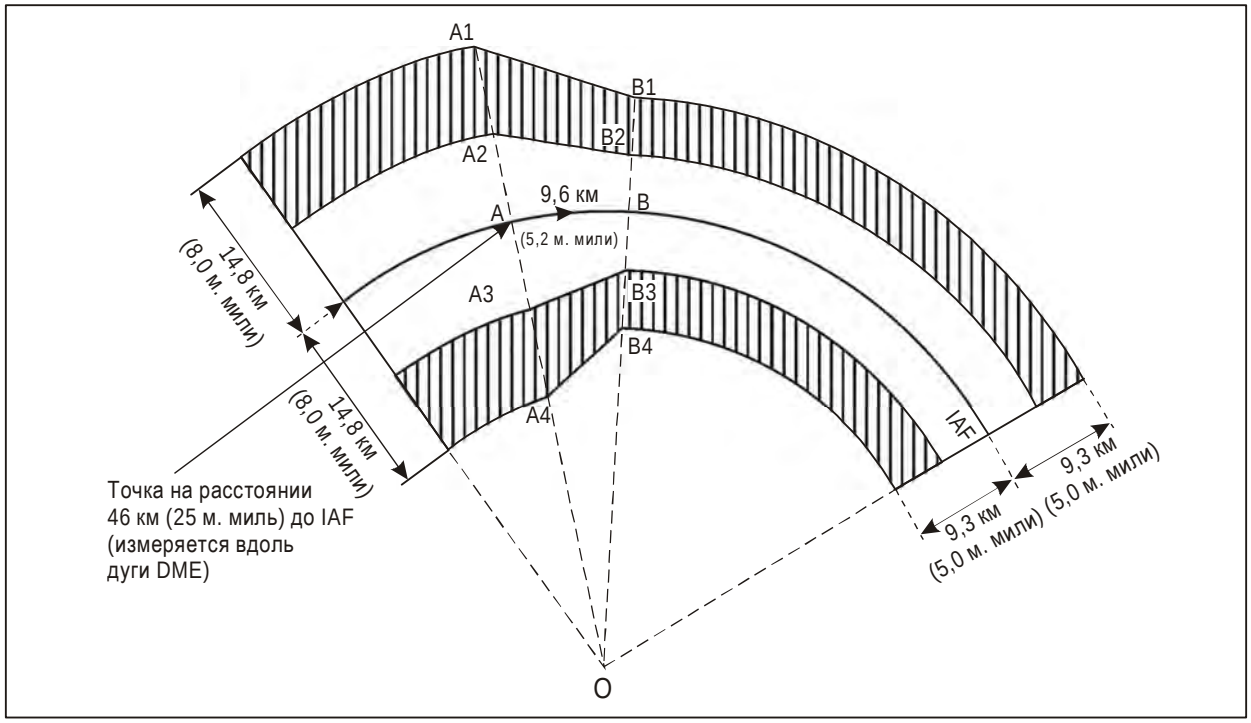


Рис. I-4-2-3. Дуга DME: длина участка прибытия больше или равна 46 км (25 м. миль)

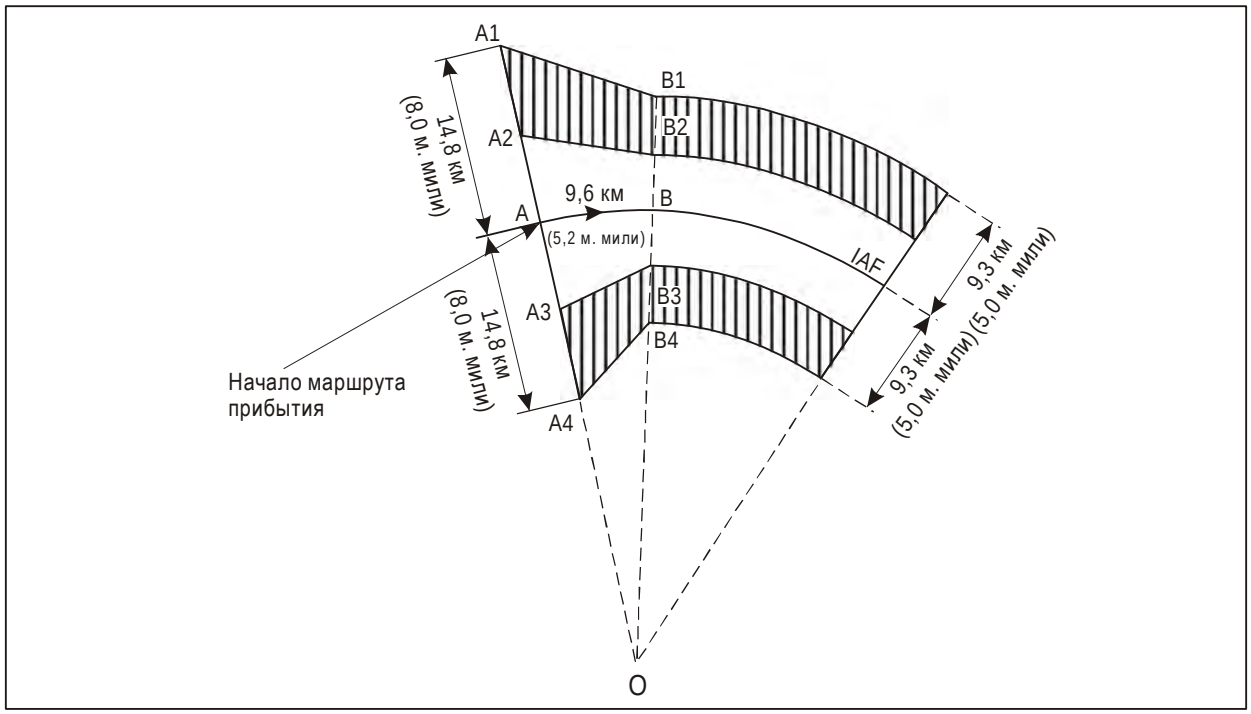


Рис. I-4-2-4. Дуга DME: длина участка прибытия менее 46 км (25 м. миль)

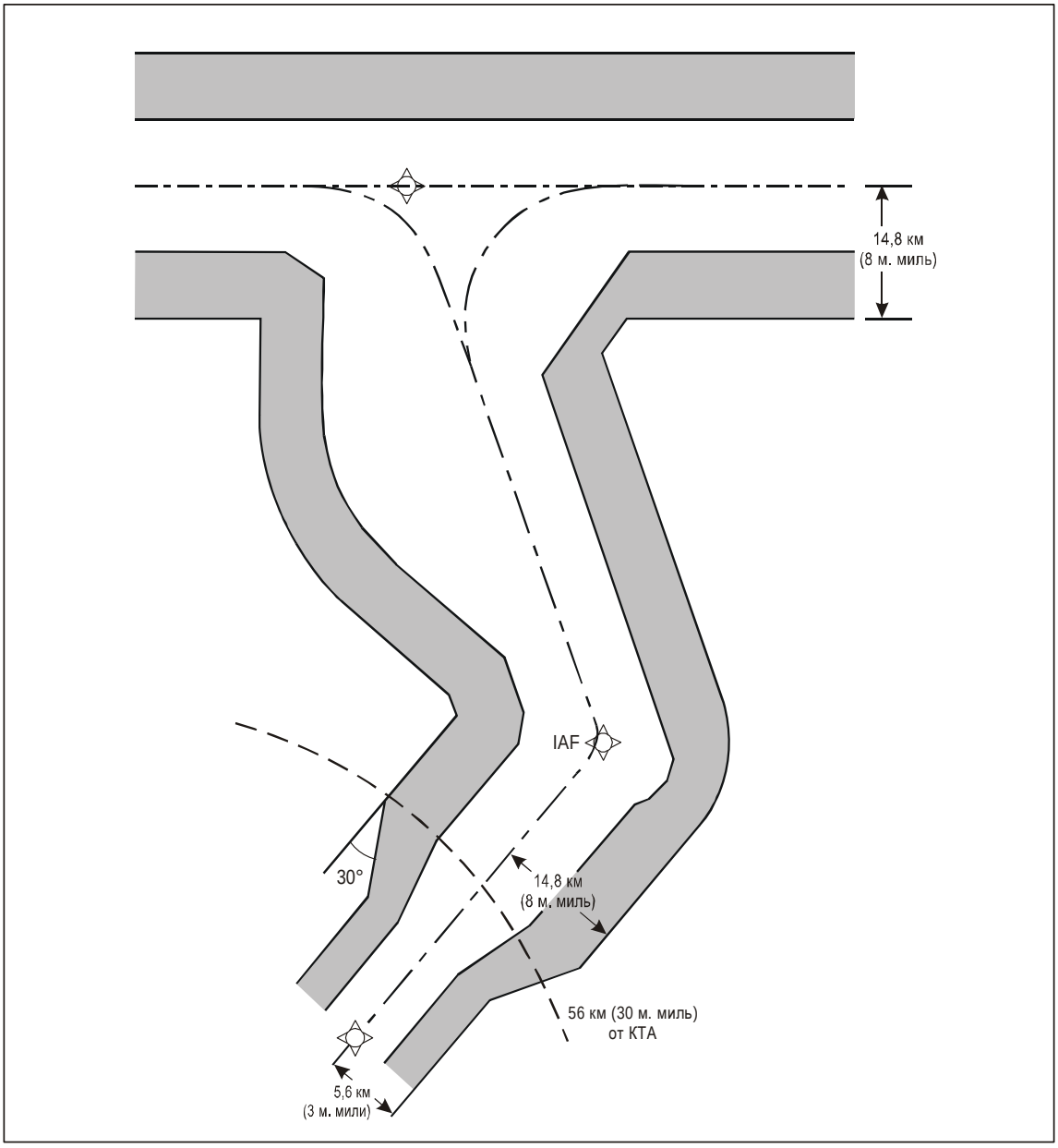


Рис. I-4-2-5. Критерии прибытия по GNSS, IAF за пределами 56 км (30 м. миль) от КТА: на расстоянии, превышающем 56 км (30 м. миль) от КТА, половина ширины зоны составляет 14,8 км (8 м. миль), а затем 5,6 км (3 м. мили)

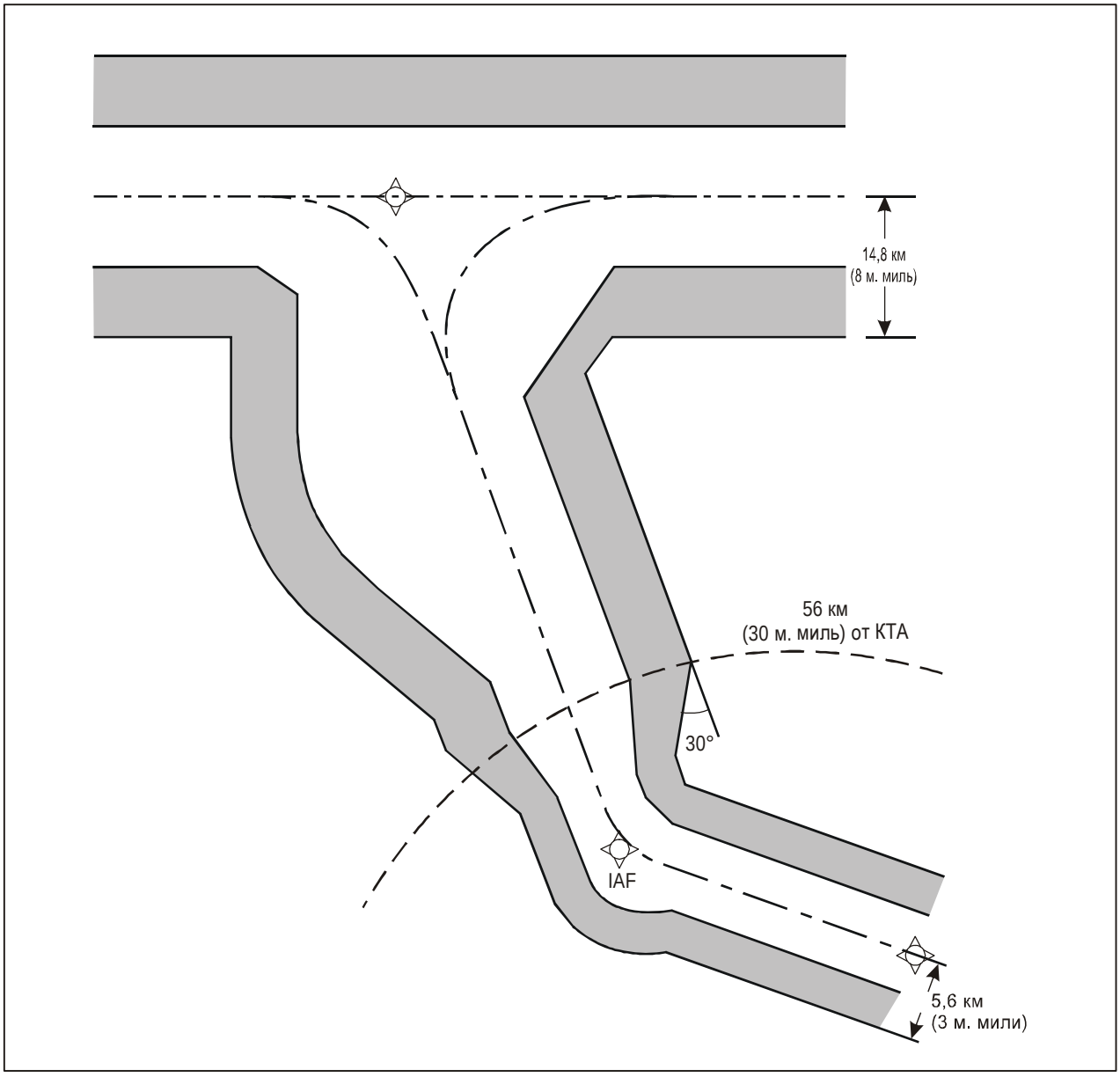


Рис. I-4-2-6. Критерии прибытия по GNSS, IAF в пределах 56 км (30 м. миль) от КТА: на расстоянии, превышающем 56 км (30 м. миль) от КТА, половина ширины зоны составляет 14,8 км (8 м. миль), а затем 5,6 км (3 м. мили)

Глава 3

НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

3.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

3.1.1 Начальный участок захода на посадку начинается в начальной контрольной точке захода на посадку (IAF). На начальном участке захода на посадку воздушное судно производит маневрирование для выхода на промежуточный участок. В том случае, когда промежуточная контрольная точка (IF) входит в структуру этапа полета по маршруту, необходимость начального участка может отсутствовать. В этом случае схема захода на посадку по приборам начинается в промежуточной контрольной точке, и применяются критерии промежуточного участка. Начальный этап захода на посадку может выполняться вдоль радиала VOR, пеленга NDB, направления, указанного по радиолокатору, или путем сочетания этих способов. Там, где невозможно воспользоваться ни одним из них, может быть использована дуга DME или указанный курс.

3.1.2 Обратная схема и схема "ипподром", как и снижения по типовой схеме ожидания, выполняемые до выхода воздушного судна на линию пути промежуточного участка захода на посадку, считаются начальным участком захода на посадку. Там, где до выхода на начальный участок захода на посадку требуется этап ожидания, контрольная точка ожидания и начальная контрольная точка захода на посадку совпадают. Если это невозможно, начальная контрольная точка захода на посадку располагается на линии пути приближения в пределах типовой схемы ожидания.

3.1.3 Обычно наведение по линии пути является необходимым, за исключением тех случаев, когда для расстояний, не превышающих 19 км (10 м. миль), можно использовать линии пути, прокладываемые методом счисления. Хотя в схеме может быть установлено несколько начальных этапов захода на посадку, их число следует ограничивать с учетом потока воздушного движения и иных эксплуатационных требований.

3.2 ВЫБОР АБСОЛЮТНОЙ ВЫСОТЫ

3.2.1 Минимальные абсолютные высоты

До 3 ноября 2021 года минимальные абсолютные высоты на начальном участке захода на посадку устанавливаются кратными соответственно 100 фут или 50 м. Там, где требуется обратная схема или схема "ипподром", абсолютная высота выбирается не ниже абсолютной высоты этой схемы. Кроме того, необходимо, чтобы указанные для начального участка захода на посадку абсолютные высоты были не ниже любой абсолютной высоты, указанной для любого отрезка промежуточного или конечного участка захода на посадку.

С 4 ноября 2021 года минимальные абсолютные высоты на начальном участке захода на посадку устанавливаются кратными соответственно 100 фут или 50 м. Там, где требуется обратная схема или схема "ипподром", абсолютная высота начального участка захода на посадку выбирается не ниже абсолютной высоты, установленной для этой схемы. Кроме того, необходимо, чтобы указанные для начального участка захода на посадку абсолютные высоты были не ниже любой абсолютной высоты, указанной для любого отрезка промежуточного или конечного участка захода на посадку.

3.2.2 Минимальные абсолютные высоты для различных категорий воздушных судов

Когда для различных категорий воздушных судов указываются различные минимальные абсолютные высоты, публикуются отдельные схемы.

3.2.3 Абсолютная/относительная высота схемы

Для всех начальных участков захода на посадку устанавливаются и публикуются абсолютные/ относительные высоты схемы. Абсолютные/относительные высоты схемы являются не меньше МОСА и определяются с учетом требований управления воздушным движением. Абсолютная/относительная высота схемы на начальном участке должна устанавливаться с тем, чтобы воздушное судно в пределах промежуточного участка могло осуществить выход на снижение с градиентом/углом конечного участка захода на посадку.

3.3 НАЧАЛЬНЫЕ УЧАСТКИ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ (ОТЛИЧАЮЩИЕСЯ ОТ ВЫПОЛНЯЕМЫХ С НАВЕДЕНИЕМ ПО РАДИОЛОКАТОРУ), ИСПОЛЬЗУЮЩИЕ ПРЯМОЛИНЕЙНЫЕ ЛИНИИ ПУТИ И ДУГИ DME

3.3.1 Линии пути

Угол пересечения линий пути начального и промежуточного участков захода на посадку не должен превышать 120°. Если угол превышает 70°, для содействия управлению при развороте на линию пути промежуточного участка определяется радиал, пеленг, направление по радиолокатору или информация DME, обеспечивающие упреждение, равное по меньшей мере 4 км (2 м. мили) (кат. H, 1,9 км (1 м. миля)) (см. рис. I-4-3-1). В тех случаях, когда угол превышает 120°, следует рассмотреть использование схемы "ипподром" или обратной схемы или линии пути, прокладываемой методом счисления (DR). Критерии для этих схем приводятся в п. 3.4 "Начальный участок захода на посадку с использованием схемы "ипподром", п. 3.5 "Начальный участок захода на посадку с использованием обратной схемы" и п. 3.3.3.3 "Зона схемы счисления пути (DR)".

3.3.2 Дуги DME

С помощью дуги DME можно обеспечивать наведение по линии пути на всем начальном участке захода на посадку или на его отрезке. Минимальный радиус дуги составляет 13 км (7 м. миль) (кат. H, 9,3 км (5 м. миль)). Дуга может соединяться с линией пути в промежуточного контрольной точке или до нее. В месте соединения с линией пути угол пересечения дуги и линии пути не должен превышать 120°. В тех случаях, когда угол превышает 70°, для содействия управлению при развороте на линию пути промежуточного участка определяется радиал, обеспечивающий упреждение, равное по меньшей мере 4 км (2 м. мили) (кат. H, 1,9 км (1 м. миля)).

3.3.3 Зона

3.3.3.1 Начальный участок захода на посадку не имеет стандартной длины. Его длина является достаточной для того, чтобы позволить требуемое схемой изменение абсолютной высоты. Ширина участка делится на:

а) основную зону, продолжающуюся в поперечном направлении на 4,6 км (2,5 м. мили) в каждую сторону от линии пути;

c) дополнительную зону, которая добавляет по 4,6 км (2,5 м. мили) с каждой стороны основной зоны (см. рис. I-4-3-2).

3.3.3.2 *Угловое изменение ширины*

Там, где в силу эксплуатационной необходимости расстояние какой-либо части начального этапа захода на посадку превышает 69 км (37 м. миль) от VOR или 52 км (28 м. миль) от NDB, обеспечивающих наведение по линии пути, на этих расстояниях зона будет начинаться с расширением под углом 7,8° для VOR или 10,3° для NDB. В пределах этой увеличенной зоны ширина основной зоны будет по-прежнему составлять одну вторую от всей ширины зоны (см. рис. I-4-3-3). Для расчета ширины дополнительной зоны в заданной точке см. п. 1.2.1 "Расчет ширины дополнительной зоны в заданной точке" главы 1 раздела 2.

Примечание. Относительно возможного уменьшения ширины прямолинейной зоны начального участка захода на посадку см. также добавление B "Уменьшение ширины зоны прямолинейного начального участка захода на посадку после IAF и сопряжение зоны прямолинейного начального участка захода на посадку с зонами обратных схем".

3.3.3.3 *Зона схемы счисления пути (DR)*

Там, где используются схемы счисления пути (DR), зона, относящаяся к отрезкам с разворотом участка счисления пути, рассчитывается с учетом скорости ветра с любого направления, полученной с помощью следующей формулы:

w = (12h + 87 км/ч), где h является абсолютной высотой в тысячах метров; или

w = (2h + 47 уз), где h является абсолютной высотой в тысячах футов.

Зона, относящаяся к прямолинейной части, расширяется, чтобы учесть максимальный снос, обусловленный не определяемой боковой составляющей ветра со скоростью ±56 км/ч (±30 уз), в дополнение к допуску по курсу ±5°, поскольку предполагается, что пилот располагает оценкой ветра в пределах ±30 уз (±56 км/ч) на предыдущих участках. Минимальная длина линии пути промежуточного участка захода на посадку, на которую выходит воздушное судно, обеспечивает достаточное дополнительное расстояние для учета этих допусков и связанных с ними допусков на контрольную точку. См. добавление A "Начальный этап захода на посадку с использованием счисления пути (DR)".

3.3.4 Запас высоты над препятствиями

Запас высоты над препятствиями в основной зоне начального участка захода на посадку составляет как минимум 300 м (984 фут). В дополнительной зоне запас высоты над препятствиями 300 м (984 фут) предусматривается у внутреннего края, линейно уменьшаясь до нуля у внешнего края. См. рис. I-2-1-1 главы 1 раздела 2. В отношении расчета запаса высоты над препятствиями в заданной точке см. п. 1.3 "Запас высоты над препятствиями" главы 1 раздела 2.

3.3.5 Градиент снижения

Оптимальный градиент снижения на начальном этапе захода на посадку составляет 4,0 % (кат. H, 6,5 %). Там, где для обхода препятствий необходим больший градиент, максимально допустимый градиент составляет 8,0 % (кат. H, 10 % или, если скорость на начальном участке захода на посадку ограничивается до IAS 165 км/ч (IAS 90 уз), 13,2 %).

3.4 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПО СХЕМЕ "ИППОДРОМ"

3.4.1 Общие положения

Схемы "ипподром" используются там, где отсутствует достаточное расстояние в пределах прямолинейного участка для обеспечения необходимой потери абсолютной высоты и где вход в обратную схему нецелесообразен. Схемы "ипподром" также могут указываться в качестве альтернативных для обратных схем с целью увеличения гибкости при эксплуатации.

3.4.2 Конфигурация схемы "ипподром"

Схема "ипподром" имеет ту же конфигурацию, что и типовая схема ожидания, но с различными скоростями полета и временем удаления. Линия пути приближения обычно становится промежуточным или конечным участком схемы захода на посадку.

3.4.3 Начальная точка

Схема "ипподром" начинается в месте расположения указанного средства или в контрольной точке.

3.4.4 Вход

3.4.4.1 Правила входа в схему "ипподром" аналогичны правилам входа в типовые схемы ожидания, указанным в п. 2.1, главы 1 радела 4 части II, с учетом следующих дополнений:

a) смещенный вход из сектора 2 ограничивает время нахождения на смещенной на 30° линии пути до 1 мин 30 с. После этого периода, предполагается, что пилот выполнит разворот на курс, параллельный линии пути удаления, в течение оставшегося времени полета в направлении удаления. Если время полета в направлении удаления составляет только 1 мин, то времянахождения на смещенной на 30° линии пути также составляет 1 мин;

b) параллельный вход *не* обеспечивает непосредственного возвращения к средству без пересечения сначала линии пути приближения (с продолжением полета по конечному участку захода на посадку).

3.4.4.2 *Ограниченный вход*

Там, где необходимо сохранить воздушное пространство (или по другим причинам), вход может быть ограничен определенными маршрутами. При наличии ограничения на схеме указывается (указываются) маршрут (маршруты) входа. Примеры ограниченных входов приведены в добавлении С.

3.4.5 Время удаления

3.4.5.1 Продолжительность полета по линии пути удаления в схеме "ипподром" может составлять 1–3 мин (с интервалом 1/2 мин), с тем чтобы позволить увеличить время снижения. Время может варьироваться в зависимости от категорий воздушных судов (см. таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1 раздела 4) для того, чтобы сократить общую протяженность защищенной зоны в случае, когда размеры воздушного пространства ограничены (см. п. 3.4.5.2 "Расчет времени для различных категорий воздушных судов"). В том

случае, когда воздушное пространство является критическим фактором и увеличение сверх 1 мин невозможно, снижение в схеме "ипподром" может включать более одного круга согласно соотношению "снижение/время", указанному в п. 3.7 (таблица I-4-3-1).

3.4.5.2 *Расчет времени для различных категорий воздушных судов*

Там, где для различных категорий воздушных судов указано различное время, публикуются отдельные схемы.

3.4.6 Ограничение длины линии пути удаления

Длина линии пути удаления в схеме полета "ипподром" может ограничиваться указанным расстоянием по DME или радиалом/пеленгом от соответствующим образом расположенного средства (см. п. 3.6.6 "Использование DME или радиала/пеленга пересечения").

3.5 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПО ОБРАТНОЙ СХЕМЕ

3.5.1 Общие положения

Обратные схемы используются для вывода воздушного судна на линию пути приближения промежуточного или конечного участка захода на посадку на желательной абсолютной высоте. Существует два типа обратных схем: стандартный разворот и разворот на посадочную прямую. В обоих случаях имеется линия пути удаления с последующим маневром разворота, с помощью которого направление полета меняется на обратное для выхода на линию пути приближения. Обратные схемы применяются в случаях, когда:

a) начальный этап захода на посадку начинается от средства (или от контрольной точки в случае стандартного разворота), которое расположено на аэродроме или вблизи него; или

b) требуется выполнить в IF разворот более чем на 70º при отсутствии радиала, пеленга, направления по радиолокатору, линии пути счисления или информации DME для облегчения разворота на линию пути промежуточного участка; или

c) требуется выполнить в IF разворот более чем на 120º (90º применительно к ILS, см. п. 1.2.2 "Выравнивание начального участка захода на посадку по направлению" главы 1 раздела 1 части II).

Относящиеся к каждой обратной схеме подробности приводятся далее.

3.5.2 Начальная точка

Начальной точкой при развороте на посадочную прямую является навигационное средство. Начальной точкой в случае стандартного разворота является навигационное средство или контрольная точка. Обратной схеме может предшествовать маневрирование в соответствующим образом расположенной типовой схеме ожидания.

3.5.3 Вход

Вход в обратную схему следует выполнять по линии пути в пределах ±30º от линии пути удаления обратной схемы (см. рис. I-4-3-4 и I-4-3-5). Если желательно выполнять вход по линиям пути, находящимся вне этих пределов, должно быть обеспечено соответствующим образом защищенное воздушное пространство, чтобы позволить пилоту выполнить маневр выхода на линию пути удаления. Это маневрирование выполняется в соответствии с правилами входа в соответствующим образом расположенную типовую схему ожидания, которую необходимо указывать на карте захода на посадку (см. рис. I-4-3-6).

3.5.4 Типы обратных схем

Типы разрешенных схем показаны на рис. I-4-3-7, и они характеризуются следующим образом:

3.5.4.1 *Стандартные развороты на 45/180º* начинаются в месте расположения средства или в контрольной точке и состоят из:

a) прямолинейного участка с наведением по линии пути; этот прямолинейный участок может ограничиваться временем полета, радиалом или расстоянием по DME (см. п. 3.5.5 "Время удаления" и п. 3.5.6 "Ограничение длины линий пути удаления");

b) разворота на 45º;

c) прямолинейного участка без наведения по линии пути. Этот прямолинейный участок ограничивается временем полета, которое составляет:

   1) 1 мин от начала разворота для воздушных судов категорий A, B и H;

   2) 1 мин и 15 с от начала разворота для воздушных судов категорий C, D и E;

d) разворота на 180º в противоположном направлении для выхода на линию пути приближения.

3.5.4.2 *Стандартный разворот на 80/260º* начинается в месте расположения средства или в контрольной точке и состоит из:

a) прямолинейного участка с наведением по линии пути; этот прямолинейный участок может ограничиваться временем полета, радиалом или расстоянием по DME (см. п. 3.5.5 "Время удаления" и п. 3.5.6 "Ограничение длины линий пути удаления");

b) разворота на 80º;

c) разворота на 260º в противоположном направлении для выхода на линию пути приближения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Стандартные развороты на 45/180º и 80/260º являются альтернативными, и поэтому зона защиты должна строиться для обеих схем, если только одна из них специально не исключена (см. п. 3.6.4).

3.5.4.3 *Разворот на посадочную прямую* состоит из указанной линии пути удаления, которая может быть ограничена временем, радиалом или расстоянием по DME (см. п. 3.5.5 "Время удаления" и п. 3.5.6 "Ограничение длины линий пути удаления"), с последующим разворотом для выхода на линию пути приближения. Расхождение между линиями пути удаления и приближения (φ) рассчитывается следующим образом:

a) для истинной воздушной скорости (TAS), меньшей или равной 315 км/ч (170 уз), $\varphi = 36/t$;

b) для истинной воздушной скорости (TAS), превышающей 315 км/ч (170 уз):

$\varphi = (0{,}116 \times TAS)/t$, где TAS в км/ч,

$\varphi = (0{,}215 \times TAS)/t$, где TAS в уз,

где t является временем в минутах, указанным для полета по линии пути удаления, а TAS соответствует максимальной приборной скорости (IAS), указанной для данной схемы.

3.5.4.4 *Линии пути удаления или отсчет времени для различных категорий воздушных судов.* Если для различных категорий воздушных судов предусмотрены различные линии пути удаления или отсчеты времени, публикуются отдельные схемы.

3.5.5 Время удаления

В соответствующих случаях время удаления указывается в обратной схеме. Обычно время полета следует указывать в пределах от 1 до 3 мин с увеличением через 1/2 мин. Оно может изменяться в зависимости от категорий воздушных судов (см. таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1 раздела 4), чтобы сократить общую длину защищенной зоны в тех случаях, когда размеры воздушного пространства критичны. Увеличение отсчета времени удаления сверх 3 мин необходимо рассматривать лишь в исключительных случаях.

3.5.6 Ограничение длины линий пути удаления

Длина линии пути удаления в обратной схеме может ограничиваться путем указания расстояния по DME или радиала/пеленга от соответствующим образом расположенного средства (см. п. 3.6.6 "Использование DME или радиала/пеленга пересечения).

3.6 ЗОНЫ СХЕМ "ИППОДРОМ" И ОБРАТНЫХ СХЕМ

3.6.1 Общие положения

Зоны, необходимые для обеспечения охарактеризованных в пп. 3.4 и 3.5 схем "ипподром" и обратных схем, основываются на использовании параметров зон, указанных далее в п. 3.6.2. Они могут использоваться на основе либо суммирования допусков, либо использования статистических методов.

3.6.2 Параметры зон

Параметрами, на которых основываются как схемы "ипподром", так и обратные схемы, являются следующие:

a) *абсолютная высота (h):* указанная абсолютная высота, для которой рассчитывается зона;

b) *температура:* международная стандартная атмосфера (МСА) для указанной абсолютной высоты плюс 15 ºС;

c) *приборная скорость (IAS):* наивысшая скоростная категория для схемы, применительно к которой рассчитывается данная зона (см. таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1 раздела 4);

d) *истинная скорость (TAS):* IAS в подпункте c), скорректированная по абсолютной высоте в подпункте a), и температуре в подпункте b);

e) *скорость ветра (w):* ветер с любого направления для указанной абсолютной высоты h:

w = (12h + 87) км/ч, где h выражается в тыс. м;

w = (2h + 47) уз, где h выражается в тыс. фут, *или*

при условии наличия надлежащих статистических данных может использоваться максимальный ветер с любого направления для вероятности 95 % (см. п. 1.3.6 "Скорость ветра" главы 1 раздела 4 части II);

f) *средний достигаемый угол крена:* 25º или угол крена, обеспечивающий угловую скорость 3º/с, в зависимости от того, что меньше.

Примечание. Если TAS больше 315 км/ч (170 уз), угол крена будет всегда 25º;

g) *зона допуска на контрольную точку:* в соответствии с типом средства или контрольной точки и типом входа;

h) *допуск на технику пилотирования*, включая следующие переменные (см. рис. I-4-3-8):

1) допуск на отсчет времени удаления ±10 с,

2) время реакции пилота от 0 до +6 с,

3) установление угла крена +5 с,

4) допуск на отклонение от курса ±5º.

3.6.3 Эксплуатационные допущения

Эксплуатационными допущениями в отношении критериев расчета схем "ипподром" и обратных схем, являются следующие:

a) *начало отсчета времени – схемы "ипподром":*

1) схемы "ипподром" с навигационным средством – отсчет времени удаления начинается на траверзе средства или при достижении соответствующего курса удаления, в зависимости от того, что наступает позже;

2) схема "ипподром" с использованием контрольной точки – соответствующий отсчет времени удаления начинается с момента выхода на курс удаления;

b) *корректировка линии пути удаления – схема "ипподром".* Линия пути удаления схемы "ипподром" всегда корректируется для исключения пересечения номинальной линии пути приближения до последнего разворота;

c) *поправка пилота на влияние ветра:*

1) для схем "ипподром" зоны следует рассчитывать и вычерчивать с учетом самой высокоскоростной для категории принимаемых воздушных судов. Хотя зона, определенная с учетом низкоскоростных

(т. е. 165 км/ч (90 уз)) воздушных судов при сильном ветре, в некоторых местах может оказаться больше, чем построенная таким образом зона, считается, что выполняемые пилотами таких воздушных судов обычные эксплуатационные корректировки обеспечат нахождение воздушных судов в пределах данной зоны;

2) для разворотов на посадочную прямую и стандартных разворотов следует проверить зону для скоростей 165 км/ч (90 уз).

3.6.4 Построение зоны

3.6.4.1 *Построение статистической зоны*

Если используются статистические методы объединения переменных величин с последующей экстраполяцией распределений для разработки зон, принимаемый для экстраполяции уровень вероятности должен соответствовать приемлемому уровню безопасности.

3.6.4.2 *Построение зоны путем суммирования допусков*

Для построения зон могут использоваться различные методы. Независимо от выбранного метода применяются критерии построения схем в п. 3.5 "Начальный участок захода на посадку по обратной схеме" и параметры зон, указанные в п. 3.6.2 "Параметры зон". Один из методов суммирования допусков – метод вычерчивания по шаблону (ТТТ) изложен в добавлении С.

Примечание. Для использования в условиях, когда воздушное пространство не является критическим, в добавлении С также приводится метод построения упрощенной прямоугольной зоны (основанный на зонах ТТТ).

3.6.5 Уменьшение зоны

При особых обстоятельствах зона может быть уменьшена. Методы уменьшения включают:

a) уменьшение максимальной скорости (скоростей), предусмотренной(ых) для данной схемы. В этом случае скорости составляют не менее минимального значения, указанного для начального этапа и данной категории воздушных судов (см. таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1 раздела 4). Если разрабатываемыми схемами вследствие скорости исключаются конкретные категории воздушных судов, это должно быть четко указано;

b) ограниченное использование схемы для конкретными категориями воздушных судов;

c) ограничение входа в схему конкретной(ыми) линией(ями) пути;

d) использование DME или радиала/пеленга для ограничения линии пути удаления (см. п. 3.6.6 "Использование DME или радиала/пеленга пересечения").

3.6.6 Использование DME или радиала/пеленга пересечения

Если для ограничения линии пути удаления используется расстояние по DME или радиал или пеленг пересечения, зона может ограничиваться путем соответствующих корректировок, описание которых содержится

в добавлении C, и в этом случае ограничительные расстояния или радиалы/пеленги должны обеспечивать достаточное время для заданного снижения. Расстояние по линии пути удаления, таким образом, ограничивается временем или выходом на ограничительное расстояние по DME или ограничительный радиал/пеленг в зависимости от того, что наступает раньше.

3.6.7 Дополнительные зоны

Дополнительные зоны добавляются к внешней границе всех зон, вычисленных с помощью критериев в п. 3.6.4 "Построение зоны". Ширина дополнительной зоны составляет 4,6 км (2,5 м. мили).

Примечание. Относительно возможного уменьшения ширины дополнительной зоны см. добавление B "Уменьшение ширины зоны прямолинейного начального участка захода на посадку после IAF и сопряжение зоны прямолинейного начального участка захода на посадку с зонами обратных схем".

3.7 СООТНОШЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОГО СНИЖЕНИЯ/НОМИНАЛЬНОГО ОТСЧЕТА ВРЕМЕНИ УДАЛЕНИЯ ДЛЯ СХЕМЫ "ИППОДРОМ" ИЛИ ОБРАТНОЙ СХЕМЫ

3.7.1 Общие положения

Поскольку фактическая длина линии пути будет различной, не представляется возможным указывать градиент снижения для схемы типа "ипподром" или обратной схемы. Вместо этого в таблице I-4-3-1 приведены максимальные снижения, которые могут указываться для линий пути удаления или приближения схемы в виде функции номинального времени удаления.

Примечание. Если предусматривается стандартный разворот на 45º, при вычислении максимального снижения по линии пути удаления номинальное время удаления может быть увеличено на 1 мин.

Пример. Обратная схема, 2,5 мин полета по линии удаления (воздушные суда категорий A и B):

a) максимальное снижение, которое должно указываться для линии пути удаления = 612 м (2010 фут);

b) максимальное снижение, которое должно указываться для линии пути приближения = 500 м (1638 фут).

3.7.2 Развороты

При расчете максимального снижения никакое снижение не предусматривается во время выполнения разворотов.

3.8 ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЕМ

Предписываемые минимальные абсолютные высоты либо для схемы типа "ипподром", либо для обратной схемы составляют не менее 300 м (984 фут) над всеми препятствиями в пределах соответствующей основной зоны начального участка захода на посадку. В дополнительных зонах минимальный запас высоты над препятствиями составляет 300 м (984 фут) у внутреннего края, линейно уменьшаясь до нуля у внешнего края. См. п. 1.6 "Запас высоты над препятствиями" главы 1.

Таблица I-4-3-1. Максимальное/минимальное снижение, которое должно указываться в обратной схеме или в схеме "ипподром"
(Применяется до 3 ноября 2021 года)

		*Максимальное**	*Минимальное**
Линия пути удаления	Кат. A/B	245 м/мин (804 фут/мин)	Не применяется
	Кат. C/D/E/H	365 м/мин (1197 фут/мин)	Не применяется
Линия пути приближения	Кат. A/B	200 м/мин (655 фут/мин)	120 м/мин (394 фут/мин)
	Кат. H	230 м/мин (755 фут/мин)	Не применяется
	Кат. C/D/E	305 м/мин (1000 фут/мин)	180 м/мин (590 фут/мин)

* *Максимальное/минимальное снижение в м (фут) за 1 мин номинального времени удаления. В отношении максимальных скоростей снижения на конечном участке захода на посадку см. п. 5.3 главы 5.*

Таблица *I-4-3-1*. Максимальное/минимальное снижение в обратной схеме или в схеме "ипподром"
(Применяется с 4 ноября 2021 года)

		*Максимальное**	*Минимальное**
Линия пути удаления	Кат. A/B	245 м/мин (804 фут/мин)	Не применяется
	Кат. C/D/E/H	365 м/мин (1197 фут/мин)	Не применяется
Линия пути приближения	Кат. A/B	200 м/мин (656 фут/мин)	120 м/мин (394 фут/мин)
	Кат. H	230 м/мин (755 фут/мин)	Не применяется
	Кат. C/D/E	305 м/мин (1000 фут/мин)	180 м/мин (591 фут/мин)

* *Максимальное/минимальное снижение в м (фут) за 1 мин номинального времени удаления. В отношении максимальных скоростей снижения на конечном участке захода на посадку см. п. 5.3 главы 5.*

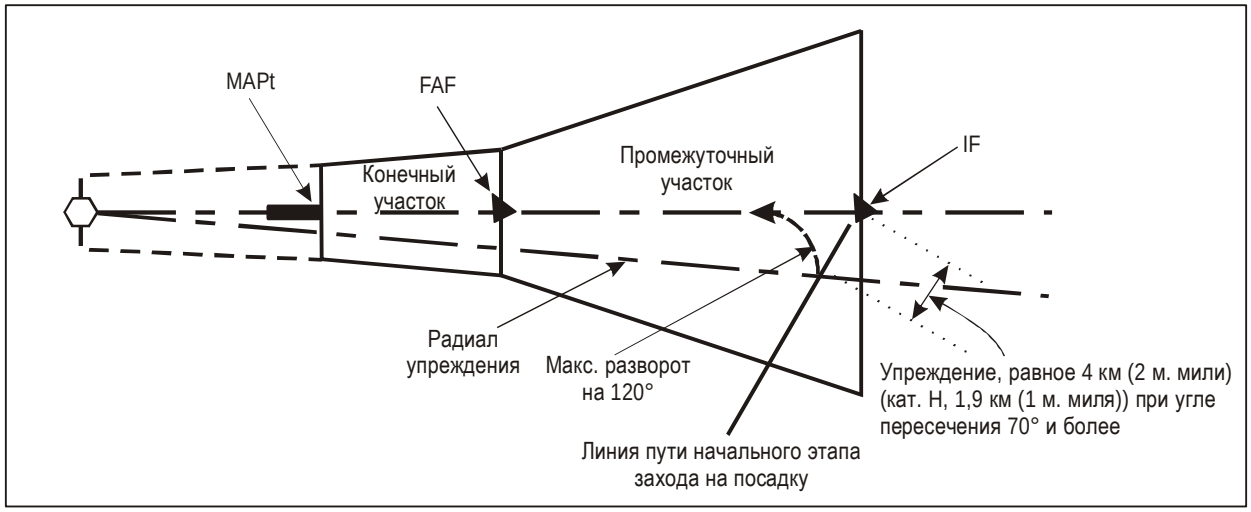


Рис. I-4-3-1. Радиал упреждения для разворотов более чем на 70°

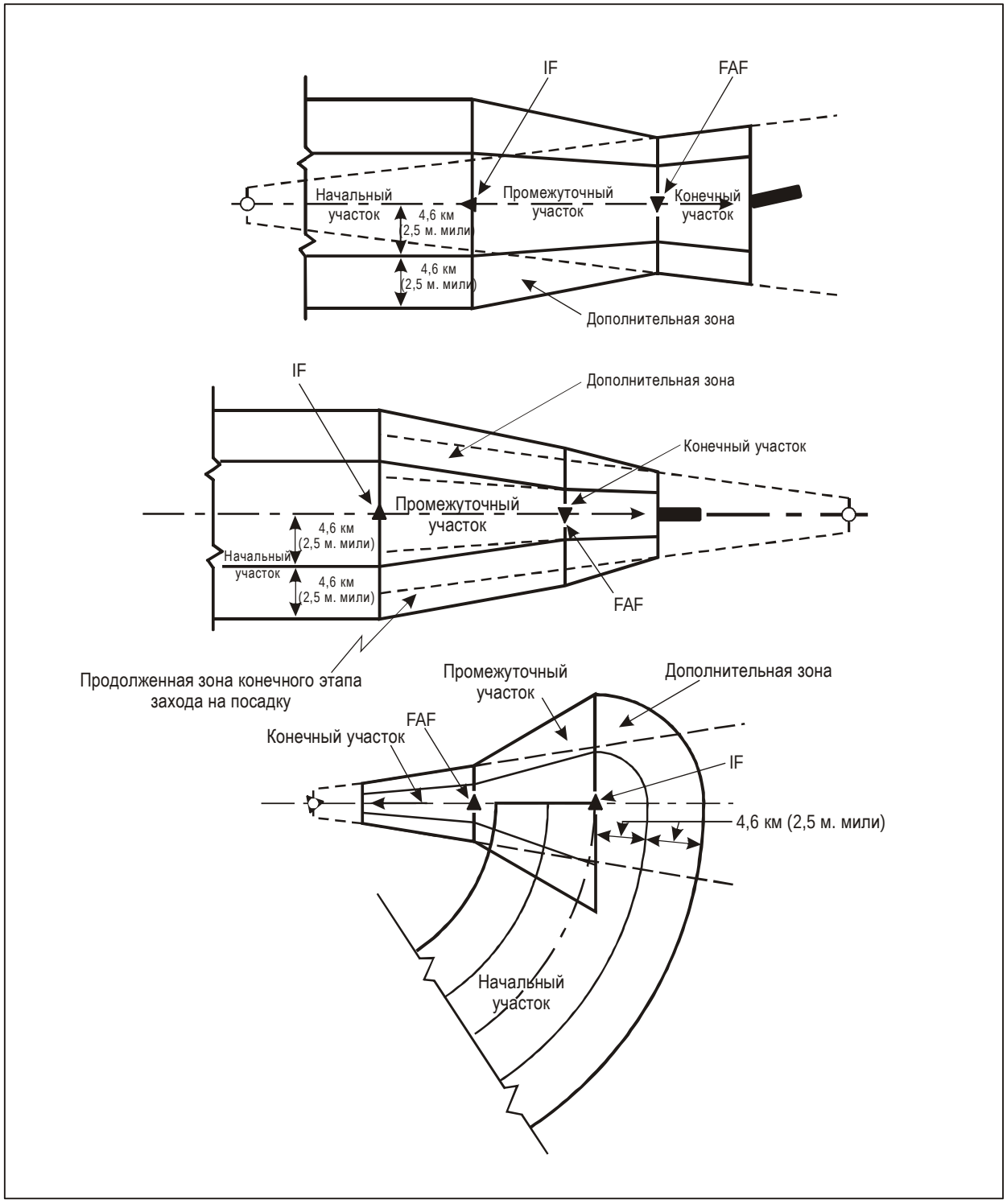


Рис. I-4-3-2. Типичные участки (вид сверху)

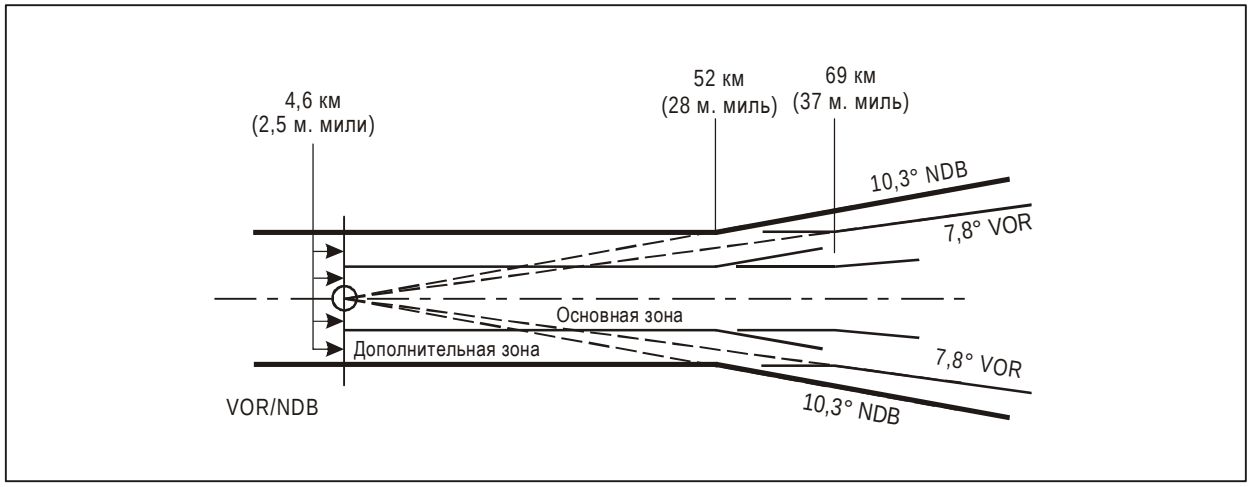


Рис. I-4-3-3. Зона начального этапа захода на посадку с прямолинейными линиями пути

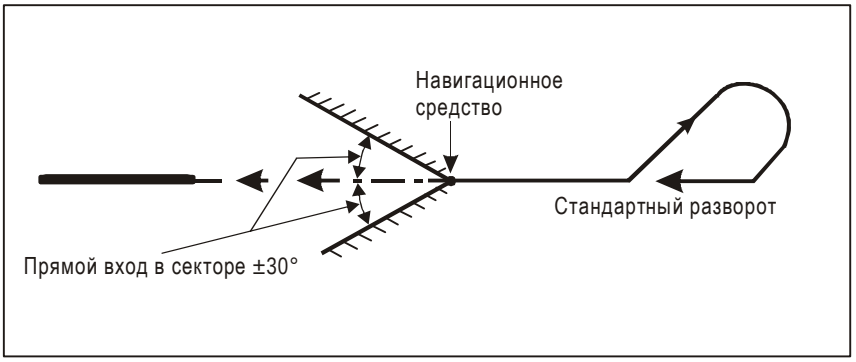


Рис. I-4-3-4. Вход в стандартный разворот

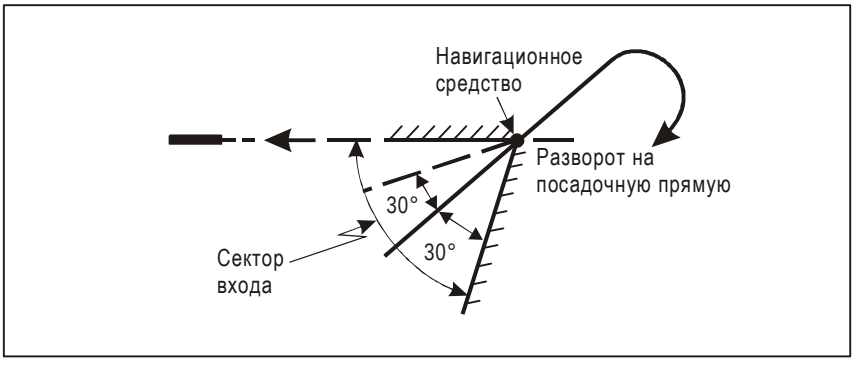


Рис. I-4-3-5. Вход в разворот на посадочную прямую

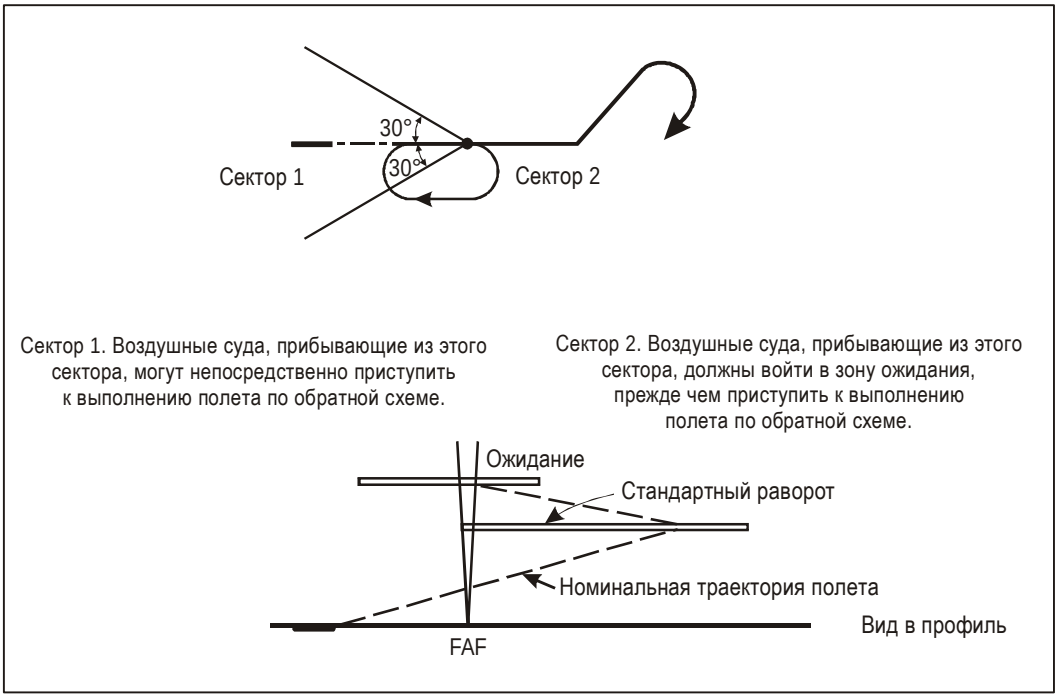


Рис. I-4-3-6. Пример прибытия с любого направления с использованием схемы ожидания совместно с обратной схемой

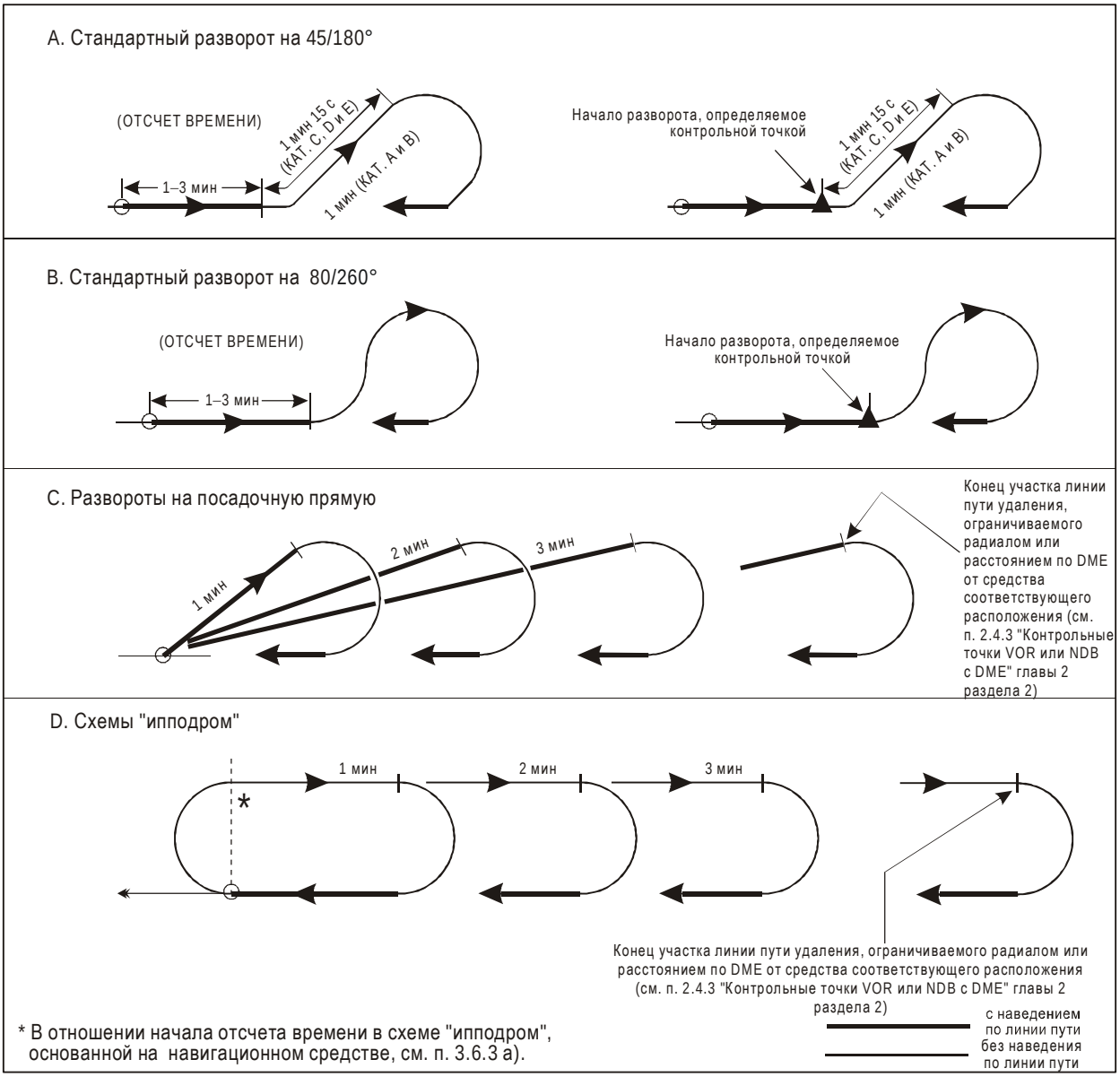
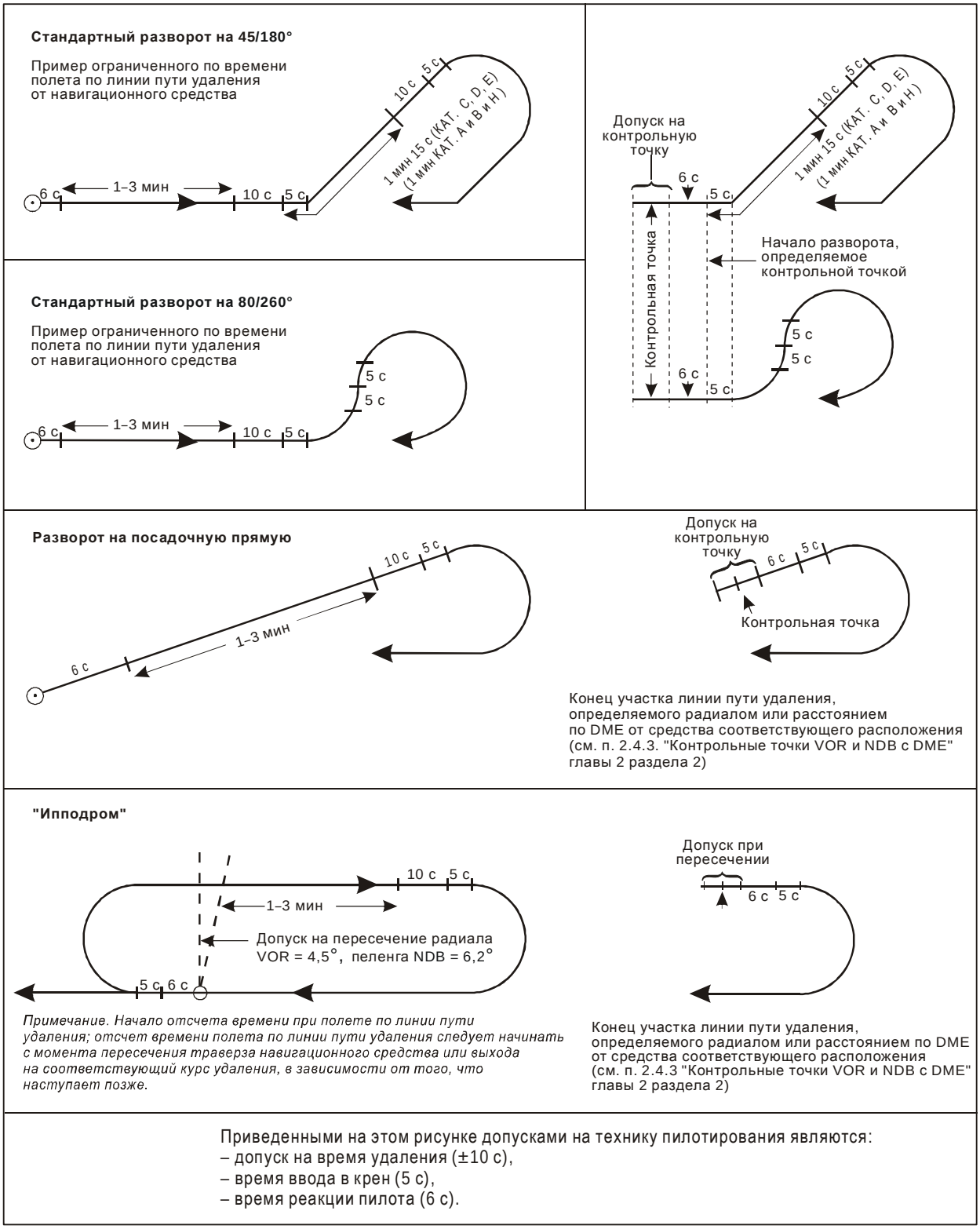


Рис. I-4-3-7. Типы обратных схем и схем "ипподром"



Примечание. Начало отсчета времени при полете по линии пути удаления; отсчет времени полета по линии пути удаления следует начинать с момента пересечения траверза навигационного средства или выхода на соответствующий курс удаления, в зависимости от того, что наступает позже.

Рис. I-4-3-8. Применение допусков на технику пилотирования

Добавление A к главе 3

НАЧАЛЬНЫЙ ЭТАП ЗАХОДА НА ПОСАДКУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЧИСЛЕНИЯ ПУТИ (DR)

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Цель

1.1.1 Схема счисления пути (DR) может использоваться для уменьшения угла разворота на линию пути конечного этапа захода на посадку в тех случаях, когда такой разворот может в противном случае привести к превышению пределов, установленных в п. 1.2.2 "Выравнивание начального участка захода на посадку по направлению" главы 1 раздела 1 части II. Ее основная цель заключается в том, чтобы:

a) сберечь время и воздушное пространство, не прибегая к обратному маневру;

b) предоставить пилотам удобную схему полета. В случае установления соответствующего выхода на линию пути DR вероятность перелета линии пути конечного этапа захода на посадку меньше, чем в случае большого разворота, начинаемого по радиалу упреждения;

c) обеспечить большую гибкость управления воздушным движением (УВД) путем расчета участков линии пути DR различной длины для двух диапазонов скоростей. Это позволит в интересах обоих воздушных судов направить медленно летящее воздушное судно, за которым следует воздушное судно с большей скоростью, на более короткую линию пути.

1.1.2 Можно рассчитать несколько линий пути DR в соответствии с критериями, указанными в данном добавлении. Это позволяет службам УВД использовать различные варианты линии пути начального этапа для наблюдаемых по радиолокатору воздушных судов, назначая воздушному судну номер линии пути. При необходимости радиолокационного наведения эта линия пути будет служить для УВД ориентиром (на индикаторе радиолокатора), указывающим наиболее подходящий путь следования от IAF к FAP.

1.2 Необходимые навигационные средства

Для данного типа схемы требуются два VOR или VOR/DME для определения контрольной точки, от которой начинается линия пути DR. На конечном и промежуточном этапах захода на посадку наведение по линии пути может обеспечиваться VOR, NDB или курсовым радиомаяком (КРМ). Поскольку данная схема предназначена для использования в крупных аэропортах, она иллюстрируется для случая системы посадки по приборам (ILS). В тех случаях, когда какой-либо отрезок участка DR между номинальным положением начальной точки и линией курса курсового радиомаяка располагается за пределами зоны действия курсового радиомаяка, необходимо приводное средство вблизи линии пути конечного этапа захода на посадку (например, в аэропорту).

Примечание. При неточном заходе на посадку зоны строятся в соответствии с типом средства, обеспечивающего наведение на конечном этапе захода на посадку.

2. ПАРАМЕТРЫ

2.1 Скорость воздушного судна

– *Воздушные суда категории A и B*: приборная скорость (IAS) от 165 до 335 км/ч (от 90 до 180 уз).

– *Воздушные суда категорий C, D и E*: IAS от 335 до 465 км/ч (от 180 до 250 уз).

Соответствующая истинная скорость (TAS) рассчитывается с учетом следующих факторов:

a) *температура*: международная стандартная атмосфера (МСА) + 15 °C;

b) *абсолютная высота*: 1500 м (5000 фут) и 3000 м (10 000 фут).

2.2 Скорость ветра

Используется ветер с любого направления. Скорость ветра (w) в км/ч (уз) определяется по формуле:

w = (12 h + 87) км/ч, где h в тыс. м,

w = (2 h + 47) уз, где h в тыс. фут.

Однако для прямолинейного отрезка участка счисления пути учитывается ветер с любого направления со скоростью 56 км/ч (30 уз). Этим предполагается, что пилоту сообщается скорость ветра на аэродроме, и он имеет возможность оценить скорость ветра в пределах 56 км/ч (30 уз) на предыдущем участке, длина которого указывается в картах захода на посадку.

2.3 Допуски на технику пилотирования

a) *Угол крена*. Равен 25° или углу, соответствующему скорости разворота 3°/с, в зависимости от того, что меньше;

b) *Допуски*:

1) время реакции пилота: от 0 до +6 с;

2) время ввода в крен: +5 с;

3) допуск на отклонение от курса: ±5°.

2.4 Допуски на контрольную точку

Допуски устанавливаются с учетом точности используемого средства:

a) VOR как средство обеспечения наведения по линии пути: ±5,2°;

b) VOR как средство пересечения: ±4,5°;

c) отсчет расстояния по DME: 0,46 км (0,25 м. мили) + 1,25 % от расстояния до антенны.

2.5 Таблица основных значений

См. таблицу I-4-3-Доб A-1.

3. ПОСТРОЕНИЕ ЛИНИИ ПУТИ

3.1 Общие положения

3.1.1 *Типы схем*. Следует различать два типа схем полета:

a) схемы типа U (см. рис. I-4-3-Доб A-1), в которых разворот, предшествующий участку счисления пути, и разворот, выводящий на линию пути конечного этапа захода на посадку осуществляются в одном направлении;

b) так называемые схемы типа S (см. рис. I-4-3-Доб A-2), в соответствии с которыми эти развороты осуществляются в противоположных направлениях.

3.1.2 *Компоненты схем*. Эти две схемы полета могут подразделяться на следующие части:

a) *Первый отрезок начального этапа захода на посадку*. Эта линия пути определяется радиалом VOR. С целью ограничения зоны допуска, связанной с точкой начала разворота, предшествующего участку счисления пути, длина этой линии пути не должна превышать 56 км (30 м. миль).

b) *Участок счисления пути*

1) *Ориентация*. Во всех случаях угол между линией пути DR и траекторией конечного этапа захода на посадку составляет 45°.

2) *Длина*. Максимальная длина составляет 19 км (10 м. миль). Минимальная длина рассчитывается таким образом, чтобы воздушное судно при самом неблагоприятном ветре могло завершить разворот, предшествующий участку счисления пути, прежде чем начать разворот на линию пути конечного этапа захода на посадку. Минимальная длина зависит от типа схемы.

c) *Промежуточный участок захода на посадку*. Промежуточный участок захода на посадку начинается в точке пересечения линии пути DR с линией пути промежуточного этапа захода на посадку. В этой точке требуется наличие промежуточной контрольной точки. Минимальная длина промежуточного участка захода на посадку зависит от скорости и абсолютной высоты (см. таблицу I-4-3-Доб A-3). Минимальная длина этого участка рассчитывается таким образом, чтобы воздушное судно, приближающееся под углом 45° (при отсутствии какой-либо индикации о начале разворота выхода, кроме информации от ILS) могло выйти на линию пути промежуточного этапа захода на посадку и стабилизироваться на ней даже при самых неблагоприятных условиях.

3.2 Характеристики схем типа S

3.2.1 Данный тип схемы налагает меньше ограничений, чем предыдущая схема (см. рис. I-4-3-Доб A-2).

3.2.2 *Точка начала разворота на линию пути DR*. Точка начала разворота определяется контрольной точкой, допуск на которую не превышает ±3,7 км (±2,0 м. мили).

3.2.3 *Минимальная длина участка DR*. Минимальной длиной участка счисления пути, которую необходимо принять, является одно из двух следующих значений:

a) точка начала разворота, определяемая пересечением радиалов VOR: 9 км (5 м. миль);

b) точка начала разворота, определяемая по индикации VOR/DME 7 км (4 м. мили).

Данные значения являются достаточными при условии, что длина первого отрезка не превышает 19 км (10 м. миль); в противном случае их следует увеличивать на 15 % расстояния свыше 19 км (10 м. миль). **Пример**: точка начала разворота определяется пересечением радиалов VOR; при длине первого отрезка 37 км (20 м. миль) длина участка DR составляет не менее 10,5 км, или 6,5 м. мили.

3.3 Характеристики схемы типа U

3.3.1 *Положение начальной контрольной точки захода на посадку (IAF)*. IAF может представлять собой средство (VOR или VOR/DME) или контрольную точку, от которой обеспечивается наведение по линии пути. Эта контрольная точка или средство располагаются вне сектора, находящегося между траекторией конечного этапа захода на посадку и прямой линией L (см. рис. I-4-3-Доб A-1). Линия L определяется следующим образом:

a) проводится линия D из FAP и углом Ψ к траектории конечного этапа захода на посадку. Длина D изменяется в зависимости от типа средства. Длины для каждого типа показаны в таблице I-4-3-Доб A-3;

b) в конце линии D проводится линия L, перпендикулярная к линии D.

3.3.1.1 Значения Ψ определяется следующим образом:

a) берется угол между участком счисления пути и осью ILS (45°);

b) добавляется наибольший угол между первым отрезком начального участка и участком счисления пути:

   1) 45° + 120° = 165° для VOR/DME и

   2) 45° + 105° = 150° для VOR/VOR;

c) из 180° вычитается сумма, полученная на этапах 1 и 2. Это дает величину наименьшего угла между первым участком начального участка и обратным направлением по оси ILS:

   1) 180° – 165° = 15° для VOR/DME и

   2) 180° – 150° = 30° для VOR/VOR;

d) из 90° вычитается величина, полученная в c) для определения направления перпендикуляра:

   1) 90° – 15° = 75° для VOR/DME и

   2) 90° – 30° = 60° для VOR/VOR;

e) вычитается буферная величина 5°, применяемая к допуску на пилотирование, что дает следующие величины:

   1) 70° для VOR/DME и

   2) 55° для VOR/VOR.

3.3.2 *Ограничение угла разворота, предшествующего участку счисления пут*

a) *Точка начала разворота, определяемая пересечением радиалов VOR*. Угол между первым отрезком начального этапа захода на посадку и участком счисления пути не должен превышать 105°. Угол пересечения радиалов VOR должен быть не менее 45° (см. рис. I-4-3-Доб А-1).

b) *Точка начала разворота, определяемая контрольной точкой VOR/DME*. В данном случае угол разворота не должен превышать 120°.

Примечание. Если приводное средство, расположенное на линии пути конечного этапа захода на посадку вблизи FAP, позволяет пилоту контролировать ход предшествующего участку DR разворота, условия, указанные в п. 3.3.1 "Положение начальной контрольной точки захода на посадку (IAF)" и п. 3.3.2 "Ограничение угла разворота, предшествующего участку счисления пути" могут быть снижены.

3.3.3 *Минимальная длина участка счисления пути*

Минимальная длина участка счисления пути зависит от следующих параметров:

a) скорости воздушного судна,

b) угла разворота,

c) определения точки начала разворота,

d) абсолютной высоты и

e) длины первого отрезка начального этапа захода на посадку.

Длины участков, соответствующие выбранным углам разворота, показаны в таблицах I-4-3-Доб А-4 – I-4-3-Доб А-7. Для промежуточных значений может применяться линейная интерполяция.

Примечание. Все приведенные в таблице значения являются достаточными при условии, что длина первого отрезка не превышает 19 км (10 м. миль); в противном случае их следует увеличивать на 10 % расстояния сверх 19 км (10 м. миль). Пример: таблица I-4-3-Доб А-7, угол разворота: ≤ 45°. Если длина первого отрезка составляет 22 км (12 м. миль), минимальными длинами участка DR становятся 6,3 и 9,3 км, или 3,7 и 5,2 м. мили.

4. ЗОНЫ

4.1 Зоны схем типа U *(см. рис. I-4-3-Доб А-3 и I-4-3-Доб А-4)*

4.1.1 *Зона первого отрезка начального этапа захода на посадку.* Зона устанавливается в соответствии с критериями п. 3.3.3 "Зона" главы 3 части I.

4.1.2 Зона разворота и участка счисления пути.

a) *Внутренний край, основная зона*. Точка А соединяется с точкой В.

1) Точка A расположена на поверхности X OAS со стороны участка DR на траверзе FAP, со стороны участка DR.

2) Точка B располагается на первом отрезке начального этапа захода на посадку на расстоянии D до номинальной точки начала разворота, где:

   D = 4,6 км (2,5 м. мили) в случае, когда она определяется пересечением радиалов VOR;

   D = 1,9 км (1,0 м. мили) в случае, когда она определяется по индикации VOR/DME.

b) *Внутренний край, дополнительная зона*. С внутренней стороны разворота дополнительная зона для первого отрезка начального этапа захода на посадку заканчивается на этой прямой линии.

c) *Внешний край, основная зона*. Он определяется:

1) дугой окружности с центром в точке начала разворота, радиус R которой зависит от скорости воздушного судна и абсолютной высоты. В таблицах I-4-3-Доб A-8 и I-4-3-Доб A-9 даны значения радиуса R;

2) прямой линией, касательной к дуге окружности, которая отклоняется от линии пути участка счисления пути под углом θ, в зависимости от скорости, где

   θ = 22° для IAS 165/335 км/ч (90/180 уз),

   θ = 14° для IAS 335/465 км/ч (180/250 уз);

3) прямой линией из точки A в точку C, которая отклоняется от линии пути промежуточного этапа захода на посадку, где:

   точка A располагается на поверхности X OAS на траверзе точки конечного этапа захода на посадку (FAP);

   точка C находится на траверзе промежуточной контрольной точки захода на посадку (IF);

4) прямой линией, начинающейся из точки C, параллельной линии пути промежуточного этапа захода на посадку.

d) *Внешний край, дополнительная зона*. Дополнительная зона располагается вне разворота, предшествующего участку счисления пути. Она простирается до внешних пределов определенной выше защитной зоны.

4.2 Зоны схем типа S *(см. рис. I-4-3-Доб A-5 и I-4-3-Доб A-6)*

a) *Зона первого отрезка начального этапа захода на посадку*. См. п. 3.3.3 "Зона" главы 3 раздела 4 части I.

b) *Зона разворота и участка счисления пути.*

1) *Внешний край*. Он образуется прямой линией, соединяющей точку A с точкой S. Точка A располагается на поверхности X OAS на траверзе FAP; точка S распложена на внешнем краю зоны начального этапа захода на посадку на траверзе точки начала разворота.

2) *Внутренний край.*

i) Вначале точка B' размещается на первом отрезке на расстоянии от точки начала разворота, равном:

1,9 км (1,0 м. мили), если точка начала разворота определяется по VOR/DME;

3,7 км (2,0 м. мили), если точка начала разворота определяется пересечением VOR.

ii) Обозначается точка B на траверзе точки B' на расстоянии 9,3 км (5,0 м. мили).

iii) Из точки B проводится прямая линия, отклоняющаяся в сторону от линии пути DR на угол 22° (допуск на отклонение от курса плюс максимальный угол сноса для самой низкоскоростной категории воздушных судов).

iv) На поверхности X OAS размещается точка A' на траверзе FAF.

v) Из точки A' проводится прямая линия, отклоняющаяся от линией пути промежуточного этапа захода на посадку угол 15° и заканчивающаяся в точке C, расположенной на траверзе IF.

vi) Из точки C проводится прямая линия параллельно линии пути промежуточного этапа захода на посадку.

Таблица I-4-3-Доб A-1. Основные величины

IAS км/ч (уз)		*165 (90)*	*335 (180)*		*465 (250)*	
TAS на высоте 1500 м (5000 фут)	км/ч (уз)	185 (100)	370 (199)		510 (276)	
TAS на высоте 3000 м (10 000 фут)	км/ч (уз)			400 (216)		555 (299)
Радиус разворота	км (м. мили)	1,05 (0,57)	2,30 (1,24)	2,70 (1,46)	4,42 (2,39)	5,18 (2,80)
Угол крена		17°	25°	25°	25°	25°
Угловая скорость разворота (°/с)		3	2,55	2,35	1,84	1,70
Максимальный снос при скорости ветра 56 км/ч (30 уз)		17°	9°	8°	6°	6°
Допуск на отклонение от курса + максимальный угол сноса		22°	14°	13°	11°	11°
11 с полета при (TAS + W)	км (м. мили)	0,89 (0,48)	1,35 (0,78)	1,61 (0,87)	1,89 (1,02)	2,07 (1,12)

Таблица I-4-3-Доб A-2. Длина промежуточного участка захода на посадку

	IAS *км/ч (уз)*	
Абсолютная высота	*165/335* *(90/180)*	*335/465* *(180/250)*
1500 м (5000 фут)	11 км (6 м. миль)	17 км (9 м. миль)
3000 м (10 000 фут)	12 км (6,5 м. мили)	20 км (11 м. миль)
Примечание. Для промежуточных значений абсолютных высот может применяться линейная интерполяция.		

Таблица I-4-3-Доб A-3. Длины линии D для типов средств и скорости

Средство	Ψ	**D для IAS < 335 км/ч (180 уз)**	**D для IAS < 465 км/ч (250 уз)**
VOR/VOR	55°	16 км (8,5 м. мили)	23 км (12,5 м. мили)
VOR/DME	70°	12 км (6,5 м. мили)	18 км (9,5 м. мили)

Таблица I-4-3-Доб A-4. Минимальная длина участка DR
Точка начала разворота, определяемая пересечением радиалов VOR, абсолютная высота: 1500 м (5000 фут)

	Угол разворота			
IAS *км/ч (уз)*	*≤45°*	*60°*	*90°*	*105°*
165/335 км/ч (90/180 уз)	10 км (5,5 м. мили)	11 км (6 м. миль)	12 км (6,5 м. мили)	12 км (6,5 м. мили)
335/465 км/ч (180/250 уз)	13 км (7 м. миль)	14 км (7,5 м. мили)	15 км (8 м. миль)	16 км (8,5 м. мили)

Таблица I-4-3-Доб A-5. Минимальная длина участка DR
Точка начала разворота, определяемая пересечением радиалов VOR, абсолютная высота: 3000 м (10 000 фут)

	Угол разворота			
IAS *км/ч (уз)*	*≤45°*	*60°*	*90°*	*105°*
165/335 км/ч (90/180 уз)	11 км (6 м. миль)	12 км (6,5 м. мили)	13 км (7 м. миль)	14 км (7,5 м. мили)
335/465 км/ч (180/250 уз)	15 км (8 м. миль)	16 км (8,5 м. мили)	18 км (9,5 м. мили)	19 км (10 м. миль)

Таблица I-4-3-Доб A-6. Минимальная длина участка DR
Точка начала разворота, определяемая контрольной точкой VOR/DME, абсолютная высота: 1500 м (5000 фут)

	Угол разворота			
IAS *км/ч (уз)*	*≤45°*	*60°*	*90°*	*105°*
165/335 км/ч (90/180 уз)	6 км (3,5 м. мили)	8 км (4,5 м. мили)	9 км (5 м. миль)	10 км (5,5 м. мили)
335/465 км/ч (180/250 уз)	9 км (5 м. миль)	11 км (6 м. миль)	13 км (7 м. миль)	15 км (8 м. миль)

Таблица I-4-3-Доб A-7. Минимальная длина участка DR
Точка начала разворота, определяемая контрольной точкой VOR/DME, абсолютная высота: 3000 м (10 000 фут)

	Угол разворота			
IAS *км/ч (уз)*	*≤45°*	*60°*	*90°*	*105°*
165/335 км/ч (90/180 уз)	6 км (3,5 м. мили)	9 км (5 м. миль)	11 км (6 м. миль)	12 км (6,5 м. мили)
335/465 км/ч (180/250 уз)	9 км (5 м. миль)	11 км (6 м. миль)	15 км (8 м. миль)	18 км (9,5 м. мили)

Примечание. Все значения, указанные в таблицах, являются достаточными при условии, что длина первого участка не превышает 19 км (10 м. миль). В противном случае данные значения должны увеличиваться на 10 % расстояния свыше 19 км (10 м. миль). Пример: угол разворота ≤ 45° в таблице *I-4-3-Доб A-7. Если первый отрезок равен 22 км (12 м. миль), минимальные значения длины участка DR равны 6,3 и 9,3 км, или 3,7 и 5,2 м. мили.*

Таблица I-4-3-Доб A-8. Значения R, если точка начала разворота определяется пересечением радиалов VOR

	Абсолютная высота	
IAS км/ч (уз)	*1500 м (5000 фут)*	*3000 м (10 000 фут)*
165/335 км/ч (90/180 уз)	10,2 км (5,5 м. мили)	11,1 км (6 м. миль)
335/465 км/ч (180/250 уз)	12,0 км (6,5 м. мили)	13,9 км (7,5 м. мили)

Таблица I-4-3-Доб A-9. Значения R, если точка начала разворота определяется VOR/DME

	Абсолютная высота	
IAS км/ч (уз)	*1500 м (5000 фут)*	*3000 м (10 000 фут)*
165/335 км/ч (90/180 уз)	9,3 км (5,0 м. мили)	9,3 км (5,0 м. мили)
335/465 км/ч (180/250 уз)	10,2 км (5,5 м. мили)	12,0 км (6,5 м. мили)

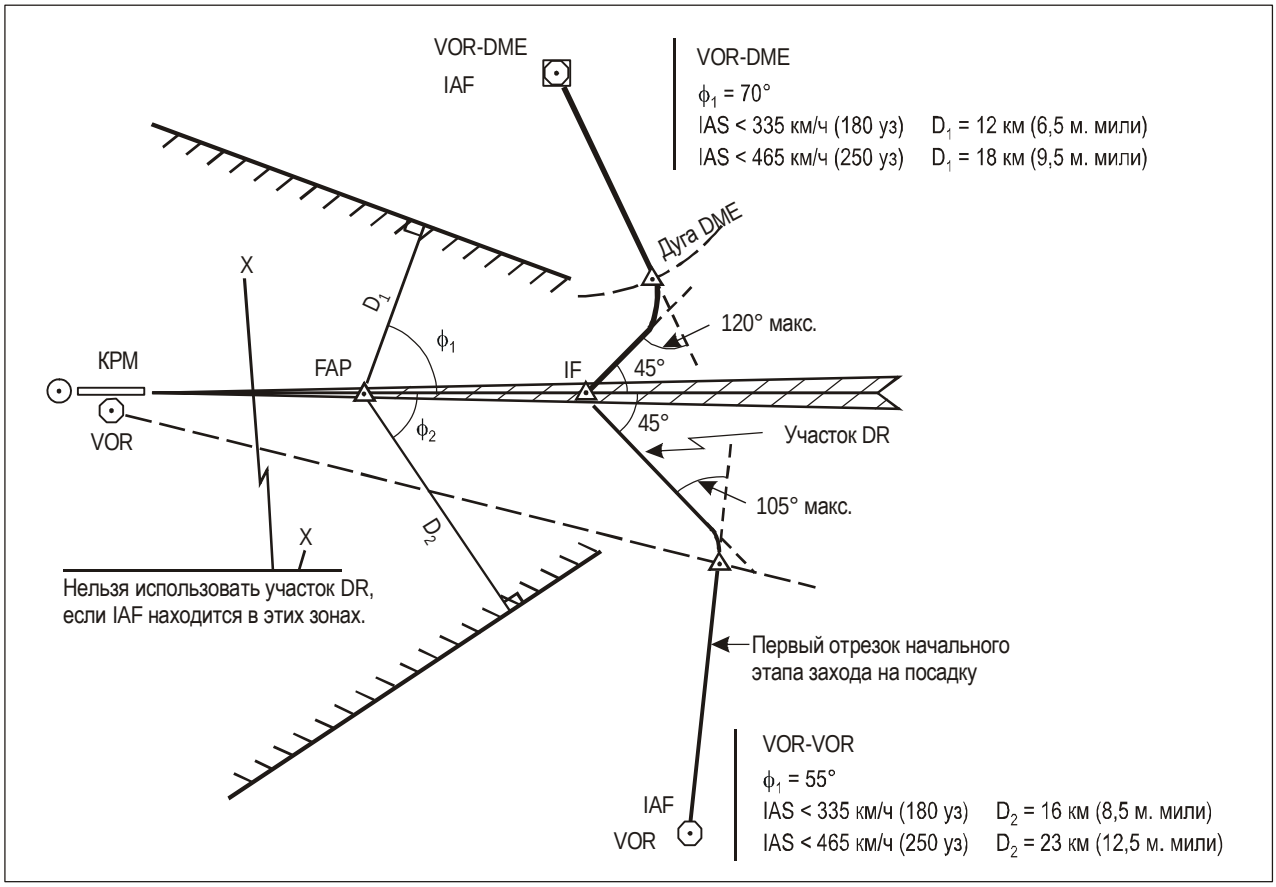


Рис. I-4-3-Доб A-1. Условия расположения IAF в схеме типа U

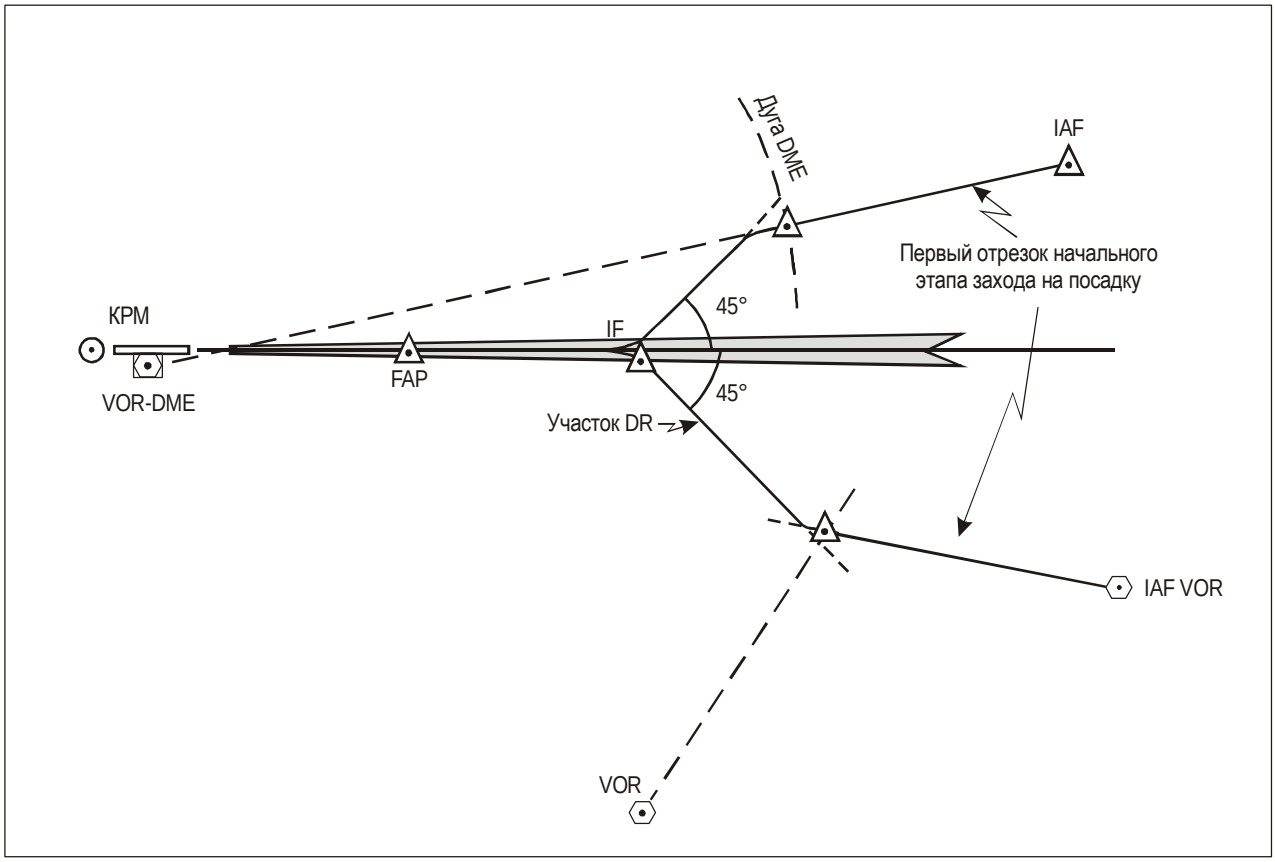
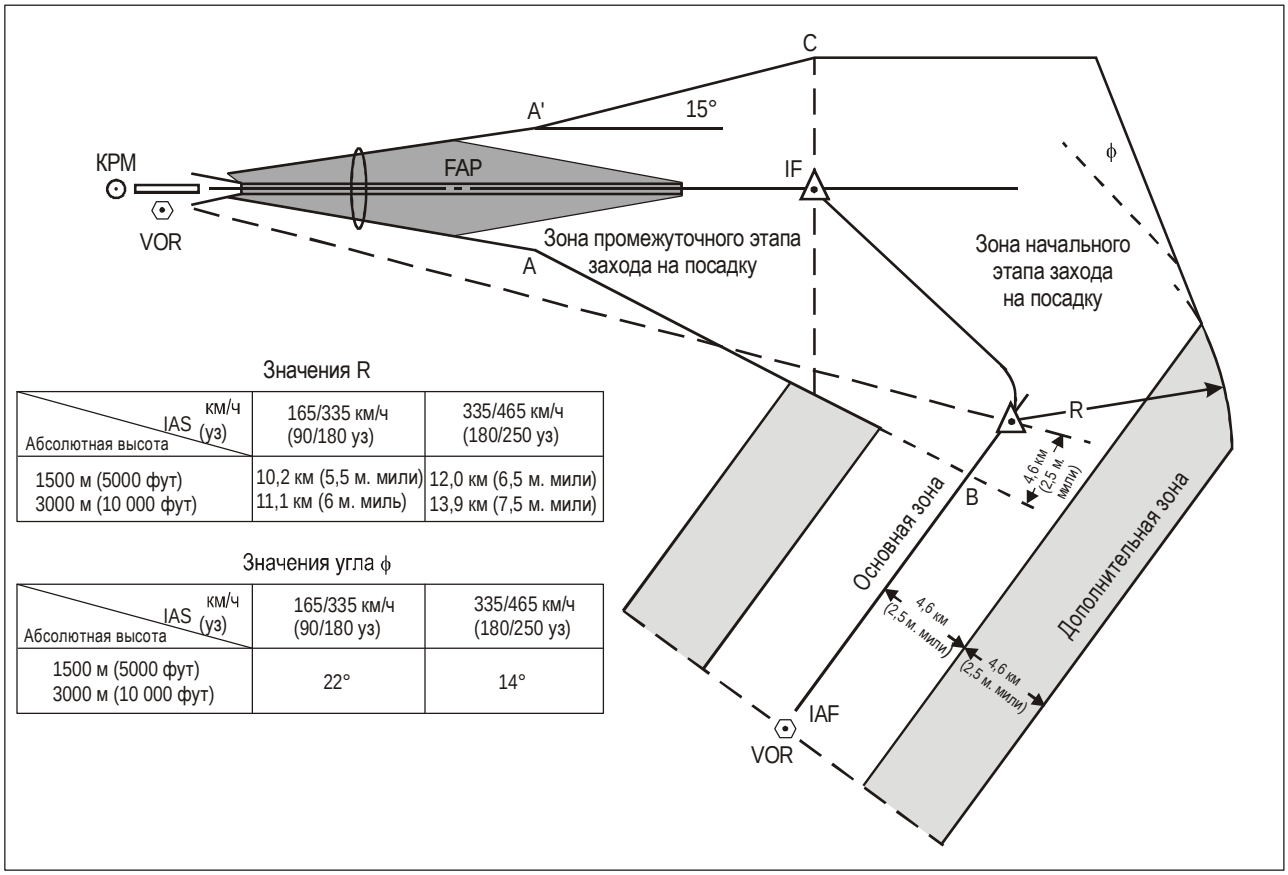


Рис. I-4-3-Доб А-2. Схема типа S



Значения R

IAS км/ч (уз) / Абсолютная высота	165/335 км/ч (90/180 уз)	335/465 км/ч (180/250 уз)
1500 м (5000 фут) 3000 м (10 000 фут)	10,2 км (5,5 м. мили) 11,1 км (6 м. миль)	12,0 км (6,5 м. мили) 13,9 км (7,5 м. мили)

Значения угла ϕ

IAS км/ч (уз) / Абсолютная высота	165/335 км/ч (90/180 уз)	335/465 км/ч (180/250 уз)
1500 м (5000 фут) 3000 м (10 000 фут)	22°	14°

Рис. I-4-3-Доб A-3. Построение зон защиты в схеме типа U VOR/VOR

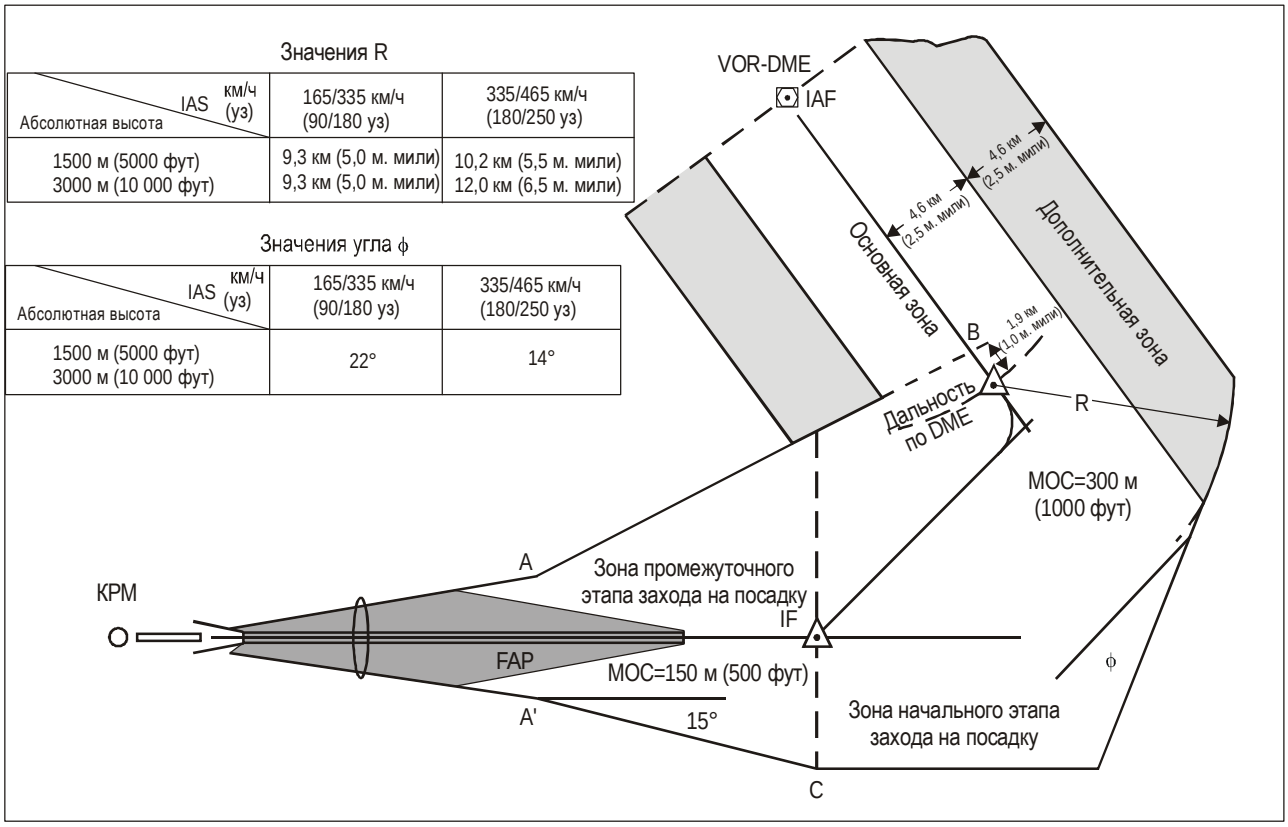


Рис. I-4-3-Доб A-4. Построение зон защиты в схеме типа U VOR/DME

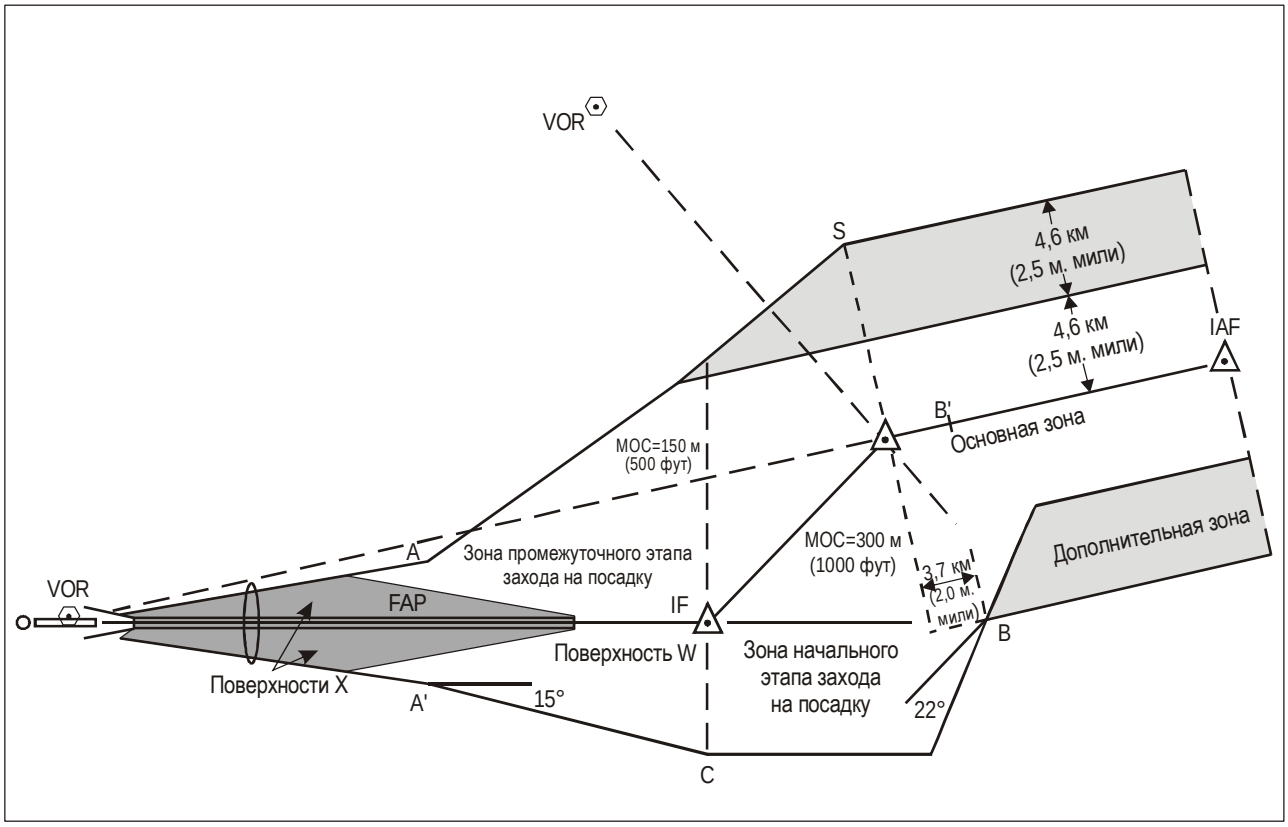


Рис. I-4-3-Доб A-5. Построение зон защиты в схеме типа S VOR/VOR

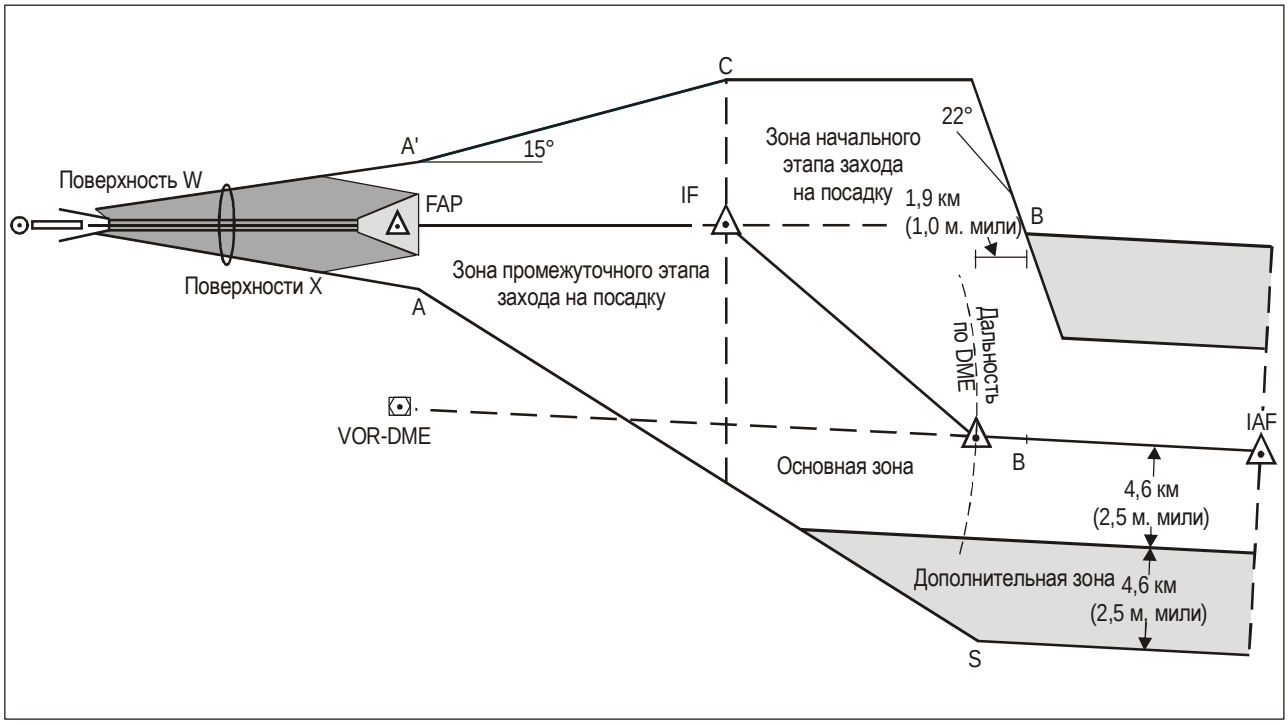


Рис. I-4-3-Доб A-6. Построение зон защиты зон в схеме типа S VOR/DME

Добавление B к главе 3

УМЕНЬШЕНИЕ ШИРИНЫ ЗОНЫ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО НАЧАЛЬНОГО УЧАСТКА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПОСЛЕ IAF И СОПРЯЖЕНИЕ ЗОНЫ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО НАЧАЛЬНОГО УЧАСТКА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ С ЗОНАМИ ОБРАТНЫХ СХЕМ

(См. п. 3.3.2 главы 3)

1. УМЕНЬШЕНИЕ ШИРИНЫ ЗОНЫ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО НАЧАЛЬНОГО УЧАСТКА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПОСЛЕ IAF

1.1 Общие положения

В тех случаях, когда начальный этап захода на посадку включает прямолинейный участок, заканчивающийся в промежуточной контрольной точке (IF), определяемой VOR, NDB или точкой пути RNAV, его ширина в IF уменьшается от ширины, соответствующей полету по маршруту до:

a) ±3,7 км (2,0 м. мили) в месте расположения VOR,

b) ±4,6 км (2,5 м. мили) в месте расположения NDB или

c) расчетной ширины зоны в точки пути RNAV.

1.2 Обоснование

Предоставляемое наведение считается достаточным. Радиус зоны действия конуса составляет:

a) 3,7 км (2,0 м. мили) для VOR на 3000 м (10 000 фут) и

b) 4,6 км (2,5 м. мили) для NDB на 5500 м (18 000 фут).

Ширина зоны в месте расположения IF для случая использования RNAV может быть получена расчетом. Предполагается, что допуск на технику пилотирования уменьшается после прохождения воздушным судном IAF.

1.3 Случай VOR

1.3.1 *IAF находится на расстоянии более 40,5 км (21,9 м. мили) от VOR.* Ширина зоны с каждой стороны номинальной линии пути линейно уменьшается с 9,3 км (5,0 м. мили) до 3,7 км (2,0 м. мили), начиная с расстояния 40,5 км (21,9 м. мили) от VOR до места расположения VOR, внешняя граница зоны сходится под углом 7,8° относительно номинальной линии пути (рис. I-4-3-Доб B-1).

1.3.2 *IAF находится на расстоянии менее 40,5 км (21,9 м. мили) от VOR.* Ширина зоны с каждой стороны номинальной линии пути линейно уменьшается с 9,3 км (5,0 м. мили) в IAF до 3,7 км (2,0 м. мили) в месте расположения VOR (рис. I-4-3-Доб B-2).

1.4 Случай NDB

1.4.1 *IAF находится на расстоянии более 25,5 км (13,8 м. мили) от NDB.* Ширина зоны с каждой стороны номинальной линии пути линейно уменьшается с 9,3 км (5,0 м. мили) до 4,6 км (2,5 м. мили), начиная с расстояния 25,5 км (13,8 м. мили) от NDB до места расположения NDB, внешняя граница зоны сходится под углом 10,3° относительно номинальной линии пути (рис. I-4-3-Доб B-3).

1.4.2 *IAF находится на расстоянии менее 25,5 км (13,8 м. мили) от NDB.* Ширина зоны с каждой стороны номинальной линии пути линейно уменьшается с 9,3 км (5,0 м. мили) в IAF до 4,6 км (2,5 м. мили) в месте расположения NDB (рис. I-4-3-Доб B-4).

2. ЗАЩИТА РАЗВОРОТА В IF

В тех случаях, когда указывается разворот в IF, превышающий 10°, промежуточную зону захода на посадку следует расширить с внешней стороны разворота с помощью метода, указанного в п. 6.4.6.3.3 главы 6, основанного на угле крена 25° (или угле, обеспечивающем скорость разворота 3°/с, в зависимости от того, что меньше) и максимальной начальной скорости для категории воздушного судна. Пример такой дополненной зоны для защиты разворота приведен на рис. I-4-3-Доб B-5.

3. СОПРЯЖЕНИЕ ЗОНЫ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО НАЧАЛЬНОГО УЧАСТКА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И ЗОН ОБРАТНЫХ СХЕМ

Ширина дополнительной зоны обратной схемы составляет:

a) 1,9 км (1,0 м. мили), если она основана на VOR; и

b) 2,3 км (1,25 м. мили), если она основана на NDB.

Соответствующие зоны связаны, как показано на рис. I-4-3-Доб B-6.

Примечание. На рис. I-4-3-Доб B-6 средством VOR обозначена точка разворота на начальном участке захода на посадку. Промежуточный участок захода на посадку начинается только после завершения разворота, предусмотренного обратной схемой.

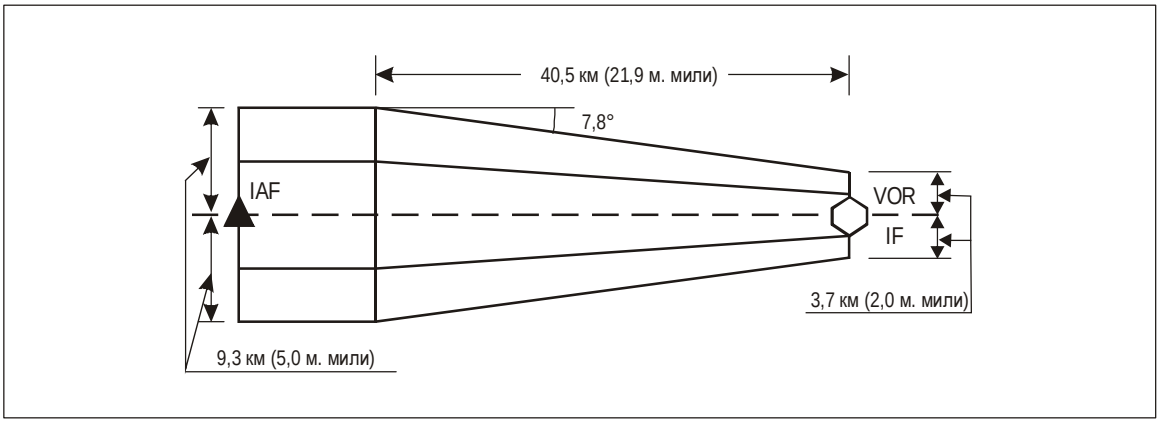


Рис. I-4-3-Доб B-1. Случай, когда IAF находится на расстоянии более 40, 5 км (21,9 м. мили) от VOR

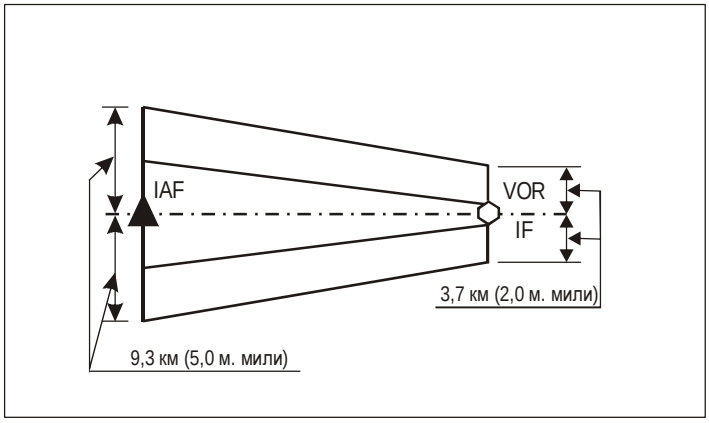


Рис. I-4-3-Доб B-2. Случай, когда IAF находится на расстоянии менее или равном 40,5 км (21,9 м. мили) от VOR

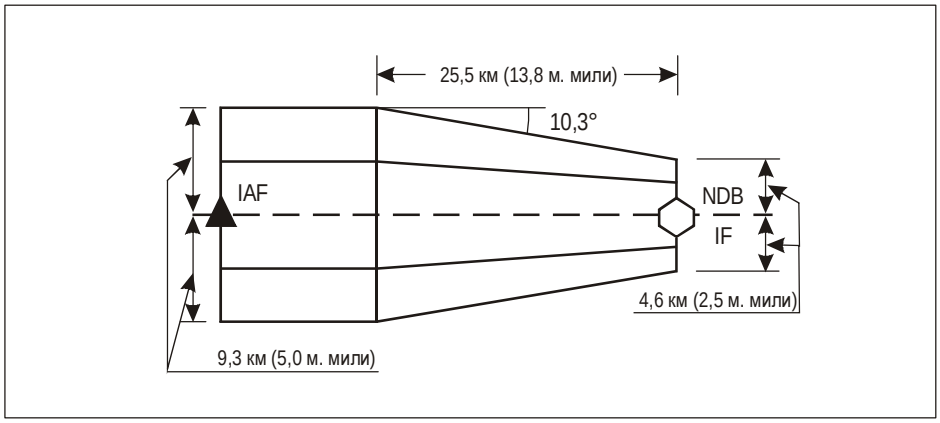


Рис. I-4-3-Доб B-3. Случай, когда IAF находится на расстоянии более 25,5 км (13,8 м. мили) от NDB

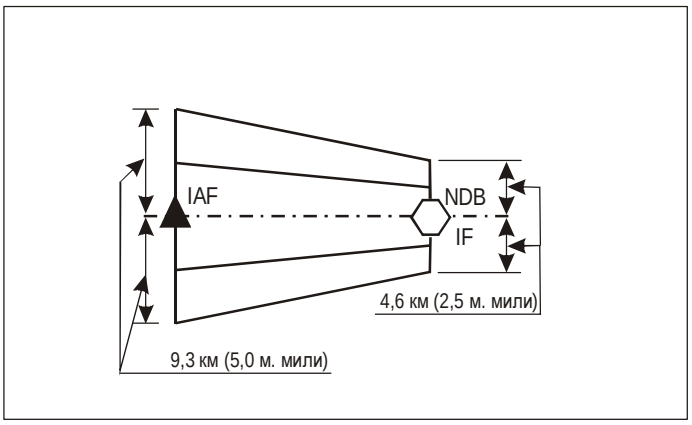


Рис. I-4-3-Доб B-4. Случай, когда IAF находится на расстоянии менее или равном 25,5 км (13,8 м. мили) от NDB

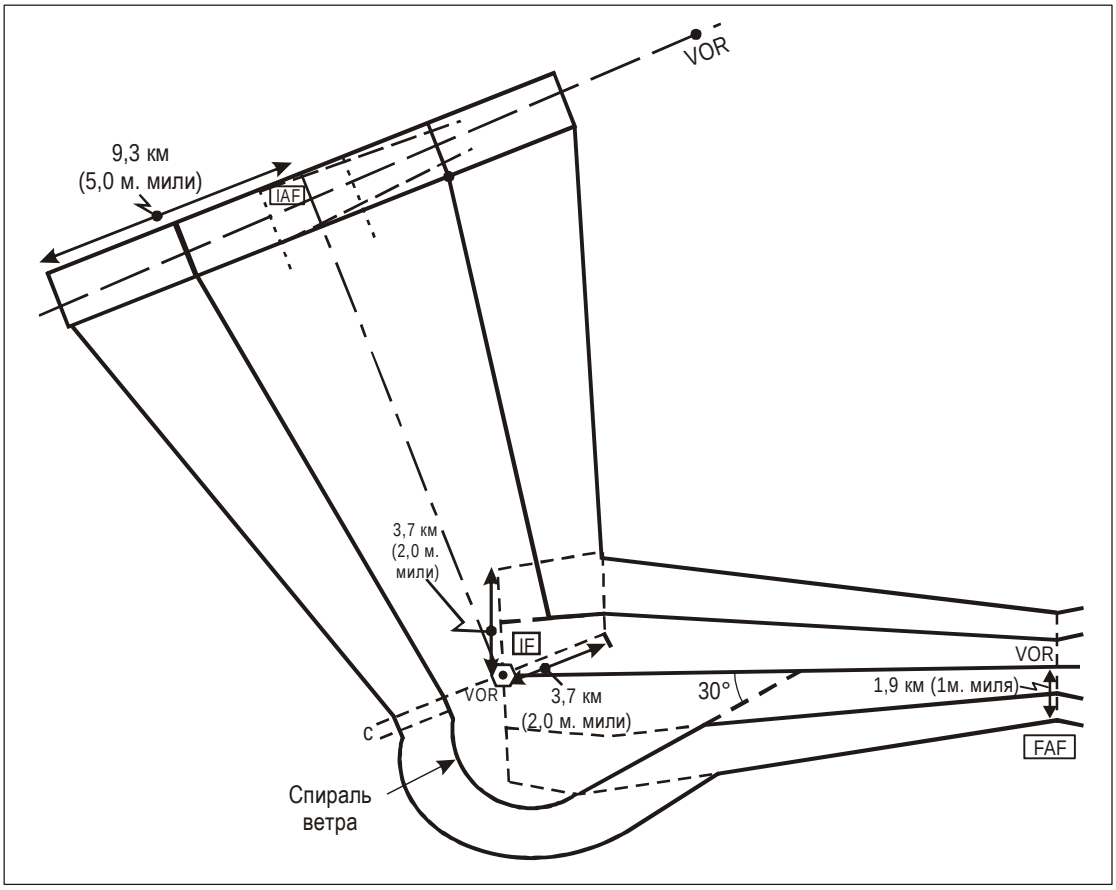


Рис. I-4-3-Доб B-5. Уменьшение ширины зоны: начальный участок стыкуется с промежуточным участком при развороте

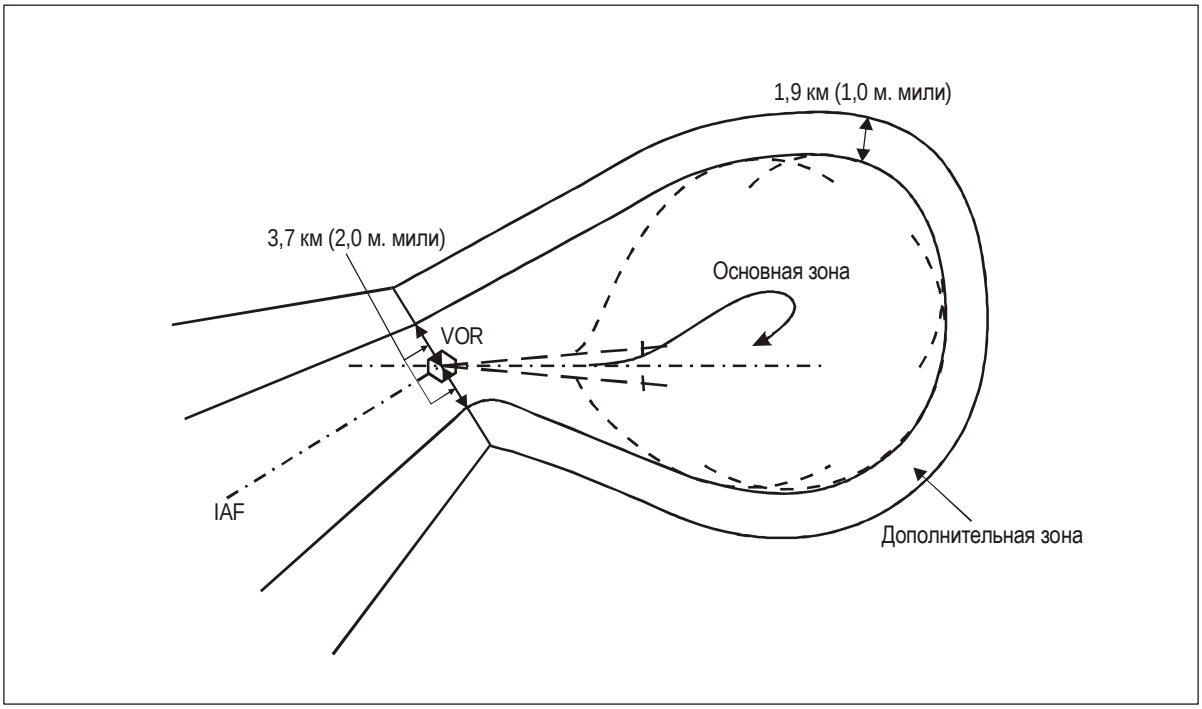


Рис. I-4-3-Доб B-6. Сопряжение основной и дополнительных зон начального участка захода на посадку и обратной схемы (пример с VOR)

— — — — — — — —

Добавление C к главе 3

ПОСТРОЕНИЕ ЗОН ЗАПАСА ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ ДЛЯ ОБРАТНЫХ СХЕМ И СХЕМ ОЖИДАНИЯ

1. ВВЕДЕНИЕ

Построение зон запаса высоты над препятствиями для обратных схем (глава 3 раздела 4 части I) основывается на непосредственном применении нормирующих величины допусков критериев главы 2 раздела 2 части I. Методика их применения может относиться либо к методам суммирования допусков, либо к статистическим методам.

2. ПОСТРОЕНИЕ ЗОНЫ СТАТИСТИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ

Если для объединения переменных величин используются статистические методы с последующей экстраполяцией распределений для получения зон, принимаемый для экстраполяции уровень вероятности должен соответствовать приемлемому уровню безопасности.

3. ПОСТРОЕНИЕ ЗОНЫ МЕТОДОМ СУММИРОВАНИЯ ДОПУСКОВ

Для построения зон могут использоваться различные методы. Независимо от используемого метода применяются критерии и параметры, приведенные в п. 3.5 главы 7 раздела 3 части III. В настоящем добавлении рассматривается метод вычерчивания по шаблону (ТТТ).

3.1 Зона защиты разворота на посадочную прямую

3.1.1 *Общие положения*

Основная зона разворота на посадочную прямую может быть изображена с использованием метода построения шаблона, указанного в п. 3.1.2 настоящего добавления, для соответствующих отсчета времени, скорости и абсолютной высоты. Этот шаблон учитывает все факторы, которые могут вызвать отклонение воздушного судна от номинальной линии пути, допуски на навигационные средства, допуски на технику пилотирования и влияние ветра, представляя таким образом основную зону разворота на посадочную прямую.

3.1.2 *Построение шаблона разворота на посадочную прямую*
(См. таблицу I-4-3-Доб C-1 и диаграмму I-4-3-Доб C-1)

3.1.2.1 Проводится линия, представляющая ось схемы, и обозначается точка "a" в контрольной точке, проводится номинальная линия пути удаления и изображается разворот в сторону приближения:

– *угол между линией пути удаления и осью схемы:* θ (таблица I-4-3-Доб C-1, строка 10);

– *длина линии пути удаления*: L (таблица I-4-3-Доб C-1, строка 13);

– *радиус разворота:* r (таблица I-4-3-Доб C,-1 строка 5).

3.1.2.2 *Защита линии пути удаления*. Из точки "a" проводятся две линии под углом 5,2° для VOR и 6,9° для NDB с каждой стороны номинальной линии пути удаления. На каждой линии размещаются точки bl, b2, b3 и b4 (таблица I-4-3-Доб C-1, строки 14 и 15). Эти точки определяют зону начала разворота в сторону приближения.

3.1.2.3 *Защита разворота в сторону приближения*

3.1.2.3.1 Из центра в c2 на расстоянии r от b2 на перпендикуляре к номинальной линии пути удаления из точки b2 проводится дуга радиусом r. Точки d и e располагаются через 50 и 100° разворота после b2. Аналогичным образом проводится дуга из b4 и размещается точка f через 100° разворота после b4, проводится дуга из b3 и размещаются точки i и j через 190 и 235° разворота после b3.

3.1.2.3.2 *Влияние ветра*

a) Влияние ветра рассчитывается для каждой точки разворота путем умножения E – влияние ветра во время разворота на 1° – на число градусов разворота;

b) проводятся дуги радиусами W_d, W_e, W_f , W_i и W_j (таблица I-4-3-Доб C-1, строки с 16 по 19) из центров в точках d, e, f, i и j. Дуга с центром в точке f называется дугой f;

c) проводится касательная к дуге с центром в e (или f для более консервативного варианта) под углом d (таблица I-4-3-Доб C-1, строка 20) к перпендикуляру к линии пути приближения и ставится точка к на пересечении с линией пути приближения. Проводится дуга радиусом r из центра в C5 на расстоянии r от k на номинальной линии пути приближения из точки k. Точки g и h расставляются через 50 и 100° разворота после k;

d) проводятся дуги радиусами W_g и W_h (таблица I-4-3-Доб C-1, строки 16 и 17) из центров в точках g и h.

3.1.2.4 *Нанесение защитной зоны разворота на посадочную прямую*. Контур зоны защиты состоит из:

a) огибающих дуг с центрами в "d" и "e";

b) огибающей дуг с центрами в "g" и "h";

c) огибающих дуг с центрами в "i" и "j";

d) касательной к спирали a), проходящей через "a";

e) касательной к спиралям, a) и b) или касательной к спирали, a) и дуге f, участку дуги f и касательной к дуге f и b);

f) касательной к спиралям b) и c);

g) касательной к спирали c), проходящей через "a".

Примечание. Если точка, а лежит внутри спирали с), время полета по линии пути удаления должно быть увеличено.

3.1.2.5 *Защита входа*

3.1.2.5.1 *Вход по прямолинейному участку (см. п. 3.2.5)*

3.1.2.5.2 *Вход по схеме ожидания или схеме "ипподром" (см. диаграмму I-4-3-Доб С-2)*

3.1.2.5.2.1 Пусть "ø" обозначает угол между линией пути приближения схемы зоны ожидания или схемы "ипподром" и линией пути удаления разворота на посадочную прямую. Из точки а проводится линия Е, образующая угол α между этой линией и номинальной линией пути удаления, и на основе этой линии наносится зона допуска на контрольную точку, как указано в п. 3.3.2.2.4.4 в отношении VOR и п. 3.3.2.2.4.5 в отношении NDB.

3.1.2.5.2.2 Проводится линия Е' параллельно линии Е через точку V_3 (соответственно через точку N_3 и размещается точка *l* (таблица I-4-3-Доб С-1, строка 21). Проводится дуга в 100º радиусом r, касающаяся линии Е' в точке *l* и на ней определяются точки m и n, соответствующие углам разворота на 50 и 100º от точки *l*. Проводятся дуги с центрами в точках *l*, m и n и радиусами соответственно W_l, W_m и W_n (таблица I-4-3-Доб С-1, строки 22, 23 и 24).

3.1.2.5.2.3 Из точки V_3 (соответственно из точки N_3 проводится спираль, огибающая дуги с центрами в точках *l*, m и n и касающаяся их.

3.1.2.5.2.4 Проводится общая касательная к построенной выше огибающей входа и зоне защиты разворота на посадочную прямую.

3.1.3 *Дополнительная зона*

Проводится граница дополнительной зоны на расстоянии 4,6 км (2,5 м. мили) от контура основной зоны.

Примечание. В отношении возможного уменьшения ширины дополнительной зоны см. добавление В к главе 3.

3.2 Зона защиты стандартного разворота

3.2.1 *Общие положения*

Построение зоны защиты стандартного разворота осуществляется в два этапа.

a) На первом этапе строится шаблон стандартного разворота (см. п. 3.2.2 или п. 3.2.3) для соответствующей скорости и абсолютной высоты. Этот шаблон учитывает все факторы, которые могут вызвать отклонение воздушного судна от номинальной линии пути, за исключением тех, которые определяют зону допуска на начало линии пути удаления.

b) На втором этапе наносится зона защиты стандартного разворота путем перемещения точки "а" шаблона вокруг зоны допуска на начало разворота в сторону удаления, как изложено в п. 3.2.4 настоящего добавления.

3.2.2 *Построение шаблона стандартного разворота 45–180º*
(См. таблицу I-4-3-Доб C-2 и диаграмму I-4-3-Доб C-3)

3.2.2.1 *Номинальная линия пути.* Проводится линия, представляющая ось схемы, и на ней обозначаются точки "a" и "b" (таблица I-4-3-Доб C-2, строка 10). Наносится номинальный разворот 45º в сторону удаления с началом в точке "b" и с окончанием в точке "c". Между "c" и "d" наносится номинальная линия пути удаления, а из "d" – номинальный разворот на 180º в сторону приближения:

– *радиус разворотов:* r (таблица I-4-3-Доб C-2, строка 5);

– *длина линии пути удаления:* cd (таблица I-4-3-Доб C-2, строка 11).

3.2.2.2 *Влияние допусков на технику пилотирования*

a) Из точки "c" проводятся две линии под углом 5º с каждой стороны номинальной линии пути удаления.

b) На этих линиях обозначаются точки "d1" , "d"2, "d3" и "d4" (таблица I-4-3-Доб C-2, строки 12 и 13).

c) С центром в "e2" на расстоянии r от "d2" на перпендикуляре к номинальной линии пути удаления (линия, проходящая через d2 и d4) наносится разворот в сторону приближения радиусом r с началом в "d2". Точки "f" и "g" расставляются через 50 и 100º разворота от "d2". С центрами в "e3" и "e4" проводятся соответствующие дуги с началом в "d3" и "d4". Точки "h", "i" и "j" расставляются через 100, 150 и 200º от "d4" и точки "k" и "l" – через 200 и 250º разворота от "d3".

3.2.2.3 *Влияние ветра*

a) Влияние ветра рассчитывается для каждой точки путем умножения скорости ветра w на время полета из точки "a".

b) Из точек "c", "d2", "f", "g", "h", "i", "j", "k" и "l" проведите дуги радиусами W_c, W_{d2}, W_f, W_g, W_h, W_i, W_j, W_k и W_l (таблица I-4-3-Доб C-2, строки 14 – 21).

3.2.2.4 *Построение контура шаблона.* Контур шаблона состоит из:

a) касательной, проходящей через "a" в дуге с центром в "c";

b) общей касательной к дугам с центрами в "c" и "d2";

c) огибающей спирали с центрами в "d2", "f" и "g";

d) огибающей спирали с центрами в "h", "i" и "j";

e) огибающей спирали с центрами в "k" и "l";

f) общей касательной к спиралям c) и d);

g) общей касательной к спиралям d) и e);

h) касательной к спирали e), проходящей через точку "a".

3.2.3 *Построение шаблона стандартного разворота 80–260º*
(См. таблицу I-4-3-Доб C-3 и диаграмму I-4-3-Доб C-4)

3.2.3.1 *Номинальная линия пути.* Проводится линия, представляющая ось схемы, и на ней обозначаются точки "a" и "b" (таблица I-4-3-Доб C-3, строка 10). С центром в "c" на расстоянии r (таблица I-4-3-Доб C-3, строка 5) от "b" на перпендикуляре к оси схемы, проходящей через "b", наносится номинальный разворот 80º в сторону удаления и размещается точка "d" в конце этого разворота. Из "d" проводится касательная к номинальному развороту в сторону удаления и на этой касательной размещается точка "e" (таблица I-4-3-Доб C-3, строка 11). Из центра в "f" наносится номинальный разворот на 260º в сторону приближения с радиусом r и с началом в "e".

3.2.3.2 *Влияние допусков на технику пилотирования*

a) На номинальном развороте в сторону удаления расставляются точки "d1" и "d2" через 75 и 85º разворота из "b".

b) Из "d1" и "d2" проводятся касательные к развороту в сторону удаления и на этих касательных расставляются точки "e1" и "e2" (таблица I-4-3-Доб C-3, строка 11).

c) Из точки "f2" на расстоянии r от " e2" на перпендикуляре к d2e2 наносится разворот в сторону приближения с началом в "e2". Через 45, 90, 135 и 180º разворота из "e2" расставляются точки "g", "h", "i" и "j".

d) Наносится разворот в сторону приближения с центром в "f1" и началом в точке "e1" и расставляются точки "k", "l" и "m" через 180, 225 и 270º разворота из "e1".

3.2.3.3 *Влияние ветра*

a) Влияние ветра рассчитывается для каждой точки путем умножения скорости ветра w на время полета из точки "a" начала разворота.

b) Из точек "e2", "g", "h", "i", "j", "k", "l" и "m" проводятся дуги радиусами W_{e2}, W_g, W_h, W_i, W_j, W_k и W_l (таблица I-4-3-Доб C-3, строки 12–19).

3.2.3.4 *Построение контура шаблона*. Контур шаблона состоит из:

a) огибающей спирали дуг с центрами в "e2", "g", "h", "i" и "j";

b) огибающей спирали дуг с центрами в"k", "l" и "m";

c) общей касательной к спиралям, a) и b);

d) касательной к спирали a), проходящей через "a";

e) касательной к спирали b), проходящей через "a".

3.2.4 *Нанесение зоны защиты стандартного разворота*
(См. диаграмму I-4-3-Доб C-5)

3.2.4.1 *Зона допуска на начало разворота в сторону удаления*

3.2.4.1.1 От средства – точка 0 – проводится радиал схемы и его две защитные линии. Эти линии составляют с каждой стороны радиала угол 6,9º, если средством является NDB, 5,2º, если средством является VOR, или 2,4º, если средством является курсовой радиомаяк.

3.2.4.1.2 В номинальной точке начала разворота в сторону удаления размещается точка A.

3.2.4.1.3 В соответствии с типом средства в 0, а также в зависимости от обстоятельств в A или 0, для точки A наносится зона допуска A1, A2, A3 и A4, как показано на рис. с I-4-3-Доб C-1 по I-4-3-Доб C-5.

Примечание. В приведенных ниже формулах используются следующие единицы.

	Единицы системы СИ	*Единицы, не относящиеся к системе СИ*
t	*с*	*с*
v и w'	*км/с*	*м. мили/с*
Расстояния	*км*	*м. мили*

Значения v, w' и h приводятся в таблице I-4-3-Доб C-1 (соответственно строки 3, 8 и 6). D представляет собой указанное расстояние по DME, выраженное в км (м. милях), а d1 –допуск на отсчет по DME.

$$d1 = 0{,}46 \text{ км } (0{,}25 \text{ м. мили}) + 0{,}0125\ D.$$

3.2.4.2 *Основная зона*

a) Точка "a" шаблона совмещается с точкой "A1" (ось схемы шаблона параллельна линии пути приближения) и проводится кривая "1" (часть контура шаблона).

b) Таким же путем точка "a" шаблона совмещается последовательно с точками "A2", "A3" и "A4" и проводятся кривые "2", "3" и "4".

c) Проводятся общие касательные к кривым "1" и "2", "2" и "4", "3" и "4" и касательная из "0" к кривой "1" и из "0" к кривой "3".

3.2.4.3 *Дополнительная зона*. На расстоянии 4,6 км (2,5 м. мили) от границы основной зоны проводится граница дополнительной зоны.

3.2.5 *Сопряжение зоны начального участка и зон стандартного разворота и разворота на посадочную прямую*

3.2.5.1 *Общие положения*. Основная зона начального участка, границы которой удалены на 4,6 км (2,5 м. мили) от номинальной линии пути, объединяется с основной зоной схемы разворота, описание которой приведено выше в п. 3.1.2 (разворот на посадочную прямую) и в п. 3.2.4 (стандартный разворот). Дополнительные зоны этих двух этапов схемы объединяются так, чтобы выдерживалась постоянная ширина 4,6 км (2,5 м. мили).

3.2.5.2 *Построение внешней границы дополнительной зоны (см. рис. I-4-3-Доб C-6 и I-4-3-Доб C-7).* С одной стороны траектории начального участка внешние границы двух дополнительных зон будут пересекаться. С другой стороны траектории начального участка внешняя граница дополнительной зоны состоит из дуги круга 9,2 км (5 м. миль) с центром в месте расположения средства и касательной к этому кругу и внешней границе дополнительной зоны разворота.

3.2.5.3 *Построение границы основной зоны*. Граница основной зоны вычерчивается на расстоянии 4,6 км (2,5 м. мили) от внешней границы дополнительной зоны.

3.3 Зона защиты схемы "ипподром" и схемы ожидания

3.3.1 *Общие положения*

Примечание. Методы, описание которых приводится в настоящем пункте, относятся к схемам полета с правыми разворотами. Для схем полета с левыми разворотами соответствующие зоны располагаются симметрично по отношению к линии пути приближения.

3.3.1.1 Зона защиты схемы "ипподром" состоит из основной зоны и дополнительной зоны; зона защиты схемы ожидания состоит из зоны и буферной зоны. Поскольку построение основной зоны схемы типа "ипподром" аналогично построению зоны схемы ожидания, для ссылок на них в будущем используется один термин – *основная зона схемы*.

3.3.1.2 Построение основной зоны схемы проводится в два этапа.

3.3.1.2.1 На первом этапе строится шаблон соответственно времени, скорости и абсолютной высоте. Этот шаблон учитывает все факторы, которые могут привести к отклонению воздушного судна от номинальной схемы, за исключением факторов, связанных с зоной допуска на контрольную точку. Он применяется для всех типов схем, включая схемы с пролетом над VOR или NDB, с пересечением радиалов VOR, с VOR/DME и их входы.

3.3.1.2.2 На втором этапе вычерчивается основная зона схемы путем вращения исходной точки шаблона вокруг зоны допуска на контрольную точку для схем с пролетом над средством или с пересечением радиалов VOR, или используя описание схем VOR/DME в п. 3.3.4, с добавлением требуемой защиты входов.

3.3.1.3 В заключение добавляется дополнительная зона размером 4,6 км (2,5 м. мили) вокруг основной зоны схемы типа "ипподром" и буферная зона размером 9,3 км (5,0 м. мили) вокруг основной зоны схемы ожидания.

3.3.2 *Первый этап: построение шаблона*
(См. таблицу I-4-3-Доб С-4 и диаграмму I-4-3-Доб С-6)

3.3.2.1 Параметры, используемые при построении шаблона, приводятся в п. 3.6.2 главы 3 для схемы "ипподром" и в п. 1.3 "Построение зоны ожидания" главы 1 раздела 4 части II для схемы ожидания.

3.3.2.2 После завершения показанных в таблице I-4-3-Доб С-4 расчетов шаблон строится следующим образом.

3.3.2.2.1 Вычерчивается линия, представляющая ось схемы и номинальную схему. В контрольной точке схемы размещается точка "а". (Радиус разворота r приводится в строке 5, а длина участка удаления L – в строке 11 таблицы I-4-3-Доб С-4).

3.3.2.2.2 *Влияние навигационных допусков*

3.3.2.2.2.1 На оси схемы обозначаются точки "b" и "c" (таблица I-4-3-Доб C-4, строки 12 и 13); "b" и "c" представляют самое раннее (5 с после "a") и самое позднее (11 с после "a") положение начала разворота в сторону удаления при полете в штилевых условиях.

3.3.2.2.2.2 Вычерчивается дуга 180º с радиусом r, касающаяся оси схемы в "c", которая представляет самую позднюю точку разворота в сторону удаления при полете в штилевых условиях. Точки "d", "e", "f" и "g" расставляются от "c" через 45, 90, 135 и 180º разворота.

3.3.2.2.2.3 Вычерчивается дуга 270º с радиусом r, касающаяся оси схемы в "b", которая представляет самую раннюю точку разворота в сторону удаления при полете в штилевых условиях. Точки "h", "o" и "p" расставляются от "b" через 180, 225 и 270º.

3.3.2.2.2.4 Из "g" проводятся две линии под углом 5º с каждой стороны номинальной линии пути удаления. На этих линиях размещаются точки "i1", "i2", "i3" и "i4" (таблица I-4-3-Доб C-4, строки 14 и 15). "i1" и "i3" соответствуют (60T – 5) с после "g"; "i2" и "i4" соответствуют (60T + 15) с после "h", однако в целях упрощения они наносятся через (60 T + 21) с после "g". "i1", "i2", "i3", "i4" ограничивают зону расположения начала разворота на линию пути приближения при штилевых условиях.

3.3.2.2.2.5 Из точки на расстоянии r ниже "i2", перпендикулярно к номинальной линии пути удаления проводится дуга 180º радиусом r, которая начинается в "i2" и заканчивается в "n2". Точки "j" и "k" расставляются через 45 и 90º разворота от "i2". Проводится соответствующая дуга из "i4" в "n4". Точки "j" и "m" расставляются через 90 и 135º разворота от "i4".

3.3.2.2.2.6 Окончание разворота на линию пути приближения в штилевых условиях находится в зоне n1 n2 n3 n4, получаемой путем перемещения i1 i2 i3 i4 на один диаметр номинального разворота.

3.3.2.2.3 *Влияние ветра*

3.3.2.2.3.1 Влияние ветра в каждой точке вычисляется путем умножения скорости ветра (таблица I-4-3-Доб C-4, строка 7) на время полета от точки "a" до данной точки.

3.3.2.2.3.2 *Влияние ветра во время разворота на линию пути удаления*. Из центров в точках "b", "c", "d", "e" и "f" проводятся дуги радиусом W_b, W_c, W_d, W_e и W_f (таблица I-4-3-Доб C-4, строки 16–20).

3.3.2.2.3.3 Зона окончания разворота на линию пути удаления определяется двумя дугами с центрами "g" и "h" и радиусами W_g и W_h (таблица I-4-3-Доб C-4, строки 21 и 22) и их общими касательными.

3.3.2.2.3.4 Зона начала разворота на линию пути приближения определяется четырьмя дугами с центрами в точках "i1", "i2", "i3" и "i4" и радиусами Wi_1, W_{i2}, W_{i3} и W_{i4} (таблица I-4-3-Доб C-4, строки 25 и 26) и их четырьмя общими касательными.

3.3.2.2.3.5 *Влияние ветра при развороте на линию пути приближения*. Из точек "j", "k", "l", "m", "n4" и "n3" проводятся дуги радиусом W_j, W_k, W_l, W_m, W_{n4} и W_{n3} (таблица I-4-3-Доб C-4, строки 27–31).

3.3.2.2.3.6 Из точек "o" и "p" проводятся дуги радиусами W_o и W_p (таблица I-4-3-Доб C-4, строки 23 и 24).

3.3.2.2.4 *Построение шаблонов*

3.3.2.2.4.1 Контур шаблона состоит из:

а) спиральной огибающей дуг с центрами в "c", "d", "e", "f" и "g";

b) дуги с центром в "i1" и общей касательной к этой дуге и спирали a);

c) общей касательной к дугам с центрами в "i1" и "i2";

d) спиральной огибающей дуг с центрами в "i2", "j" и "k", спиральной огибающей дуг с центрами в "l", "m" и "n4" и их общей касательной;

e) дуг с центрами в "n3" и "n4" и их общей касательной;

f) касательной к дуге с центром в "n3" и к спирали a), за исключением случаев, когда дуга не пересекает спираль (имеет место в определенных комбинациях низкой TAS и высокой скорости ветра). В этом случае используется геометрическое построение, и дуга оканчивается в точке ее пересечения с осью AC. Из этой точки пересечения проводится вторая дуга с центром в точке "a" до пересечения со спиралью a). Затем проводится общая касательная к дуге и спирали a) для завершения построения зоны. См. диаграмму 1-4-3-App C-6 a).

3.3.2.2.4.2 Защита линии пути удаления в направлении оси D представлена общими касательными к дугам с центрами в "g", "i3", "i4", называемой линией 3 (см. диаграммы I-4-3-Доб C-6, I-4-3-Доб C-7 и I-4-3-Доб C-8).

3.3.2.2.4.3 Защита разворота на угол более 180° представлена:

a) спиральной огибающей дуг с центрами в "c", "d", "e", "f" и касательной к этой спирали, проходящей через "a";

b) спиральной огибающей дуг с центрами в "h", "o" и "p" и касательной к этой спирали и к зоне, построенной в п. 3.3.2.2.3.3.

3.3.2.2.4.4 *Зона допуска на контрольную точку в месте расположения VOR*: см. п. 2.5.1 главы 2 раздела 2.

3.3.2.2.4.5 *Зона допуска на контрольную точку в месте расположения NDB*: см. п. 2.5.2 главы 2 раздела 2.

3.3.2.2.4.6 *Точка "R"*. Данная точка используется для определения самого нижнего положения, ограничивающего радиала, так что этот радиал не пересекает зону, включающую окончание разворота в сторону удаления. Местоположение этой точки определяется следующим образом:

a) проводится касательная к зоне, включающей окончание разворота в сторону удаления разворота в сторону удаления, проходящую через точку пересечения контура шаблона с осью C;

b) точка "R" располагается на пересечении этой касательной с кривой, построенной в п. 3.3.2.2.4.3 b).

3.3.2.2.4.7 *Точка "E"*. Эта точка используется для определения, в направлении осей C и D, зоны входа с любого направления. Ее местоположение относительно контура шаблона определяется координатами XE и YE:

a) проводится линия, перпендикулярная линии пути приближения, расположенная на расстоянии XE (таблица I-4-3-Доб C-4, строка 32) от экстремального расположения контура шаблона в направлении оси C (общая касательная к окружностям с центрами "k" и "l");

b) проводится линия, параллельная линии пути приближения и расположенная на расстоянии YE (таблица I-4-3-Доб C-4, строка 33) от экстремального расположения контура шаблона в направлении оси D (круг с центром в "n4");

c) точка "E" располагается на пересечения этих двух линий.

Объяснение:

XE является наибольшим смещением по оси C самолета, выполняющего полет по схеме входа. Это происходит при входе из сектора 3 под углом 90° к оси схемы и при ветре вдоль оси C (см. рис. I-4-3-Доб C-8).

Наибольшее смещение по оси C вследствие влияния ветра имеет место в точке E_{max} после участка разворота, соответствующего углу сноса. В целях упрощения в данной формуле указанный угол имеет значение 15°.

$$XE = 2r + (t + 15)\, v + (11 + 90/R + t + 15 + 105/R)\, w'.$$

YE является наибольшим смещением вдоль оси D самолета, выполняющего полет по схеме входа. Это происходит при входе из сектора 1 под углом 70° к оси схемы и при ветре вдоль оси D (см. рис. I-4-3-Доб C-9).

Наибольшее смещение по оси D вследствие влияния ветра имеет место в точке E_{max} после участка разворота, соответствующего углу сноса. В целях упрощения в данной формуле этот угол имеет значение 15°.

$$YE = 11v \cos 20° + r \sin 20° + r + (t + 15)\, v \operatorname{tg} 5° + (11 + 20/R + 90/R + t + 15 + 15/R)w'.$$

3.3.3 *Второй этап: построение основной зоны и прилегающей зоны входа с любого направления над VOR,или NDB, или в месте пересечения радиалов VOR*

3.3.3.1 *Построение основной зоны (см. диаграмму I-4-3-Доб C-7)*

3.3.3.1.1 *Зона допуска на контрольную точку схемы*

3.3.3.1.1.1 *Схема с пролетом над VOR*

a) Точка "A" располагается в местоположении VOR;

b) вокруг точки "A" вычерчивается зона допуска на контрольную точку VOR, заданная шаблоном (зона V1 V2 V3 V4), и размещаются точки "A1", "A2", "A3" и "A4" в углах этой зоны.

3.3.3.1.1.2 *Схемы с пролетом над NDB*

a) Точка "A" располагается в местоположении NDB;

b) вокруг точки "A" вычерчивается зона допуска на контрольную точку NDB, заданная шаблоном (зона N1 N2 N3 N4), и размещаются точки "A1", "A2", "A3" и "A4" в углах этой зоны.

3.3.3.1.1.3 *Схемы с пролетом пересечения радиалов VOR*

a) Точка "A" располагается в месте пересечения приводного радиала и радиала пересечения VOR;

b) вокруг точки "A" вычерчивается зона допуска на контрольную точку, определяемая допусками на приводной и пересекающий радиалы п. 2.3.3 "Точность использования системы" главы 2 раздела 2 части I, и размещаются точки "A1", "A2", "A3" и "A4" в углах этой зоны.

3.3.3.1.2 *Построение зоны схемы*

3.3.3.1.2.1 Точка "a" шаблона размещается в точке "A3", причем ось схемы шаблона параллельна линии пути приближения, и проводятся кривая "3" (часть контура шаблона) и линия "3" (защита, по направлению оси D, линии пути удаления).

3.3.3.1.2.2 Точка "a" шаблона последовательно размещается в точках "A1", "A2" и "A4" и проводятся кривые "1", "2" и "4".

3.3.3.1.2.3 Проводится общая касательная к кривым "1" и "2", "2" и "4", "3" и "4", "3" и "1".

3.3.3.2 *Построение зоны входа*

3.3.3.2.1 *Построение зоны входа над VOR или NDB с любого направления*
(См. диаграммы I-4-3-Доб C-8, I-4-3-Доб C-9, I-4-3-Доб C-10)

3.3.3.2.1.1 Проводится окружность с центром в "A", проходящая через "A1" и "A3".

3.3.3.2.1.2 Точка "E" располагается в точках ряда на этой окружности (ось шаблона параллельна линии пути приближения), и для каждой точки вычерчивается кривая на внешней границе шаблона в направлении осей C и D, кривая "5" является огибающей этих кривых.

3.3.3.2.1.3 Проводится граница входных секторов 1 и 3 (линия, составляющая угол 70° с линией пути приближения). Совмещая ось шаблона с этой линией, вычерчивается зона допуска на контрольную точку входа E1 E2 E3 E4, заданную шаблоном для VOR или NDB.

3.3.3.2.1.4 Точка "a" шаблона совмещается с E1 и E3 (ось шаблона параллельна линии, разделяющей сектора 1 и 3) и проводятся кривые "6" и "7" и их общая касательная.

3.3.3.2.1.5 Проводится дуга с центром в точке "A", касательная к кривой "6" до пересечения с кривой "1".

3.3.3.2.1.6 Линия 8 симметрична линиям 6 и 7 относительно разграничительной линии под углом 70°. Проводятся соответствующие общие касательные к кривым "5", "6", "7" и "8".

3.3.3.2.2 *Построение зоны входа по приводному радиалу и радиалу пересечения в случае схемы, основанной на пересечении радиалов VOR*
(См. диаграмму I-4-3-Доб C-12)

3.3.3.2.2.1 *Защита входа по направлению, обратному линии пути приближения*. Точка "E" шаблона совмещается с "A2" и "A4" (ось шаблона параллельна линии пути приближения) и проводятся кривые "5" и "6" (отрезки контура шаблона) и их общая касательная.

3.3.3.2.2.2 *Защита входов по пересекающему радиалу*. В дополнение к зоне, ограниченной приведенными выше кривыми "5" и "6", если пересекающий VOR расположен в секторе 2 или в части сектора 3, противоположной сектору 2, зона защиты определяется следующим образом.

3.3.3.2.2.2.1 Определяется зона допуска на контрольную точку входа E1 E2 E3 E4, применяя допуск на приводной VOR (таблица I-2-2-1 главы 2 раздела 2 части I) к пересекающему радиалу и допуск на пересекающий VOR (таблица I-2-2-1 главы 2 раздела 2 части I) к приводному радиалу.

3.3.3.2.2.2.2 Точка "a" шаблона совмещается с E3 и E4 (ось шаблона параллельна пересекающему радиалу) и проводятся кривые "7" и "8" (защита разворота на угол более 180°: внутренняя кривая шаблона) и их общая касательная.

3.3.3.3 *Уменьшение зоны для схемы над средством, когда не разрешены входы из сектора 1 (См. диаграмму I-4-3-Доб C-11)*

3.3.3.3.1 Предполагается, что если воздушное судно выходит на радиал схемы до достижения конца линии пути удаления, пилот будет следовать по индикации этого радиала, не отклоняясь, кроме того, от осевой линии схемы.

3.3.3.3.2 Если линия 3 пересекает линию защиты по оси схемы (погрешности VOR или NDB вдоль линии пути), зона может быть уменьшена, как показано на диаграмме I-4-3-Доб C-11; шаблон переворачивается на 180°, а точка "a" совмещается с линией защиты оси схемы, касаясь зоны в направлении оси C; проводится линия, параллельная линии защиты, касающаяся кривой входа. Зона, расположенная под этой параллельной линией в направлении оси D, может быть исключена.

3.3.3.3.3 Указанное уменьшение допускается только тогда, когда входы из сектора 1 не разрешены.

3.3.4 *Построение основной зоны и объединенной зоны входа по радиалу для схемы VOR/DME*

3.3.4.1 *Схема по направлению к станции (см. диаграмму I-4-3-Доб C-13)*

3.3.4.1.1 *Построение основной зоны*

3.3.4.1.1.1 *Выбор и расчет параметров расстояния (см. рис. I-4-3-Доб C-10).* Параметры, относящиеся к расстоянию, выбираются и рассчитываются в следующем порядке:

a) выбор номинального расстояния: D;

   D является наклонной дальностью между средством VOR/DME и точкой схемы на указанной абсолютной высоте;

b) выбор расстояния удаления: ds;

   ds является горизонтальной длиной линии пути удаления, ds должно удовлетворять следующему соотношению ds > vt, где t соответствует отсчету времени удаления, как указано в п. 3.5.5 "Время удаления" главы 3 раздела 4 части I применительно к схемам "ипподром" и в п. 1.3.2.2 "Время удаления" главы 1 раздела 4 части II к схемам ожидания;

c) вычисление горизонтального расстояния: Ds;

   Ds является расстоянием между средством VOR/DME (S) и проекцией точки схемы на горизонтальную плоскость, проходящую через S (точка A):

$$Ds = \sqrt{D - hl}$$

(Ds, D и h1в км); или

$$DS = \sqrt{D^2 - 0{,}027\,hl^2}$$

(Ds и D в м. милях и h1 в тыс. фут);

d) вычисление ограничительного расстояния удаления: DL;

DL является наклонной дальностью между средством VOR/DME и концом линии пути удаления на указанной абсолютной высоте

$$DL = \sqrt{(Ds + ds)^2 + 4r^2 + hl^2}$$

(DL, Ds, ds, r, h1 в км); или

$$DL = \sqrt{(Ds + ds)^2 + 4r^2 + 0,027\,hl^2}$$

(DL, Ds, ds, r в м. милях и h1 в тыс. фут).

DL затем округляется до ближайшего меньшего значения км (или м. мили) если дробная часть составляет не более 0,25 км (или м. мили) в случае схемы на 4250 м (или 14 000 фут) или менее; или составляет не более 0,5 км (или м. мили) в случае схемы выше 4250 м (или 14 000 фут), в этом случае DL округляется до ближайшего большего км или м. мили;

e) вычисление горизонтального ограничительного расстояния при удалении: DLs;

DLs является расстоянием между средством VOR/DME и вертикальной проекцией конца линии пути удаления на горизонтальную плоскость, проходящую через S,

$$DLs = \sqrt{DL^2 - hl^2}$$

(DLs, DL, hl в км); или

$$DLs = \sqrt{DL^2 - 0{,}027\,hl^2}$$

(DLs, DL в м. милях и hl в тыс. фут).

3.3.4.1.1.2 *Зона допуска на контрольную точку и ограничительное расстояние удаления*

a) Из точки S проводится радиал "RP" схемы и две линии "RP1" и "RP2", образующие с каждой стороны угол α к RP (допуск на приводной VOR, таблица I-2-2-1 главы 2 раздела 2 части I);

b) из центра в S проводятся дуги: "Ds" с радиусом Ds, "D1" с радиусом Ds – d1; "D2" с радиусом Ds + d1; "DLs", "DL1" и "DL2" с радиусами DLs, DLs – d2 и DLs + d2,

где d1 и d2 являются допусками на DME для D и DL:
d1 составляет 0,46 км (0,25 м. мили) + 0,0125D;
d2 составляет 0,46 км (0,25 м. мили) + 0,0125DL;

c) точки "A" расставляются в пересечениях "RP" и "Ds":

"A1" и "A2" в пересечениях "RP1" с "D1" и "D2";
"A3" и "A4" в пересечениях "RP2" с "D1" и "D2".

3.3.4.1.1.3 *Защита разворота в сторону удаления и линии пути удаления*

a) Точка "a" шаблона схемы "ипподром" совмещается с A1, причем ось параллельна линии пути приближения, и проводится кривая "1" (часть контура шаблона);

b) точка "a" шаблона совмещается с A3, причем ось параллельна линии пути приближения, и проводится кривая "2" (часть контура шаблона) и линия "3" (защита линии пути удаления со стороны, противоположной стороне маневрирования);

c) проводится общая касательная к кривым "1" и "2" и продолжается прямолинейная часть кривой "1" и линии "3" в направлении конца линии пути удаления.

3.3.4.1.1.4 *Зона конца линии пути удаления*

a) Точки C1 и C'3 расставляются в пересечениях продолжения кривой "1" с дугами DL1 и DL2;

b) точка C2 размещается между точками C1 и C'3 на расстоянии (d1 + d2 – 0,93) км или (d1 + d2 – 0,5) м. мили от C'3;

c) через точку C2 проводится линия, параллельная линии пути приближения, и точка C3 располагается в пересечении этой линии с дугой DL2;

d) изложенное в подпунктах a), b) и c) повторяется в отношении линии "3", вместо дуги "1", и точек C4, C'6, C5 и C6 вместо C1, C'3, C2 и C3 (см. рис. I-4-3-Доб C-11a));

e) если воздушное судно выходит на радиал VOR до достижения ограничительной дистанции удаления, предполагается, что пилот будет продолжать полет по индикации VOR без отклонения в дальнейшем от оси схемы, таким образом:

в тех случаях, когда C5 и C6 находятся дальше от оси схемы, чем RP2 (см. рис. I-4-3-Доб C-11 b)), C5 и C6 заменяются пересечениями RP2 с линией "3" и DL2, а конец линии пути удаления находится в зоне C1, C2, C3, C4, C5 и C6;

если C4, C5 и C6 находятся дальше от оси схемы, чем RP2 (см. рис. I-4-3-Доб C-11 c)), C4 и C6 заменяются пересечениями RP2 с DL1 и DL2, а конец линии пути удаления находится в зоне C1, C2, C3, C4 и C6.

3.3.4.1.1.5 *Защита разворота в сторону приближения*. Шаблон переворачивается на 180°, после чего:

a) точку "a" шаблона совмещается с C2 и C3, причем ось параллельна линии пути приближения, и проводятся кривые "4" и "5" (отрезок линии защиты разворота на угол более 180°) и их общая касательная;

b) точка "a" шаблона перемещается вдоль дуги DL2 из точки C3 в точку C6 (ось параллельна и противоположна линии пути приближения) и проводится кривая "6";

c) точка "a" шаблона совмещается с C6, C4, а затем с C5 и проводятся кривые "7", "8", а затем и "9" и их общие касательные;

d) проводится касательная к кривым "8" и"2".

3.3.4.1.2 *Построение зон входа*

3.3.4.1.2.1 *Прибытие к схеме ожидания, основанной на VOR/DME, может осуществляться*:

– по оси линии пути приближения,

– по опубликованной линии пути,

– путем радиолокационного наведения, когда необходимо выводить воздушные суда на предписанные защищенные траектории полета;

а точкой входа может являться либо:

a) контрольная точка ожидания, либо

b) контрольная точка в конце линии пути удаления.

В тех случаях, когда точка входа расположена в контрольной точке ожидания, можно рассмотреть два случая:

Случай 1.1. Прибытие по радиалу VOR, обозначающему линию пути приближения.

Случай 1.2. Прибытие по дуге DME, определяющей контрольную точку ожидания.

Если точка входа расположена в контрольной точке в конце линии пути удаления, имеется только один вариант подхода по радиалу VOR, проходящему через контрольную точку в конце линии пути удаления.

3.3.4.1.2.2 Кроме того, можно использовать наведение от другого радиосредства (например, NDB); в этом случае защита входа должна быть предметом специального рассмотрения, основанного на общих критериях.

3.3.4.1.2.3 Радиус дуги DME, используемый в качестве наведения для прибытия к схеме ожидания по VOR/DME, должен быть не менее 18,5 км (10 м. миль).

3.3.4.1.2.4 Минимальная длина последнего участка линии пути прибытия с окончанием в точке входа, является функцией угла (θ) между предпоследним участком или траекторией радиолокационного наведения и последним участком. Значения приводятся в следующей таблице:

	θ			
	0–70°	71–90°	91–105°	106–120°
Минимальное расстояние, км (м. мили)	7,5 (4)	9,5 (5)	13 (7)	16,5 (9)

3.3.4.1.2.5 *Метод прибытия к схеме ожидания по VOR/DME и соответствующие схемы входа*. Ниже приводится более подробное описание методов:

Случай 1. Вход в контрольной точке ожидания.

Случай 1.1. Вход в контрольной точке ожидания по радиалу, образующему контрольную точку:

a) *Прибытие по радиалу VOR, обозначающему линию пути приближения с курсом лини пути приближения*. Траектория подхода (или ее последний участок) выравнивается по линии пути приближения и имеет тот же курс. Вход включает в себя последующую типовую схему ожидания (см. рис. I-4-3-Доб C-12 a)).

Защита входа: защита входа обеспечивается защитной зоной ожидания.

b) *Прибытие по радиалу VOR, обозначающему линию пути приближения, с курсом, обратным линии пути приближения*. При пролете контрольной точки ожидания воздушное судно выполняет разворот в сторону ожидания на линию пути, составляющую угол 30° с направлением, обратным линии пути приближения, до достижения ограничительного расстояния по DME на линии пути удаления; в этой точке воздушное судно выполняет разворот для выхода на линию пути приближения. В случае входа в основанную на VOR/DME схему ожидания в направлении от средства с ограничивающим радиалом воздушное судно, если оно пересекает радиал до данного расстояния по DME, должно выполнить разворот, следовать по нему до достижения ограничительного расстояния по DME при удалении и в этой точке выполнить разворот для выхода на линию пути приближения (см. рис. I-4-3-Доб C-12 b)).

Случай 1.2. Вход в контрольной точке ожидания по дуге DME, образующей контрольную точку:

a) *Прибытие по дуге DME, определяющей контрольную точку ожидания, со стороны ожидания*. При прибытии через контрольную точку ожидания воздушное судно разворачивается и следует по линии пути, параллельной и обратной линии пути приближения, до достижения ограничительного расстояния по DME при удалении и в этой точке делает разворот для выхода на линию пути приближения (см. рис. I-4-3-Доб C-12 c)).

b) *Прибытие по дуге DME, определяющей контрольную точку ожидания, со стороны, противоположной стороне ожидания*. При пролете контрольной точки ожидания воздушное судно выполняет разворот, следует по линии пути, параллельной линии пути удаления, с курсом линии пути удаления до достижения ограничительного расстояния по DME при удалении и в этой точке выполняет разворот для выхода на линию пути приближения (см. рис. I-4-3-Доб C-12 d)).

Линия пути прибытия к входу, предусмотренному случаем 1.2 a), не должна указываться, если в этом нет абсолютной необходимости, в особенности в основанной на VOR/DME схеме ожидания с направлением от средства. В случае выбора соответствующего расстояния от DME этот тип подхода может быть фактически заменен подходом по дуге DME заканчивающейся на продолжении линии пути приближения (см. рис. I-4-3-Доб C-12 e) и f)).

Случай 2. Вход в контрольной точке в конце линии пути удаления по радиалу, образующему предельную контрольную точку:

a) по линии пути удаления от средства,

b) по линии пути приближения к средству.

При пролете контрольной точки в конце линии пути удаления воздушное судно выполняет разворот и следует по схеме полета в зоне ожидания.

3.3.4.1.2.6 Вход из сектора 1 по дуге DME защищается следующим образом:

a) берется калька шаблона, переворачивается и размещается так, чтобы точка "a" совместилась с A3, а ось совпадала с линией A1, A3), и проводится кривая "13";

b) проводится линия 14, параллельная линии 3 (используется при построении основной зоны) и касательная к кривой "13", и пересечение этой линии с дугой DL2 отмечается точкой C10;

c) точка "a" кальки совмещается с C10 с расположением оси параллельно и обратно линии пути приближения и перемещается вдоль DL2 до пересечения DL2 с RP1, и проводится кривая "15".

3.3.4.1.2.7 *Защита входа из сектора 2*

3.3.4.1.2.7.1 Предполагается, что после прохождения контрольной точки пилот выдерживает (с ошибкой ±5°) линию пути, образующую на стороне маневрирования угол 30° с линией пути приближения и, достигнув ограничительного расстояния при удалении, выполнит разворот в направлении приближения. Более того, время полета по линии пути, расположенной под углом 30°, ограничено 1 мин 30 с, после чего предполагается, что пилот выполнит разворот на курс, параллельный линии пути удаления до достижения ограничительного расстояния при удалении, где он выполнит разворот в направлении приближения.

3.3.4.1.2.7.2 В схемах с удалением в течение более 1 мин 30 с защита входа из сектора 2 обеспечивается основной зоной.

3.3.4.1.2.7.3 В схемах с удалением в течение 1 мин или 1 мин 30 с зона защиты входа из сектора 2 строится следующим образом:

a) из A1 проводится линия под углом 30 + 5° к RP и на ее пересечении с DL2 размещается точка C7;

b) из A4 проводится линия под углом 30 – 5° к RP и на ее пересечении с DL2 размещается точка C8;

c) точка "a" шаблона с осью, образующей угол 30° к RP, совмещается с C7 и перемещается по DL2 до C8 для проведения кривой "11";

d) проводятся общие касательные к кривым "10", "11" и к основной зоне.

3.3.4.1.3 *Построение зоны входа для направления, обратного прямому входу в дополнительной точке (См. диаграмму I-4-2-Доб C-14)*

3.3.4.1.3.1 Предполагается, что входы в направлении, обратном прямому входу, выполняются по радиалу входа (RE), соединяющего станцию VOR/DME (S) с дополнительной точкой (I), в которой начинается разворот в направлении приближения.

3.3.4.1.3.2 Такая зона прямого входа строится следующим образом:

a) измеряется угол между радиалом схемы (RP) и радиалом, соединяющим станцию VOR/DME с концом номинальной линии пути удаления (линия SC), и его значение округляется до ближайшего целого градуса для получения, подлежащего опубликованию радиала входа (RE);

b) точка "I" размещается в пересечении RE и DLs;

c) линии "RE1" и "RE2" проводятся из S с каждой стороны RE под углом α (допуск на приводной VOR; таблица I-2-2-1 главы 2 раздела 2 части I);

d) точки "I1" и "I2" расставляются в пересечениях RE1 с DL1 и DL2, а точки "13" и "14" в пересечениях RE2 с DL1 и DL2;

e) точка "a" шаблона с осью, параллельной RE, совмещается с точкой I2 и перемещается по DL2 от I2 до I4 и проводится кривая "13".

3.3.4.2 *Схема в направлении от станции*
(См. диаграмму I-4-2-Доб C-15)

3.3.4.2.1 *Построение основной зоны*

3.3.4.2.1.1 *Выбор и расчет параметров расстояния* (см. рис. I-4-3-Доб C-13). Параметры расстояния выбираются и рассчитываются в следующем порядке:

a) выбор номинального расстояния: D;

D является наклонной дальностью между средством VOR/DME и точкой схемы на указанной абсолютной высоте;

b) выбор расстояния удаления: ds;

ds является горизонтальной длиной линии пути удаления,

ds должна удовлетворять соотношению ds ≥ vt, где t – время полета по линии пути удаления, как указано в п. 3.5.5 "Время удаления" для схем "ипподром" и в п. 1.3.2.2 "Время удаления" главы 1 раздела 4 части II для" схем ожидания;

c) вычисление горизонтального расстояния: Ds;

Ds является расстоянием между средством VOR/DME (S) и вертикальной проекцией точки схемы на горизонтальную плоскость, проходящую через S,

$$Ds = \sqrt{D^2 - hl^2}$$

(Ds D и hl в км); или

$$DS = \sqrt{D^2 - 0{,}027\,hl^2}$$

(Ds и D в м. милях и hl в тыс. фут);

d) вычисление ограничительного расстояния при удалении: DL;

DL является наклонной дальностью между средством VOR/DME и концом линии пути удаления на указанной абсолютной высоте

$$DL = \sqrt{(Ds - ds)^2 + 4r^2 + hl^2}$$

(DL, Ds, ds, r, hl в км) или

$$DL = \sqrt{(Ds - ds)^2 + 4r^2 + 0,027\ hl^2}$$

(DL, Ds, ds, r в м. милях и hl в тыс. фут).

DL затем округляется до ближайшего меньшего значения км (или м. мили) если дробная часть составляет не более 0,25 км (или м. мили) в случае схемы на 4250 м (или 14 000 фут) или менее; или составляет не более 0,5 км (или м. мили) в случае схемы выше 4250 м (или 14 000 фут), в этом случае DL округляется до ближайшего большего км или м. мили;

e) вычисление горизонтального ограничительного расстояния при удалении: DLs;

DLs является расстоянием между средством VOR/DME и вертикальной проекцией конца линии пути удаления на горизонтальную плоскость, проходящую через S

$$DLs = \sqrt{DL^2 - hl^2}$$

(DLs, DL, hl в км) или

$$DLs = \sqrt{DL^2 - 0,027\ hl^2}$$

(DLs, DL в м. милях и hl в тыс. фут).

3.3.4.2.1.2 *Зона допуска на контрольную точку и ограничительное расстояние при удалении*

a) Из точки S проводятся радиал схемы "RP" и две линии "RP1" и "RP2", расположенные с каждой стороны линии RP под углом α (допуск для приводной VOR, таблица I-2-2-1 главы 2 раздела 2 части I);

b) из точки S проводятся дуги: "Ds" с радиусом Ds; "D1" с радиусом Ds + d1; "D2" с радиусом Ds – d1; "DLs", "DL1" и "DL2" с радиусами DLs, DLs + d2 и DLs – d2,

где d1 и d2 являются допусками на DME для D и DL:

d1 составляет 0,46 км (0,25 м. мили) + 0,0125 D;

d2 составляет 0,46 км (0,25 м. мили) + 0,0125 DL;

c) точки "A" расставляются в пересечениях RP и Ds:

"A1" и "A2" в точках пересечения RP1 с D1 и D2;

"A3" и "A4" в точках пересечения RP2 с D1 и D2.

3.3.4.2.1.3 *Защита разворота в сторону удаления и линии пути удаления*

a) Точка "a" шаблона с осью, параллельной линии пути приближения, совмещается с A1 и проводится кривая "1" (часть контура шаблона);

b) точка "a" шаблона с осью, параллельной линии пути приближения, совмещается с A3 и проводится кривая "2" (часть контура шаблона) и линия "3" (защита линии пути удаления с противоположной от маневрирования стороны);

c) проводится общая касательная к кривым "1" и "2" и продолжается прямолинейная часть отрезка кривой "1" и линии "3" в направлении конца линии пути удаления.

3.3.4.2.1.4 *Зона конца линии пути удаления*

a) Точки C1 и C'3 размещаются в пересечениях продолжения кривой "1" с дугами DL1 и DL2. Если линии не пересекаются, определяется ограничительный радиал (см. п. 3.3.4.3 настоящего добавления);

b) точка C2 размещается между C1 и C'3 на расстоянии (d1 + d2 – 0,93) км или (d1 + d2 – 0,5) м. мили от C'3;

c) через точку C2 проводится линия, параллельная линии пути приближения, и точка C3 размещается в пересечении этой линии с дугой DL2;

d) действия, изложенные в подпунктах a), b) и c) выше, повторяются вместо кривой "1" с линией "3" и точками C4, C'6, C5 и C6 вместо C1, C'3, C2 и C3 (см. рис. I-4-3-Доб C-14 a));

e) если самолет пересекает радиал VOR до достижения ограничительного расстояния при удалении, предполагается, что пилот, следуя индикации VOR, не допускает в дальнейшем сноса от оси схемы, таким образом:

в тех случаях, когда C5 и C6 находятся от оси схемы дальше, чем RP2 (см. рис. I-4-3-Доб C-14 b)), C5 и C6 заменяются на пересечения RP2 с линией "3" и DL2, а конец линии пути удаления находится в зоне C1, C2, C3, C4, C5, C6;

в тех случаях, когда C4, C5 и C6 находятся от оси схемы дальше, чем RP2 (см. рис. I-4-2-Доб C-14 c)), C4 и C6 заменяются на пересечения RP2 с DL1 и DL2, а конец линии пути удаления находится в зоне C1, C2, C3, C4, C6.

3.3.4.2.1.5 *Защита разворота в сторону приближения*. Шаблон переворачивается на 180°, затем:

a) точка "a" шаблона с осью, параллельной линии пути приближения, совмещается с C2 и C3 и проводятся кривые "4" и "5" (отрезок линии защиты разворота на угол более 180°) и их общая касательная;

b) точка "a" шаблона с осью, параллельной линии пути приближения, перемещается вдоль дуги DL2 из точки C3 в точку C6 и проводится кривая "6";

c) точка "a" шаблона совмещается с C6, C4, а затем с C5, и проводятся кривые "7", "8", а затем и "9" и их общие касательные;

d) проводятся касательные к кривым "8" и "2".

3.3.4.2.2 *Построение зоны входа*. Предполагается, что все входы осуществляются по радиалу VOR или дуге DME, которыми определяется контрольная точка. Входы вдоль радиала по направлению к контрольной точке или вдоль дуги DME с противоположной от маневрирования стороны, защищены основной зоной. Для защиты входа вдоль линии, противоположной линии приближения, или вдоль дуги DME со стороны зоны маневрирования в дополнение к основной зоне требуется зона, построенная следующим образом. Вход вдоль дуги DME со стороны зоны маневрирования является входом из сектора 1. Поскольку линия, противоположная линии пути приближения, является разделительной между секторами входа 1 и 2, предполагается, что при входе вдоль линии, противоположной линии пути приближения, могут выполняться правила входа из секторов1 и 2.

3.3.4.2.2.1 *Защита входа из сектора 1*. Предполагается, что воздушное судно после прохождения контрольной точки при входе по дуге DME выполняет разворот и следует по линии пути, параллельной линии пути приближения, а по достижении ограничительного расстояния по DME при удалении выполняет разворот приближения в сторону маневрирования. Зона входа применительно к входам по дуге DME вычерчивается следующим образом:

a) берется калька шаблона, переворачивается и размещается так, чтобы точка "a" совместилась с A3, а ось совпала с линией A1-A3, и проводится кривая "14";

b) проводится линия "15", параллельная линии "3" (используется при построении основной зоны) и касательная к кривой "14", и на пересечении этой линии с дугой DL2 размещается точка C10.

Примечание. Если пересечения не происходит, следует либо скорректировать указанные расстояния по DME, либо вход из сектора 1 вдоль дуги DME не допускается;

c) точка "a" кальки с осью, параллельной и обратной линии пути приближения, совмещается с C10 и перемещается вдоль DL2 до пересечения DL2 с RP1, и проводится кривая "16".

3.3.4.2.2.2 *Защита входа из сектора 2*. Предполагается, что после прохождения контрольной точки пилот выдерживает (с ошибкой ±5°) линию пути, образующую со стороны маневрирования угол 30° с линией пути приближения и по достижении ограничительного расстояния при удалении выполняет разворот приближения. Кроме того, время полета по смещенной на 30° линии пути ограничено 1 мин 30 с, после чего предполагается, что пилот выполняет разворот на курс, параллельный линии пути удаления, до достижения ограничительного расстояния при удалении, где пилотом выполняется разворот приближения.

3.3.4.2.2.2.1 В схемах с удалением более 1 мин 30 с защита входа из сектора 2 обеспечивается основной зоной.

3.3.4.2.2.2.2 В схемах с удалением в течение 1 мин или 1 мин 30 с защитная зона входа из сектора 2 вычерчивается следующим образом:

a) из A1 проводится линия под углом 30 + 5° к RP и на ее пересечении с DL2 размещается точка C7. При отсутствии пресечения, необходимо определить ограничительный радиал в соответствии с п. 3.3.4.3;

b) из A4 проводится линия под углом 30 – 5° к RP и на ее пересечении с DL2 размещается точка C8;

c) точка "a" шаблона с осью, образующей угол 30° к RP, совмещается с C7 и перемещается по DL2 до C8, и проводится кривая "10";

d) проводятся общие касательные к кривой "10" и к основной зоне.

3.3.4.2.3 *Построение зоны входа для обратного прямому входу в дополнительной точке (См. диаграмму I-4-3-Доб C-16)*

3.3.4.2.3.1 Вход, обратный прямому, выполняется вдоль радиала входа (RE), соединяющего станцию VOR/DME (S) с дополнительной точкой (I), в которой начинается разворот в направлении приближения.

3.3.4.2.3.2 Защита данной схемы входа обеспечивается основной зоной.

3.3.4.2.3.3 Радиал входа определяется следующим образом. Измеряется угол между радиалом схемы (RP) и радиалом, соединяющим станцию VOR/DME с концом номинальной линии пути удаления (линия SC), и его

значение округляется до ближайшего целого градуса для получения, подлежащего опубликованию радиала входа (RE).

3.3.4.3 *Схема в направлении от станции и с ограничительным радиалом (См. диаграмму I-4-3-Доб C-17)*

3.3.4.3.1 *Построение основной зоны*

3.3.4.3.1.1 *Выбор и расчет параметров расстояния (см. рис. I-4-3-Доб C-13).* Параметры расстояния выбираются и рассчитываются так же, как в п. 3.3.4.2.1.1 выше.

3.3.4.3.1.2 *Зона допуска на контрольную точку, предельное расстояние удаления и ограничивающий радиал.* Зона допуска на контрольную точку и предельное расстояние удаления изображаются так, как указано в п. 3.3.4.2.1.2:

a) точка "a" шаблона совмещается с A2 и определяется заданную шаблоном точка "R";

b) измеряется угол между линией, соединяющей R и S и RP, прибавьте β (допуск на VOR пересечения, см. таблицу I-2-2-1 главы 2 раздела 2 части I, и результат округляется до ближайшего большего градуса;

c) из S проводится линия RL, образующая с RP угол, округленный в подпункте b), и линию RL2, образующую с RL угол β.

3.3.4.3.1.3 *Защита разворота удаления и линии пути удаления*. Защита разворота удаления и линии пути удаления наносится так же, как в п. 3.3.4.2.1.3 выше.

3.3.4.3.1.4 *Зона конца линии пути удаления*

a) Если пересечение продолжения кривой "1" и RL2 ближе от A1, чем пересечение продолжения кривой "1" и DL1 (случай на диаграмме I-4-3-Доб C-17), точка C1 размещается в пересечении продолжения кривой "1" с линией RL2, а C2 и C3 расставляются в пересечениях RL2 с DL1 и DL2;

b) если пересечение продолжения кривой "1" и RL2 находится между пересечениями продолжения этой же кривой с DL1 и DL2, ставятся точки C1 и C2 в пересечениях продолжения кривой "1" с дугой DL1 и линией RL2, а точка C3 в пересечении RL2 и DL2;

c) если пересечение продолжения кривой "1" с RL2 дальше от A1, чем пересечение продолжения этой же кривой с DL2, выполняются действия, изложенные в подпунктах a), b) и c) п. 3.3.4.2.1.4;

d) точки C4, C6, а затем и C5 размещаются так же, как указано в подпунктах d) и e) п. 3.3.4.2.1.4.

3.3.4.3.1.5 *Защита разворота приближения*. Шаблон переворачивается на 180°, после чего:

a) точку "a" шаблона с осью, параллельной линии пути приближения, совмещается с C1, C2 и C3 и проводятся кривые "4", "5" и "6" (отрезок линии защиты разворота на угол более 180°) и их общие касательные;

b) точка "a" шаблона с осью, параллельной линии пути приближения, перемещается по дуге DL2 из точки C3 в точку C6 и проводится кривая "7";

c) точка "a" шаблона с осью, параллельной линии пути приближения, совмещается с C6, C4, а затем C5, и проводятся кривые "8", "9", а затем и "10", и их общие касательные;

d) проводятся касательные к кривым "9" и "2".

3.3.4.3.2 *Построение зоны входа*

3.3.4.3.2.1 *Защита входа из сектора 1*. В отношении защиты схемы входа из сектора 1 см. п. 3.3.4.2.2.1 выше.

3.3.4.3.2.2 *Защита входа из сектора 2*. Предполагается, что после прохождения контрольной точки пилот выдерживает (с ошибкой ±5°) линию пути, образующую со стороны маневрирования угол 30° с линией пути приближения и по достижении ограничительного расстояния при удалении выполняет разворот приближения. Кроме того, время полета по смещенной на 30° линии пути ограничивается 1 мин 30 с, после чего предполагается, что после этого пилот выполняет разворот на курс, параллельный линии пути приближения, и по достижении ограничительного расстояния при удалении выполнит разворот приближения.

3.3.4.3.2.2.1 Для схемы с полетом по линии пути удаления более чем 1 мин 30 с защита входа из сектора 2 обеспечивается основной зоной.

3.3.4.3.2.2.2 Для схемы с временем полета по линии пути удаления 1 мин или 1 мин 30 с зона защиты входа из сектора 2 вычерчивается следующим образом:

a) из A1 проводится линия под углом 30 + 5° к RP и на ее пересечении с DL2 или RL2, в зависимости от того, что ближе к A1, размещается C7;

b) из A4 проводится линия под углом 30 – 5° к RP и на ее пересечении с DL2 размещается C8;

c) точка "a" шаблона совмещается с C7 под углом 30° к RP и проводится кривая "11" (часть линии защиты разворота на угол более 180°);

d) точка "a" шаблона с осью шаблона, удерживаемой под углом 30° к RP, перемещается из C7 в C8 по дуге DL2 или по линии RL2, а затем вдоль дуги DL2, если C7 находится на RL2, и проводится кривая "12";

e) проводятся общие касательные к кривым "11" и "12" и к основной зоне.

3.4 Уменьшение зон схем ожидания и типа "ипподром"

3.4.1 *Уменьшение зоны с помощью DME или ограничивающего радиала/пеленга*. Если для ограничения линии пути удаления схемы используется расстояние по DME или пересечение радиала или пеленга, то с помощью шаблона схемы "ипподром" или схемы ожидания для рассматриваемой абсолютной высоты зону можно уменьшить следующим образом:

a) согласно п. 3.3 создается зона защиты;

b) проводятся дуги "DL" и "DL2" с центром в S (местонахождение станции DME) в конце линии пути удаления. Радиус DL равен расстоянию от S до конца номинальной линии пути удаления. Радиус DL2 равен DL плюс допуск d2 на DME; d2 составляет 0,46 км (0,25 м. мили) + 0,0125 DL;

c) проводятся линия "RL" из S (местонахождение VOR или NDB) через конец номинальной линии пути удаления, представляющая радиал или пеленг пересечения. Проводится линия "RL2", получаемая добавлением соответствующего допуска на средство пересечения (п. 2.3 главы 2 раздела 2 части I);

d) точка "a" шаблона совмещается с пересечением "DL2" или "RL2" границы зоны защиты, построенной в подпункте a).

Ось шаблона должна располагаться параллельно номинальной линии пути удаления. Точка "a" перемещается по "DL2" или "RL2", соответственно вычерчивая кривую "R". Зона между кривой "R" и концом зоны удаления, защищенной согласно подпункту, a), может быть исключена (см. рис. I-4-3-Доб C-15).

3.4.2 *Уменьшение зоны схем "ипподром" или ожидания путем ограничения маршрутов входа*. Если вход в схему ограничивается входом по радиалу приближения, может использоваться основная зона без дополнительных зон, требуемых для входа с любого направления (см. примеры на рис. I-4-3-Доб C-16 и I-4-3-Доб C-17).

3.5 Упрощенный метод построения зоны для обратной схемы и схемы "ипподром"

3.5.1 *Общие положения.* Зоны обратной схемы и схемы "ипподром" могут определяться в виде простых прямоугольников. Размеры прямоугольника для каждого типа схемы можно легко определить из уравнений, приведенных в настоящем разделе. Этот прямоугольник во всех случаях будет включать зону или будет несколько больше зоны, построенной с помощью более детального метода TTT. Метод TTT следует использовать для получения максимальных преимуществ в условиях критического воздушного пространства.

3.5.2 *Справочные данные.* Размеры прямоугольников связаны с обычной системой координат x, y с началом в месте расположения средства (см. рис. I-4-3-Доб C-18). Ось x параллельна линии пути приближения. Отрицательные значения x измеряются от средства в направлении линии пути приближения, положительные значения измеряются от навигационного средства в направлении, обратном линии пути приближения. Положительные значения y измеряются с той стороны оси x, на которой находится линия пути удаления или маневр обратной схемы/схемы типа "ипподром". Ось y составляет с осью x прямой угол.

3.5.3 *Вычисление зоны*

a) Выбираются значения приборной скорости (IAS) и относительной высоты для обратной схемы/схемы "ипподром". Вычисляется TAS для MCA + 15° C соответственно заданной относительной высоте (дополнение главы 1 раздела 2 части 1). Вычисляется скорость ветра (ИКАО или статистический ветер соответственно указанной относительной высоте).

b) Выбирается требуемый тип схемы:

стандартный разворот (45/180) – таблица I-4-3-Доб C-5 a);
стандартный разворот (80/260) – таблица I-4-3-Доб C-5 b);
разворот на посадочную прямую – таблица I-4-3-Доб C-5 c);
схема "ипподром" – таблица I-4-3-Доб C-5 d).

c) Выбираются уравнения из таблицы I-4-3-Доб C-5.

d) В уравнения подставляются вычисленные в соответствии с приведенным ранее подпунктом a) значения TAS и скорости ветра и вычисляются требуемые значения x и y.

e) Полученные величины корректируются с учетом допуска на контрольную точку.

f) Прямоугольник зоны наносится в требуемом масштабе.

g) Добавляются соответствующие буферные зоны.

Таблица I-4-3-Доб C-1. Расчеты, используемые при построении шаблона разворота на посадочную прямую

ДАННЫЕ		
	В ЕДИНИЦАХ СИ	*НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ*
IAS	260 км/ч	140 уз
Абсолютная высота	1850 м	6000 фут
T	2 мин	2 мин
NDB	на 0 м	на 0 фут
Температура	МСА + 15 °C	МСА + 15 °C

		РАСЧЕТЫ В ЕДИНИЦАХ СИ		*РАСЧЕТЫ НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ*	
Строка	*Параметр*	*Формула*	*Значение*	*Формула*	*Значение*
1	K	Коэффициент перевода для 1850 м и МСА + 15 °C (см. добавление к главе 1 раздела 2 части I)	1,1244	Коэффициент перевода для 6000 фут и МСА + 15°C (см. добавление к главе 1 раздела 2 части I)	1,1231
2	V	V = K × IAS	292,34 км/ч	V = K × IAS	157,23 уз
3	v	v = V ÷ 3600	0,0812 км/с	v = V ÷ 3600	0,0437 м. мили/с
4	R	R = 943,27 ÷ V, или 3°/с, в зависимости от того, что меньше	(3,23) 3°/с	R = 509,26 ÷ V, или 3°/с, в зависимости от того, что меньше	(3,24) 3°/с
5	r	r = V ÷ 62,83 R	1,55 км	r = V ÷ 62,83 R	0,83 м. мили
6	h	В тыс. метров	1,85	В тыс. метров	6
7	w	w = 12h + 87	109,2 км/ч	w = 2h + 47	59 уз
8	w′	w′ = w ÷ 3600	0,03 км/с	w′ = w ÷ 3600	0,0164 м. мили/с
9	E	E = w′ ÷ R	0,01 км/°	E = w′ ÷ R	0,00546 м. мили/°
10	ϕ	для V ≤ 315 км/ч: ϕ = 36 ÷ T для V > 315 км/ч: ϕ = 0,116 V ÷ T	18°	для V≤ 170 уз: ϕ = 36 ÷ T для V > 170 уз: ϕ = 0,215 V ÷ T	18°
11	zN	*zN = h tg 40°	1,55 км	**zN = 0,164 h tg 40°	0,83 м. мили
12	t	t = 60T	120 с	t = 60T	120 с
13	L	L = vt	9,74 км	L = vt	5,24 м. мили
14	ab1 = ab3	***ab1 = ab3 = (t – 5)(v – w′) – zN	4,34 км	***ab1 = ab3 = (t – 5)(v – w′) – zN	2,31 м. мили
15	ab2 = ab4	***ab2 = ab4 = (t + 21)(v + w′) + zN	17,23 км	***ab2 = ab4 = (t + 21)(v + w′) + zN	9,30 м. мили
16	$W_d = W_g$	$W_d = W_g$ = 50 E	0,5 км	$W_d = W_g$ = 50 E	0,27 м. мили
17	$W_e = W_f = W_h$	$W_e = W_f = W_h$ = 100 E	1,0 км	$W_e = W_f = W_h$ = 100 E	0,55 м. мили
18	W_i	W_i = 190 E	1,9 км	W_i = 190 E	1,04 м. мили

		РАСЧЕТЫ В ЕДИНИЦАХ СИ		*РАСЧЕТЫ НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ*	
Строка	*Параметр*	*Формула*	*Значение*	*Формула*	*Значение*
19	W_j	W_j = 235 E	2,35 км	W_j = 235 E	1,28 м. мили
20	угол сноса d	d = arc sin (w ÷ V)	23°	d = arc sin (w ÷ V)	23°
21	N_{3l}	N_{3l} = 11 v	0,9 км	N_{3l} = 11 v	0,48 м. мили
22	W_l	W_l = 11 w′	0,33 км	W_l = 11 w′	0,18 м. мили
23	W_m	W_m = W_l + 50 E	0,83 км	W_m = W_l + 50 E	0,45 м. мили
24	W_n	W_n = W_l + 100 E	1,33 км	W_n = W_l + 100 E	0,73 м. мили

* В случае разворота на посадочную прямую по VOR строку 11 читать: zV = h tg 50°.

** В случае разворота на посадочную прямую по VOR строку 11 читать: zV = 0,164 h tg 50°.

*** В случае разворота на посадочную прямую по VOR/DME, где D является указанным расстоянием по DME, ограничивающим линию пути удаления, а d1 является допуском на отсчет по DME (d1 равно 0,46 км (0,25 м. мили) + 0,0125 D), строки 14 и 15 читаются:

ab1 = ab3 = D – d1 + 5 (v – w′);

ab2 = ab4 = D + d1 + 11 (v + w′).

В случае разворота на посадочную прямую по VOR строки 14 и 15 читать:

ab1 = ab3 = (t – 5) (v – w) ′ – zV;

ab2 = ab4 = (t + 21) (v + w′) + zV.

Таблица I-4-3-Доб C-2. Расчеты, используемые при построении шаблона стандартного разворота 45–180°

	ДАННЫЕ	
	В ЕДИНИЦАХ СИ	*НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ*
IAS	260 км/ч	140 уз
Абсолютная высота	1850 м	6000 фут
T	60 с (1 мин для кат. A и B; 1,25 мин для кат. C, D and E)	60 с (1 мин для кат. A и B; 1,25 мин для кат. C, D и E)
Температура	МСА + 15 °C	МСА + 15 °C

		РАСЧЕТЫ В ЕДИНИЦАХ СИ		*РАСЧЕТЫ НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ*	
Строка	*Параметр*	*Формула*	*Значение*	*Формула*	*Значение*
1	K	Коэффициент перевода для 1850 м и МСА + 15 °C (см. добавление к главе 1 раздела 2 части I)	1,1244	Коэффициент перевода для 6000 фут и МСА + 15 °C (см. добавление к главе 1 раздела 2 части I)	1,1231
2	V	V = K IAS	292,34 км/ч	V = K IAS	157,23 уз
3	v	v = V ÷ 3600	0,0812 км/с	v = V ÷ 3600	0,0437 м. мили/с
4	R	R = 943,27 ÷ V, или 3°/с, в зависимости от того, что меньше	(3,23) 3°/с	R = 509,26 ÷ V, или 3°/с, в зависимости от того, что меньше	(3,24) 3°/с
5	r	r = V ÷ 62,83 R	1,55 км	r = V ÷ 62,83 R	0,83 м. мили
6	h	В тыс. м	1,85	В тыс. м	6
7	w	w = 12h + 87	109,2 км/ч	w = 2h + 47	59 уз
8	w′	w′ = w ÷ 3600	0,03 км/с	w′ = w ÷ 3600	0,0164 м. мили/с
9	E	E = w′ ÷ R	0,01 км/°	E = w′ ÷ R	0,00546 м. мили/°
10	ab	ab = 5v	0,41 км	ab = 5v	0,22 м. мили
11	cd	cd = (t – 5 – 45 ÷ R) v	3,25 км	cd = (t – 5 – 45 ÷ R) v	1,75 м. мили
12	cd1, cd3	cd1 = cd3 = cd – 5v	2,84 км	cd1 = cd3 = cd – 5v	1,53 м. мили
13	cd2, cd4	cd2 = cd4 = cd + 15v	4,47 км	cd2 = cd4 = cd + 15v	2,41 м. мили
14	W_c	W_c = 5w′ + 45 E	0,60 км	W_c = 5w′ + 45 E	0,33 м. мили
15	W_{d2}, W_{d4}	W_{d2} = W_{d4} = (t + 15) w′	2,25 км	W_{d2} = W_{d4} = (t + 15) w′	1,23 м. мили
16	W_f	W_f = W_{d2} + 50 E	2,75 км	W_f = W_{d2} + 50 E	1,50 м. мили
17	W_g, W_h	W_g = W_h = W_{d2} + 100 E	3,25 км	W_g = W_h = W_{d2} + 100 E	1,78 м. мили
18	W_i	W_i = W_{d2} + 150 E	3,75 км	W_i = W_{d2} + 150 E	2,05 м. мили
19	W_j	W_j = W_{d2} + 200 E	4,25 км	W_j = W_{d2} + 200 E	2,32 м. мили
20	W_k	W_k = (t – 5)w′ + 200 E	3,65 км	W_k = (t – 5)w′ + 200 E	1,99 м. мили
21	W_l	W_l = W_k + 50 E	4,15 км	W_l = W_k + 50 E	2,27 м. мили

Таблица I-4-3-Доб C-3. Расчеты, используемые при построении шаблона стандартного разворота 80–260°

	ДАННЫЕ	
	В ЕДИНИЦАХ СИ	*НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ*
IAS	405 км/ч	220 уз
Абсолютная высота	1850 м	6000 фут
Температура	МСА + 15 °C	МСА + 15 °C

		РАСЧЕТЫ В ЕДИНИЦАХ СИ		*РАСЧЕТЫ НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ*	
Строка	*Параметр*	*Формула*	*Значение*	*Формула*	*Значение*
1	K	Коэффициент перевода для 1850 м и МСА + 15 °C (см. добавление к главе 1 раздела 2 части I)	1,1244	Коэффициент перевода для 6000 фут и МСА + 15 °C (см. добавление к главе 1 раздела 2 части I)	1,1231
2	V	V = K × IAS	455,38 км/ч	V = K × IAS	247,08 уз
3	v	v = V ÷ 3600	0,1265 км/с	v = V ÷ 3600	0,0686 м. мили/с
4	R	R = 943,27 ÷ V, или 3°/с, в зависимости от того, что меньше	2,07°/с	R = 509,26 ÷ V, или 3°/с, в зависимости от того, что меньше	2,06°/с
5	r	r = V ÷ 62,83 R	3,5 км	r = V ÷ 62,83 R	1,91 м. мили
6	h	В тыс. м	1,85	В тыс. м	6
7	w	w = 12h + 87	109,2 км/ч	w = 2h + 47	59 уз
8	w′	w′ = w ÷ 3600	0,03 км/с	w′ = w ÷ 3600	0,0164 м. мили/с
9	E	E = w′ ÷ R	0,0145 км/°	E = w′ ÷ R	0,00796 м. мили/°
10	ab	ab = 5v	0,63 км	ab = 5v	0,34 м. мили
11	d_e, d_{1e1}, d_{2e2}	$d_e = d_{1e1} = d_{2e2}$ = 10v	1,27 км	$d_e = d_{1e1} = d_{2e2}$ = 10v	0,69 м. мили
12	W_{e2}	W_{e2} = 15w′ + 85 E	1,68 км	W_{e2} = 15w′ + 85 E	0,92 м. мили
13	W_g	W_g = 15w′ + 130 E	2,34 км	W_g = 15w′ + 130 E	1,28 м. мили
14	W_h	W_h = 15w′ + 175 E	2,99 км	W_h = 15w′ + 175 E	1,64 м. мили
15	W_i	W_i = 15w′ + 220 E	3,64 км	W_i = 15w′ + 220 E	2,00 м. мили
16	W_j	W_j = 15w′ + 265 E	4,29 км	W_j = 15w′ + 265 E	2,36 м. мили
17	W_k	W_k = 15w′ + 255 E	4,15 км	W_k = 15w′ + 255 E	2,28 м. мили
18	W_l	W_l = 15w′ + 300 E	4,80 км	W_l = 15w′ + 300 E	2,63 м. мили
19	W_m	W_m = 15w′ + 345 E	5,45 км	W_m = 15w′ + 345 E	2,99 м. мили

Таблица I-4-3-Доб C-4. Расчеты, используемые при построении шаблона схемы ожидания и схемы "ипподром"

ДАННЫЕ		
	В ЕДИНИЦАХ СИ	*НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ*
IAS	405 км/ч	220 уз
Абсолютная высота	3050 м	10 000 фут
T	1 мин	1 мин
Температура	МСА + 15 °C	МСА + 15 °C

		РАСЧЕТЫ В ЕДИНИЦАХ СИ		*РАСЧЕТЫ НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ*	
Строка	*Параметр*	*Формула*	*Значение*	*Формула*	*Значение*
1	K	Коэффициент перевода для 3050 м и МСА + 15 °C (см. добавление к главе 1 раздела 4 части I)	1,1960	Коэффициент перевода для 10 000 фут и МСА + 15 °C (см. добавление к главе 1 раздела 2 части I)	1,1958
2	V	V = K × IAS*	484,38 км/ч	V = K × IAS*	263,08 уз
		* Истинная скорость может быть также получена из добавления A к главе 1 раздела 4 части II.		* Истинная скорость может быть также получена из добавления A к главе 1 раздела 4 части II.	
3	v	v = V ÷ 3600	0,1346 км/с	v = V ÷ 3600	0,07308 м. мили/с
4	R	R = 943.27 ÷ V, или 3°/с, в зависимости от того, что меньше	1,95°/с	R = 509,26 ÷ V, или 3°/с, в зависимости от того, что меньше	1,94°/с
5	r	r = V ÷ 62,83 R	3,96 км	r = V ÷ 62,83 R	2,16 м. мили
6	h	В тыс. м	3,05	В тыс. м	10
7	w	w = 12h + 87	123,6 км/ч	w = 2h + 47	67 уз
8	w′	w′ = w ÷ 3600	0,03433 км/с	w′ = w ÷ 3600	0,0186 м. мили/с
9	E_{45}	E_{45} = 45w′ ÷ R	0,792 км	E_{45} = 45w′ ÷ R	0,431 м. мили
10	t	t = 60T	60 с	t = 60T	60 с
11	L	L = v t	8,08 км	L = v t	4,38 м. мили
12	ab	ab = 5v	0,67 км	ab = 5v	0,37 м. мили
13	ac	ac = 11v	1,48 км	ac = 11v	0,80 м. мили
14	$g_{i1} = g_{i3}$	$g_{i1} = g_{i3}$ = (t – 5)v	7,40 км	$g_{i1} = g_{i3}$ = (t – 5)v	4,02 м. мили
15	$g_{i2} = g_{i4}$	$g_{i2} = g_{i4}$ = (t + 21)v	10,90 км	$g_{i2} = g_{i4}$ = (t + 21)v	5,92 м. мили
16	W_b	W_b = 5w′	0,17 км	W_b= 5w′	0,09 м. мили
17	W_c	W_c = 11w′	0,38 км	W_c = 11w′	0,20 м. мили
18	W_d	$W_d = W_c + E_{45}$	1,17 км	$W_d = W_c + E_{45}$	0,64 м. мили
19	W_e	$W_e = W_c + 2E_{45}$	1,96 км	$W_e = W_c + 2E_{45}$	1,07 м. мили
20	W_f	$W_f = W_c + 3E_{45}$	2,75 км	$W_f = W_c + 3E_{45}$	1,50 м. мили

		РАСЧЕТЫ В ЕДИНИЦАХ СИ		*РАСЧЕТЫ НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ*	
Строка	*Параметр*	*Формула*	*Значение*	*Формула*	*Значение*
21	W_g	$W_g = W_c + 4E_{45}$	3,55 км	$W_g = W_c + 4E_{45}$	1,93 м. мили
22	W_h	$W_h = W_b + 4E_{45}$	3,34 км	$W_h = W_b + 4E_{45}$	1,82 м. мили
23	W_o	$W_o = W_b + 5E_{45}$	4,13 км	$W_o = W_b + 5E_{45}$	2,25 м. мили
24	W_p	$W_p = W_b + 6E_{45}$	4, 92 км	$W_p = W_b + 6E_{45}$	2,69 м. мили
25	$W_{i1} = W_{i3}$	$W_{i1} = W_{i3} = (t + 6)w' + 4E_{45}$	5,43 км	$W_{i1} = W_{i3} = (t + 6)w' + 4E_{45}$	2,96 м. мили
26	$W_{i2} = W_{i4}$	$W_{i2} = W_{i4} = W_{i1} + 14w'$	5,91 км	$W_{i2} = W_{i4} = W_{i1} + 14w'$	3,22 м. мили
27	W_j	$W_j = W_{i2} + E_{45}$	6,71 км	$W_j = W_{i2} + E_{45}$	3,65 м. мили
28	$W_k = W_l$	$W_k = W_l = W_{i2} + 2E_{45}$	7,50 км	$W_k = W_l = W_{i2} + 2E_{45}$	4,08 м. мили
29	W_m	$W_m = W_{i2} + 3E_{45}$	8,29 км	$W_m = W_{i2} + 3E_{45}$	4,51 м. мили
30	W_{n3}	$W_{n3} = W_{i1} + 4E_{45}$	8,60 км	$W_{n3} = W_{i1} + 4E_{45}$	4,68 м. мили
31	W_{n4}	$W_{n4} = W_{i2} + 4E_{45}$	9,08 км	$W_{n4} = W_{i2} + 4E_{45}$	4,94 м. мили
32	XE	$XE = 2r + (t + 15)v + (t + 26 + 195 \div R)w'$	24,38 км	$XE = 2r + (t + 15)v + (t + 26 + 195 \div R)w'$	13,27 м. мили
33	YE	$YE = 11\ v \cos 20° + r(1 + \sin 20°) + (t + 15)v \operatorname{tg} 5° + (t + 26 + 125 \div R)w'$	12,73 км	$YE = 11\ v \cos 20° + r(1 + \sin 20°) + (t + 15)v \operatorname{tg} 5° + (t + 26 + 125 \div R)w'$	6,93 м. мили

Таблица I-4-3-Доб C-5. Уравнения прямоугольника

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. *Таблицы составлены для величин TAS в диапазоне 165–540 км/ч (90–290 уз), скорости ветра до 120 км/ч (65 уз) и номинального отсчета времени удаления 1–3 мин. Не следует применять эти таблицы за пределами этих диапазонов.*

	В ЕДИНИЦАХ СИ (расстояние в км; скорость в км/ч; время в мин)	*НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ (расстояние в м. милях; скорость в уз; время в мин)*
a) уравнения для стандартного разворота 45/180º		
x_{max}	TAS(0,0165t + 0,0431) + W(0,0165t + 0,0278) + 3,4	TAS(0,0165t + 0,0431) + W(0,0165t + 0,0278) + 1,8
y_{max}	TAS(0,002t + 0,022) + W(0,002t + 0,0333) – 0,74	TAS(0,002t + 0,022) + W(0,002t + 0,0333) – 0,4
y_{min}	TAS(–0,002t – 0,0137) + W(0,002t – 0,0594) + 1,67	TAS(–0,002t – 0,0137) + W(–0,002t – 0,0594) + 0,9
b) уравнения для стандартного разворота 80/260º		
x_{max}	TAS(0,0165t + 0,0421) + W(0,0165t + 0,0489) – 3,34	TAS(0,0165t + 0,0421) + W(0,0165t + 0,0489) – 1,8
y_{max}	TAS(0,002t + 0,0263) + W(0,002t + 0,0322) – 1,85	TAS(0,002t + 0,0263) + W(0,002t + 0,0322) – 1,0
y_{min}	TAS(–0,002t – 0,01) + W(0,002t – 0,0591) + 1,3	TAS(–0,002t – 0,01) + W(–0,002t – 0,0591) + 0,7
c) уравнения для разворота на посадочную прямую		
x_{max}	TAS(0,0173t + 0,0181) + W(0,0166t + 0,0209) – 0,93	TAS(0,0173t + 0,0181) + W(0,0166t + 0,0209) – 0,5
y_{max}	TAS(–0,0004t + 0,0373) + W(–0,0072t + 0,0404) + +0,164t – 3,15	TAS(–0,0004t + 0,0373) + W(–0,0072t + 0,0404) + +0,0887t – 1,7
y_{min}	TAS(–0,0122) + W(0,0151t – 0,0639) – 0,1845t + +1,48	TAS(–0,0122) + W(0,0151t – 0,0639) – 0,0996t + 0,8
d) уравнения для схемы "ипподром"		
x_{max}	TAS(0,0167t + 0,0297) + W(0,0167t + 0,0381) – 1,67	TAS(0,0167t + 0,0297) + W(0,0167t + 0,0381) – 0,9
x_{min}	TAS(–0,0241) + W(–0,037) + 2,04	TAS(–0,0241) + W(–0,037) + 1,1
y_{max}	TAS(0,0012t + 0,0266) + W(0,0158t + 0,0368) + +0,843t – 5,37	TAS(0,0012t + 0,0266) + W(0,0158t + 0,0368) + +0,455t – 2,9
y_{min}	TAS(–0,0015t – 0,0202) + W(–0,0167t – 0,027) + 1,3	TAS(–0,0015t – 0,0202) + W(–0,0167t – 0,027) + 0,7

ПРИМЕР (В ЕДИНИЦАХ СИ)

Условия: разворот на посадочную прямую в течение 2 мин с IAS 260 км/ч, абсолютная высота 1850 м, стандартный ветер ИКАО, оборудование VOR с конусом неопределенности 50°:

TAS = 260 × 1,1243 = 292 км/ч;

W = 12 × 1,85 + 87 = 109 км/ч;

Fix error = 1,85 × tg 50 = 2,20 км.

Вычисление (уравнения, приведенные в п. c) выше):

x_{max} = 292(0,0173 × 2 + 0,0181) + 109(0,0166 × 2 + 0,0209) – 0,93 = 20,36 км/ч;

y_{max} = 292(–0,0004 × 2 + 0,0373) + 109(–0,0072 × 2 + 0,0404) + 0,164 × 2 – 3,15 = 10,67 км/ч;

y_{min} = 292(–0,0122) + 109(0,0151 × 2 – 0,0639) – 0,1845 × 2 + 1,48 = –6,12 км.

Величины для нанесения шаблона (включая дополнительную ошибку определения контрольной точки, равную 2,20 км):

x_{max} = 22,6 км,

y_{max} = 12,9 км,

y_{min} = –8,3 км.

ПРИМЕР (НЕ В ЕДИНИЦАХ СИ):

Условия: стандартный разворот 45/180º в течение 1 мин с IAS 140 уз, абсолютная высота 6000 фут, стандартный ветер ИКАО, оборудование NDB.

TAS = 140 × 1,1231 = 157 уз;

W = 2 × 6 + 47 = 59 уз;

Fix error = 0,164 × 6 tg 40 = 0,83 м. мили.

Вычисление (уравнения, приведенные в п. а) выше):

x_{max} = 157(0,0165 × 1 + 0,0431) + 59(0,0165 × 1 + 0,0278) + 1,8 = 13,77 м. мили;

y_{max} = 157(0,002 × 1 + 0,022) + 59(0,002 × 1 + 0,0333) – 0,4 = 5,45 м. мили;

y_{min} = 157(–0,002 × 1 – 0,0137) + 59(–0,002 × 1 – 0,0594) + 0,9 = –5,19 м. мили.

Величины для нанесения шаблона (включая дополнительную ошибку на определение контрольной точки 0,83 м. мили):

x_{max} = 14,6 м. мили,

y_{max} = 6,3 м. мили,

y_{min} = –6,0 м. мили.

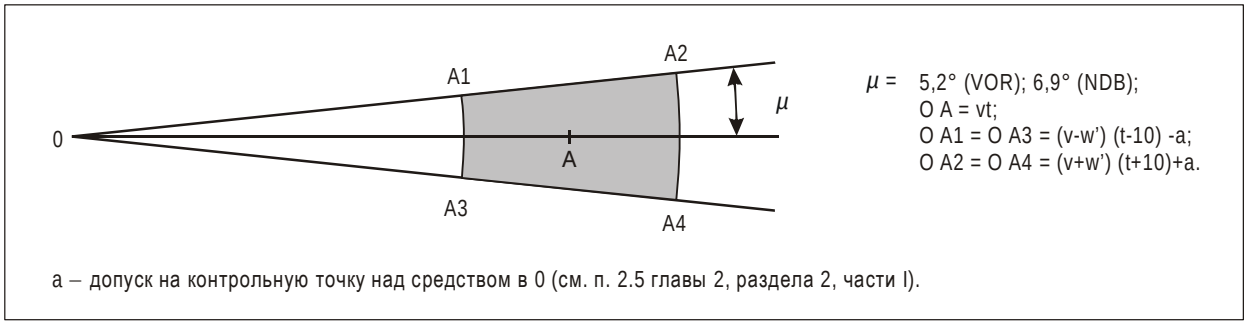


Рис. I-4-3-Доб С-1. VOR или NDB в 0: время от 0 до A

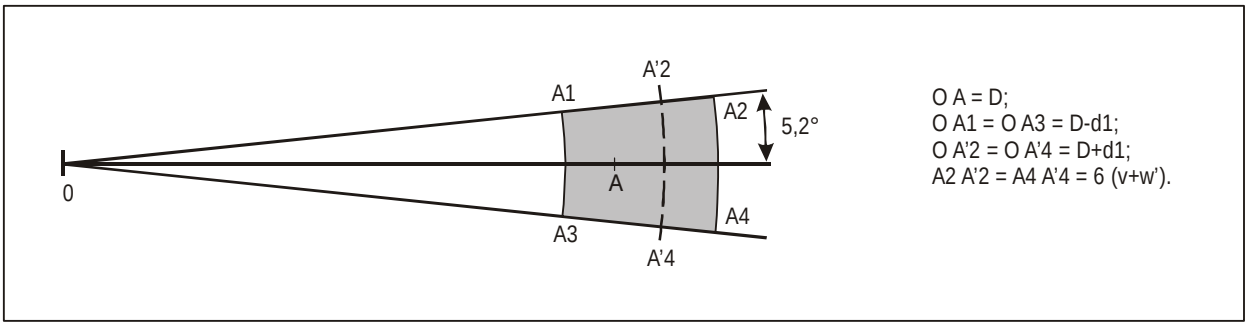


Рис. I-4-3-Доб С-2. VOR/DME в 0

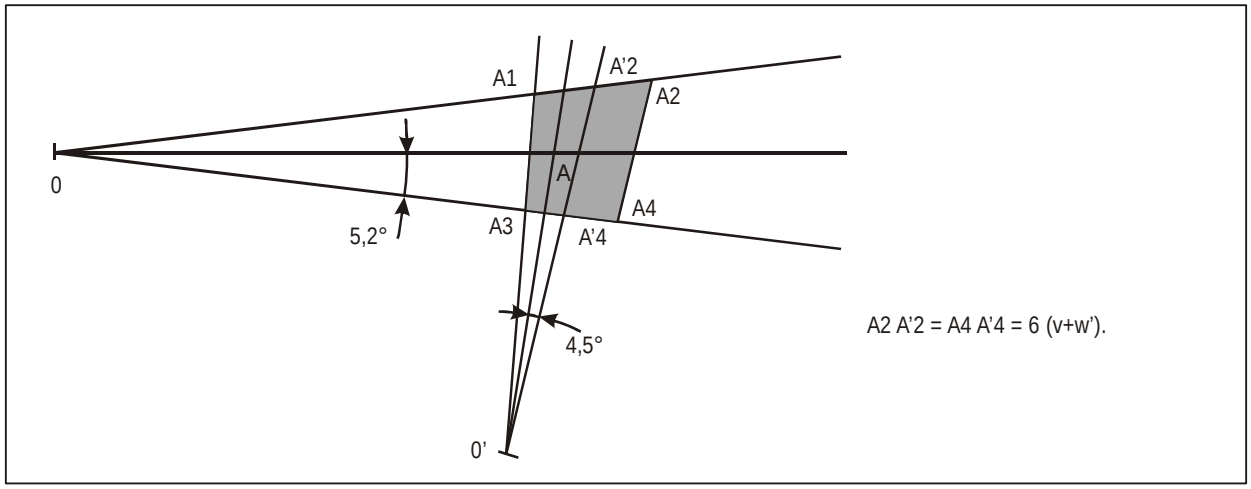


Рис. I-4-3-Доб C-3. VOR в 0 и VOR в 0'

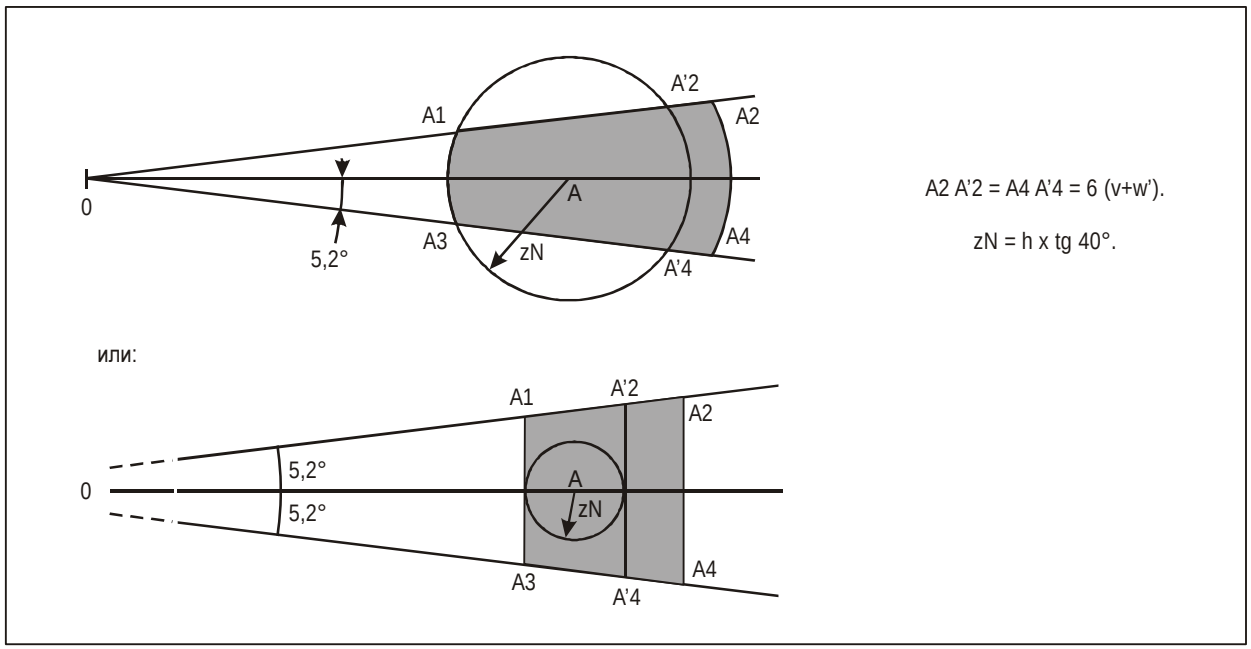


Рис. I-4-3-Доб C-4. VOR в 0 и NDB или привод в A

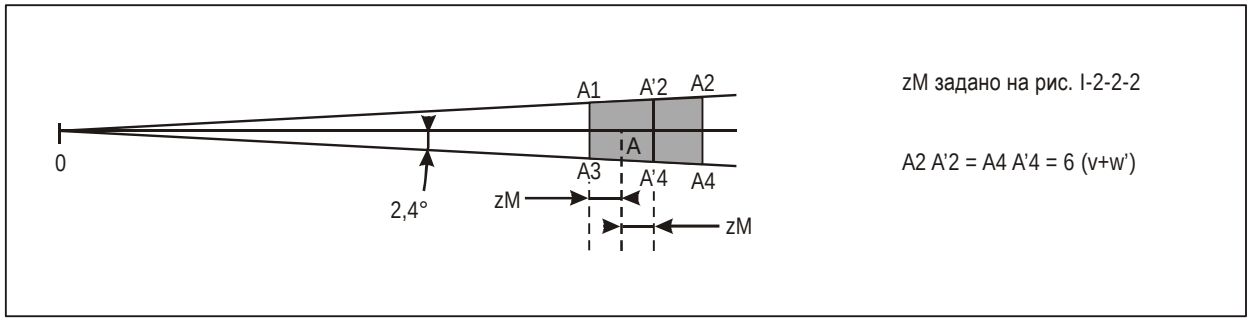


Рис. I-4-3-Доб C-5. Курсовой радиомаяк в 0 и маркерный радиомаяк в A

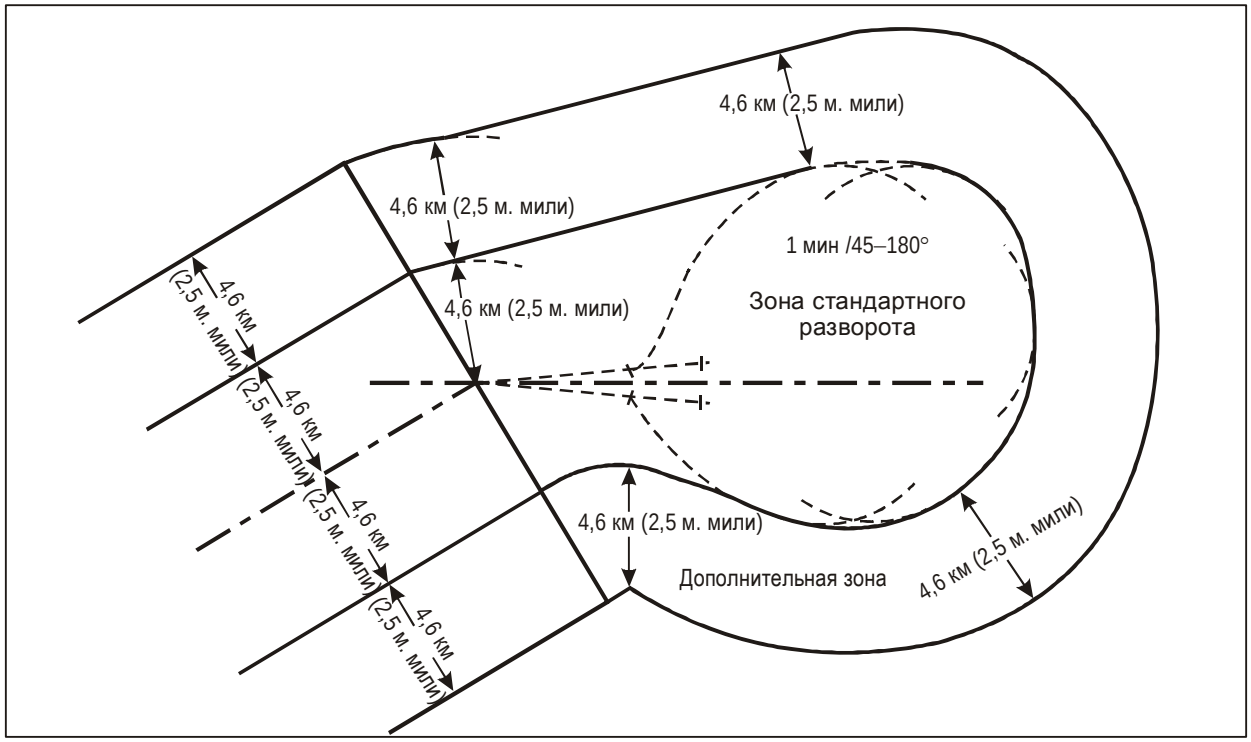


Рис. I-4-3-Доб C-6. Сопряжение зон начальных участков и зон стандартного разворота

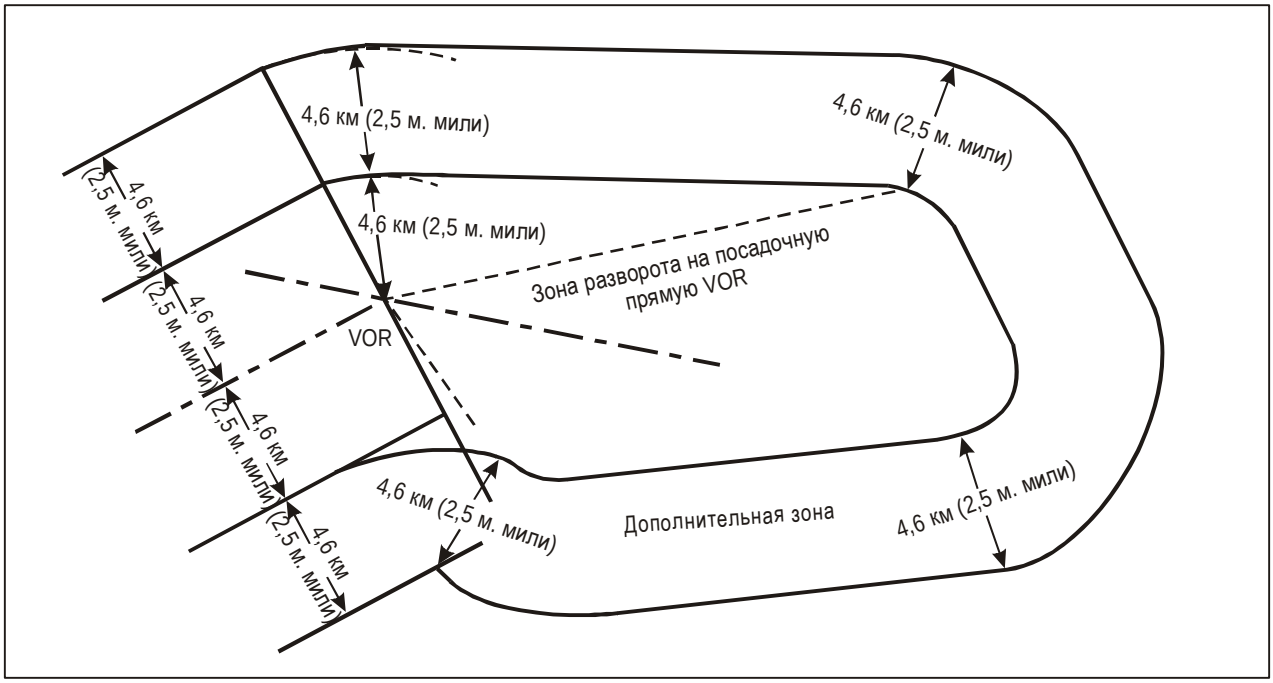


Рис. I-4-3-Доб С-7. Сопряжение зон начальных участков и зон разворота на посадочную прямую

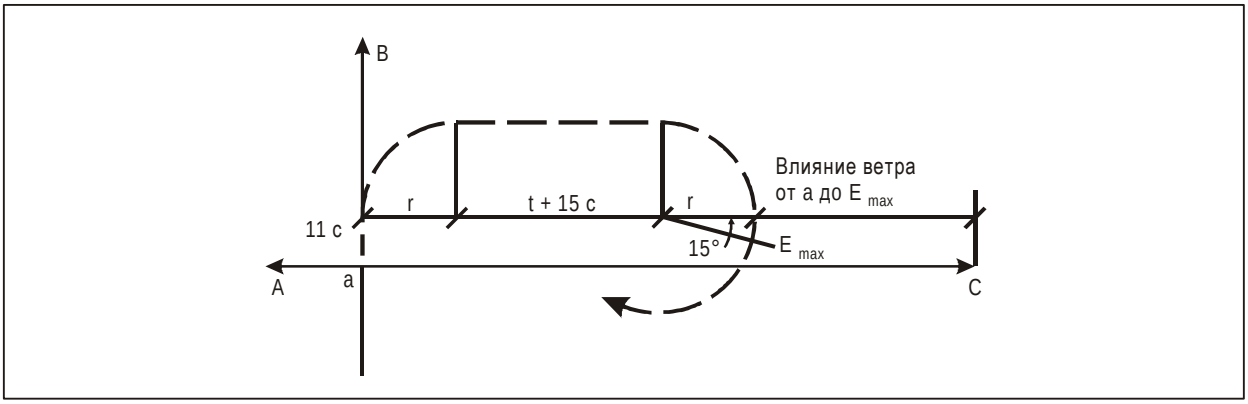


Рис. I-4-3-Доб С-8.

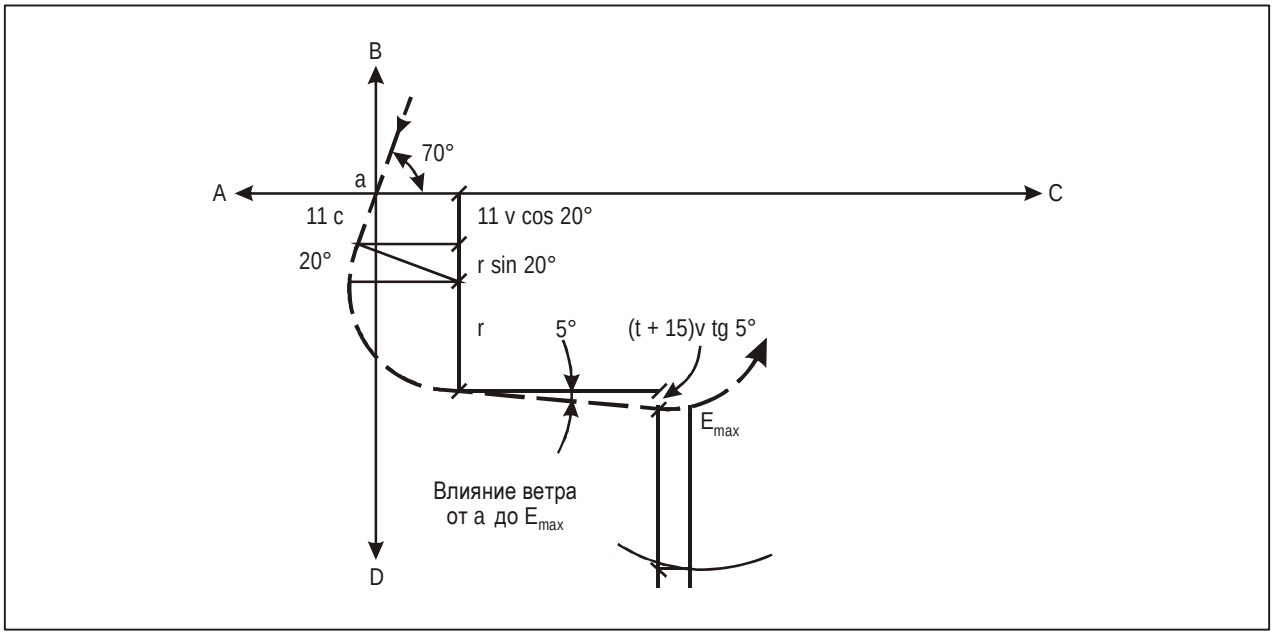


Рис. I-4-3-Доб C-9.

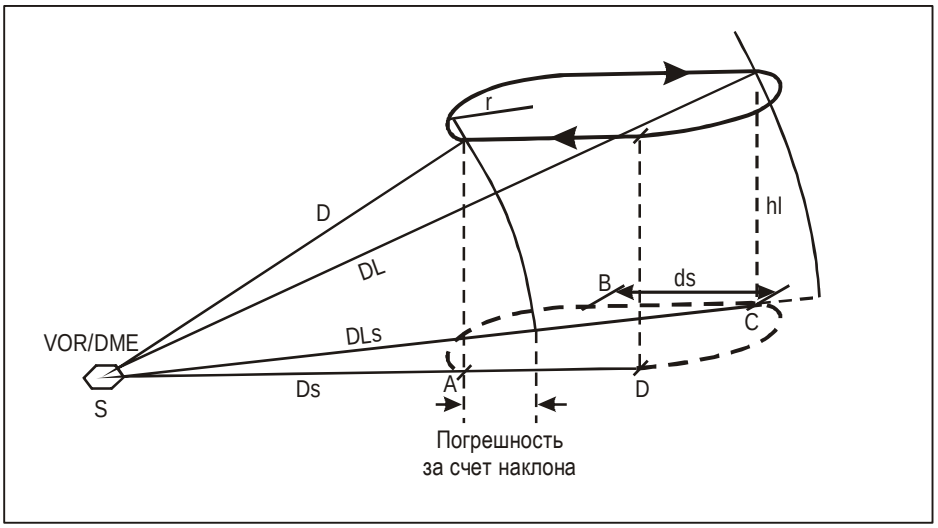


Рис. I-4-3-Доб C-10.

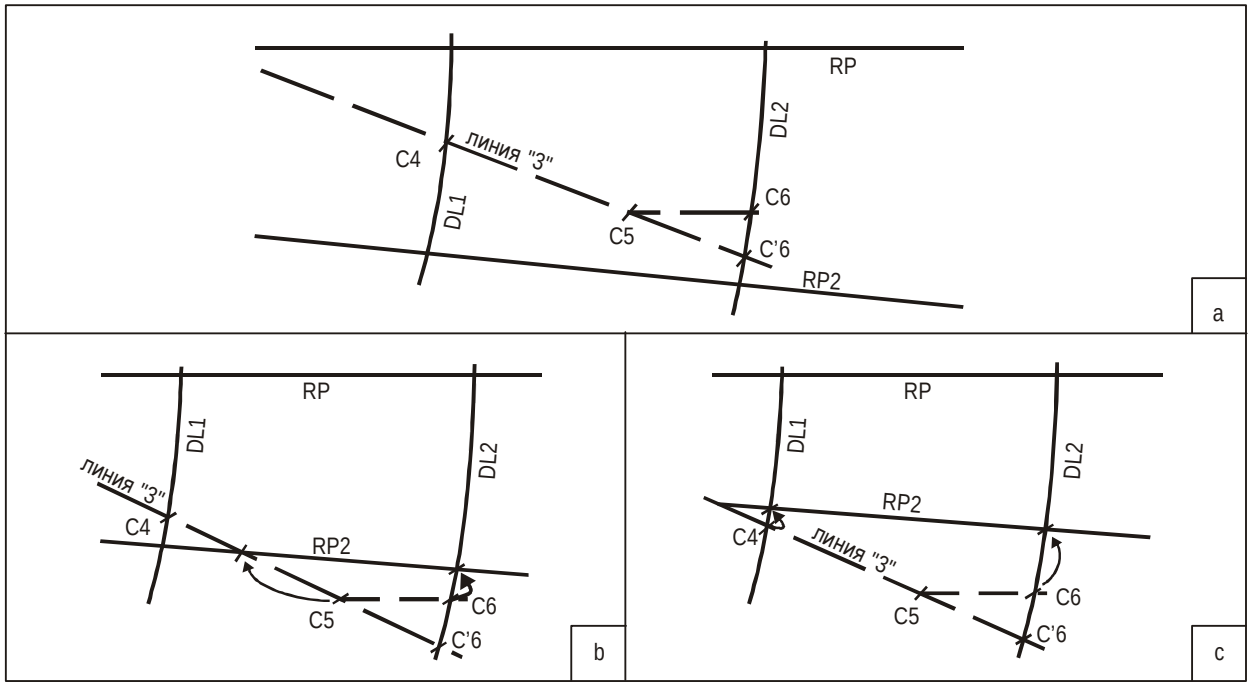


Рис. I-4-3-Доб C-11.

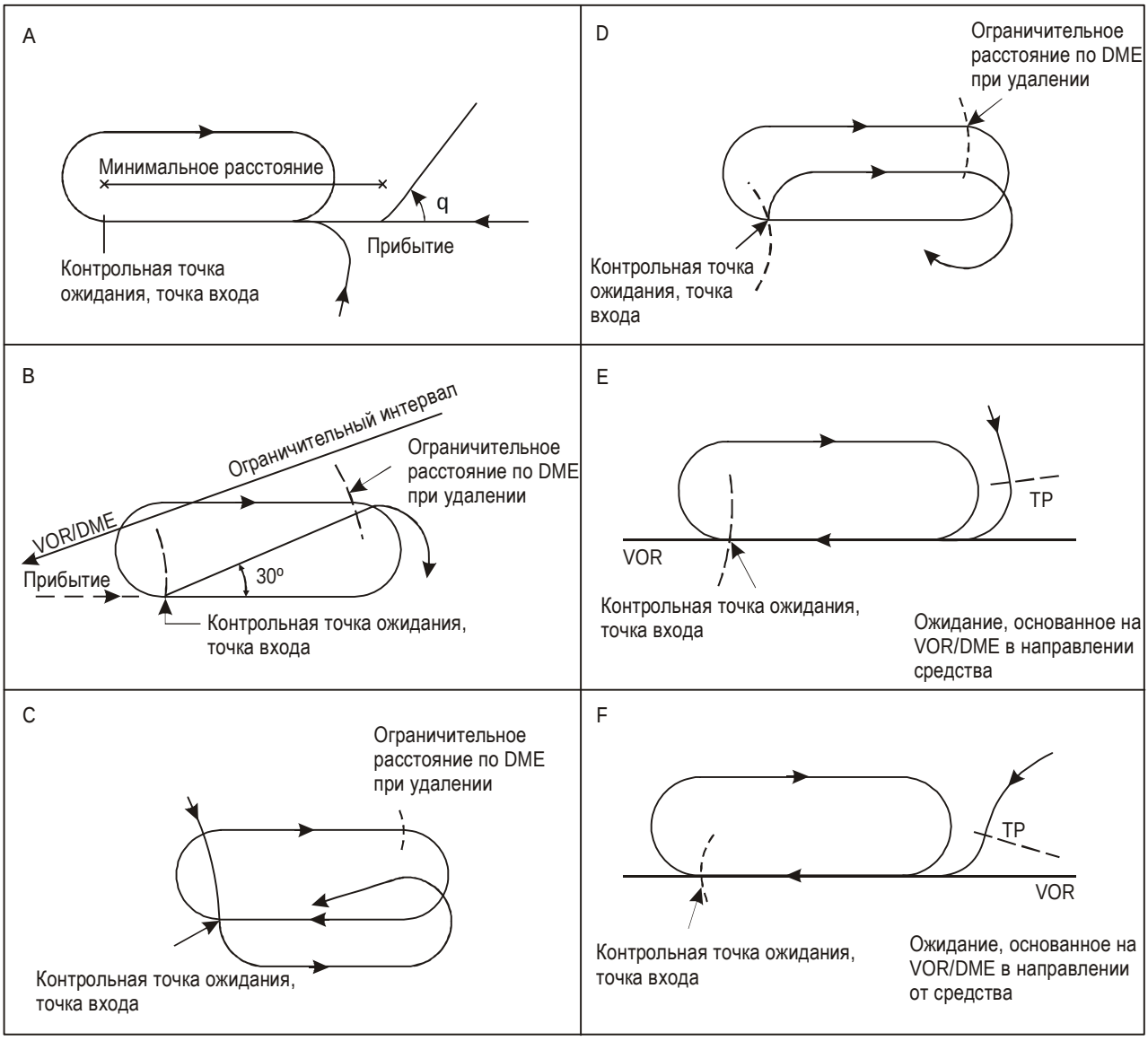


Рис. I-4-3-Доб C-12.

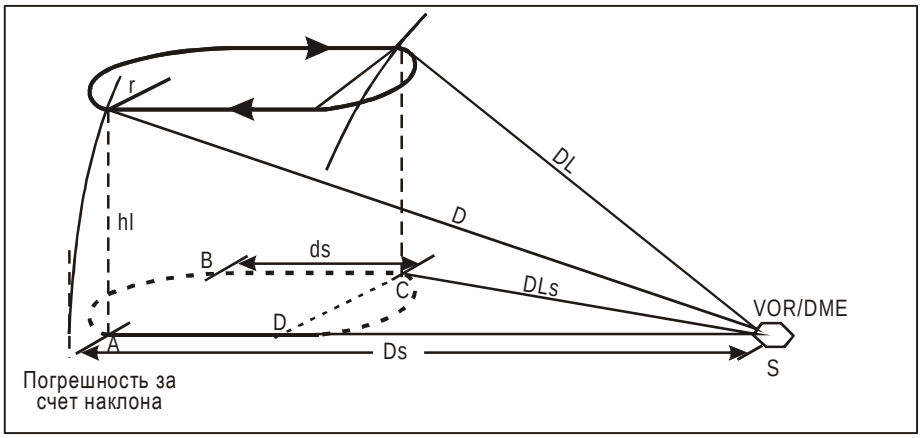


Рис. I-4-3-Доб C-13.

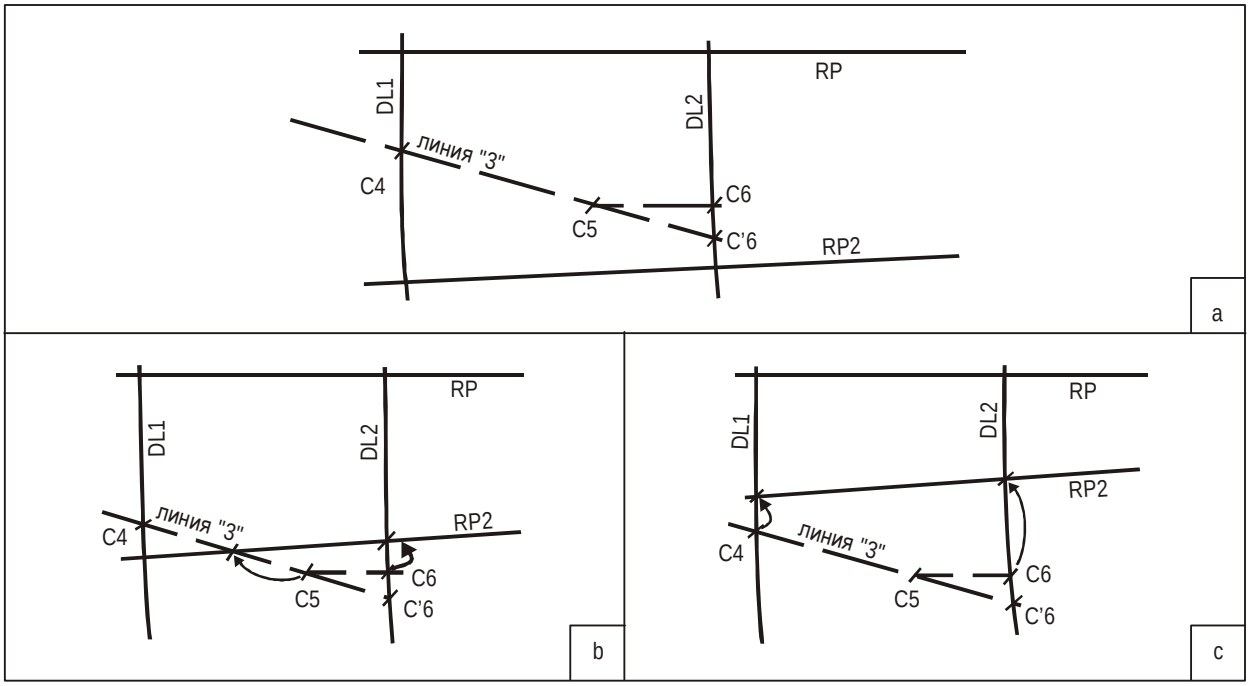


Рис. I-4-3-Доб C-14.

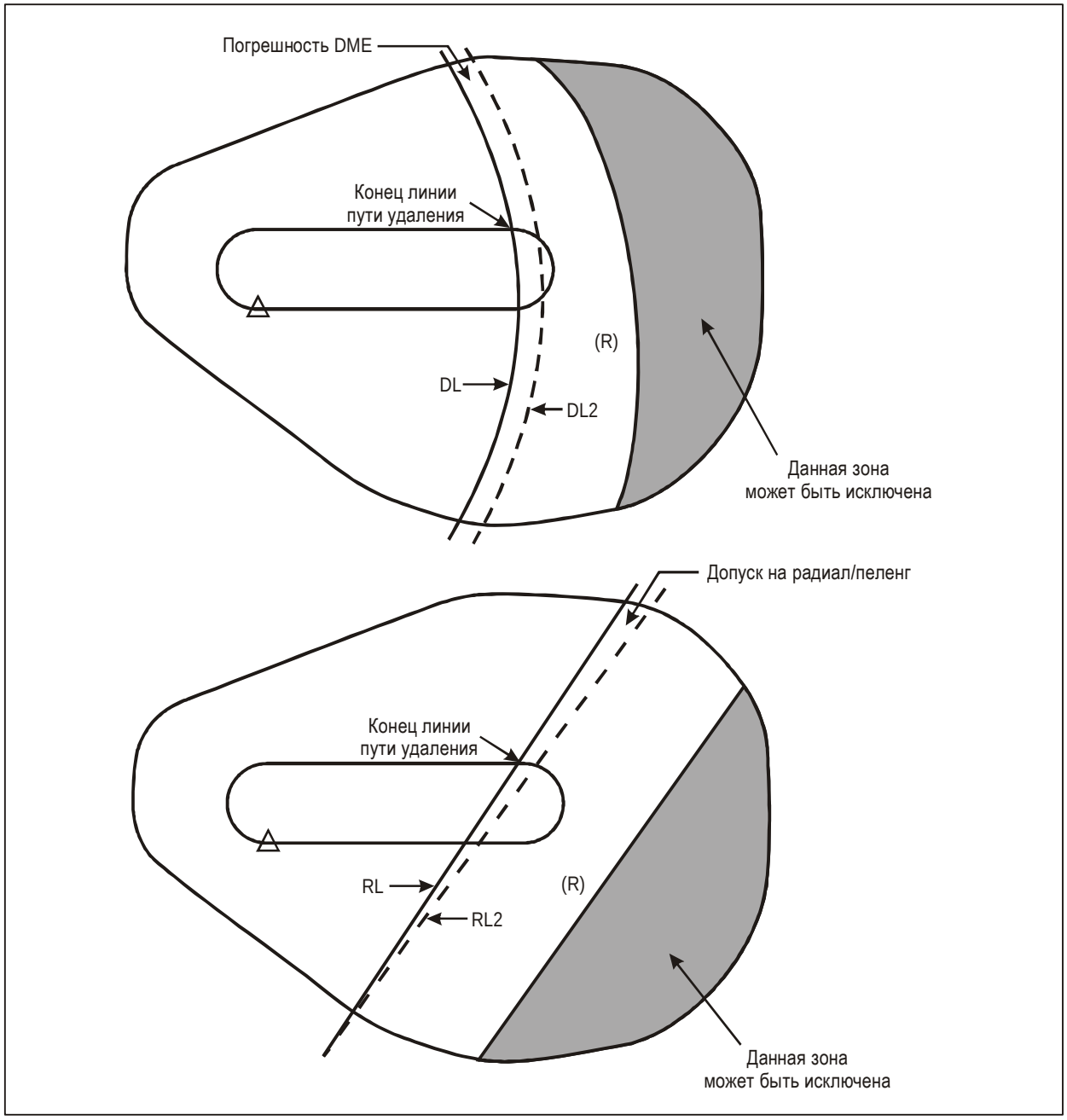


Рис. I-4-3-Доб C-15. Пример уменьшения зоны с помощью DME или радиала или пеленга пересечения

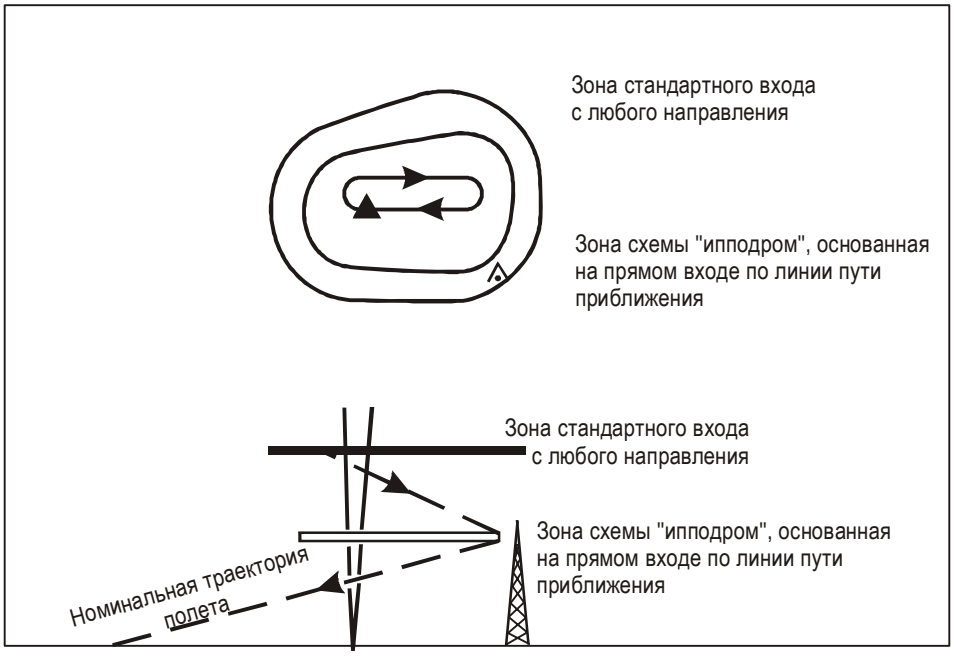


Рис. I-4-3-Доб C-16. Пример входа в схему "ипподром" с использованием стандартного входа/входа с любого направления на большей абсолютной высоте (зона "ипподром" уменьшена соответственно входу "по оси")

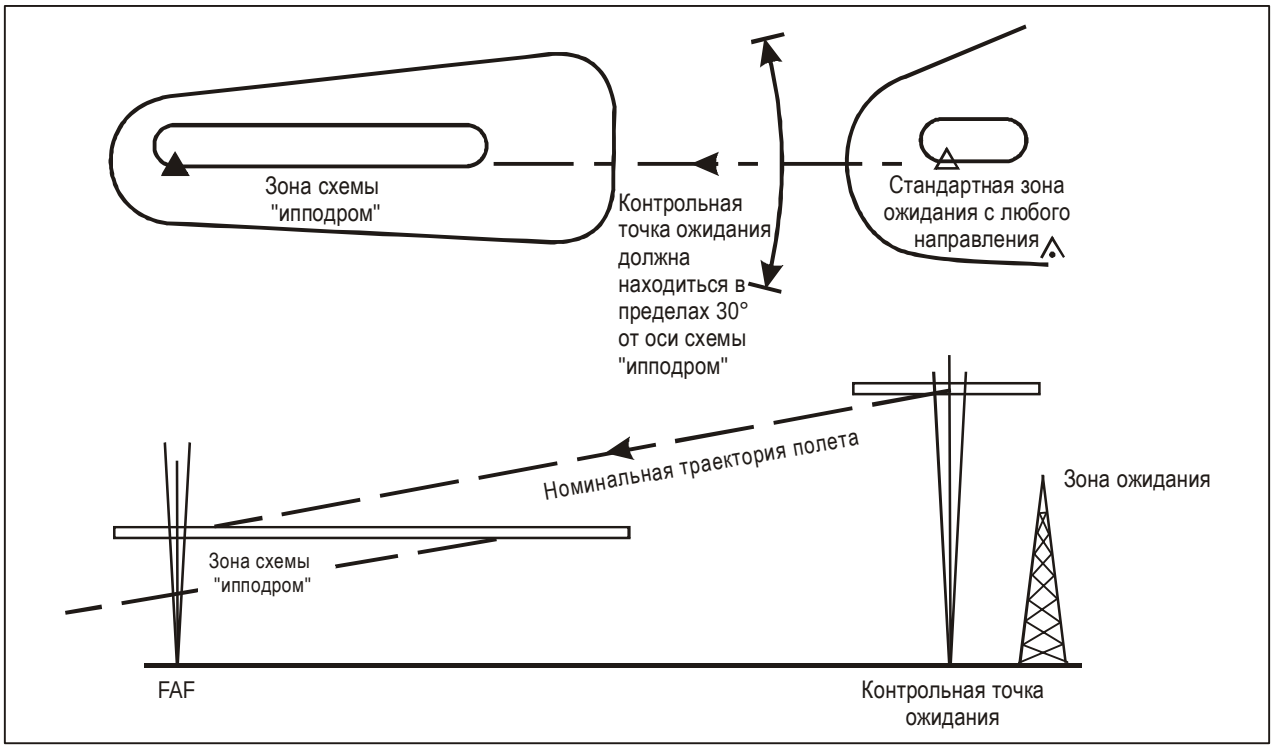


Рис. I-4-3-Доб C-17. Пример ограниченного входа в схему "ипподром" по ограниченной или заданной(ым) линии(ям) пути (зона схемы "ипподром" уменьшена соответственно входу "по оси")

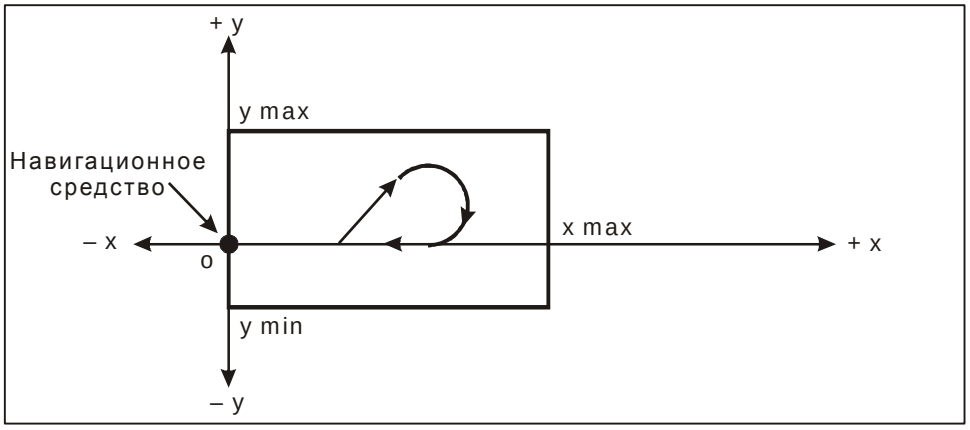


Рис. I-4-3-Доб C-18. Построение упрощенной схемы: пример прямоугольника для стандартного разворота

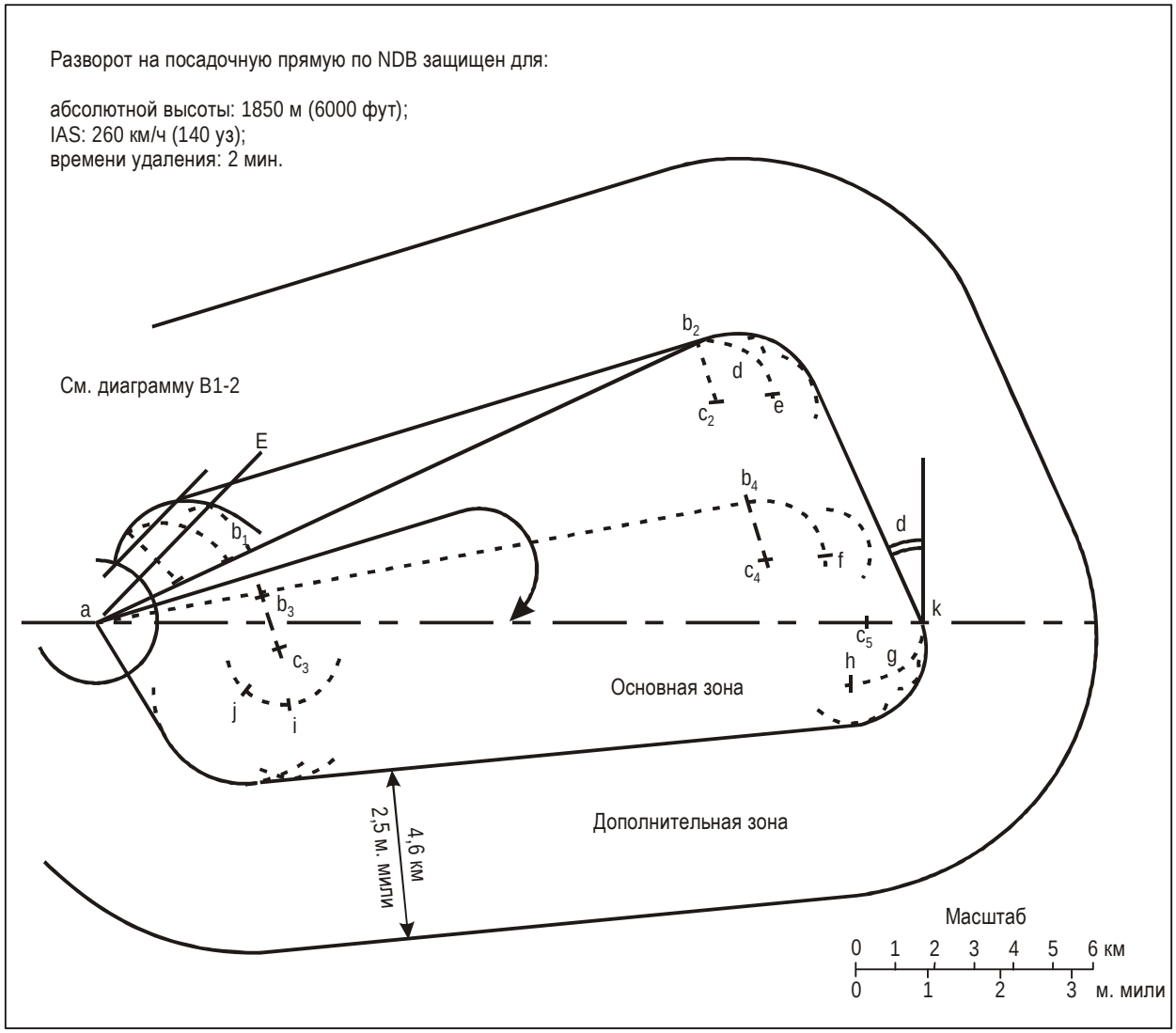


Диаграмма I-4-3-Доб C-1. Разворот по NDB на посадочную прямую

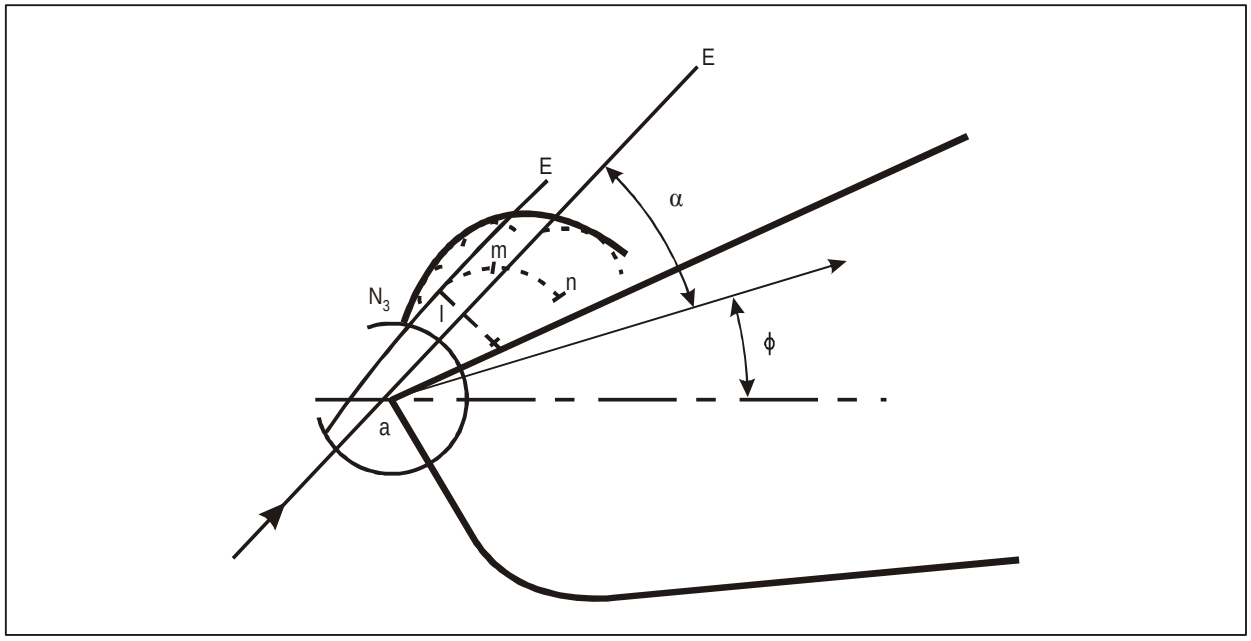


Диаграмма I-4-3-Доб C-2. Защита входа в разворот на посадочную прямую

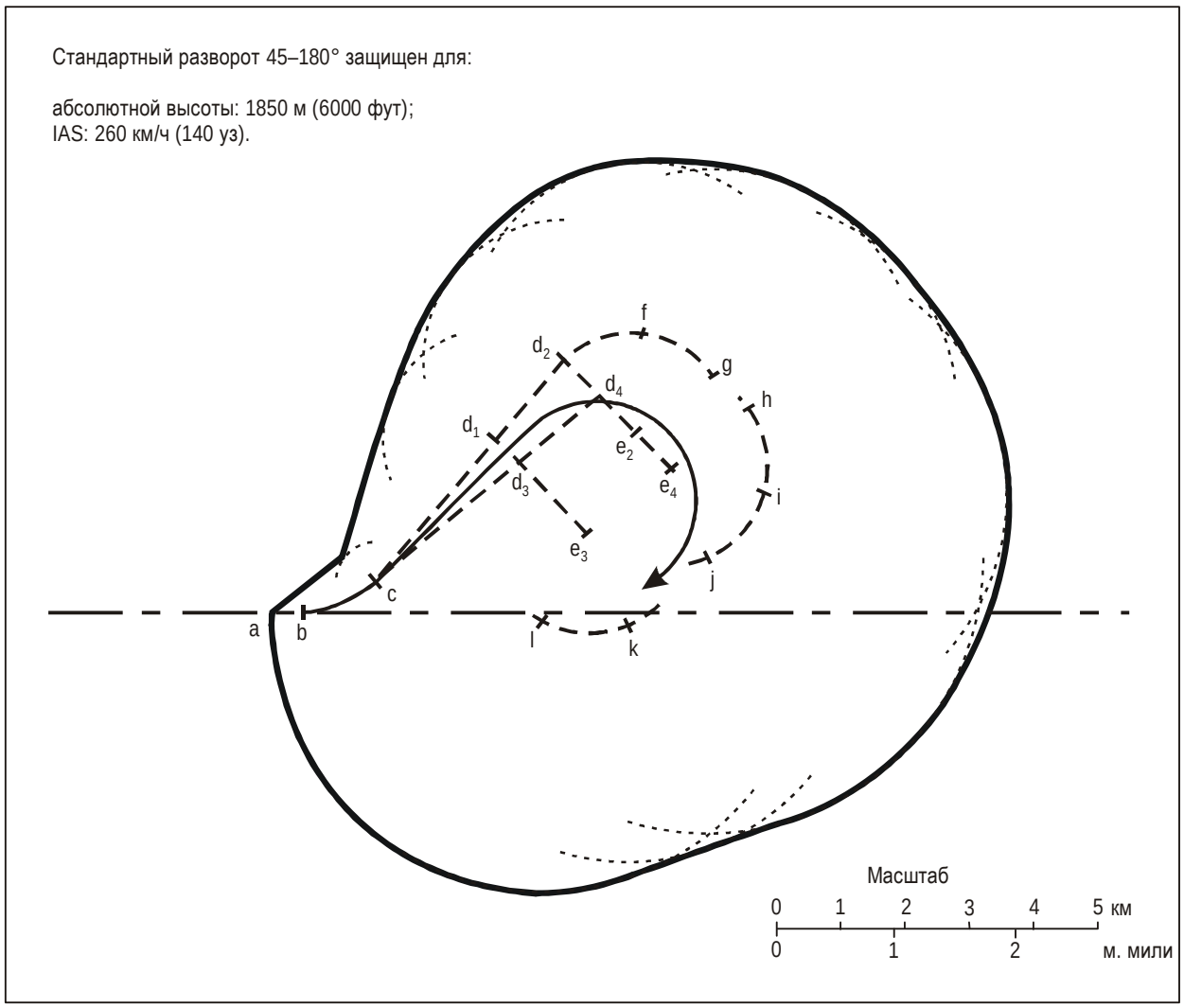


Диаграмма I-4-3-Доб C-3. Шаблон стандартного разворота 45–180°

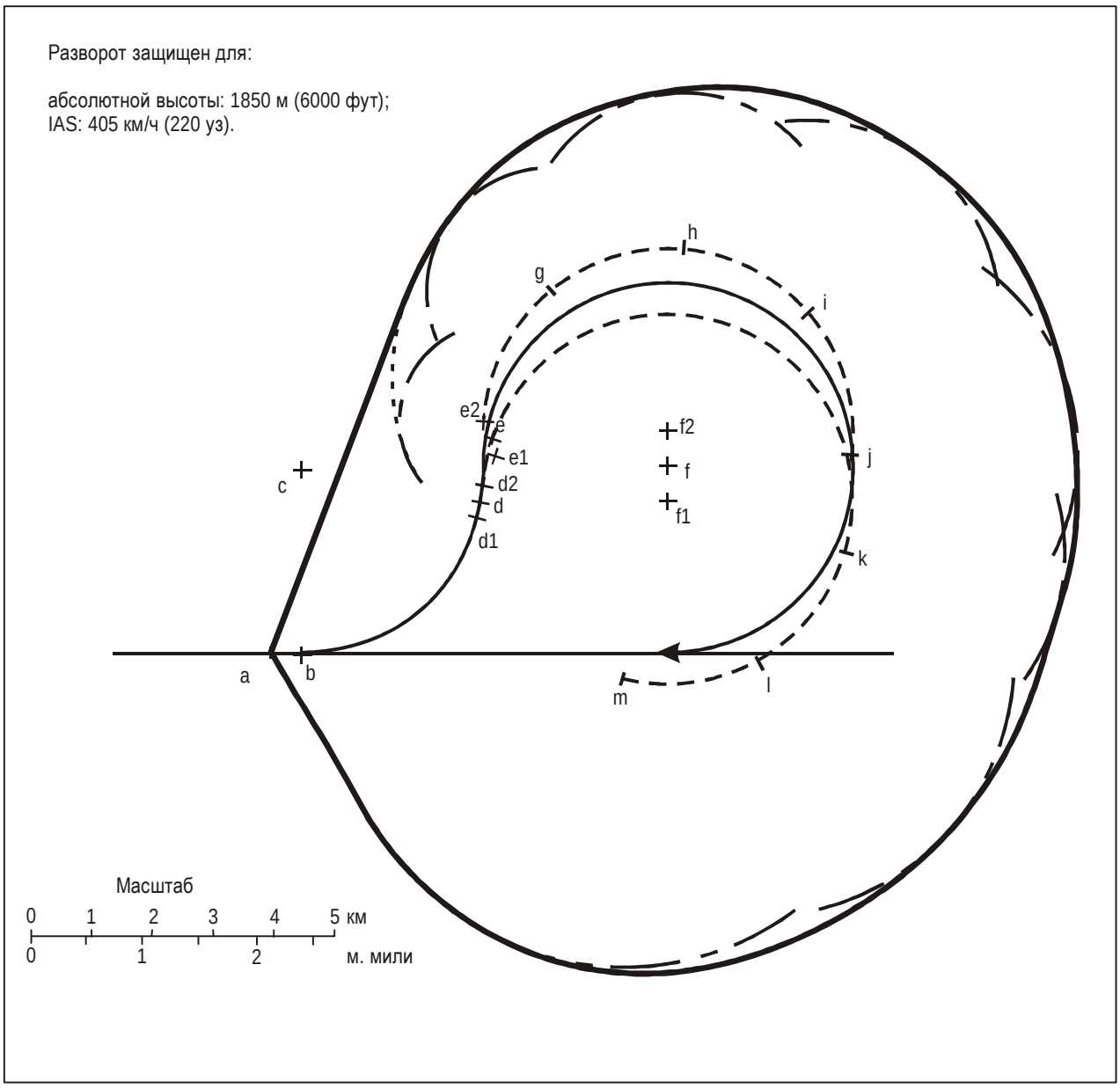


Диаграмма I-4-3-Доб C-4. Шаблон стандартного разворота 80–260°

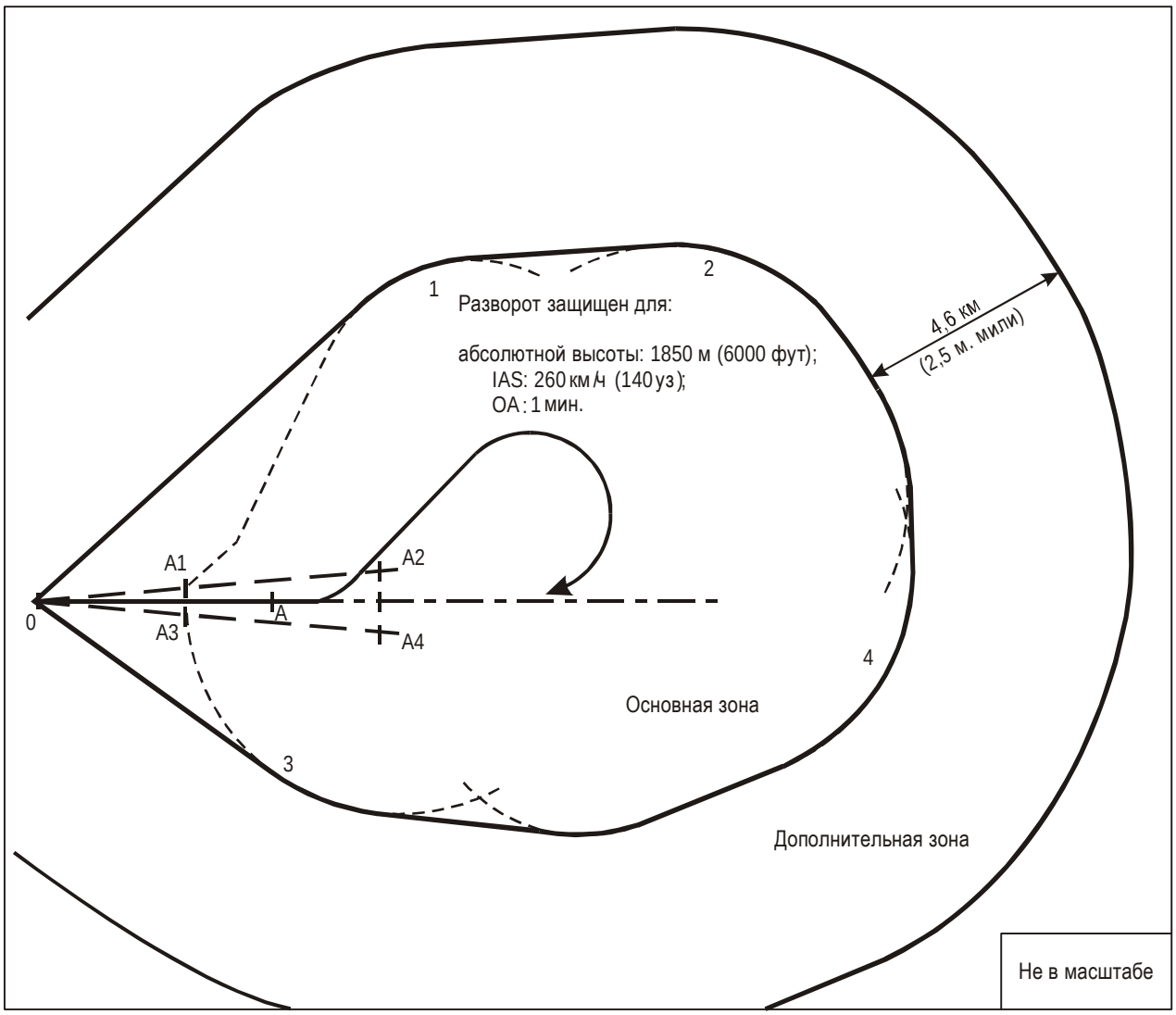


Диаграмма I-4-3-Доб C-5. Стандартный разворот 45–180° по VOR

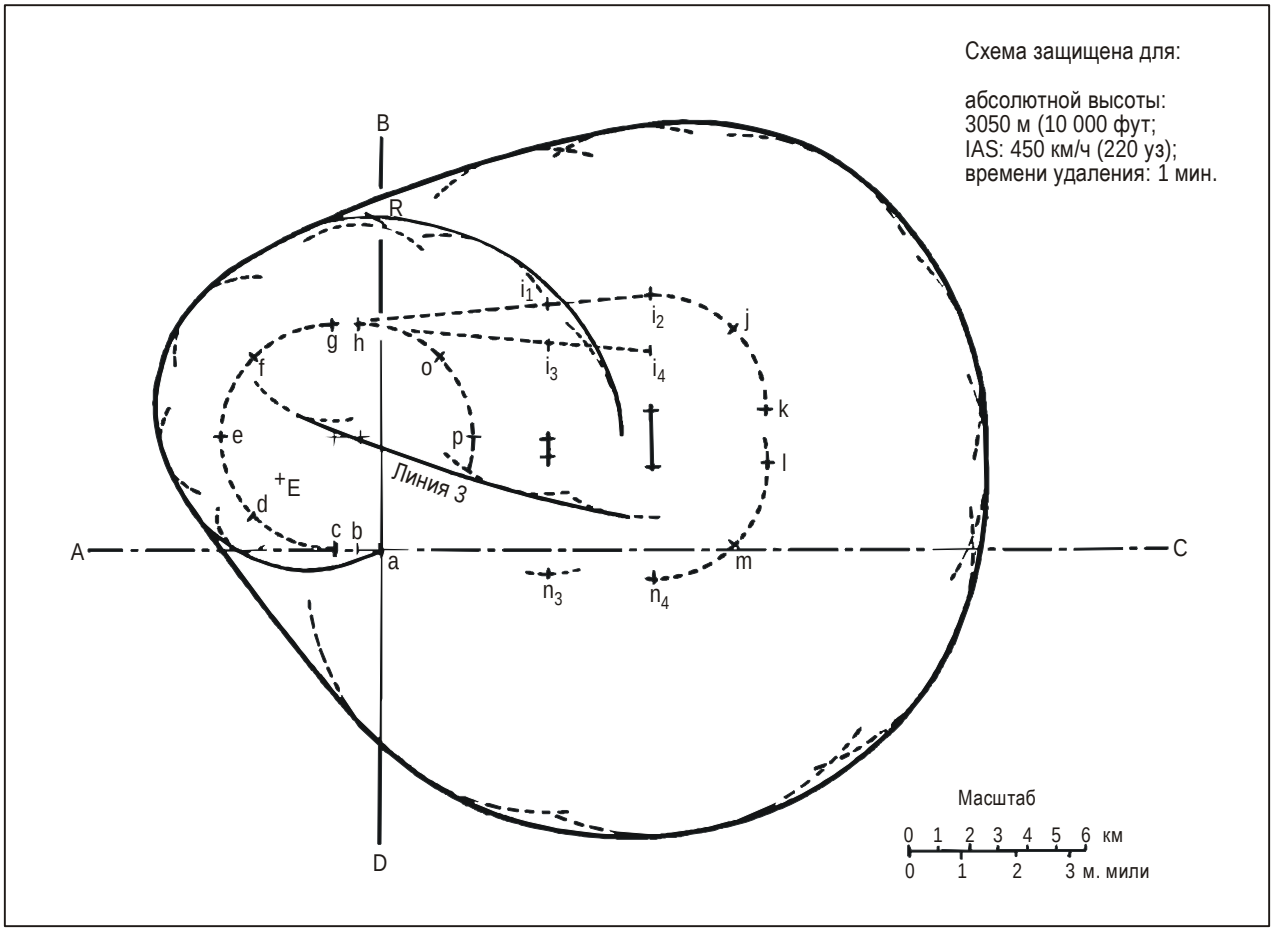


Диаграмма I-4-3-Доб C-6. Шаблон схемы ожидания/"ипподром" с соответствующими точками построения

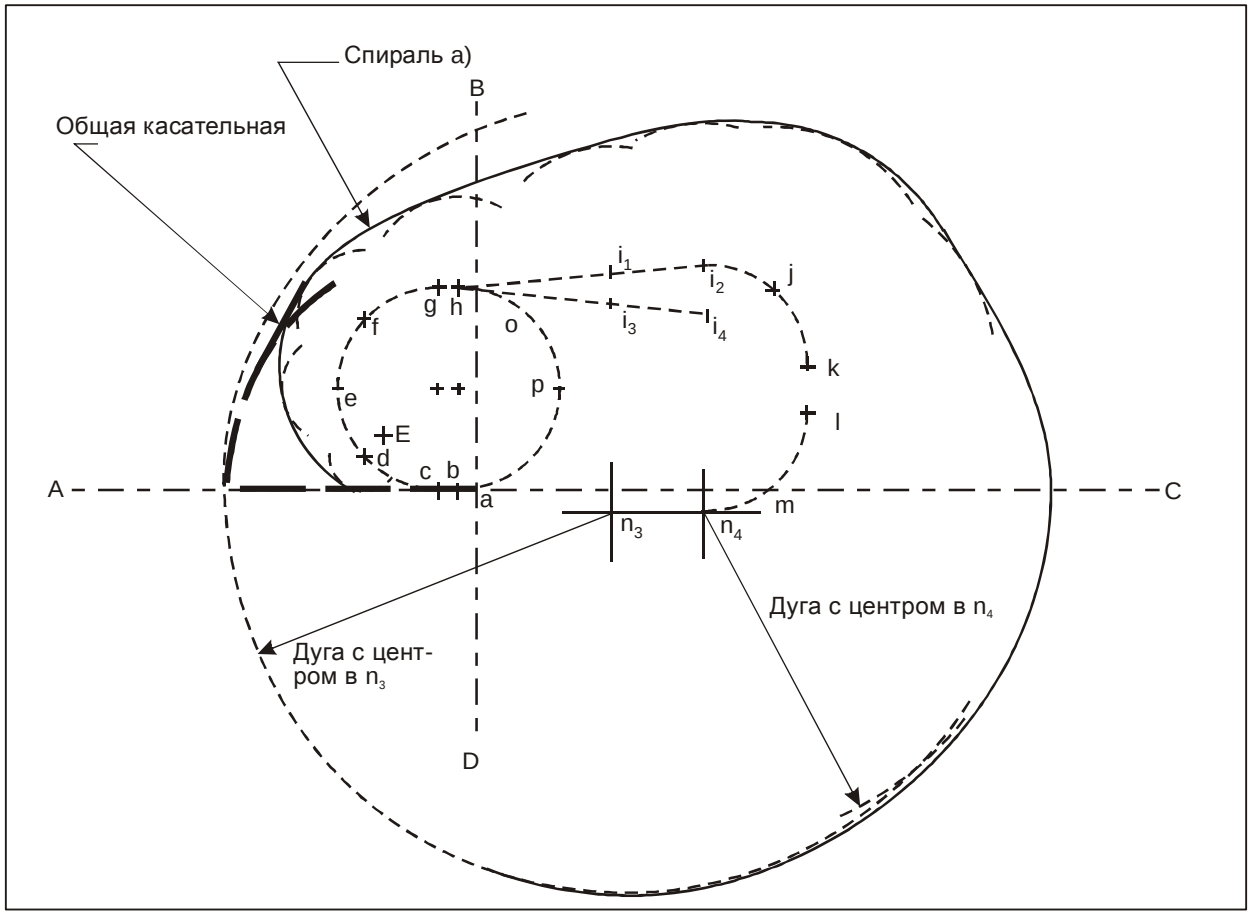


Диаграмма 1-4-3-App C-6 a). Контур шаблона, когда дуга с центром в n3 не пересекает спираль a)

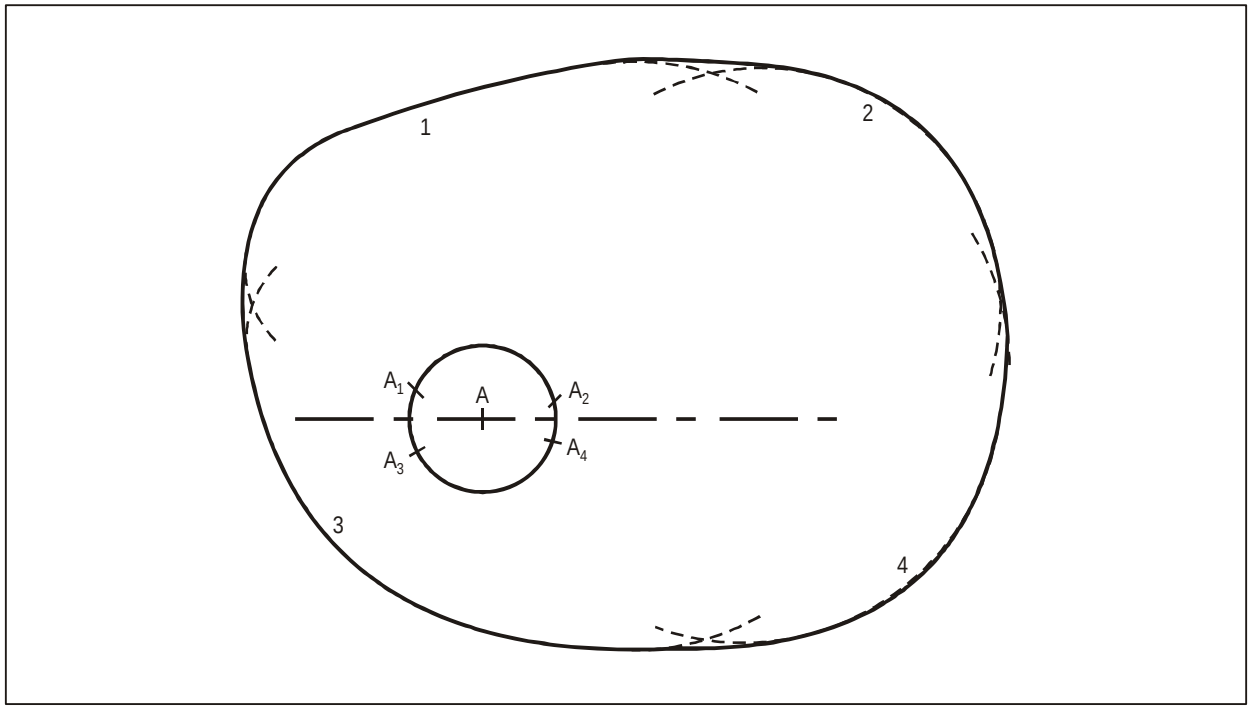


Диаграмма I-4-3-Доб C-7. Построение основной зоны

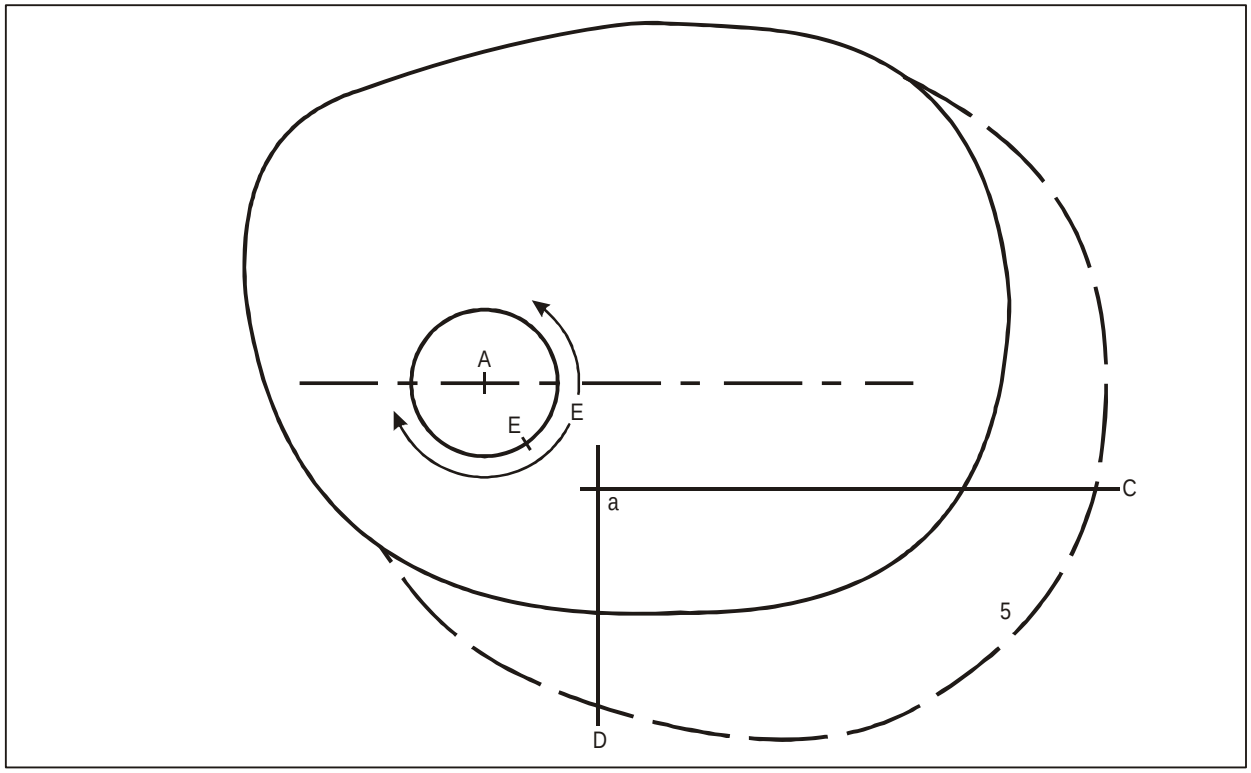


Диаграмма I-4-3-Доб C-8. Построение зоны входа; применение точки E, ось шаблона параллельна оси схемы

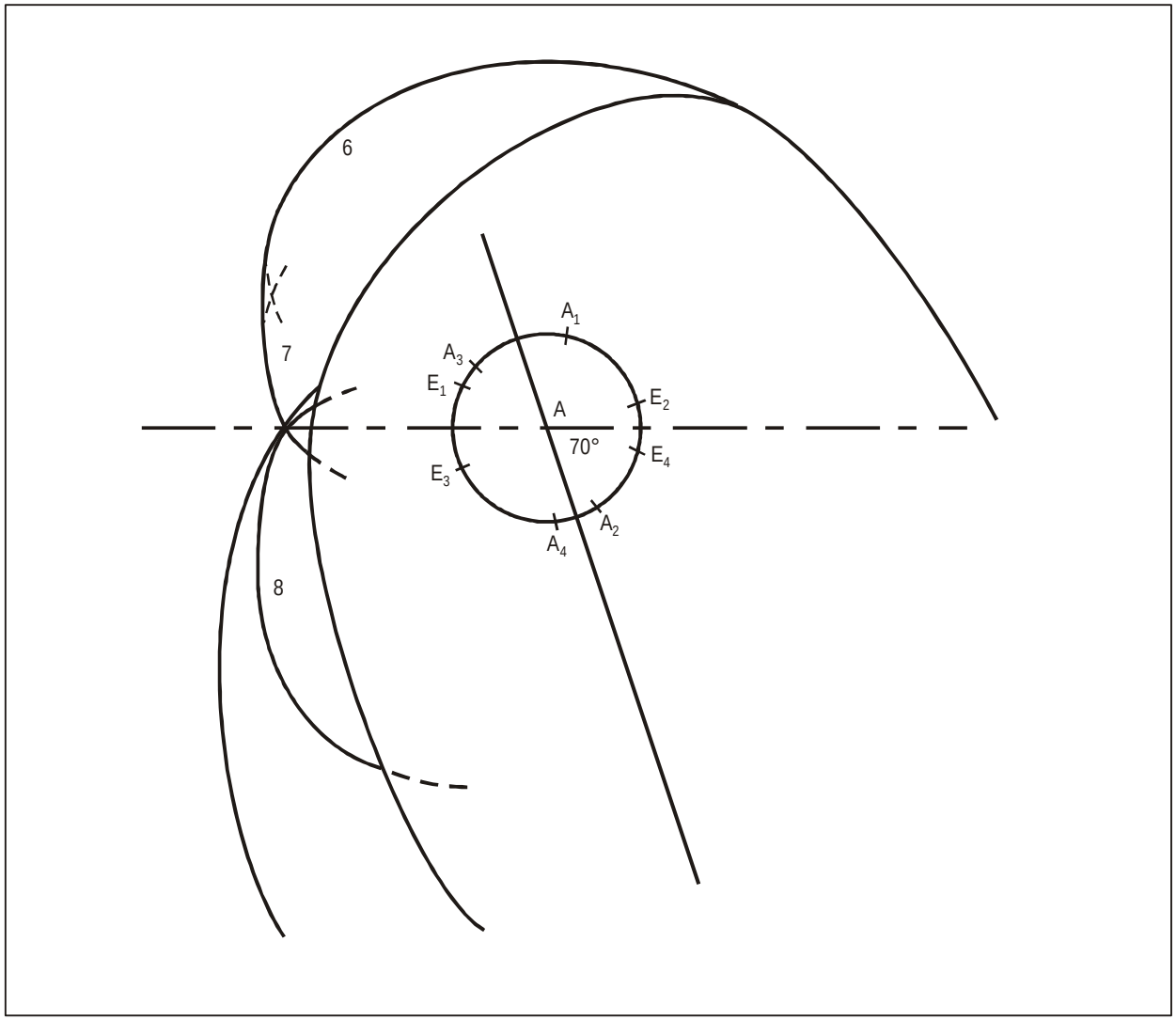


Диаграмма I-4-3-Доб C-9. Построение зоны входа; ось шаблона составляет угол 70° относительно оси схемы

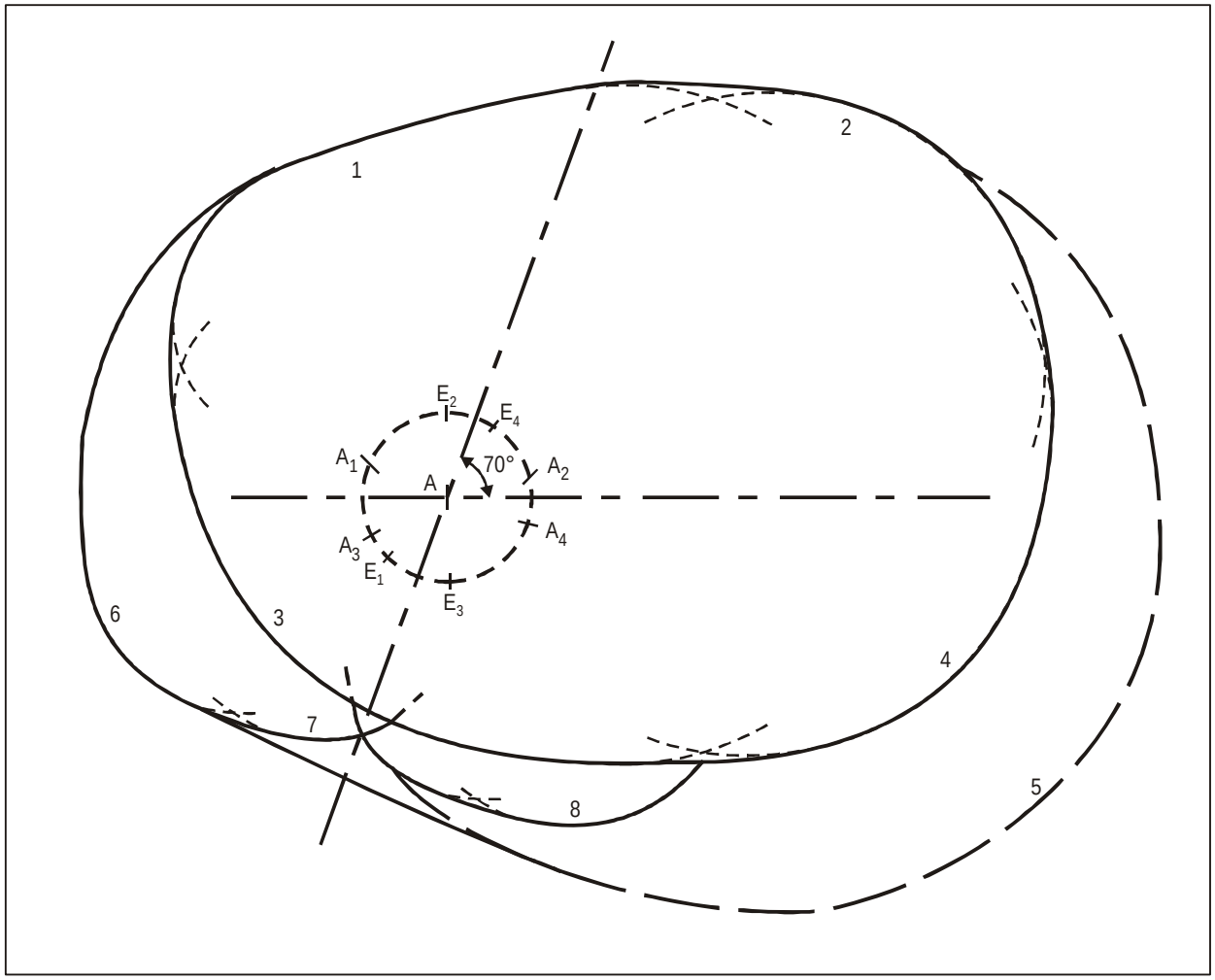


Диаграмма I-4-3-Доб C-10. Основная зона с зонами входа с любого направления; схема для пролета над средством

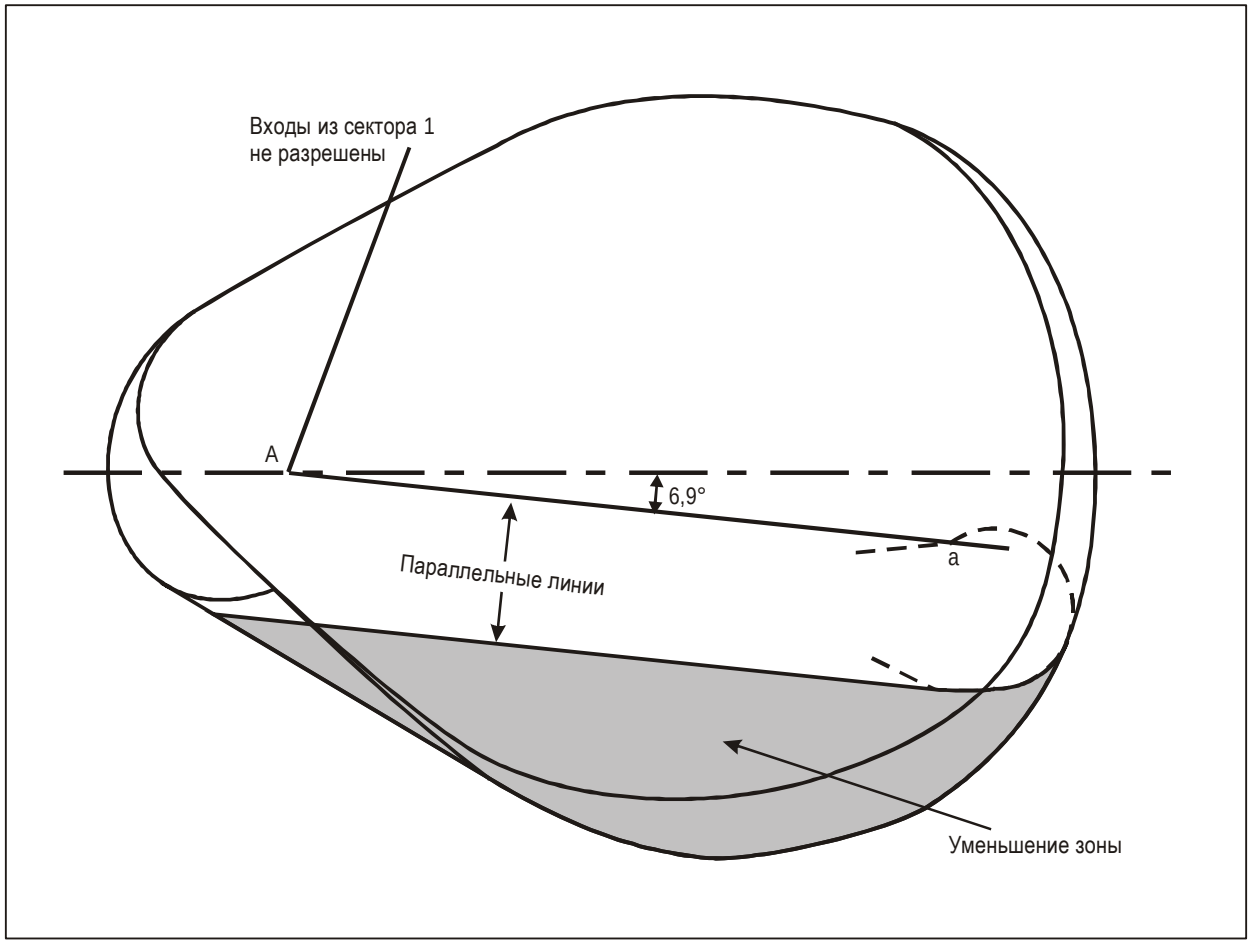


Диаграмма I-4-3-Доб C-11. Уменьшение зоны для схемы над NDB, когда входы из сектора 1 не разрешены

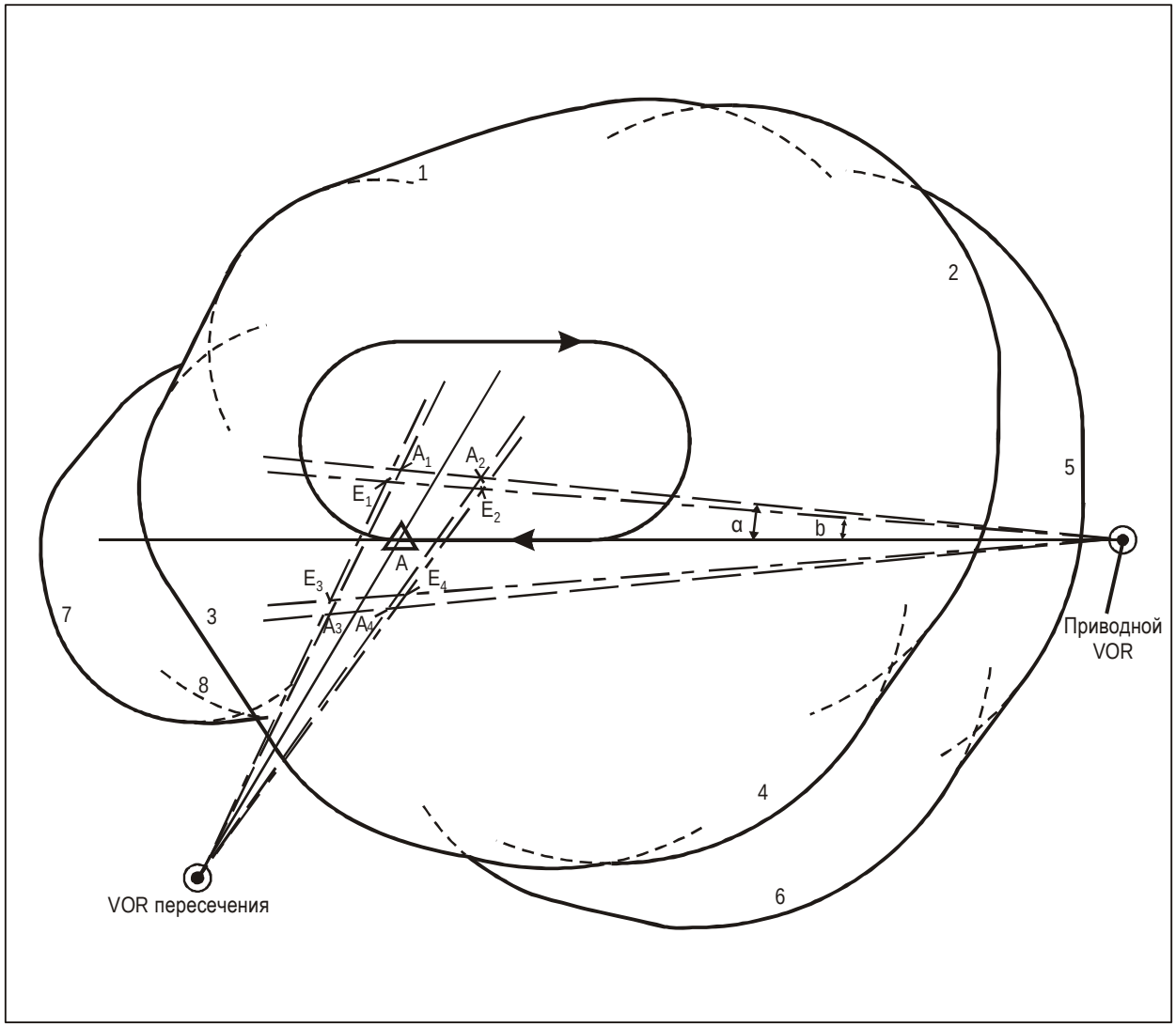


Диаграмма I-4-3-Доб C-12. Схема с пролетом пересечения радиалов VOR: основная зона и прилегающая зона входа для входов вдоль линии пути схемы и радиала пересечения

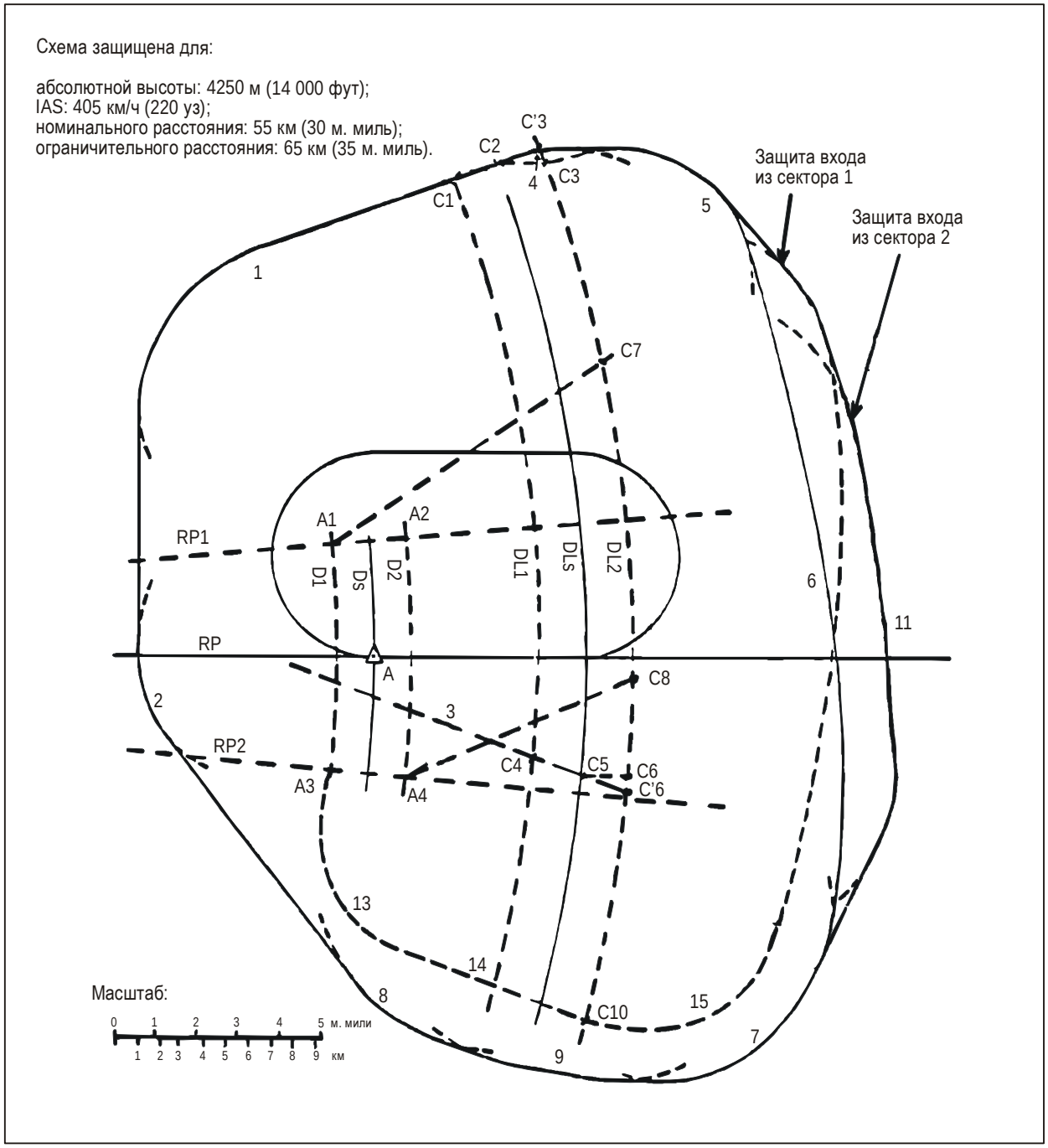


Диаграмма I-4-3-Доб C-13. Основанная на VOR/DME схема в направлении средства: основная зона и прилегающая зона для входов

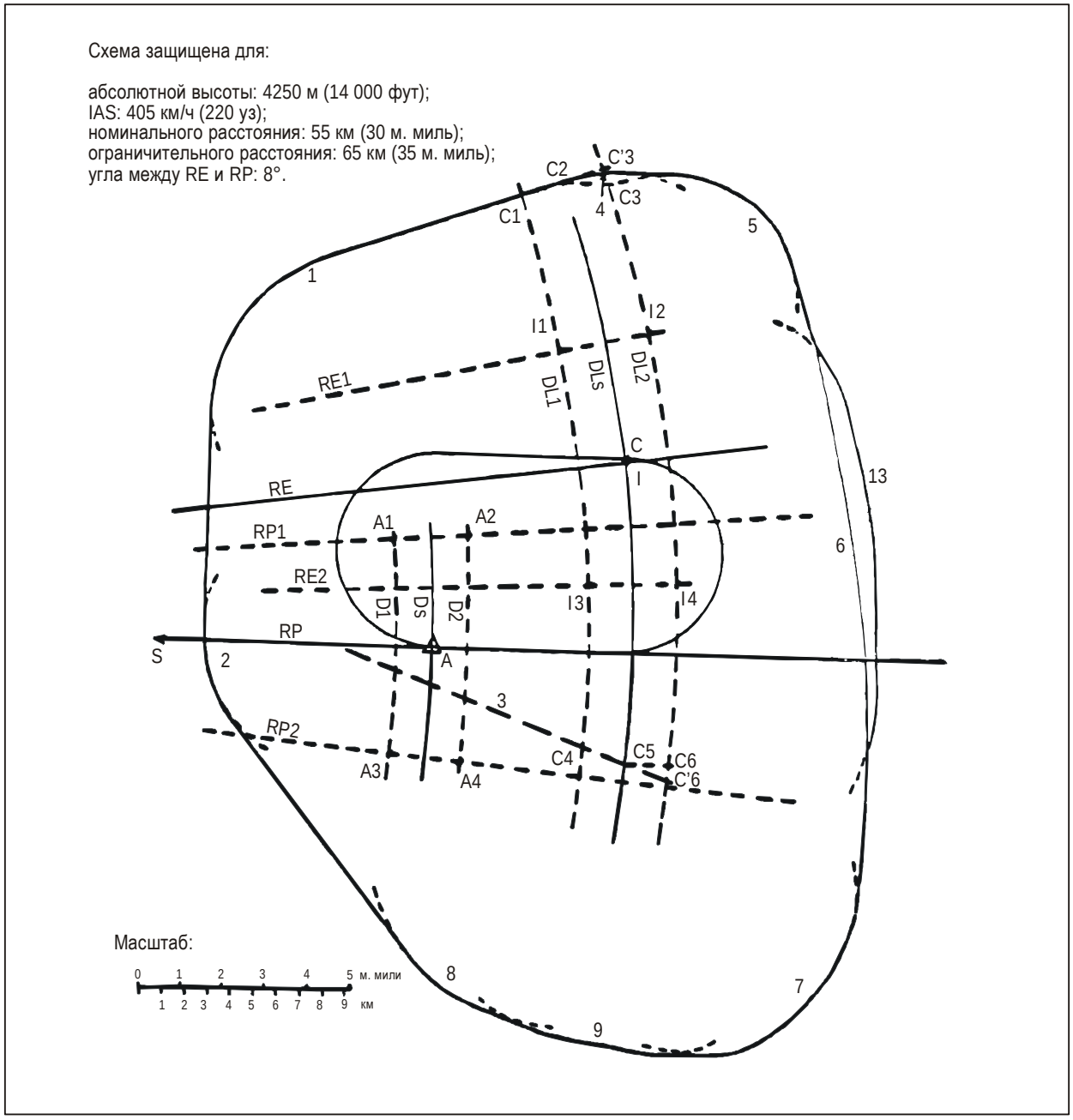


Диаграмма I-4-3-Доб C-14. Основанная на VOR/DME схема в направлении средства: основная зона и прилегающая зона для входа в направлении, обратном прямому входу в дополнительной точке

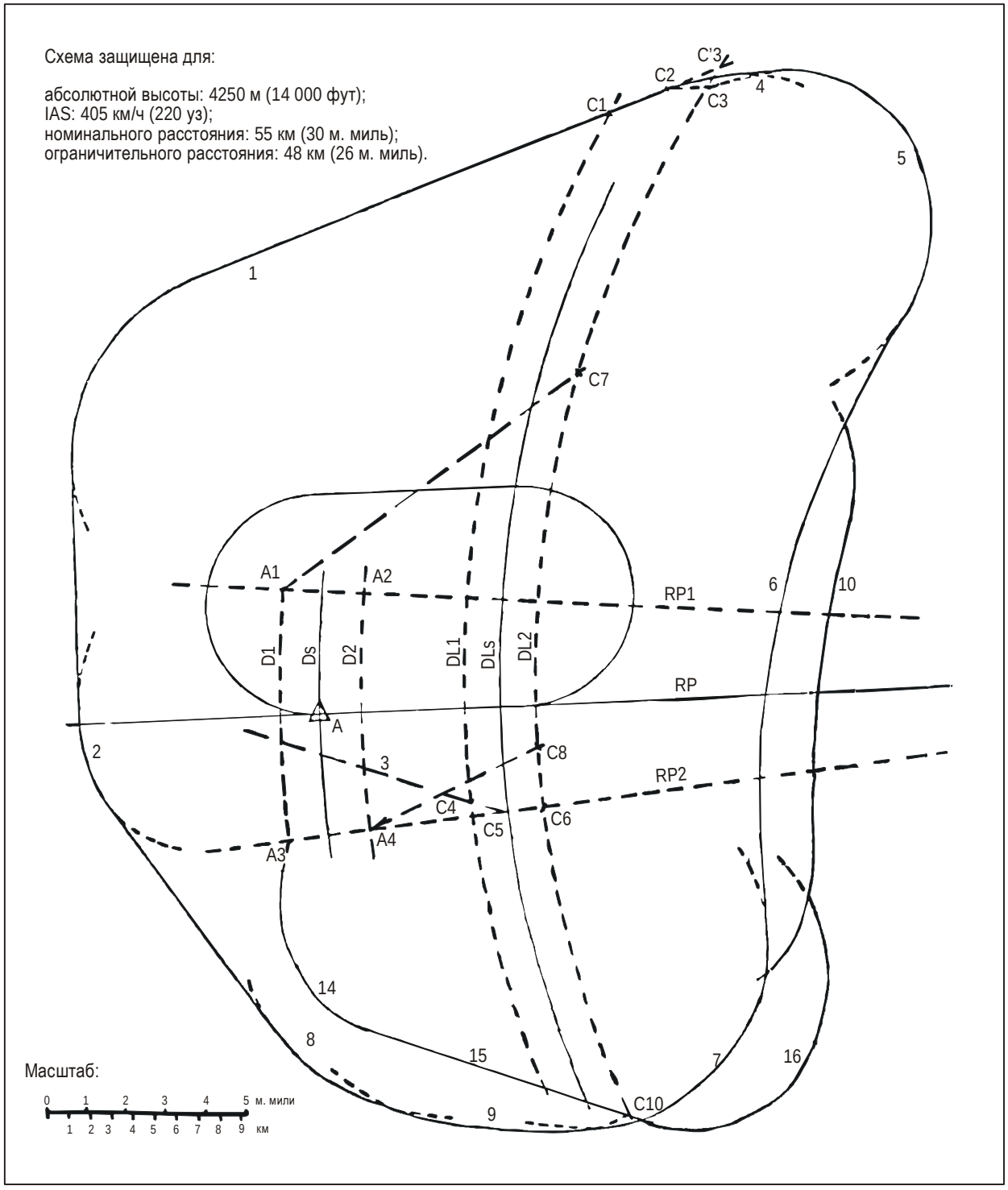


Диаграмма I-4-3-Доб C-15. Основанная на VOR/DME схема в направлении от средства: основная зона и прилегающая зона для входов

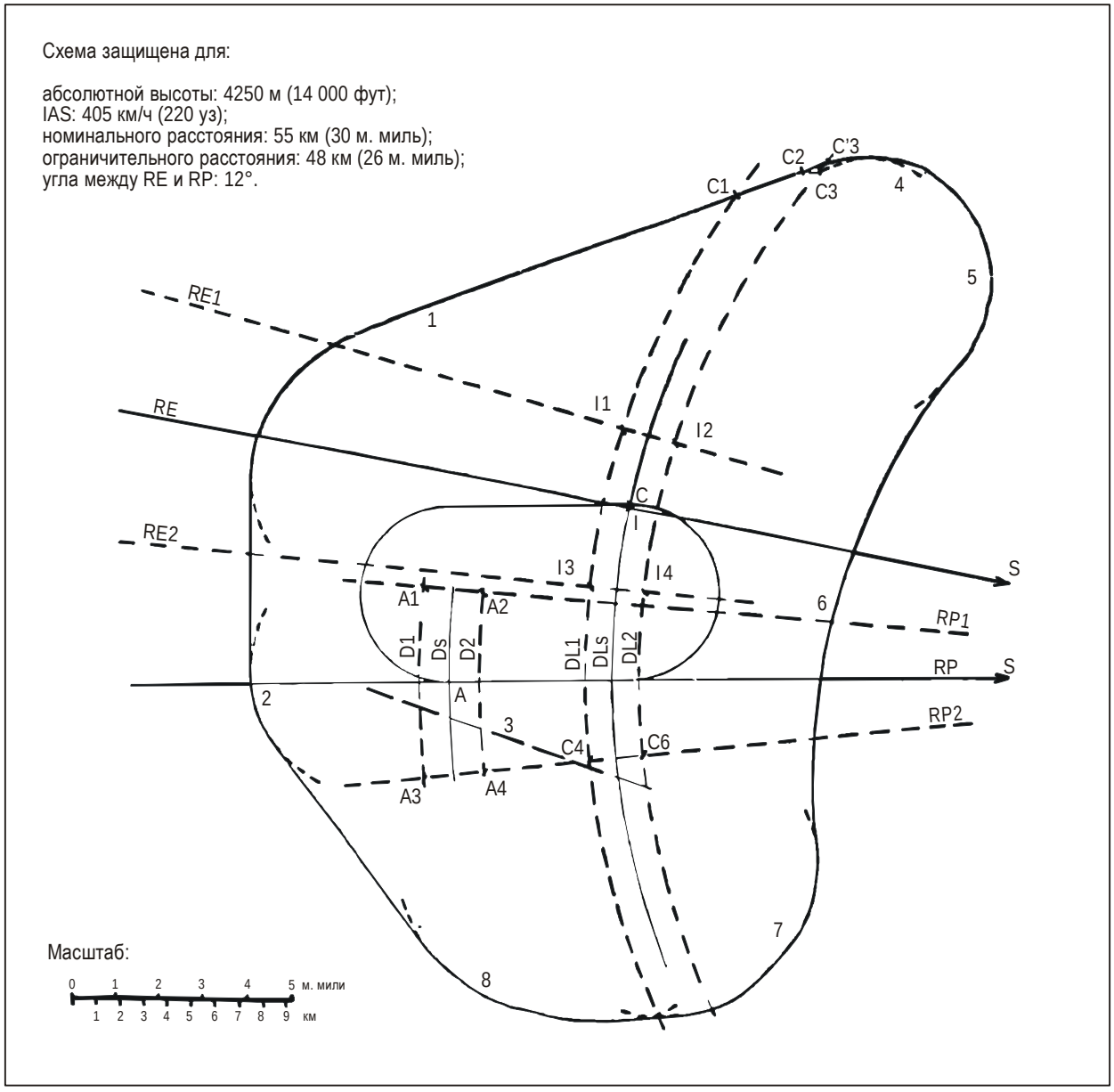


Диаграмма I-4-3-Доб C-16. Основанная на VOR/DME схема в направлении от средства: основная зона и прилегающая зона для входа в направлении, обратном прямому входу в дополнительной точке

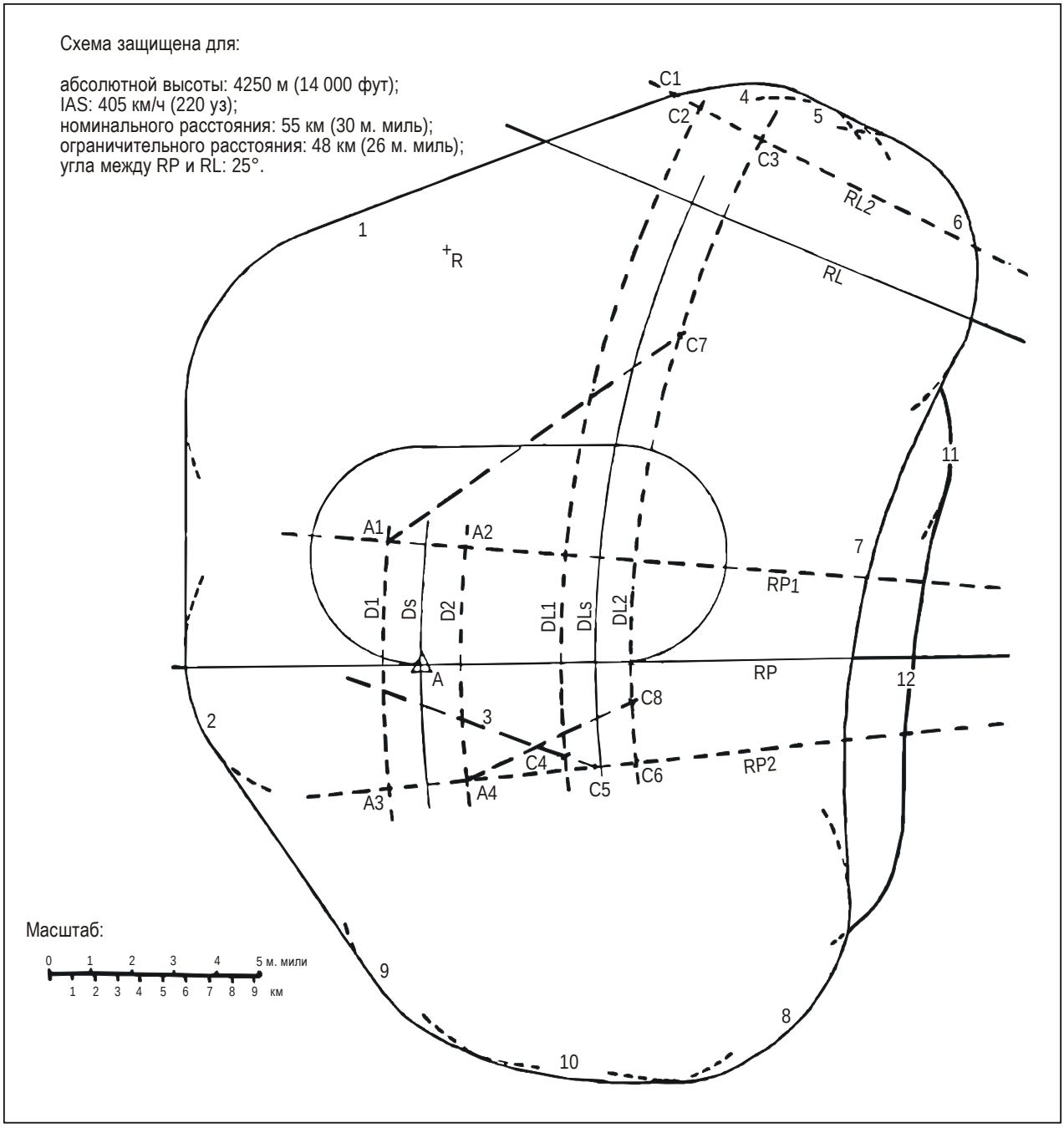


Диаграмма I-4-3-Доб C-17. Основанная на VOR/DME схема в направлении от средства с ограничительным радиалом: основная зона и прилегающая зона для входов

Глава 4

ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

4.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

4.1.1 Промежуточный участок захода на посадку соединяет начальный и конечный участки захода на посадку. На этом участке производится корректировка конфигурации, скорости и положения самолета перед выходом на конечный участок захода на посадку.

4.1.2 Существуют два вида промежуточных участков захода на посадку, один из которых:

a) начинается в обозначенной промежуточной контрольной точке (IF);

b) начинается по завершении линии пути счисления (DR), обратной схемы или схемы "ипподром".

4.1.3 В обоих случаях обеспечивается наведение по линии пути в направлении конечной контрольной точки захода на посадку (FAF). См. рис. I-4-3-2 главы 3 в отношении типичных промежуточных участков захода на посадку.

4.2 ВЫБОР АБСОЛЮТНОЙ/ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ВЫСОТЫ

Минимальная абсолютная/относительная высота в пределах промежуточного участка захода на посадку устанавливается равной величине, кратной 100 фут или 50 м соответственно.

4.3 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ, ОСНОВАННЫЙ НА ВЫРАВНИВАНИИ ПО НАПРАВЛЕНИЮ ПРЯМОЛИНЕЙНЫХ ЛИНИЙ ПУТИ

Обычно заданная линия пути промежуточного участка захода на посадку должна совпадать с такой же линией пути на конечном участке захода на посадку. В тех случаях, когда это нецелесообразно, и когда конечной контрольной точкой захода на посадку в схеме неточного захода на посадку является навигационное средство, промежуточная линия пути не должна отличаться от линии пути конечного этапа захода на посадку более чем на 30° (кат. H, 60°). Там, где разворот в FAF превышает 10°, зона конечного этапа захода на посадку должна быть расширена с внешней стороны разворота, как указывается в п. 6.4.6.3.3 "TP, обозначаемая средством (VOR или NDB)" главы 6.

4.3.1 Зона

В настоящем разделе рассматривается построение зоны промежуточного участка захода на посадку, основанного на выравнивании по направлению прямолинейных линий пути.

4.3.1.1 *Длина*

4.3.1.1.1 Измеренная вдоль заданной линии пути длина промежуточного участка захода на посадку составляет не более 28 км (15 м. миль) (кат. H, 9,3 км (5,0 м. мили)) и не менее 9,3 км (5,0 м. мили) (кат. H, 3,7 км (2,0 м. мили)) (за исключением случаев, предусмотренных в разделах по ILS, MLS, RNAV [DME/DME, VOR/DME, GNSS] и в разделах, касающихся использования радиолокаторов).

4.3.1.1.2 Оптимальная длина составляет 19 км (10 м. миль) (кат. H, 9,3 км (5,0 м. миль)). Не должны использоваться расстояния, превышающие 19 км (10 м. миль), если это не оправдано эксплуатационной необходимостью. В тех случаях, когда угол, под которым линия пути начального участка захода на посадку соединяется с линией пути промежуточного участка, превышает 90° (кат. H, 60°), минимальная длина линии пути промежуточного этапа захода на посадку соответствует величинам, указанным в таблице I-4-4-1.

4.3.1.2 *Ширина*

При заходе на посадку по прямой ширина промежуточного участка захода на посадку сужается от максимальной величины, равной 19 км (10 м. миль) в IF, до ее минимальной величины в FAF (или FAP). В продольном направлении участок делится на следующие:

a) основную зону, продолжающуюся в поперечном направлении с каждой стороны линии пути;

b) дополнительную зону с каждой стороны основной зоны. (См. рис. I-4-3-2 главы 3.)

В отношении расчета ширины дополнительной зоны в заданной точке см. п. 1.2.2 "Расчет ширины дополнительной зоны в заданной точке" главы 1 раздела 2.

Примечание. В отношении возможного уменьшения ширины зоны промежуточного этапа захода на посадку см. также добавление B "Уменьшение ширины зоны прямолинейного начального участка захода на посадку после IAF и сопряжение зоны прямолинейного начального участка захода на посадку с зонами обратных схем" *к главе 3.*

4.3.2 Запас высоты над препятствиями

4.3.2.1 В основной зоне промежуточного участка захода на посадку обеспечивается минимальный запас высоты над препятствиями 150 м (492 фут). В дополнительной зоне запас высоты над препятствиями 150 м (492 фут) обеспечивается на внутреннем крае, уменьшаясь до нуля на внешнем крае. См. рис. I-2-1-2 главы 1 раздела 2. В отношении вычисления запаса высоты над препятствиями в заданной точке см. п. 1.3 "Запас высоты над препятствиями" главы 1 раздела 2.

4.3.2.2 Абсолютные/относительные высоты, полученные путем применения указанного запаса высоты над препятствиями, округляются в большую сторону до следующего значения, кратного 50 м или 100 фут соответственно.

4.3.3 Абсолютная/относительная высота схемы и градиент снижения

4.3.3.1 Поскольку промежуточный участок захода на посадку используется для подготовки скорости и конфигурации воздушного судна к выходу на конечный участок захода на посадку, этот участок должен быть пологим или, по крайней мере, иметь в своих пределах пологий участок.

4.3.3.2 При необходимости снижения максимально допустимый градиент составляет 5,2 % (кат. H, 10 % или, если скорость на промежуточном участке захода на посадку ограничивается до IAS 165 км/ч (IAS 90 уз), 13,2 %). В этом случае конечному этапу захода на посадку должен предшествовать горизонтальный участок минимальной длины 2,8 км (1,5 м. мили) для воздушных судов категорий C и D. В схемах, указываемых для воздушных судов категорий A и B, эта минимальная длина может быть уменьшена до 1,9 км (1,0 м. мили). Это делает возможным обеспечение достаточного для воздушных судов расстояния для уменьшения скорости и выполнения любых изменений в конфигурации, необходимых перед конечным участком захода на посадку.

Примечание. В контексте пп. 4.3.3.1 и 4.3.3.2 для обеспечения эффективного профиля снижения пилот может приступить к выбору соответствующей конфигурации, находясь в режиме постоянного снижения на этом участке.

4.3.3.3 Абсолютные/относительные высоты схемы на промежуточном участке устанавливаются так, чтобы воздушное судно могло выйти на предписанное снижения на конечном этапе захода на посадку.

4.4 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК В ПРЕДЕЛАХ ОБРАТНОЙ СХЕМЫ ИЛИ СХЕМЫ "ИППОДРОМ"

4.4.1 Общие положения

Промежуточный участок захода на посадку начинается с выхода на линию пути промежуточного этапа захода на посадку. Критерии те же, что и приведенные в п. 4.3 "Промежуточный участок захода на посадку, основанный на выравнивании по направлению прямолинейных линий пути", за исключением указанного в нижеследующих пунктах.

4.4.2 Ширина зоны

При использовании обратной схемы или схемы "ипподром" ширина промежуточного участка равномерно увеличивается от ширины конечного участка захода на посадку в местоположении навигационного средства до 9,3 км (5,0 м. мили) с каждой стороны линии пути на расстоянии 28 км (15 м. миль) от средства, обеспечивая полную ширину 18,6 км (10 м. миль). За пределами расстояния 28 км (15 м. миль) ширина зоны остается равной 19 км (10 м. миль). См. рис. I-4-4-2.

Промежуточная зона захода на посадку делится на основную и дополнительную зоны, как указано в п. 1.2 главы 1 раздела 2.

4.4.3 Длина зоны

Длина промежуточного участка захода на посадку при наличии IF, как правило, составляет 19 км (10 м. миль) (кат. H, максимальная длина составляет 9,3 км (5 м. миль)). См. рис. I-4-4-1. При отсутствии IF зона промежуточного этапа захода на посадку простирается до дальней границы основной зоны обратной схемы. См. рис. I-4-4-2 и I-4-4-3.

4.4.4 Разворот не над навигационным средством

Если обратная схема или схема "ипподром" основываются на FAF, которая не размещена в месте расположения средства, зона промежуточного этапа захода на посадку простирается на 9,3 км (5,0 м. мили) по

обе стороны от линии пути промежуточного участка захода на посадку на расстоянии 28 км (15 м. миль) от навигационного средства и равномерно сужается до ширины зоны конечного этапа захода на посадку в FAF. См. рис. I-4-4-3.

4.4.5 Градиент снижения

Применяются указанные в таблице I-4-3-1 ограничения в отношении линии пути приближения.

Таблица I-4-4-1. Минимальная длина линии пути промежуточного участка

Угол пересечения (градусы)	*Минимальная длина линии пути*
91 – 96	11 км (6 м. миль)
97 – 102	13 км (7 м. миль)
103 – 108	15 км (8 м. миль)
109 – 114	17 км (9 м. миль)
115 – 120	19 км (10 м. миль)
Кат. H	
61 – 90	5,6 км (3 м. мили)
91 – 120	7,4 км (4 м. мили)

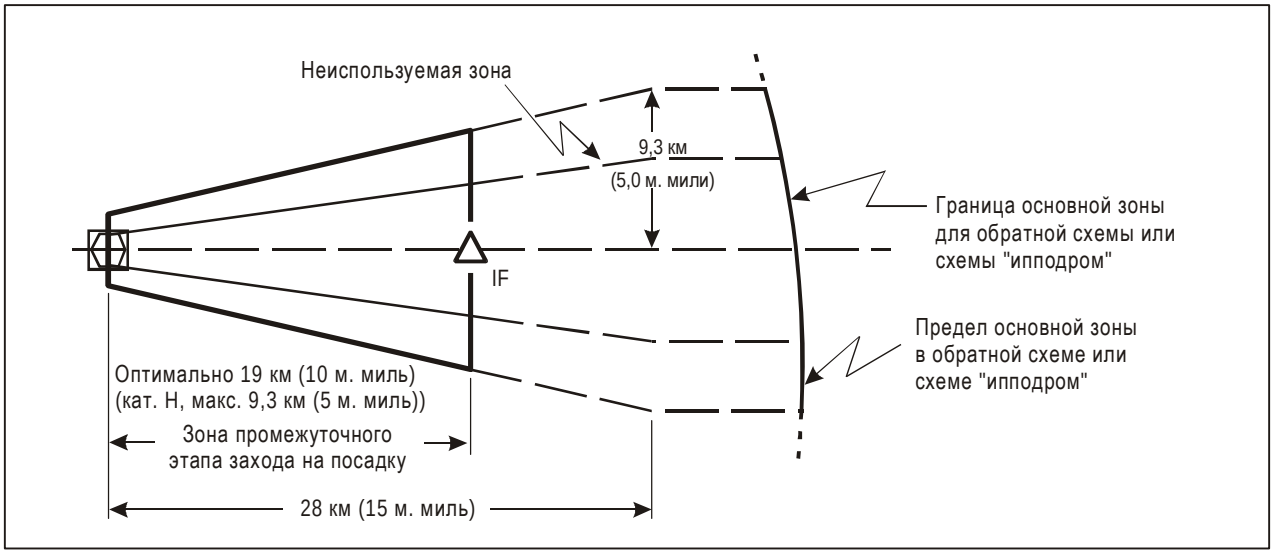


Рис. I-4-4-1. Зона промежуточного этапа захода на посадку в пределах обратной схемы или схемы "ипподром" при наличии контрольной точки

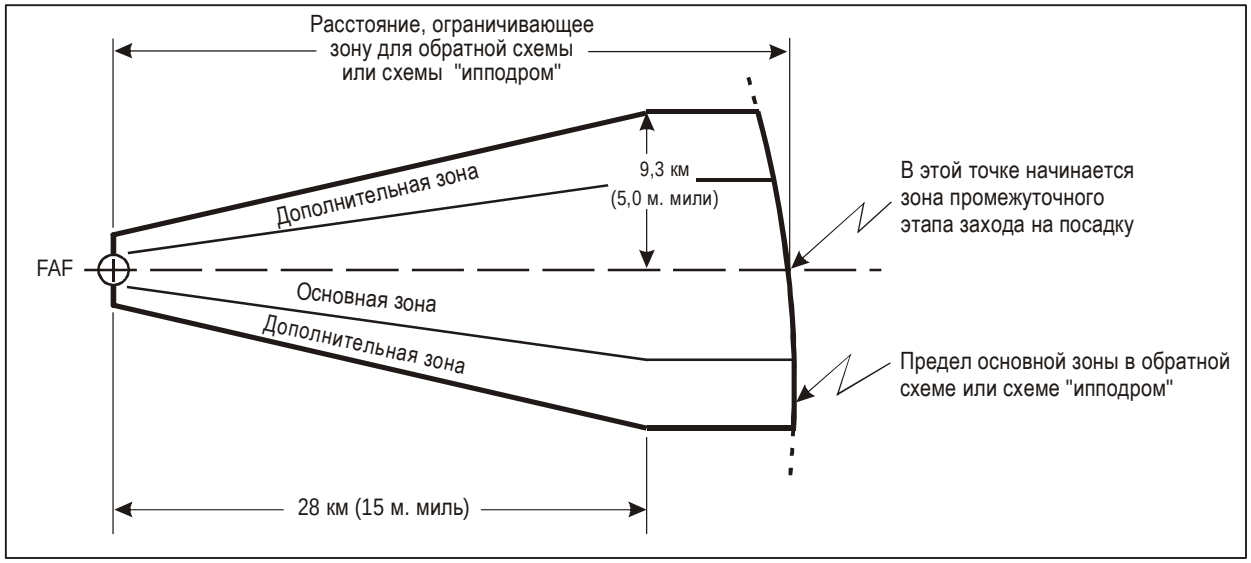


Рис. I-4-4-2. Зона промежуточного этапа захода на посадку в пределах обратной схемы или схемы "ипподром" при отсутствии IF

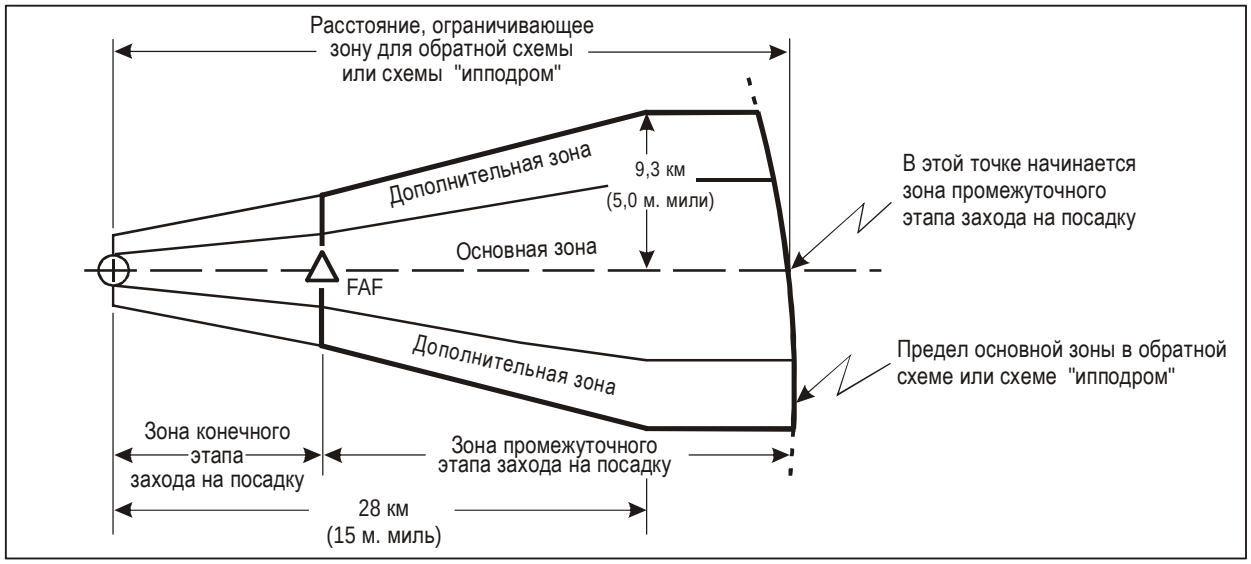


Рис. I-4-4-3. Зона промежуточного этапа захода на посадку в пределах обратной схемы или схемы "ипподром", основанных на FAF (а не на навигационном средстве)

Глава 5

КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

5.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

5.1.1 Государствам настоятельно рекомендуется внедрить схемы захода на посадку с вертикальным наведением.

5.1.2 На конечном участке захода на посадку завершается выравнивание по направлению и снижение для посадки. Та часть конечного участка захода на посадку, которая выполняется по приборам, начинается в конечной контрольной точке захода на посадку и заканчивается в точке ухода на второй круг (MARt). На выполняемом по приборам этапе конечного участка захода на посадку обеспечивается наведение по линии пути. Конечный участок захода на посадку может завершаться:

a) выходом к ВПП для посадки по прямой или

b) выходом к аэродрому для захода на посадку по кругу.

5.1.3 Везде, где это возможно, конечный участок захода на посадку должен быть выровнен с ВПП по направлению. Во всех случаях оптимальная длина конечного этапа захода на посадку при наличии FAF составляет 9,3 км (5,0 м. мили). Минимальная длина конечного участка захода на посадку составляет не менее 5,6 км (3,0 м. мили). Это же значение имеет минимальное расстояние от FAF до порога ВПП, за исключением схем, не относящихся к RNAV, что обусловлено ограничениями существующих установок. Исключение составляют:

a) схемы RNAV с большими изменениями линии пути в FAF для воздушных судов кат. D, D_L и E (см. таблицу I-4-5-1);

b) воздушные суда кат. H (см. таблицу I-4-5-1).

5.2 ВЫРАВНИВАНИЕ ПО НАПРАВЛЕНИЮ

5.2.1 Везде, где это возможно, конечный участок захода на посадку и наведение по линии пути в его пределах должны быть выровнены с ВПП по направлению. Смещенный конечный участок захода на посадку усложняет работу пилота. Следовательно, такой участок следует строить только в том случае, когда проблемы, связанные с размещением или препятствиями, не допускают никаких других вариантов. Смещенная линия пути на конечном этапе захода на посадку не устанавливается в качестве меры снижения шума. Там, где наведение по линии пути, выровненной по направлению ВПП, невозможно, смещение до 5° не приводит к проигрышу в отношении ОСА/H (см. п. 5.4.3.1 "Заход на посадку по прямой с выравниванием по направлению"). При выходе за эти пределы (или в случае, когда не могут быть соблюдены иные критерии) используется заход на посадку по кругу.

5.2.2 Заход на посадку по прямой

5.2.2.1 В настоящем пункте содержатся критерии, касающиеся выравнивания по направлению неточных заходов на посадку. Критерии выравнивания по направлению заходов на посадку, не относящихся к неточным, находятся в соответствующих разделах.

5.2.2.2 *Конечный этап захода на посадку по лини пути, не пересекающей продолжение осевой линии ВПП.* Конечный этап захода на посадку, который не пересекает продолжение осевой линии ВПП (угол θ равен или менее 5º) может также устанавливаться при условии, что подобная линия пути проложена в пределах 150 м в сторону от продолжения осевой лини ВПП на расстоянии 1400 м от порога ВПП со стороны захода на посадку (см. рис. I-4-5-1).

5.2.2.3 *Конечный этап захода на посадку по лини пути, пересекающей продолжение осевой линии ВПП.*

5.2.2.3.1 *Максимальный угол.* Для захода на посадку по прямой угол, образованный линией пути конечного этапа захода на посадку и осевой линией ВПП, не превышает:

a) 30° для схем, предназначенных только для воздушных судов категорий A и B;

b) 15° для других категорий воздушных судов.

5.2.2.3.2 *Минимальное расстояние*. Расстояние между порогом ВПП и точкой, в которой линия пути конечного этапа захода на посадку пересекает осевую линию ВПП, составляет не менее 1400 м (см. рис. I-4-5-1).

5.2.2.4 *Угол линии пути конечного этапа заход на посадку для вертолетов.* Для вертолетов линия пути конечного этапа захода на посадку пересекают ось зоны конечного этапа захода на посадку и взлета (FATO) под углом, не превышающим 30°, на расстоянии не менее 400 м от FATO. В том случае, когда линия пути конечного этапа захода на посадку не пересекает продолжения оси FATO, линия пути пролегает в пределах 75 м сбоку от точки, находящейся на расстоянии 400 м от FATO.

5.2.3 Заход на посадку по кругу

Заход на посадку по кругу относится к визуальному этапу полета после завершения захода на посадку по приборам с выведением воздушного судна в такое положение для посадки на ВПП, которое с эксплуатационной точки зрения непригодно для захода на посадку по прямой. Кроме того, когда направление линии пути конечного этапа захода на посадку или градиент снижения не удовлетворяют критериям для посадки по прямой, разрешается только заход на посадку по кругу, причем в идеале линия пути должна быть выровнена на центр посадочной площади. При необходимости линия пути конечного этапа захода на посадку может быть выровнена так, чтобы пролететь какой-либо участок используемой посадочной поверхности. В исключительных случаях она может быть выровнена вне границ аэродрома, но во всех случаях не далее 1,9 км (1,0 м. мили) от используемой посадочной поверхности (см. рис. I-4-5-2).

5.3 ГРАДИЕНТ СНИЖЕНИЯ

5.3.1 Предельные градиенты/углы

5.3.1.1 *Минимальный/оптимальный градиент/угол снижения.* Минимальный/оптимальный градиент/угол снижения на конечном участке неточного захода на посадку при наличии FAF составляет 5,2 % (3° для точного захода на посадку или захода на посадку с вертикальным наведением). Не следует применять бóльшие, чем

оптимальные, градиенты снижения, если не были предприняты попытки использовать все другие средства для обхода препятствий, поскольку эти бóльшие градиенты снижения могут привести к скоростям снижения, которые превышают пределы, рекомендуемые для некоторых воздушных судов на конечном этапе захода на посадку.

5.3.1.2 *Максимальный градиент/угол снижения*. В настоящем пункте даются рекомендации относительно максимального градиента/угла снижения, подлежащего применению в схемах захода на посадку. В тех случаях, когда в связи с необходимостью пролета препятствий схема захода на посадку, удовлетворяющая требованию к максимальному градиенту/углу снижения, указанному в данном пункте, не может быть внедрена, тогда в первую очередь следует рассмотреть более усовершенствованные типы заходов на посадку, при которых обеспечивается вертикальное наведение и градиент/угол снижения не выходит за установленные пределы. Если это не представляется возможным по эксплуатационным причинам и для схемы захода на посадку выбирается градиент/угол снижения, превышающий максимальный, тогда эта схема захода на посадку подвергается авиационному исследованию и требует специального утверждения национальным полномочным органом. См. добавление B к настоящей главе в отношении неточных заходов на посадку с большим углом наклона глиссады. См. добавление B к главе 1 раздела 1 части II в отношении точных заходов на посадку с большим углом наклона глиссады.

Максимальный градиент/угол снижения составляет:

a) в случае неточного захода на посадку при наличии FAF:

   6,5 % при неточном заходе на посадку воздушных судов категорий A и B;

   6,1 % для воздушных судов категорий C, D и E;

   10 % для воздушных судов кат. H. Однако по эксплуатационным причинам и при угле разворота в FAF, равном 30° или менее, может быть разрешен градиент, равный 13,2 %, при условии, что скорость на конечном участке захода на посадку ограничивается до максимума IAS 130 км/ч (IAS 70 уз) и используемый градиент нанесен на карты захода на посадку;

b) в случае неточного захода на посадку при отсутствии FAF, см. таблицу I-4-5-2;

c) 3,5° при заходе на посадку с вертикальным наведением;

d) в случае точного захода на посадку:

   3,5° для точного захода на посадку по категории I;

   3° для точных заходов на посадку по категориям II и III.

5.3.2 Определение градиента снижения для неточного захода на посадку при наличии FAF

Градиент снижения (g) при неточном заходе на посадку с FAF вычисляется с использованием уравнения: g = h/d. Значения h и d определяются следующим образом:

a) В случае захода на посадку по прямой используются:

   d – горизонтальное расстояние от конечной контрольной точки захода на посадку (FAF) до порога ВПП (кат. H, LDAH);

h – вертикальное расстояние между абсолютной/относительной высотой над местоположением FAF и превышением 15 м (50 фут) (кат. H, 10,7 м (35 фут) над порогом ВПП).

b) В случае захода на посадку по кругу используются:

d – расстояние от FAF до ближайшей используемой части посадочной поверхности;

h – вертикальное расстояние между абсолютной/относительной высотой над местоположением FAF и OCA/H захода на посадку по кругу.

c) В случае захода на посадку с контрольной точкой ступенчатого снижения (SDF) в пределах конечного участка рассчитываются два градиента (g_1 и g_2).

1) При вычислении градиента (g_1) между FAF и контрольной точкой ступенчатого снижения:

d_1 – горизонтальное расстояние от FAF до SDF;

h_1 – вертикальное расстояние между относительной высотой FAF и относительной высотой SDF.

2) При вычислении градиента (g_2) между контрольной точкой ступенчатого снижения и порогом ВПП со стороны захода на посадку:

d_2 – горизонтальное расстояние от SDF до порога ВПП;

h_2 – вертикальное расстояние между абсолютной/относительной высотой SDF и превышением 15 м (50 фут) (кат. H, 10,7 м (35 фут) над порогом).

Для коротких ВПП (кодовые номера 1 и 2) высота над порогом ВПП может составлять минимум 12 м (40 фут).

5.4 АБСОЛЮТНАЯ/ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ВЫСОТА ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ (OCA/H)

5.4.1 Общие положения

5.4.1.1 В этом пункте приводится описание применения OCA/H для различных заходов на посадку и ее взаимосвязи с эксплуатационными минимумами аэродрома. В основу OCA/H положено обеспечение пролета препятствий путем применения установленного минимального запаса высоты над препятствиями (MOC). В некоторых случаях к MOC добавляется дополнительный запас или применяется безусловный нижний предел, который перекрывает OCA/H. См. п. 5.4.5 "MOC и корректировка OOCA/H" и рис. I-4-5-3 a) – I-4-5-3 c). Таблица I-4-5-3 не применяется в схемах для вертолетов.

5.4.1.2 *Схемы точного захода на посадку/схемы захода на посадку с вертикальным наведением (APV)*

a) *OCA/H*. В схеме точного захода на посадку (или APV) OCA/H определяется как наименьшая абсолютная/относительная высота, на которой необходимо начать уход на второй круг для обеспечения соблюдения соответствующих критериев пролета препятствий.

b) Начало отсчета. OCA отсчитывается от среднего уровня моря (MSL). OCH отсчитывается от превышения соответствующего порога ВПП.

5.4.1.3 *Схема неточного захода на посадку (по прямой)*

a) *OCA/H*. В схеме неточного захода на посадку OCA/H определяется как наименьшая абсолютная высота или в других случаях наименьшая относительная высота, ниже которой воздушное судно не может выполнять полет без нарушения соответствующих критериев пролета препятствий.

b) *Начало отсчета*. OCA отсчитывается от среднего уровня моря (MSL). OCH отсчитывается от:

1) превышения аэродрома; или

2) превышения порога ВПП, если превышение порога ВПП более чем на 2 м (7 фут) меньше превышения аэродрома.

5.4.1.4 *Схема визуального маневрирования (полета по кругу)*

a) *OCA/H*. То же, что и в схеме неточного захода на посадку.

b) *Начало отсчета*. OCA отсчитывается от среднего уровня моря (MSL). OCH отсчитывается от превышения аэродрома.

5.4.1.5 *Эксплуатационные минимумы аэродрома*

Согласно Приложению 6 OCA/H является одним из факторов, учитываемых при установлении эксплуатационных минимумов аэродрома. См. рис. I-4-5-3 a) – I-4-5-3 c).

5.4.2 OCA/H для точных заходов на посадку и для схем захода на посадку с вертикальным наведением

Определение OCA/H при точных заходах на посадку и для схем захода на посадку с вертикальным наведением описывается в разделе 1 части II и в главах 4–6 раздела 3 части III.

5.4.3 OCA/H в схеме неточного захода на посадку (по прямой)

5.4.3.1 *Заход на посадку по прямой с выравниванием по направлению*

OCA/H неточного захода на посадку по прямой, в котором угол между линией пути и продолжением оси ВПП не превышает 5°, обеспечивает следующий минимальный запас высоты над препятствиями (MOC) над препятствиями в зоне конечного этапа захода на посадку:

a) 75 м (246 фут) при наличии FAF и

b) 90 м (295 фут) при отсутствии FAF.

OCA/H также обеспечивает запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг. См. главу 6 "Участок ухода на второй круг". OCA/H для захода на посадку по прямой не публикуется, когда не удовлетворены критерии выравнивания по направлению или по градиенту снижения. В этом случае публикуется только OCA/H для захода на посадку по кругу.

5.4.3.2 *Заход на посадку по прямой без выравнивания по направлению*

При пересечении продолжения оси ВПП линией пути конечного этапа захода на посадку ОСА/Н изменяется соответственно углу пересечения. ОСН схемы принимается равной приведенным в таблице I-4-5-3 нижним пределам или превышает их. Расчеты, использованные для получения этих величин, приводятся в добавлении А к настоящей главе. При номинальном градиенте снижения более 5,2 % показанные в таблице нижние пределы увеличиваются на 18 % на каждый процент сверх 5,2 %.

5.4.4 ОСА/Н визуального маневрирования (полета по кругу)

ОСА/Н визуального маневрирования (полета по кругу) обеспечивает указный в таблице I-4-7-3 главы 7 минимальный запас высоты над наивысшим препятствием в зоне визуального маневрирования (полета по кругу). Она также:

a) превышает нижние пределы (также указаны в таблице I-4-7-3);

b) является не меньшей ОСА/Н, вычисленной для захода на посадку по приборам, который выводит к этапу визуального маневрирования. См. главу 7 "Зона визуального маневрирования (полета по кругу)".

Схемы полета по кругу не предусматриваются для вертолетов. В тех случаях, когда за заходом на посадку вертолета по приборам следует визуальное маневрирование, ОСН принимается не меньшей 75 м (246 фут). См. главу 7.

5.4.5 Корректировка МОС и ОСА/Н

5.4.5.1 В некоторых случаях необходимо увеличивать МОС и/или ОСА/Н. При этом может использоваться:

a) дополнительный запас к МОС,

b) процентное увеличение ОСА/Н и

c) применение нижнего предела (минимальной величины) в качестве ОСА/Н согласно приводимым далее указаниям.

5.4.5.2 *Дополнительный запас к МОС*

5.4.5.2.1 *Горные районы*. Относительно указаний об увеличении МОС в горных районах см. п. 1.7 "Увеличение абсолютных/относительных высот в горных районах" главы 1 раздела 2.

5.4.5.2.2 Эти критерии применимы только к схемам неточного захода на посадку.

5.4.5.3 *Процентное увеличение ОСА/Н*

5.4.5.3.1 *Дистанционная установка высотомера*. В тех случаях, когда высотомер устанавливается по внеаэродромному источнику информации, удаленному от порога ВПП более, чем на 9 км (5 м. миль), ОСА/Н увеличивается на 0,8 м на каждый километр расстояния сверх 9 км (5 фут на каждую морскую милю расстояния сверх 5 м. миль) или, по усмотрению местного полномочного органа, с более высоким темпом. В горных районах или других местах, где трудно ожидать постоянства однородных условий погоды, *не* следует

вводить схемы, обеспечиваемые удаленным источником для установки высотомера. Во всех случаях, когда источник для установки высотомера удален на расстояние более 9 км (5 м. миль) от порога ВПП, на карте захода на посадку по приборам следует давать соответствующее предупредительное примечание с указанием источника, по которому устанавливается высотомер.

5.4.5.3.2 *Источник дистанционной установки высотомера (RASS) в горных районах*

a) При использовании RASS в горных районах требуются дополнительные расчеты для определения правильного значения ОСА/Н. В расчетах используется формула:

$$ОСА/Н = 2{,}3x + 0{,}14z \text{ (единицы, не относящиеся к системе СИ)},$$

$$ОСА/Н = 0{,}4x + 0{,}14z \text{ (единицы СИ)},$$

где ОСА/Н – увеличение на основе RASS значения абсолютной/относительной высоты (м/фут);

x – расстояние от RASS до зоны посадки (км/м. мили);

z – разность между превышениями RASS и зоной посадки (м/фут).

Эти формулы применяются в тех случаях, когда рельеф местности не оказывает неблагоприятного воздействия на характер изменения атмосферного давления. Использование этого критерия ограничивается максимальным расстоянием 138 км (75 м. миль) по горизонтали или перепадом 1770 м (6000 фут) между превышениями RASS и места посадки. Пример расчета в морских милях и футах показан на рис. I-4-5-4.

b) В тех случаях, когда рельеф местности оказывает неблагоприятное влияние на характер изменения атмосферного давления, выполняется оценка ΔОСА/Н в зоне перепада превышений (EDA). EDA определяется как зона, расположенная на расстоянии 9 км (5 м. миль) с каждой стороны линии, соединяющей RASS и место посадки, включая круговую зону, ограниченную радиусом в 9 км (5 м. миль) с каждого конца этой линии. В этом случае z определяется как разность превышений местности (м/фут) между самой высокой и самой низкой точками превышения местности в пределах EDA. Пример расчета в морских милях и футах показан на рис. I-4-5-5.

5.4.5.4 *Нижний предел (минимальное значение) для ОСА/Н*

a) *Установка высотомера по прогнозу*. В тех случаях, когда высотомер устанавливается для использования в полете по тем или иным схемам захода на посадку в соответствии с действующими правилами на основе прогноза, полученного от соответствующего метеорологического органа, ОСА/Н увеличивается на величину, соответствующую допуску на прогнозирование для определенного места, который определяется по соглашению с метеорологическим органом для соответствующих периодов времени. Схемы захода на посадку, предусматривающие использование установки высотомера на основе прогноза, снабжаются соответствующими примечаниями на картах захода на посадку.

b) *Пересечение продолжения оси ВПП линией пути конечного этапа захода на посадку в пределах между 5 и 30º*. Если линия пути конечного этапа захода на посадку пересекает продолжение оси ВПП под углом между 5 и 30º, в отношении ОСА/Н применяется нижний предел (п. 5.4.3.2 "Заход на посадку по прямой без выравнивания по направлению").

c) *Пересечение продолжения оси ВПП линией пути конечного этапа захода на посадку в пределах более 30º или превышение градиентом снижения величины 6,5 %*. Если линия пути конечного этапа захода на

посадку пересекает продолжение оси ВПП под углом более 30º или градиент снижения превышает 6,5 %, ОСА/Н визуального маневрирования (полета по кругу) становится нижним пределом и используется в соответствующей схеме.

d) *Визуальное маневрирование (полет по кругу).* В отношении визуального маневрирования (полета по кругу) применяется нижний предел, равный ОСА/Н соответствующей схемы захода на осадку по приборам (см. п. 5.4.4 "ОСА/Н визуального маневрирования (полета по кругу)").

5.4.6 Защита визуального участка схемы захода на посадку

5.4.6.1 Визуальный участок всех новых схем захода на посадку по приборам с прямой, опубликованных 15 марта 2007 года или после этой даты, обеспечивается защитой от препятствий. С этой целью ни одно препятствие, кроме оговоренных в п. 5.4.6.4, не выступает сбоку за поверхность визуального участка (VSS), определяемую следующим образом:

a) для схем с использованием курсового радиомаяка или бокового наведения с точностью курсового радиомаяка (заходы на посадку с использованием только КРМ, APV I и РА), в которых линия пути конечного участка захода на посадку совпадает с осевой линией ВПП, поверхность имеет базовую ширину, равную ширине внутренней поверхности захода на посадку, определенной в Приложении 14, начинается на удалении 60 м перед порогом ВПП, простирается параллельно продолжению осевой линии ВПП и заканчивается в точке, где поверхность достигает ОСН (см. рис. I-4-5-6 a));

b) для всех других схем захода на посадку с прямой:

   1) поверхность имеет базовую ширину, равную ширине летной полосы, начинается на удалении 60 м перед порогом ВПП, расширяется с градиентом 15 % с обеих сторон продолжения осевой линии ВПП и заканчивается в точке, в которой поверхность достигает ОСН (см. рис. I-4-5-6 b));

   2) там, где конечный участок захода на посадку смещен и пересекает продолжение осевой линии ВПП, расширение на стороне, ближайшей к направлению конечного участка захода на посадку, увеличивается на угол смещения (см. рис. I-4-5-7);

   3) там, где конечный участок захода на посадку смещен, но не пересекает продолжения осевой линии ВПП, расширение на стороне, ближайшей к направлению конечного участка захода на посадку, увеличивается на величину, равную смещению конечного участка захода на посадку на расстоянии 1400 м от порога ВПП (см. рис. I-4-5-8).

5.4.6.2 В вертикальной плоскости VSS начинается на высоте порога ВПП и имеет наклон на 1,12º меньше, чем опубликованный угол наклона схемы захода на посадку.

5.4.6.3 Визуальный участок схем захода на посадку по приборам с прямой, опубликованных до 15 марта 2007 года, обеспечивается защитой с помощью VSS после периодического пересмотра схемы, но не позднее 15 марта 2012 года.

5.4.6.4 Если препятствие выступает за VSS, схема захода на посадку не опубликовывается без проведения авиационного исследования. Меры предосторожности, принимаемые в результате такого исследования, могут обусловить устранение или уменьшение высоты препятствия, увеличение градиента/угла снижения и/или смещение порога ВПП. При оценке VSS препятствиями высотой менее 15 м над порогом ВПП можно пренебречь. Допускаются временные подвижные препятствия, как например воздушные суда, находящиеся в месте ожидания у ВПП.

5.4.6.5 До 3 ноября 2021 года любое препятствие, выступающее за VSS, обозначается на карте захода на посадку по приборам.

5.4.6.5 С 4 ноября 2021 года информация о том, что препятствие выступает за VSS публикуется в AIP в разделе AD 2.25 "Препятствия, выступающие за поверхность визуального участка (VSS)".

Примечание. Инструктивный материал по опубликованию информации о препятствиях, выступающих за VSS, приводится в Руководстве по службам аэронавигационной информации *(Doc 8126).*

5.4.6.6 Если никакие меры компенсации, предусмотренные в п. 5.4.6.4, не представляются приемлемыми в эксплуатационном отношении, и препятствия по-прежнему выступают за поверхность визуального участка (VSS), ни одно из таких препятствий не требует от пилота нарушить устойчивость курса захода на посадку для уклонения от него.

5.4.6.6.1 С учетом этого никакое препятствие не выступает за поверхность пролета препятствий (OCS), которая определяется следующим образом: (см. рис. I-4-5-9):

В боковом измерении:

a) для схем с боковым наведением по курсовому радиомаяку или аналогичному средству (заходы на посадку только по LOC, LPV и LP), если линия пути конечного участка захода на посадку выравнивается по осевой линии ВПП:

   1) OCS начинается в THR/LTP;
   2) начальная ширина 30 м с каждой стороны от кромки ВПП;
   3) она простирается от THR до точки на расстоянии 60 м до THR на ширине VSS и продолжается с той же шириной до точки достижения OCH по опубликованному профилю ("точка OCH").

b) для всех других схем захода на посадку по приборам с прямой:

   1) OCS начинается в THR/LTP и простирается до точки достижения OCH по опубликованному профилю ("точка OCH");
   2) начальная ширина составляет 30 м с каждой стороны боковой кромки ВПП;
   3) половина ширины в "точке OCH" равна E = 120 м + D*tan(2°), где D – расстояние между THR/LTP и "точкой OCH".

В вертикальном измерении:

a) OCS начинается на высоте порога ВПП, если RDH 15 м или менее, и на высоте (RDH-15 м) над порогом ВПП, если RDH больше 15 м;

b) OCS имеет наклон θ, который определяется следующим образом:

   1) для NPA: θ = опубликованный угол схемы захода на посадку минус 1°;
   2) для APV-Baro: θ = VPA при минимальной температуре минус 0,5°;
   3) для APV с геометрическим вертикальным наведением: θ = опубликованный VPA минус 0,5°

Примечание 1. Выступающие препятствия, относящиеся к системе освещения аэропорта, аэропортовым знакам и связанным с ними оборудованию, можно не учитывать, если они установлены в соответствии со Стандартами ИКАО.

Примечание 2. Указанные значения не применяются при углах траектории захода на посадку более 3,5°.

5.4.6.6.2 Если курс конечного участка захода на посадку смещен и пересекает продолжение осевой линии ВПП, то OCS в точке достижения OCH простирается перпендикулярно курсу конечного участка захода на посадку со стороны смещения на расстояние E. Со стороны, ближней к осевой линии, эта зона простирается перпендикулярно FAC до пересечения осевой линии ВПП. Затем она продолжается перпендикулярно осевой линии ВПП на расстояние E. (См. рис. I-4-5-10).

5.4.6.6.3 Если курс конечного участка захода на посадку смещен, но не пересекает продолжение осевой линии ВПП, то OCS в точке достижения OCH простирается перпендикулярно курсу конечного участка захода на посадку со стороны смещения на расстояние E. (См. рис. I-4-5-11).

5.5 ОПУБЛИКОВАНИЕ

5.5.1 *Градиенты/углы снижения для нанесения на карты*. Градиенты/углы снижения для нанесения на карты публикуются с округлением до ближайшей одной десятой процента/градуса. Градиенты/углы снижения отсчитываются от точки, расположенной на высоте 15 м (50 фут) над порогом посадочной ВПП. Для выполнения точных заходов на посадку могут применяться иные точки начала отсчета (см. RDH в специальных главах). При неточных заходах на посадку на короткие ВПП (кодовые номера 1 и 2) высота над порогом ВПП может составлять минимум 12 м (40 фут). При определении градиента/угла снижения кривизна земли не учитывается.

5.5.2 *Углы снижения для кодирования базы данных*. Применяются положения п. 5.5.1, за исключением того, что углы снижения публикуются с округлением до ближайшей одной сотой градуса.

5.5.3 Публикуются абсолютная/относительная высота схемы и минимальная абсолютная высота, определяемая по критериям пролета препятствий. Ни при каких обстоятельствах абсолютная/относительная высота схемы не должна быть ниже минимальной абсолютной высоты, определяемой по критериям пролета препятствий.

5.5.4 Расчетная траектория установившегося снижения проходит выше минимальной абсолютной высоты пролета препятствий в контрольной точке ступенчатого снижения. Это может быть обеспечено за счет увеличения градиента снижения путем:

a) увеличения абсолютной/относительной высоты схемы в FAF или (если это невозможно)

b) перемещения FAF в направлении посадочного порога ВПП.

5.5.5 *Опубликование OCA/H*. OCA/H и/или OCH должны быть опубликованы для каждой схемы захода на посадку по приборам и полета по кругу. Для схем неточного захода на посадку те и другие величины отражаются с интервалом в 5 м, или 10 фут, путем соответствующего округления.

Таблица I-4-5-1. Минимальная длина конечного участка захода на посадку

	Величина разворота над FAF			
Категория воздушных судов	10° или менее	20°	30°	60°
D и D_L	5,6 км (3,0 м. мили)	5,6 км (3,0 м. мили)	6,5 км (3,5 м. мили)	
E	5,6 км (3,0 м. мили)	6,5 км (3,5 м. мили)	7,4 км (4,0 м. мили)	
H	1,9 км (1,0 м. мили)	2,8 км (1,5 м. мили)	3,7 км (2,0 м. мили)	5,6 км (3,0 м. мили)
Значения в этой таблице могут быть интерполированы. Если требуются развороты более чем на 30° (кат. H, 60°) или если указанные в таблице значения минимальной длины не подходят для схемы, применять минимумы захода на посадку с прямой не разрешается и публикуется только OCA/H полета по кругу.				

Таблица I-4-5-2. Скорость снижения на конечном участке схемы неточного захода на посадку без FAF

	Скорость снижения	
Категория воздушных судов	*Максимальная*	*Минимальная*
Кат. A/B	200 м/мин (655 фут/мин)	120 м/мин (394 фут/мин)
Кат. H	230 м/мин (755 фут/мин)	Не прим.
Кат. C/D/E	305 м/мин (1000 фут/мин)	180 м/мин (590 фут/мин)

Таблица I-4-5-3. Нижний предел OCA/H

Категория воздушных судов	*Нижний предел OCA/H (м (фут))*	
	$5° < \theta \leq 15°$	$15° < \theta \leq 30°$
A	105 (340)	115 (380)
B	115 (380)	125 (410)
C	125 (410)	
D	130 (430)	

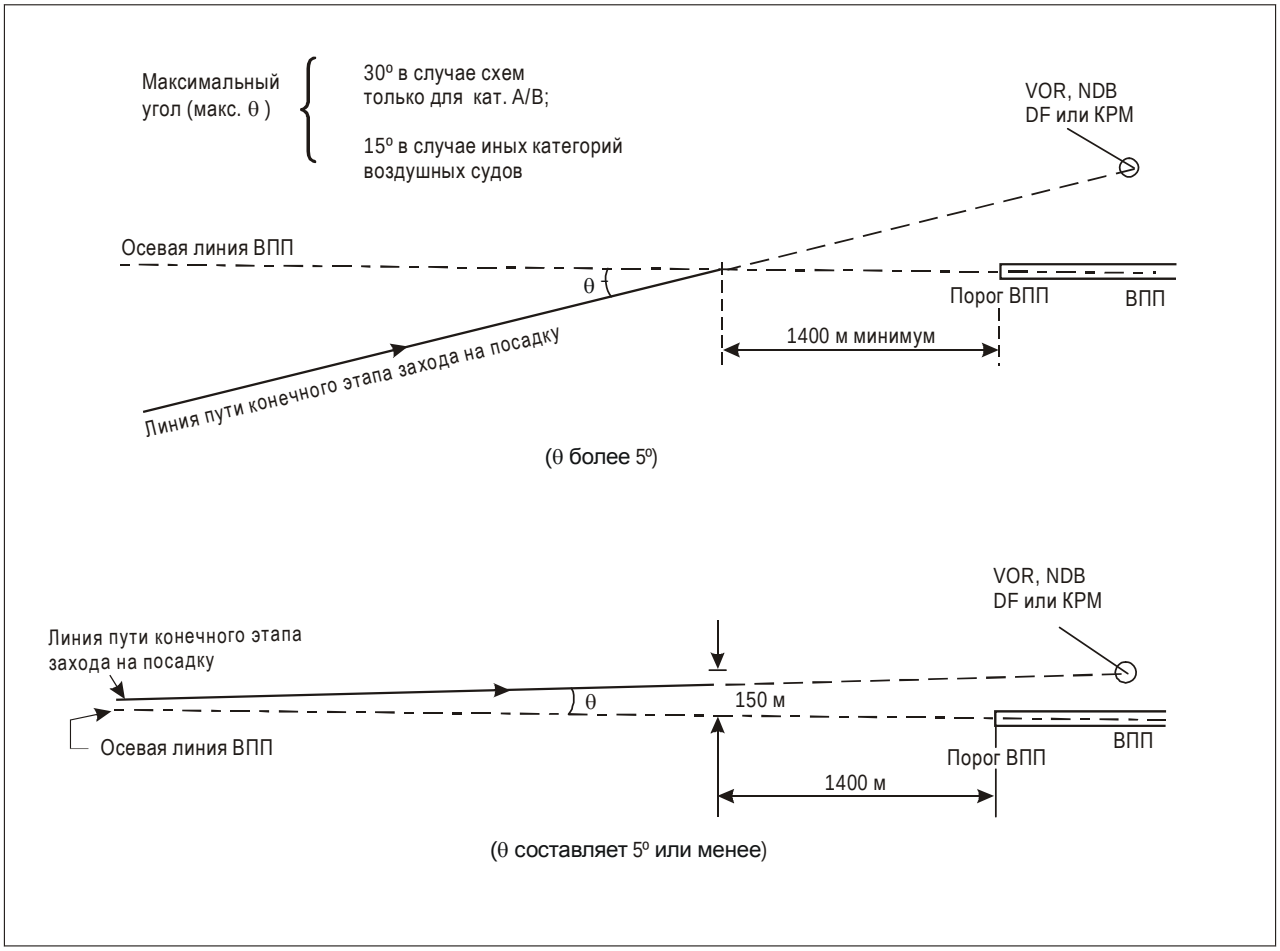


Рис. I-4-5-1. Выравнивание направления конечного этапа захода на посадку по прямой

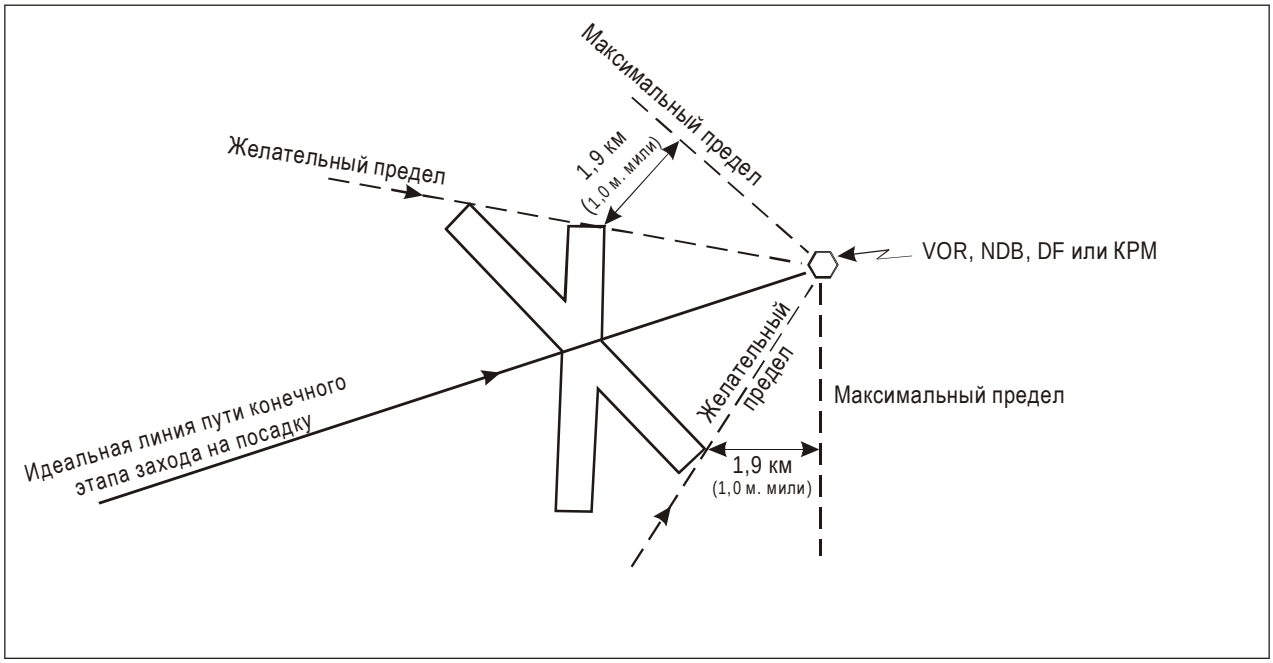


Рис. I-4-5-2. Выравнивание направления конечного этапа захода на посадку по кругу

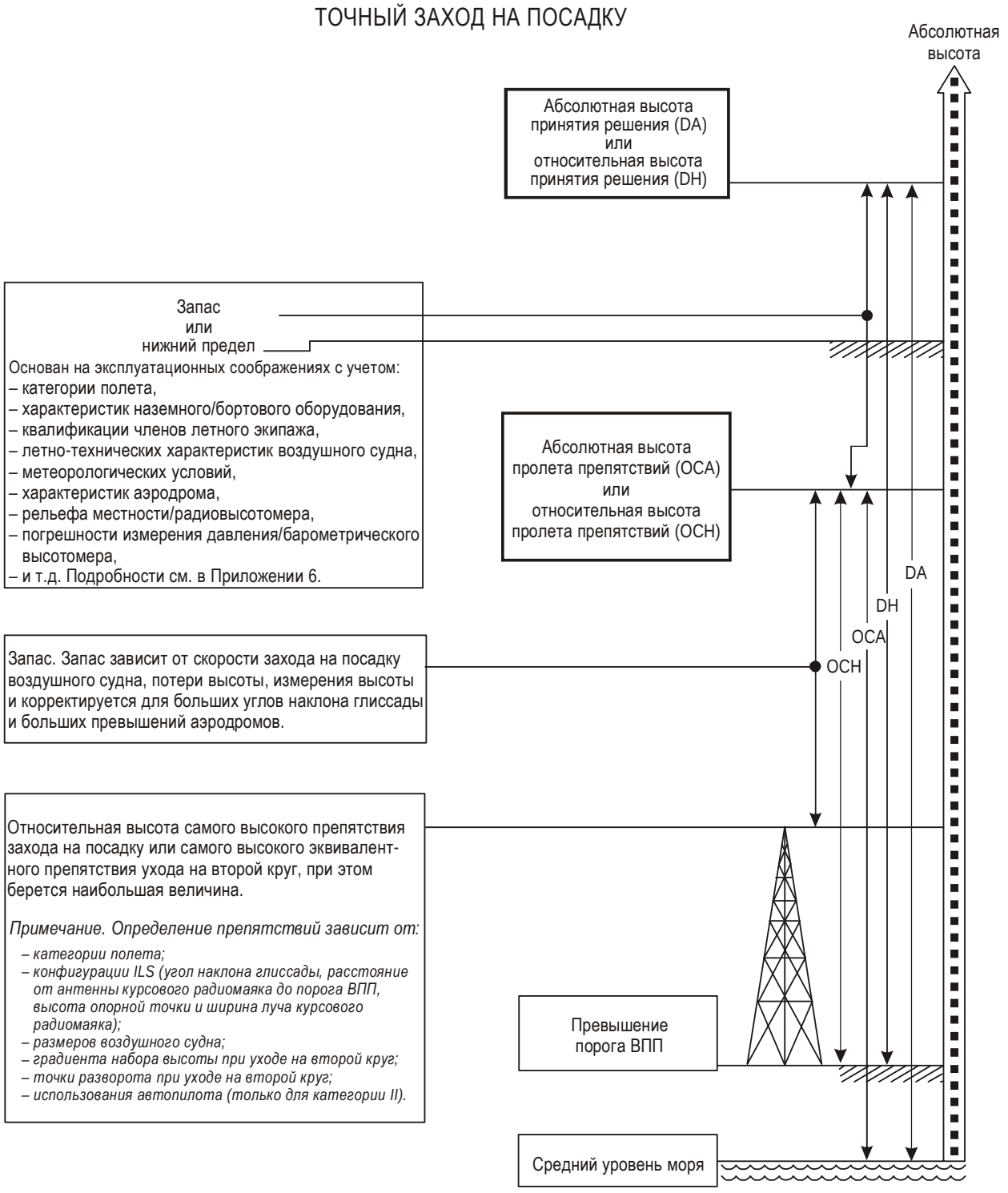


Рис. I-4-5-3 а). Взаимосвязь абсолютной/относительной высоты пролета препятствий (OCA/H) с абсолютной/относительной высотой принятия решения (DA/H) при точных заходах на посадку
Данный рисунок не относится к кат. H. См. главу 7 раздела 4.

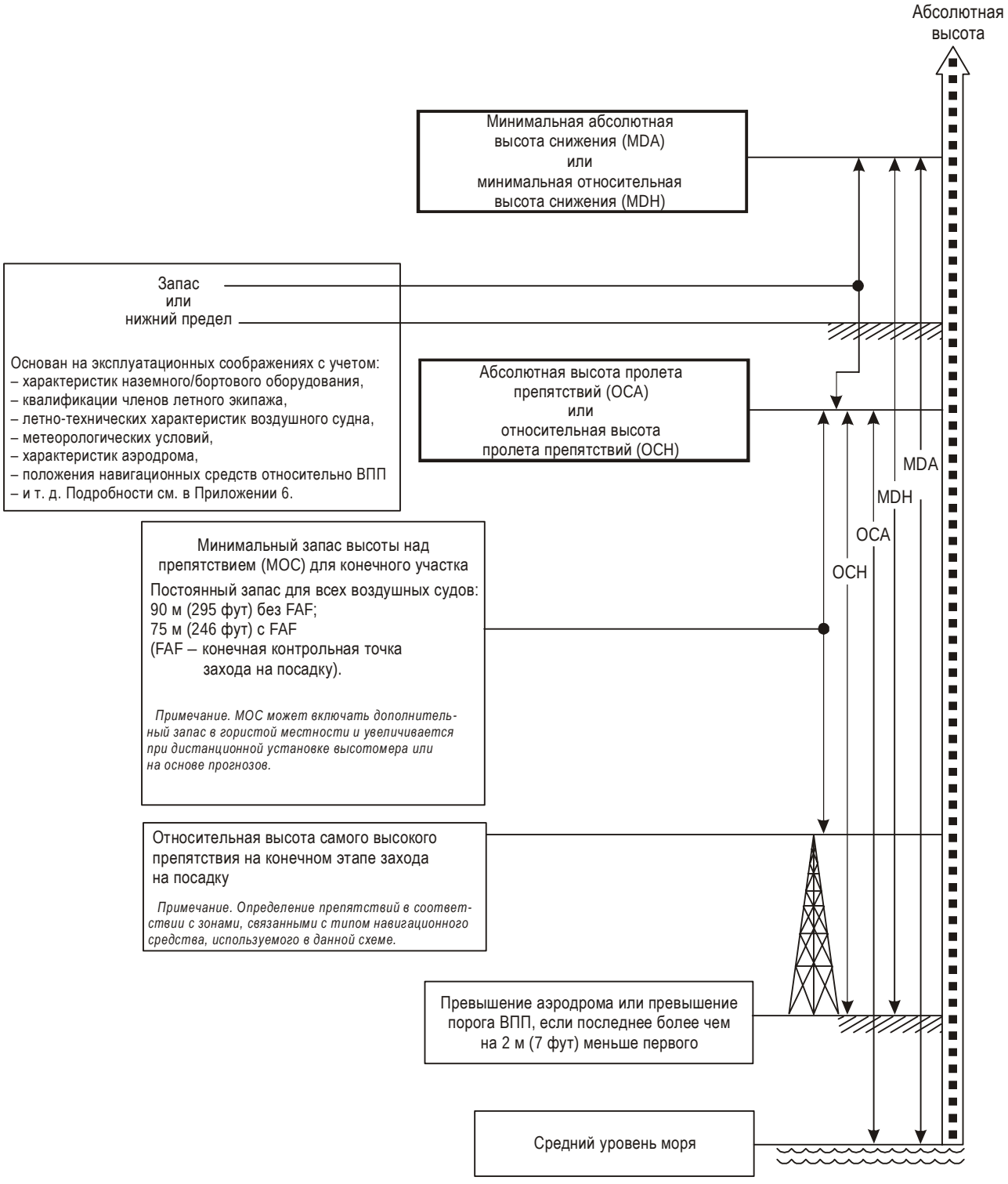


Рис. I-4-5-3 b). Взаимосвязь абсолютной/относительной высоты пролета препятствий (OCA/H) с минимальной абсолютной/относительной высотой снижения (MDA/H) при неточных заходах на посадку (пример с критическим препятствием на конечном этапе захода на посадку)

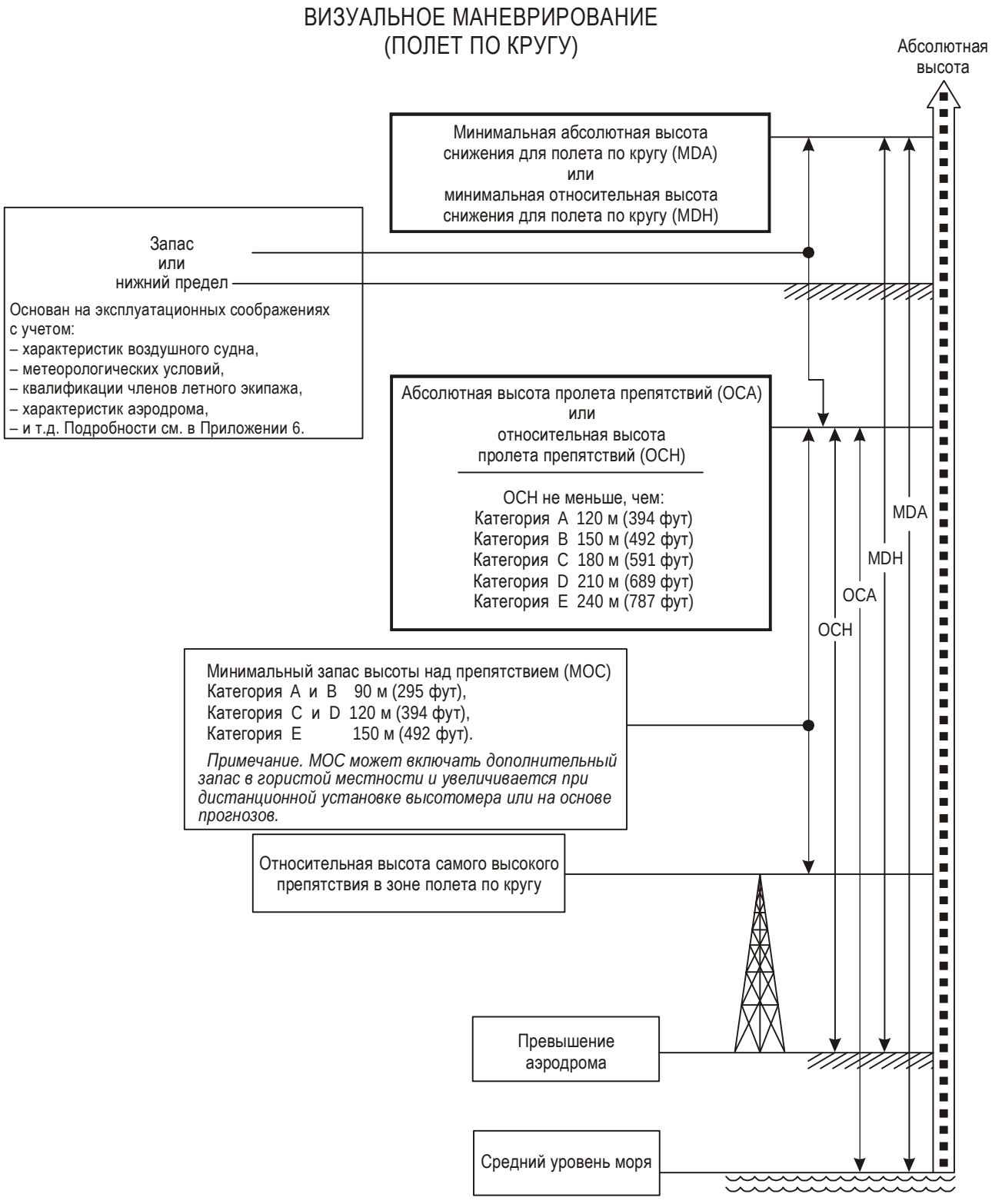


Рис. I-4-5-3 c). Взаимосвязь абсолютной/относительной высоты пролета препятствий (OCA/H) с минимальной абсолютной/относительной высотой снижения (MDA/H) при визуальном маневрировании (полете по кругу)

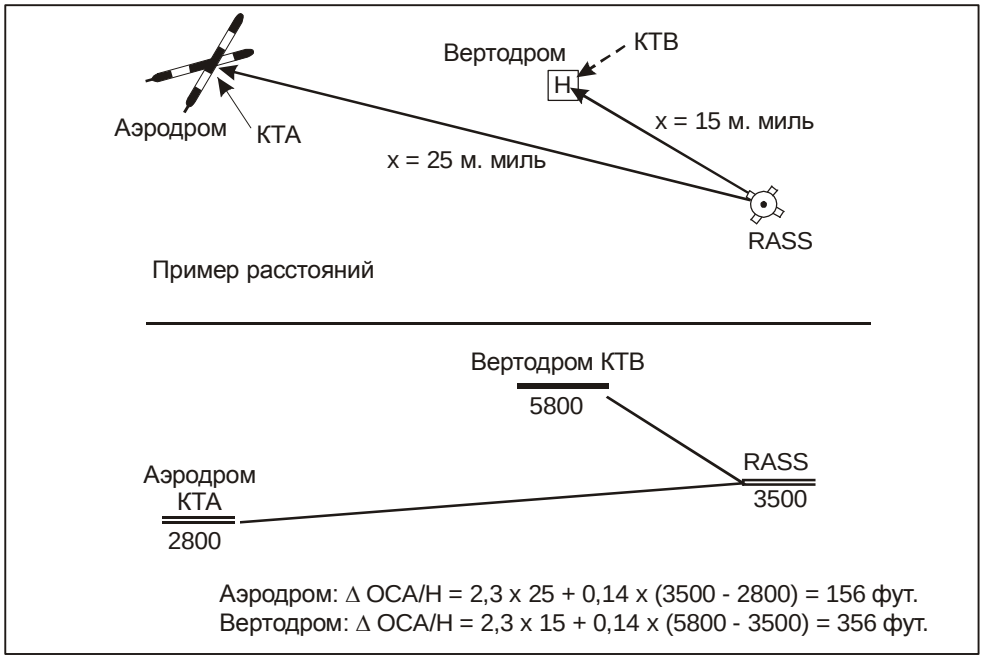


Рис. I-4-5-4. Источник дистанционной установки высотомера (RASS) в горных районах

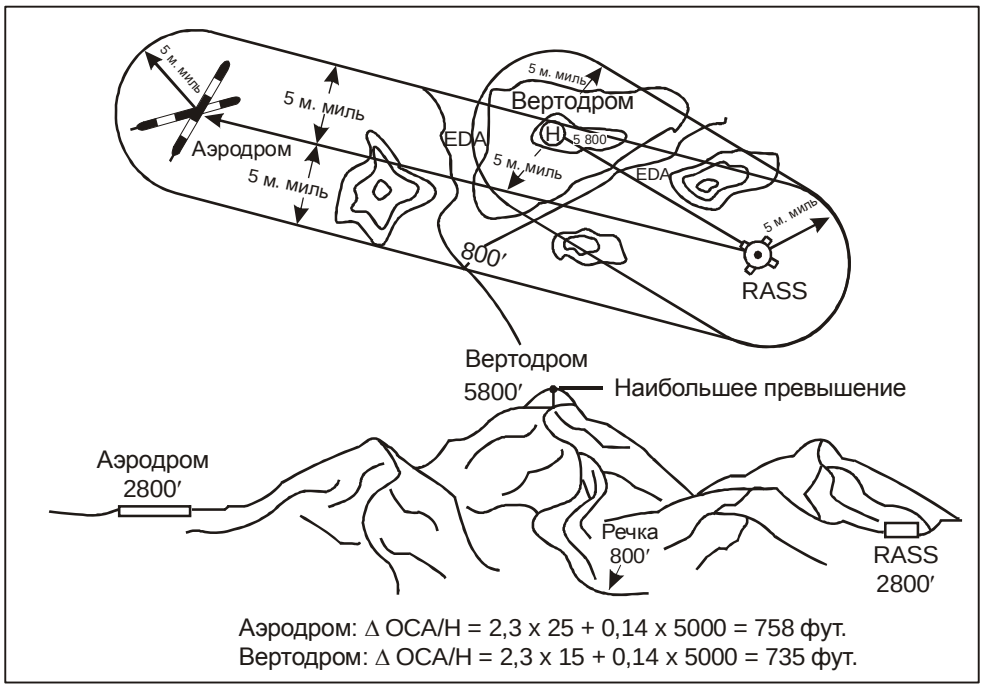


Рис. I-4-5-5. Зона перепада превышений (EDA)

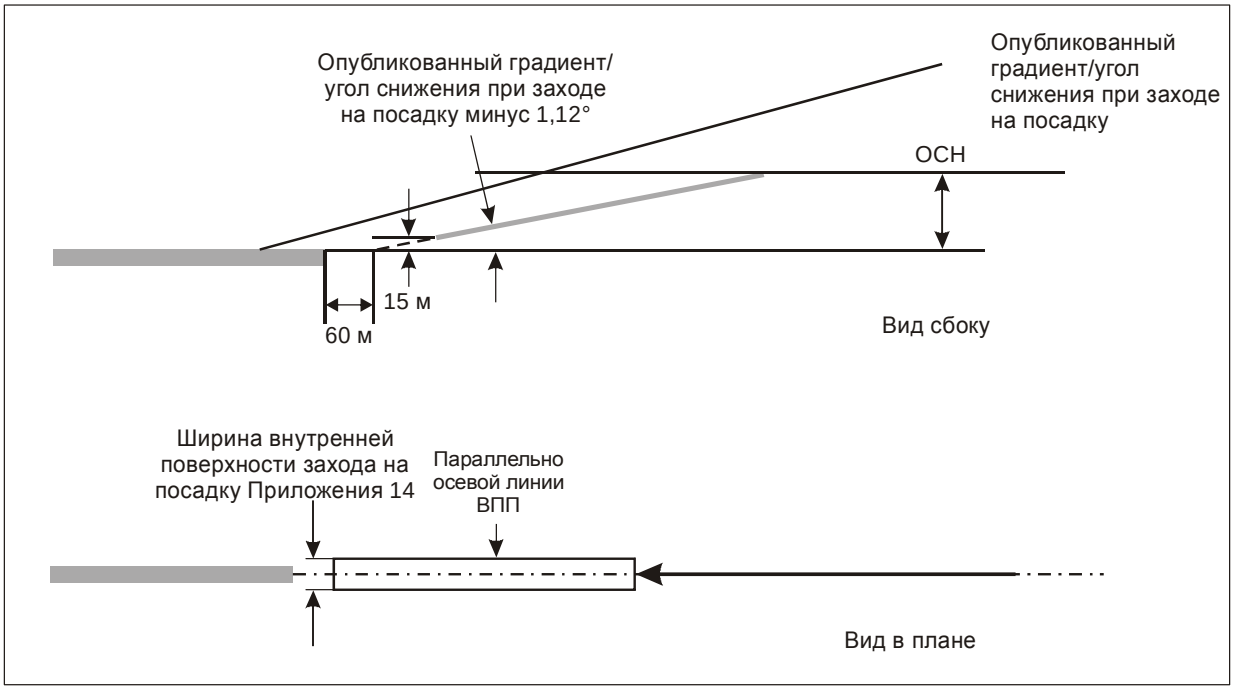


Рис. I-4-5-6 a). Поверхность визуального участка;
схемы с использованием курсового радиомаяка или бокового наведения
с точностью курсового радиомаяка; участок выровнен по осевой линии ВПП

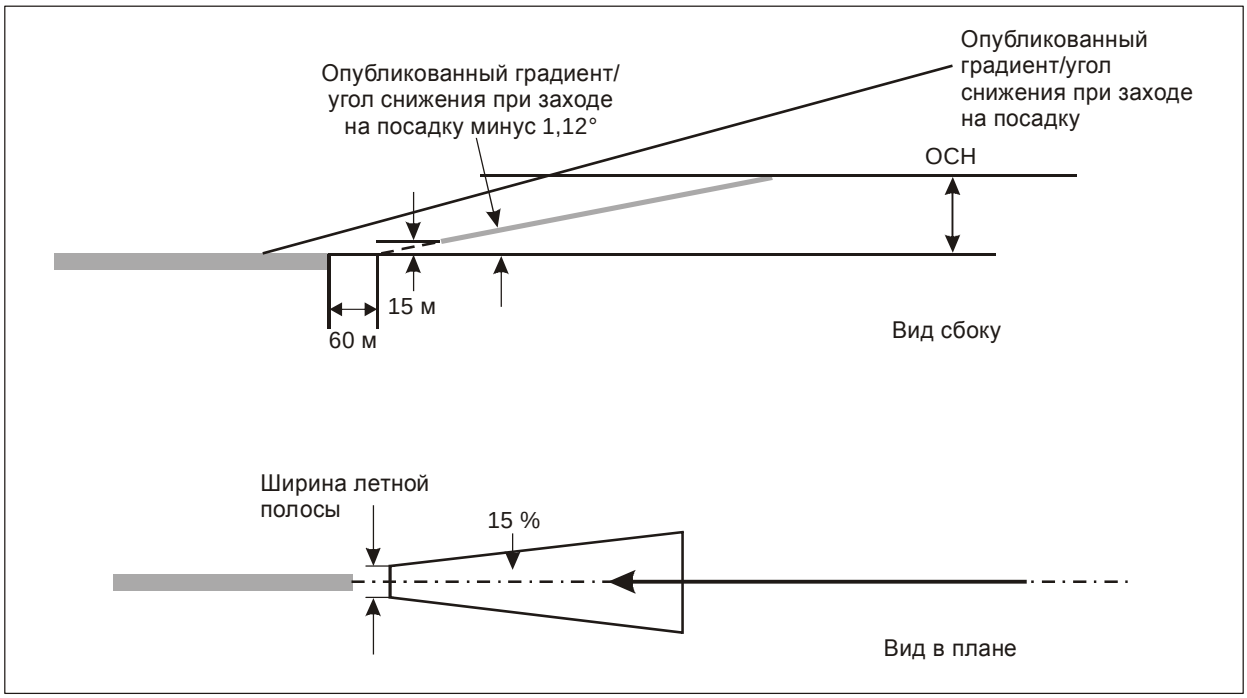


Рис. I-4-5-6 b). Поверхность визуального участка;
другие схемы захода на посадку; обычный заход на посадку по прямой

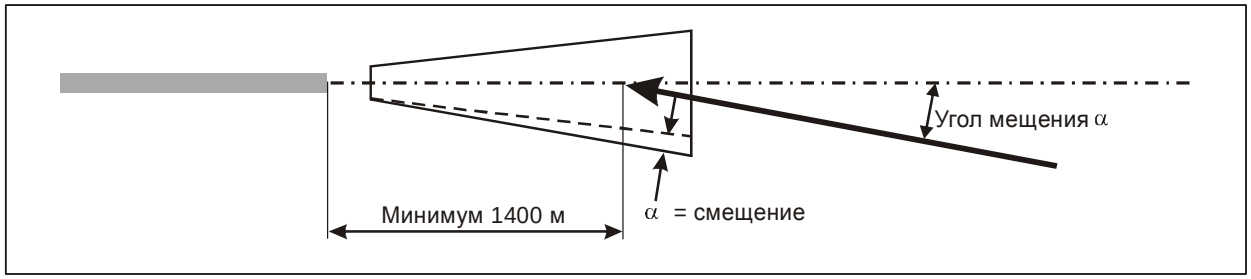


Рис. I-4-5-7. Вид в плане; поверхность визуального участка; смещенный конечный участок захода на посадку с пересечением осевой линии ВПП

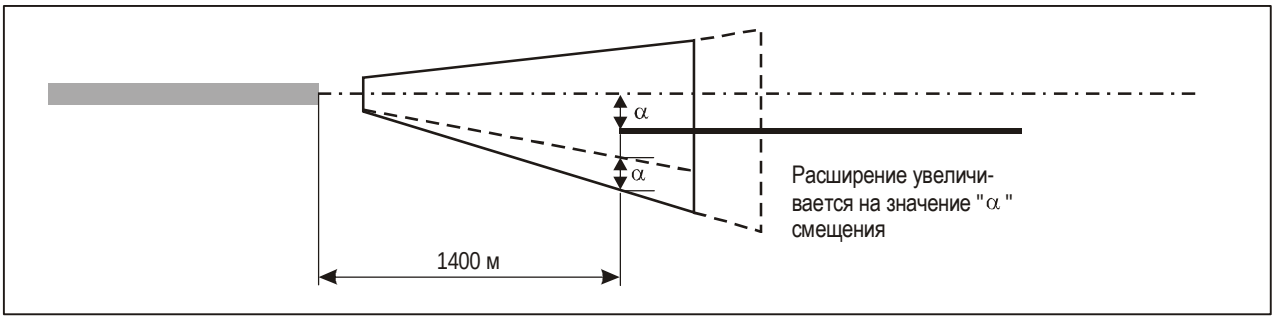


Рис. I-4-5-8. Вид в плане; поверхность визуального участка; смещенный конечный участок захода на посадку параллельно осевой линии ВПП

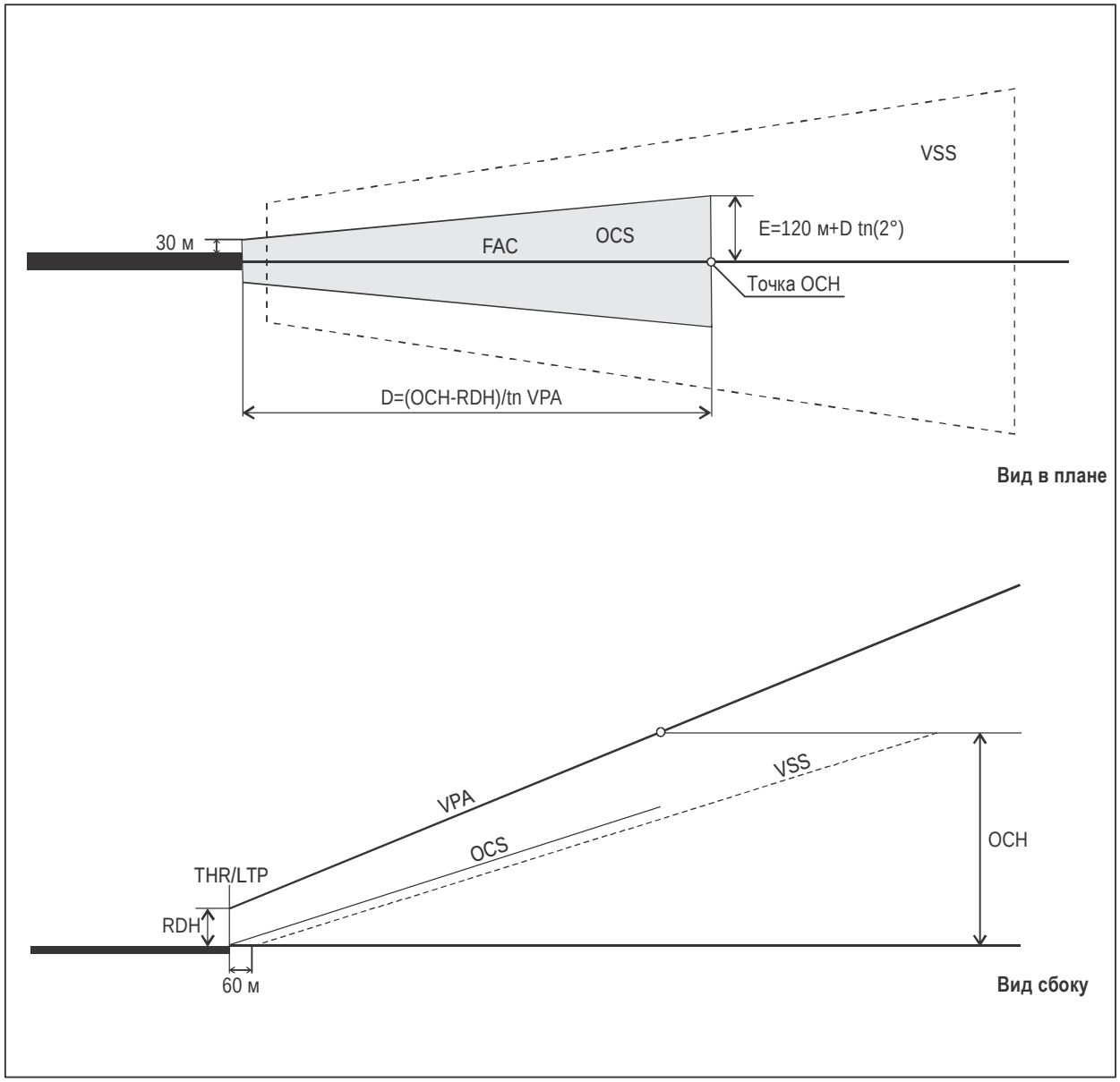


Рис. I-4-5-9. OCS визуального участка; обычный заход на посадку по прямой

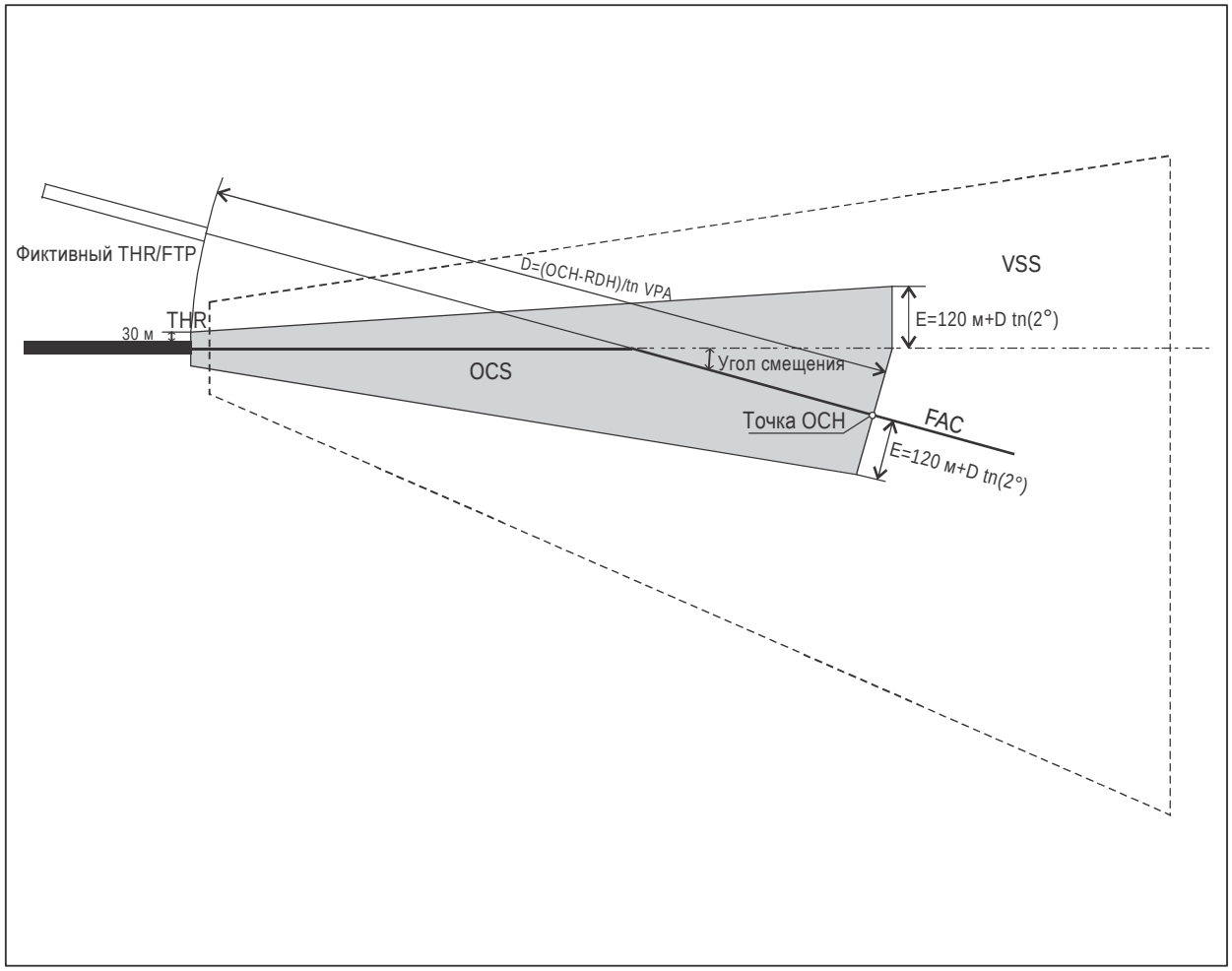


Рис. I-4-5-10. Вид в плане; OCS визуального участка; смещенный конечный участок захода на посадку с пересечением осевой линии ВПП

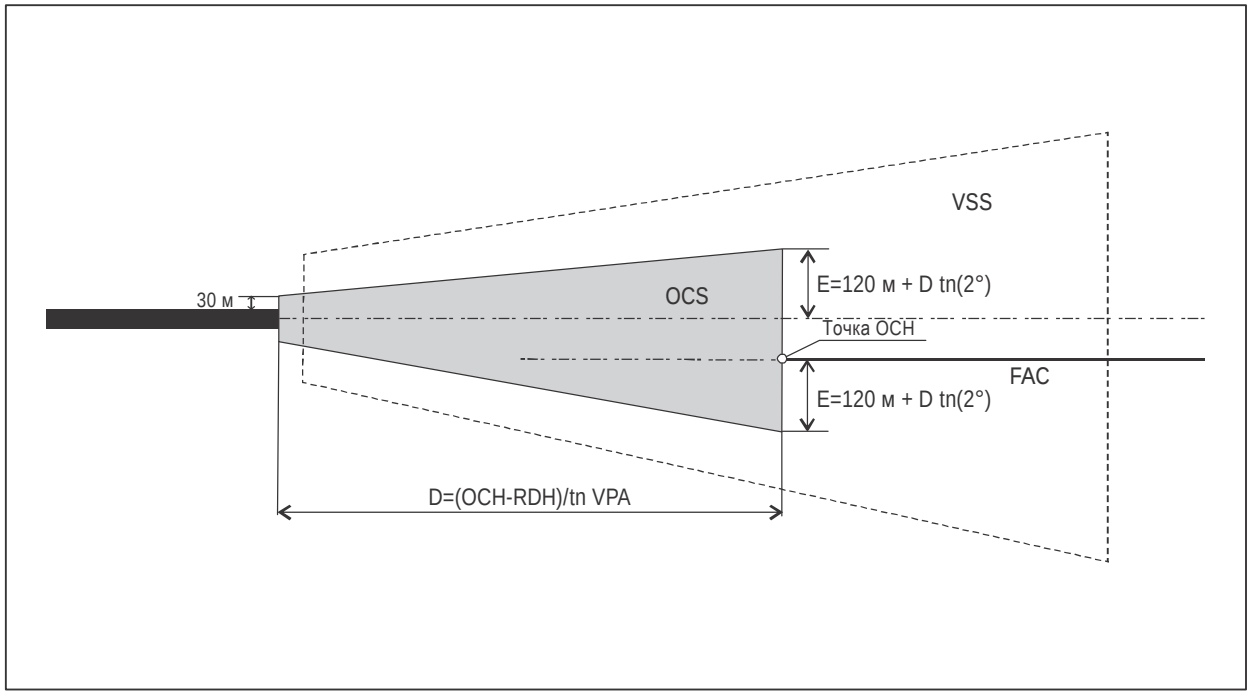


Рис. I-4-5-11. Вид в плане; OCS визуального участка; смещенный конечный участок захода на посадку параллельно осевой линии ВПП

Добавление A к главе 5

ВЫЧИСЛЕНИЯ ОСА/Н ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПО ПРЯМОЙ БЕЗ ВЫРАВНИВАНИЯ ПО НАПРАВЛЕНИЮ

Приведенные в таблице I-4-5-2 главы 5 величины являются результатом следующих расчетов:

Минимальная ОСА = 15 м + полное расстояние × градиент снижения.

Полное расстояние = $d_{intercept} + d_{Add} + d_{Turn}$,

где минимальное расстояние пересечения ($d_{intercept}$) = 1400 м;

расстояние дополнительного времени полета (d_{Add}) = TAS_{Cat} * 5/3 600.

TAS_{Cat} = TAS, соответствующей максимальной IAS конечного этапа захода на посадку воздушных судов каждой категории + 19 км/ч (10 уз) попутного ветра, основанной на превышении аэродрома в 600 м (2000 фут).

Дополнительное время полета перед пересечением осевой линии = 5 с.

Расстояние разворота (d_{Turn}) = r_{Cat}* tg(θ_{max}/2).

r_{Cat} – радиус разворота, вычисленный соответственно $TAS_{Cat;}$

максимальный угол разворота (θ_{max}) = 15º (для $5 < \theta \leq 15$) или 30º (для $15 < \theta \leq 30$).

— — — — — — — —

Добавление B к главе 5

НЕТОЧНЫЕ ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ: ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ С БОЛЬШИМ УГЛОМ НАКЛОНА ГЛИССАДЫ

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 После изменения критериев PANS-OPS (например, максимальный градиент снижения изменен с 6,5 % на 6,1 % для воздушных судов кат. C, D, E) некоторые существующие схемы неточного захода на посадку на аэродромах с большим количеством препятствий не могут выполняться с максимальными градиентами снижения на конечном участке.

1.2 Схемы захода на посадку с большим углом наклона глиссады не отвечают критериям PANS-OPS. Такие нестандартные схемы должны публиковаться только после проведения тщательного анализа, который включает в себя как минимум авиационное исследование, и специального утверждения соответствующим полномочным органом государства. Их использование должно рассматриваться только в том случае:

a) если в этом есть большая эксплуатационная необходимость;

b) если они необходимы для целей пролета препятствий, а не в качестве средства введения приемов снижения шума;

c) если невозможно обеспечить вертикальное наведение (например, схема с использованием только курсового радиомаяка в случае, когда не работает глиссадный радиомаяк в нестандартной схеме ILS).

2. ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ СХЕМЫ

Особенности построения схемы должны заключаться как минимум в следующем:

a) увеличение ОСА/Н в зависимости от градиента снижения; и

b) предупреждающее примечание на карте о том, что градиент снижения не отвечает стандартным критериям.

В качестве примера приводится следующий используемый одним государством метод:

a) добавить к ОСН 17 фут (кат. A, B) или 25 фут (кат. C, D, E) на каждый процент сверх максимального значения градиента снижения соответствующей категории;

b) выбрать большее значение:

   1) значение ОСН, полученное в a);

   2) значение ОСН полета по кругу, соответствующее конкретной ВПП;

c) дать на карте захода на посадку предупреждающее примечание: "градиент снижения больше, чем…".

3. АВИАЦИОННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

В авиационном исследовании, необходимом до внедрения схем захода на посадку с большим углом наклона глиссады, следует учесть все обстоятельства, связанные с заходом на посадку, и определить значения учитываемых рисков. В этом исследовании необходимо учесть как минимум следующие элементы:

a) конфигурация с минимальным лобовым сопротивлением;

b) влияние сдвига ветра, максимальный попутный ветер;

c) алгоритмы управления;

d) пилотажные качества;

e) минимальная мощность при противообледенительной обработке;

f) изменения GPWS;

g) использование командного пилотажного прибора/автопилота;

h) время раскрутки двигателя;

i) увеличение Vat с учетом пилотажных характеристик;

j) метеоминимумы;

k) визуальные средства;

l) квалификация экипажа;

m) требования к сертификации воздушного судна.

Глава 6

УЧАСТОК УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

6.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

6.1.1 Требования

6.1.1.1 Схема ухода на второй круг устанавливается для каждого захода на посадку по приборам и указывает точку начала схемы и точку, где она заканчивается. Уход на второй круг начинается:

a) на относительной высоте принятия решения (DA/H) в схеме точного захода на посадку или захода на посадку с вертикальным наведением (APV); или

b) в точке ухода на второй круг (MAPt) в схеме неточного захода на посадку.

6.1.1.2 Уход на второй круг завершается на абсолютной/относительной высоте, которая позволяет:

a) начать повторный заход на посадку, или

b) возвратиться к типовой схеме ожидания, или

c) возобновить полет по маршруту.

Примечание. В настоящей главе содержатся общие критерии, применимые ко всем видам схем посадки по приборам, а также специальные критерии для неточных схем. В отношении подробностей, касающихся точного захода на посадку и захода на посадку с вертикальным наведением см. соответствующие главы.

6.1.2 Этапы участка ухода на второй круг

В принципе участок ухода на второй круг начинается в MAPt и включает три следующих этапа (см. рис. I-4-6-4):

a) начальный этап – начинается в самой ранней MAPt и продолжается до начала набора высоты (SOC);

b) промежуточный этап – продолжается от SOC до точки, в которой впервые достигается и выдерживается в дальнейшем запас высоты над препятствиями, равный 50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут));

c) конечный этап – продолжается до точки, в которой начинается новый заход на посадку, ожидание или возвращение к полету по маршруту. На этом этапе могут выполняться развороты.

6.1.3 Типы ухода на второй круг

Существует два типа ухода на второй круг:

a) уход на второй круг по прямой (включает развороты на 15º или менее); и

b) уход на второй круг с разворотом.

6.1.4 Зона ухода на второй круг

Зона, рассматриваемая в качестве зоны ухода на второй круг, начинается в самой ранней точке допуска на MAPt, имея ширину, равную ширине конечного участка этапа захода на посадку в этой точке. Последующие размеры и форма зоны зависят от схемы ухода на второй круг, в том числе от точки, в которой начинается разворот (если он имеется), и протяженности этого разворота.

6.1.5 Точка ухода на второй круг (MAPt)

6.1.5.1 *Общие положения*. Уход на второй круг начинается в точке ухода на второй круг (MAPt), используемой только в схеме неточного захода на посадку. Для схем неточного захода на посадку MAPt определяется следующим образом:

a) *в схемах без FAF* – навигационным средством или контрольной точкой; и

b) *в схемах с FAF* – MAPt определяется одним из трех следующим способов:

1) отсчетом времени пролета расстояния от номинального местоположения FAF до номинального местоположения MAPt там, где MAPt не определяется навигационным средством или контрольной точкой; или

2) навигационным средством или контрольной точкой в MAPt, в этом случае в схему необходимо включить примечание "Отсчет времени для определения MAPt не разрешается"; или

3) одновременно отсчетом времени пролета расстояния от номинального местоположения FAF до номинального местоположения MAPt и средством или контрольной точкой в точке ухода на второй круг. В этом случае публикуется одно значение ОСА/Н, которое соответствует большему из значений ОСА/Н для указанного расстояния и для навигационного средства или контрольной точки. Однако, если это оправдано с эксплуатационной точки зрения, могут публиковаться оба значения.

6.1.5.2 *Местоположение MAPt*. Оптимально MAPt располагается на пороге ВПП. При необходимости MAPt может быть перенесена ближе к FAF, при условии, что ОСА/Н не меньше, чем абсолютная/ относительная высота в MAPt при номинальном градиенте снижения 5,2 % (3°) или опубликованном градиенте снижения, если он больше. При этом условии может потребоваться увеличение ОСА/Н.

6.1.5.3 *Определение самой ранней и самой поздней MAPt, определяемой расстоянием*. В тех случаях, когда MAPt определяется отсчетом времени пролета расстояния от номинального местоположения FAF, полный допуск на MAPt (Y) может определяться путем принятия величин из таблицы I-4-6-1 и их использованием, как показано на рис. I-4-6-3. Пояснения расчетов см. в добавлении к настоящей главе.

6.1.6 Расчет начала набора высоты (SOC)

6.1.6.1 Существуют два метода расчета SOC, соответствующих следующим случаям:

a) MAPt определяется навигационным средством или контрольной точкой; или

b) MAPt определяется указанным рассеянием от FAF.

6.1.6.2 *Определение SOC в случае, когда MAPt определяется навигационным средством или контрольной* точкой. В случае, когда MAPt определяется навигационным средством или контрольной точкой (см. рис. I-4-6-1), SOC определяется суммой:

a) допуска на MAPt и

b) переходного расстояния (X).

6.1.6.2.1 *Допуск на MAPt, определяемую навигационным средством или контрольной точкой*. В случае, когда MAPt определяется навигационным средством или контрольной точкой (см. рис. I-4-6-1), продольный допуск на MAPt определяется суммой:

a) полного допуска на средство/контрольную точку; плюс

b) расстояние (d), учитывающее время реакции пилота. Эта величина соответствует 3 с полета на максимальной скорости воздушных судов указанной категории на конечном этапе захода на посадку плюс скорость 19 км/ч (10 уз) попутного ветра. Пример значений d для каждой категории воздушных судов (рассчитан для превышения аэродрома 600 м (2000 фут)) представлен в таблице I-4-6-3.

Если MAPt определяется пролетом над навигационным средством (VOR, NDB или маркерный радиомаяк, работающий на частоте 75 МГц), допуск на контрольную точку равен 0 км (м. миль).

6.1.6.2.2 *Переходное расстояние в случае, когда MAPt определяется навигационным средством или контрольной точкой*. Переходное расстояние (X) в случае, когда MAPt определяется навигационным средством или контрольной точкой, основывается на времени полета 15 с (кат. H, 5 с) с TAS, соответствующей максимальной скорости воздушных судов каждой категории на конечном этапе захода на посадку (см. таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1), для превышения аэродрома, температуры МСА + 15 °C и скорости попутного ветра 19 км/ч (10 уз). Использование этих величин показано на рис. I-4-6-1.

6.1.6.3 *Расчет SOC в случае, когда MAPt определяется расстоянием от FAF (упрощенный метод).* Для расчета SOC в случае, когда MAPt определяется расстоянием от FAF, может быть использован упрощенный метод, основанный на оценке для абсолютных высот до 4000 м (13 000 фут), см. рис. I-4-6-2. В этом случае SOC определяется суммой:

a) расстояния от номинального местоположения FAF до номинального местоположения MAPt и

b) переходного расстояния (X).

6.1.6.3.1 *Переходное расстояние в случае, когда MAPt определяется расстоянием.* Переходное расстояние в случаях, когда MAPt определяется по расстоянию, соответствует времени полета с соответствующей TAS в течение 15 с (кат. H, 5 с) для превышения аэродрома, температуры МСА + 15 °C и скорости попутного ветра 19 км/ч (10 уз). В отношении расчета переходного расстояния (X) см. таблицу I-4-6-2.

6.1.6.4 *Расчет SOC в случае, когда MAPt определяется расстоянием от FAF (улучшенный метод).* Улучшенный метод используется при абсолютной высоте более 4000 м (13 000 фут) и при некоторых условиях может обеспечить получение преимуществ ниже 4000 м (13 000 фут). Этот метод приведен в добавлении.

6.2 ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ И МОС

6.2.1 Начальный этап

6.2.1.1 Начальный этап начинается в самой ранней точке ухода на второй круг (MAPt) и заканчивается в начале набора высоты (SOC). Маневр на этом этапе требует от пилота повышенного внимания, особенно при обеспечении набора высоты и изменении конфигурации, при этом допускается, что в течение этого маневра оборудование наведения не используется. На этом этапе не могут указываться никакие развороты.

6.2.1.2 *Набор высоты на начальном этапе*. На начальном этапе линия пути горизонтальна.

6.2.1.3 *Запас высоты над препятствиями на начальном этапе.* В зоне начального этапа ухода на второй круг минимальный запас высоты над препятствиями равен запасу высоты в пределах последней части зоны конечного этапа захода на посадку, за исключением случаев, когда продолжение поверхности ухода на второй круг назад, в направлении точки ухода на второй круг, требует меньшего запаса высоты. (См. рис. I-4-6-4 и I-4-6-5).

6.2.2 Промежуточный этап

6.2.2.1 Промежуточный этап начинается в SOC. Продолжается набор высоты на установившихся скоростях до точки, в которой впервые достигается и выдерживается в дальнейшем запас высоты над препятствиями, равный 50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)). При построении этого этапа предполагается получение преимущества за счет использования предоставляемого наведения. Линия пути ухода на второй круг на промежуточном этапе может отклоняться от линии пути начального этапа не более чем на 15°.

6.2.2.2 *Градиент набора высоты на промежуточном этапе*. Номинальный градиент наклона поверхности ухода на второй круг (tg Z) составляет 2,5 % (кат. H, 4,2 %). Может использоваться градиент 2 %, если могут быть обеспечены необходимые съёмка и меры защиты. Дополнительно могут указываться градиенты 3, 4 или 5 %. При одобрении со стороны соответствующего полномочного органа они могут использоваться воздушными судами с характеристиками скороподъемности, позволяющими получить эксплуатационные преимущества за счет более низких ОСН, соответствующих этим градиентам.

Примечание. В случае неточного захода на посадку могут предусматриваться промежуточные значения между 2 и 5 % (например, 3,4 %).

6.2.2.3 *Запас высоты над препятствиями на промежуточном этапе*

6.2.2.3.1 На промежуточном этапе ухода на второй круг минимальный запас высоты над препятствиями в основной зоне составляет 30 м (98 фут), а в дополнительной зоне минимальный запас высоты над препятствиями составляет 30 м (98 фут) у внутреннего края с линейным уменьшением до 0 у внешнего края. См. п. 1.3 "Запас высоты над препятствиями" главы 1 раздела 2.

6.2.2.3.2 Во всех случаях необходимо публиковать на карте захода на посадку по приборам ОСА/Н для номинального градиента 2,5 %. Если при построении схемы ухода на второй круг устанавливаются

дополнительные номинальные градиенты, необходимо публиковать их значения с соответствующими ОСА/Н для предоставления альтернативного выбора.

Примечание. МОС может быть получен путем увеличения ОСА/Н или корректировки MAPt в продольном направлении или за счет того и другого.

6.2.3 Конечный этап

Конечный этап начинается в точке, в которой впервые достигается и выдерживается в дальнейшем запас высоты над препятствиями, равный 50 м (164 фут) (кат. Н, 40 м (132 фут)). Он заканчивается в точке начала нового захода на посадку, ожидания или возвращения к полету по маршруту.

6.2.3.1 *Градиент набора высоты на конечном этапе*. Применяются критерии промежуточного этапа.

6.2.3.2 *Запас высоты над препятствиями на конечном этапе*

6.2.3.2.1 На конечном этапе ухода на второй круг по прямой минимальный запас высоты над препятствиями составляет 50 м (164 фут) (кат. Н, 40 м (132 фут)) в основной зоне с равномерным уменьшением до 0 у внешнего края дополнительной зоны. См. рис. I-4-6-4.

6.2.3.2.2 Уход на второй круг с разворотом связан со специальными критериями в отношении МОС, конфигурации и протяженности дополнительных зон (см. п. 6.4 "Уход на второй круг с разворотом").

Примечание. МОС может быть получен путем увеличения ОСА/Н или корректировки MAPt в продольном направлении или за счет того и другого. Кроме того, препятствия могут быть исключены из рассмотрения путем задания разворота.

6.3 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ ПО ПРЯМОЙ

6.3.1 В настоящем разделе содержатся критерии, относящиеся к уходу на второй круг по прямой. Он включает развороты на 15º или менее.

6.3.2 Зона ухода на второй круг по прямой

6.3.2.1 В своем начале ширина зоны ухода на второй круг по прямой равна ширине зоны конечного этапа захода на посадку в этой точке. Затем она расширяется под углом:

a) определяемым точностью наведения по линии пути используемого навигационного средства (10,3° для NDB; 7,8° для VOR) (см. рис. I-4-6-6) или

b) 15°, когда отсутствует привязка к навигационному средству.

6.3.2.2 Зона простирается на расстояние, достаточное для того, чтобы уходящее на второй круг воздушное судно достигло абсолютной высоты, на которой могут соблюдаться запасы высоты над препятствиями для последующих схем (таких как полет по маршруту или в зоне ожидания). Начальная часть поверхности ухода на второй круг является горизонтальной и она основывается на самой низкой предполагаемой траектории полета на ОСА/Н. Начало набора высоты (SOC) в промежуточной и конечной частях начинается сразу за переходным расстоянием (см. 6.1.6.2.2 "Допуск на MAPt, определяемую навигационным средством или контрольной точкой"

и п. 6.1.6.3.1 "Переходное расстояние в случае, когда MAPt определяется расстоянием"). Промежуточная и конечная части поднимаются равномерно с градиентом поверхности ухода на второй круг, указанным в п. 6.2 "Градиент набора высоты и МОС".

6.3.2.3 *Дополнительное наведение по линии пути*. При разработке схемы ухода на второй круг могут быть получены эксплуатационные преимущества за счет использования соответствующим образом расположенных навигационных средств, обеспечивающих уменьшение размеров конечного этапа. В этом случае границы конечного этапа должны быть продолжены до пересечения секут соответствующих границ имеющегося средства:

a) VOR: ±1,9 км (±1,0 м. мили) в месте расположения средства с расширением под углом 7,8° (по направлению к MAPt); и

b) NDB: ±2,3 км (±1,25 м. мили) в месте расположения средства с расширением под углом 10,3°.

На рис. I-4-6-7 и I-4-6-8 показаны полученные таким образом зоны ухода на второй круг как при наличии, так и при отсутствии дополнительного наведения.

6.3.2.4 *Непрерывное наведение по линии пути*. В тех случаях, когда средство, используемое на конечном этапе захода на посадку, обеспечивает продолжение наведения по линии при уходе на второй круг, зона ухода на второй круг представляет собой продолжение зоны (зон), определенной(ых) для этого навигационного средства. См. рис. I-4-6-9.

6.3.3 Основная и дополнительная зоны

Применяются общие критерии.

6.3.4 Выравнивание по направлению

Везде, где это практически осуществимо, линия пути ухода на второй круг должна быть продолжением линии пути конечного этапа захода на посадку. Уходы на второй круг с разворотом допустимы (см. п. 6.4 "Уход на второй круг с разворотом"), однако их следует выполнять только в том случае, когда могут быть обеспечены эксплуатационные преимущества.

6.3.5 Запас высоты над препятствиями для ухода на второй круг по прямой

Применяются общие критерии согласно п. 6.2 "Градиент набора высоты и МОС".

6.4 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С РАЗВОРОТОМ

6.4.1 В настоящем разделе содержатся критерии, применимые к уходу на второй круг с разворотом более чем на 15°. В отношении разворотов на 15° или менее применяются критерии ухода на второй круг по прямой. См. вышеприведенный п. 6.3 "Уход на второй круг по прямой". Развороты могут быть определены по месту их выполнения:

a) на абсолютной/относительной высоте,

b) в контрольной точке или в месте расположения средства или

c) в MAPt.

6.4.2 Общие положения

Если указывается отворот от линии пути конечного этапа захода на посадку, необходимо построить зону ухода на второй круг с разворотом. Критерии, приведенные выше в п. 6.3 "Уход на второй круг по прямой", остаются в силе до следующих пределов:

a) точки разворота (TP) на указанной абсолютной/относительной высоте (см. п. 6.4.5 "Разворот, начатый на заданной абсолютной/относительной высоте"); и

b) самой ранней TP при разворотах в заданной TP (см. п. 6.4.6 "Разворот, начатый в заданной точке"). Для получения минимальной OCA/H может возникнуть необходимость скорректировать заданную абсолютную высоту или точку разворота (TP). Количество переменных величин таково, что это может быть выполнено методом подбора.

Примечание. Все расчеты в данной главе производятся для номинального градиента 2,5 %. В отношении использования градиентов, не равных 2,5 %, см. п. 6.2.2.

6.4.3 Параметры разворота

В настоящей части показаны параметры, на которых основываются зоны разворота, вместе с переменными, обозначающими их на чертежах.

a) *Абсолютная высота*: абсолютная высота аэродрома плюс 300 м (1000 фут) либо заданная абсолютная высота разворота.

b) *Температура*: МСА + 15 °С в соответствии с подпунктом a) выше.

c) *Приборная скорость (IAS):* скорость на конечном этапе ухода на второй круг, указанная в таблицах I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1. Однако там, где с эксплуатационной точки зрения необходим обход препятствий, могут использоваться пониженные скорости, вплоть до IAS промежуточного этапа ухода на второй круг при условии, что схема сопровождается примечанием " Разворот при уходе на второй круг ограничен максимальной IAS __ км/ч (уз)".

d) *Истинная скорость:* IAS, указанная выше в подпункте c), скорректированная на абсолютную высоту, указанную в подпункте a), и температуру, указанную в подпункте b).

e) *Ветер:* ветер с любого направления с максимальной скоростью для вероятности 95 %, если имеются статистические данные. При отсутствии данных о ветре, следует использовать скорость ветра 56 км/ч (30 уз) с любого направления.

f) *Средний достигаемый угол крена:* 15°.

g) *Допуск на контрольную точку:* в соответствии с типом контрольной точки. См. главу 2 "Контрольные точки района аэродрома" раздела 1.

h) *Допуски на технику пилотирования:*

   1) c – расстояние, эквивалентное 6 с полета (3 с – время реакции пилота и 3 с – время ввода в крен) на скорости конечного этапа ухода на второй круг (для максимальной опубликованной скорости ухода на второй круг) плюс скорость 56 км/ч (30 уз) попутного ветра;

   2) см. также параметры разворотов, представленные в таблицах I-4-6-5 и I-4-6-6 в качестве примеров.

i) d_o – расстояние до препятствия.

j) d_z – кратчайшее расстояние до препятствия или до начала отсчета, измеряемое от SOC параллельно линии пути ухода на второй круг по прямой.

k) O_i – препятствие (подстрочный индекс служит признаком конкретного препятствия).

l) tg Z – тангенс угла, образуемого поверхностью ухода на второй круг и горизонтальной плоскостью.

m) R – скорость разворота.

n) r – радиус разворота.

o) E – влияние ветра.

6.4.4 Дополнительные зоны

6.4.4.1 В зоне разворота дополнительная зона всегда используется с внешней стороны разворота в качестве продолжения дополнительной зоны ухода на второй круг по прямой (для разворота в заданной точке разворота, см. рис. I-4-6-13 – I-4-6-19). Применение дополнительных зон возобновляется, как только воздушное судно обеспечивается наведением по линии пути.

6.4.4.2 *Дополнительное наведение по линии пути*. При разработке схемы ухода на второй круг могут быть получены эксплуатационные преимущества в случае использования после разворота соответствующим образом расположенных средств для уменьшения размеров зоны конечного этапа ухода на второй круг. Примеры типичных зон ухода на второй круг с разворотом при дополнительном наведении по линии пути приводятся на рис. I-4-6-15 и I-4-6-19.

6.4.5 Разворот, начатый на заданной абсолютной/относительной высоте

6.4.5.1 *Общие положения*

Разворот на указанной абсолютной высоте предписывается при наличии двух видов ограничивающих препятствий:

a) препятствие в направлении ухода на второй круг по прямой, от которого необходимо обеспечить уклонение;

b) препятствие, расположенное на траверзе прямолинейного участка линии ухода на второй круг, над которым необходимо пролететь с соответствующим запасом высоты после разворота.

Уход на второй круг с разворотом на заданной абсолютной высоте предусматривает набор указанной абсолютной/относительной высоты до начала разворота на указанный курс или к контрольной точке/средству.

6.4.5.2 *Зоны*

6.4.5.2.1 *Зона начала разворота*

6.4.5.2.1.1 Точка, в которой достигается заданная абсолютная/относительная высота, не закреплена. Она обусловливается летно-техническими характеристиками набора высоты воздушных судов, а также точкой, от

которой начинается уход на второй круг. Воздушное судно может достичь заданной абсолютной/ относительной высоты разворота:

a) так же рано, как и самую раннюю MAPt, если схемой запрещен разворот до MAPt, или так же рано, как и самую раннюю FAF, когда ограничения не предусмотрены;

b) после набора высоты из SOC с минимальным требуемым градиентом в точке, в которой оно достигает указанной абсолютной/относительной высоты. Эта точка называется точкой разворота (TP).

6.4.5.2.1.2 При расчете схемы должны учитываться оба этих экстремальных случая. По этой причине зона, в которой воздушное судно может начать свой разворот, ограничена:

a) расстоянием от самой ранней MAPt или от самой ранней FAF до TP;

b) краями дополнительных зон начального и промежуточного этапов.

Эта зона называется зоной начала разворота. Линия, которой обозначается окончание зоны начала разворота, определяется как линия КК (см. рис. I-4-6-11 и I-4-6-12).

6.4.5.2.2 *Зона разворота*

Границы зоны разворота строятся для защиты воздушного судна в двух упомянутых выше предельных случаях:

a) *построение внутренней границы:*

1) при разворотах менее чем на 75°, внутренняя граница начинается на внутреннем краю самой ранней MAPt (рис. I-4-6-11) и расходится с номинальной линией пути после разворота под углом 15°;

2) при разворотах более чем на 75°, внутренняя граница начинается на внешнем краю самой ранней MAPt (рис. I-4-6-12) и расходится с номинальной линии пути после разворота под углом 15°;

b) *построение внешней границы:*

1) на внешнем краю зоны начала разворота добавляется допуск, учитывающий реакцию пилота (с: расстояние, эквивалентное 6 с полета (см. п. 6.4.3 "Параметры разворота"). В результате устанавливается точка A;

2) из точки A выполняется построение внешней границы в соответствии с главой 3 "Построение зоны разворота" раздела 2.

6.4.5.3 *Запас высоты над препятствиями при разворотах на заданной абсолютной высоте*

a) *Запас высоты над препятствиями в зоне начала разворота.* До TP применяются критерии запаса высоты над препятствиями для ухода на второй круг по прямой. Это позволяет вычислять OCA/H для конечного участка захода на посадку и начального участка ухода на второй круг (OCA/H_{fm}) (см. п. 6.3.5 "Запас высоты над препятствиями для ухода на второй круг по прямой"). Необходимо выполнить дополнительную оценку для обеспечения того, чтобы превышение/относительная высота препятствий в зоне начала разворота составляла менее

TNA/H – 50 m (164 ft);

(Cat H, TNA/H – 40 m (132 ft)).

b) *Запас высоты над препятствиями в зоне разворота*. Превышение/относительная высота препятствия в зоне разворота составляет менее

$$TNA/H + d_o \text{ tg } Z - MOC,$$

где d_o измеряется от препятствия до ближайшей точки на границе зоны начала разворота;

MOC составляет 50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)), уменьшаясь линейно до нуля на внешнем краю дополнительных зон, если имеются таковые.

6.4.5.4 *Установление абсолютной/относительной высоты разворота*

Выбор абсолютной/относительной высоты разворота (TNA/H) и соответствующей точки разворота (TP) представляет собой итеративный процесс. Необходимо, чтобы TP была расположена так, чтобы были соблюдены критерии по запасу высоты над препятствиями как в зоне начала разворота, так и в зоне разворота. Поскольку определяются SOC и OCA/H_{fm}, абсолютная/относительная высота разворота может быть вычислена с помощью следующего соотношения:

$$TNA/H = OCA/H_{fm} + d_z \text{ tg } Z,$$

где d_z составляет горизонтальное расстояние от SOC до TP.

Если самая поздняя TP должна располагаться до или в SOC, вычисленной для конечного этапа и ухода на второй круг по прямой, MAPt перемещается назад и, при необходимости, увеличивается OCA/H. (См. п. 6.1.5.1).

6.4.5.5 *Корректировка абсолютной/относительной высоты разворота*

Если критерии, указанные в п. 6.4.5.3 "Запас высоты над препятствиями при разворотах на заданной абсолютной высоте", не могут быть выполнены, абсолютная/относительная высота разворота корректируется. Это может быть сделано тремя способами:

a) корректировка TNA/H без изменения значений OCA/H. Это означает, что самая поздняя TP будет перемещена и, соответственно, изменены зоны;

b) перемещение SOC назад с целью увеличения d_z. Это означает, что MAPt и, следовательно, самая ранняя TP будут перемещены и соответственно увеличены зоны разворота;

c) увеличение OCA/H.

6.4.5.6 *Обеспечение защиты ранних разворотов*

Если в схеме отсутствует запрет на развороты до MAPt, необходимо построение дополнительной зоны за пределами зоны конечного этапа захода на посадку (см. рис. I-4-6-14). В этой зоне превышение/относительная высота препятствий составляет менее:

$TNA/H + d_o \tan Z – 50$ m (164 ft);

(Cat H, $TNA/H + d_o \tan Z – 40$ m (132 ft)),

где d_o измеряется от препятствий до ближайшей точки на краю зоны конечного этапа захода на посадку. Если этот критерий не может быть выполнен, схемой должно запрещаться выполнение разворотов до достижения MAPt и карту профиля захода на посадку необходимо дополнить соответствующим примечанием.

6.4.6 Разворот, начатый в заданной точке разворота

6.4.6.1 *Общие положения.* Заданная TP определяется контрольной точкой (см. пп. 2.3 и 2.4 главы 2 раздела 2) или ограничивающим радиалом, пеленгом или расстоянием по DME (см. п. 2.6.5 главы 2 раздела 2). Она выбирается таким образом, чтобы дать возможность воздушному судну уклониться от препятствия прямо по курсу. Критерии ухода на второй круг по прямой применяются вплоть до самой ранней TP. Это дает возможность рассчитать OCA/H для конечного участка захода на посадку и прямолинейного участка ухода на второй круг (OCA/H_{fm}) (см. п. 6.2 "Градиент набора высоты и MOC"). Затем определяется SOC.

6.4.6.2 *Зона допуска на точку начала разворота.* Длина зоны допуска на TP определяется:

a) пределами зоны допуска на контрольную точку плюс;

b) дополнительным расстоянием "c" (время реакции пилота и время ввода в крен), эквивалентное 6 с полета со скоростью на конечном этапе ухода на второй круг (или с максимальной скоростью, опубликованной для ухода на второй круг), плюс скорость 56 км/ч (30 уз) попутного ветра (см. рис. I-4-6-15). Некоторые значения с приводятся в качестве примеров в таблицах I-4-6-5 и I-4-6-6.

   Если TP определена положением над средством (например, VOR, NDB), допуск на контрольную точку TP может быть принят равным ±0,9 км (±0,5 м. мили) до относительной высоты над средством:

   i) 750 м (2500 фут) для VOR (с углом конуса 50°) и

   ii) 1100 м (3600 фут) для NDB.

6.4.6.3 *Построение зоны разворота*

6.4.6.3.1 Развороты выполняются в зоне конечного этапа ухода на второй круг. Эта зона начинается в точке A, расположение которой соответствует самому позднему пределу зоны допуска на TP (определен ранее). Ее стороны начинаются на краях зоны ухода на второй круг по прямой.

6.4.6.3.2 TP, определяемая контрольной точкой или ограничивающим радиалом, пеленгом или расстоянием по DME.

a) *Внешняя граница:*

   1) На внешнем краю зоны ухода на второй круг определяется точка A (см. рис. I-4-6-15).

   2) Внешняя граница строится из точки A согласно главе 3 "Построение зоны разворота" раздела 2.

b) *Внутренняя граница:*

   1) На внутреннем краю зоны ухода на второй круг определяется точка K.

2) Из точки K проводится линия, отклоняющаяся на 15° во внешнюю сторону от номинальной линии пути после разворота.

c) *Особые случаи:* в некоторых особых случаях (разворот более чем на 90°, возвращение к FAF) зона после разворота вычерчивается как показано на рис. I-4-6-16, I-4-6-17 и I-4-6-18.

6.4.6.3.3 *TP, обозначаемая навигационным средством (NDB или VOR).* В тех случаях, когда точка разворота обозначается навигационным средством (NDB или VOR), зона строится следующим образом:

a) *Внутренняя граница:* внутренняя граница, соответствующая удалению от средства после разворота.

b) *Внешняя граница:* с тем чтобы учесть перелет при развороте над навигационным средством, граница на внешней стороне должна быть расширена следующим образом:

1) определяется самая поздняя TP (точка A);

2) из точки A строится внешняя граница (см. главу 3 "Построение зоны разворота" раздела 2) до точки, где касательная к ней становится параллельной номинальной линии пути после разворота;

3) от этой точки граница зоны продолжает оставаться параллельной номинальной линии пути до тех пор, пока она не пересечет зону, связанную с навигационным средством (см. рис. I-4-6-19).

6.4.6.4 *Запас высоты в зоне разворота*

Превышение препятствия в зоне разворота составляет менее:

$$OCA/H_{fm} + d_o \text{ tg } z - MOC,$$

где $d_o = d_z$ + кратчайшее расстояние от препятствия до линии K-K;

d_z – горизонтальное расстояние от SOC до самой ранней TP (линии K-K),

и MOC составляет 50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)) для разворотов более 15°, уменьшаясь линейно до нуля на внешнем краю дополнительных зон, если таковые имеются.

6.4.7 Точка разворота, заданная в MAPt

В тех случаях, когда разворот задается в MAPt, что предполагает обеспечение пилотом установившегося набора высоты, а затем выполнение разворота, в качестве OCA/H принимается абсолютная/относительная высота разворота, а зона начала разворота будет простираться от самой ранней MAPt до SOC (см. рис. I-4-6-10 и I-4-6-20).

6.5 ОПУБЛИКОВАНИЕ

6.5.1 Если защита ранних разворотов не обеспечивается, карту профиля захода на посадку необходимо дополнить примечанием: "Запрещается разворот до MAPt".

6.5.2 Во всех случаях на карте захода на посадку по приборам публикуется OCA/H для номинального градиента 2,5 %. Если при построении схемы ухода на второй круг определены дополнительные градиенты, необходима их публикация и публикация соответствующим им величин OCA/H в качестве альтернативных вариантов.

Таблица I-4-6-1. Значения Z (самая ранняя и самая поздняя MAPt для MAPt, определяемой расстоянием от FAF)

Категория воздушных судов	*Расстояние от номинальной MAPt до самой ранней и самой поздней MAPt*
Категория A	Макс. {2463; 0,3897D + 1086}
Категория B	Макс. {2463; 0,2984D + 1408}
Категория C	Макс. {2463; 0,1907D + 1787}
Категория D	Макс. {2463; 0,1562D + 1908}

Где D – расстояние от номинальной FAF до номинальной MAPt (м). Величины в таблице в единицах СИ (метры).

Таблица I-4-6-2. Расчет переходного расстояния

Категория воздушных судов	**Переходное расстояние**
Категория A	Макс. {0,0875D + 2591; 0,3954D + 1604}
Категория B	Макс. {0,0681D + 3352; 0,3246D +1653}
Категория C	Макс. {0,0567D + 3794; 0,2328D + 1945}
Категория D	Макс. {0,0495D + 4153; 0,2055D + 2073}

Где D – расстояние от номинальной FAF до номинальной MAPt (м). Величины в таблице в единицах СИ (метры).

Таблица I-4-6-3. Пример. Расстояние d, соответствующее 600 м (2000 фут) над MSL

Категория воздушных судов	*A*	*B*	*C*	*D*	*E*	*H*
d	0,18 км (0,10 м. мили)	0,23 км (0,12 м. мили)	0,28 км (0,15 м. мили)	0,32 км (0,17 м. мили)	0,39 км (0,21 м. мили)	0,16 км (0,09 м. мили)

Таблица I-4-6-4. Пример. Расстояние переходного допуска

Категория воздушных судов	*A*	*B*	*C*	*D*	*E*	*H*
X (вычислено для 600 м (2000 фут) над MSL)	0,89 км (0,48 м. мили)	1,14 км (0,61 м. мили)	1,38 км (0,75 м. мили)	1,60 км (0,86 м. мили)	1,95 км (1,05 м. мили)	0,27 км (0,15 м. мили)

Таблица I-4-6-5. Примеры значений параметров, используемых при построении зон ухода на второй круг с разворотом (вычислены для 600 м над MSL) (в отношении сокращений см. п. 6.4.3)

IAS (км/ч)	*TAS (600 м, МСА + 15) IAS × переводной коэффициент** (км/ч)	*c* 6 с $(TAS + 56) \times \frac{6}{3\,600}$ (км)	*R* $\frac{542}{TAS}$ (°/с)	*r* $\frac{TAS}{62{,}8R}$ (км)	*E* $\frac{1{,}4}{R}$ (км)
205	217	0,46	2,50	1,38	0,56
280	296	0,59	1,83	2,57	0,76
345	364	0,70	1,49	3,89	0,94
400	422	0,80	1,28	5,23	1,09
445	470	0,88	1,15	6,49	1,21
490	518	0,96	1,05	7,85	1,34
510	539	0,99	1,01	8,54	1,39

* Относительно перевода IAS в TAS см. добавление к главе 1 раздела 2 части I.

Таблица I-4-6-6. Примеры значений параметров, используемых при построении зон ухода на второй круг (вычислены для 2000 фут над MSL) (в отношении сокращений см. п. 6.4.3)

IAS (уз)	*TAS (2000 фут, МСА + 15) IAS × переводной коэффициент** (уз)	*c* 6 с $(TAS + 30) \times \frac{6}{3\,600}$ (м. мили)	*R* $\frac{293}{TAS}$ (°/с)	*r* $\frac{TAS}{62{,}8R}$ (м. мили)	*E* $\frac{0{,}75}{R}$ (м. мили)
110	116	0,24	2,53	0,73	0,30
150	159	0,32	1,84	1,37	0,41
185	195	0,38	1,50	2,07	0,50
200	211	0,40	1,39	2,42	0,54
240	254	0,47	1,15	3,51	0,65
265	280	0,52	1,05	4,25	0,72
275	291	0,54	1,01	4,60	0,74

* Относительно перевода IAS в TAS см. добавление к главе 1 раздела 2 части I.

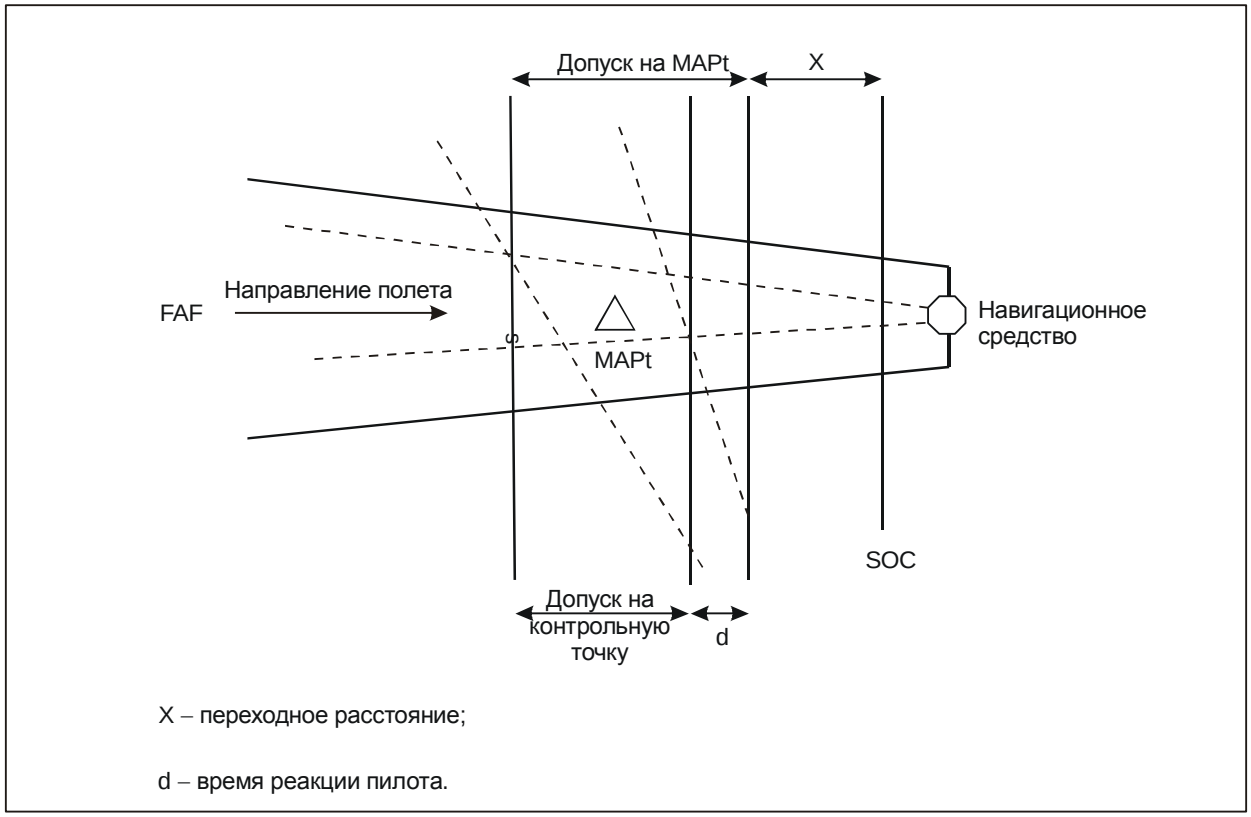


Рис. I-4-6-1. Определение SOC в случае, когда MAPt определяется навигационным средством или контрольной точкой

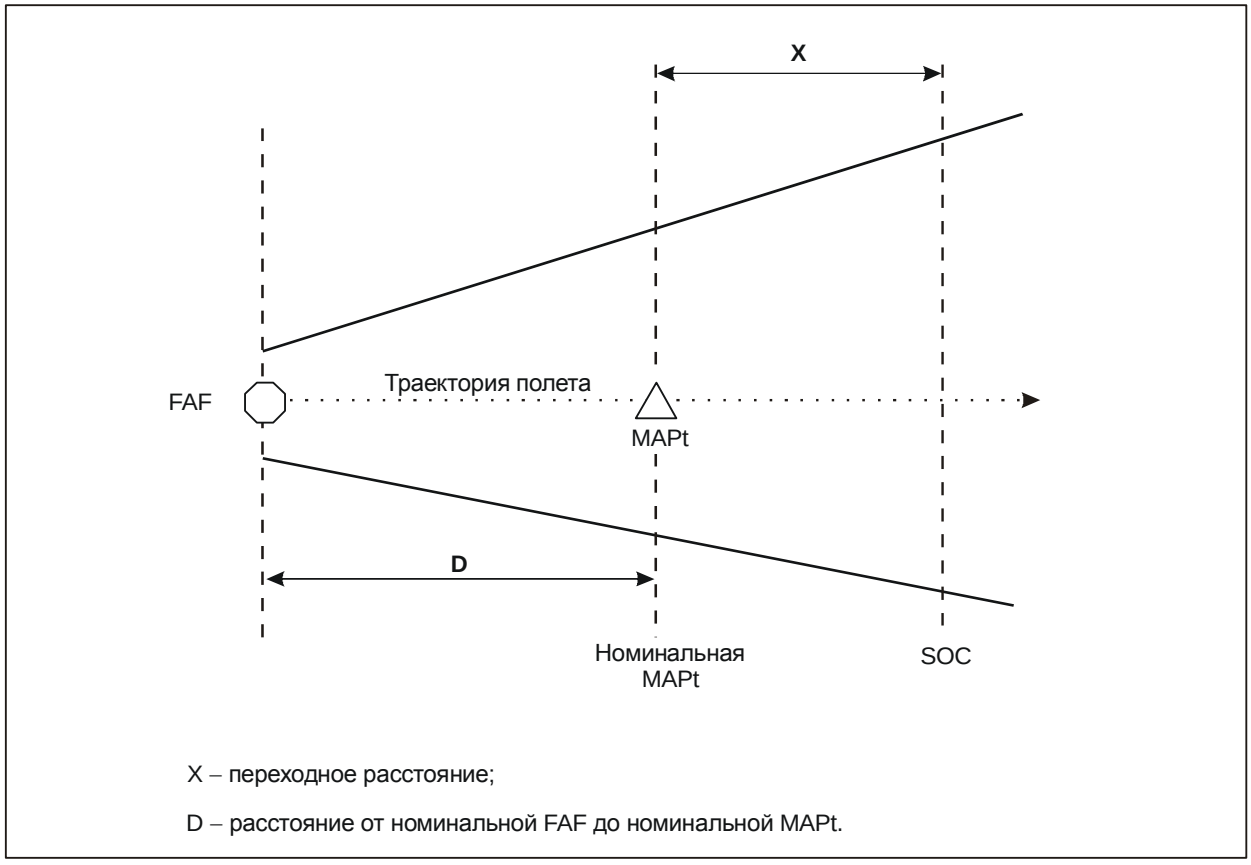
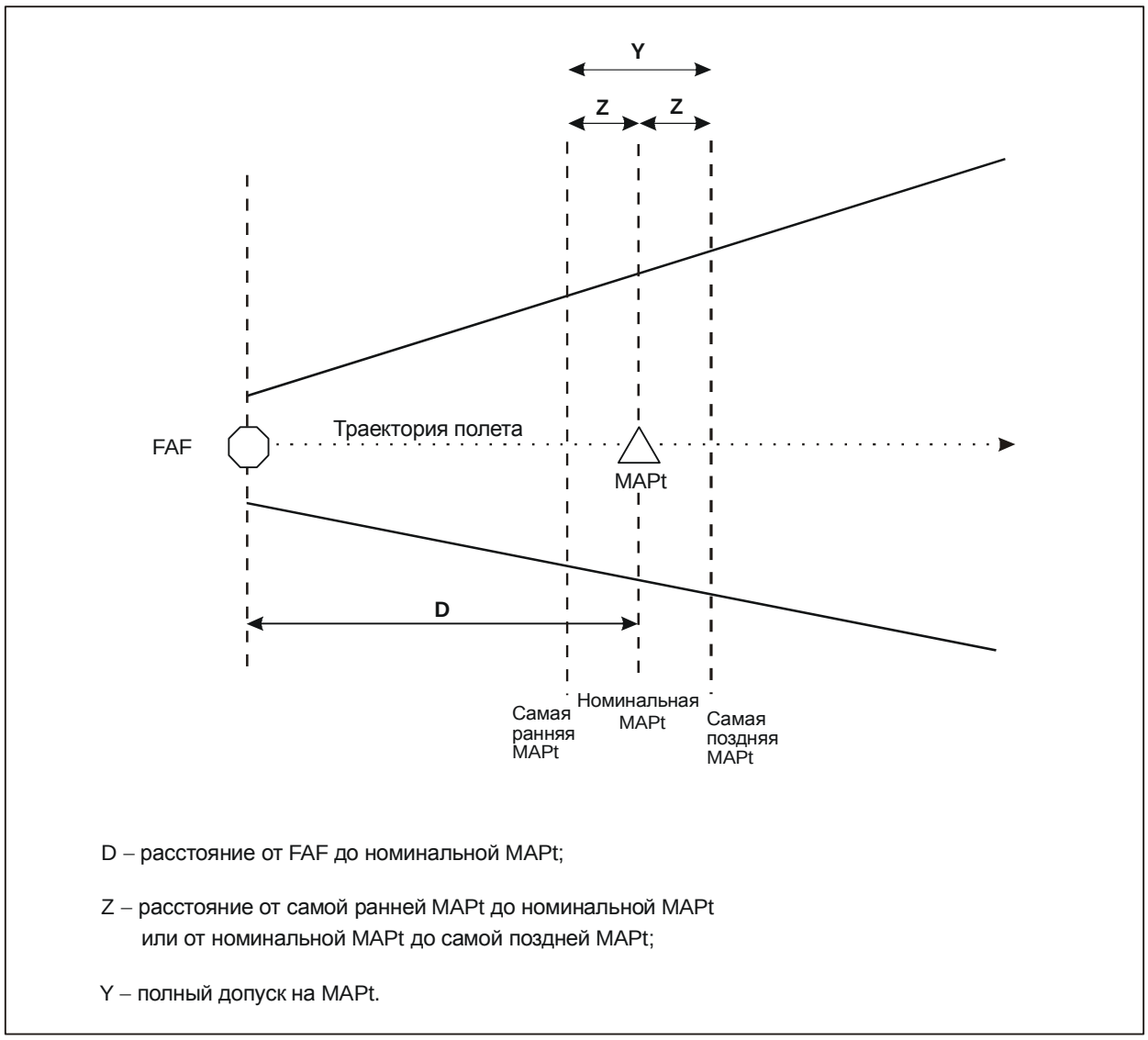


Рис. I-4-6-2. Определение SOC в случае, когда MAPt определяется расстоянием от FAF



D – расстояние от FAF до номинальной MAPt;

Z – расстояние от самой ранней MAPt до номинальной MAPt или от номинальной MAPt до самой поздней MAPt;

Y – полный допуск на MAPt.

Рис. I-4-6-3. Расстояние от номинальной MAPt до самой ранней и самой поздней MAPt

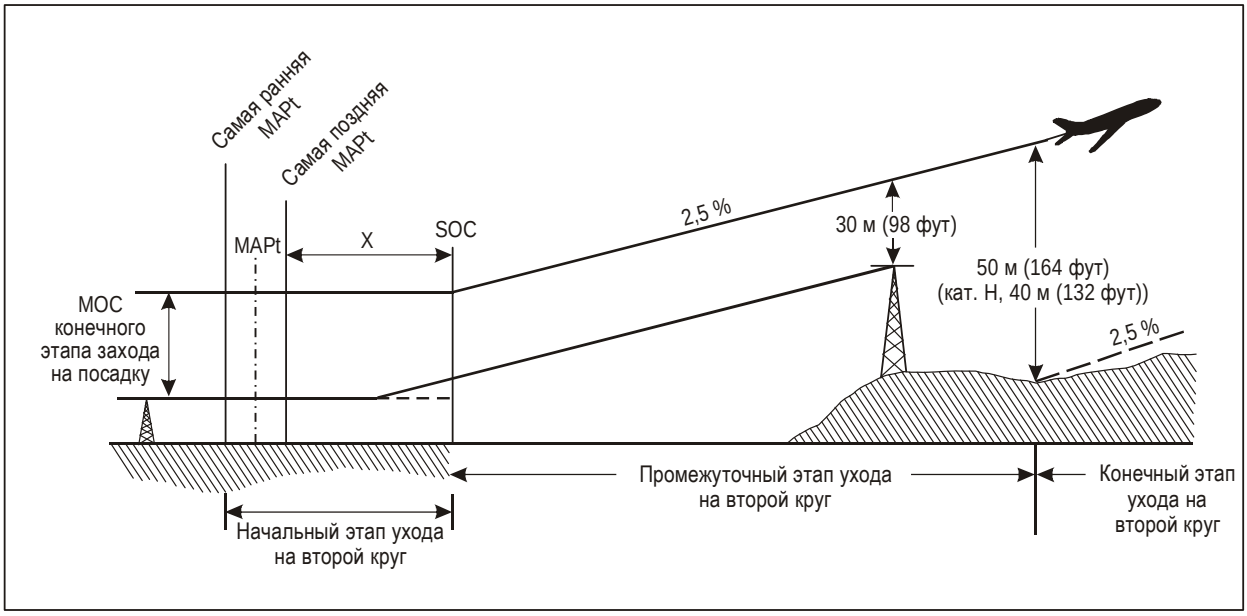


Рис. I-4-6-4. Запас высоты над препятствиями на конечном этапе ухода на второй круг

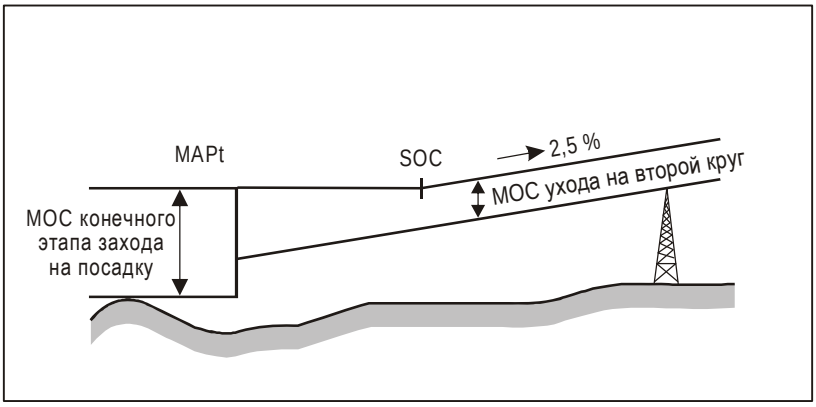


Рис. I-4-6-5. Случай, когда продолжение поверхности ухода на второй круг полностью перекрывает начальный этап ухода на второй круг

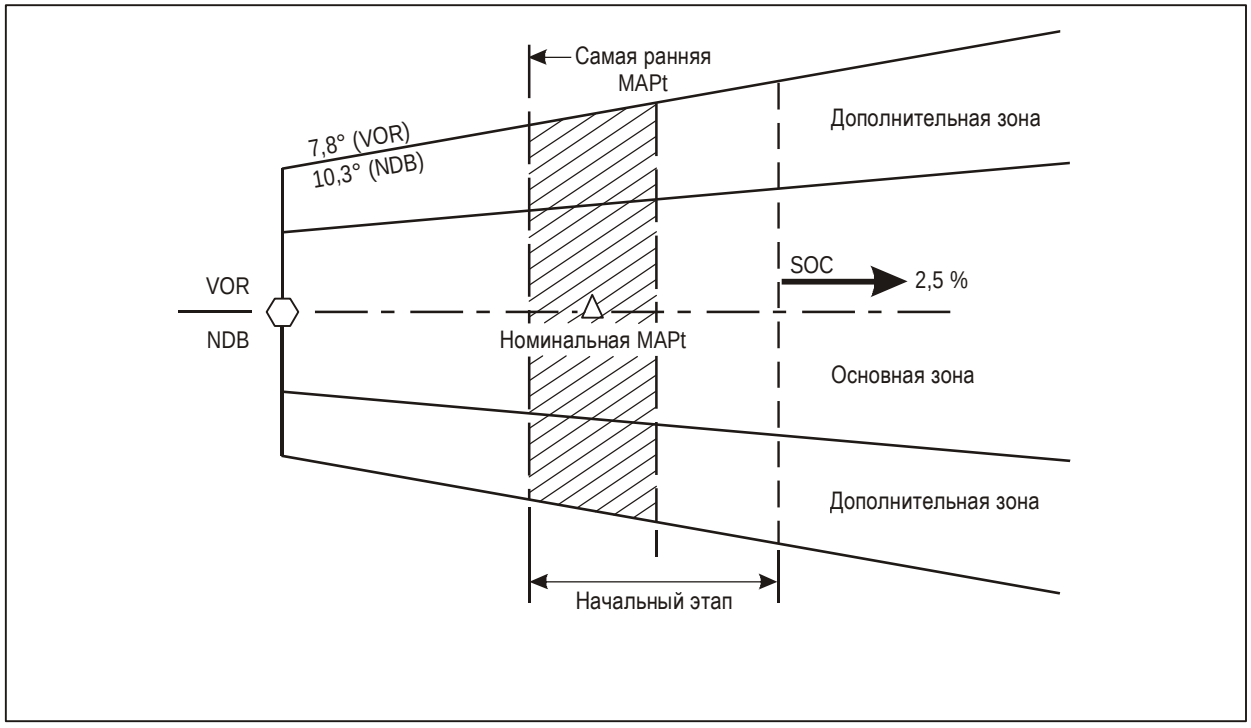


Рис. I-4-6-6. Зона ухода на второй круг по прямой

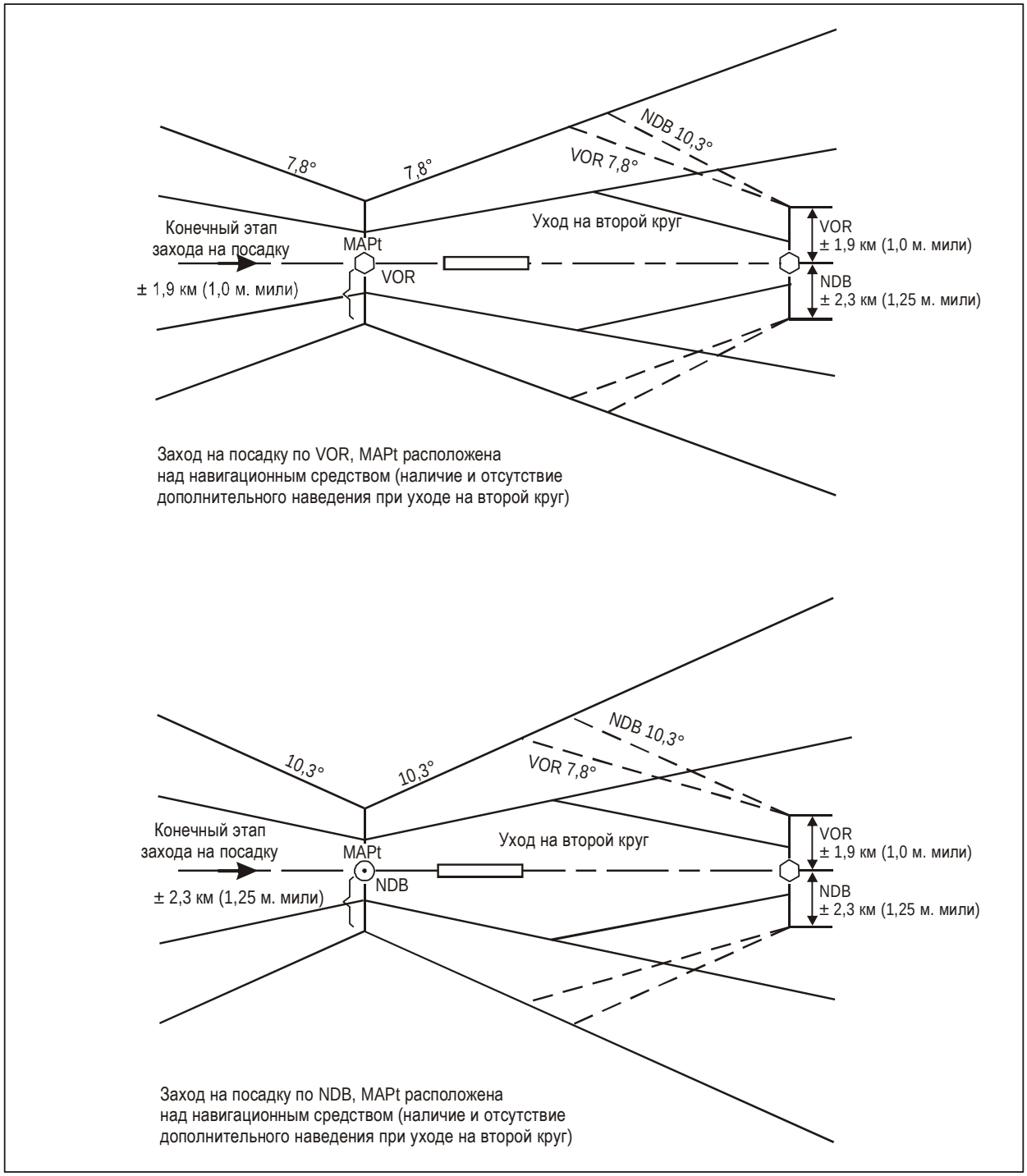


Рис. I-4-6-7. Зона, соответствующая дополнительному наведению, когда MAPt определяется навигационным средством

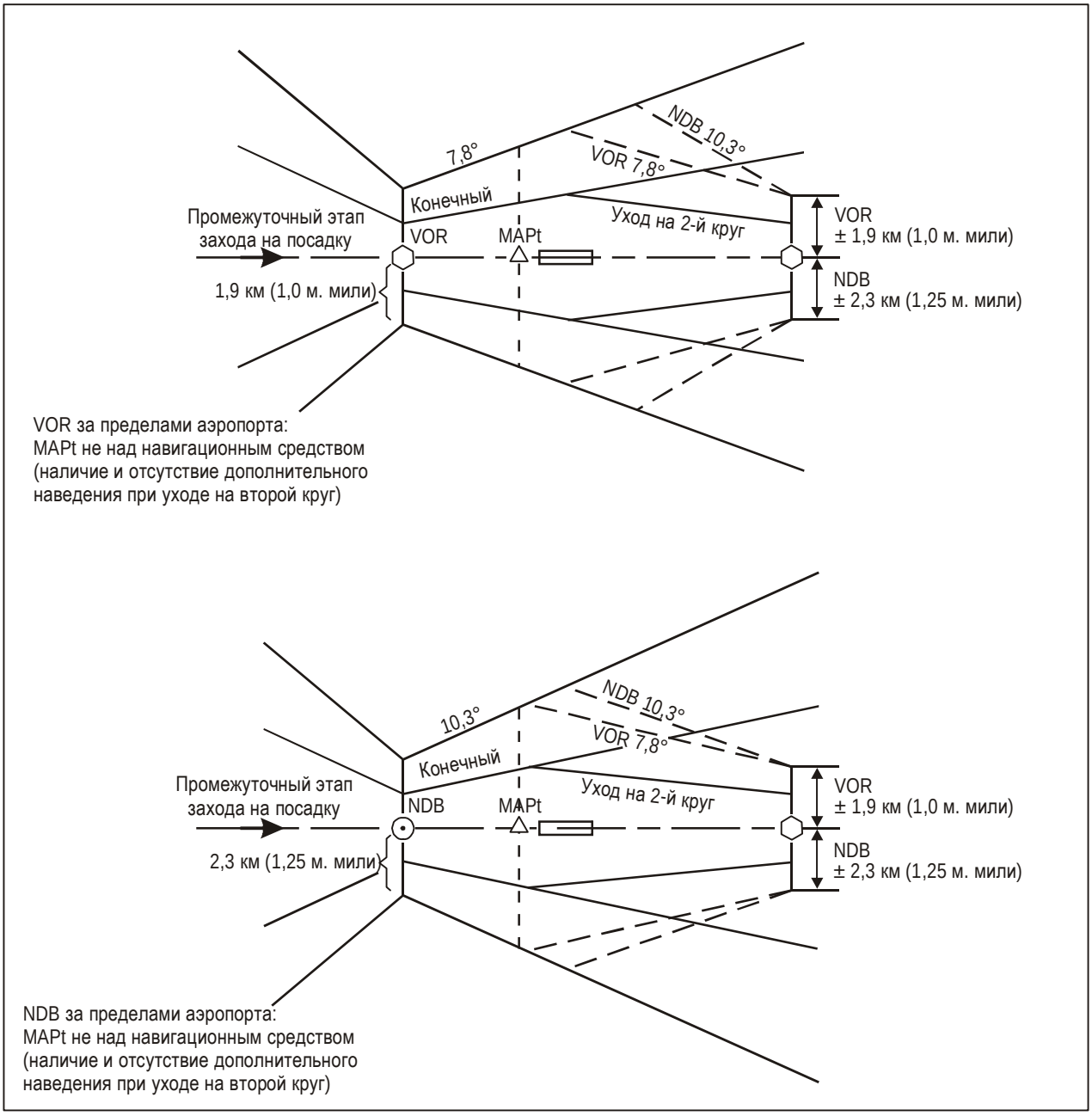


Рис. I-4-6-8. Зоны, соответствующие дополнительному наведению по направлению, в случае, когда MAPt находится не в месте расположения навигационного средства

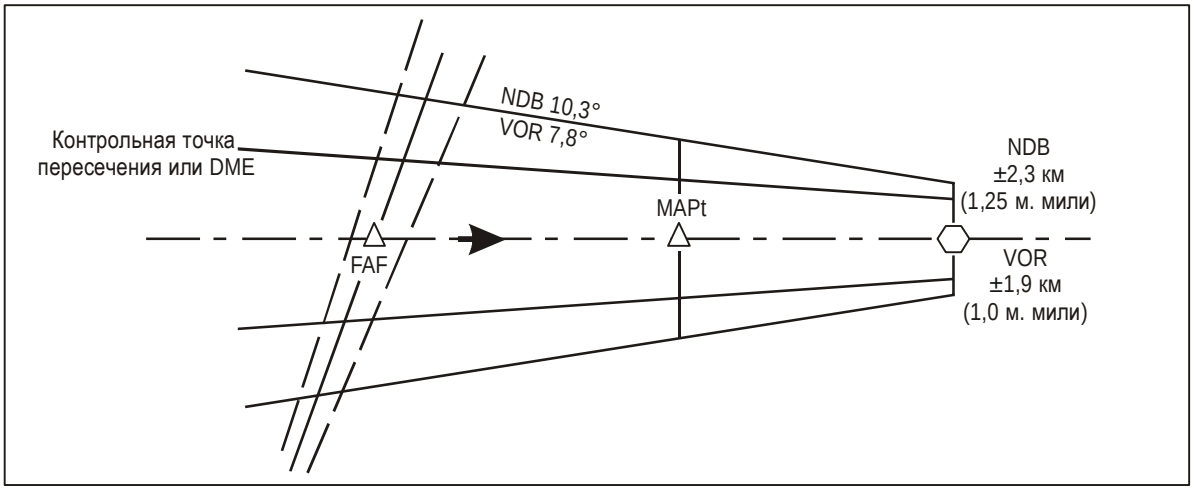


Рис. I-4-6-9. Пример зоны в случае продолжения использования при уходе на второй круг наведения по линии пути по средству, используемому для наведения на конечном этапе захода на посадку

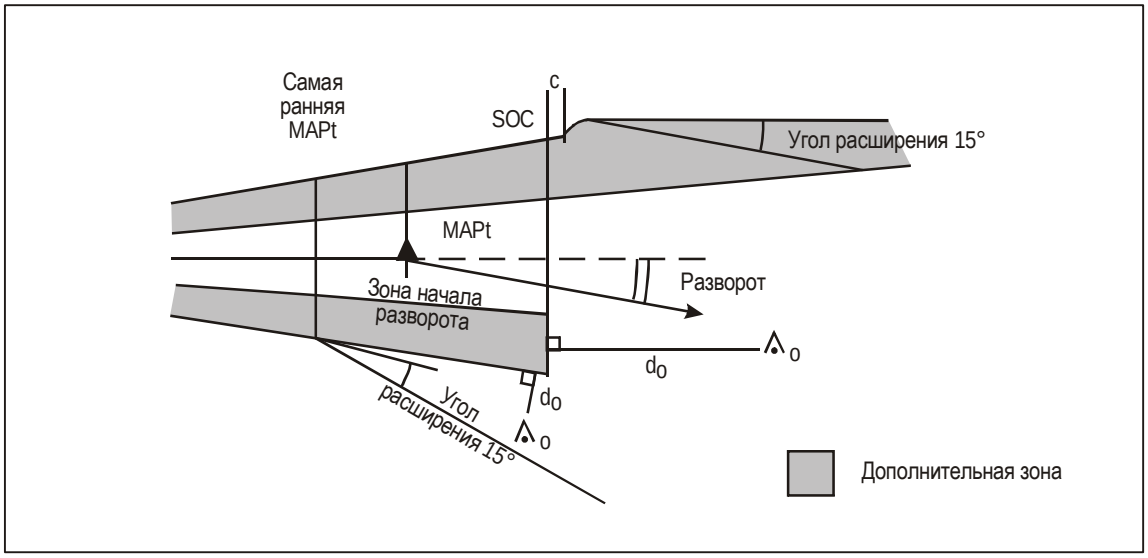


Рис. I-4-6-10. Разворот на 15° или менее в MAPt при уходе на второй круг

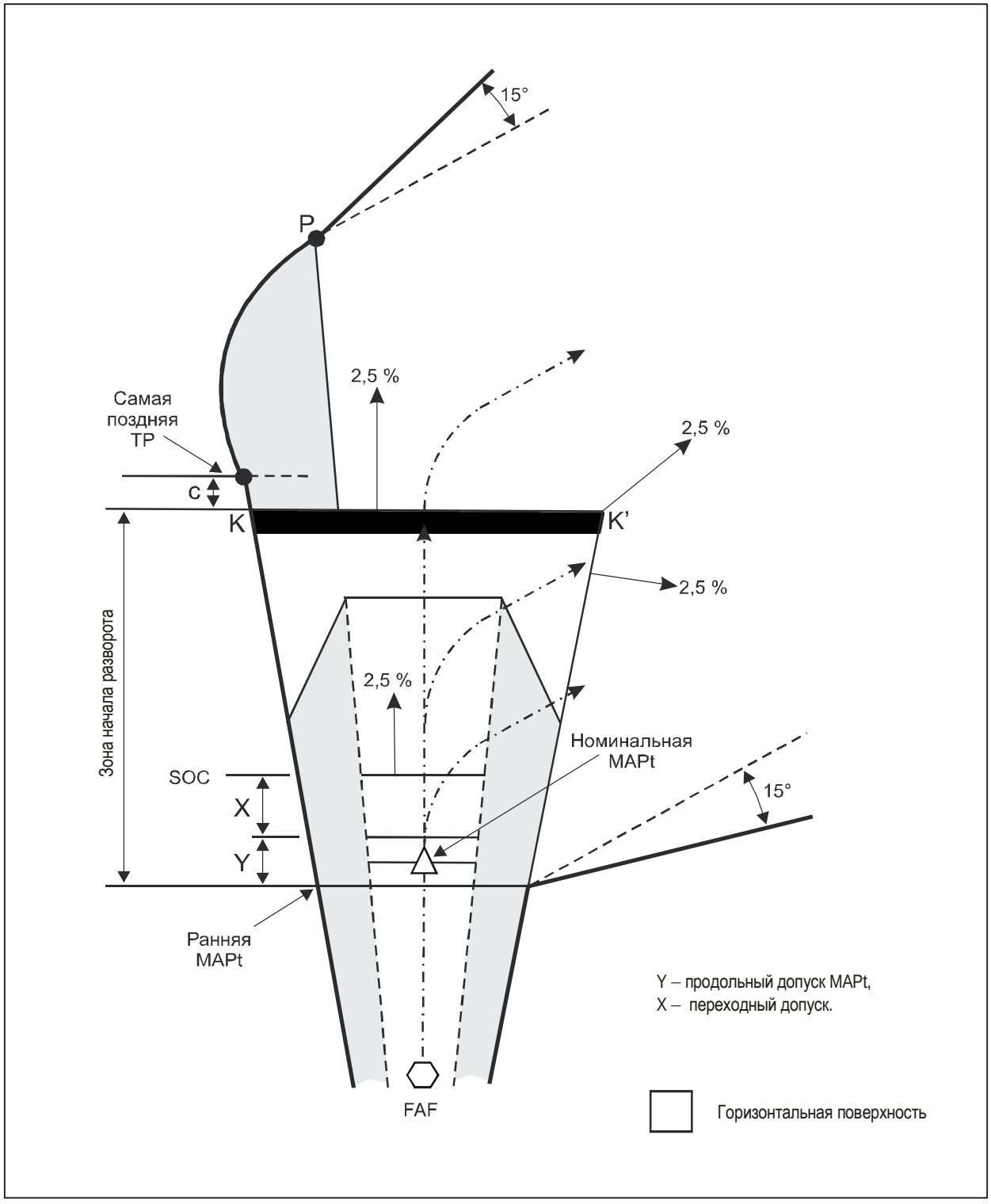


Рис. I-4-6-11. Разворот на абсолютной высоте менее чем на 75°

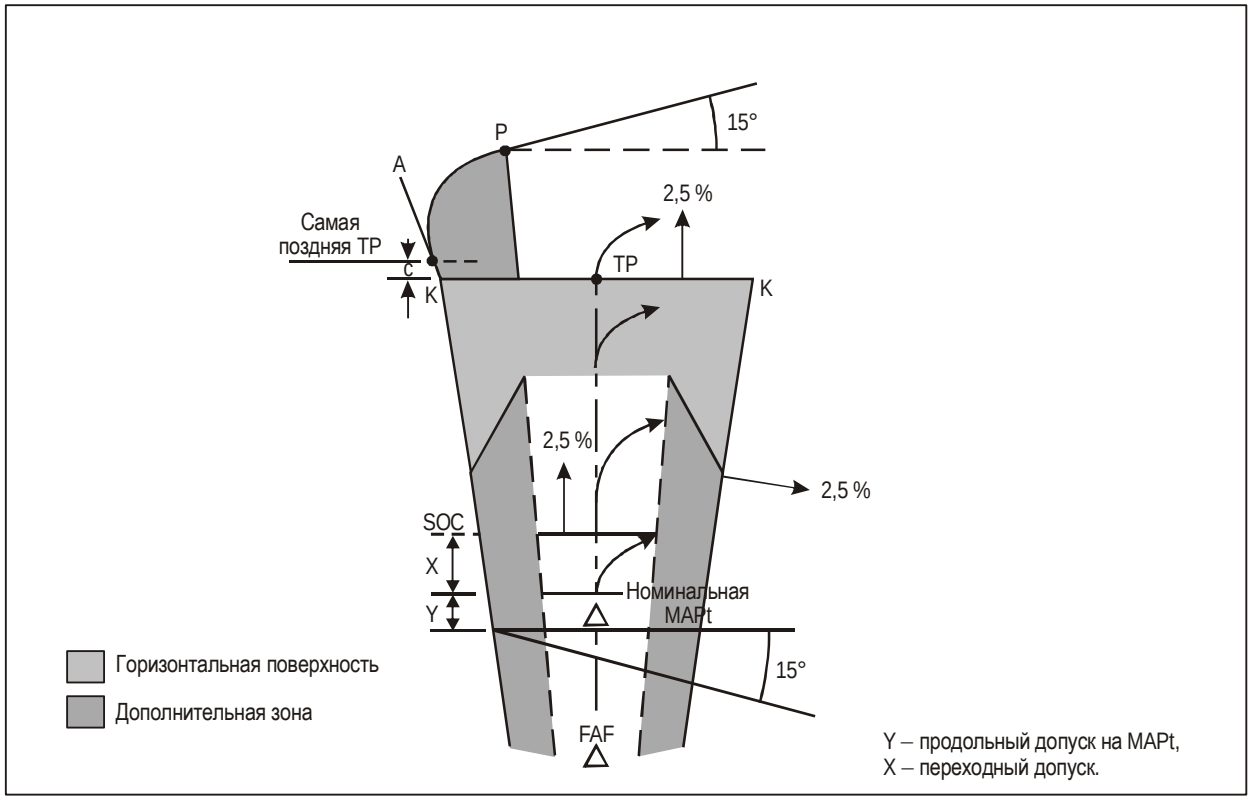


Рис. I-4-6-12. Разворот на абсолютной высоте более чем на 75°

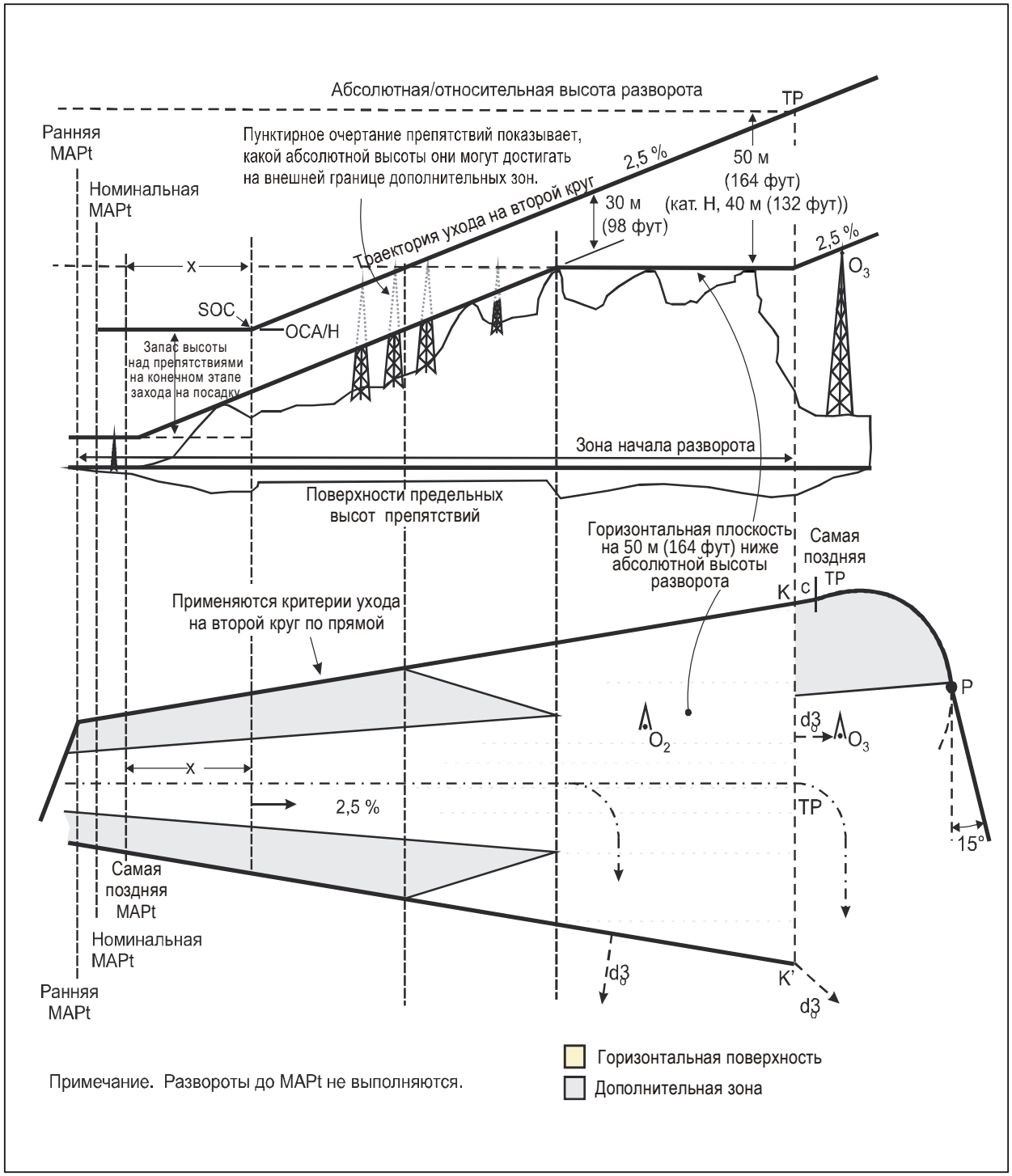


Рис. I-4-6-13. Запас высоты над препятствиями в пределах начала разворота

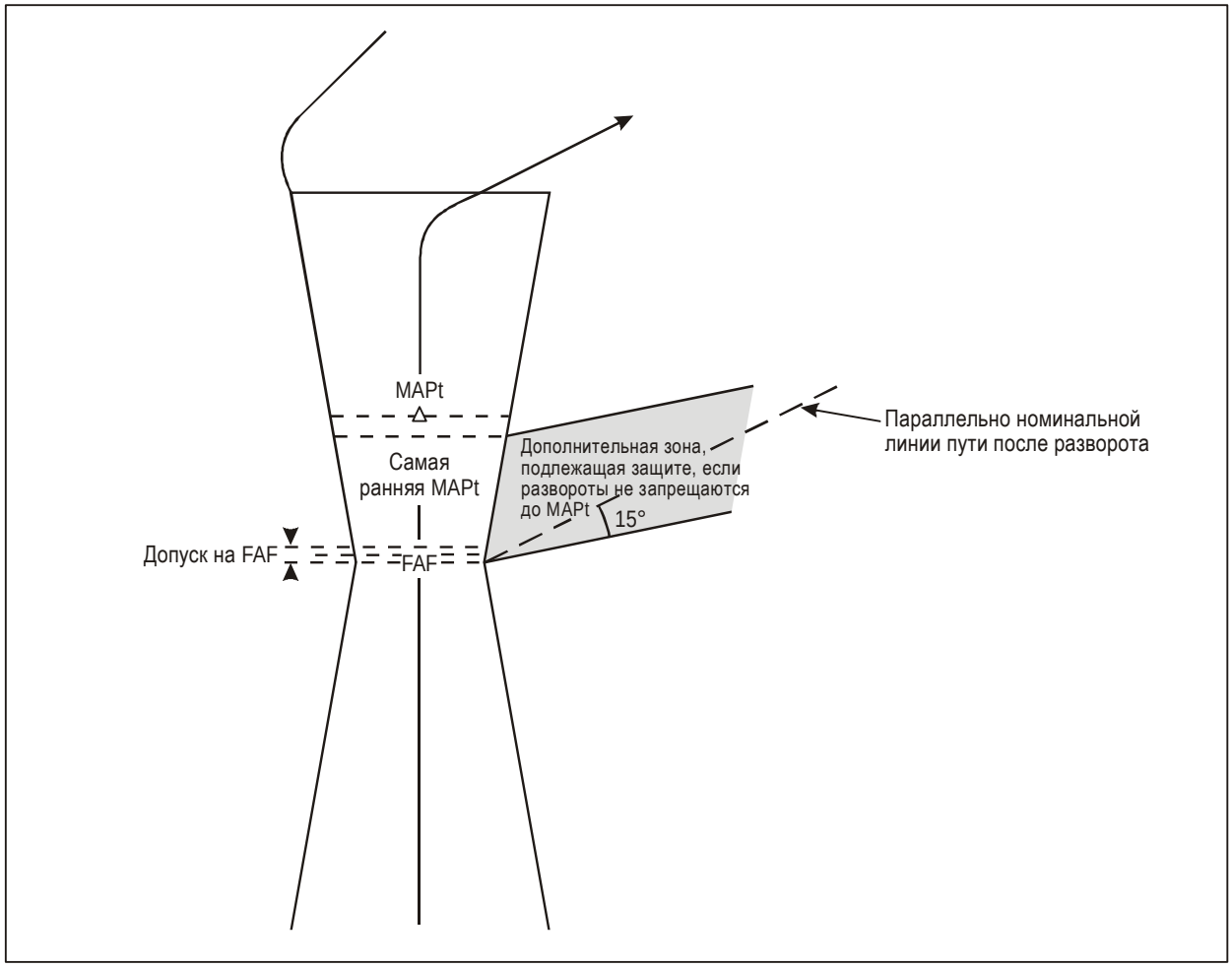


Рис. I-4-6-14. Ограничение ранних разворотов: необходимость дополнительной защиты

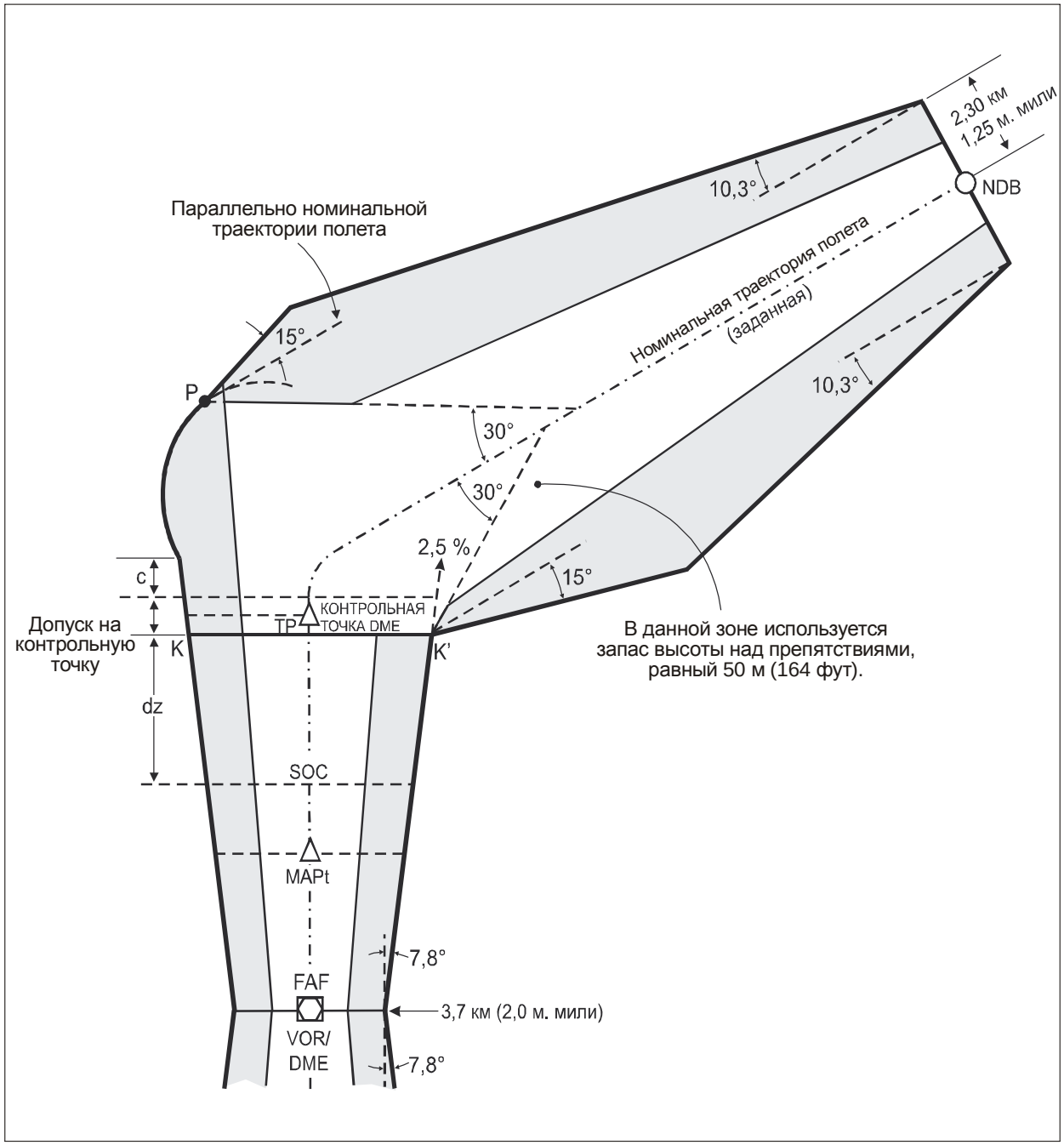


Рис. I-4-6-15. Уход на второй круг с разворотом при наличии DME в качестве контрольной точки TP

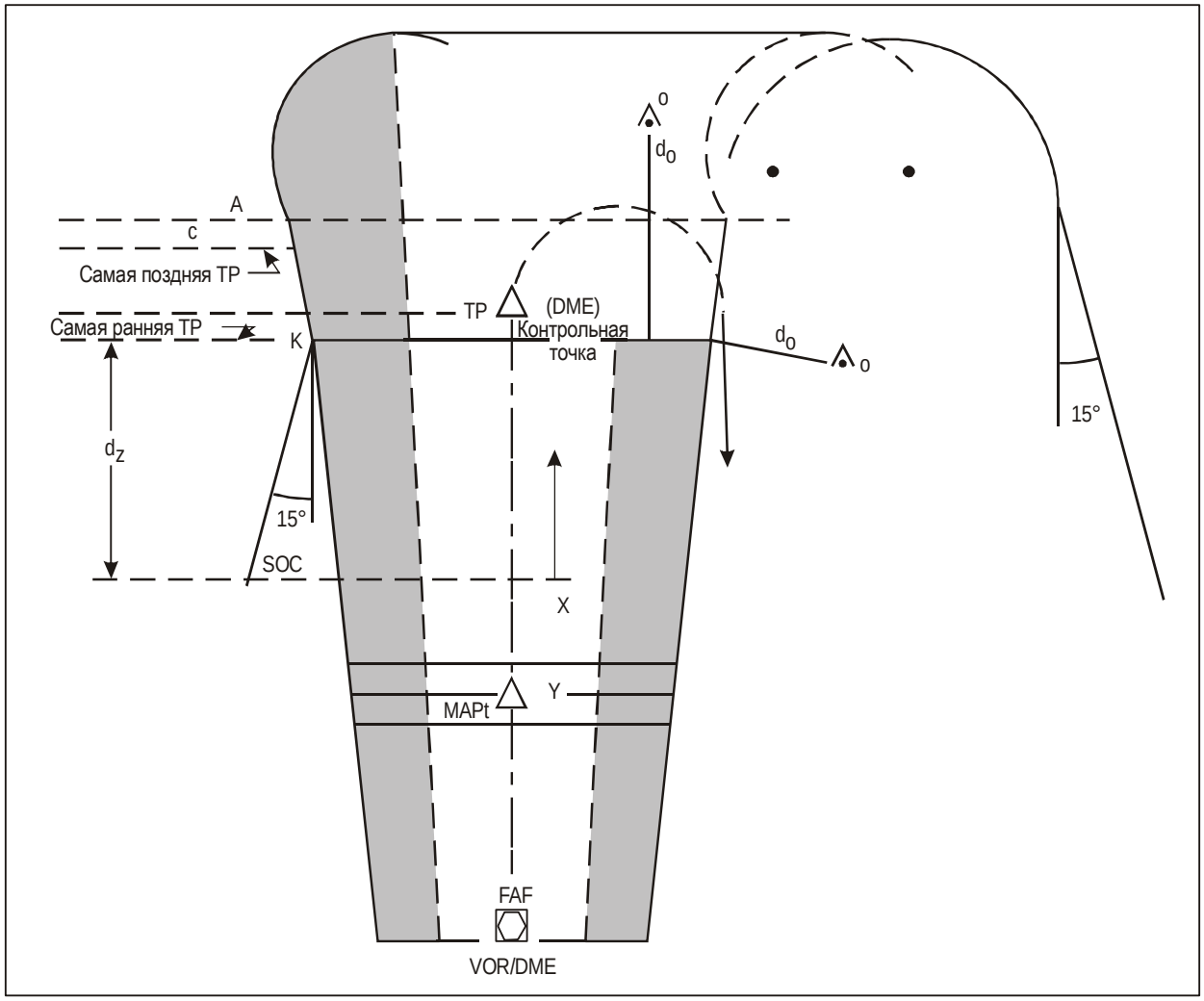


Рис. I-4-6-16. Уход на второй круг с разворотом на 180° при наличии DME в качестве контрольной точки ТР

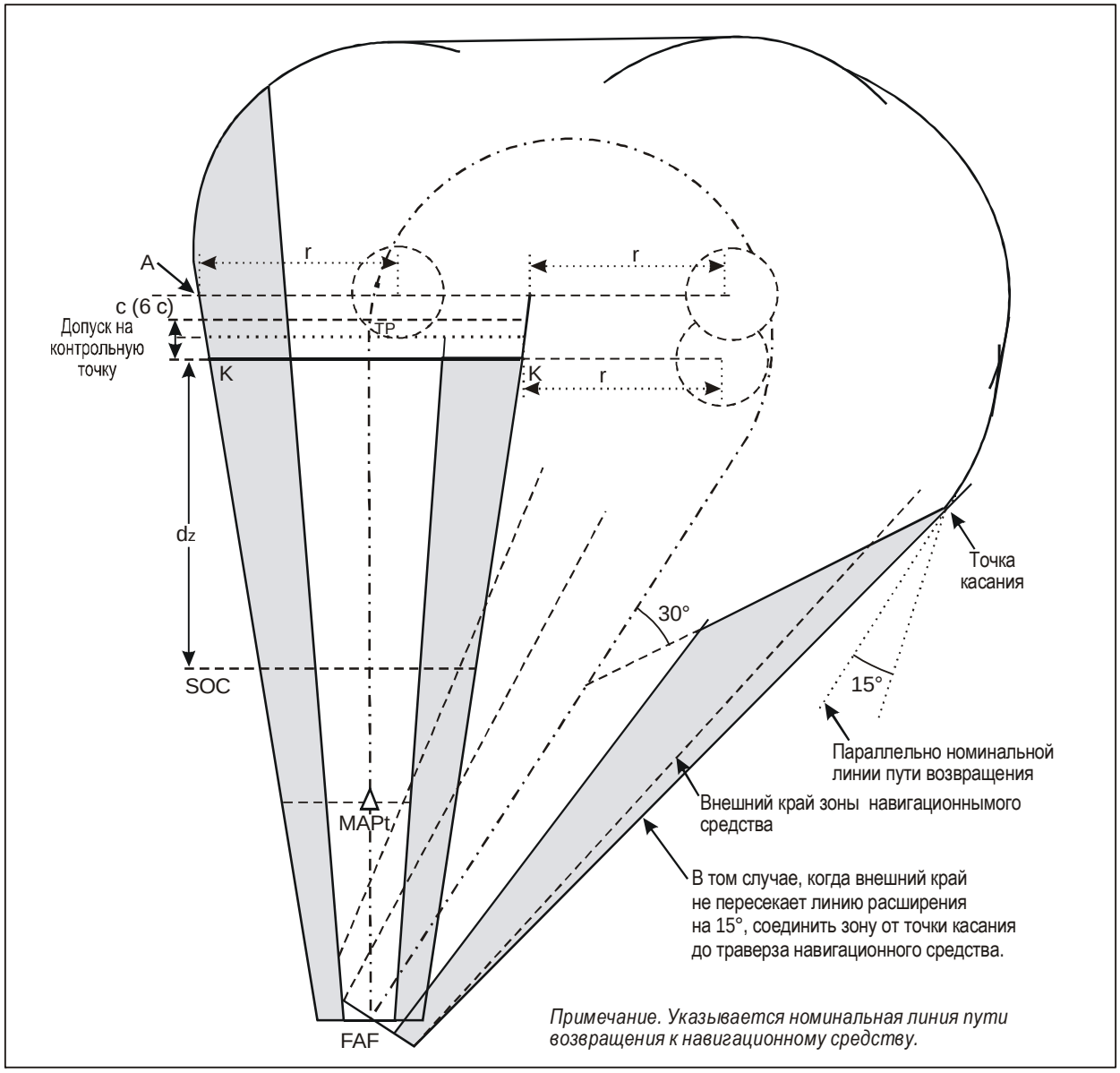


Рис. I-4-6-17. Уход на второй круг с разворотом при наличии контрольной точки TP и возвращением к навигационному средству по линии пути возвращения

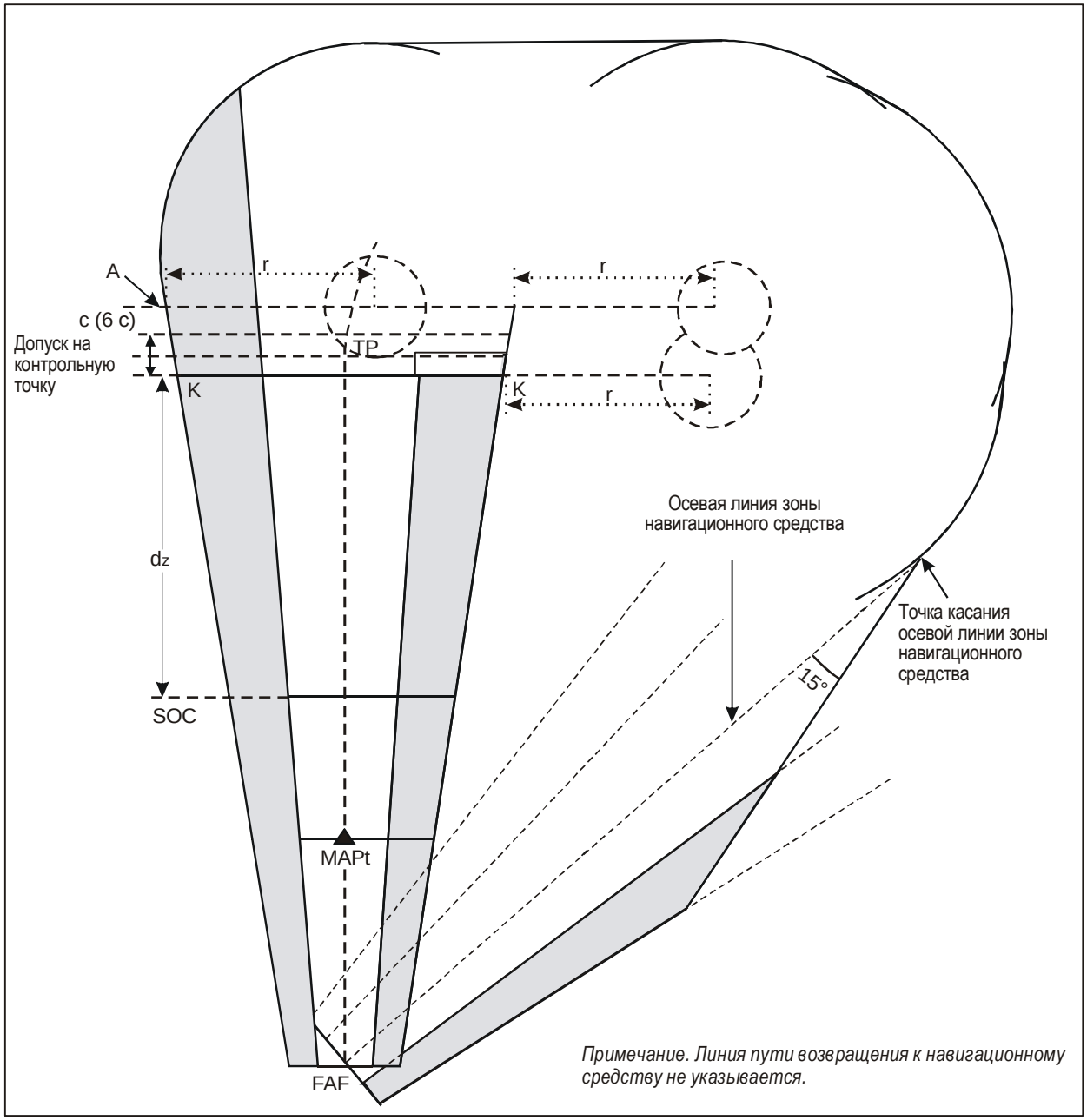


Рис. I-4-6-18. Уход на второй круг с разворотом с контрольной точкой TP и возвращением к FAF без линии пути возвращения

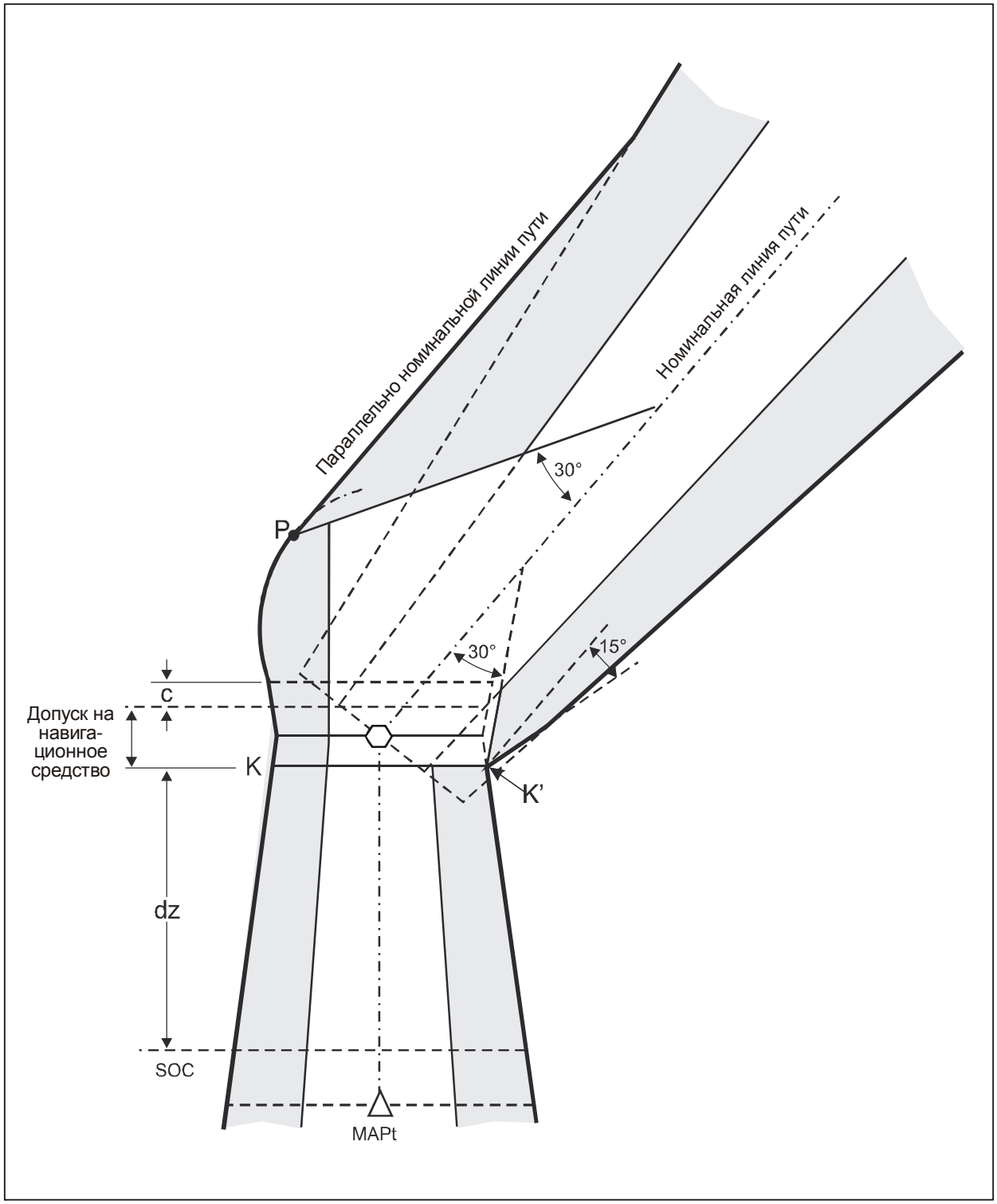


Рис. I-4-6-19. Уход на второй круг с разворотом над навигационным средством

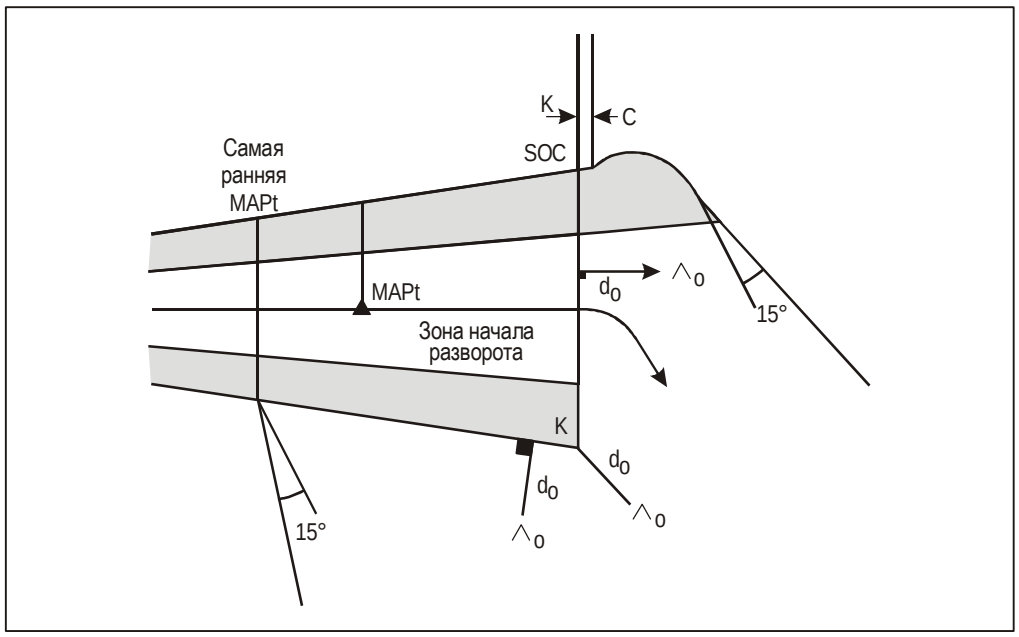


Рис. I-4-6-20. Разворот более чем на 15° в MAPt при уходе на второй круг

— — — — — — — — —

Добавление к главе 6

УЛУЧШЕННЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА ДОПУСКА НА MAPt И ПЕРЕХОДНОГО ДОПУСКА ДЛЯ ТОЧКИ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ, ОПРЕДЕЛЯЕМОЙ РАССТОЯНИЕМ ОТ FAF

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 В настоящем добавлении представлен полный расчет методом квадратного корня из суммы квадратов (RSS):

a) расстояния от самой ранней MAPt до номинальной MAPt;

b) расстояния от номинальной MAPt до самой поздней MAPt; и

c) расстояния от номинальной MAPt до SOC,

когда MAPt определяется расстоянием от FAF.

1.2 Критерии, содержащиеся в п. 6.1.6.3 "Расчет SOC в случае, когда MAPt определяется расстоянием от FAF (упрощенный метод)" главы 6 раздела 4 части I в некоторых случаях консервативны. С целью отхода от данного консервативного метода представляется возможным точно рассчитать расстояния по формулам, приведенным в данном добавлении.

1.3 Уравнения, приведенные в таблице I-4-6-1 "Значения Z (самая ранняя и самая поздняя MAPt для MAPt, определяемой расстоянием от FAF") и таблице I-4-6-2 "Вычисление переходного расстояния" главы 6 были получены путем линейной интерполяции из точного расчета методом RSS для упомянутых предельных величин (т. е. воздушные суда категорий A и D и все аэродромы с превышением до 4000 м (13 000 фут)).

2. РАСЧЕТ

2.1 Общие положения

Каждое соответствующее расстояние рассчитывается в два этапа с использованием максимальной и минимальной скоростей воздушных судов данной категории на конечном этапе захода на посадку. Рассматриваемое расстояние является наибольшим из двух полученных значений.

2.2 Факторы

Эмпирическим методом RSS учитываются следующие факторы:

a) допуск на контрольную точку в FAF (предположен равным 1,9 км (1,0 м. мили) для выведения упрощенных уравнений в составе данного раздела);

b) минимально допустимая скорость при МСА – 10ºС или максимально допустимая скорость при МСА + 15ºС, в зависимости от того, что является более критическим для каждой рассматриваемой категории воздушных судов;

c) влияние ветра со скоростью ±56 км/ч (±30 уз);

d) допуск на отсчет времени, составляющий от – 10 до + 13 с, включающий допуск на отсчет времени пилотом ±10 с и время реакции пилота от 0 до 3 с.

Примечание. Величина в подпункте c) соответствует воздействию неучитываемой скорости ветра ±56 км/ч (±30 уз) на конечном участке захода на посадку. Эта величина отличается от влияния скорости ветра 19 км/с (10 уз), рассматриваемого при вычислении допусков на d и X. В последнем случае траектория воздушного судна расположена очень близко к земле, и фактический ветер не может значительно отличаться от ветра, сообщаемого по аэродрому.

2.3 Параметры

2.3.1

a – расстояние от самой ранней точки допуска на FAF до FAF;

b – расстояние от FAF до самой поздней точки допуска на FAF;

D – расстояние от FAF до номинального местоположения MAPt;

TASMIN – наименьшая IAS воздушных судов соответствующей категории на конечном этапа захода на посадку (таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 в главе 1, преобразованные в TAS с учетом превышения аэродрома и температуры МСА – 10;

TASMAX – наибольшая IAS воздушных судов соответствующей категории на конечном этапа захода на посадку (таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 в главе 1, преобразованные в TAS с учетом превышения аэродрома и температуры МСА + 15.

2.3.2 *Расстояние от самой ранней MAPt до номинальной MAPt*

Единицы в системе СИ:

$X1 = (a^2 + (TASMIN \times 10/3600)^2 + (56 \times D/TASMIN)^2)^{0,5}$;
$X2 = (a^2 + (TASMAX \times 10/3600)^2 + (56 \times D/TASMAX)^2)^{0,5}$.

Единицы не в системе СИ:

$X1 = (a^2 + (TASMIN \times 10/3600)^2 + (30 \times D/TASMIN)^2)^{0,5}$;
$X2 = (a^2 + (TASMAX \times 10/3600)^2 + (30 \times D/TASMAX)^2)^{0,5}$.

Расстояние от самой ранней MAPt до номинальной MAPt = макс. {X1; X2}.

2.3.3 *Расстояние от номинальной MAPt до самой поздней MAPt*

Единицы в системе СИ:

$X3 = (b^2 + (TASMIN \times 13/3600)^2 + (56 \times D/TASMIN)^2)^{0,5}$;
$X4 = (b^2 + (TASMAX \times 13/3600)^2 + (56 \times D/TASMAX)^2)^{0,5}$.

Единицы не в системе СИ;

$X3 = (b^2 + (TASMIN \times 13/3600)^2 + (30 \times D/TASMIN)^2)^{0,5}$;
$X4 = (b^2 + (TASMAX \times 13/3600)^2 + (30 \times D/TASMAX)^2)^{0,5}$.

Расстояние от номинальной MAPt до самой поздней MAPt = макс. {X3; X4}.

2.3.4 *Расстояние от номинальной MAPt до SOC*

Единицы в системе СИ:

$X5 = (b^2 + (TASMIN \times 13/3600)^2 + (56 \times D/TASMIN)^2)^{0,5} + 15 \times (TASMIN + 19)/3600$;
$X6 = (b^2 + (TASMAX \times 13/3\ 600)^2 + (56 \times D/TASMAX)^2)^{0,5} + 15 \times (TASMAX + 19)/3600$.

Единицы не в системе СИ:

$X5 = (b^2 + (TASMIN \times 13/3600)^2 + (30 \times D/TASMIN)^2)^{0,5} + 15 \times (TASMIN + 10)/3600$;
$X6 = (b^2 + (TASMAX \times 13/3600)^2 + (30 \times D/TASMAX)^2)^{0,5} + 15 \times (TASMAX + 10)/3600$.

Расстояние от номинальной MAPt до SOC = макс. {X5; X6}.

Глава 7

ЗОНА ВИЗУАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ (ПОЛЕТА ПО КРУГУ)

7.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

7.1.1 Определение терминов

Визуальное маневрирование (полет по кругу) является термином, который используется для описания визуального этапа полета, выполняемого после завершения захода на посадку по приборам, на котором воздушное судно выводится в посадочное положение относительно ВПП, расположение которой непригодно для захода на посадку по прямой, т. е. в отношении которой не могут быть соблюдены критерии выравнивания по направлению или критерии по градиенту снижения.

7.1.2 Зона запаса высоты над препятствиями

Зона визуального маневрирования (полета по кругу) представляет собой зону, в пределах которой действует запас высоты над препятствиями в отношении воздушных судов, выполняющих визуальный маневр (полет по кругу).

7.1.3 Визуальное маневрирование вертолетов

Материал этой главы не применим к категории H. При заходе на посадку по приборам, когда посадочная ось не допускает захода на посадку по прямой, вертолет должен выполнить визуальный маневр при наличии метеорологических условий, достаточных, чтобы видеть и обходить препятствия в районе FATO. Для визуального маневрирования вертолетов ОСА/H составляет не менее 75 м (246 фут).

7.1.4 Предписанная линия пути визуального маневрирования

В тех местах, где позволяют четко определенные визуальные ориентиры и если это желательно с эксплуатационной точки зрения, для визуального маневрирования может предписываться специальная линия пути.

7.2 ВЫРАВНИВАНИЕ ПО НАПРАВЛЕНИЮ И ЗОНА

7.2.1 Метод определения зоны

7.2.1.1 Размеры зоны визуального маневрирования (полета по кругу) изменяются соответственно категории воздушных судов. Для определения зоны:

a) из центра порога каждой используемой ВПП проводится дуга, радиус которой соответствует категории воздушных судов. Примеры величин показаны в таблицах I-4-7-1 и I-4-7-2;

b) проводятся линии по касательной к предельным точкам смежных дуг; и

c) соединяются касательные линии.

Ограниченная таким образом зона является зоной визуального маневрирования (полета по кругу). См. рис. I-4-7-1 и I-4-7-2.

7.2.1.2 Следует обратить внимание на то, что на рис. I-4-7-1 используется, как пример, радиус, относящийся к категории E. Эксплуатационное преимущество обеспечивается проведением дуг только от тех ВПП, которые подлежат использованию воздушными судами категории E.

7.2.1.3 На рис. I-4-7-2 используются все ВПП, так как они пригодны для воздушных судов категории A. Однако в связи с тем, что радиус зоны для воздушных судов категории A меньше радиуса зоны для воздушных судов категории E, общая зона для всех воздушных судов будет немного меньше зоны, для построения которой применялись бы полностью критерии, относящиеся к воздушным судам категории E.

7.2.2 Параметры

Параметрами, которым соответствуют радиусы визуального маневрирования (полета по кругу) являются следующие:

a) *скорость*: скорость для каждой категории, указанная в таблицах I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1;

b) *ветер*: ±46 км/ч (25 уз) в течение всего времени разворота; и

c) *крен*: средний достигаемый угол 20° или угол крена, обеспечивающий угловую скорость разворота 3° в секунду, в зависимости от того, что меньше. (См. рис. II-4-1-Доб A-2 и II-4-1-Доб A-3 главы 1 "Параметры построения зоны ожидания" раздела 4 части II).

7.2.3 Метод определения

Радиус определяется по формулам главы 3 "Построение зоны разворота" раздела 2 путем добавления скорости ветра 46 км/ч (25 уз) к истинной воздушной скорости (TAS) для каждой категории воздушных судов, используя IAS для визуального маневрирования из таблиц I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1. TAS соответствует:

a) *абсолютной высоте*: превышение аэродрома + 300 м (1000 фут), и

b) *температуре*: МСА + 15°.

7.2.4 Видимость и минимальная ОСА/Н

Допускается, что минимальная видимость, которой располагает пилот на минимальной ОСА/Н, будет соответствовать указанной в таблице I-4-7-3. Данная информация не требуется при разработке схемы полета, однако приводится в качестве основы для разработки эксплуатационных минимумов.

7.3 ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

См. п. 5.4.4 "ОСА/Н визуального маневрирования (полета по кругу)" и таблицу I-4-7-3.

7.4 МЕТОД ПОНИЖЕНИЯ ОСА/Н

7.4.1 Зона, которая может не рассматриваться

Сектор зоны визуального маневрирования может не учитываться при расчете ОСА/Н, если он расположен вне зон конечного этапа захода на посадку и ухода на второй круг. Этот сектор ограничивается размерами поверхностей захода на посадку по приборам Приложения 14 (см. рис. I-4-7-3).

7.4.2 Опубликование

При наличии такого сектора необходимо, чтобы опубликованной схемой было запрещено выполнение полета по кругу пределах всего сектора, если в нем имеется препятствие (см. рис. I-4-7-4).

7.5 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ, СВЯЗАННЫЙ С ВИЗУАЛЬНЫМ МАНЕВРОМ

Зона ухода на второй круг специально для визуального маневра не строится.

7.6 ОПУБЛИКОВАНИЕ

Применяются общие критерии главы 9 "Составление карт/AIP". Карта захода на посадку по приборам для визуального маневра сопровождается обозначением типа навигационного средства, используемого для горизонтального наведения на конечном этапе захода на посадку с последующим указанием однобуквенного индекса, начиная с буквы А. Данная буква индекса повторно не используется для любой схемы, применяемой в данном аэропорту, в любом другом аэропорту, обслуживающем тот же город, или в любом другом аэропорту того же государства, обслуживающем город с аналогичным названием. Значения ОСА/Н схемы соответствуют значениям ОСА/Н схемы захода на посадку или схемы ухода на второй круг, в зависимости от того, что больше, и публикуются в соответствии с п. 5.5.6 "Опубликование ОСА/Н" и п. 5.4.4 "ОСА/Н визуального маневрирования (полета по кругу)" главы 5.

Таблица I-4-7-1. Пример определения радиусов зоны визуального маневрирования (полета по кругу) для аэродромов на 300 м над MSL (в единицах СИ)

Категория воздушных судов/IAS (км/ч)	*A/185*	*B/250*	*C/335*	*D/380*	*E/445*
TAS на 600 м над MSL + составляющая ветра 46 км/ч	241	310	404	448	516
Радиус (r) разворота (км)	1,28	2,08	3,46	4,34	5,76
Прямолинейный участок (км) (это постоянная величина, не зависящая от превышения аэродрома)	0,56	0,74	0,93	1,11	1,30
Радиус (R) от порога ВПП (км)	3,12	4,90	7,85	9,79	12,82
Примечание. Радиус (R) от порога ВПП = 2r + прямолинейный участок.					

Таблица I-4-7-2. Пример определения радиусов зоны визуального маневрирования (полета по кругу) для аэродромов на 1000 фут над MSL (не в единицах СИ)

Категория воздушных судов/IAS (км/ч)	*A/100*	*B/135*	*C/180*	*D/205*	*E/240*
TAS на 2000 фут над MSL + составляющая ветра 25 уз (уз)	131	168	215	242	279
Радиус (r) разворота (м. мили)	0,69	1,13	1,85	2,34	3,12
Прямолинейный участок (м. мили) (это постоянная величина, не зависящая от превышения аэродрома)	0,30	0,40	0,50	0,60	0,70
Радиус (R) от порога ВПП (м. мили)	1,68	2,66	4,20	5,28	6,94
Примечание. Радиус (R) от порога ВПП = 2r + прямолинейный участок.					

Таблица I-4-7-3. МОС и ОСА/Н захода на посадку с визуальным маневрированием (полетом по кругу)

Категория воздушных судов	*Минимальный запас высоты над препятствиями м (фут)*	*Нижний предел ОСН над превышением аэродрома м (фут)*	*Минимальная видимость км (м. мили)*
A	90 (295)	120 (394)	1,9 (1,0)
B	90 (295)	150 (492)	2,8 (1,5)
C	120 (394)	180 (591)	3,7 (2,0)
D	120 (394)	210 (689)	4,6 (2,5)
E	150 (492)	240 (787)	6,5 (3,5)

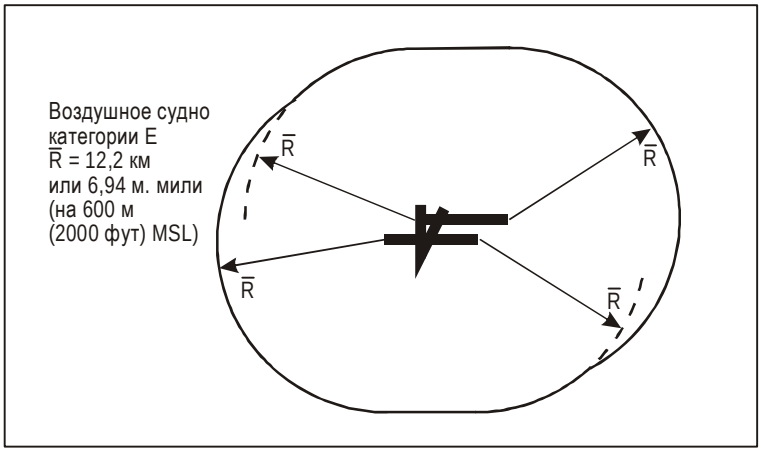


Рис. I-4-7-1. Построение зоны визуального маневрирования (полета по кругу)

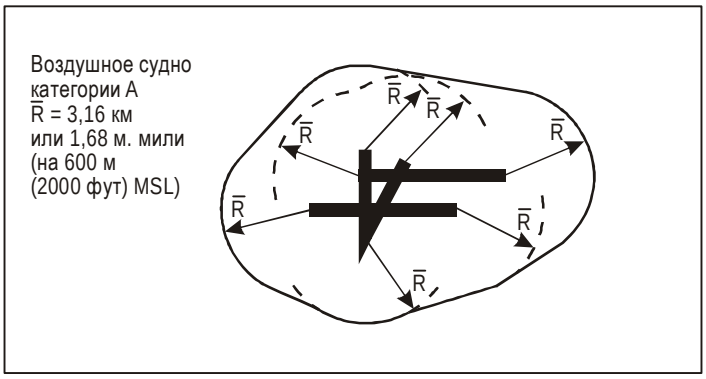


Рис. I-4-7-2. Зона визуального маневрирования (полета по кругу)

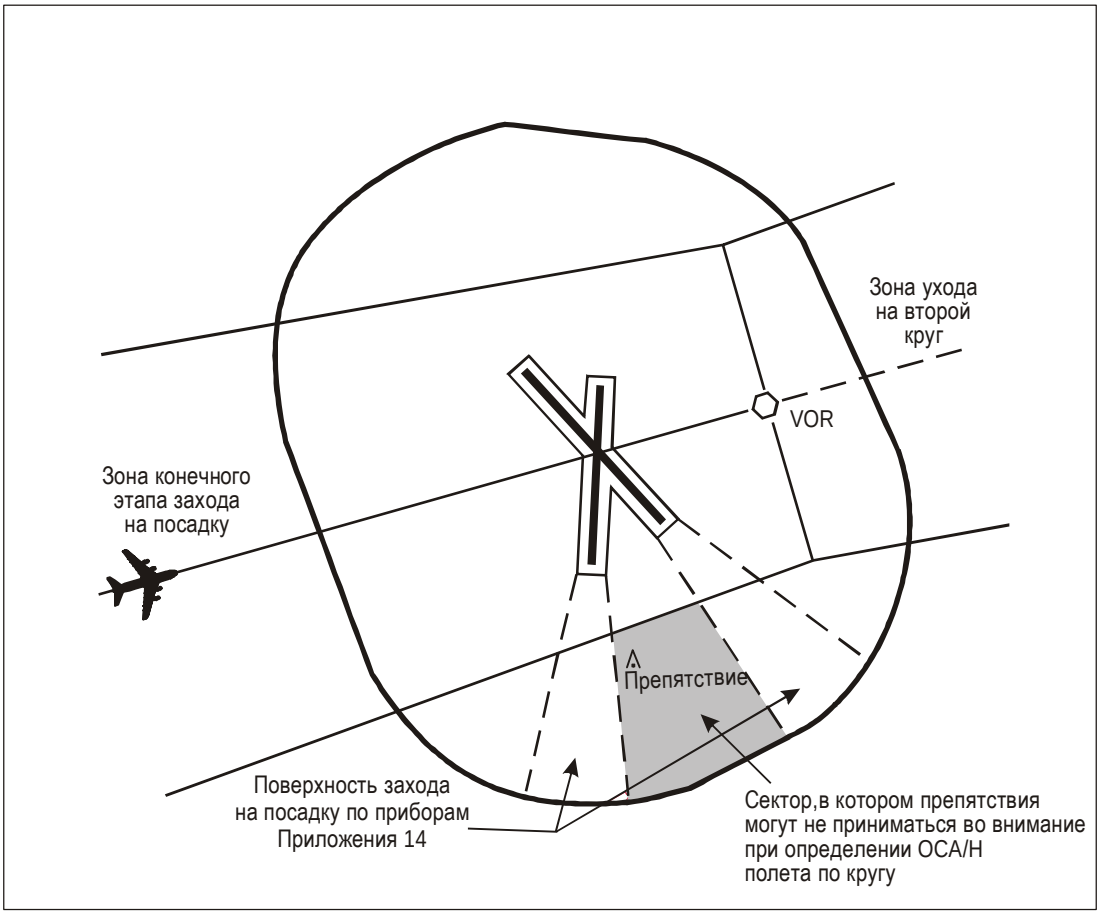


Рис. I-4-7-3. Зона визуального маневрирования (полета по кругу): запас высоты над препятствиями

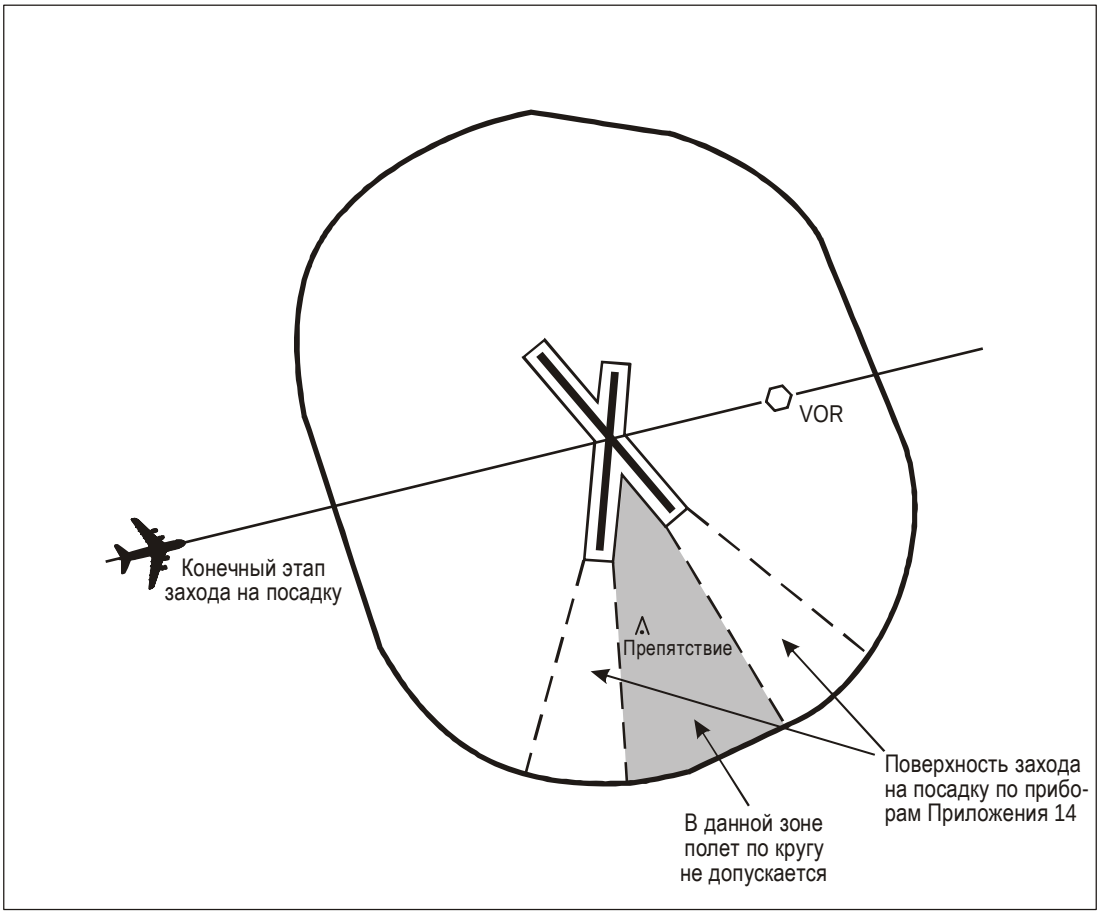


Рис. I-4-7-4. Зона визуального маневрирования (полета по кругу): запрет на полет по кругу

— — — — — — — — —

Добавление к главе 7

ВИЗУАЛЬНОЕ МАНЕВРИРОВАНИЕ ПО ПРЕДПИСАННОЙ ЛИНИИ ПУТИ

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 На аэродромах, где позволяют четко определенные визуальные ориентиры и, если это желательно с эксплуатационной точки зрения, может предписываться специальная линия пути для визуального маневрирования (в дополнение к зоне полета по кругу). Эта линия пути должна располагаться в пределах границ зоны полета по кругу, предназначенной для одних и тех же категорий воздушных судов. Когда это не обеспечивается, схема должна называться "схема ВИЗУАЛЬНОГО захода на посадку" вместо "ВИЗУАЛЬНОЕ маневрирование".

1.2 Информация о визуальных ориентирах, используемых для определения линии пути и (при необходимости) точек изменения абсолютной высоты по линии пути, может дополняться радиотехническими контрольными точками (т. е. радиал VOR, расстояние по DME и т. д.). Необходимо, чтобы допуск на обозначенную радиосредством контрольную точку равнялся или был лучше допуска на визуальный ориентир. При отсутствии соответствующего визуального ориентира обозначенная радиосредством контрольная точка использована быть не может.

1.3 В конце линии пути визуального маневрирования предусматривается схема ухода на второй круг для выполнения повторного маневрирования по предписанной линии пути. В ряде случаев схема ухода на второй круг может совмещаться со схемой ухода на второй круг по приборам.

2. ЛИНИЯ ПУТИ

2.1 Необходимо рассматривать различные виды линий пути, и наиболее характерные случаи иллюстрируются на рис. I-4-7-Доб-1.

2.2 *Объединение линий пути*. Можно разработать линии пути для каждой категории воздушных судов, но в целях упрощения рекомендуется использовать одну линию пути для всех категорий или одну для категорий A и B, а другую для категорий C, D, E, если это не приводит к эксплуатационным ограничениям.

2.3 *Точка схода*. Необходимо, чтобы данная точка определялась легко опознаваемым визуальным ориентиром (при необходимости дополненным радиотехнической контрольной точкой с допуском менее 0,5 м. мили, т. е. средним маркерным радиомаяком или расстоянием по DME).

2.4 Участок схода

2.4.1 Этот участок соединяет конечный участок захода на посадку по приборам с подветренным отрезком предписанной линии пути. В ряде случаев данный участок может быть заменен разворотом (см. рис. I-4-7-Доб-1 e)) или маневром типа S (см. рис. I-4-7-Доб-1 c)).

2.4.2 Для схемы, представленной на рис. I-4-7-Доб-2, рекомендуется, чтобы участок схода заканчивался до точки, расположенной на траверзе используемого предписанной линией пути порога ВПП.

2.4.3 Необходимо, чтобы угол между участком схода и используемой для предписанной линии пути ВПП составлял 45º или менее.

2.4.4 Необходимо, чтобы публиковались длина и магнитная ориентация участка схода.

2.5 "Подветренный" отрезок

Этот отрезок параллелен оси ВПП, его длина определяется местоположением участка схода и длиной конечного участка предписанной линии пути. Необходимо, чтобы публиковались длина и магнитная ориентация "подветренного" отрезка.

2.6 Радиус разворота

Скорость должна представлять собой истинную воздушную скорость, вычисляемую, исходя из максимальной приборной воздушной скорости для визуального маневрирования (таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1) для:

a) *абсолютной высоты*: превышение аэродрома + 300 м (1000 фут);

b) *температуры*: МСА + 15 °C.

Примечание. При необходимости (поскольку необходимо уклоняться от ограничивающих препятствий) приборную скорость можно уменьшить до величины не ниже максимальной приборной скорости на конечном участке (таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2) для воздушного судна данной категории. В этом случае необходимо, чтобы максимальная приборная скорость публиковалась на карте.

2.7 Конечный участок (предписанной линии пути)

Длина конечного участка предписанной линии пути соответствует полету в течение 30 с на скорости, которая должна представлять собой истинную скорость, вычисленную, исходя из максимальной приборной скорости для конечного участка (таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2) для:

a) *абсолютной высоты*: превышение аэродрома + 300 м (1000 фут); и

b) *температуры*: МСА + 15 °C.

Если в начале данного участка необходимо сохранять минимальную абсолютную высоту, разработчик схемы должен проверить, чтобы длина этого участка допускала градиент снижения менее 10 % (оптимальная величина: 5,2 %/3°) на конечном этапе.

2.8 Крен

Средний достигаемый угол крена составляет 25°.

2.9 Линия пути ухода на второй круг

Во всех случаях предписанной линией пути обеспечивается траектория ухода на второй круг. Обычно этот маневр состоит из разворота на 180°, начинающегося у конца ВПП, и выхода на "подветренный" отрезок. В тех случаях, когда такая схема неприемлема, если имеется ограничивающее препятствие при развороте на 180° или если имеется предписанная линия пути специального вида (рис. I-4-7-Доб-3), предусматривается схема ухода на второй круг с выходом на схему ухода на второй круг по приборам.

3. ЗОНА ПРЕДПИСАННОЙ ЛИНИИ ПУТИ

Основой такой зоны является номинальная линия пути плюс имеющая ширину (w) буферная зона с наружной стороны номинальной линии пути. Буферная зона начинается в точке "схода" и продолжается вдоль линии пути визуального маневрирования, включая уход на второй круг для повторного визуального маневра по предписанной линии пути. (См. таблицу I-4-7-Доб-1 и рис. I-4-7-Доб-4).

4. МИНИМАЛЬНЫЙ ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ И ОСА/Н

ОСА/Н визуального маневрирования по предписанным линиям пути обеспечивает минимальный запас высоты над препятствиями (МОС) над самым высоким препятствием в пределах зоны предписанной линии пути. Кроме того, ее значение соответствует пределам, указанным в таблице I-4-7-Доб-2, и составляет не менее значения ОСА/Н, рассчитанного для схемы захода на посадку по приборам, ведущей к визуальному маневру.

5. ВИЗУАЛЬНЫЕ СРЕДСТВА

На карте указываются визуальные средства ВПП, используемой в схеме полета по предписанной линии пути (т. е. бегущие проблесковые огни, PAPI, VASIS), вместе с их основными характеристиками (т. е. наклоном глиссады PAPI или VASIS). На карте захода на посадку указывается светоограждение препятствий.

Таблица I-4-7-Доб-1. Половина ширины коридора

Категория воздушных судов	*A*	*B*	*C*	*D*	*E*
Половина ширины коридора (w)					
Метры	1 400	1 500	1 800	2 100	2 600
Футы	4 593	4 921	5 905	6 890	8 530

Таблица I-4-7-Доб-2. Минимальная ОСА/Н визуального маневрирования с использованием предписанных линий пути

Категория воздушных судов	*Запас высоты над препятствиями м (фут)*	*Нижний предел для ОСА/Н над превышением аэродрома м (фут)*	*Минимальная видимость км (м. мили)*
A	90 (295)	120 (394)	1,9 (1,0)
B	90 (295)	150 (492)	2,8 (1,5)
C	120 (394)	180 (591)	3,7 (2,0)
D	120 (394)	210 (689)	4,6 (2,5)
E	150 (492)	240 (787)	6,5 (3,5)

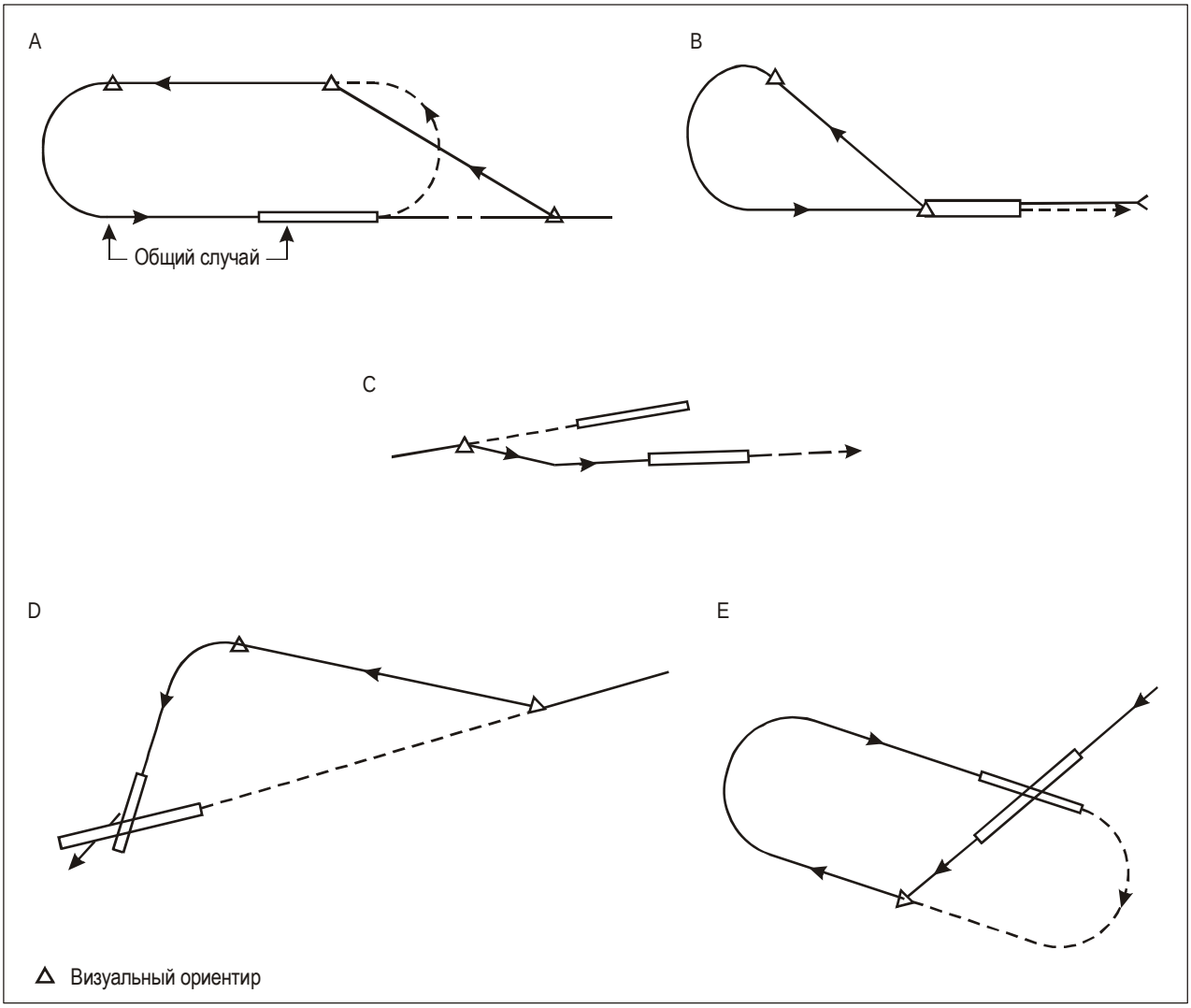


Рис. I-4-7-Доб-1. Характерные случаи линий пути

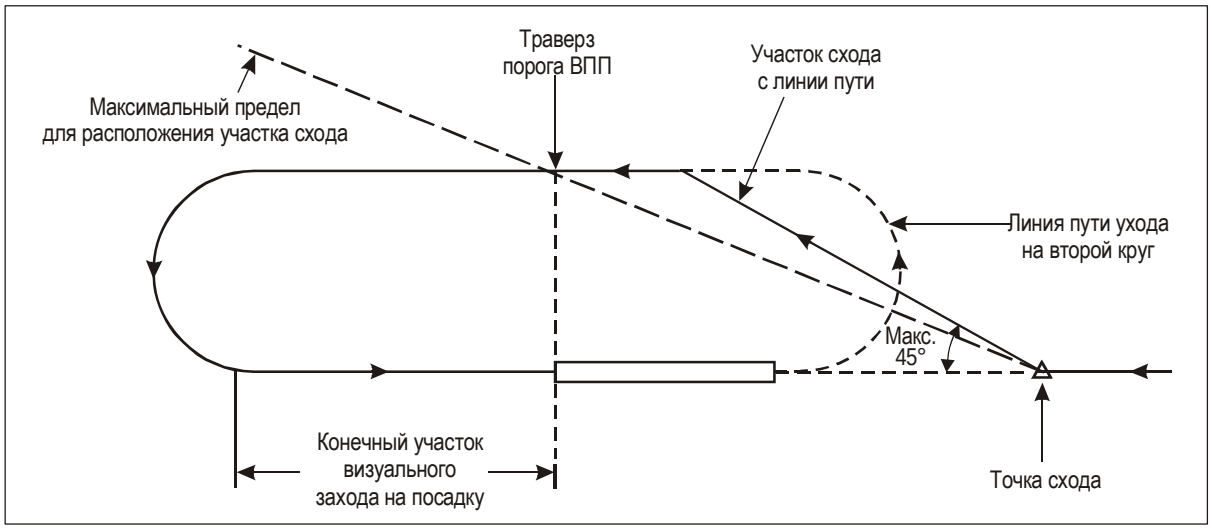


Рис. I-4-7-Доб-2. Общий случай стандартной линии пути

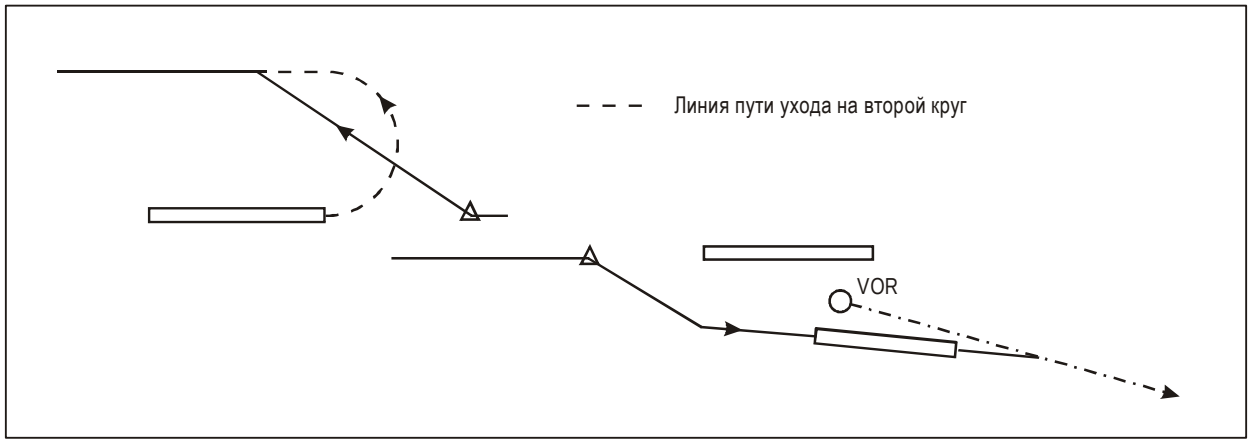


Рис. I-4-7-Доб-3 Предписанная линия пути ухода на второй круг

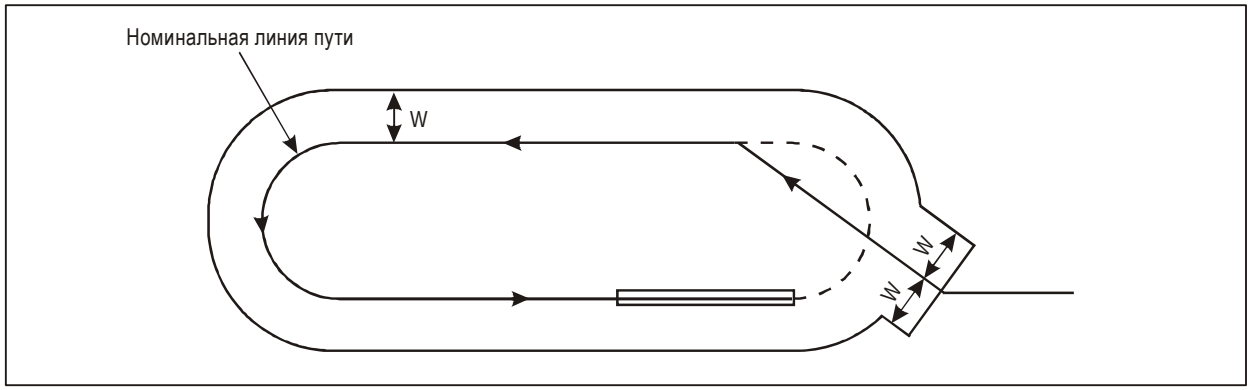


Рис. I-4-7-Доб-4. Зона

Глава 8

МИНИМАЛЬНЫЕ АБСОЛЮТНЫЕ ВЫСОТЫ В СЕКТОРЕ (MSA)

8.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

8.1.1 Минимальные абсолютные высоты в секторах устанавливаются для всех аэродромов, на которых установлены схемы захода на посадку по приборам. Каждая минимальная абсолютная высота в секторе вычисляется путем:

a) использования наивысшего превышения в рассматриваемом секторе;

b) добавления запаса высоты, по меньшей мере равного 300 м (1000 фут); и

c) округления полученного значения до следующей большей величины, кратной 50 м или 100 фут соответственно.

8.1.2 В случае незначительной (т. е. порядка 100 м или 300 фут соответственно) разницы между абсолютными высотами может устанавливаться минимальная абсолютная высота, применимая ко всем секторам.

8.1.3 Минимальная абсолютная высота применяется в радиусе 46 км (25 м. миль) от основной точки, контрольной точки аэродрома (КТА) или контрольной точки вертодрома (HRP), на которых основывается схема захода на посадку по приборам. При полетах в горных районах минимальный запас высоты над препятствиями следует увеличить, по крайней мере, на 300 м (1000 фут).

8.2 ПРЕПЯТСТВИЯ В БУФЕРНОЙ ЗОНЕ

Также подлежат рассмотрению препятствия в пределах буферной зоны, составляющей 9 км (5 м. миль) вокруг любого заданного сектора. Если подобные препятствия превышают наивысшее препятствие в пределах этого сектора, минимальная абсолютная высота в секторе вычисляется путем:

a) использования наивысшего превышения в рассматриваемой буферной зоне;

b) добавления запаса высоты, по крайней мере равного 300 м (1000 фут); и

c) округления полученного значения до ближайших 50 м (100 фут).

8.3 ОРИЕНТАЦИЯ СЕКТОРОВ

Как правило, секторы должны совпадать с квадрантами компаса. Однако, если это диктуется топографическими или другими условиями, границы секторов могут выбираться с таким расчетом, чтобы установить оптимальные абсолютные высоты в секторах. См. рис. I-4-8-1.

8.4 ОБЪЕДИНЕНИЕ СЕКТОРОВ ДЛЯ СМЕЖНЫХ СРЕДСТВ

8.4.1 Если на аэродроме заходы на посадку обеспечиваются более чем одним средством, что влечет за собой наличие нескольких диаграмм минимальных абсолютных высот в секторах, то в этом случае составляются отдельные диаграммы и рассчитываются минимальные абсолютные высоты в секторах.

8.4.2 Там, где такие навигационные средства расположены на расстоянии менее 9 км (5 м. миль) один от другого, минимальной абсолютной высотой для каждого сектора должна быть наибольшая из тех высот, которые вычислены для конкретного сектора каждого навигационного средства, обслуживающего аэродром.

8.5 СЕКТОРЫ С ЦЕНТРАМИ В МЕСТЕ РАСПОЛОЖЕНИЯ VOR/DME ИЛИ NDB/DME

8.5.1 В секторах с центрами в месте расположения VOR/DME или NDB/DME можно определить дополнительную границу (дугу DME) в пределах сектора, разделив данный сектор на два подсектора с меньшей MSA во внутренней зоне.

8.5.2 Радиус (R) дуги DME должен находиться в пределах между 19 и 28 км (10 и 15 м. милями), с тем чтобы избежать использования подсектора слишком малого размера. Ширина буферной зоны между подсекторами сохраняется равной 9 км (5 м. миль) (см. рис. I-4-8-2).

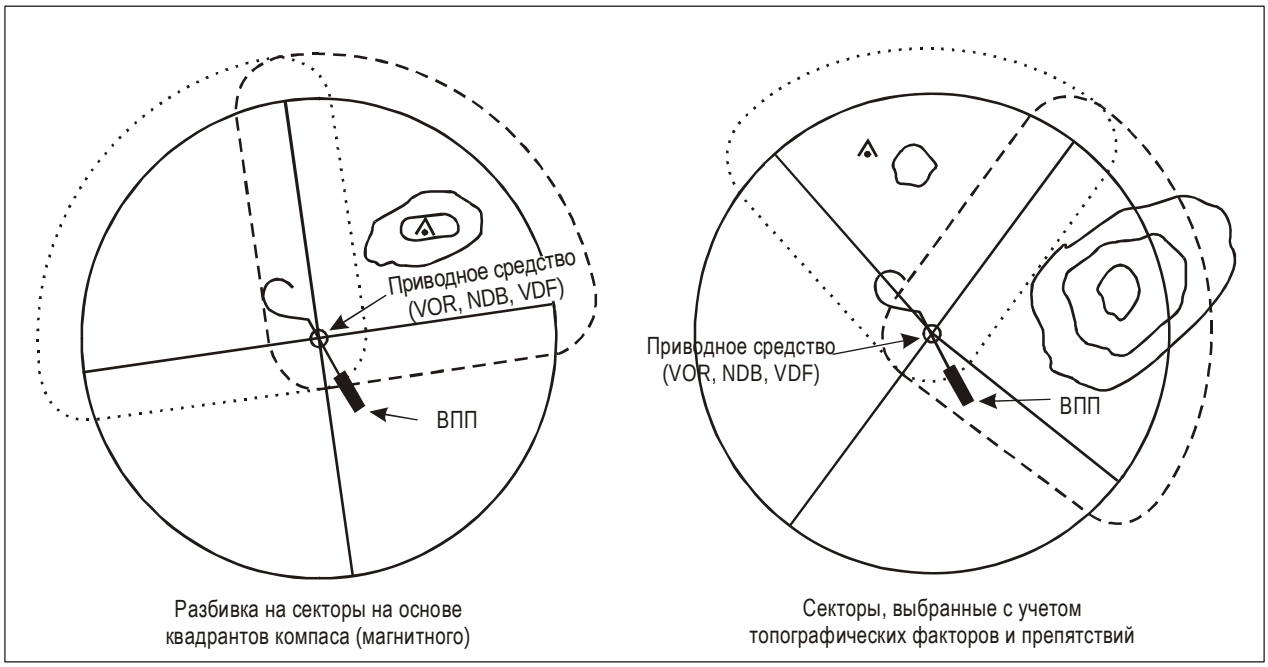


Рис. I-4-8-1. Ориентация секторов

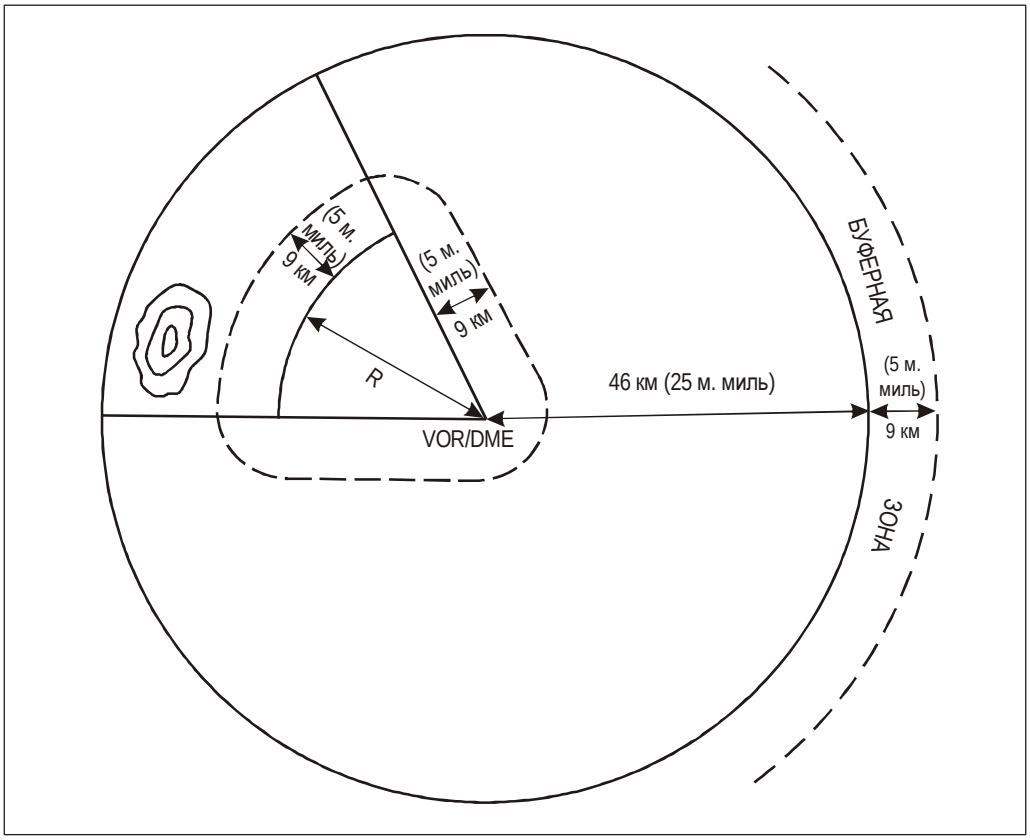


Рис. I-8-4-2. Вариант подсекторов VOR/DME, границы которых определяются дугой DME

Глава 9

СОСТАВЛЕНИЕ КАРТ/AIP

9.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Относящийся к публикации карт материал содержится в следующих разделах Приложения 4:

a) карта ИКАО стандартного маршрута вылета по приборам (SID) – в главе 9 Приложения 4;

b) карта ИКАО стандартного маршрута прибытия по приборам (STAR) – в главе 10 Приложения 4;

c) карта ИКАО захода на посадку по приборам – в главе 11 Приложения 4.

9.2 ОБОЗНАЧАЕМЫЕ НА КАРТАХ АБСОЛЮТНЫЕ ВЫСОТЫ/ЭШЕЛОНЫ ПОЛЕТА

Обозначение абсолютных высот. Схемы прибытия могут разрабатываться в целях процедурного эшелонирования воздушных судов. С этой целью схема может дополняться абсолютными/эшелонами полета, которые не связаны с какими-либо требованиями в отношении пролета препятствий, однако, определены с тем, чтобы обеспечить процедурное эшелонирование прибывающих и вылетающих воздушных судов. Эти абсолютные высоты/эшелоны полета обозначаются на картах, как указано в таблице I-4-9-1. Для обозначения на картах абсолютных высот/эшелонов полета в целях правильного изображения разработанной схемы изготовители бортового оборудования могут применять различные методы.

9.3 ПРИБЫТИЕ

В некоторых случаях необходимо устанавливать маршруты прибытия в пределах от этапа полета по маршруту до начальной контрольной точки захода на посадку. Устанавливаются и публикуются только те маршруты, которые обеспечивают получение эксплуатационных преимуществ. Этими маршрутами учитывается местный поток воздушного движения.

9.4 ЗАХОД НА ПОСАДКУ

9.4.1 Общие положения

9.4.1.1 Оптимальные и максимальные градиенты и углы снижения указываются соответственно типу схемы и участку захода на посадку. Применительно к конечному участку захода на посадку публикуются градиент(ы)/углы снижения, использованные при построении схемы. Желательно, чтобы они также публиковались для других участков захода на посадку.

9.4.1.2 *Обозначение контрольных точек.* IAF, IF, FAF, MAPt, TP и другие важные контрольные точки или пункты, если таковые установлены, публикуются на карте захода на посадку.

9.4.1.3 *Требования к базе аэронавигационных данных.* Для заходов на посадку без использования RNAV на обратной стороне карты захода на посадку по приборам (ИКАО) или на отдельном листе с надлежащими ссылками (см. главу 11 Приложения 4) в табличной форме публикуются следующие данные:

a) конечные контрольные точки/пункты захода на посадку и другие важные контрольные точки/пункты, формирующие схему захода на посадку по приборам, опознаваемые по их географическим координатам в градусах, минутах, секундах и десятых долях секунды;

b) пеленги, образующие контрольную точку схемы захода на посадку по приборам с точностью до ближайшей сотой доли градуса;

c) расстояния, образующие контрольную точку схемы захода на посадку по приборам с точностью до ближайшей сотой доли морской мили;

d) для неточных заходов на посадку угол снижения на конечном участке захода на посадку с точностью до ближайшей сотой доли градуса.

9.4.2 Начальный участок захода на посадку

9.4.2.1 Публикуются отдельные схемы в тех случаях, когда:

a) различные абсолютные высоты,

b) различные отсчеты времени или

c) разные линии пути удаления

определены для различных категорий воздушных судов.

9.4.2.2 Не указываются скорости, меньшие минимальной величины для заданной категории воздушных судов на начальном этапе захода на посадку (см. таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1). Если схемы разрабатываются при условии исключения конкретных категорий воздушных судов по причине их скоростей, это ясно указывается.

9.4.3 Конечный участок захода на посадку

9.4.3.1 ОСА и/или ОСН публикуются для каждой схемы захода на посадку по приборам и полета по кругу. В схемах неточного захода на посадку величины выражаются с округлением соответственно до бóльших 5 м или 10 фут.

9.4.3.2 ОСА/Н захода на посадку с прямой не публикуется, если не удовлетворены критерии по выравниванию направления или градиенту снижения. В этом случае публикуется только ОСА/Н для полета по кругу.

9.4.3.3 Схемы, в которых требуется установка высотомера по прогнозу, сопровождаются соответствующим примечанием на карте захода на посадку.

9.4.3.4 *Заход на посадку с большим углом наклона глиссады*. Для схем с градиентом/углом снижения на конечном участке захода на посадку, превышающим максимальные значения, указанные в главе 5 "Конечный участок захода на посадку", на карте захода на посадку по приборам публикуется предупреждающее примечание (см. п. 11.10.8.8 Приложения 4).

9.4.3.5 *Вертикальное наведение*. Если имеется информация о расстоянии, то для упрощения захода на посадку с непрерывным снижением на конечном участке (CDFA) следует представлять консультативную информацию о профиле снижения на конечном участке захода на посадку, с тем чтобы пилот мог выдерживать рассчитанный градиент снижения. Эта информация должна представляться в виде таблицы с указанием абсолютных/относительных высот, которые воздушное судно должно проходить через каждые 2 км или 1 м. милю.

9.4.4 Участок ухода на второй круг

9.4.4.1 Если MAPt определяется навигационным средством или контрольной точкой только в MAPt, в этом случае схема должна сопровождаться примечанием "применение отсчета времени для определения MAPt не разрешается".

9.4.4.2 Если MAPt определяется комбинацией отсчета времени пролета расстояния от номинальной FAF до номинальной MAPt дополнительно к средству или контрольной точке в точке ухода на второй круг, публикуется OCA/H как для отсчета времени, так и для контрольной точки, если таким образом могут быть получены эксплуатационные преимущества. В ином случае публикуется общая OCA/H (которой является наибольшая из двух).

9.4.4.3 На карте захода на посадку по приборам всегда публикуется OCA/H для номинального градиента 2,5 %. Если при построении схемы ухода на второй круг определяются дополнительные градиенты набора высоты, они и соответствующие им величины OCA/H публикуются в качестве альтернативных вариантов.

9.4.4.4 Скорость на конечном этапе ухода на второй круг указана таблицах I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1. Однако там, где с эксплуатационной точки зрения необходим обход препятствий, могут использоваться пониженные скорости, вплоть до IAS промежуточного этапа ухода на второй круг при условии, что схема сопровождается примечанием " Разворот при уходе на второй круг ограничен максимальной IAS __ км/ч (уз)".

9.4.4.5 Если при построении схемы ухода на второй круг использован градиент, отличающийся от номинального градиента, необходимо его указание на карте захода на посадку по приборам, а в дополнение к OCA/H для данного специфического градиента необходимо указывать OCA/H для номинального градиента.

9.4.5 Визуальное маневрирование

9.4.5.1 Сектор в пределах зоны полета по кругу, в котором находится выступающее препятствие, может не рассматриваться при расчетах OCA/H, если он соответствует критериям, перечисленным в п. 7.4.1 "Зона, которая может не рассматриваться" главы 7.

9.4.5.2 При использовании этого варианта необходимо, чтобы опубликованной схемой запрещался полет по кругу в пределах всего сектора, где существует данное препятствие.

9.4.6 Визуальное маневрирование по предписанной линии пути

9.4.6.1 Необходимо, чтобы публиковались длина и магнитная ориентация участка схода.

9.4.6.2 Необходимо, чтобы публиковались длина и магнитная ориентация "подветренного" отрезка.

9.4.6.3 *Радиус разворота.* При необходимости (поскольку ограничивающие препятствия должны быть обойдены) приборную скорость можно уменьшить до величины не ниже максимальной приборной скорости на конечном участке (таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1) для данной категории воздушных судов. В этом случае необходима публикация максимальной приборной скорости на карте.

9.5 ПРИСВОЕНИЕ НАЗВАНИЙ СХЕМАМ ДЛЯ КАРТ ПРИБЫТИЯ И ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

9.5.1 Методика присвоения названий схемам полетов по приборам

В данном пункте изложены общие аспекты присвоения названий схемам полетов по приборам. Специфические аспекты изложены в соответствующих главах. Стандартная методика присвоения названий необходима для избежания неоднозначности между картами, информацией на электронных индикаторах в кабине экипажа и диспетчерскими разрешениями при УВД. Данная методика касается таких аспектов картографии, как:

a) обозначение схемы;

b) требования относительно дополнительного оборудования;и

c) графы минимумов.

9.5.2 Обозначение карт схем полетов

9.5.2.1 *Общие положения.* В обозначение карты для схем, требующих наземных навигационных средств, включается только наименование типа радионавигационного средства, обеспечивающего горизонтальное наведение на конечном этапе захода на посадку. Системы точного захода на посадку, такие, как ILS или MLS, обозначаются названием системы (ILS, MLS и т. д.). В том случае, если для горизонтального наведения на конечном этапе захода на посадку используются два радионавигационных средства, в обозначении карты указывается только последнее используемое радионавигационное средство. Например:

если NDB используется в качестве конечной контрольной точки захода на посадку, а VOR используется в качестве последнего навигационного средства на конечном этапе захода на посадку на ВПП 06, схема обозначается как VOR Rwy 06. Если VOR используется для обеспечения начального этапа захода на посадку, после которого следует конечный этап захода на посадку на ВПП 24 с использованием NDB, схема обозначается как NDB Rwy 24.

Примечание. Информация, касающаяся обозначения карт для схем на основе PBN, приводится в главе 1 раздела 5 части III.

9.5.2.2 В том случае, если для схемы захода на посадку требуются дополнительные навигационные средства или оборудование, соответствующие требования относительно дополнительного оборудования указываются на горизонтальной проекции карт, но не в обозначении карты.

9.5.2.2.1 Требования относительно оборудования, указанные на горизонтальной проекции карты, относятся только к бортовому оборудованию, необходимому для выполнения схемы полета в обычном режиме (т. е. оно не используется в качестве резервного). Например:

"Требуется ADF" при заходе на посадку по VOR.

"Требуется сдвоенное оборудование ADF" при заходе на посадку по NDB, когда для полета на конечном участке захода на посадку необходимы два ADF.

"Требуется DME" при заходе на посадку по VOR.

9.5.2.2.2 Оборудование, необходимое в соответствующем воздушном пространстве, может указываться в требованиях относительно оборудования.

9.5.2.2.3 Варианты бортового оборудования, которое может обеспечить соблюдение более низких минимумов, четко указываются в графе минимумов. В этом случае нет необходимости давать на карте примечания. См. п. 9.5.4.

9.5.2.3 *Множественные схемы*. На одной карте захода на посадку может быть представлено несколько схем захода на посадку, если схемы промежуточного и конечного участков захода на посадку, а также участка ухода на второй круг идентичны, за исключением случая, когда в схемах на основе RNP используются различные навигационные спецификации, касающиеся конечного участка захода на посадку. В том случае, если несколько схем захода на посадку отображены на одной карте, название содержит наименования всех типов навигационных средств, используемых для горизонтального наведения на конечном этапе захода на посадку, разделенных союзом "или". На одну карту не наносится более трех типов схем захода на посадку. Например:

ILS или NDB Rwy 35L.

9.5.2.4 *Заход на посадку вертолетов.* Схемы захода на посадку вертолетов на ВПП обозначаются таким же образом, как и схемы захода на посадку воздушных судов с неподвижным крылом, с указанием в графе минимумов категории H. Схема захода на посадку вертолета до точки в пространстве или на вертолетную площадку сопровождается обозначением типа навигационного средства, используемого при наведении на конечном этапе захода на посадку, после которого указывается линия пути или радиал конечного этапа захода на посадку. Например:

VOR 235.

9.5.2.5 *Заход на посадку по кругу*. В тех случаях, когда на карту наносятся только минимумы полета по кругу, схема захода на посадку обозначается последним навигационным средством, обеспечивающим наведение на конечном этапе захода на посадку с последующей буквой, начиная с буквы a. В тех случаях, когда в аэропорту (или в ближайшем аэропорту) имеются две или более схем захода на посадку, используются различные буквы. Если участок схемы, полет по которому производится по ППП, является аналогичным, но на нем используются различные линии пути для полета по кругу в рамках той же схемы, публикуется только одна схема с одним названием, а различные схемы полета по кругу обозначаются на схеме. Данная буква индекса повторно не используется для любой схемы, применяемой в данном аэропорту, в любом другом аэропорту, обслуживающем тот же город, или в другом любом аэропорту в том же государстве, обслуживающем город с аналогичным названием. Например:

VOR-A,

VOR-B,

NDB-C.

9.5.3 Обозначение аналогичных схем

9.5.3.1 В том случае, если провести различие между двумя или более схемами захода на посадку на одну и ту же ВПП только с помощью типа радионавигационного средства нельзя, используется однобуквенный индекс, начиная с буквы z, который следует за типом навигационного средства. Например:

VOR Y RWY 20,

VOR Z RWY 20.

9.5.3.2 Однобуквенный индекс используется, когда:

a) два или более навигационных средств одного и того же типа используются для обеспечения различных схем захода на посадку на одну и ту же ВПП;

b) две или более схемы ухода на второй круг связаны с общей схемой захода на посадку, каждая схема захода на посадку обозначается однобуквенным индексом;

c) для различных категорий воздушных судов предусматриваются различные схемы захода на посадку с использованием одного и того же типа радионавигационных средств;

d) две или более схемы прибытия используются с общей схемой захода на посадку и они опубликованы на различных картах, каждая схема захода на посадку обозначается однобуквенным индексом; если для прибытия требуются дополнительные радионавигационные средства, они обозначаются на виде в плане карты. Например:

ILS Y RWY 20 (CAB VOR Arrival указывается на виде в плане).

ILS Z RWY 20 (DNA VOR Arrival указывается на виде в плане).

9.5.3.3 Некоторые бортовые электронные системы не способны распознавать обозначение аналогичных схем, указанных в пп. 9.5.3.1 и 9.5.3.2. Системы, не способные осуществлять это, будут включать только одну из таких аналогичных схем и не будут включать буквенный индекс обозначения аналогичной схемы. В этой связи государства могут применять определенный метод, указывающий, какую из схем следует включить в эти системы, например примечание в AIP, перечень схем, последовательное использование установленного знака для обозначения.

9.5.4 Графы минимумов

9.5.4.1 Значения OCA/H для каждой категории воздушных судов указываются на карте в графе минимумов. В тех случаях, когда значение OCA/H объявляется конкретному навигационному средству (например, контрольная точка ступенчатого снижения) или конкретной навигационной спецификации (см. п. 1.4 главы 1 раздела 5 части III), это четко указывается. Например:

OCA/(OCH)	КАТ. A	КАТ. B	КАТ. C	КАТ. D	КАТ. H
VOR/DME	610 (300)	610 (300)	610 (300)	610 (300)	610 (300)
VOR	660 (350)	660 (350)	660 (350)	660 (350)	660 (350)

или

OCA/(OCH)	КАТ. A	КАТ. B	КАТ. C	КАТ. D	КАТ. H
КАТ. I	210 (170)	210 (170)	220 (180)	230 (190)	210 (170)
LOC/DME	290 (250)	290 (250)	290 (250)	290 (250)	290 (250)

Таблица I-4-9-1. Обозначаемые на картах абсолютные высоты/эшелоны полета
(Применяется до 3 ноября 2021 года)

"Диапазон" абсолютных высот/эшелонов полета	17 000 10 000	ЭП220 10 000
"На" абсолютной высоте/эшелоне полета "или выше" абсолютной высоты/эшелона полета	7 000	ЭП60
"На" абсолютной высоте/эшелоне полета "или ниже" абсолютной высоты/эшелона полета	5 000	ЭП50
"Обязательная" абсолютная высота/"обязательный" эшелон полета	3 000	ЭП30
"Рекомендуемая" абсолютная высота схемы/ "рекомендуемый" эшелон полета	5 000	ЭП50
"Расчетная" абсолютная высота/"расчетный" эшелон полета	Расчетн. 5000	Расчетн. ЭП50

Таблица *I-4-9-1.* Обозначаемые на картах абсолютные высоты схемы/ эшелоны полета
(Применяется с 4 ноября 2021 года)

"Диапазон" абсолютных высот/эшелонов полета	17 000 10 000	ЭП220 10 000
"На" абсолютной высоте/эшелоне полета "или выше" абсолютной высоты/эшелона полета	7 000	ЭП060
"На" абсолютной высоте/эшелоне полета "или ниже" абсолютной высоты/эшелона полета	5 000	ЭП050
"На" абсолютной высоте/эшелоне полета	3 000	ЭП030

"Рекомендуемая" абсолютная высота / "рекомендуемый" эшелон полета	5 000	ЭП050
"Расчетная" абсолютная высота/"расчетный" эшелон полета	Расчетн. 5000	Расчетн. ЭП050

Глава 10

ОДНОВРЕМЕННЫЕ ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ НА ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ИЛИ ПОЧТИ ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ОБОРУДОВАННЫЕ ВПП

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

Примечание. Инструктивный материал содержится в Руководстве по одновременному использованию параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП *(Doc 9643).*

10.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

10.1.1 Одновременные параллельные заходы на посадку могут выполняться на параллельные ВПП с использованием любого сочетания схемы трехмерного (3D) захода на посадку по приборам.

Примечание. Подробные положения, касающиеся требований в отношении наведения воздушных судов во время выполнения схем одновременного параллельного захода на посадку, приведены в Правилах аэронавигационного обслуживания "Организация воздушного движения" *(PANS-ATM, Doc 4444).*

10.1.2 В тех случаях, когда предполагается использовать схемы одновременного захода на посадку на параллельные ВПП, при построении обеих схем используются следующие дополнительные критерии:

a) когда осуществляется выход на курс или линию пути конечного этапа захода на посадку по опубликованной схеме прибытия и захода на посадку, которая обеспечивает выход на начальную контрольную точку захода на посадку (IAF) или промежуточную контрольную точку (IF), минимальные абсолютные высоты на промежуточных участках захода на посадку этих двух схем различаются по крайней мере на 300 м (1000 фут), за исключением случаев, когда применяется заход на посадку с RNP AR в соответствии с п. 10.3 или для выхода на линии пути конечного этапа захода на посадку исключительно используется векторение;

b) номинальные линии пути этих двух схем ухода на второй круг расходятся по крайней мере на 30°. Связанные с уходом на второй круг развороты указываются как выполняемые "при первой практической возможности".

10.2 ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

10.2.1 Критерии пролета препятствий при заходах на посадку, как указывается в соответствующих главах, применяются для каждой из схем параллельного захода на посадку.

10.2.2 Для того чтобы обеспечить защиту ранних разворотов, которые могут потребоваться для предупреждения столкновения с воздушными судами, использующими соседнюю ВПП, при независимых параллельных заходах на посадку проводится оценка препятствий в зоне, примыкающей к конечному участку захода на посадку со стороны, противоположной другой параллельной ВПП. Это может быть выполнено путем использования ряда отдельно определенных поверхностей оценки препятствий для параллельных заходов на посадку (PAOAS), приведенных в добавлении к настоящей главе. Несмотря на то что изложенный в добавлении метод основывается на выполнении заходов на посадку по системе посадки по приборам (ILS), методика оценки

может также использоваться для оценки независимых параллельных заходов на посадку с применением других утвержденных типов заходов на посадку.

10.3 ПОДТВЕРЖДЕННЫЙ ВХОД В СХЕМУ RNP AR APCH

В тех случаях, когда используется схема "подтвержденный вход в RNP AR APCH", построение схем независимых параллельных заходов на посадку предусматривает оценку препятствий в зоне, примыкающей к частям конечного участка захода на посадку, которые выравнены по продолженной осевой линии ВПП (см. п. 10.2.2).

Примечание. Подробные положения, касающиеся использования схемы "подтвержденного входа в RNP AR APCH" во время одновременных параллельных заходов на посадку, приведены в документе "Правила аэронавигационного обслуживания. Организация воздушного движения" *(PANS-ATM, Doc 4444)*.

10.4 ОПУБЛИКОВАНИЕ

На карте приводится примечание с указанием схем захода на посадку, которые санкционированы для одновременных независимых или зависимых операций. Примечание включает используемые ВПП и информацию о том, являются ли они близко расположенными.

Примечание. Инструктивный материал содержится в Руководстве по аэронавигационным картам *(Doc 8697)*.

Добавление к главе 10

НЕЗАВИСИМЫЕ ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ НА БЛИЗКО РАСПОЛОЖЕННЫЕ ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ВПП

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Независимые параллельные заходы на посадку на близкорасположенные параллельные ВПП допускаются при расстояниях между ВПП не менее 1035 м. Для того чтобы гарантировать безопасность таких полетов, необходимо осуществить оценку препятствий для обеспечения защиты маневра ухода в сторону, который может потребоваться выполнить, с тем чтобы избежать столкновения с значительно отклонившимся воздушным судном. Это позволит обеспечить запас высоты над препятствиями в зонах, прилегающих к конечным участкам захода на посадку.

1.2 Ниже приводится пример метода оценки этих препятствий, который разработан на основе существующих в одном государстве правил. В настоящем разделе рассматриваются допущения, принятые при выработке подхода к проведению оценки.

1.3 Считается, что между действующими схемами точного захода на посадку, о которых говорится в главе 1 раздела 1 части II "Система посадки по приборам (ILS)" и главе 3 раздела 1 части II "MLS", и схемами ухода существует различие. В случае схем захода на посадку можно осуществить всеобъемлющий сбор данных, на основе которых могут быть получены статистические вероятности распределения для воздушных судов. На основе принятия целевого уровня безопасности (TLS) 10^{-7} определяются поверхности оценки препятствий (OAS) и модель риска столкновения (CRM). В случае поверхностей оценки для маневра ухода такой метод считается неосуществимым вследствие малой вероятности выполнения маневра ухода. Как свидетельствует доклад одного государства, вероятность выполнения маневра ухода при одновременных заходах на посадку первоначально оценивалась величиной порядка 10^{-4} и 10^{-5} на один заход на посадку и, может быть, даже меньше.

1.4 Для того чтобы определить критерии пролета препятствий для маневров ухода, были рассмотрены другие методы. Один из них заключался в использовании существующих критериев ухода на второй круг. Однако эти критерии, основанные на повторяемости, равной 10^{-2}, могут оказаться чрезмерно ограничивающими на некоторых аэродромах, при этом схемы ухода на второй круг изначально не рассчитаны на выполнение маневров ухода.

2. ПОВЕРХНОСТИ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ЗАХОДОВ НА ПОСАДКУ (PAOAS)

2.1 Предлагаемый метод оценки препятствий для одновременных параллельных заходов основывается на существующих критериях, представленных одним государством (распоряжение ФАУ 8260.41). Оценка проводилась Группой экспертов по пролету препятствий (ОСР). Эта оценка осуществлялась путем применения сертификационных и эксплуатационных критериев, содержащихся в минимальных требованиях ФАУ/ОАА 23/25 к набору высоты при всех работающих двигателях, а также эксплуатационных предположений, сделанных Исследовательской группой ИКАО по одновременному использованию параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП (SOIR), в которых установлено минимальное разделительное расстояние между ВПП для использования при одновременных независимых точных заходах на посадку (циркуляр 207). При оценке предполагалось, что начальный этап маневра ухода будет осуществляться в посадочной конфигурации с

последующим набором высоты с градиентом 8,3 % в пределах 120 м (400 фут) над абсолютной/относительной высотой ухода. В целом результаты этой оценки свидетельствуют о том, что необходимо установить следующие ограничения в отношении маневров ухода:

a) не допускается выполнение маневров ухода ниже 120 м (400 фут);

b) максимальный угол ухода составляет 45º.

2.2 Учитывая характер поверхностей, эти два параметра являются взаимозависимыми. В ходе оценки было установлено, что чем ниже рассматриваемый уход, тем раньше будут пересекаться поверхности оценки, в связи с чем требуется уменьшить угол ухода, например, при минимальной относительной высоте ухода 60 м (200 фут) угол ухода будет составлять 20°, а при минимальной относительной высоте ухода 300 м (1000 фут) угол ухода составит 65°.

2.3 Считается необходимым ограничить минимальную абсолютную/относительную высоту ухода. Одна из причин заключается в том, что маневры ухода на слишком малых относительных высотах могут оказаться небезопасными. Более того, если исходить из того, что максимальный предполагаемый угол отклонения составляет 30° при скорости захода на посадку 150 уз, то можно допустить, что ниже определенной относительной высоты отклонившееся воздушное судно уже не будет представлять угрозу для другого воздушного судна до завершения им посадки, и поэтому нецелесообразно предусматривать меры защиты для таких малых относительных высот.

2.4 Информация, полученная в проведенных одним государством летных исследованиях и исследованиях на тренажерах таких маневров, свидетельствует о том, что фразеология, используемая органами обслуживания воздушного движения (ОВД), аналогична фразеологии, приведенной в главе 12 PANS-ATM для независимых параллельных заходов на посадку. Пилот после получения указаний от органа обслуживания воздушного движения фактически сначала прекращает снижение и переходит в режим набора высоты с пересечением глиссады (если воздушное судно находится ниже) до начала разворота. Эта информация подтверждает допущения, принятые при утверждении предлагаемых критериев оценки препятствий.

2.5 Результаты оценки также свидетельствуют о том, что для таких случаев нецелесообразно предусматривать в PANS-OPS дополнительные таблицы постоянных величин поверхностей оценки препятствий (OAS) для каждого сочетания расстояний между курсовым радиомаяком и порогом ВПП. Предлагаемые поверхности в большей степени основываются на эксплуатационном опыте, а не на статистических данных. Поэтому было предложено использовать один набор поверхностей для всех сочетаний расстояний между курсовым радиомаяком и порогом ВПП. Эти поверхности будут гарантировать защиту воздушных судов в предполагаемом эксплуатационном сценарии.

2.6 Было выполнено математическое согласование на основе поверхностей, указанных в распоряжении (8260.41) Федерального авиационного управления (ФАУ), для средней длины ВПП/расстояния от курсового радиомаяка. Такой подход считается приемлемым для оценки редких случаев, для которых не представляется возможным провести статистический анализ.

3. ПРИМЕНЕНИЕ КРИТЕРИЕВ ПОВЕРХНОСТИ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ ДЛЯ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ЗАХОДОВ НА ПОСАДКУ (PAOAS)

3.1 Общие положения

В дополнение к критериям OAS, указанным в п. 1.4.8 "Запас высоты над препятствиями на точном участке, основанный на использовании критериев поверхностей оценки препятствий (OAS)" главы 1 раздела 1 части II, в целях защиты выполнения маневра немедленного набора высоты и разворота для выхода на установленный курс

и абсолютную/относительную высоту, определяются поверхности оценки препятствий параллельных заходов на посадку (PAOAS). Критерии PAOAS используются для того, чтобы продемонстрировать соблюдение запаса высоты над препятствиями при разворотах на углы до 45° от линии пути захода на посадку и начале маневра ухода на наименьшей высоте 120 м (400 фут) над превышением порога ВПП.

3.2 Определение поверхностей

3.2.1 PAOAS состоит в основном из двух наклонных плоских поверхностей (обозначенных как P1 и P2), расположенных сбоку от ВПП со стороны, противоположной соседней ВПП. Конфигурация наклонных поверхностей определяется аналогично конфигурации поверхностей OAS (см. п. 1.4.8.4 "Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)" главы 1 раздела 1 части II) посредством линейного уравнения вида: z = Ax + By + C. Постоянные величины связаны только с минимальным эффективным углом наклона траектории в вертикальной плоскости. Они не зависят от категории полетов по ILS/MLS/GLS и от расстояния между курсовым радиомаяком и порогом ВПП/GARP-LTP. Значения постоянных величин приводятся в таблице I-4-10-Доб-1 для ILS, MLS, GLS и APV I и схем КАТ. I, основанных на SBAS, а в таблице I-4-10-Доб-2 – для схем APV, основанных на Baro VNAV.

3.2.2 Поверхности заканчиваются на относительной высоте 300 м (1000 фут) ниже минимальной абсолютной/относительной высоты, связанной с наведением.

3.2.3 Препятствиями, которые выступают за поверхности P1 и P2, можно пренебречь, если:

a) относительная высота препятствия над посадочным порогом ВПП составляет менее 200 фут; или

b) препятствие расположено под поверхностью z или его боковыми поверхностями.

3.3 Расчет относительной высоты PAOAS

Для расчета относительной высоты z поверхности P1 или P2 в точке x', y' следует использовать соответствующие постоянные величины из таблицы I-4-10-Доб-1 или таблицы I-4-10-Доб-2 и подставить их в уравнение z=Ax'+By' +C. Подобным образом необходимо рассчитать относительную высоту поверхностей OAS согласно п. 1.4.8 главы 1 раздела 1 части II. Далее относительная высота PAOAS определяется в соответствии с вышеприведенным п. 3.2 "Определение поверхностей".

3.4 Оценка препятствий

3.4.1 Превышение/относительная высота препятствий в рассматриваемой зоне должны быть меньше относительной высоты PAOAS, определяемой согласно п. 3.2 "Определение поверхностей". Не нужно учитывать препятствия, расположенные ниже поверхности Z или ее продолжения. Пересечения PAOAS устанавливаются и учитываются в целях отображения их на индикаторах диспетчеров.

3.4.2 По возможности препятствия следует устранять. В тех случаях, когда устранить препятствие не представляется возможным, устанавливаются эксплуатационные правила воздушного движения для обеспечения уклонения от препятствий, при этом требуется осуществить оценку риска для выработки рекомендаций относительно необходимости утверждения независимых одновременных заходов на посадку по ILS/MLS/GLS на параллельные ВПП.

Таблица I-4-10-Доб-1. Постоянные величины для расчета PAOAS для ILS, MLS, GLS и APV I и заходов на посадку по КАТ. I, основанных на SBAS

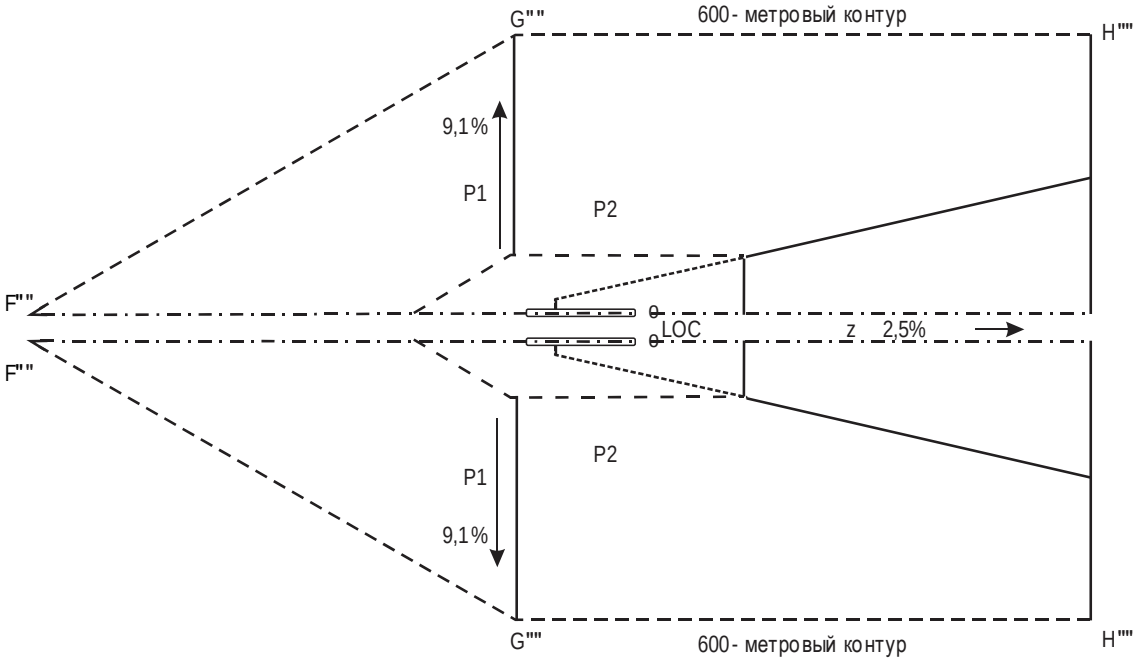
PAOAS	A	B	C
P1	tg θ	0,091	5
P2	0	0,091	15

θ – угол наклона глиссады ILS, GLS, SBAS APV I или КАТ. I SBAS или угол места MLS. Координаты PAOAS указываются в метрах.

Таблица I-4-10-Доб-2. Постоянные величины для расчета PAOAS для заходов с APV, основанных на Baro-VNAV

PAOAS	A	B	C
P1	tan θ	0,091	-35
P2	0	0,091	-35

θ = минимальный VPA при опубликованной минимальной температуре



Примечание. Значение Y PAOAS измеряется от осевой линии левой/правой ВПП в зависимости от конкретного случая.

Координаты 600- метрового контура PAOAS

	Координаты 600- **метрового контура** PAOAS		
	F""	G""	H""
X	*См. ниже*		–12900
Y	0	6429	6429
Z	600	600	600

Координаты X точек F"" и G"" зависят от угла наклона глиссады, как указано ниже :

Координаты X точек F"" и G"":

Угол наклона глиссады GP (градусы)	**Координаты** X **точки** F""	**Координаты** X **точки** G""
2.5	13628	229
2.6	13103	220
2.7	12617	212
2.8	12166	204
2.9	11745	197
3.0	11353	191
3.1	10986	185
3.2	10642	179
3.3	10319	173
3.4	10015	168
3.5	9728	164

Рис. I-4-10-Доб-1. Пример контуров PAOAS и контуров OAS

Правила
аэронавигационного обслуживания

ПРОИЗВОДСТВО ПОЛЕТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Часть II

ОБЫЧНЫЕ СХЕМЫ ПОЛЕТОВ

Раздел 1

ТОЧНЫЕ ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ

Глава 1

СИСТЕМА ПОСАДКИ ПО ПРИБОРАМ (ILS)

1.1 ВВЕДЕНИЕ

1.1.1 Применение

Подробно излагаемые в настоящей главе критерии ILS связаны с характеристиками наземного и бортового оборудования и целостностью, требуемыми для соблюдения приведенных в Приложении 10 эксплуатационных минимумов категорий I, II и III.

1.1.2 Построение схемы

Схема в пределах от этапа полета по маршруту до точного участка захода на посадку, а также на конечном этапе ухода на второй круг соответствует общим критериям, представленным в разделах 1, 2 и 4 части I. Различия определяются физическими требованиями, предъявляемыми к точному участку, который включает конечный участок захода на посадку, а также начальный и промежуточный этапы участка ухода на второй круг. Эти требования связаны с характеристиками систем категорий I, II и III.

1.1.3 Стандартные условия

Стандартные допущения, на основе которых разрабатываются схемы, содержатся в приводимом далее перечне. Предусмотрены положения, касающиеся корректировок в соответствующих случаях. Корректировки обязательны, когда условия отличаются от стандартных условий в худшую сторону, и необязательны, когда это специально оговорено (см. п. 1.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS"):

а) Максимальные размеры воздушных судов принимаются равными следующим значениям:

Категория воздушных судов	*Размах крыла*	*Вертикальное расстояние между траекториями колес и глиссадной антенны (м)*
H	30	3
A, B	60	6
C, D	65	7
D_L	80	8

Примечание 1. При необходимости публикуется OCA/H для воздушных судов категории D_L.

Примечание 2. Указанные размеры охватывают существующие типы воздушных судов. Они выбраны для упрощения расчетов ОСА/Н и опубликования минимумов, связанных с категорией воздушных судов. Предполагается, что эти размеры не предназначены для использования в иных целях, чем расчеты ОСА/Н в других документах ИКАО. Использование поверхностей OAS для расчета ОСА/Н может привести к значительным расхождениям между категориями воздушных судов из-за небольших различий в размерах. По этой причине во всех случаях предпочтительно использовать модель риска столкновения (п. 1.4.9), которая позволит более реально учитывать как относительную высоту, так и местоположение препятствий. При применении методики OAS для расчета ОСН новые более крупные воздушные суда с характеристиками, указанными в циркуляре 301 ИКАО, могут рассматриваться как стандартные воздушные суда категории C или D без коррекции OAS на размах крыла и/или вертикальный размер.

Примечание 3. Воздушные суда существующей категории E обычно не являются гражданскими транспортными воздушными судами, и их размеры не обязательно связаны с V_{at} при максимальной посадочной массе. По этой причине они должны рассматриваться отдельно на индивидуальной основе.

b) Полет по категории II с использованием командного пилотажного прибора.

c) Градиент набора высоты при уходе на второй круг 2,5 %.

d) Ширина сектора курса ILS у порога ВПП 210 м.

e) Угол наклона глиссады:

   1) минимальный: 2,5º;

   2) оптимальный: 3,0º;

   3) максимальный: 3,5º (3º для полетов по кат. II/III).

f) Относительная высота опорной точки ILS 15 м (50 фут).

g) Относительная высота всех препятствий отсчитывается от превышения порога ВПП.

h) При полетах по кат. II и кат. III не пересекаются препятствиями предусмотренные Приложением 14 внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки. В тех случаях, когда ОСА/Н кат. II превышает уровень внутренней горизонтальной поверхности, но находится ниже 60 м, полеты по кат. III могут быть обеспечены при условии, что внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки продолжены до уровня ОСА/Н кат. II (см. рис. II-1-1-9 a)).

1.1.4 Абсолютная/относительная высота пролета препятствий (ОСА/Н)

1.1.4.1 Критерии ILS позволяют вычислить ОСА/Н для каждой категории воздушных судов (см. п. 1.8 "Категории воздушных судов" главы 1 раздела 4 части I). Там, где производятся статистические расчеты, величины ОСА/Н сопоставляются с общим заданным уровнем безопасности, выраженным через риск столкновения с препятствиями, равный 1×10^{-7} (1 к 10 млн) на каждый заход на посадку.

1.1.4.2 ОСА/Н обеспечивает пролет препятствий от начала конечного участка захода на посадку до конца промежуточного участка ухода на второй круг. Эти критерии основаны на производстве полетов в нормальных условиях и поэтому не применяются для оценки влияния на безопасность полетов объектов, выступающих за пределы поверхностей ограничения препятствий, предусмотренных Приложением 14.

Примечание. Согласно Приложению 6 OCA/H является лишь одним из факторов, которые учитываются эксплуатантом при установлении относительной высоты принятия решения.

1.1.4.3 Чтобы при расчетах учитывать в отношении полетов по кат. II эксплуатационные преимущества улучшенных характеристик выдерживания линий курса и глиссады, которые имеют автопилоты, отвечающие национальным нормам сертификации (в противоположность командным пилотажным приборам), а также учитывать улучшенные характеристики набора высоты при уходе на второй круг для полетов по кат. I, II и III, включен дополнительный материал.

1.1.4.4 При расчетах могут также учитываться эксплуатационные преимущества воздушных судов с размерами, отличающимися от стандартных, принятых в основных расчетах. OCA/H не связывается с полетами по кат. III. Эти полеты обеспечиваются определенными Приложением 14 поверхностями ограничения препятствий в сочетании с перекрывающей защитой, обеспечиваемой критериями кат. II.

1.1.5 Методы расчета OCA/H

1.1.5.1 *Общие положения.* Представлены три метода расчета OCA/H, в которых в порядке их изложения постепенно увеличивается степень сложности учета препятствий. Предполагается наличие стандартных условий (указаны в п. 1.1.3), если не введены корректировки на нестандартные условия.

1.1.5.2 *Первый метод.* В первом методе используется комплект поверхностей, полученных на основе поверхностей ограничения препятствий точного захода на посадку Приложения 14, и поверхности ухода на второй круг, указанной в п. 1.4.7.2 "Определение основных поверхностей ILS". В дальнейшем эти поверхности называются "основными поверхностями ILS". Там, где существуют указанные в п. 1.1.3 стандартные условия и отсутствуют пересечения препятствиями основных поверхностей ILS (см. п. 1.4.7.1), OCA/H для кат. I и кат. II определяются запасами, соответствующими категориям воздушных судов, а для полетов по категории III не вводится никаких ограничений. В случае пересечения препятствиями основных поверхностей ILS OCA/H рассчитывается в соответствии с п. 1.4.7.3 "Определение OCA/H с помощью основных поверхностей ILS".

1.1.5.3 *Второй метод.* Во втором методе используется комплект поверхностей оценки препятствий (OAS), находящихся над основными поверхностями ILS (см. п. 1.4.8.4 "Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)"). При отсутствии пересечения препятствиями OAS – и при условии, что плотность препятствий, находящихся под OAS, является приемлемой с эксплуатационной точки зрения (см. п. 1.4.8.9 "Влияние плотности препятствий на OCA/H") – OCA/H для кат. I и кат. II по-прежнему определяется запасами, соответствующими категориям воздушных судов, а полеты по кат. III остаются неограниченными. Однако в случае пересечения OAS препятствиями запас, соответствующий категории воздушных судов, добавляется к относительной высоте наивысшего препятствия, которое относится к заходу на посадку, или к скорректированной относительной высоте, соответствующей наибольшему пересечению препятствием, которое относится к уходу на второй круг, при этом берется наибольшая величина. Эта величина становится значением OCA/H.

Примечание. Поверхности OAS представляют собой аппроксимированный вариант математически рассчитанных контуров равной вероятности. Эти поверхности имеют упрощенную форму по сравнению со сложной формой контуров равной вероятности. По этой причине метод OAS обычно является более консервативным по сравнению с методом CRM (в результате чего OCH больше). В этой связи использование CRM в дополнение к методу OAS может обеспечить получение эксплуатационных выгод. В отношении особых районов, где эти различия могут повлиять на расчет OCH, см. дополнение к части II.

1.1.5.4 *Третий метод.* Третий метод, в котором используется модель риска столкновения (CRM), применяется либо в качестве альтернативы к использованию критериев OAS (второй метод), либо в тех случаях, когда плотность препятствий под OAS считается чрезмерной. CRM принимает все объекты в качестве входных данных и производит для любой конкретной величины OCA/H оценку риска, связанного с отдельными

препятствиями, и накопленного риска, связанного со всеми препятствиями. Она предназначена для обоснованного с эксплуатационной точки зрения выбора величины OCA/H.

Примечание. CRM не учитывает характеристики вертолетов. CRM можно использовать, но метод должен быть консервативным.

1.1.6 Ссылки

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

Следующие добавления относятся к содержащемуся в настоящей главе материалу и расширяют его:

a) исходная информация, относящаяся к получению OAS (п. 1 дополнения к части II) и характеристикам бортового и наземного оборудования, использованным при получении OAS (п. 2 дополнения к части II);

b) уход на второй круг с разворотом после точного захода на посадку (добавление A);

c) независимые параллельные заходы на посадку на близко расположенные параллельные ВПП (добавление D);

d) определение относительных высот и расстояний глиссады снижения ILS/угла места MLS (добавление C);

e) программа OAS PANS-OPS (общедоступный веб-сайт ИКАО (www.icao.int), раздел Publications).

Примеры расчета OCA/H приведены в *Руководстве по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368).

1.1.6 Ссылки

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

Следующие добавления относятся к содержащемуся в настоящей главе материалу и расширяют его:

a) исходная информация, относящаяся к получению OAS (п. 1 дополнения к части II) и характеристикам бортового и наземного оборудования, использованным при получении OAS (п. 2 дополнения к части II);

b) уход на второй круг с разворотом после точного захода на посадку (добавление A);

c) определение относительных высот и расстояний глиссады снижения ILS/угла места MLS (добавление C);

d) программа OAS PANS-OPS (общедоступный веб-сайт ИКАО (www.icao.int);

e) минимальное расстояние между пересечениями линии курса и глиссады после разворота с постоянным радиусом до контрольной точки (RF) на курс курсового радиомаяка (добавление D).

Примеры расчета OCA/H приведены в *Руководстве по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368).

1.1.7 ILS с неработающим глиссадным радиомаяком

Схема для ILS с неработающим глиссадным радиомаяком является схемой неточного захода на посадку. Применяются положения главы 1 раздела 2 "Только курсовой радиомаяк (КРМ)".

1.2 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

1.2.1 Общие положения

Начальный участок захода на посадку должен обеспечивать расположение воздушного судна в зоне действия курсового радиомаяка с курсом, который облегчает выход на направление, задаваемое курсовым радиомаяком. Поэтому общие критерии, применимые к начальному участку (см. главу 3 раздела 4 части I), изменяются в соответствии с положениями п. 1.2.2 "Выравнивание начального участка захода на посадку по направлению" и п. 1.2.3 "Зона начального участка захода на посадку". Начальный участок захода на посадку может определяться маршрутом RNAV или RNP с использованием систем RNAV или RNP для наведения на линию пути. На этом этапе полета могут использоваться только системы, способные обеспечить точность навигации в 1 м. милю или менее. Навигационные спецификации, которые могут использоваться на начальном участке захода на посадку, приведены в таблице III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III. Маршрут RNAV или RNP заканчивается в точке IF, определяемой RNAV или RNP, на курсе КРМ. Построение разворотов RNAV/RNP применяется к разворотам в пределах начального участка и для разворота в точке IF на курсе КРМ (см. рис. II-1-1-5 и II-1-1-6). К начальным участкам захода на посадку в схемах RNAV или RNP применяются критерии, приведенные в части III. Если на начальном участке захода на посадку на основе RNAV или RNP требуется выполнить разворот на обратный курс, то может использоваться только схема типа "ипподром". Контрольная точка и отрезок приближения находятся на курсе КРМ и участке приближения, определяемом КРМ.

1.2.2 Выравнивание начального участка захода на посадку по направлению

Угол пересечения линий пути начального и промежуточного этапов захода на посадку не должен превышать 90°. Для обеспечения возможности захвата автопилотом курсового радиомаяка желательно, чтобы угол пересечения не превышал 30º. Если угол превышает 70°, для содействия развороту на линию пути промежуточного этапа захода на посадку обозначается упреждение не менее 4 км (2 м. мили) (кат. H, 1,9 км (1 м. миля)) с помощью радиала, пеленга, направления, выдаваемого по радиолокатору, или информации DME. Если угол превышает 90°, следует рассмотреть вопрос использования обратной схемы, схемы "ипподром" или схемы счисления пути (DR) (см. главу 3 "Начальный участок захода на посадку" раздела 4 части I и добавление A "Начальный этап захода на посадку с использованием счисления пути (DR)" к главе 3 раздела 4 части I).

1.2.3 Зона начального участка захода на посадку

До 3 ноября 2021 года зона соответствует указанной в общих критериях (см. п. 3.3.3 "Зона" главы 3 раздела 4 части I). Различием является то, что промежуточная контрольная точка захода на посадку (IF) должна находиться в пределах зоны действия курсового радиомаяка ILS, обычно на расстоянии, не превышающем 46 км (25 м. миль) от антенны курсового радиомаяка. В случае использования радиолокатора для наведения по линии пути к IF зона определяется в соответствии с п. 6.2 "Начальный участок захода на посадку" (глава 6 "SRE" раздела 2).

С 4 ноября 2021 года зона соответствует указанной в общих критериях (см. п. 3.3.3 "Зона" главы 3 раздела 4 части I). Различием является то, что промежуточная контрольная точка захода на посадку (IF) должна находиться в пределах зоны действия курсового радиомаяка ILS (за исключением случаев, когда на промежуточном участке захода на посадку используется разворот RF на курс курсового радиомаяка в соответствии с указанными ниже критериями в п. 1.3.6), обычно на расстоянии, не превышающем 46 км (25 м. миль) от антенны курсового радиомаяка. В случае использования радиолокатора для наведения по линии пути к IF зона определяется в соответствии с п. 6.2 "Начальный участок захода на посадку" (глава 6 "SRE" раздела 2).

1.3 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

1.3.1 Общие положения

1.3.1.1 До 3 ноября 2021 года промежуточный участок захода на посадку по ILS, отличается от общих критериев тем, что:

a) направление совпадает с линией курса курсового радиомаяка;

b) длина может быть уменьшена,

c) в определенных случаях могут быть ликвидированы дополнительные зоны.

1.3.1.1 С 4 ноября 2021 года промежуточный участок захода на посадку по ILS, отличается от общих критериев тем, что:

a) направление совпадает с линией курса курсового радиомаяка;

b) длина может быть уменьшена,

c) в определенных случаях могут быть ликвидированы дополнительные зоны;

d) если используется разворот RF на курс курсового радиомаяка, применяются специальные критерии в п. 1.3.6.

1.3.1.2 До 3 ноября 2021 года основная и дополнительная зоны в FAP определяются параметрами поверхностей ILS. Поэтому применяются общие критерии, содержащиеся в главе 4 "Промежуточный участок захода на посадку" раздела 4 части I, за исключением приводимых ниже изменений или подробностей относительно направления участка, длины и ширины зоны, а также запаса высоты над препятствиями. В схемах RNAV к начальным участкам захода на посадку применяются критерии, приведенные в соответствующих главах по RNAV.

1.3.1.2 С 4 ноября 2021 года основная и дополнительная зоны в точке конечного этапа захода на посадку (FAP) определяются параметрами поверхностей ILS. Поэтому применяются общие критерии, содержащиеся в главе 4 "Промежуточный участок захода на посадку" раздела 4 части I, за исключением приводимых ниже изменений или подробностей относительно направления участка, длины и ширины зоны, а также запаса высоты над препятствиями. В схемах RNAV к начальным участкам захода на посадку применяются критерии, приведенные в соответствующих главах по RNAV.

1.3.2 Выравнивание промежуточного участка захода на посадку по направлению

До 3 ноября 2021 года промежуточный участок схемы захода на посадку по ILS выравнивается по линии курса курсового радиомаяка.

С 4 ноября 2021 года промежуточный участок схемы захода на посадку по ILS выравнивается по линии курса курсового радиомаяка, за исключением случаев, когда используется разворот RF на курс курсового радиомаяка (см. п. 1.3.6 ниже).

1.3.3 Длина промежуточного участка захода на посадку

1.3.3.1 Оптимальная длина промежуточного участка захода на посадку составляет 9 км (5 м. миль) (кат. H, 3,7 км (2,0 м. мили)). Этот участок должен обеспечивать возможность выхода на линию курса курсового радиомаяка и захвата глиссады.

1.3.3.2 Длина участка, с учетом угла пересечения линии курса курсового радиомаяка, должна быть достаточной для стабилизации воздушного судна и обеспечения устойчивого положения на линии курса курсового радиомаяка до захвата глиссады.

1.3.3.3 До 3 ноября 2021 года минимальные значения расстояния между точкой пересечения с линией курса курсового радиомаяка и точкой пресечения с глиссадой указаны в таблице II-1-1-1; однако эти минимальные значения следует применять только когда используемое воздушное пространство ограничено. Максимальная длина участка регулируется требованием в отношении того, что он должен быть полностью расположен в пределах зоны действия курсового радиомаяка, как правило, не превышая расстояние 46 км (25 м. миль) от антенны курсового радиомаяка.

1.3.3.3 С 4 ноября 2021 года минимальные значения расстояния между точкой пересечения с линией курса курсового радиомаяка и точкой пресечения с глиссадой указаны в таблице II-1-1-1; однако эти минимальные значения следует применять только когда используемое воздушное пространство ограничено. Максимальная длина участка регулируется требованием в отношении того, что он должен быть полностью расположен в пределах зоны действия курсового радиомаяка, как правило, не превышая расстояние 46 км (25 м. миль) от антенны курсового радиомаяка. В отношении разворотов RF на курс курсового радиомаяка см. п. 1.3.6 ниже.

1.3.4 Ширина зоны промежуточного участка захода на посадку

1.3.4.1 Полная ширина в начале промежуточного участка захода на посадку определяется полной конечной шириной начального участка захода на посадку. Она равномерно сужается, обеспечивая соответствие величине горизонтального расстояния между поверхностями X OAS в FAP (см. п. 1.4.8.4 "Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)").

1.3.4.2 В целях обеспечения запаса высоты над препятствиями промежуточный участок захода на посадку обычно разделяется на основную зону, к каждой стороне которой примыкает дополнительная зона. Если, однако, на начальном участке захода на посадку используется линия пути DR, основная зона промежуточного участка захода на посадку продолжается на всю ее ширину, а дополнительные зоны не применяются.

1.3.4.3 До 3 ноября 2021 года основная зона определяется путем соединения основной зоны начального этапа захода на посадку с поверхностями конечного этапа захода на посадку (в FAP). В месте сопряжения с начальным участком захода на посадку ширина каждой дополнительной зоны равна половине ширины основной зоны. Ширина дополнительной зоны уменьшается до нуля в месте сопряжения с поверхностями конечного этапа захода на посадку (см. рис. II-1-1-1, II-1-1-2 и II-1-1-3).

1.3.4.3 С 4 ноября 2021 года основная зона определяется путем соединения основной зоны начального этапа захода на посадку с поверхностями конечного этапа захода на посадку (в FAP). В месте сопряжения с начальным участком захода на посадку ширина каждой дополнительной зоны равна половине ширины основной зоны. Ширина дополнительной зоны уменьшается до нуля в месте сопряжения с поверхностями конечного этапа захода на посадку (см. рис. II-1-1-1, II-1-1-2 и II-1-1-3). В отношении разворотов RF на курс курсового радиомаяка см. п. 1.3.6 ниже.

1.3.4.4 В тех случаях, когда до выхода на линию курса курсового радиомаяка задается маневр типа "ипподром" или обратный маневр, применяются положения п. 4.4.4 "Разворот не над навигационным средством" главы 4 раздела 4 части I, навигационным средством является сам курсовой радиомаяк, а FAF заменяется на FAP (см. рис. II-1-1-4).

1.3.5 Запас высоты над препятствиями на промежуточном участке захода на посадку

Запас высоты над препятствиями такой же как запас, определяемый в главе 4 "Промежуточный участок захода на посадку" раздела 4 части I, за исключением тех случаев, когда схемой предусмотрен заход на посадку с прямой, в котором воздушное судно стабилизируется на линии курса курсового радиомаяка до пересечения IF. В этом случае не требуется учитывать препятствия в дополнительных зонах для целей обеспечения запаса высоты над препятствиями.

1.3.6 Разворот RF на курс курсового радиомаяка

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

1.3.6.1 Промежуточный участок захода на посадку может включать маршрут навигации, основанной на характеристиках (PBN), заканчивающийся разворотом "радиус-контрольная точка" на курс курсового радиомаяка. В этом случае разворот RF заканчивается в контрольной точке, расположенной на линии курса курсового радиомаяка. Местоположение этой точки пути считается точкой пересечения линии курса курсового радиомаяка. См. таблицу III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III в отношении навигационных спецификаций, которые можно использовать для промежуточного участка захода на посадку.

1.3.6.2 Минимальное расстояние между пересечениями линии курса и глиссады в таблице II-1-1-1 применяются до температур МСА +30 градусов и до пересечений глиссады на 3000 фут над превышением аэродрома. В случае превышения любых из этих значений применяются критерии в добавлении D. Когда эти допущения по температуре и относительной высоте пересечения накладывают слишком большие ограничения, можно применять добавление D. Максимальная общая длина промежуточного участка захода на посадку не превышает 18,5 км (10 м. миль). Кроме того, в случае полетов по КАТ. II и III минимальное расстояние между точкой окончания разворота RF и посадочным порогом составляет 9,3 км (5 м. миль).

1.3.6.3 Снижение на промежуточном участке захода на посадку выполняется в соответствии с общими критериями в п. 4.3.3 "Абсолютная/относительная высота схемы и градиент снижения" главы 4 раздела 4 части I. Если необходимо снижение после разворота RF на курс КРМ, применяются критерии в добавлении D, а во всей промежуточной зоне захода на посадку обеспечивается запас высоты над препятствиями согласно п. 4.3.2 "Запас высоты над препятствиями" главы 4 раздела 4 части I. Ограничением по абсолютной высоте в точке окончания разворота RF является "диапазон" абсолютных высот. Верхний предел диапазона соответствует расчетам в добавлении D или равен абсолютной высоте пересечения, если применяется минимальная длина в п. 1.3.6.2. Нижний предел диапазона соответствует требованиям к минимальной абсолютной высоте разворота RF.

Примечание. Если в результате расчетов получена одна и та же абсолютная высота для верхнего и нижнего пределов диапазона, ограничением в точке окончания разворота RF становится значение "на" абсолютной высоте.

1.3.6.4 Критерии построения разворота RF, указанные в п. 2.4 "Метод разворота RF" главы 2 раздела 2 части III, применяются со следующими дополнениями (см. рис. II-1-1-8):

a) границы разворота RF продолжаются на один продольный допуск (ATT) после точки окончания разворота RF, исходя из значений ширины и допуска на контрольную точку навигационной спецификации, относящейся к развороту RF;

b) границей последующего участка является линия D”-E”, а продолжение линии D-D” считается исключительно основной зоной;

c) если ограничивающие дуги (либо основные, либо дополнительные) на внутренней стороне разворота пересекают продолжение линии D-D”, в этом случае это продолжение линии становится границей зоны

после пересечения, иначе границы RF соединяются с последующим участком на расстоянии одного допуска ATT после точки окончания разворота линией под углом 30° к линии курса КРМ;

d) если ограничивающие дуги (либо основные, либо дополнительные) на внешней стороне разворота не пересекают продолжение линии D-D", в этом случае дуги соединяются с продолжением линии по касательной с расширением под углом 15° от курса КРМ, иначе границы RF соединяются с последующим участком на расстоянии одного допуска ATT после точки окончания разворота линией под углом 30° к курсу КРМ.

1.4 ТОЧНЫЙ УЧАСТОК

1.4.1 Общие положения

Точный участок выравнивается по линии курса курсового радиомаяка и включает этап конечного снижения для посадки, а также начальный и промежуточный этапы участка ухода на второй круг (см. рис. II-1-1-8).

1.4.2 Начало участка

Точный участок начинается в точке конечного этапа захода на посадку (FAP), которой является пересечение номинальной глиссады с минимальной абсолютной высотой, указанной для предыдущего участка. Обычно FAP не должна располагаться на расстоянии более 18,5 км (10,0 м. мили) перед порогом ВПП, если не обеспечено надлежащее наведение по глиссаде на удалениях, бóльших указанного в Приложении 10 минимума.

1.4.3 Контрольная точка снижения

1.4.3.1 Контрольная точка снижения может быть расположена в том же месте, что и FAP, для обеспечения пролета над некоторыми расположенными перед FAP препятствиями без увеличения угла наклона глиссады (GP). При таком расположении она становится конечной контрольной точкой захода на посадку. При этом в пределах промежуточного участка ограничивается продолжение точных поверхностей. Обычно контрольная точка снижения не должна устанавливаться на расстоянии более 18,5 км (10,0 м. мили) перед порогом ВПП, если не обеспечено надлежащее наведение по глиссаде на удалениях, бóльших указанного в Приложении 10 минимума. Максимальный допуск на контрольную точку составляет ±0,9 км (0,5 м. мили). Там, где для указания данной контрольной точки используется DME, удаление устанавливается с указанием десятых долей километра (морской мили).

Примечание. Инструктивный материал по определению расстояния от порога ВПП до контрольной точки снижения содержится в добавлении C.

1.4.3.2 До 3 ноября 2021 года. *Запас высоты над препятствиями в контрольной точке снижения.* В тех случаях, когда устанавливается контрольная точка снижения, поверхности точного захода на посадку начинаются в самой ранней точке зоны допуска FAF (см. рис. II-1-1-2). Положения п. 2.7.4 "Препятствие вблизи конечной контрольной точки захода на посадку или контрольной точки ступенчатого снижения" главы 2 раздела 2 части I, которые позволяют не принимать во внимание близко расположенные к контрольной точке препятствия, применяются к зоне, находящейся в пределах точных поверхностей ниже градиента 15 % (кат. H, градиент 15 % или умноженный на 2,5 номинальный градиент, в зависимости от того, что больше). Там, где контрольная точка снижения не обеспечивается в месте расположения FAP, не разрешается усечение точных поверхностей (см. рис. II-1-1-3). Если точные поверхности продолжаются в предшествующий участок, они не выходят за пределы промежуточного участка захода на посадку.

1.4.3.2 С 4 ноября 2021 года. *Запас высоты над препятствиями в контрольной точке снижения.* В тех случаях, когда устанавливается контрольная точка снижения, поверхности точного захода на посадку начинаются в самой ранней точке зоны допуска FAF (см. рис. II-1-1-2). Положения п. 2.7.4 "Препятствие вблизи конечной контрольной точки захода на посадку или контрольной точки ступенчатого снижения" главы 2 раздела 2 части I, которые позволяют не принимать во внимание близко расположенные к контрольной точке препятствия, применяются к зоне, находящейся в пределах точных поверхностей ниже градиента 15 % (кат. H, градиент 15 % или умноженный на 2,5 номинальный градиент, в зависимости от того, что больше). Там, где контрольная точка снижения не обеспечивается в месте расположения FAP, не разрешается усечение точных поверхностей. Если точные поверхности продолжаются в предшествующий участок, они не выходят за пределы допуска на раннюю контрольную точку IF (см. рис. II-1-1-3) или границы основной промежуточной зоны (см. рис. II-1-1-7).

1.4.4 Контрольная проверка глиссады

Контрольная точка (внешний маркерный радиомаяк или DME) необходима для обеспечения возможности сравнения индикации глиссады с показаниями бортового высотомера. Допуск на контрольную точку не превышает ±0,9 км (0,5 м. мили). В тех случаях, когда эта контрольная точка обозначается с помощью DME, дальность устанавливается с указанием десятых долей километра (морской мили).

Примечание. Инструктивный материал по определению относительной высоты пересечения внешнего маркерного радиомаяка содержится в добавлении C.

1.4.5 Уход на второй круг

Точка ухода на второй круг определяется пересечением номинальной глиссады с абсолютной/относительной высотой принятия решения (DA/H). DA/H устанавливается равной OCA/H, определяемой согласно положениям пп. 1.4.7–1.4.9 и п. 1.5, или превышает ее.

1.4.6 Окончание участка

Точный участок обычно заканчивается в точке, где начинается конечный этап ухода на второй круг (см. п. 6.1.2 "Этапы участка ухода на второй круг" главы 6 раздела 4 части I) или там, где поверхность Z набора высоты при уходе на второй круг (начинается на расстоянии 900 м за порогом ВПП) достигает относительной высоты 300 м (984 фут) над порогом ВПП, в зависимости от того, что ниже.

1.4.7 Применение основных поверхностей ILS для обеспечения запаса высоты над препятствиями на точном участке

1.4.7.1 *Общие положения*. Зона, требуемая для точного участка, ограничена в целом основными поверхностями ILS, определяемыми далее в п. 1.4.7.2. При стандартных условиях (см. п. 1.1.3 "Стандартные условия") отсутствуют ограничения в отношении объектов, находящихся ниже этих поверхностей. Объекты или части объектов, возвышающиеся над этими поверхностями, должны:

a) иметь минимальную массу и быть ломкими или

b) учитываться при расчете OCA/H.

1.4.7.2 *Определение основных поверхностей ILS.* Рассматриваемые поверхности соответствуют выборке из перечня поверхностей ограничения препятствий Приложения 14 для ВПП точного захода на посадку с кодовыми номерами 3 или 4 (см. рис. II-1-1-9 b)). Этими поверхностями являются:

a) поверхность захода на посадку, продолжающаяся до точки конечного этапа захода на посадку (FAP) (первая часть с градиентом 2 %, вторая часть с градиентом 2,5 %, как изложено в Приложении 14);

b) летная полоса, предполагаемая горизонтальной и расположенной на уровне превышения порога ВПП;

c) поверхность ухода на второй круг. Это наклонная поверхность, которая:

   1) начинается в точке на расстоянии 900 м за порогом ВПП (кат. H, при необходимости может рассматриваться точка начала, расположенная на расстоянии 700 м за порогом ВПП) на уровне превышения порога ВПП;

   2) возвышается с градиентом 2,5 %;

   3) расширяется таким образом, чтобы оставаться между переходными поверхностями. Она продолжается с постоянным расширением до уровня внутренней горизонтальной поверхности, а затем продолжается с тем же градиентом до окончания точного участка, но с расширением 25 %;

d) продленные переходные поверхности, которые простираются в продольном направлении вдоль боковых сторон поверхности захода на посадку и поверхности ухода на второй круг, а также продолжаются до относительной высоты 300 м над превышением порога ВПП.

1.4.7.3 *Определение OCA/H с помощью основных поверхностей ILS*

1.4.7.3.1 Там, где основные поверхности ILS, указанные в п. 1.4.7.2, не пересекаются препятствиями, OCA/H для категории I и категории II определяется запасами, указанными в таблице II-1-1-2, а полеты по категории III не ограничиваются. Препятствия могут не учитываться, если они расположены ниже переходной поверхности, определенной Приложением 14 для ВПП с кодовыми номерами 3 и 4, независимо от фактического кодового номера ВПП (т. е. поверхности для кодовых номеров 3 и 4 используются для оценки препятствий на ВПП с кодовыми номерами 1 и 2).

1.4.7.3.2 Если упомянутые выше основные поверхности ILS пересекаются объектами, не относящимися к приведенным в таблице II-1-1-3, значение OCA/H может быть рассчитано путем непосредственного добавления к препятствиям запасов на потерю высоты/высотомер (см. п. 1.4.8.8 "Определение OCA/H с помощью OAS или основных поверхностей ILS").

1.4.7.3.3 Препятствия, приведенные в таблице II-1-1-3, могут исключаться только в случае соответствия двум следующим критериям:

a) сектор курса курсового радиомаяка имеет стандартную ширину 210 м (см. п. 1.1.3 "Стандартные условия");

b) относительная высота принятия решения категории I составляет не менее 60 м (200 фут) или относительная высота принятия решения категории II составляет не менее 30 м (100 фут).

1.4.7.3.4 Объект, который проникает через любую из основных поверхностей ILS и становится доминирующим препятствием, но который в силу своего функционального назначения необходимо сохранять в целях удовлетворения аэронавигационных требований, может при определенных условиях не приниматься во внимание при расчетах OCA/H при наличии следующего положения. Соответствующим полномочным органом

должно быть установлено, что та часть, которая проникает через поверхность, имеет минимальную массу, ломкое крепление и не окажет неблагоприятного влияния на безопасность полетов воздушных судов.

1.4.8 Использование критериев поверхностей оценки препятствий (OAS) для обеспечения запаса высоты над препятствием на точном участке

1.4.8.1 *Общие положения*

1.4.8.1.1 В этом разделе приведено описание поверхностей OAS, постоянных величин, которые используются для определения этих поверхностей, и условий, при которых могут или должны выполняться корректировки. Размеры OAS связаны с:

a) геометрией системы ILS (расстояние "курсовой радиомаяк – порог ВПП", угол наклона глиссады, RDH ILS и ширина сектора курса курсового радиомаяка);

b) категорией полетов по ILS;

c) иными факторами, включая геометрию воздушных судов, градиент набора высоты при уходе на второй круг.

Таким образом, применительно к полетам на конкретном летном поле по ILS категории I и II может быть рассчитана таблица значений OCA/H по каждой категории воздушных судов.

1.4.8.1.2 Включенный дополнительный материал позволяет соответствующим полномочным органам оценить с практической точки зрения выгоды от заявляемых улучшенных характеристик и связанных с этим условий. См. п. 1.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS".

1.4.8.1.3 Отмечается, что OAS не предназначены для замены поверхностей Приложения 14 в качестве планировочных поверхностей, устраняющих ограничения в отношении увеличения препятствий. Необходимо учитывать плотность препятствий между основными поверхностями ILS и OAS (см. п. 1.4.8.9 "Влияние плотности препятствий на OCA/H").

1.4.8.2 *Система отсчета*

Расположение препятствий указывается в обычной системе координат x, y, z, началом которой служит порог ВПП. См. рис. II-1-1-13. Ось x параллельна линии пути точного участка, при этом положительные значения по оси x соответствуют расстоянию до порога, а отрицательные – расстоянию после порога. Ось y расположена перпендикулярно к оси x. Хотя рис. II-1-1-13 представлен в обычном виде, *при всех расчетах, связанных с геометрией OAS, значения координаты y всегда считаются положительными*. Ось z является вертикальной, при этом относительные высоты над порогом имеют положительные значения. Все размеры, связанные с OAS, указываются только в метрах. Размеры должны включать любые корректировки, необходимые для учета допусков в данных топографической съемки (см. п. 1.9 "Точность картографических данных" главы 1 раздела 2 части I).

1.4.8.3 *Постоянные величины OAS: детализация*

Применительно к полетам по категориям I и II постоянные величины A, B и C для каждой наклонной поверхности определяются с помощью программы OAS PANS-OPS (общедоступный веб-сайт ИКАО (www.icao.int), раздел Publications). Программа OAS PANS-OPS дает коэффициенты для углов наклона глиссады

от 2,5 до 3,5º с приращением 0,1°, а также для любого значения расстояния между курсовым радиомаяком и порогом ВПП от 2000 до 4500 м. Экстраполяция за эти пределы не разрешается. Если вводится расстояние между курсовым радиомаяком и порогом ВПП, выходящее за эти пределы величин, то программа OAS PANS-OPS дает коэффициенты соответственно для 2000 или 4500 м, которые должны быть использованы. Пример выходных данных, полученных с помощью программы OAS PANS-OPS, приводится на рис. II-1-1-15.

1.4.8.4 *Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)*

1.4.8.4.1 OAS состоит из шести наклонных плоских поверхностей (обозначены буквами W, X, Y и Z), расположенных симметрично по обе стороны от линии пути точного участка, и горизонтальной плоскости, проходящей через порог ВПП (см. рис. II-1-1-11 и II-1-1-12). Конфигурация наклонных поверхностей определяется четырьмя линейными уравнениями вида $z = Ax + By + C$. В этих уравнениях x и y обозначают координаты местоположения, а z – относительную высоту поверхности, соответствующую этому местоположению (см. рис. II-1-1-10).

1.4.8.4.2 Для каждой поверхности с помощью программы OAS PANS-OPS получен комплект постоянных величин (A, B и C), соответствующий эксплуатационному диапазону дальностей курсового радиомаяка от порога ВПП и углов наклона глиссады. Для категорий I и II предусматриваются отдельные комплекты постоянных величин. Эта программа осуществляет изменение постоянных величин (см. п. 1.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS").

1.4.8.4.3 За исключением поверхностей W и X OAS категории I ограничиваются длиной точного участка и максимальной относительной высотой 300 м. OAS категории II ограничиваются максимальной относительной высотой 150 м.

1.4.8.4.4 Там, где поверхность захода на посадку и переходная поверхность ограничения препятствий Приложения 14, предусмотренные для ВПП точного захода на посадку с кодовыми номерами 3 и 4, проникают внутрь OAS, поверхности Приложения 14 становятся поверхностями OAS (т. е. поверхности для кодовых номеров 3 и 4 используются для оценки препятствий на ВПП с кодовыми номерами 1 и 2). Поверхности ограничения препятствий Приложения 14: внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки обеспечивают защиту при полетах по категории III при условии, что ОСА/Н категории II находится на уровне или ниже уровня верхней части этих поверхностей, которые могут быть продолжены, если необходимо, до высоты 60 м (см. рис. II-1-1-9 а)).

1.4.8.5 *Расчет относительных высот OAS*

Расчет относительной высоты z любой наклонной поверхности для местоположения с координатами x', y' следует начинать с получения соответствующих постоянных величин с помощью программы OAS PANS-OPS. Затем эти величины подставляются в уравнение $z = Ax' + By' + C$. Если не ясно, какая из поверхностей OAS находится над местом расположения препятствия, этот расчет следует повторить для других наклонных поверхностей. Относительная высота OAS представляет собой наибольшую из относительных высот плоскостей (нулевую, если относительные высоты плоскостей имеют отрицательные значения).

Примечание. В программе OAS PANS-OPS также имеется калькулятор ОСН, который указывает относительную высоту z поверхности OAS над любым местоположением с координатами x и y. Он учитывает все корректировки, установленные в отношении расположения ILS, размеров воздушного судна, градиента набора высоты при уходе на второй круг и относительной высоты опорной точки ILS.

1.4.8.6 *Построение шаблонов OAS*

1.4.8.6.1 Шаблоны, т. е. горизонтальные проекции контуров OAS, выполненные в масштабе карты, иногда используются в целях выявления препятствий для детальной топографической съемки (см. рис. II-1-1-14). Содержащиеся в программе OAS PANS-OPS данные по OAS включают координаты точек пересечения наклонных поверхностей:

a) на уровне порога ВПП. Координаты пересечения на уровне порога ВПП отмечены буквами C, D и E (рис. II-1-1-12);

b) на 300 м над уровнем порога ВПП для кат. I;

c) на 150 м для кат. II.

1.4.8.7 *Корректировка постоянных величин OAS*

1.4.8.7.1 *Общие положения.* В следующих ниже пунктах приводится описание корректировок постоянных величин OAS, которые выполняются программой OAS PANS-OPS. Эти корректировки являются обязательными в тех случаях, когда не обеспечивается соответствие стандартным условиям (см. п. 1.1.3 "Стандартные условия"). Корректировки могут не производиться в обязательном порядке в тех случаях, когда это оговаривается. Примеры расчетов см. в *Руководстве по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368).

1.4.8.7.2 *Причины корректировки постоянных величин.* Изменением постоянных величин может учитываться следующее:

a) градиент набора высоты при уходе на второй круг (см. далее п. 1.4.8.7.7);

b) размеры конкретных воздушных судов (см. далее п. 1.4.8.7.3);

c) относительная высота опорной точки ILS (см. далее п. 1.4.8.7.4);

d) улучшенные характеристики выдерживания курса и глиссады в результате использования автопилотов, сертифицированных для полетов по категории II (см. далее п. 1.4.8.7.6);

e) некоторые курсовые радиомаяки категории I с более широким сектором курса по сравнению с номинальной шириной 210 м у порога ВПП (см. далее п. 1.4.8.7.5).

1.4.8.7.3 *Конкретные размеры воздушных судов.* Корректировка обязательна, если размеры воздушных судов превышают указанные в п. 1.1.3 "Стандартные условия", и необязательна для воздушных судов меньших размеров. Программа OAS PANS-OPS автоматически корректирует коэффициенты OAS и координаты шаблонов для стандартных размеров воздушных судов категорий A, B, C, D и D_L. Аналогично это делается в отношении конкретных размеров воздушных судов любой категории. При этом используется следующая формула корректировки коэффициента C для поверхностей W, W*, X и Y:

поверхность W: $C_w corr = C_w – (t – 6)$;

поверхность W*: $C_w{*}corr = C_w{*} – (t – 6)$;

поверхность X: $C_x corr = C_x – B_x \cdot P$;

поверхность Y: $C_y corr = C_y – B_y \cdot P$,

где $P = \left[\frac{t}{B_x} \text{ или } S + \frac{t-3}{B_x}, \text{ берется максимальная величина} \right] - \left[\frac{6}{B_x} \text{ или } 30 + \frac{3}{B_x}, \text{ берется максимальная величина} \right]$;

s – полуразмах крыла;

t – вертикальное расстояние между траекториями глиссадной антенны и нижней части колес.

1.4.8.7.4 *Относительная высота опорной точки ILS (RDH).* Постоянные величины соответствуют относительной высоте опорной точки ILS RDH, равной 15 м. Корректировка постоянных величин OAS обязательна для RDH менее 15 м и необязательна для RDH более 15 м. Программа OAS PANS-OPS корректирует коэффициенты OAS и координаты шаблонов путем следующего исправления табличных значений коэффициента C для поверхностей W, W*, X и Y:

$$C_{corr} = C + (RDH - 15),$$

где C_{corr} – исправленная величина коэффициента C для соответствующей поверхности;

C – приводимая в таблице величина.

1.4.8.7.5 *Изменение для курсовых радиомаяков категории I с шириной сектора курса более 210 м у порога ВПП.* В тех случаях, когда ширина сектора курсового радиомаяка ILS у порога ВПП превышает номинальную величину 210 м, используется метод модели риска столкновения (CRM), описание которого приводится в п. 1.4.9. Корректировка для ширины сектора менее 210 м не производится и заблокирована в программе OAS PANS-OPS.

1.4.8.7.6 *Использование автопилота (работающего с системой ILS) при категории II.* OAS категории II могут быть уменьшены в связи с улучшенным выдерживанием линий курса и глиссады теми автопилотами, которые сертифицированы для полетов соответствующим полномочным органом. Это уменьшение достигается с помощью программы OAS PANS-OPS путем использования измененных постоянных величин A, B и C для поверхности X и введения дополнительной поверхности (обозначаемой W*) (см. рис. II-1-1-14c)). Использование этих уменьшенных поверхностей не следует разрешать без связи автопилота с системой ILS.

1.4.8.7.7 *Градиент набора высоты при уходе на второй круг.* Если воздушное судно способно обеспечить набор высоты при уходе на второй круг с градиентами, лучшими номинального градиента 2,5 %, может быть произведена корректировка поверхностей Y и Z. Это осуществляется использованием в программе OAS PANS-OPS желаемого градиента набора высоты при уходе на второй круг. Затем программой корректируются коэффициенты поверхностей Y и Z.

1.4.8.8 *Определение OCA/H с помощью OAS или основных поверхностей ILS*

1.4.8.8.1 *Общие положения.* OCA/H определяется путем учета всех препятствий, которые проникают через основные поверхности ILS, определенные в п. 1.4.7.2, а также через поверхности OAS, относящиеся к рассматриваемой категории полетов по ILS. Перечисленные в п. 1.4.7.3 "Определение OCA/H с помощью основных поверхностей ILS" исключения относительно препятствий, проникающих через основные поверхности ILS, могут применяться к препятствиям, проникающим через OAS, при условии соответствия критериям, перечисленным в этом параграфе. Поверхностями, которые относятся к каждой категории полетов, являются:

a) *полет по кат. I по ILS:* OAS ILS кат. I;

b) *полет по кат. II по ILS:* OAS ILS кат. II и те части поверхностей кат. I ILS, которые расположены выше пределов по кат. II ILS;

c) *полет по кат. III по ILS:* то же, что и для кат. II ILS.

1.4.8.8.2 *Расчет значений OCA/H с помощью OAS*. Подлежащие учету препятствия делятся, как определено далее в п. 1.4.8.8.2.1 "Этапы вычислений OCA/H", на препятствия захода на посадку и препятствия ухода на второй круг. Стандартным методом классификации является следующий: препятствиями захода на посадку являются те, которые расположены между FAP и дальностью 900 м (кат. H, при необходимости 700 м) за порогом ВПП. Препятствиями ухода на второй круг являются те, которые расположены в пределах оставшейся части точного участка (см. рис. II-1-1-16). Однако в некоторых случаях такая классификация может привести к чрезмерному проигрышу из-за некоторых препятствий, относящихся к уходу на второй круг (см. п. 1.9 дополнения к части II). По усмотрению соответствующего полномочного органа к препятствиям ухода на второй круг могут быть отнесены те, которые возвышаются над плоской поверхностью, параллельной плоскости глиссады и начинающейся на расстоянии –900 м (кат. H, при необходимости –700 м) (см. рис. II-1-1-17), то есть препятствия, относительная высота которых больше чем $[(900 + x) \operatorname{tg} \theta]$.

1.4.8.8.2.1 *Этапы вычислений OCA/H*

a) Определяется относительная высота самого высокого препятствия захода на посадку.

b) Относительные высоты всех препятствий ухода на второй круг (h_{ma}) приводятся к относительным высотам эквивалентных препятствий захода на посадку (h_a) с помощью приведенной далее формулы и определяется наивысшее эквивалентное препятствие захода на посадку.

c) Определяется самое высокое препятствие по результатам этапов a) и b). Оно является доминирующим препятствием.

d) К относительной высоте доминирующего препятствия добавляется запас, соответствующий категории воздушных судов (таблица II-1-1-2).

$$h_a = \frac{h_{ma} \operatorname{ctg} Z + (x_z + x)}{\operatorname{ctg} Z + \operatorname{ctg} \theta},$$

где h_a – относительная высота эквивалентного препятствия захода на посадку;

h_{ma} – относительная высота препятствия ухода на второй круг;

θ – угол наклона глиссады (угол места);

Z – угол наклона поверхности ухода на второй круг;

x – расстояние от порога ВПП до препятствия (отрицательное значение за порогом ВПП);

x_z – расстояние от порога ВПП до начала поверхности Z (900 м (кат. H, 700 м)).

1.4.8.8.3 *Корректировка на значительные превышения летных полей и большие углы наклона глиссады*

1.4.8.8.3.1 *Запасы на потерю высоты (HL)/высотомер*. Приводимые в таблице II-1-1-2 запасы корректируются следующим образом:

a) для превышения летного поля более 900 м (2953 фут) приводимые в таблице запасы увеличиваются на 2 % от величины запаса по радиовысотомеру на каждые 300 м (984 фут) превышения летного поля;

b) для углов наклона глиссады, превышающих в исключительных случаях 3,2°, эти запасы увеличиваются на 5 % от величины запаса по радиовысотомеру с каждым увеличением угла наклона глиссады на 0,1° между 3,2 и 3,5°.

1.4.8.8.3.1.1 Схемы с углами наклона глиссады более 3,5° или с любым углом, при котором номинальная скорость снижения (V_{at} для типа воздушного судна x синус угла наклона глиссады) превышает 5 м/с (1000 фут/мин), являются нестандартными. Они требуют следующего:

a) увеличения запаса на потерю высоты (который может зависеть от конкретного типа воздушного судна);

b) корректировки начала поверхности ухода на второй круг;

c) корректировки уклона поверхности W;

d) повторного обследования препятствий;

e) применения соответствующих эксплуатационных ограничений.

Применение таких схем, как правило, ограничивается специально утвержденными для этой цели эксплуатантами и воздушными судами и связано с соответствующими ограничениями в отношении воздушного судна и летного экипажа. Они не должны использоваться в качестве эксплуатационных приемов снижения шума.

1.4.8.8.3.1.2 В добавлении B приводятся требуемые изменения к построению схем и соответствующие эксплуатационные/сертификационные аспекты.

Пример: воздушное судно категории C. Превышение аэродрома: 1650 м над уровнем моря; угол наклона глиссады 3,5°.

Табличные поправки: радиовысотомер 22 м.

(Таблица II-1-1-2) барометрический высотомер 46 м.

Поправка на превышение аэродрома:

$$22 \times \frac{2}{100} \times \frac{1650}{300} = 2,42 \text{ м.}$$

Поправка на угол наклона глиссады:

$$22 \times \frac{5}{100} \times \frac{3,5-3,2}{0,1} = 3,30 \text{ м.}$$

Суммарная поправка 5,72 округляется до 6 м.

Уточненный запас для радиовысотомера: 22 + 6 = 28 м.

Уточненный запас для барометрического высотомера: 46 + 6 = 52 м.

1.4.8.8.3.2 *Исключения и корректировки величин в таблице II-1-1-2.* Величины в таблице II-1-1-2 вычислены с учетом воздушных судов, на которых используется обычное ручное управление при уходе на второй круг, начатом на ОСА/Н и на номинальной траектории захода на посадку. Значения в таблице II-1-1-2 не относятся к

полетам по категории III. Этими величинами не учитываются боковые смещения препятствия, так же как и вероятность такого смещения воздушного судна. Если требуется учитывать такие объединенные вероятности, используется рассмотренная в п. 1.4.9 CRM. Величины в таблице II-1-1-2 могут корректироваться в отношении конкретных типов воздушных судов при наличии надлежащего летного и теоретического подтверждения, т. е. значения потери высоты для вероятности 1×10^{-5} (соответствует частоте уходов на второй круг 10^{-2}).

1.4.8.8.3.3 *Проверка радиовысотомера.* Если публикуются значения ОСА/Н по радиовысотомеру, повторяемость показаний радиовысотомера подтверждается проверками в ходе эксплуатации воздушных судов.

1.4.8.8.3.4 *Запасы на потерю высоты (HL)/высотомер для конкретной скорости пересечения порога ВПП.* Если требуется запас на потерю относительной высоты/высотомер для конкретной V_{at}, применяются следующие формулы (см. также таблицу II-1-1-4):

Использование радиовысотомера:

Запас = (0,096 V_{at} – 3,2) м, когда V_{at} в км/час;

Запас = (0,177 V_{at} – 3,2) м, когда V_{at} в уз.

Использование барометрического высотомера:

Запас = (0,068 V_{at} + 28,3) м, когда V_{at} в км/ч;

Запас = (0,125 V_{at} + 28,3) м, когда V_{at} в уз,

где V_{at} – скорость пересечения порога ВПП, основанная на скорости, превышающей в 1,3 раза скорость сваливания в посадочной конфигурации при максимальной сертифицированной посадочной массе.

Примечание. Данные уравнения основаны на допущении о том, что аэродинамические и динамические характеристики воздушных судов непосредственно связаны со скоростной категорией. Таким образом, рассчитанные запасы на потерю высоты/высотомер могут быть фактически нерепрезентативными для небольших воздушных судов, у которых V_{at} *при максимальной посадочной массе превышает 165 уз.*

1.4.8.8.3.5 *Запасы на потерю высоты/высотомер для конкретной скорости пересечения порога ВПП (вертолеты).* Для производства полетов вертолетов концепция V_{at} не применяется. Величины потери относительной высоты перечислены в таблице II-1-1-2.

1.4.8.9 *Влияние плотности препятствий на ОСА/Н.* Для оценки приемлемости плотности препятствий под OAS может использоваться CRM, описание которой приводится в п. 1.4.9. Это может оказать определенную помощь на основе сравнения условий аэродрома и оценки уровня риска, связанного с заданными величинами ОСА/Н. При этом подчеркивается, что такая оценка не заменяет заключения, основанного на практике.

1.4.9 Запас высоты над препятствиями на точном участке: применение модели риска столкновения (CRM)

1.4.9.1 *Общие положения*. CRM представляет собой программу вычислительной машины, устанавливающую выражаемый в числовом отношении риск, который может сравниваться с заданным уровнем безопасности для воздушных судов, выполняющих полет до указанной ОСА/Н. В *Руководстве по использованию модели риска столкновения (CRM) для полетов по ILS* (Doc 9274) содержится описание программы и инструкции по ее использованию, включая точный формат как данных, требуемых в качестве входных, так и результатов.

1.4.9.2 *Входные данные.* В качестве входных данных для CRM требуется следующее:

a) *сведения об аэродроме:* название, расположение порога ВПП и ориентация ВПП, превышение порога над MSL и данные о предшествующем участке полета;

b) *параметры ILS:* категория, угол наклона глиссады, расстояние от порога ВПП до курсового радиомаяка, ширина сектора курса, высота опорной точки ILS над порогом;

c) *параметры ухода на второй круг:* относительная высота принятия решения (относительная высота пролета препятствий) и точка разворота при уходе на второй круг;

d) *параметры воздушных судов:* тип, относительная высота над уровнем колес (от антенны до нижней точки колес) и полуразмах крыла, категория воздушного судна (A, B, C, D или D_L), градиент набора высоты при уходе на второй круг.

Примечание. CRM не учитывает воздушные суда категории E;

e) *данные о препятствиях:* границы препятствий (либо координаты x и y относительно порога ВПП, либо координаты по координатной сетке карты) и относительная высота препятствий (либо над превышением порога, либо над MSL). Для оценки плотности необходимо включать все препятствия, проникающие через основные поверхности ILS, описание которых приведено в п. 1.4.7.2.

1.4.9.3 *Выходные данные и применение.* Выходными данными программы являются:

a) общий (полный) риск столкновения с препятствиями воздушных судов, выполняющих полет до указанной OCA/H;

b) минимальная OCA/H, которая обеспечивает заданный уровень безопасности.

Пользователи CRM путем повторных прогонов с соответствующими значениями параметров могут произвести оценку влияния на безопасность полетов любого изменения этих параметров, как правило, угла наклона глиссады или остающихся препятствий.

1.5 УЧАСТОК УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

1.5.1 Общие положения

1.5.1.1 Критерии конечного этапа ухода на второй круг основаны на общих критериях (см. главу 6 раздела 4 части I). Некоторые изменения, позволяют учесть различные зоны и поверхности, связанные с точным участком, а также возможные изменения OCA/H на этом участке в зависимости от категорий воздушных судов. Построение зоны соответствует навигационной системе, указанной для ухода на второй круг.

1.5.1.2 База отсчета при определении расстояний и градиентов в расчетах запаса высоты над препятствиями названа "началом набора высоты" (SOC). Она определяется относительной высотой и дальностью, на которой плоскость GP' – плоскость, параллельная глиссаде и начинающаяся на расстоянии –900 м (кат. H, –700 м) и на уровне порога ВПП – достигает абсолютной высоты OCA/H – HL. OCA/H и HL должны относиться к одной и той же категории воздушных судов.

1.5.1.3 Если выявленные на конечном участке ухода на второй круг препятствия приводят к увеличению любого из значений OCA/H, рассчитанных для точного участка, для поверхности (Z) дополнительно может указываться более высокий градиент, если это обеспечит запас высоты над этими препятствиями при

определенном более низком значении OCA/H (см. п. 6.2.3.1 "Градиент набора высоты на конечном этапе" главы 6 раздела 4 части I).

1.5.1.4 Уход на второй круг может основываться на навигационных спецификациях RNAV или RNP. На этом этапе полета могут использоваться только системы, способные обеспечивать точность навигации в 1 м. милю или более высокую точность. Навигационные спецификации, которые могут использоваться для ухода на второй круг, приведены в таблице III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III.

1.5.2 Уход на второй круг с прямой

1.5.2.1 *Общие положения*. Точный участок заканчивается в точке, где поверхность Z достигает относительной высоты 300 м над порогом ВПП. Ширина поверхности Z на таком расстоянии определяет начальную ширину зоны конечного этапа ухода на второй круг, которая увеличивается от упомянутой выше точки с углом 15º, как показано на рис. II-1-1-18. Дополнительные зоны отсутствуют.

1.5.2.2 *Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг по прямой.* (См. рис. II-1-1-19). Превышение/относительная высота препятствия в этой зоне конечного этапа ухода на второй круг составляет менее:

$$(OCA/H_{ps} - HL) + d_o \text{ tg } Z,$$

где:

a) OCA/H точного участка (OCA/H_{ps}) и HL (значение в таблице II-1-1-2) относятся к одной и той же категории воздушных судов;

b) d_o измеряется от SOC параллельно линии пути ухода на второй круг по прямой;

c) Z является углом между поверхностью ухода на второй круг и горизонтальной плоскостью.

Если не представляется возможным выполнить это требование, предусматривается разворот для обхода рассматриваемого препятствия. Если разворот неэффективен, увеличивается OCA/H.

1.5.2.3 Переход от обычной навигации к уходу на второй круг по RNAV или RNP может определяться контрольной точкой RNAV или RNP, расположенной на продолжении курса КРМ, или разворотом на абсолютной высоте прямо до точки пути (см. рис. II-1-1-24). Если линия пути RNAV или RNP находится на одной прямой с курсом КРМ, то на траверзе SOC зона расширяется под углом 15° от заданной линии пути до тех пор, пока она не достигнет применимой ширины зоны RNAV или RNP, построенной на продолжении курса КРМ. В области между боковыми границами поверхности Z и внешними границами зоны оценка препятствий основывается на поверхности Y и математической экстраполяции поверхности Y, где зона находится за пределами боковых границ контура OAS в 300 м. Поверхность Z продолжает расширяться под тем же углом до тех пор, пока она не достигнет ширины зоны RNAV или RNP. Дополнительные зоны применяются с точки, в которой ширина поверхности Z достигает ширины основной зоны RNAV или RNP (см. рис. II-1-1-22). Запас высоты над препятствиями до этой точки для продолженных поверхностей Y и Z такой же, как на точном участке (см. п. 1.4.8 "Использование критериев поверхностей оценки препятствий (OAS) для обеспечения запаса высоты над препятствием на точном участке"), и применяется также далее ко всем частям поверхности Z, которые находятся в пределах основной зоны RNAV или RNP. Принцип дополнительных зон применяется между границей основной зоны RNAV или RNP и границей всей зоны. Если препятствие пересекает продолженную поверхность Y или Z в пределах дополнительной зоны, его превышение/ относительная высота составляют менее:

$$(OCA/H_{ps} - HL) + d_o \tan Z + M,$$

где:

a) OCA/H точного участка (OCA/Hps) и HL (значение в таблице II-1-1-2) относятся к одной и той же категории воздушных судов;

b) do измеряется от SOC параллельно линии пути ухода на второй круг по прямой;

c) Z является углом между поверхностью ухода на второй круг и горизонтальной плоскостью;

d) M является нулем на границе основной зоны, линейно увеличивающейся до 30 м (98 фут) на границе всей зоны.

1.5.2.4 С 4 ноября 2021 года, если препятствия выступают за дополнительную зону менее чем на "M", как указано в п. 1.5.2.3 d) выше, этим можно пренебречь при расчетах OCA/H.

1.5.3 Уход на второй круг с разворотом

1.5.3.1 *Общие положения.* Развороты могут предусматриваться в заданной точке разворота (TP), на заданной абсолютной/относительной высоте или "как можно раньше". Используемые критерии зависят от размещения разворота относительно нормального окончания точного участка (см. п. 1.4.6 "Окончание участка") и заключаются в следующем:

a) *разворот после нормального окончания точного участка.* Если разворот предусматривается после нормального окончания точного участка, применяются общие критерии п. 6.4.5 главы 6 раздела 4 части I "Разворот, начатый на заданной абсолютной/относительной высоте" и п. 6.4.6 главы 6 раздела 4 части I "Разворот, начатый в заданной точке разворота" со следующими исключениями:

1) OCA/H заменяется на (OCA/H – HL) согласно п. 1.5.2.2 "Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг по прямой", и

2) поскольку точка SOC и OCA/H связаны между собой, невозможно получить запас высоты над препятствиями способами, используемыми при неточных заходах на посадку (а именно, путем независимой коррекции OCA/H или MAPt);

b) *разворот до нормального окончания точного участка.* Если разворот предусматривается на заданной абсолютной/относительной высоте менее 300 м над порогом ВПП или в такой заданной TP, что самая ранняя TP находится в пределах дальности нормального окончания, применяются критерии, указанные далее в пп. 1.5.3.2 и 1.5.3.3.

c) для ухода на второй круг с использованием RNAV или RNP развороты в точках пути "флай-бай" или "флайовер" следует ограничивать 90°. Развороты RF не допускаются в качестве первых участков RNP ухода на второй круг, так как в таком случае не будет задана касательная линия пути входа по RNP. В этом случае требуется, чтобы участок TF с первой точкой пути на продолженном курсе КРМ предшествовал участку RF;

d) самое раннее местоположение первой контрольной точки RNAV или RNP находится на расстоянии ATT после SOC (см. рис. II-1-1-25). Если контрольная точка обозначает разворот в точке пути "флай-бай", добавляется дополнительное расстояние d1 + 3V/3600, где V является TAS, до контрольной точки (d1 = r tan A/2);

e) для ухода на второй круг по RNAV или RNP применяются построение разворота RNAV/RNP и MOC разворота (50 м (164 фут) для разворотов более 15º и 30 м (98 фут) для всех других разворотов) после

самой ранней точки разворота. Дополнительные зоны применяются между стандартной шириной основной зоны RNAV или RNP и границей всей зоны за исключением того, что препятствия, находящиеся под поверхностью Y или ее продолжением на внешней стороне разворота, рассматривать не нужно. См. рис. II-1-1-22 и II-1-1-23.

Примечание. Корректировка положения заданной TP или заданной абсолютной высоты разворота может потребовать перечерчивания соответствующих зон и перерасчета запасов высоты. В результате этого могут быть исключены некоторые препятствия или добавлены новые. Таким образом, для получения минимального значения OCA/H – в особенности, когда имеют место значительные ограничения, обусловленные препятствиями – может потребоваться коррекция заданной TP или абсолютной высоты начала разворота методом подбора (см. добавление A).

1.5.3.2 *Разворот на заданной абсолютной/относительной высоте менее 300 м над порогом ВПП*

1.5.3.2.1 Применяются общие критерии (см. п. 6.4.5 "Разворот, начатый на заданной абсолютной/ относительной высоте" главы 6 раздела 4 части I) с детализацией и изменениями, содержащимися в настоящем разделе. Построение зоны начала разворота и последующей фазы разворота показано на рис. II-1-1-20.

1.5.3.2.2 *Абсолютная/относительная высота разворота*

Применяются общие критерии со следующими изменениями. Точный участок заканчивается (и начинается конечный участок ухода на второй круг) в TP. Это дает возможность рассчитывать OCA/H_{ps} и (OCA/H_{ps} – HL). Затем определяется SOC и рассчитывается абсолютная/относительная высота разворота (TNA/H) по следующей формуле:

$$TNA/H = OCA/H_{ps} – HL + d_z \text{ tg } Z,$$

где d_z – горизонтальное расстояние от SOC до TP;

OCA/H_{ps} = OCA/H, вычисленной для точного участка.

Если TP совпадает с SOC, то на карте размещается примечание: "разворот как можно раньше на... (курс или средство)" и достаточный объем информации для определения местоположения и относительной высоты препятствий, обуславливающих необходимость выполнения разворота.

1.5.3.2.3 *Зоны*

1.5.3.2.3.1 *Зона начала разворота.* (См. рис. II-1-1-20). Зона начала разворота ограничивается 300-метровым контуром поверхности Y для категории I и заканчивается в TP.

Примечание. Считается, что самая ранняя TP располагается в начале 300-метрового контура поверхности Y для категории I (точка D"), если только не указывается контрольная точка, предназначенная для ограничения ранних разворотов (см. п. 1.5.3.2.6 " Защита ранних разворотов").

1.5.3.2.3.2 *Построение границ разворота.* Границы разворота строятся, как указано в главе 3 "Построение зоны разворота" раздела 2 части I.

1.5.3.2.4 *Запас высоты над препятствиями*

а) *Запас высоты над препятствиями в зоне начала разворота*. Превышение/относительная высота препятствий в зоне начала разворота составляет менее:

1) абсолютная/относительная высота разворота – 50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)) для разворотов более чем на 15° и

2) абсолютная/относительная высота разворота – 30 м (98 фут) для разворотов на 15° или менее,

за исключением препятствий, расположенных ниже поверхности Y с внешней стороны разворота, которые не нужно учитывать при вычислении абсолютной/относительной высоты разворота.

b) *Запас высоты над препятствиями в зоне разворота.* Превышение/относительная высота препятствий в зоне разворота и далее составляет менее:

абсолютная/относительная высота разворота + d_o tg Z – MOC,

где d_o измеряется от препятствия до ближайшей точки на границе зоны начала разворота, а MOC составляет:

1) 50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)) для разворотов более чем на 15° и

2) 30 м (98 фут) для разворотов на 15° или менее,

линейно уменьшаясь до нуля на внешнем краю дополнительных зон, если они имеются.

1.5.3.2.5 *Корректировка абсолютной/относительной высоты разворота.* Если критерии, указанные выше в п. 1.5.3.2.4 "Запас высоты над препятствиями", не могут быть выполнены, абсолютная/относительная высота разворота корректируется. Это может быть сделано двумя способами:

a) *корректировка абсолютной/относительной высоты разворота без изменения OCA/H*: это означает, что TP будет перемещена и соответственно перечерчены зоны;

b) *увеличение абсолютной/относительной высоты разворота за счет увеличения OCA/H:* в результате этого увеличивается абсолютная высота разворота над одной и той же TP. Зоны разворота остаются неизменными.

1.5.3.2.6 *Защита ранних разворотов.* В тех случаях, когда в опубликованной схеме не указывается контрольная точка с целью ограничения разворотов для воздушных судов, выполняющих уход на второй круг с большей, чем заданная, абсолютной/относительной высоты разворота, производится дополнительная проверка препятствий. Применяются общие критерии, изложенные в п. 6.4.5.6 "Обеспечение защиты ранних разворотов" главы 6 раздела 4 части I тома II PANS-OPS, и общие принципы, отраженные на рис. I-4-6-14 главы 6 раздела 4 части I, с учетом следующих изменений:

a) граница зоны конечного этапа захода на посадку заменяется линией DD” поверхностей OAS и ее продолжением;

b) FAF заменяется на FAP;

c) самая ранняя MAPt заменяется линией D”D” (самая ранняя граница зоны начала разворота);

d) если этот критерий не может быть выполнен, то схемой должно запрещаться выполнение разворотов до достижения точки, эквивалентной MAPt, и на карте профиля захода на посадку необходимо дать соответствующее примечание.

1.5.3.3 *Разворот в заданной TP, когда самая ранняя TP располагается до нормального окончания точного участка*

1.5.3.3.1 В тех случаях, когда разворот устанавливается в заданной ТР и самая ранняя ТР располагается до дальности нормального окончания точного участка, точный участок заканчивается в самой ранней ТР. Это позволяет рассчитать OCA/H_{ps} и (OCA/H_{ps} – HL); затем определяется SOC.

1.5.3.3.2 *Зона разворота*. Зона разворота строится в соответствии с п. 6.4.6.3 "Построение зоны разворота" главы 6 раздела 4 части I, за исключением того, что она соответствует ширине 300-метровых контуров поверхности Y OAS в самой ранней и поздней ТР (см. рис. II-1-1-21).

1.5.3.3.3 *Запас высоты над препятствиями.* Превышение/относительная высота препятствий составляет менее чем:

$$(OCA/H_{ps} - HL) + d_o \text{ tg } Z - MOC,$$

где $d_o = d_z$ + кратчайшее расстояние от препятствия до линии К-К;

d_z – горизонтальное расстояние от SOC до самой ранней ТР,

а МОС составляет:

50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)) для разворотов более чем на 15°;

30 м (98 фут) для разворотов на 15º или менее.

Если превышение/относительная высота препятствия превосходит данное значение, необходимо увеличить OCA/H или перенести ТР для получения необходимого запаса (см. добавление A).

1.6 ОДНОВРЕМЕННЫЕ ТОЧНЫЕ ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ НА ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ИЛИ ПОЧТИ ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ВПП

(Применяется до 3 ноября 2021 года; с 4 ноября 2021 года раздел 1.6 будет полностью исключен)

Примечание. Инструктивный материал содержится в Руководстве по одновременному использованию параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП *(Doc 9643).*

1.6.1 Общие положения

В тех случаях, когда предполагается одновременно использовать схемы точного захода на посадку на параллельных ВПП, при построении обеих схем применяются следующие дополнительные критерии:

a) максимальный угол пересечения с направлением конечного этапа захода на посадку составляет 30°. Точка пересечения с направлением конечного этапа захода на посадку должна располагаться на расстоянии по крайней мере 3,7 км (2,0 м. мили) до точки входа в глиссаду;

b) минимальные абсолютные высоты на промежуточных участках обеих схем различаются по крайней мере на 300 м (1000 фут);

c) номинальные линии пути обеих схем ухода на второй круг расходятся по крайней мере на 30°. Связанные с уходом на второй круг развороты определяются как развороты, выполняемые "как можно раньше".

1.6.2 Запас высоты над препятствиями

Относящиеся к точным заходам на посадку критерии пролета препятствий в том виде, как они указаны в определенных главах, применяются к каждой схеме параллельных точных заходов на посадку. В дополнение к этим критериям в целях защиты ранних разворотов, необходимых для уклонения от воздушных судов, которые могут вторгаться со стороны соседней ВПП, производится проверка препятствий в зоне, расположенной сбоку от ВПП со стороны, противоположной соседней ВПП. Такая проверка может выполняться с использованием ряда специально определенных поверхностей оценки препятствий параллельных заходов на посадку (PAOAS). Пример метода оценки препятствий для данных схем приводится в добавлении D.

1.7 ОПУБЛИКОВАНИЕ

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

1.7.1 Общие положения

1.7.1.1 Применяются общие критерии п. 1.12 "Опубликование" главы 1 раздела 2 части I, дополненные критериями главы 5 раздела 2 и главы 1 раздела 5 части III. Карта захода на посадку по приборам для схемы захода на посадку по ILS озаглавливается ILS Rwy XX. Если на карте указаны минимумы кат. II и/или III, в заглавии соответственно указывается ILS Rwy XX CAT. II или ILS Rwy XX CAT. II & III. Если применительно к одной и той же ВПП публикуется несколько схем ILS, используется условное обозначение аналогичных схем. Например, данное условное обозначение применяется для двух схем ILS с различными участками, такими как различные участи ухода на второй круг.

1.7.1.2 В тех случаях, когда в FAP обозначается конечная контрольная точка захода на посадку, на схеме указывается предупреждение о том, что снижение по глиссаде ниже абсолютной высоты FAF не разрешается до прохождения FAF.

1.7.2 Опубликование значений OCA/H

1.7.2.1 *Опубликование значений OCA/H для схем захода на посадку по категории I и II*

1.7.2.1.1 Соответствующие значения OCA или OCH публикуются для тех категорий воздушных судов, для которых разработана данная схема. Значения соответствуют следующим стандартным условиям:

a) полет по кат. I с барометрическим высотомером;

b) полет по кат. II с автопилотом и с радиовысотомером;

c) стандартные размеры воздушных судов (см. п. 1.1.3 "Стандартные условия");

d) градиент набора высоты при уходе на второй круг 2,5 %.

1.7.2.1.2 Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом могут согласовываться подлежащие опубликованию дополнительные значения OCA/H на том основании, что изменения были выполнены согласно п. 1.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS".

1.7.2.1.3 Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом может согласовываться использование подлежащих опубликованию значений OCA/H для схем захода на посадку по категории I, основанных на запасах на потерю высоты для радиовысотомера, если выполнены требования п. 1.4.8.8.3.3 "Проверка высотомера".

1.7.2.2 *Опубликование схем захода на посадку по категории III*

Полеты по категории III могут разрешаться при условии, что OCA/H, соответствующая категории II, будет меньше относительной высоты внутренней горизонтальной поверхности Приложения 14. Полеты по категории III могут также разрешаться с OCA/H категории II между относительной высотой внутренней горизонтальной поверхности и 60 м, при условии, что внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки, предусмотренные Приложением 14 для категории II, будут продолжены для целей защиты такой OCA/H.

1.7.3 Разворот на заданной абсолютной/относительной высоте (уход на второй круг)

Если TP расположена в SOC, на карте приводится примечание "разворот как можно раньше на… (курс или средство)" и размещается информация, достаточная для опознавания положения и относительной высоты препятствий, обуславливающих необходимость разворота.

1.7.4 Разворот в заданной TP (уход на второй круг)

В том случае, когда схемой предусматривается выполнение разворота в заданной TP, на схеме необходимо совместно со схемой публиковать следующую информацию:

a) TP, если она определяется контрольной точкой, или

b) радиал пересечения VOR, пеленг NDB или расстояние DME, когда отсутствует наведение по линии пути (см. п. 2.6.5 "Ограничительные радиалы/расстояния по DME" главы 2 раздела 2 части I).

1.7.5 Схемы с нестандартными углами наклона глиссады

Схемы с углами наклона глиссады более 3,5° или с любым углом, при котором номинальная скорость снижения превышает 5 м/с (1000 фут/мин), являются нестандартными и связаны с ограничениями (см. п. 1.4.8.8.3.1 "Запасы на потерю высоты (HL)/высотомер"). Обычно применение таких схем ограничивается эксплуатантами и воздушными судами, имеющими специальное одобрение, а их публикация сопровождается указанием на карте захода на посадку соответствующих ограничений в отношении воздушного судна и экипажа.

1.7.6 Дополнительный градиент для конечного этапа участка ухода на второй круг

Если выявленные в пределах конечного участка ухода на второй круг препятствия обусловливают увеличение любой из OCA/H, рассчитанных для точного участка, может быть указан дополнительно более высокий градиент поверхности ухода на второй круг (Z) при условии, что им будет обеспечиваться запас высоты над этими препятствиями для определенной более низкой OCA/H (см. п. 6.2.3.1 "Градиент набора высоты на конечном этапе" главы 6 раздела 4 части I).

1.6 ОПУБЛИКОВАНИЕ

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

1.6.1 Общие положения

1.6.1.1 Применяются общие критерии п. 1.12 "Опубликование" главы 1 раздела 2 части I, дополненные критериями главы 5 раздела 2 и главы 1 раздела 5 части III. Карта захода на посадку по приборам для схемы захода на посадку по ILS озаглавливается ILS Rwy XX. Если на карте указаны минимумы кат. II и/или III, в заглавии соответственно указывается ILS Rwy XX CAT. II или ILS Rwy XX CAT. II & III. Если применительно к одной и той же ВПП публикуется несколько схем ILS, используется условное обозначение аналогичных схем. Например, данное условное обозначение применяется для двух схем ILS с различными участками, такими как различные участи ухода на второй круг.

1.6.1.2 В тех случаях, когда в FAP обозначается конечная контрольная точка захода на посадку, на схеме указывается предупреждение о том, что снижение по глиссаде ниже абсолютной высоты FAF не разрешается до прохождения FAF.

1.6.1.3 В тех случаях, когда на промежуточном участке захода на посадку используется маршрут PBN с разворотом RF на курс курсового радиомаяка, последним пунктом описания схемы PBN является точка пути в конце разворота RF с ограничением по "диапазону" абсолютных высот или по значению "на" абсолютной высоте (см. *примечание* к п. 1.3.6.3).

1.6.2 Опубликование значений OCA/H

1.6.2.1 Опубликование значений OCA/H для схем захода на посадку по категории I и II

1.6.2.1.1 Соответствующие значения OCA или OCH публикуются для тех категорий воздушных судов, для которых разработана данная схема. Значения соответствуют следующим стандартным условиям:

a) полет по кат. I с барометрическим высотомером;

b) полет по кат. II с автопилотом и с радиовысотомером;

c) стандартные размеры воздушных судов (см. п. 1.1.3 "Стандартные условия");

d) градиент набора высоты при уходе на второй круг 2,5 %.

1.6.2.1.2 Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом могут согласовываться подлежащие опубликованию дополнительные значения OCA/H на том основании, что изменения были выполнены согласно п. 1.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS".

1.6.2.1.3 Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом может согласовываться использование подлежащих опубликованию значений OCA/H для схем захода на посадку по категории I, основанных на запасах на потерю высоты для радиовысотомера, если выполнены требования п. 1.4.8.8.3.3 "Проверка высотомера".

1.6.2.2 Опубликование схем захода на посадку по категории III

Полеты по категории III могут разрешаться при условии, что OCA/H, соответствующая категории II, будет меньше относительной высоты внутренней горизонтальной поверхности Приложения 14. Полеты по категории III могут также разрешаться с OCA/H категории II между относительной высотой внутренней горизонтальной поверхности и 60 м, при условии, что внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя

переходная поверхность и поверхность прерванной посадки, предусмотренные Приложением 14 для категории II, будут продолжены для целей защиты такой OCA/H.

1.6.3 Разворот на заданной абсолютной/относительной высоте (уход на второй круг)

Если TP расположена в SOC, на карте приводится примечание "разворот как можно раньше на… (курс или средство)" и размещается информация, достаточная для опознавания положения и относительной высоты препятствий, обуславливающих необходимость разворота.

1.6.4 Разворот в заданной TP (уход на второй круг)

В том случае, когда схемой предусматривается выполнение разворота в заданной TP, на схеме необходимо совместно со схемой публиковать следующую информацию:

a) TP, если она определяется контрольной точкой, или

b) радиал пересечения VOR, пеленг NDB или расстояние DME, когда отсутствует наведение по линии пути (см. п. 2.6.5 "Ограничительные радиалы/расстояния по DME" главы 2 раздела 2 части I).

1.6.5 Схемы с нестандартными углами наклона глиссады

Схемы с углами наклона глиссады более 3,5º или с любым углом, при котором номинальная скорость снижения превышает 5 м/с (1000 фут/мин), являются нестандартными и связаны с ограничениями (см. п. 1.4.8.8.3.1 "Запасы на потерю высоты (HL)/высотомер"). Обычно применение таких схем ограничивается эксплуатантами и воздушными судами, имеющими специальное одобрение, а их публикация сопровождается указанием на карте захода на посадку соответствующих ограничений в отношении воздушного судна и экипажа.

1.6.6 Дополнительный градиент для конечного этапа участка ухода на второй круг

Если выявленные в пределах конечного участка ухода на второй круг препятствия обусловливают увеличение любой из OCA/H, рассчитанных для точного участка, может быть указан дополнительно более высокий градиент поверхности ухода на второй круг (Z) при условии, что им будет обеспечиваться запас высоты над этими препятствиями для определенной более низкой OCA/H (см. п. 6.2.3.1 "Градиент набора высоты на конечном этапе" главы 6 раздела 4 части I).

Таблица II-1-1-1. Минимальное расстояние между пересечениями линии курса и глиссады

Угол пересечения линии курса курсового радиомаяка (градусы)	*Категории A/B/H*	*Категории C/D/E*
≤0-15 или разворот RF на курс КРМ	2,8 км (1,5 м. мили)	2,8 км (1,5 м. мили)
16 – 30	3,7 км (2,0 м. мили)	3,7 км (2,0 м. мили)
31 – 60	3,7 км (2,0 м. мили)	4,6 км (2,5 м. мили)
61 – 90 или в пределах схемы типа "ипподром" или обратной схемы	3,7 км (2,0 м. мили)	5,6 км (3,0 м. мили)

Таблица II-1-1-2. Запас на потерю высоты/высотомер

Категория воздушного судна (V_{at})	*Запас при использовании радиовысотомера*		*Запас при использовании барометрического высотомера*	
	м	*фут*	*м*	*фут*
A – 169 км/ч (90 уз)	13	42	40	130
B – 223 км/ч (120 уз)	l8	59	43	142
C – 260 км/ч (140 уз)	22	71	46	150
D – 306 км/ч (165 уз)	26	85	49	161
H – 167 км/ч (90 уз)	8	25	35	115

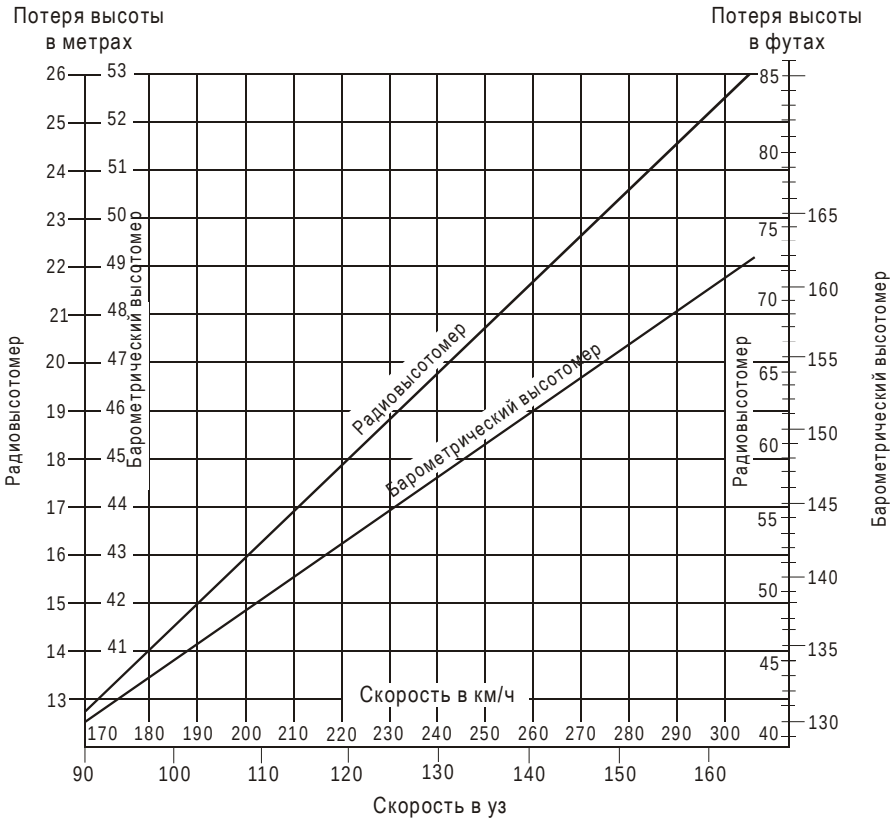
Примечание 1. Для воздушных судов кат. H – максимальная скорость на конечном участке захода на посадку, а не $V_{at.}$

Примечание 2. В случае воздушных судов кат. E непосредственно использование уравнений, приведенных в п. 1.4.8.8.3.4.

Таблица II-1-1-3. Объекты, которые могут не приниматься во внимание в расчетах ОСА/H

	Максимальная относительная высота над порогом ВПП	*Минимальное поперечное расстояние от осевой линии ВПП*
Антенна глиссадного радиомаяка	17 м (55 фут)	120 м
Рулящее воздушное судно	22 м (72 фут)	150 м
Воздушное судно на площадке ожидания и в точке ожидания при рулении в пределах между порогом ВПП и –250 м	22 м (72 фут)	120 м
Воздушное судно на площадке ожидания и в пределах между порогом ВПП и –250 м (только для категории I)	15 м (50 фут)	75 м

Таблица II-1-1-4. Потеря высоты для высотомеров в зависимости от скорости



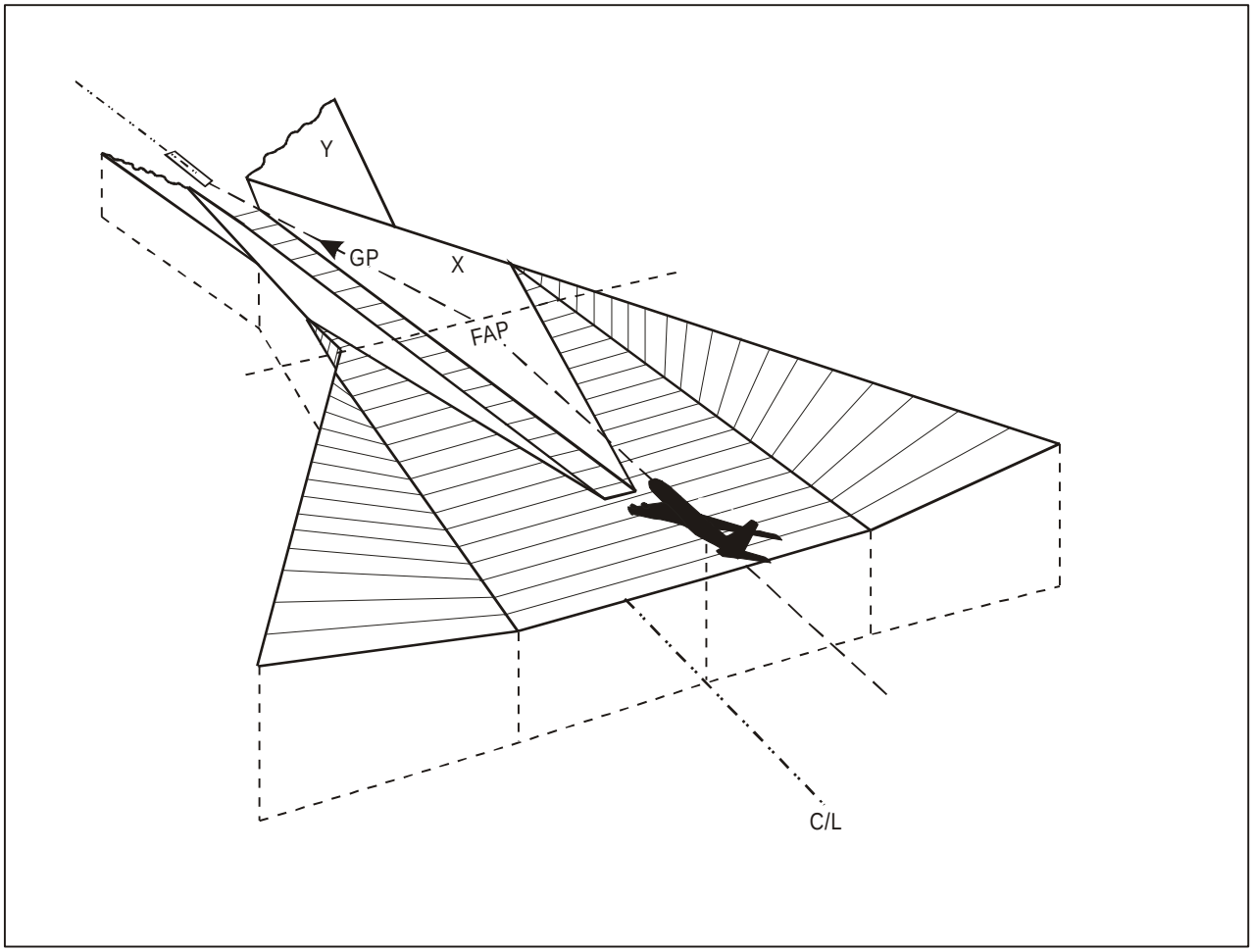


Рис. II-1-1-1. Сопряжение конечного участка захода на посадку с предшествующим участком: вид в перспективе

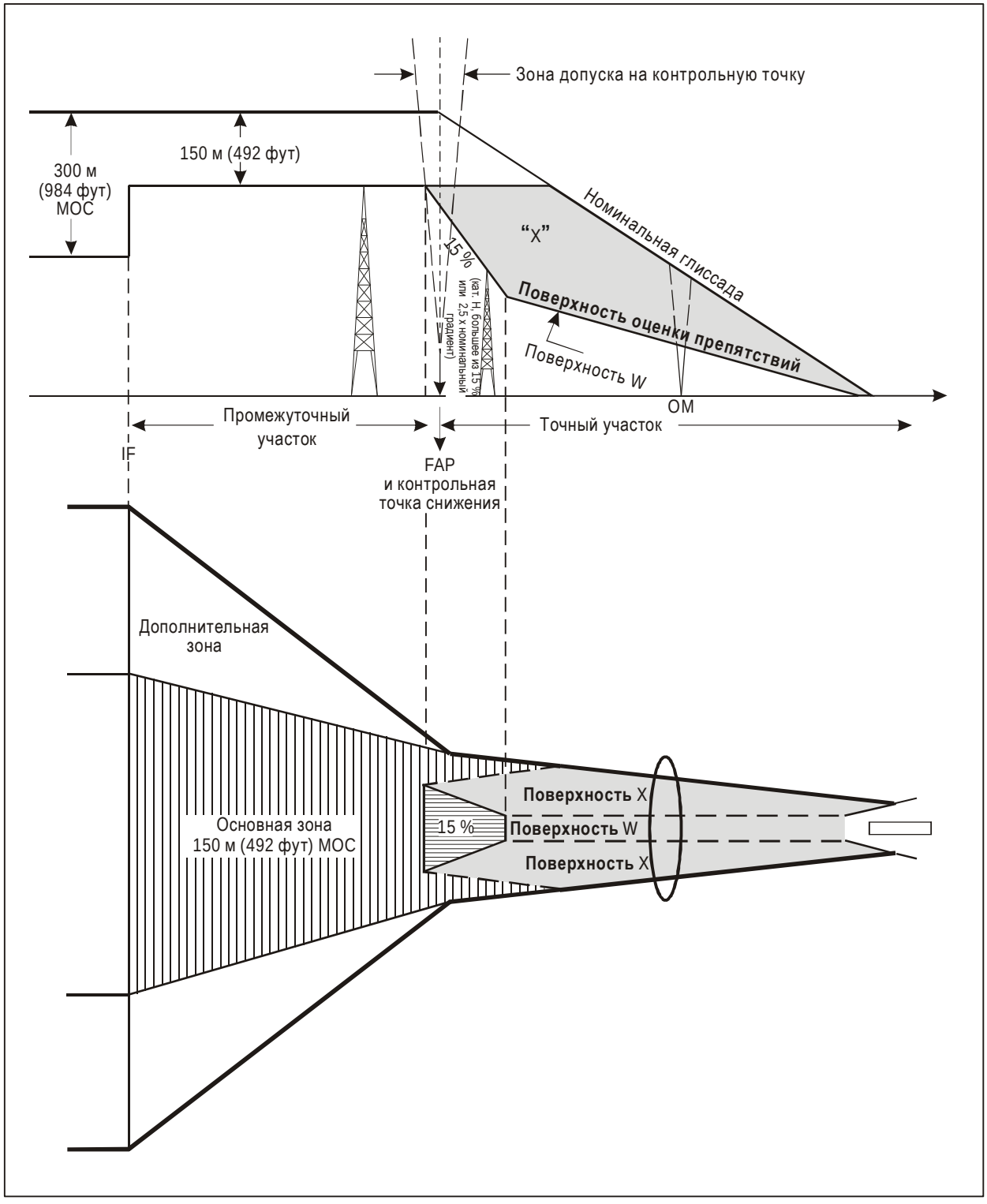


Рис. II-1-1-2. Конечная контрольная точка захода на посадку, определяемая контрольной точкой снижения, расположенной в точке конечного этапа захода на посадку

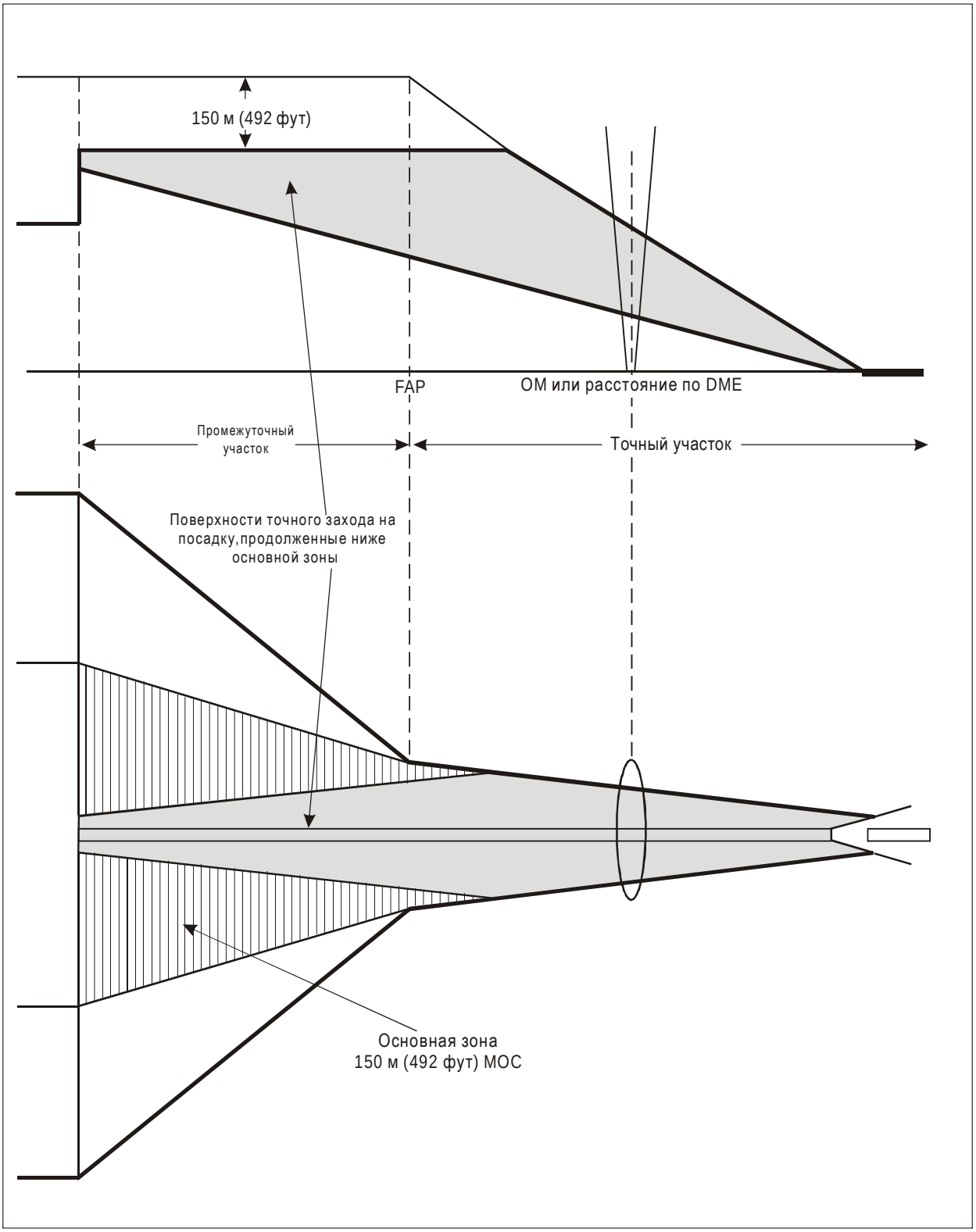


Рис. II-1-1-3. Точный участок при отсутствии конечной контрольной точки захода на посадку

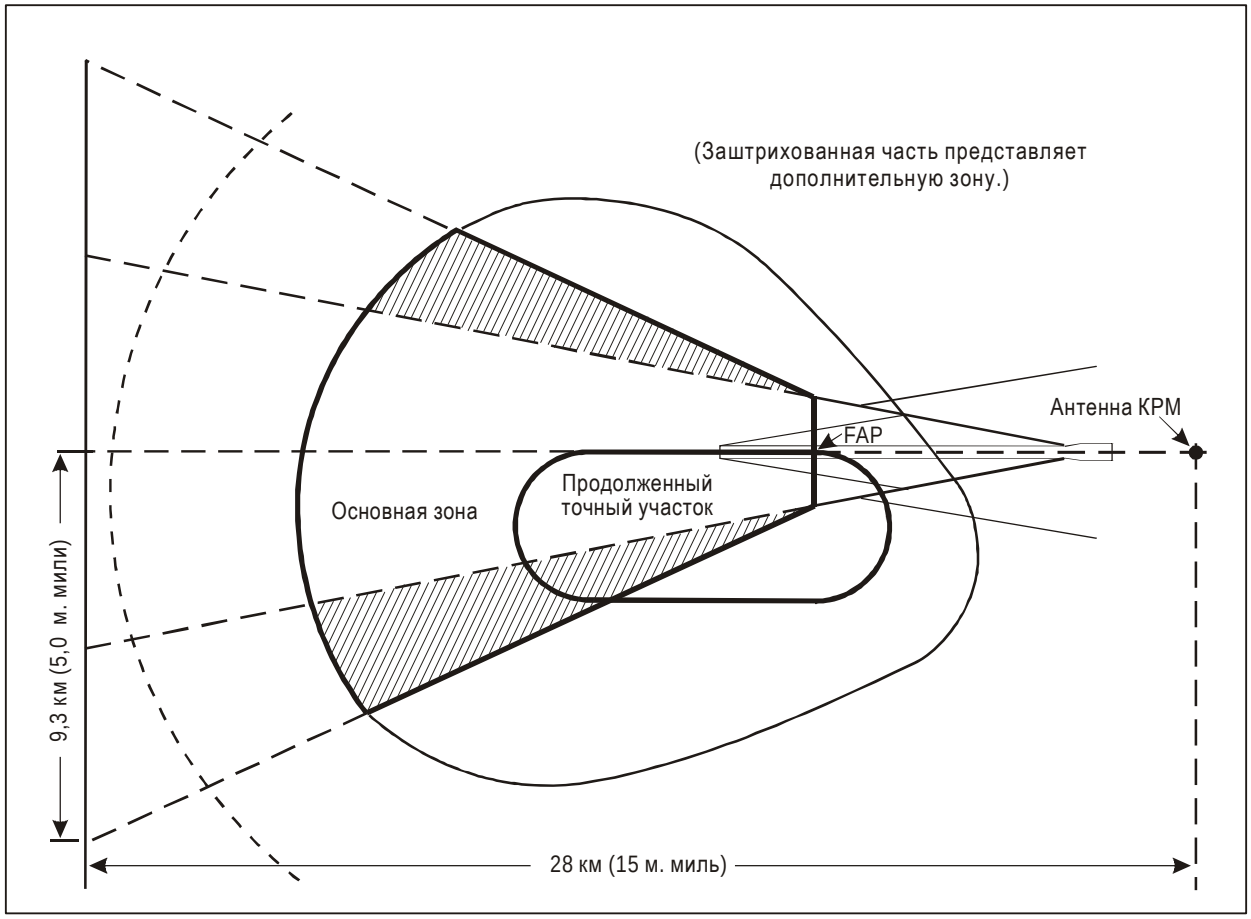


Рис. II-1-1-4. Зона промежуточного этапа захода на посадку. Заход на посадку по ILS с использованием обратной схемы или схемы "ипподром"

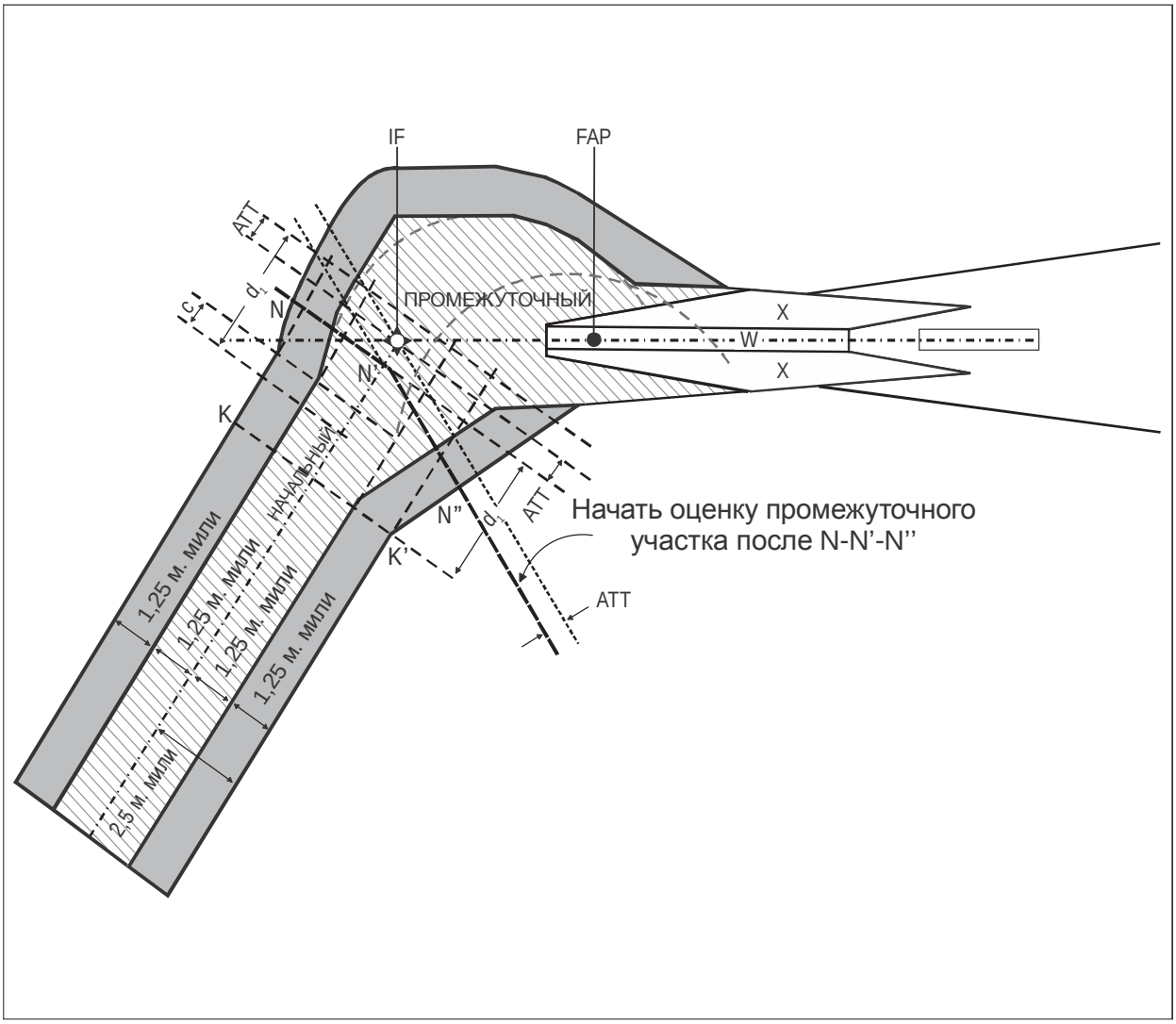


Рис. II-1-1-5. Пример: переход от RNAV 1 или RNP 1 к ILS, угол захвата 60°

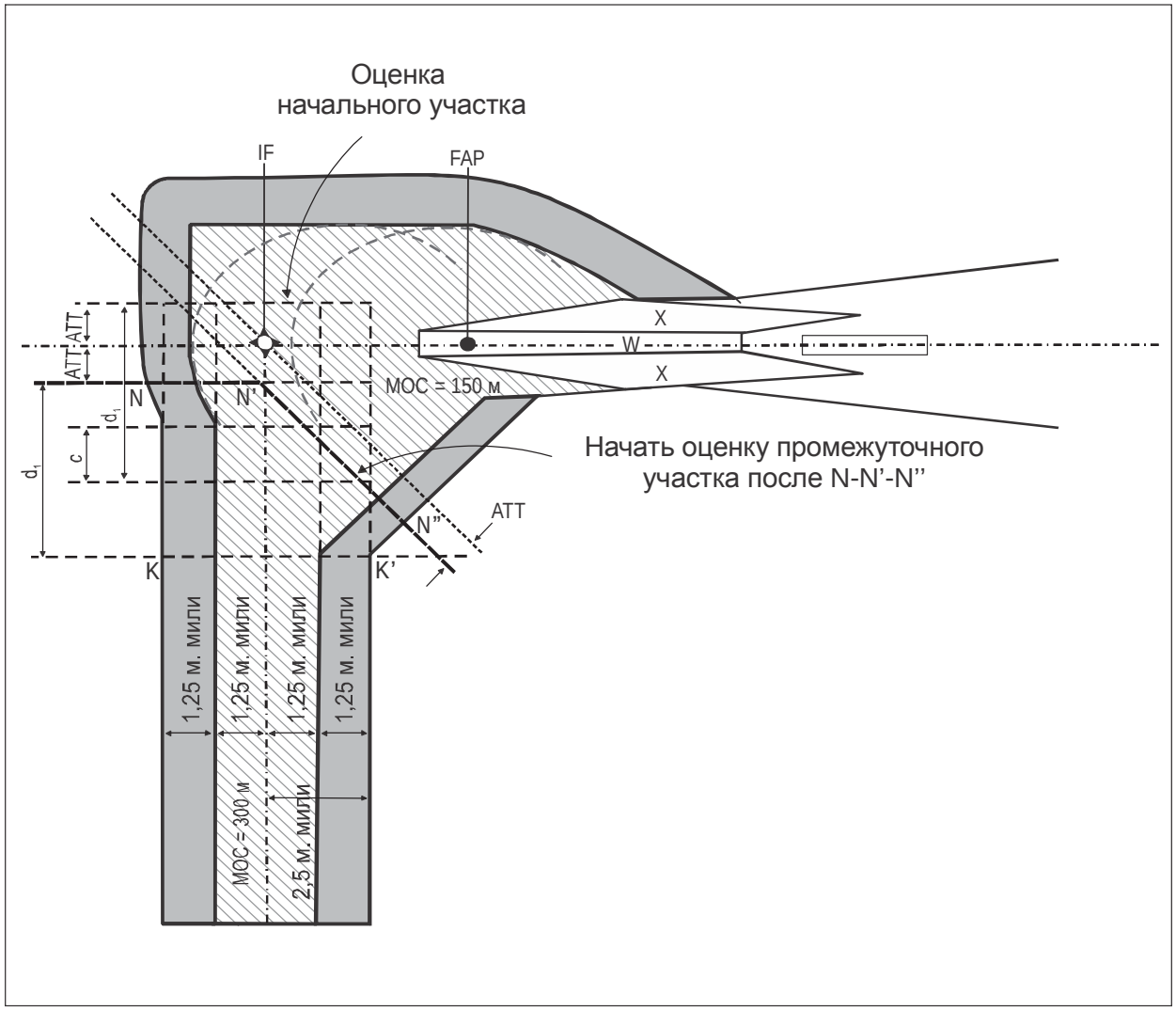


Рис. II-1-1-6. Пример: переход от RNAV 1 или RNP 1 к ILS, угол захвата 90° (максимальный)

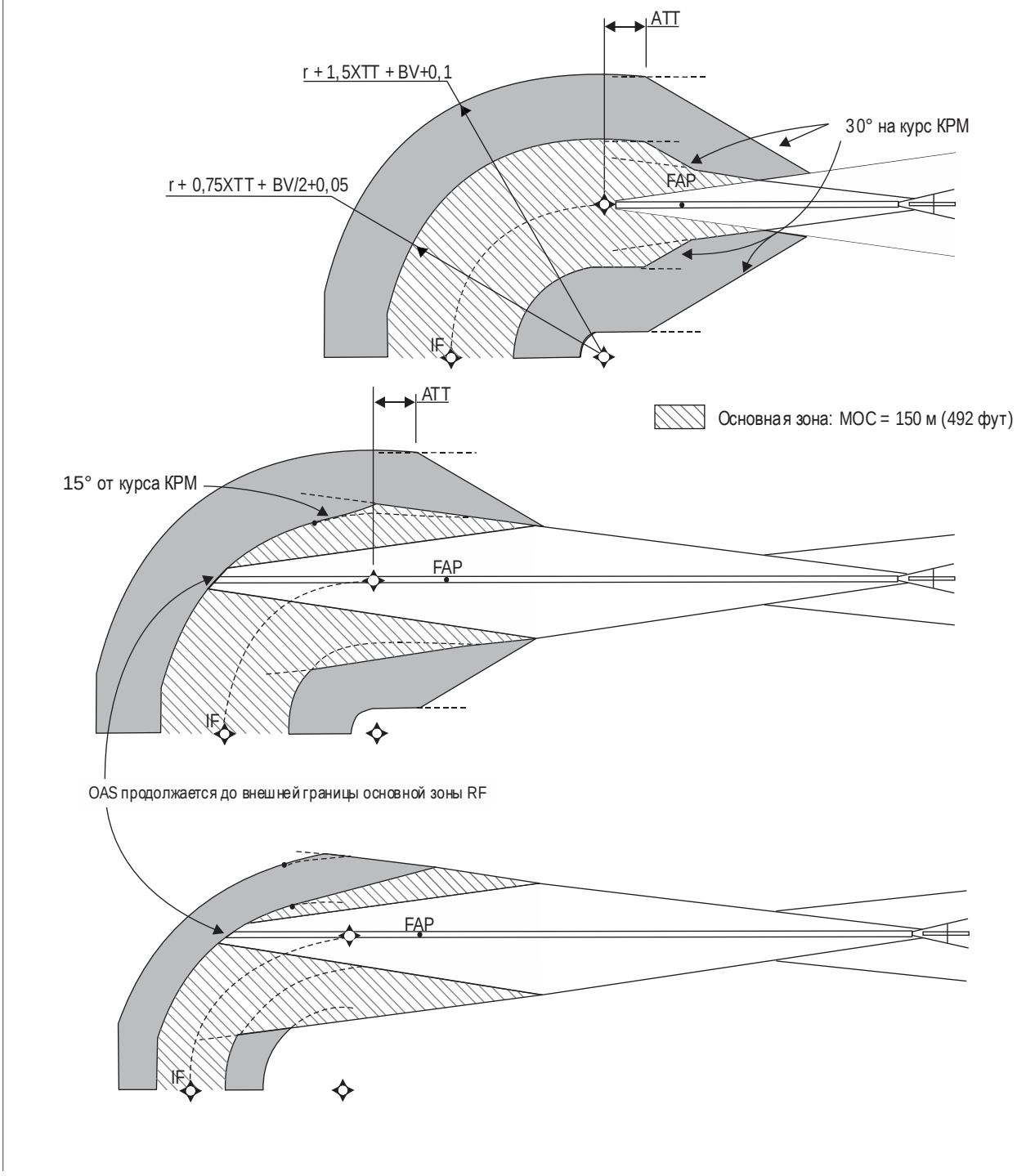


Рис. II-1-1-7. Построение зоны для разворотов "радиус-контрольная точка" на курс курсового радиомаяка
(Применяется с 4 ноября 2021 года)

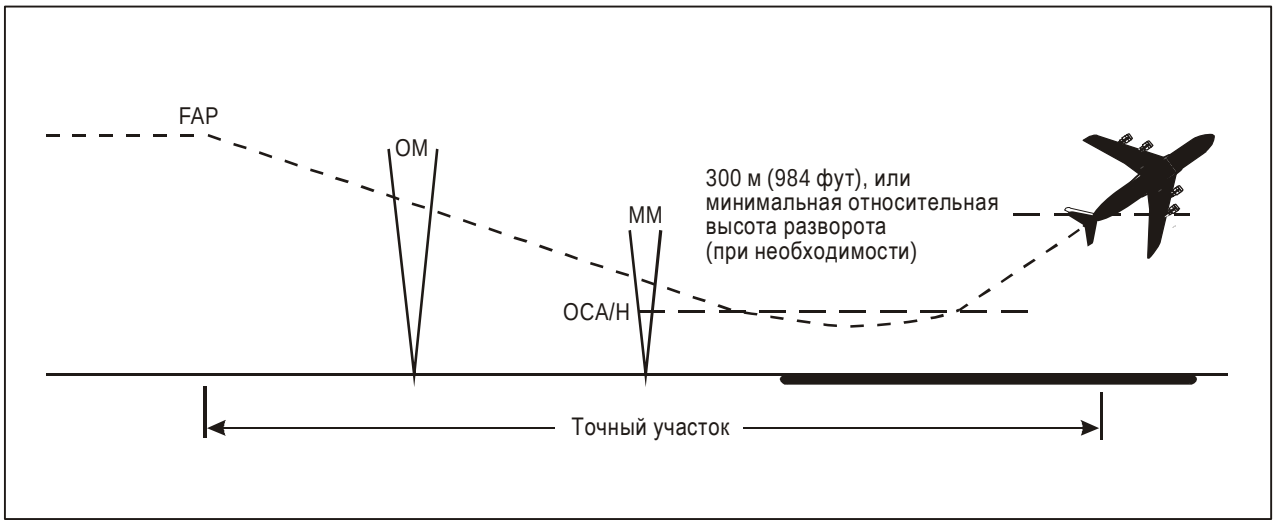


Рис. II-1-1-8. Точный участок

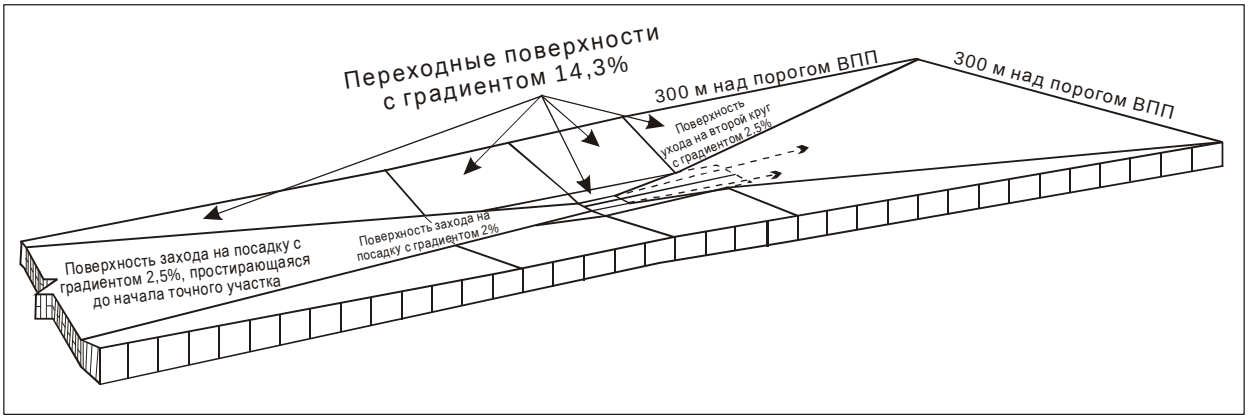
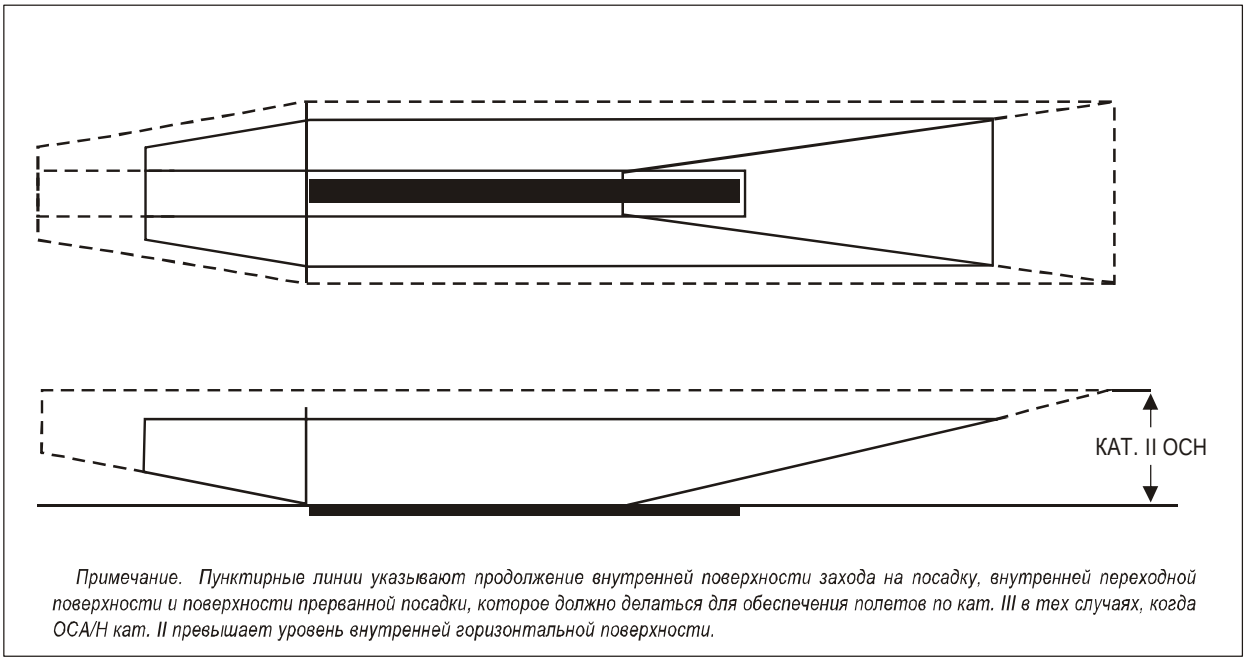
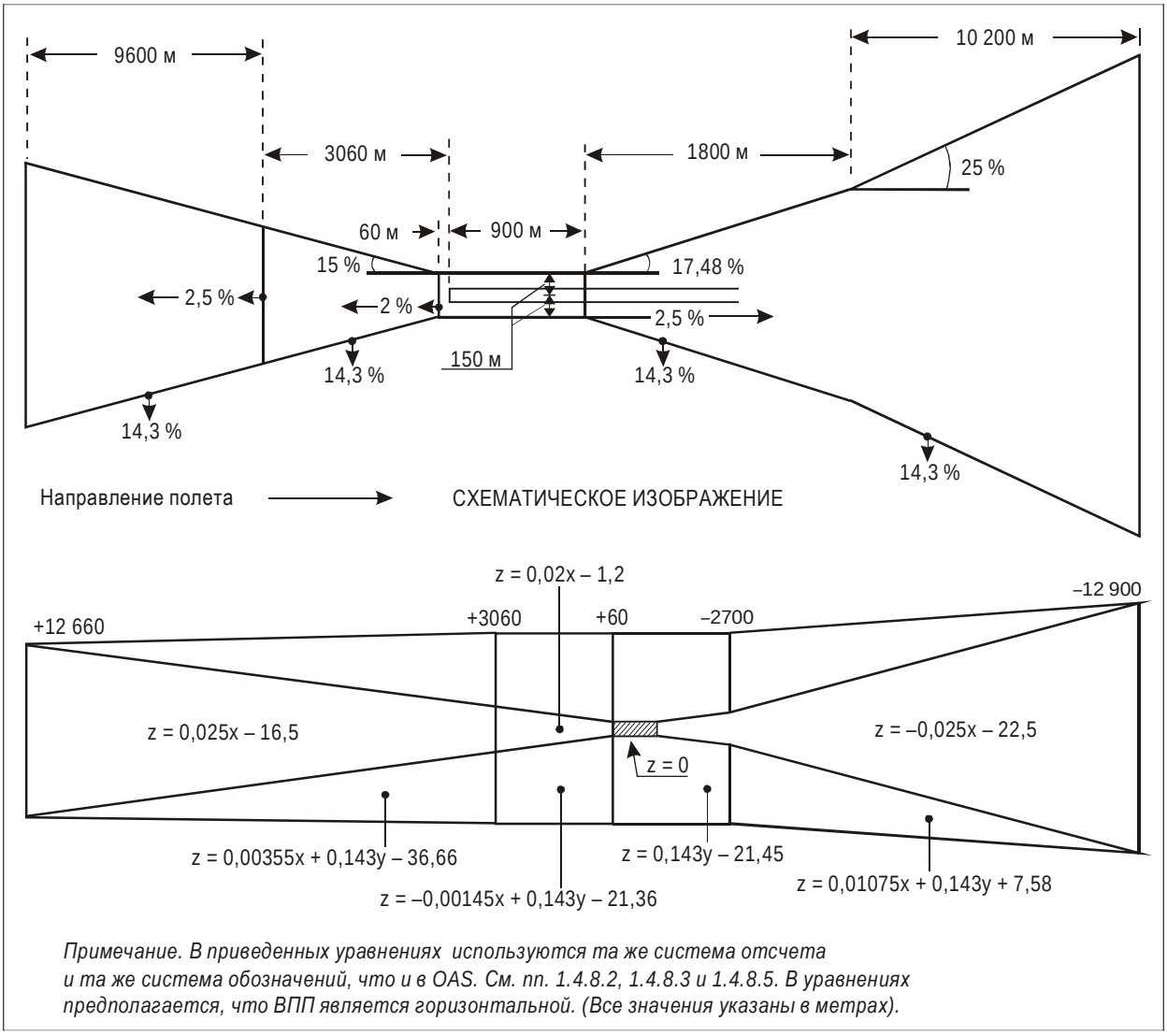


Рис. II-1-1-9 а). Предусмотренные Приложением 14 внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки, применяемые для оценки препятствий при полетах по ILS кат. II и III



Примечание. Пунктирные линии указывают продолжение внутренней поверхности захода на посадку, внутренней переходной поверхности и поверхности прерванной посадки, которое должно делаться для обеспечения полетов по кат. III в тех случаях, когда ОСА/Н кат. II превышает уровень внутренней горизонтальной поверхности.

Рис. II-1-1-9 b). Иллюстрация основных поверхностей ILS, описанных в п. 1.4.7.2



Примечание. В приведенных уравнениях используются та же система отсчета и та же система обозначений, что и в OAS. См. пп. 1.4.8.2, 1.4.8.3 и 1.4.8.5. В уравнениях предполагается, что ВПП является горизонтальной. (Все значения указаны в метрах).

Рис. II-1-1-10. Уравнения поверхностей: основные поверхности ILS

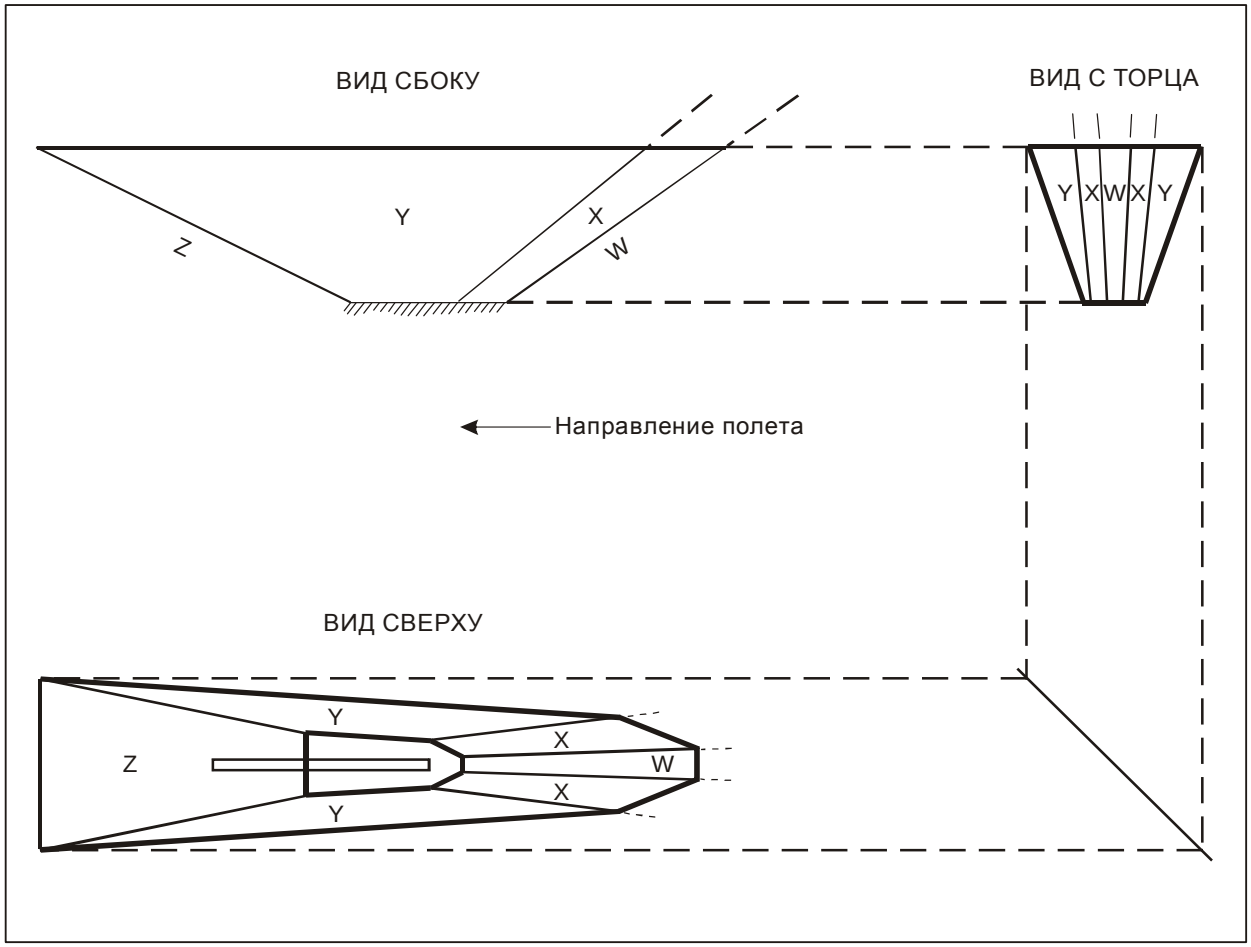


Рис. II-1-1-11. Поверхности оценки препятствий ILS

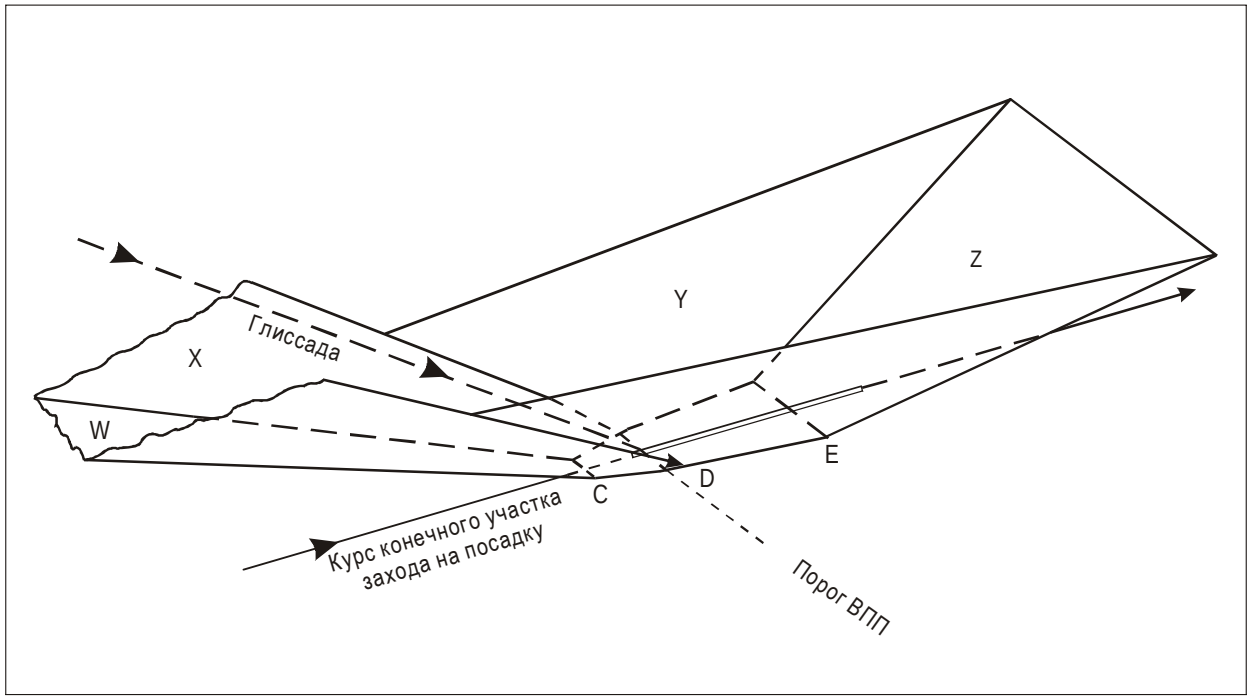


Рис. II-1-1-12. Поверхности оценки препятствий ILS: вид в перспективе

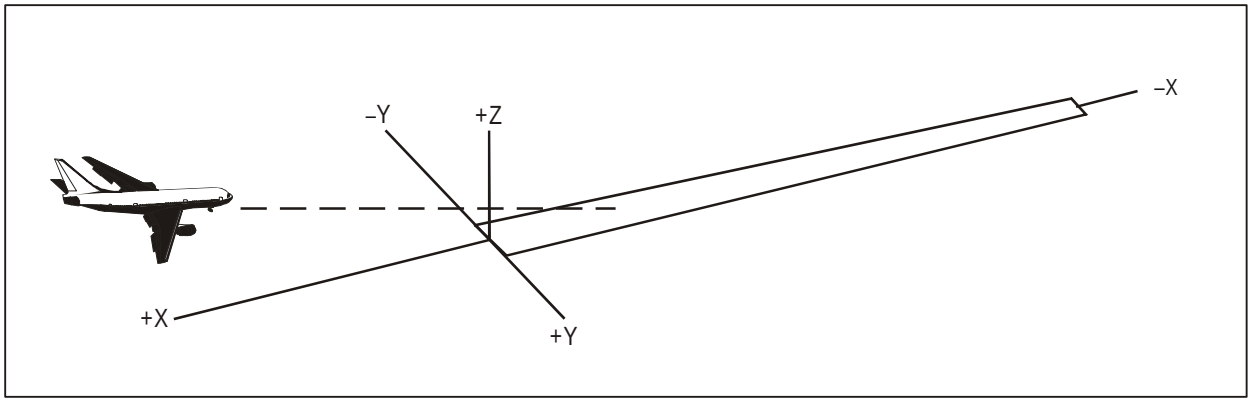
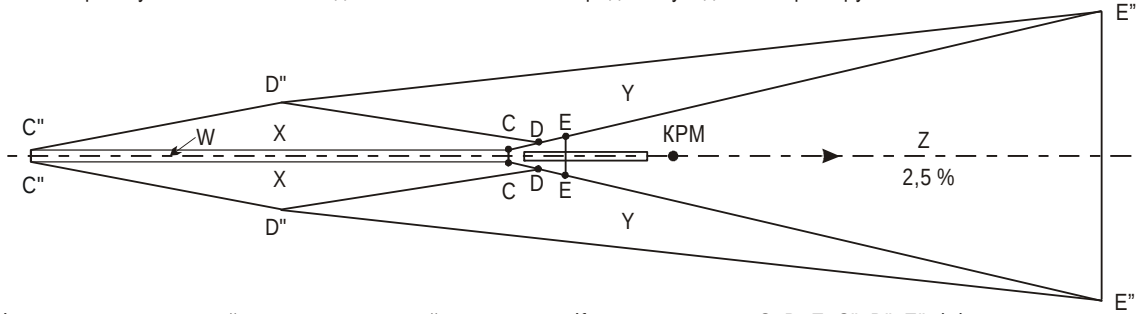


Рис. II-1-1-13. Система координат

A. Категория I/угол наклона глиссады 3°/КРМ - THR 3000 м/градиент ухода на второй круг 2,5 %.



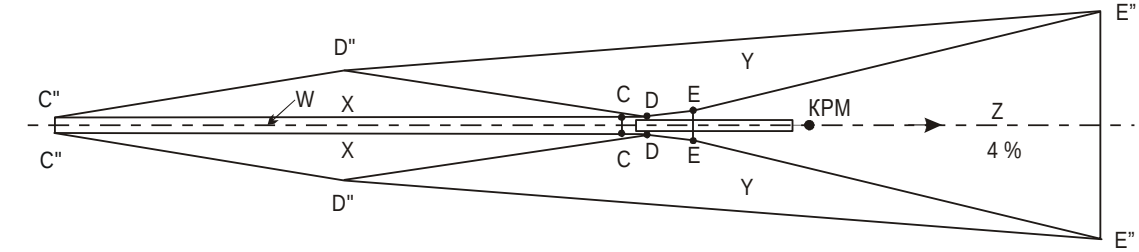
Уравнения поверхностей оценки препятствий:

W I z = 0,0285x – 8,01;
X I z = 0,027681x + 0,1825y – 16,72;
Y I z = 0,023948x + 0,210054y – 21,51;
Z I z = –0,025x – 22,50.

Координаты точек C, D, E, C", D", E", (м)

	C	D	E	C"	D"	E"
x	281	-286	-900	10 807	5 438	-12 900
y	49	135	205	96	910	3 001
z	0	0	0	300	300	300

B. Категория I/угол наклона глиссады 3°/КРМ - THR 3000 м/градиент ухода на второй круг 4 %.



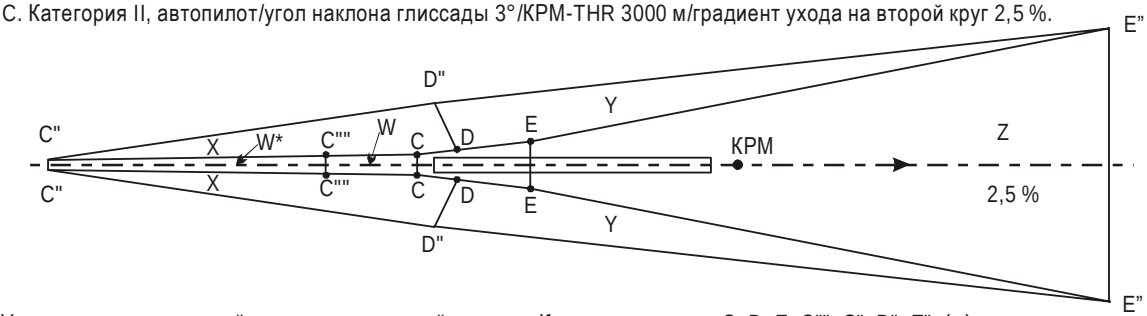
Уравнения поверхностей оценки препятствий:

W I z = 0,0285x – 8,01;
X I z = 0,027681x + 0,1825y – 16,72;
Y I z = 0,020158x + 0,238021y – 26,37;
Z I z = –0,04x – 36,00.

Координаты точек C, D, E, C", D", E", (м)

	C	D	E	C"	D"	E"
x	281	-286	-900	10 807	5 438	-8 400
y	49	135	187	96	910	2 082
z	0	0	0	300	300	300

C. Категория II, автопилот/угол наклона глиссады 3°/КРМ-THR 3000 м/градиент ухода на второй круг 2,5 %.



Уравнения поверхностей оценки препятствий:

W I z = 0,0358x – 6,19;
W* I z = 0,042x – 12,39;
X I z = 0,041370x + 0,2752y – 25,32;
Y I z = 0,031955x + 0,280291y – 28,70;
Z I z = –0,025x –22,50.

Координаты точек C, D, E, C"", C", D", E", (м)

	C	D	E	C""	C"	D"	E"
x	173	-286	-900	1 000	3 866	-13	-6 900
y	66	135	205	49	55	639	1 424
z	0	0	0	29.6	150	150	150

Рис. II-1-1-14. Типичные контуры OAS для воздушных судов стандартных размеров

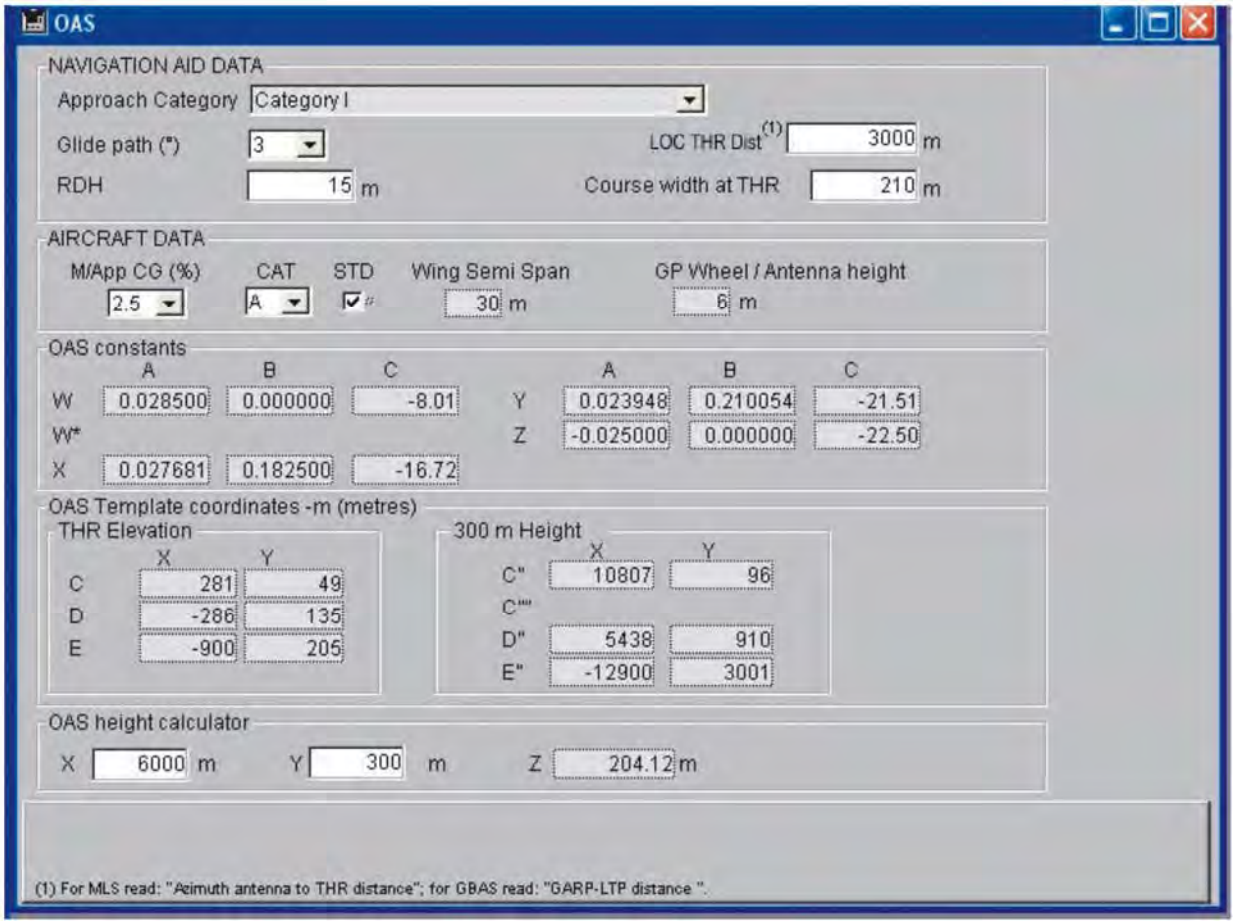


Рис. II-1-1-15. Выходные данные OAS, выдаваемые программой OAS PANS-OPS

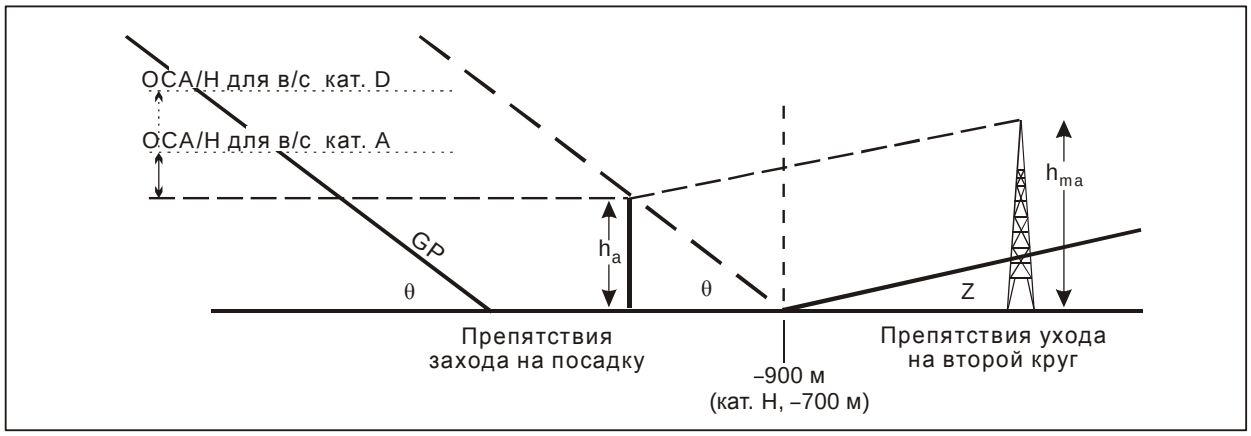


Рис. II-1-1-16. Препятствие ухода на второй круг, расположенное за дальностью –900 м

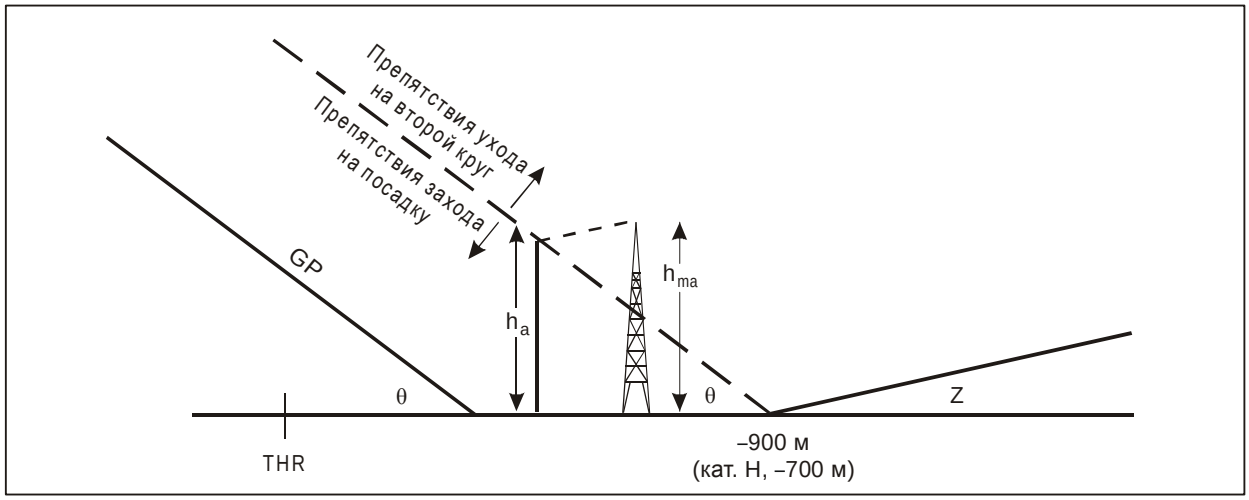


Рис. II-1-1-17. Препятствие ухода на второй круг, расположенное до дальности –900 м

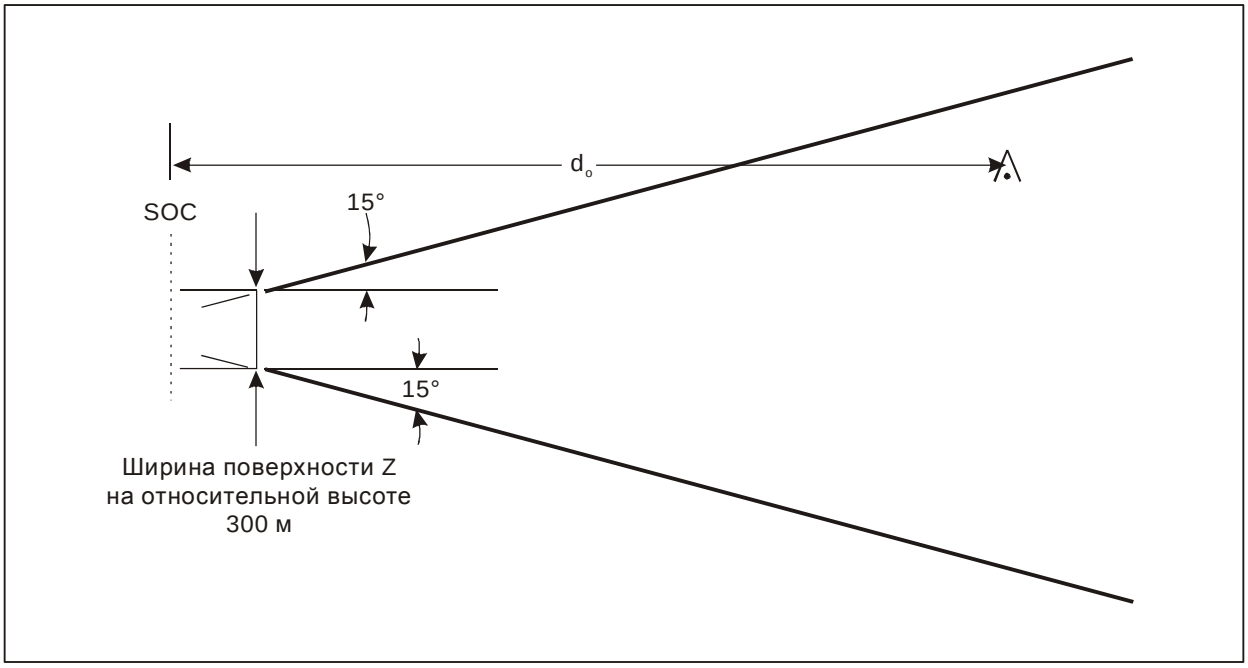


Рис. II-1-1-18. Конечный участок ухода на второй круг по прямой

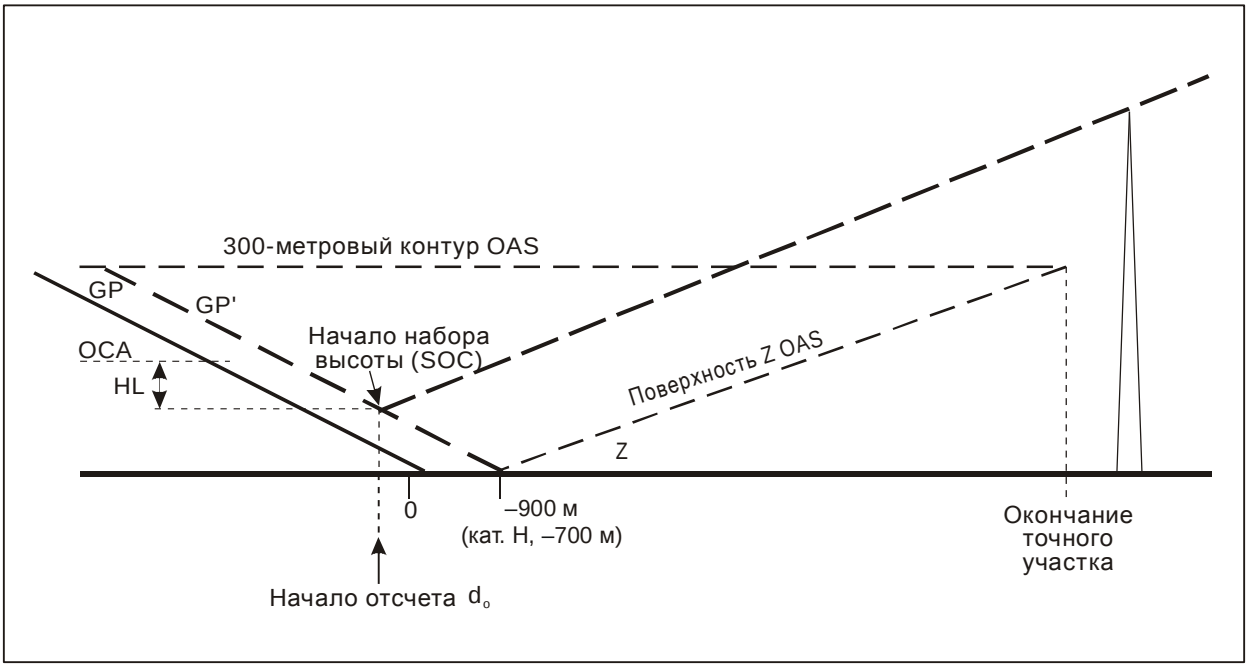


Рис. II-1-1-19. Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг по прямой

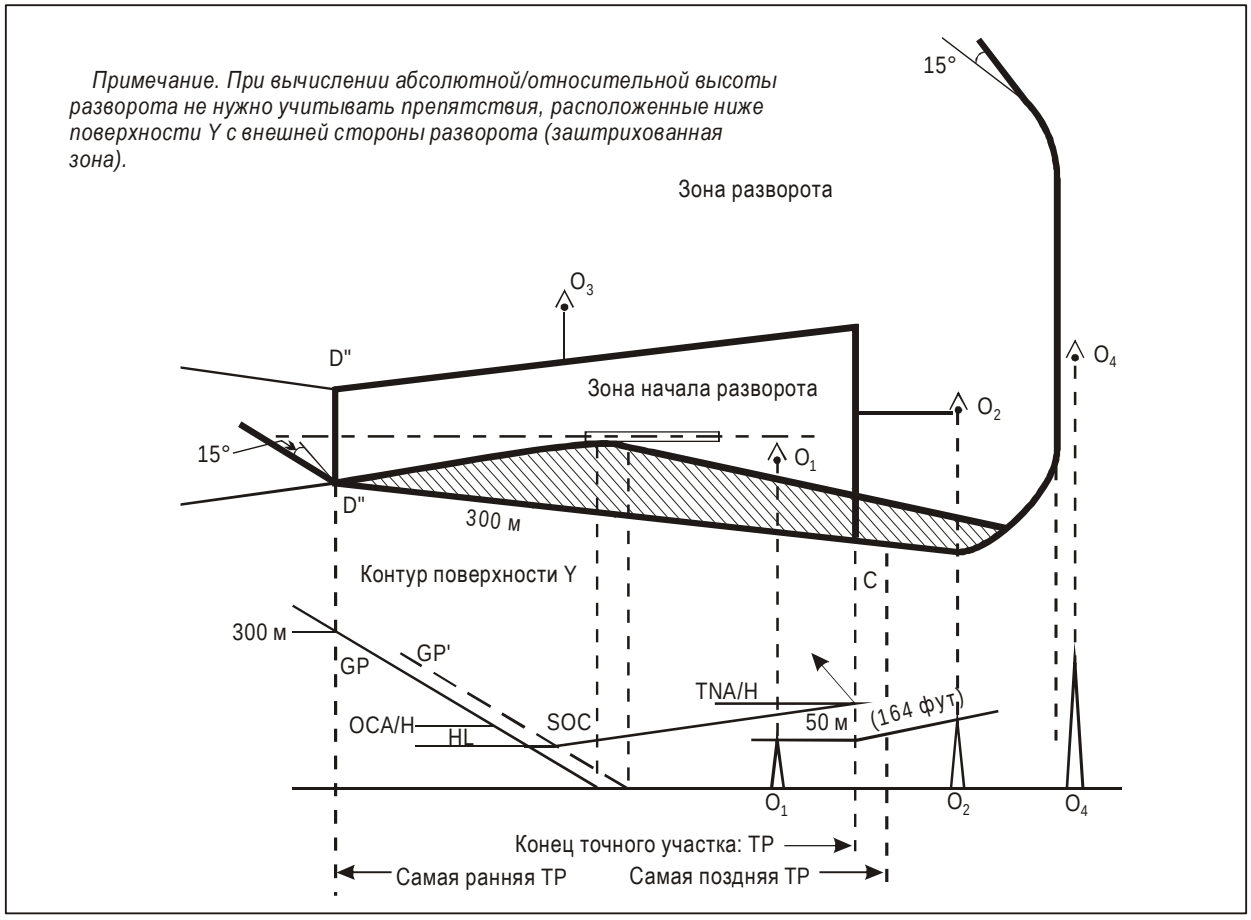
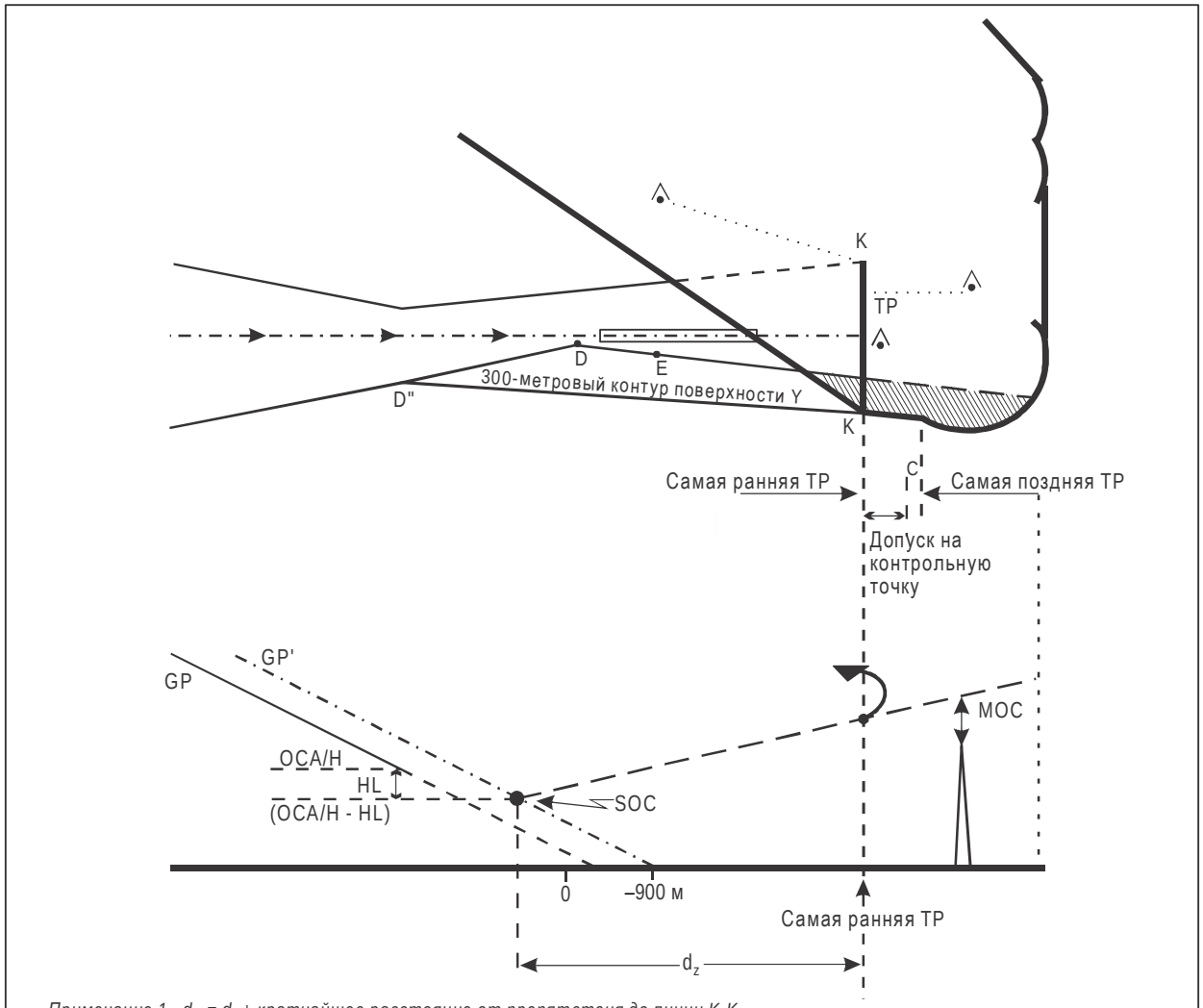


Рис. II-1-1-20. Разворот на заданной абсолютной высоте



Примечание 1. $d_o = d_z$ + кратчайшее расстояние от препятствия до линии K-K.

Примечание 2. Препятствия, расположенные ниже поверхности Y (заштрихованная зона), учитывать не нужно.

Рис. II-1-1-21. Разворот в заданной TP (при наличии контрольной точки TP)

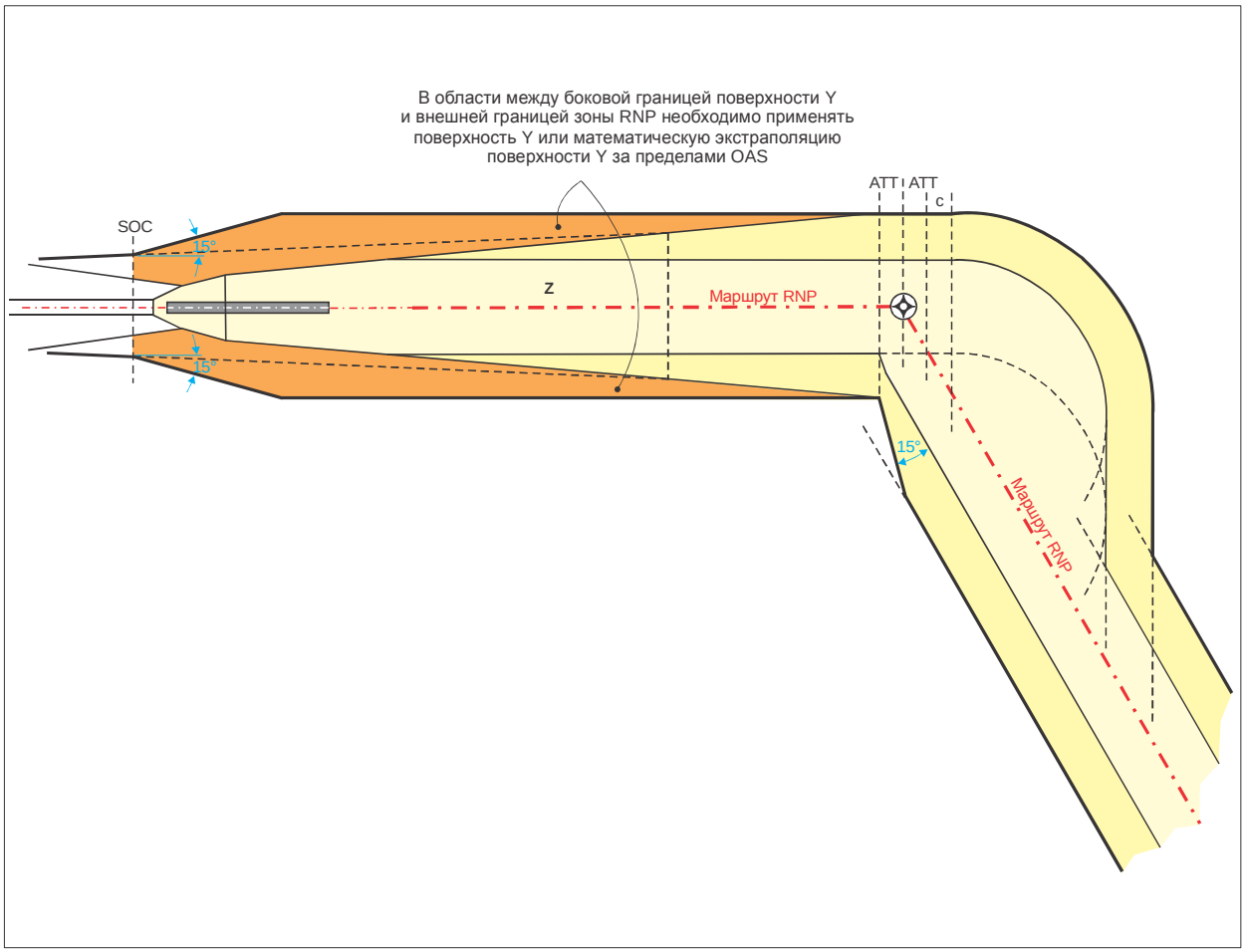


Рис. II-1-1-22. Пример: переход к RNP 1, разворот в точке пути "флайовер" после точного участка

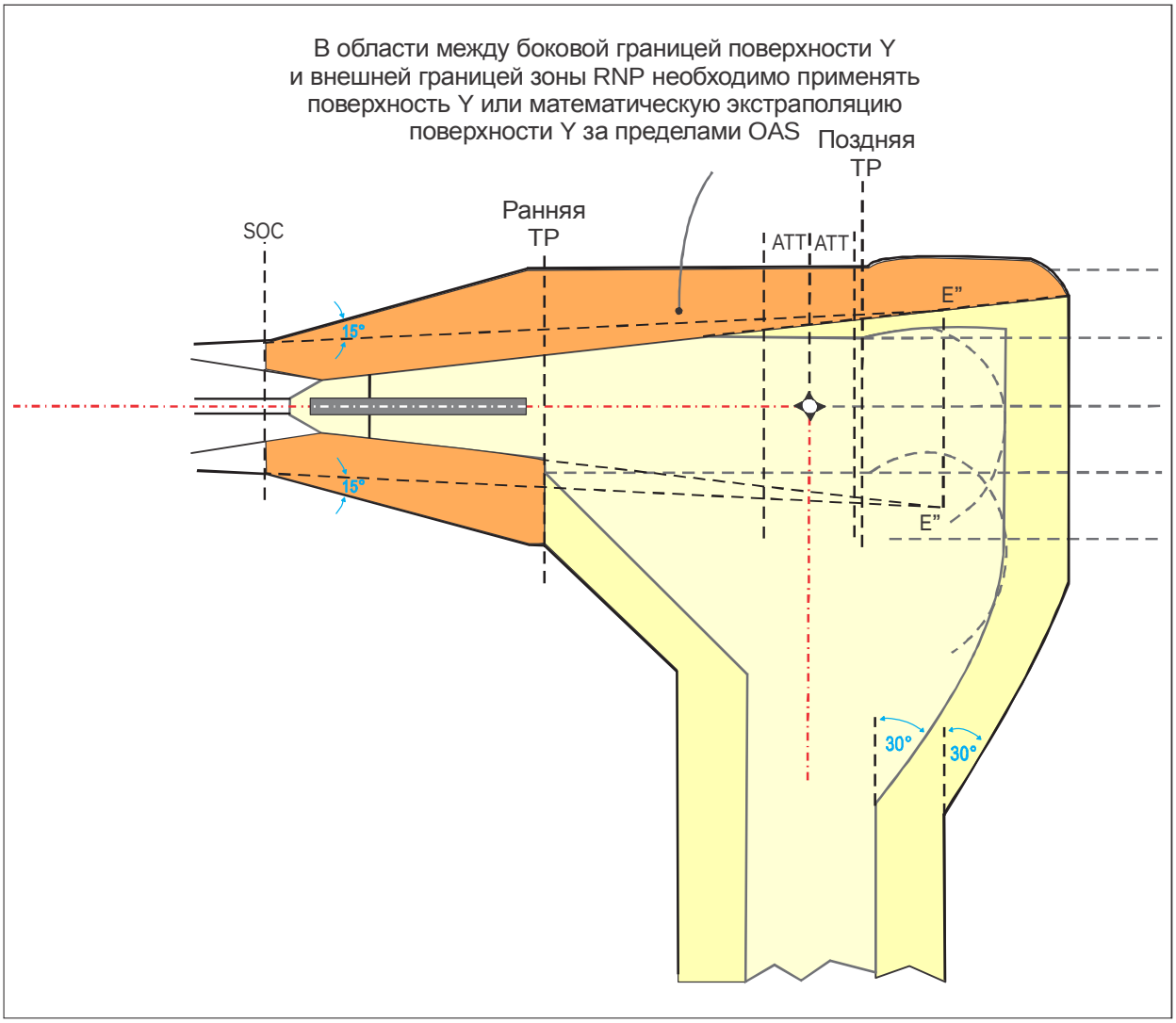


Рис. II-1-1-23. Пример: переход к RNAV 1 или RNP 1, разворот в точке пути "флай-бай" до окончания точного участка

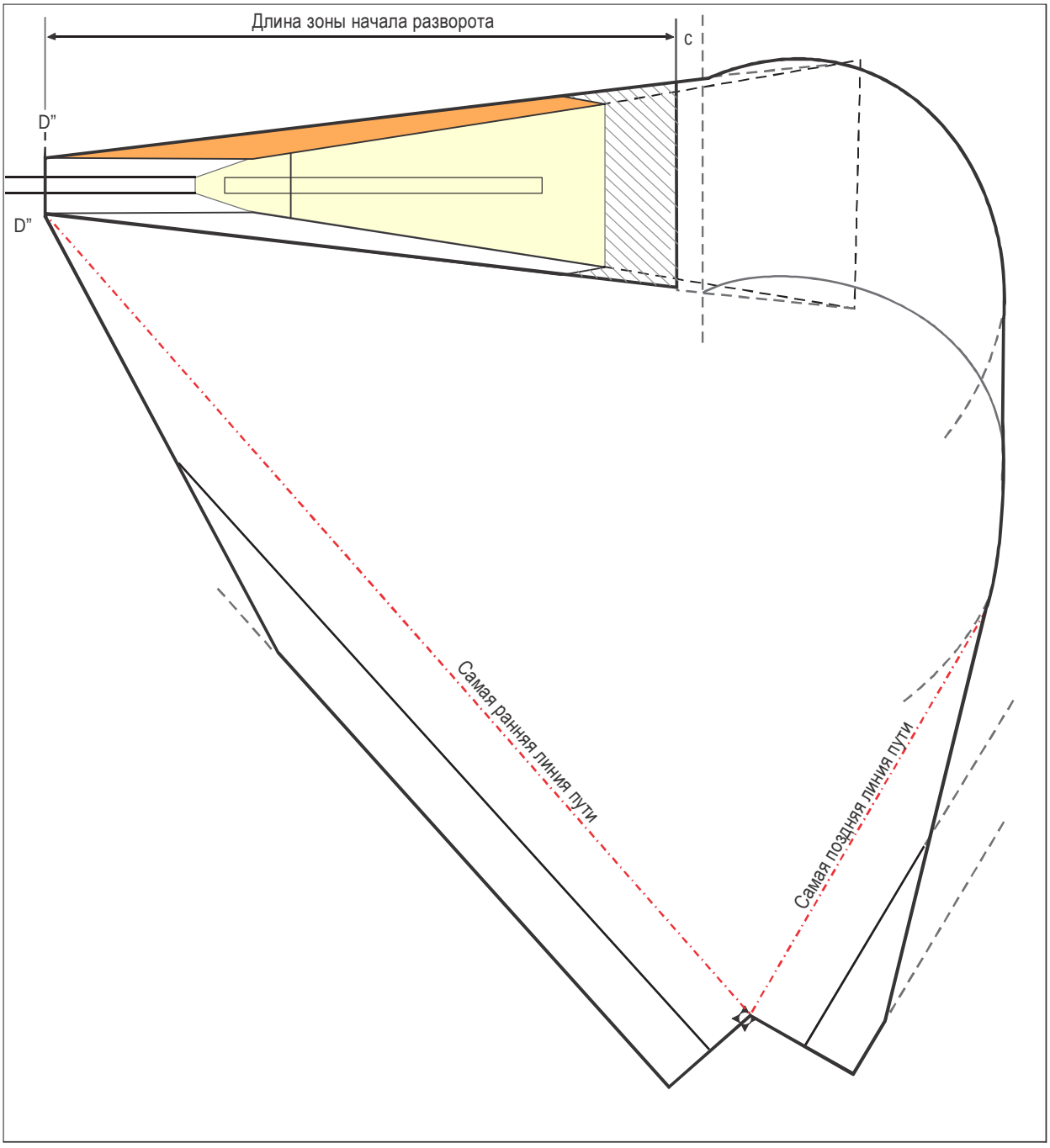


Рис. II-1-1-24. Пример: разворот на абсолютной высоте прямо до контрольной точки RNAV 1 или RNP 1

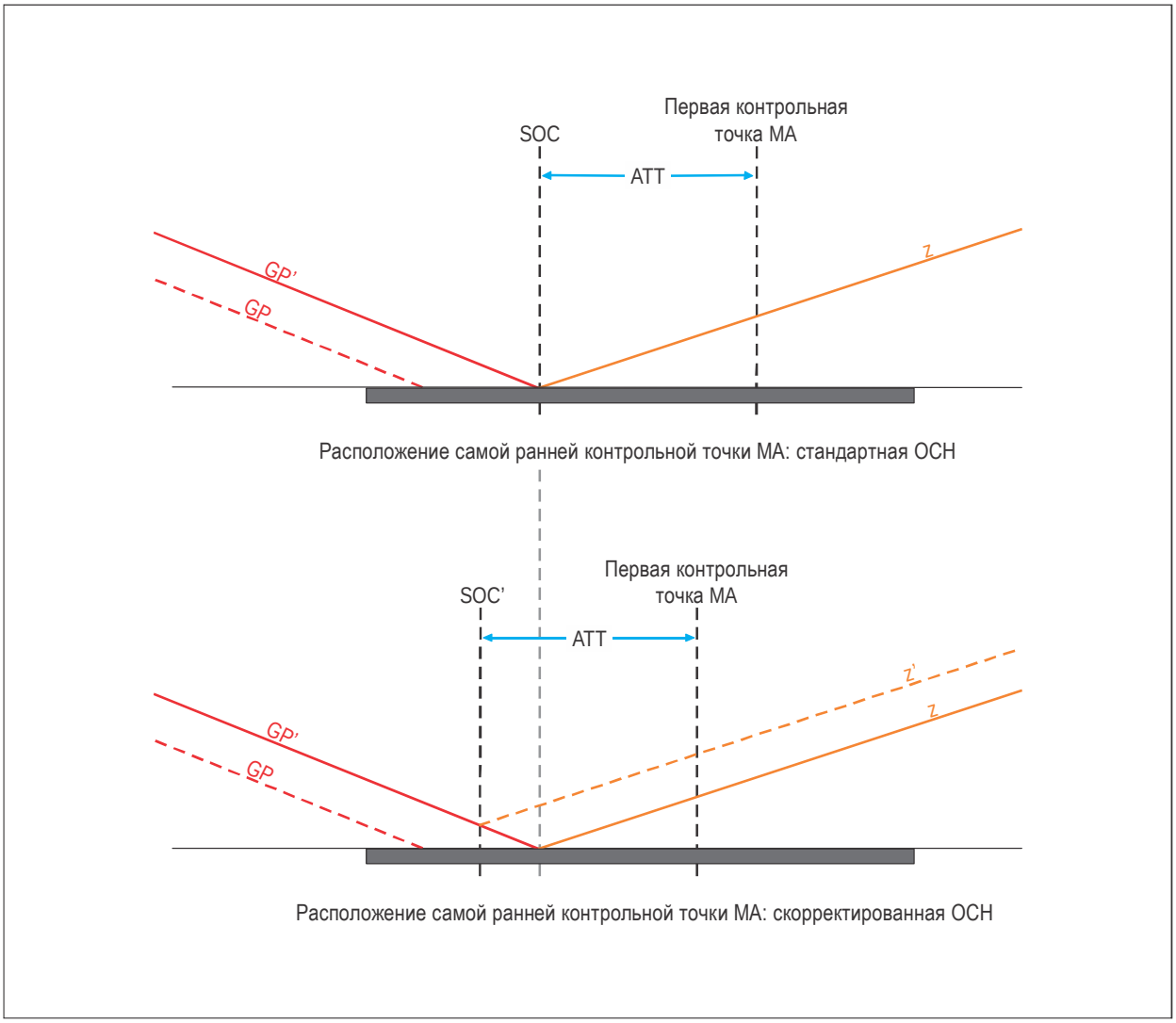


Рис. II-1-1-25. Расположение самой ранней контрольной точки для ухода на второй круг по RNAV или RNP

Добавление A к главе 1

ILS: УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С РАЗВОРОТОМ, СВЯЗАННЫЙ С ТОЧНЫМ ЗАХОДОМ НА ПОСАДКУ

(См. п. 1.5.3 "Уход на второй круг с разворотом" главы 1.)

Примечание. С 4 ноября 2021 года на данное добавление дается ссылка в главе 3 раздела 1 части II и в главе 6 раздела 3 части III, и оно содержит материал, который может дополнить инструктивные указания, приведенные соответственно для полетов по MLS и GLS.

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Настоящее дополнение содержит инструктивный материал в отношении способа корректировки абсолютной высоты разворота или местоположения TP в случае связанного с точным заходом на посадку ухода на второй круг с разворотом, в нем приводится ряд простых формул, применяемых, когда необходимо увеличить ОСА/Н.

1.2 В нем также излагается метод, применение которого к развороту на абсолютной высоте, начатому в пределах точного участка, снижает проигрыш из-за некоторых препятствий, обусловленный применением более общих методов, предусмотренных п. 1.5.3 "Уход на второй круг с разворотом" главы 1.

2. КОРРЕКТИРОВКИ АБСОЛЮТНОЙ ВЫСОТЫ РАЗВОРОТА/МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ TP

2.1 Разворот на абсолютной высоте

2.1.1 Предположим, что для уклонения от препятствия 01 задан разворот на абсолютной высоте.

2.1.2 *Препятствие расположено прямо по курсу в зоне разворота* (см. рис. II-1-1-Доб A-1). Если невозможно с достаточным запасом пролететь над препятствием, расположенным в зоне разворота, как препятствие 02, проблема решается следующим образом:

a) уменьшается абсолютная высота разворота для исключения препятствия 02 из зоны разворота. В этом случае может возникнуть проблема из-за препятствий в зоне начала разворота (например, препятствие 03). Это означает, что может оказаться невозможным уменьшить, насколько необходимо, абсолютную высоту разворота (поскольку необходимо, чтобы абсолютная высота разворота по крайней мере составляла: превышение препятствия 03 + МОС, применяемый для разворотов);

b) ограничивается скорость на конечном этапе ухода на второй круг. В этом случае уменьшается радиус разворота, и препятствие 02, возможно, окажется вне зоны разворота. (Всегда в случае ограничения скорости публикуемая скорость остается больше скорости промежуточного этапа ухода на второй круг);

c) увеличивается OCA/H. Это ведет к увеличению абсолютной высоты разворота без перемещения самой поздней TP. Новая OCA/H может быть найдена методом, рассмотренным в п. 3.

2.1.3 *Препятствие в зоне начала разворота*. Если препятствие в зоне начала разворота (например, препятствие 03) превышает абсолютную высоту разворота, уменьшенную на величину запаса, применяемого для разворотов, необходимо увеличить абсолютную высоту разворота следующими способами:

a) увеличить абсолютную высоту разворота путем перемещения самой поздней TP дальше от SOC. Это допускается до тех пор, пока препятствие 01 остается вне зоны разворота;

b) если это не представляется возможным, может ограничиваться скорость на конечном этапе ухода на второй круг для уменьшения радиуса разворота и сохранения препятствия 01 вне зоны разворота;

c) увеличить OCA/H без перемещения самой поздней TP. Новую OCA/H можно найти с помощью формулы в п. 3.

2.1.4 *Препятствие в зоне разворота на траверзе прямолинейного участка линии пути в начале ухода на второй круг прямо по курсу*. Если над препятствием в зоне разворота, например над препятствием 04, невозможно пролететь с соответствующим запасом, используются варианты a) или b), изложенные ранее в п. 2.1.3 "Препятствие в зоне начала разворота".

2.2 Разворот в заданной TP

2.2.1 *Препятствие прямо по курсу в зоне разворота*. Если невозможно пролететь с соответствующим запасом над препятствием прямо по курсу в зоне разворота (например, препятствие 02 на рис. II-1-1-Доб A-2), используются следующие варианты:

a) TP перемещается ближе к SOC для исключения препятствия 02 из зоны разворота. В этом случае может оказаться трудным получить в самой ранней TP вертикальный запас, применимый для разворотов (который должен существовать в более низкой точке номинальной траектории полета);

b) при невозможности разрешения этой проблемы можно ограничить скорость конечного этапа ухода на второй круг, чтобы уменьшить радиус разворота и исключить препятствие 02 из данной зоны; и

c) увеличивается OCA/H с помощью метода, рассмотренного в п. 3.

2.2.2 *Препятствие на траверзе прямолинейного участка линии пути в начале ухода на второй круг (и до линии самой ранней TP)*. Если над препятствием, например, 04 (см. рис. II-1-1-Доб A-2) невозможно пролететь с соответствующим запасом, данная проблема решается следующими способами:

a) TP перемещается дальше от SOC. Это приводит к увеличению номинальной абсолютной высоты над препятствием, а препятствие 04 может даже оказаться вне зоны разворота. Конечно, это допускается до тех пор, пока препятствие 01 (см. рис. II-1-1-Доб A-2) остается за пределами данной зоны;

b) если это невозможно, может ограничиваться скорость конечного этапа ухода на второй круг;

c) увеличивается OCA/H с помощью метода, рассмотренного в п. 3.

3. ВЫЧИСЛЕНИЕ ОСА/Н

3.1 Вычисление ОСН на основе данных о препятствии (h_o, d_o)

Независимо от расположения препятствий в зоне разворота, соответствующие этим препятствиям ОСН можно найти по формуле:

$$\text{ОСН} = \frac{(h_o + \text{МОС})\ \text{ctg}\ Z - d + 900}{\text{ctg}\ Z + \text{ctg}\ \theta} + \text{HL},$$

где h_o – относительная высота препятствия (в метрах) над порогом ВПП;

θ – угол наклона глиссады;

МОС – запас, применяемый для разворотов (в метрах);

d (в метрах) = расстояние (от порога ВПП до ТР) + d_o.

В случае разворота на абсолютной высоте:

d_o – кратчайшее расстояние от препятствия до границы зоны начала разворота;

d = расстояние (от порога до самой ранней ТР) + d_o.

В случае разворота в заданной ТР:

d_o – кратчайшее расстояние от препятствия до самой ранней ТР (линия К-К).

3.2 Вычисление ОСН при недостатке абсолютной высоты над препятствием

Данный метод применяется, если установлено, что проблему создает одно препятствие. Это означает, что номинальная абсолютная высота над препятствием будет недостаточной для самолета, осуществляющего набор высоты в SOC с вычисленной ранее ОСН. Если обозначить разность по абсолютной высоте как dif (alt), необходимое увеличение ОСН (dif (ОСН)) определится по формуле:

$$\text{dif (ОСН)} = \frac{\text{dif (alt)}\ \text{ctg}\ Z}{\text{ctg}\ Z + \text{ctg}\ \theta}.$$

Данный метод также может применяться для разворота на абсолютной высоте в тех случаях, когда препятствие в зоне начала разворота выше, чем (абсолютная высота разворота – МОС). Тогда необходимое увеличение ОСН (см. п. 2.1.3 b) "Препятствие в зоне начала разворота") определяется по приведенной выше формуле, в которой:

dif (alt) = превышение препятствия + МОС – предыдущая абсолютная высота разворота.

4. МЕТОД УМЕНЬШЕНИЯ ЗОНЫ РАЗВОРОТА ДЛЯ РАЗВОРОТОВ НА АБСОЛЮТНОЙ ВЫСОТЕ, НАЧАТЫХ В ПРЕДЕЛАХ ТОЧНОГО УЧАСТКА

4.1 Зона начала разворота

Зона начала разворота может быть более точно определена путем ее нанесения в состав двух частей. Первая часть представляет собой зону, ограниченную контуром OAS на абсолютной высоте разворота, усеченным в точке разворота, как указано в п. 1.5.3.2.1 главы 1. Вторая часть зоны ограничена:

a) контуром OAS на 300 м, усеченным линией, соединяющей точки D";

b) двумя линиями D_{TL}, определяемыми следующим образом:

D_T = (HL – RDH) ctg θ + 900 м, единицы СИ,

где D_T – расстояние от точки ухода на второй круг на GP до соответствующего SOC на GP'.

Затем расстояние D_T наносится от каждой точки D" в направлении E" к точкам Y и V. После этого через точки Y и V от контура OAS на 300 м к контуру OAS на абсолютной высоте разворота наносятся линии D_{TL} таким образом, чтобы они были параллельны линиям DD". Построенная таким способом зона, заключенная между указанными двумя частями, является зоной начала разворота (см. рис. II-1-1-Доб A-3).

4.2 Зона разворота

Внешняя граница зоны разворота теперь может быть построена на основе указанной выше зоны начала разворота путем использования принципов и методов, подробно изложенных в главе 3 "Построение зоны разворота" раздела 2 части I, и их применение к точкам D", V, W и X. Однако когда внешняя граница (линия B – см. рис. II-1-1-Доб A-4) становится параллельной линии D_{TL}, а также при разворотах с любым большим углом, необходимо также учитывать спираль разворота от точки Y.

4.3 Запас высоты над препятствиями для разворотов менее чем на 75˚

4.3.1 *Зоны разворота для разворотов менее чем на 75º.* С целью применения запасов высоты над препятствиями зона разворота делится на четыре зоны. Первая зона заключена в пределах контура OAS на относительной высоте разворота, усеченного линией точки разворота. Другие зоны определяются границами зоны разворота и линиями 1 и 2 на рис. II-1-1-Доб A-5, проведенными параллельно границе раннего разворота из самой консервативной точки контура OAS на относительной высоте разворота и от линии точки разворота. Указанные зоны обозначены цифрами с 1 по 4, как показано на рис. II-1-1-Доб A-5.

4.3.2 *Зона 1.* В зоне 1 превышение/относительная высота препятствий составляет менее чем:

Абсолютная/относительная высота разворота – MOC,

MOC = 50 м (164 фут) для разворотов более чем на 15˚;

MOC = 30 м (98 фут) для разворотов на 15˚ или менее.

4.3.3 *Зона 2.* В зоне 2 превышение/относительная высота препятствий составляет менее чем:

Абсолютная/относительная высота разворота + d_o tg Z – MOC,

где d_o – кратчайшее расстояние от препятствия до линии точки разворота (см. рис. II-1-1-Доб А-6);

Z – угол наклона поверхности ухода на второй круг;

МОС = 50 м (164 фут) для разворотов более чем на 15º и 30 м (98 фут) для разворотов на 15º или менее.

4.3.4 *Зона 3.* В зоне 3 превышение/относительная высота препятствий составляет менее чем:

$$\text{Абсолютная/относительная высота разворота} + d_o \operatorname{tg} Z - \text{МОС},$$

где d_o – расстояние от препятствия до контура OAS на абсолютной высоте разворота, измеренное вдоль линии, параллельной границе раннего разворота (см. рис. II-1-1-Доб А-6);

Z – угол наклона поверхности ухода на второй круг;

МОС = 50 м (164 фут) для разворотов более чем на 15º и 30 м (98 фут) для разворотов на 15º или менее.

4.3.5 *Зона 4.* В зоне 4 относительная высота препятствий составляет менее чем:

$$A_w X_м + C_w + d_o \operatorname{tg} Z - \text{МОС},$$

где A_w – коэффициент А поверхности W OAS;

$X_м$ – X-координата OAS точки М;

C_w – коэффициент С поверхности W OAS;

d_o – расстояние от препятствия до поверхности W OAS, измеренное вдоль линии, параллельной границе раннего разворота (см. рис. II-1-1-Доб А-6);

Z – угол наклона поверхности ухода на второй круг;

МОС = 50 м (164 фут) для разворотов более чем на 15º и 30 м (98 фут) для разворотов на 15º или менее.

4.3.6 *Не рассматриваемые препятствия.* Препятствия в заштрихованной зоне на рис. II-1-1-Доб А-6 не требуют рассмотрения в качестве препятствий ухода на второй круг, поскольку они уже учтены при рассмотрении ухода на второй круг в пределах точного участка и поскольку воздушное судно при уходе на второй круг выполняет разворот в противоположную от них сторону. Внутренними границами данной зоны являются продолжение линии точки разворота, контур OAS на абсолютной высоте разворота и поверхностьW OAS.

4.4 Запас высоты над препятствиями для разворотов более чем на 75˚

4.4.1 *Зоны разворота для разворотов более чем на 75°.* С целью применения запасов высоты над препятствиями зона разворота делится на две зоны. Первая зона заключена в пределах усеченного линией точки разворота контура OAS на абсолютной высоте разворота, как указано в п. 4.3.1 "Зоны разворота для разворотов менее чем на 75°". В данной зоне превышение/относительная высота препятствий составляет менее чем:

$$\text{Абсолютная/относительная высота разворота} - 50 \text{ м}.$$

В оставшейся части зоны абсолютная/относительная высота препятствий составляет менее чем:

$$\text{Абсолютная/относительная высота разворота} + d_o \gamma - 50 \text{ м},$$

где d_o – кратчайшее расстояние от препятствия до контура OAS на абсолютной высоте разворота или до линии точки разворота (см. рис. II-1-1-1-Доб A-7);

γ – градиент набора высоты поверхности ухода на второй круг или коэффициент A поверхности W OAS в зависимости от того, что меньше.

4.4.2 *Не рассматриваемые препятствия.* Препятствия, расположенные ниже участка внешней поверхности Y, ограниченного:

a) контуром на 300 м,

b) контуром OAS на абсолютной высоте разворота,

c) продолжением линии точки разворота,

d) линией DD”,

не требуют рассмотрения в качестве препятствий ухода на второй круг (см. заштрихованную часть на рис. II-1-1-Доб A-7).

4.5 ОСН больше 140 м

Описанные в п. 4.3.1 "Зоны разворота для разворотов менее чем на 75º" и п. 4.4.1 "Зоны разворота для разворотов более чем на 75º" построения будут невозможны, когда ОСН больше приблизительно 140 м. В этом случае в рис. II-1-1-Доб A-6 и II-1-1-Доб A-7 вносятся изменения, изображенные соответственно на рис. II-1-1-Доб A-8 и II-1-1-Доб A-9.

5. ОПУБЛИКОВАНИЕ

В случае ограничения скорости на конечном этапе ухода на второй круг, осуществляемого для уменьшения радиуса разворота и исключения препятствия, опубликованная скорость остается большей скорости на промежуточном этапе ухода на второй круг.

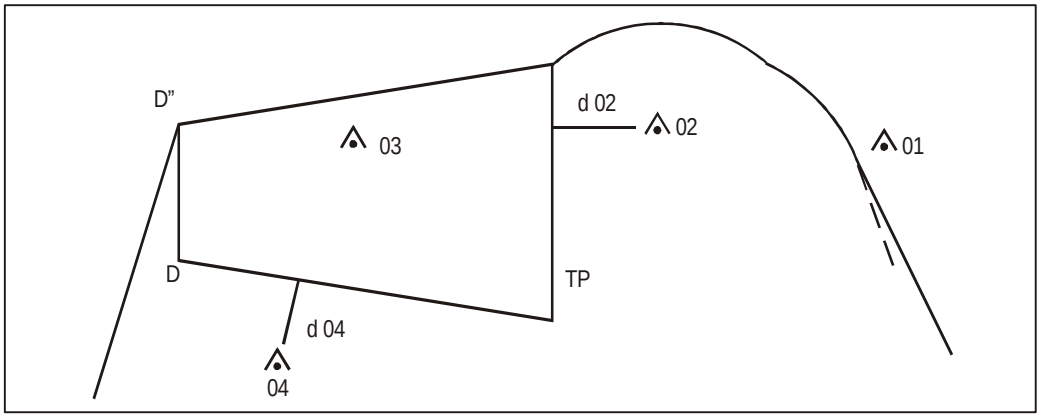


Рис. II-1-1-Доб A-1. Разворот на абсолютной высоте

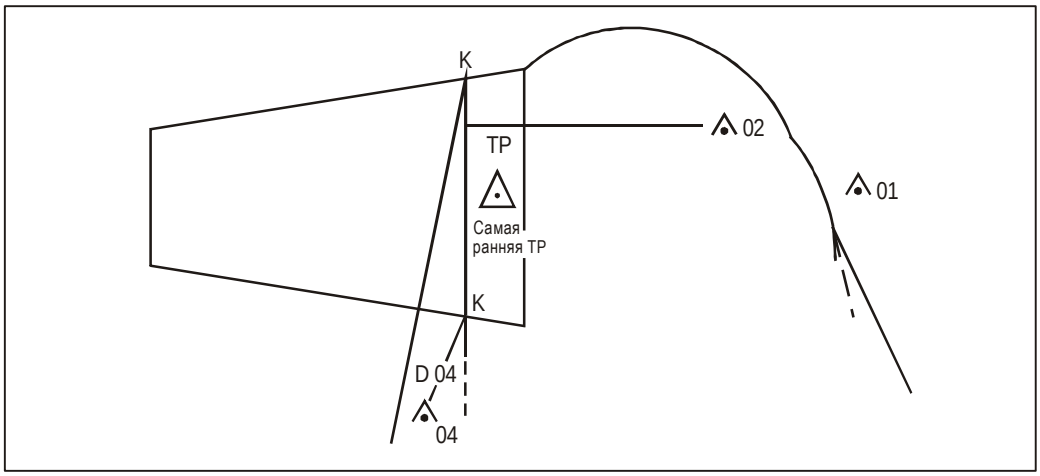


Рис. II-1-1-Доб A-2. Разворот в заданной точке разворота

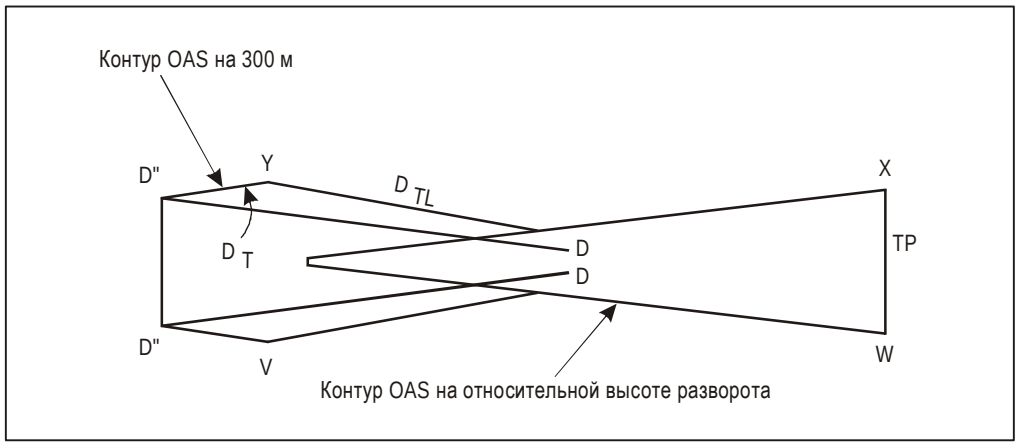
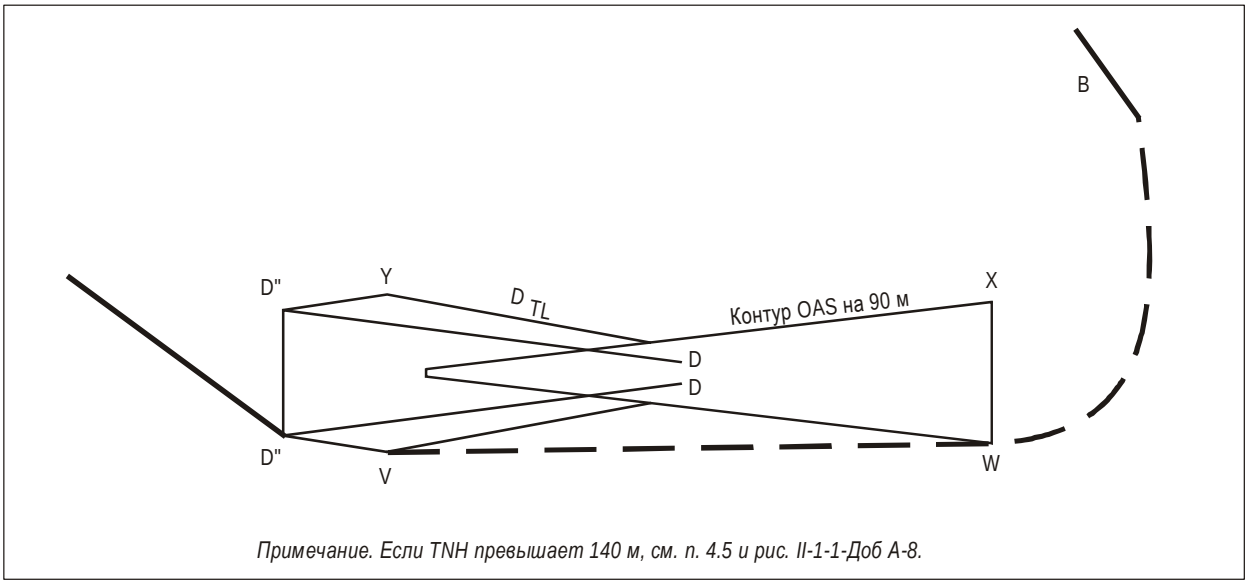


Рис. II-1-1-Доб A-3. Зона начала разворота (относительная высота разворота 90 м)



Примечание. Если TNH превышает 140 м, см. п. 4.5 и рис. II-1-1-Доб A-8.

Рис. II-1-1-Доб A-4. Зона разворота (TNH = 90 м)

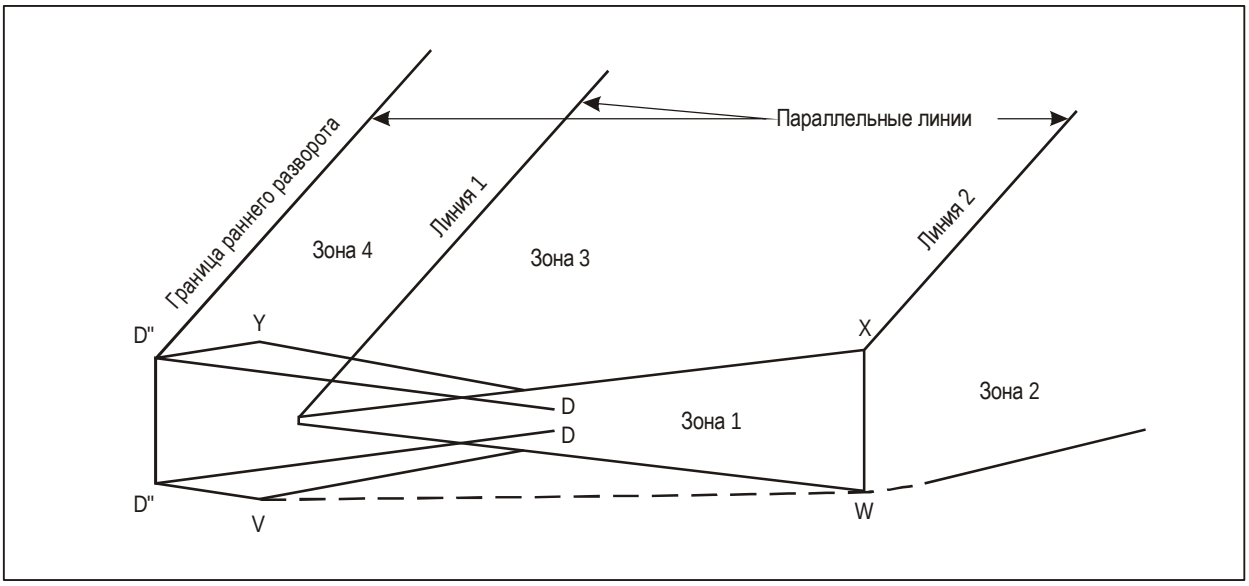


Рис. II-1-1-Доб A-5. Зоны применения запаса высоты над препятствиями (TNH = 90 м)

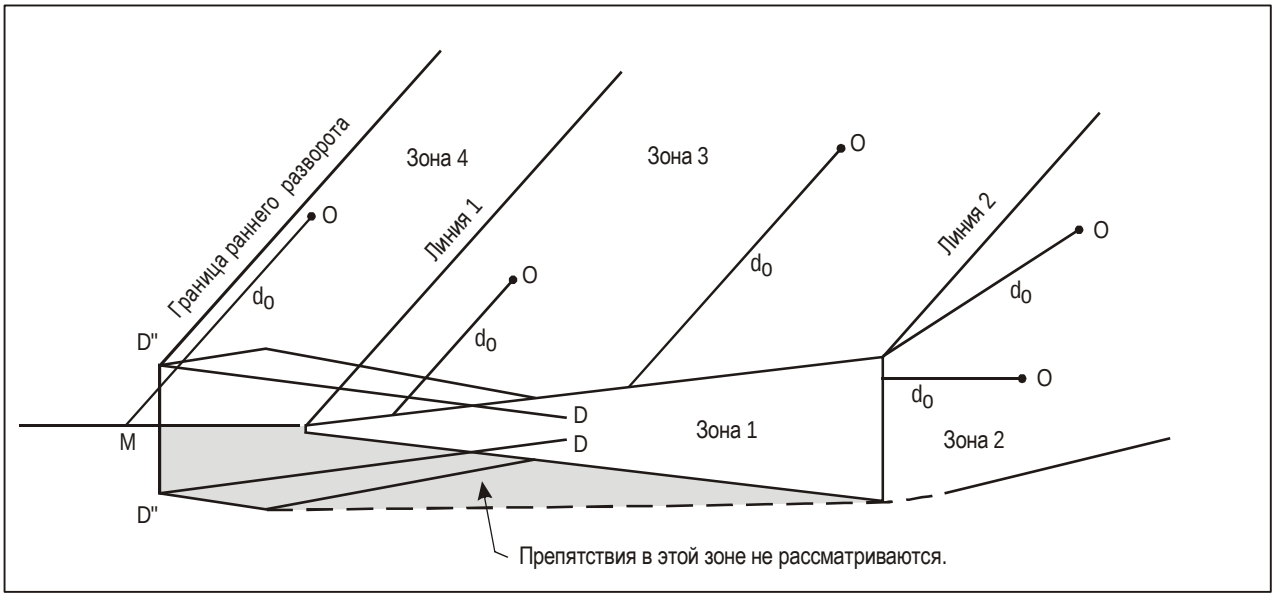


Рис. II-1-1-Доб A-6. Измерение расстояний d_0 до препятствий (разворот менее чем на 75°)

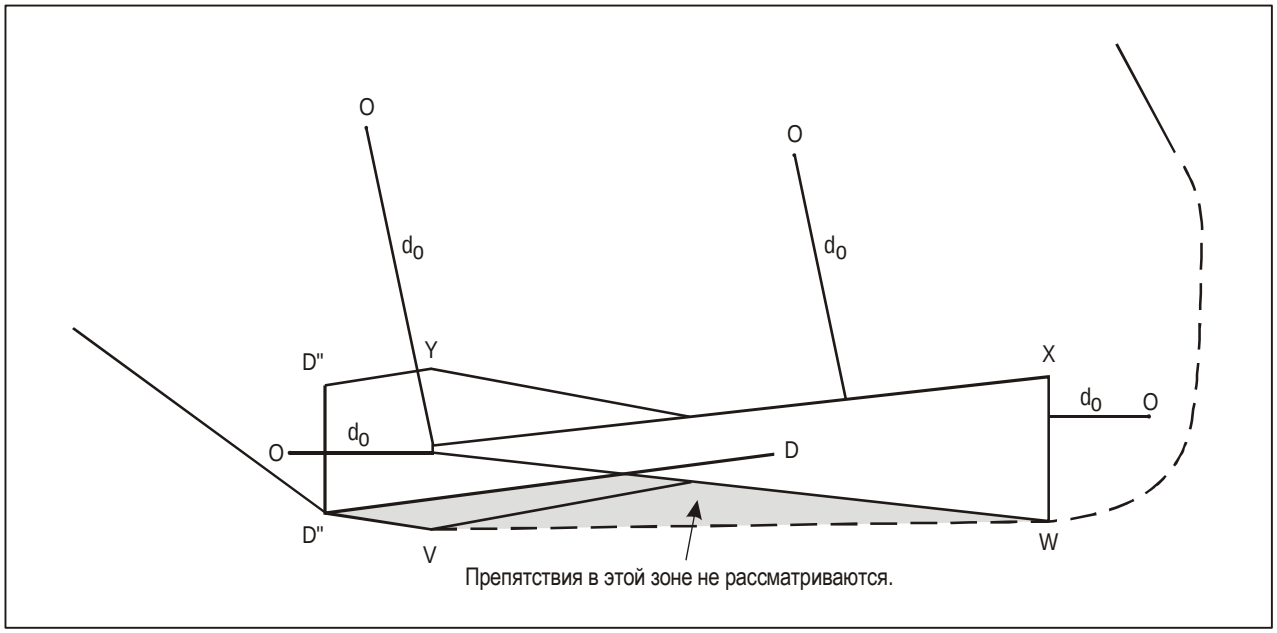


Рис. II-1-1-Доб A-7. Измерение расстояний d_0 до препятствий (разворот более чем на 75°)

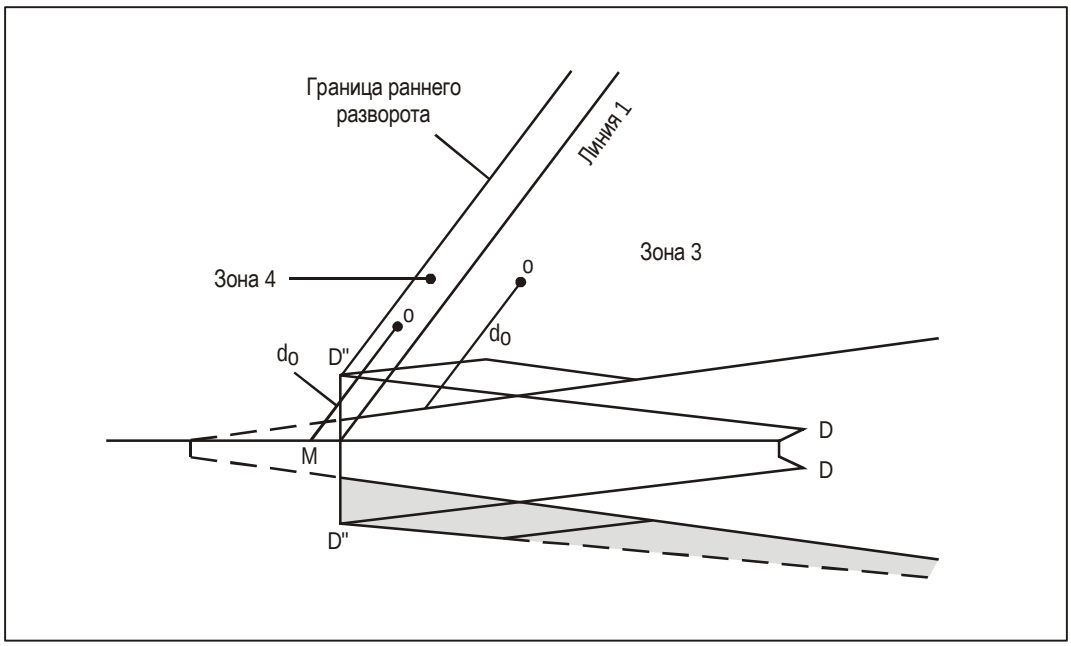


Рис. II-1-1-Доб A-8. Случай, когда TNH превышает 140 м (приблизительно) (разворот менее чем на 75°)

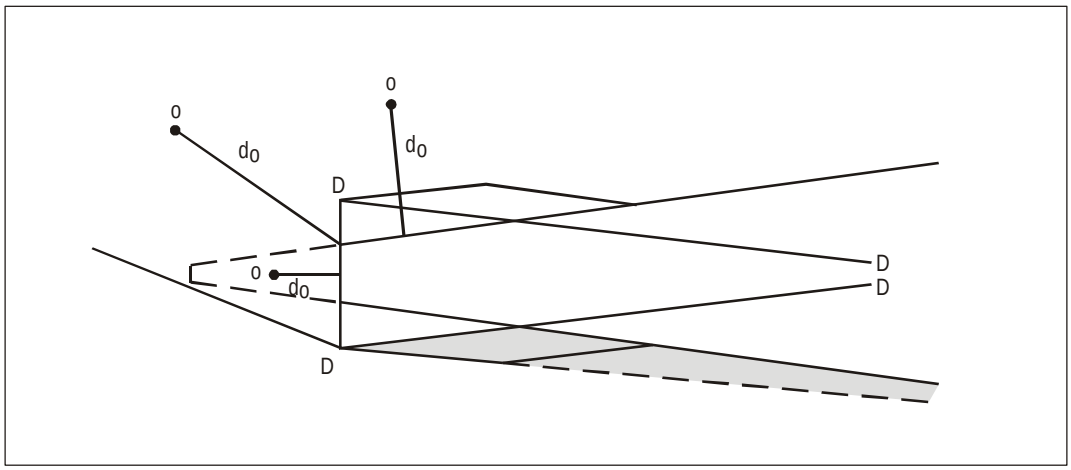


Рис. II-1-1-Доб A-9. Случай, когда TNH превышает 140 м (приблизительно) (разворот более чем на 75°)

— — — — — — — —

Добавление B к главе 1

ILS ИЛИ MLS: ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ С БОЛЬШИМ УГЛОМ НАКЛОНА ГЛИССАДЫ

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Углы наклона глиссады более 3,5° должны применяться при построении схем захода на посадку только в целях обеспечения пролета препятствий и не должны использоваться в качестве эксплуатационных приемов снижения шума. Такие схемы являются нестандартными и требуют специального утверждения.

2. РАЗРАБОТКА СХЕМ

2.1 Критерии пролета препятствий

Следующие критерии пролета препятствий необходимо скорректировать с учетом указанного угла наклона глиссады:

a) поверхность W поверхностей OAS,

b) начало поверхности Z поверхностей OAS и

c) запас на потерю высоты/высотомер (см. п. 3).

2.2 Определение коэффициентов OAS

Поверхность W: коэффициент A_w определяется по формуле:

$$A_w = 0{,}0239 + 0{,}0092\ (\theta - 2{,}5),$$

где θ – угол наклона глиссады в градусах.

Коэффициент $C_w = -6{,}45$.

Поверхности X и Y: для всех углов наклона глиссады, превышающих 3,5°, используются коэффициенты поверхностей X и Y для угла наклона глиссады 3,5° и для соответствующего расстояния между курсовым радиомаяком и порогом ВПП.

Поверхность Z: коэффициент C_Z для поверхности Z определяется по формуле:

$$C_Z = -A_Z X_{ZO},$$

где A_z представляет собой коэффициент A для выбранного градиента ухода на второй круг, а X_{zo} является новой координатой начала поверхности Z:

$$X_{ZO} = –900 – 50\ (\theta – 3{,}5°)/0{,}1°.$$

2.3 Определение относительной высоты эквивалентного препятствия захода на посадку

Используется формула:

$$h_a = [h_{ma}\ \text{ctg}\ Z + (x – X_{zo})]/(\text{ctg}\ Z + \text{ctg}\ \theta),$$

где h_a – относительная высота эквивалентного препятствия захода на посадку;

h_{ma} – относительная высота препятствия ухода на второй круг;

θ – угол наклона глиссады;

Z – угол наклона поверхности ухода на второй круг;

X_{zo} – новая координата начала поверхности Z;

x – расстояние от препятствия до порога ВПП (отрицательное за порогом ВПП).

Примечание. При использовании критериев, указанных в тексте и на рисунках, содержащихся в п. 1.5 и в п. 3.5 "Участок ухода на второй круг" главы 3 следует применять новую рассчитанную координату (X_{zo}) начала поверхности Z вместо значения –900 м.

2.4 Повторное обследование препятствий

В связи с изменением конфигурации OAS может потребоваться повторное обследование препятствий.

2.5 Опубликование

На карте захода на посадку по приборам следует поместить специальное примечание, констатирующее, что для использования такой схемы требуются соответствующие воздушные суда и квалификация экипажа (см. п. 11.10.8.6 Приложения 4).

3. ЗАПАС НА ПОТЕРЮ ВЫСОТЫ И ИНЫЕ АСПЕКТЫ

3.1 Запасы на потерю высоты для углов наклона глиссады более 3,5° или менее 3,5°

Запас на потерю высоты может быть получен путем экстраполяции из формул, содержащихся в п. 1.4.8.8.3.1 и в п. 3.4.8.8.3.1 главы 3, озаглавленных в обоих случаях как "Запасы на потерю высоты/высотомер". Тем не менее такая экстраполяция может оказаться недействительной для углов наклона глиссады более 3,5° или менее 3,5°, когда номинальная скорость снижения (V_{at} для типа воздушного судна × синус угла наклона глиссады) превышает 5 м/с (1000 фут/мин), если по результатам сертификационных летных испытаний не проверен учет влияния:

a) конфигурации при минимальном лобовом сопротивлении,

b) сдвига ветра,

c) законов управления,

d) характеристик управляемости воздушного судна,

e) минимальной мощности для предотвращения обледенения,

f) модификации GPWS,

g) использования командного пилотажного прибора/автопилота,

h) приемистости двигателя и

i) увеличения V_{at} с учетом управляемости.

3.2 Дополнительные эксплуатационные аспекты в отношении запаса на потерю высоты

Кроме того, запас на потерю высоты может оказаться недостаточным, если не учтены эксплуатационные аспекты, касающиеся конфигурации, отказа двигателя, пределов максимального попутного ветра и минимального встречного ветра, GPWS, метеорологических минимумов, визуальных средств, квалификации экипажа и т. д.

Добавление C к главе 1

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ВЫСОТ И РАССТОЯНИЙ ГЛИССАДЫ СНИЖЕНИЯ ILS/УГЛА МЕСТА MLS

Примечание. С 4 ноября 2021 года на данное добавление дается ссылка в главе 3 раздела 1 части II и в главе 6 раздела 3 части III и оно содержит материал, который может дополнить инструктивные указания, приведенные соответственно для полетов по GLS.

1. Расчет относительных высот (H) глиссады ILS/MLS и горизонтальных расстояний (D) от порога ВПП выполняется на основе решения прямоугольного треугольника:

Единицы в системе СИ:

$$H = h + 1000\ D\ \mathrm{tg}\ \theta \quad \text{и} \quad D = 0{,}001(H - h)\ \mathrm{ctg}\ \theta,$$

где H – относительная высота в метрах,

h – относительная высота опорной точки в метрах,

D – расстояние от порога ВПП в километрах,

θ – угол наклона глиссады в градусах.

Единицы не в системе СИ:

$$H = h + 6076\ D\ \mathrm{tg}\ \theta \quad \text{и} \quad D = 0{,}0001646(H - h)\ \mathrm{ctg}\ \theta,$$

где H – относительная высота в футах,

h – относительная высота опорной точки в футах,

D – расстояние от порога ВПП в м. милях,

θ – угол наклона глиссады в градусах.

2. Для проверки того, что определенные таким образом относительные высоты и расстояния до порога ВПП отвечают требованиям Приложения 10 и PANS-OPS, должно быть рассмотрено влияние кривизны поверхности земли. При такой проверке могут использоваться таблицы II-1-1-Доб C-1 и II-1-1-Доб C-2. Для промежуточных расстояний, относительных высот и углов наклона глиссады применяется метод линейной интерполяции.

Для относительных высот опорных точек (h), не равных 15 м (49 фут):

а) величины, полученные из таблицы II-1-1-Доб C-1, должны быть скорректированы путем добавления ΔH,

где для единиц в системе СИ: $\Delta H = h - 15$ (таблица II-1-1-Доб C-1a))

и

для единиц не в системе СИ: $\Delta H = h - 49$ (таблица II-1-1-Доб C-1b));

b) величины, полученные из таблицы II-1-1-Доб C-2, должны быть скорректированы путем добавления ΔD,

где для единиц в системе СИ: $\Delta D = 0{,}00092(15 - h) \operatorname{ctg} \theta$ (таблица II-1-1-Доб C-2a))

и

для единиц не в системе СИ: $\Delta D = 0{,}0001514(49 - h) \operatorname{ctg} \theta$ (таблица II-1-1-Доб C-2b)).

Следующие формулы могут применяться как для промежуточных значений расстояний, относительных высот и углов наклона глиссады, так и для значений, бóльших их максимальных величин, указанных в таблицах II-1-1-Доб C-1 и II-1-1-Доб C-2:

единицы в системе СИ: $H = h + 1000 \operatorname{tg} \theta + 0{,}0785 D^2$

и

единицы не в системе СИ: $H = h + 6076 \operatorname{tg} \theta + 0{,}8833 D^2$.

3. Относительные высоты округляются до ближайшей величины, кратной 5 м (10 фут), а расстояния округляются до десятых долей километров (м. миль).

Примечание 1. При округлении относительных высот до ближайшей величины, кратной 5 м (10 фут), упомянутая в п. 2 проверка для расстояний от порога ВПП менее 8 км, или 4 м. мили, не будет давать значительных расхождений с результатами обычного геометрического расчета на основе решения прямоугольного треугольника. Это также относится к округлению расстояний до ближайших десятых долей километров (морских миль) для относительных высот менее 500 м, или 2100 фут.

Примечание 2. При определении относительных высот глиссады в контрольной точке внешнего маркерного радиомаяка или иной контрольной точке используются неокругленные значения относительной высоты.

Таблица II-1-1-Доб С-1а). Относительная высота контрольной точки над порогом ВПП в метрах с учетом кривизны земли (относительная высота опорной точки равна 15 м). Единицы в системе СИ

Угол наклона глиссады	Удаление контрольной точки от порога ВПП (км)																			
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
2,5°	59	103	147	191	235	280	324	369	414	459	505	550	596	642	688	734	780	826	873	920
2,6°	60	106	152	198	244	290	337	383	430	477	524	571	618	666	714	762	810	858	906	955
2,7°	62	110	157	205	253	301	349	397	446	494	543	592	641	691	740	790	839	889	939	990
2,8°	64	113	162	212	262	311	361	411	462	512	562	613	664	715	766	818	869	921	972	1 024
2,9°	66	117	168	219	270	322	373	425	477	529	582	634	687	740	792	846	899	952	1 006	1 060
3,0°	67	120	173	226	279	332	386	439	493	547	601	655	710	764	819	874	929	984	1 039	1 094
3,1°	69	124	178	233	288	343	398	453	509	564	620	676	732	788	845	902	958	1 015	1 072	1 130
3,2°	71	127	183	240	296	353	410	467	524	582	639	697	755	813	871	930	988	1 047	1 106	1 164
3,3°	73	131	189	247	305	364	422	481	540	599	659	718	778	838	898	958	1 018	1 078	1 139	1 200
3,4°	74	134	194	254	315	374	435	495	556	617	678	739	801	862	924	986	1 048	1 110	1 172	1 235
3,5°	76	138	199	261	323	385	447	509	572	634	697	760	823	887	950	1 014	1 077	1 141	1 205	1 270

Угол наклона глиссады	Удаление контрольной точки от порога ВПП (км)																			
	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
2,5°	966	1 014	1 061	1 108	1 156	1 203	1 251	1 299	1 347	1 395	1 444	1 492	1 541	1 590	1 639	1 688	1 738	1 787	1 837	1 887
2,6°	1 003	1 052	1 101	1 150	1 199	1 249	1 298	1 348	1 398	1 448	1 498	1 548	1 599	1 650	1 700	1 751	1 803	1 854	1 905	1 957
2,7°	1 040	1 090	1 141	1 192	1 243	1 294	1 346	1 397	1 449	1 500	1 552	1 604	1 657	1 709	1 762	1 814	1 867	1 920	1 974	2 027
2,8°	1 077	1 129	1 181	1 234	1 287	1 340	1 393	1 446	1 499	1 553	1 606	1 660	1 714	1 769	1 823	1 877	1 932	1 987	2 042	2 097
2,9°	1 113	1 167	1 222	1 276	1 330	1 385	1 440	1 495	1 550	1 605	1 661	1 716	1 772	1 828	1 884	1 940	1 997	2 053	2 110	2 167
3,0°	1 150	1 206	1 262	1 318	1 374	1 431	1 487	1 544	1 601	1 657	1 715	1 772	1 830	1 888	1 945	2 003	2 062	2 120	2 178	2 237
3,1°	1 187	1 244	1 302	1 360	1 418	1 476	1 534	1 593	1 652	1 710	1 769	1 828	1 888	1 947	2 007	2 066	2 126	2 186	2 246	2 307
3,2°	1 224	1 283	1 342	1 402	1 462	1 522	1 582	1 642	1 702	1 763	1 824	1 884	1 945	2 007	2 068	2 129	2 191	2 253	2 315	2 377
3,3°	1 260	1 322	1 383	1 444	1 506	1 567	1 629	1 691	1 753	1 815	1 878	1 940	2 003	2 066	2 129	2 192	2 256	2 319	2 383	2 447
3,4°	1 297	1 360	1 423	1 486	1 549	1 613	1 676	1 740	1 804	1 868	1 932	1 996	2 061	2 126	2 190	2 256	2 321	2 386	2 451	2 517
3.5°	1 334	1 398	1 463	1 528	1 593	1 658	1 724	1 789	1 854	1 920	1 986	2 052	2 119	2 185	2 252	2 318	2 385	2 452	2 520	2 587

Таблица II -1-1-Доб C-1b). Относительная высота контрольной точки над порогом ВПП в футах с учетом кривизны земли (относительная высота опорной точки равна 49 фут). Единицы не в системе СИ

Угол наклона глиссады	Удаление контрольной точки от порога ВПП (м. мили)																			
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
2,5°	315	583	853	1 124	1 398	1 672	1 949	2 228	2 508	2 790	3 074	3 360	3 647	3 936	4 227	4 520	4 814	5 110	5 408	5 708
2,6°	326	604	885	1 167	1 451	1 736	2 024	2 313	2 604	2 896	3 191	3 487	3 785	4 085	4 386	4 690	4 994	5 302	5 610	5 920
2,7°	336	626	916	1 209	1 504	1 800	2 098	2 398	2 699	3 003	3 308	3 615	3 923	4 234	4 546	4 860	5 175	5 493	5 812	6 133
2,8°	347	647	948	1 252	1 557	1 864	2 172	2 483	2 795	3 109	3 425	3 742	4 061	4 382	4 705	5 030	5 356	5 684	6 014	6 346
2,9°	357	668	980	1 294	1 610	1 928	2 247	2 568	2 891	3 215	3 542	3 870	4 200	4 531	4 865	5 200	5 537	5 876	6 216	6 558
3,0°	368	689	1 012	1 336	1 663	1 991	2 321	2 653	2 986	3 322	3 659	3 997	4 338	4 680	5 024	5 370	5 718	6 067	6 418	6 771
3,1°	379	711	1 044	1 379	1 716	2 055	2 396	2 738	3 082	3 428	3 776	4 125	4 476	4 829	5 183	5 540	5 898	6 258	6 620	6 984
3,2°	390	732	1 076	1 422	1 770	2 119	2 470	2 823	3 178	3 534	3 892	4 253	4 614	4 978	5 343	5 710	6 079	6 450	6 822	7 196
3,3°	400	753	1 108	1 464	1 823	2 183	2 545	2 908	3 274	3 640	4 010	4 380	4 753	5 127	5 502	5 880	6 260	6 641	7 024	7 409
3,4°	411	774	1 140	1 507	1 876	2 247	2 619	2 993	3 369	3 747	4 127	4 508	4 891	5 276	5 662	6 051	6 441	6 833	7 226	7 622
3,5°	422	796	1 172	1 550	1 929	2 310	2 694	3 078	3 465	3 854	4 244	4 636	5 029	5 425	5 822	6 221	6 622	7 024	7 428	7 835

Таблица II-1-1-Доб C-2a). Удаление точки конечного участка захода на посадку/контрольной точки снижения от порога ВПП в километрах с учетом кривизны земли (относительная высота опорной точки равна 15 м). Единицы в системе СИ

Угол наклона глиссады	Относительная высота точки конечного участка захода на посадку/контрольной точки снижения над порогом ВПП (м)														
	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1 000	1 100	1 200	1 300	1 400	1 500
2,5°	1 941	4 207	6 455	8 686	10 899	13 096	15 276	17 440	19 588	21 721	23 839	25 942	28 031	30 105	32 166
2,6°	1 866	4 047	6 212	8 361	10 494	12 613	14 717	16 806	18 881	20 942	22 990	25 024	27 045	29 053	31 049
2,7°	1 798	3 899	5 986	8 059	10 118	12 164	14 196	16 215	18 221	20 215	22 197	24 166	26 124	28 069	30 004
2,8°	1 734	3 761	5 776	7 778	9 768	11 745	13 710	15 663	17 605	19 536	21 455	23 363	25 260	27 147	29 023
2,9°	1 674	3 633	5 580	7 516	9 440	11 353	13 255	15 147	17 028	18 899	20 759	22 610	24 450	26 281	28 102
3,0°	1 619	3 513	5 397	7 270	9 133	10 986	12 829	14 663	16 487	18 301	20 106	21 901	23 689	25 467	27 236
3,1°	1 566	3 400	5 225	7 040	8 846	10 642	12 430	14 208	15 978	17 739	19 492	21 236	22 972	24 700	26 419
3,2°	1 518	3 295	5 064	6 824	8 575	10 318	12 053	13 780	15 499	17 209	18 912	20 608	22 295	23 976	25 648
3,3°	1 472	3 196	4 912	6 620	8 321	10 013	11 699	13 376	15 047	16 710	18 366	20 015	21 657	23 292	24 920
3,4°	1 429	3 102	4 769	6 428	8 081	9 726	11 344	12 995	14 620	16 238	17 849	19 454	21 052	22 644	24 230
3,5°	1 388	3 014	4 634	6 247	7 854	9 454	11 048	12 635	14 216	15 791	17 360	18 923	20 480	22 031	23 576

Угол наклона глиссады	Относительная высота точки конечного участка захода на посадку/контрольной точки снижения над порогом ВПП (м)														
	1 600	1 700	1 800	1 900	2 000	2 100	2 200	2 300	2 400	2 500	2 600	2 700	2 800	2 900	3 000
2,5°	34 212	36 246	38 267	40 274	42 270	44 252	46 223	48 182	50 129	52 064	53 989	55 902	57 804	59 696	61 577
2,6°	33 032	35 003	36 963	38 910	40 846	42 771	44 685	46 588	48 480	50 361	52 232	54 093	55 944	57 785	59 616
2,7°	31 927	33 839	35 740	37 630	39 510	41 380	43 239	45 088	46 928	48 758	50 578	52 389	54 191	55 983	57 767
2,8°	30 889	32 745	34 591	36 427	38 254	40 071	41 878	43 677	45 466	47 247	49 018	50 781	52 536	54 282	56 020
2,9°	29 914	31 717	33 510	35 295	37 071	38 838	40 596	42 346	44 087	45 821	47 546	49 263	48 092	52 674	54 368
3,0°	28 996	30 749	32 492	34 228	35 955	37 674	39 386	41 089	42 785	44 473	46 154	47 827	49 493	51 152	52 803
3,1°	28 131	29 835	31 531	33 220	34 901	36 575	38 241	39 901	41 553	43 198	44 836	46 467	40 092	49 710	51 321
3,2°	27 314	28 972	30 623	32 268	33 904	35 535	37 159	38 776	40 386	41 990	43 581	45 178	46 763	48 341	49 914
3,3°	26 541	28 156	29 764	31 366	32 961	34 550	36 133	37 709	39 280	40 844	42 402	43 955	45 501	47 042	48 577
3,4°	25 809	27 383	28 950	30 511	32 066	33 616	35 159	36 697	38 229	39 756	41 277	42 792	44 302	45 807	47 306
3,5°	25 116	26 649	28 177	29 700	31 217	32 728	34 235	35 736	37 231	38 722	40 207	41 687	43 162	44 632	46 097

Таблица II-1-1-Доб C-2b). Удаление точки конечного участка захода на посадку/контрольной точки снижения от порога ВПП в м. милях с учетом кривизны земли (относительная высота опорной точки равна 49 фут). Единицы не в системе СИ

Угол наклона глиссады	Относительная высота точки конечного участка захода на посадку/контрольной точки снижения над порогом (фут)														
	300	600	900	1 200	1 500	1 800	2 100	2 400	2 700	3 000	3 300	3 600	3 900	4 200	4 500
2,5°	943	2 063	3 175	4 278	5 374	6 462	7 543	8 616	9 682	10 741	11 793	12 838	13 877	14 909	15 934
2,6°	907	1 985	3 055	4 118	5 174	6 223	7 265	8 301	9 330	10 353	11 370	12 380	13 385	14 384	15 376
2,7°	874	1 912	2 944	3 969	4 988	6 000	7 007	8 008	9 003	9 992	10 976	11 953	12 926	13 893	14 855
2,8°	843	1 844	2 840	3 830	4 814	5 793	6 766	7 734	8 697	9 654	10 606	11 554	12 496	13 433	14 366
2,9°	814	1 781	2 743	3 700	4 652	5 599	6 541	7 478	8 410	9 338	10 261	11 179	12 093	13 002	13 907
3,0°	786	1 722	2 653	3 579	4 501	5 418	6 330	7 238	8 142	9 041	9 936	10 827	11 714	12 597	13 475
3,1°	761	1 667	2 569	3 466	4 359	5 248	6 132	7 063	7 890	8 762	9 631	10 496	11 358	12 215	13 069
3,2°	738	1 615	2 489	3 359	4 225	5 088	5 946	6 801	7 652	8 500	9 344	10 184	11 022	11 855	12 685
3,3°	715	1 567	2 414	3 259	4 100	4 937	5 771	6 601	7 428	8 252	9 073	9 890	11 704	11 515	12 323
3,4°	694	1 521	2 344	3 164	3 981	4 795	5 605	6 413	7 217	8 018	8 818	9 612	10 404	11 194	11 980
3,5°	674	1 477	2 278	3 075	3 869	4 660	5 449	6 234	7 017	7 797	8 574	9 349	10 120	10 889	11 655

Угол наклона глиссады	Относительная высота точки конечного участка захода на посадку/контрольной точки снижения над порогом (фут)														
	4 800	5 100	5 400	5 700	6 000	6 300	6 600	6 900	7 200	7 500	7 800	8 100	8 400	8 700	9 000
2,5°	16 954	17 967	18 974	19 975	20 970	21 960	22 994	23 922	24 895	25 862	26 824	27 781	28 733	29 680	30 622
2,6°	16 364	17 345	18 321	19 292	20 257	21 217	22 172	23 121	24 066	25 006	25 941	26 871	27 796	28 717	29 633
2,7°	15 812	16 764	17 710	18 651	19 588	20 520	21 447	22 369	23 287	24 200	25 109	26 014	26 914	27 810	28 702
2,8°	15 294	16 217	17 136	18 050	18 959	19 864	20 765	21 662	22 554	23 442	24 326	25 206	26 082	26 454	27 823
2,9°	14 808	15 704	16 596	17 484	18 368	19 247	20 123	20 995	21 863	22 727	23 588	24 444	25 297	26 147	26 992
3,0°	14 350	15 221	16 088	16 951	17 810	18 666	19 518	20 366	21 211	22 052	22 890	23 724	24 555	25 383	26 207
3,1°	13 919	14 766	15 609	16 448	17 284	18 117	18 946	19 772	20 595	21 414	22 230	23 043	23 853	24 660	25 463
3,2°	13 512	14 336	15 156	15 973	16 787	17 598	18 405	19 210	20 011	20 810	21 605	22 398	23 187	23 974	24 758
3,3°	13 128	13 930	14 728	15 524	16 317	17 106	17 893	18 677	19 458	20 237	21 013	21 786	22 556	23 324	24 089
3,4°	12 764	13 545	14 323	15 098	15 871	16 641	17 408	18 172	18 934	19 694	20 450	21 205	21 957	22 706	23 453
3,5°	12 419	13 180	13 938	14 694	15 448	16 198	16 947	17 693	18 436	19 177	19 916	20 652	21 386	22 118	22 848

Добавление D к главе 1

НЕЗАВИСИМЫЕ ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ НА БЛИЗКОРАСПОЛОЖЕННЫЕ ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ВПП

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Независимые параллельные заходы на посадку на близкорасположенные параллельные ВПП допускаются при расстояниях между ВПП не менее 1035 м. Для того чтобы гарантировать безопасность таких полетов, необходимо осуществить оценку препятствий для обеспечения защиты маневра ухода в сторону, который может потребоваться выполнить, с тем чтобы избежать столкновения с значительно отклонившимся воздушным судном. Это позволит обеспечить запас высоты над препятствиями в зонах, прилегающих к конечным участкам захода на посадку.

1.2 Ниже приводится пример метода оценки этих препятствий, который разработан на основе существующих в одном государстве правил. В настоящем разделе рассматриваются допущения, принятые при выработке подхода к проведению оценки.

1.3 Считается, что между действующими схемами точного захода на посадку, о которых говорится в главе 1 "Система посадки по приборам (ILS)" и главе 3 "MLS", и схемами ухода существует различие. В случае схем захода на посадку можно осуществить всеобъемлющий сбор данных, на основе которых могут быть получены статистические вероятности распределения для воздушных судов. На основе принятия целевого уровня безопасности (TLS) 10^{-7} определяются поверхности оценки препятствий (OAS) и модель риска столкновения (CRM). В случае поверхностей оценки для маневра ухода такой метод считается неосуществимым вследствие малой вероятности выполнения маневра ухода. Как свидетельствует доклад одного государства, вероятность выполнения маневра ухода при одновременных заходах на посадку первоначально оценивалась величиной порядка 10^{-4} и 10^{-5} на один заход на посадку и, может быть, даже меньше.

1.4 Для того чтобы определить критерии пролета препятствий для маневров ухода, были рассмотрены другие методы. Один из них заключался в использовании существующих критериев ухода на второй круг. Однако эти критерии, основанные на повторяемости, равной 10^{-2}, могут оказаться чрезмерно ограничивающими на некоторых аэродромах, при этом схемы ухода на второй круг изначально не рассчитаны на выполнение маневров ухода.

2. ПОВЕРХНОСТИ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ЗАХОДОВ НА ПОСАДКУ (PAOAS)

2.1 Предлагаемый метод оценки препятствий для одновременных параллельных заходов основывается на существующих критериях, представленных одним государством (распоряжение ФАУ 8260.41). Оценка проводилась Группой экспертов по пролету препятствий (OCP). Эта оценка осуществлялась путем применения сертификационных и эксплуатационных критериев, содержащихся в минимальных требованиях ФАУ/OAA 23/25 к набору высоты при всех работающих двигателях, а также эксплуатационных предположений, сделанных Исследовательской группой ИКАО по одновременному использованию параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП (SOIR), в которых установлено минимальное разделительное расстояние между ВПП для использования при одновременных независимых точных заходах на посадку (циркуляр 207). При оценке

предполагалось, что начальный этап маневра ухода будет осуществляться в посадочной конфигурации с последующим набором высоты с градиентом 8,3 % в пределах 120 м (400 фут) над абсолютной/относительной высотой ухода. В целом результаты этой оценки свидетельствуют о том, что необходимо установить следующие ограничения в отношении маневров ухода:

a) не допускается выполнение маневров ухода ниже 120 м (400 фут);

b) максимальный угол ухода составляет 45º.

2.2 Учитывая характер поверхностей, эти два параметра являются взаимозависимыми. В ходе оценки было установлено, что чем ниже рассматриваемый уход, тем раньше будут пересекаться поверхности оценки, в связи с чем требуется уменьшить угол ухода, например, при минимальной относительной высоте ухода 60 м (200 фут) угол ухода будет составлять 20°, а при минимальной относительной высоте ухода 300 м (1000 фут) угол ухода составит 65°.

2.3 Считается необходимым ограничить минимальную абсолютную/относительную высоту ухода. Одна из причин заключается в том, что маневры ухода на слишком малых относительных высотах могут оказаться небезопасными. Более того, если исходить из того, что максимальный предполагаемый угол отклонения составляет 30° при скорости захода на посадку 150 уз, то можно допустить, что ниже определенной относительной высоты отклонившееся воздушное судно уже не будет представлять угрозу для другого воздушного судна до завершения им посадки, и поэтому нецелесообразно предусматривать меры защиты для таких малых относительных высот.

2.4 Информация, полученная в проведенных одним государством летных исследованиях и исследованиях на тренажерах таких маневров, свидетельствует о том, что фразеология, используемая органами обслуживания воздушного движения (ОВД), аналогична фразеологии, приведенной в главе 12 PANS-ATM для независимых параллельных заходов на посадку. Пилот после получения указаний от органа обслуживания воздушного движения фактически сначала прекращает снижение и переходит в режим набора высоты с пересечением глиссады (если воздушное судно находится ниже) до начала разворота. Эта информация подтверждает допущения, принятые при утверждении предлагаемых критериев оценки препятствий.

2.5 Результаты оценки также свидетельствуют о том, что для таких случаев нецелесообразно предусматривать в PANS-OPS дополнительные таблицы постоянных величин поверхностей оценки препятствий (OAS) для каждого сочетания расстояний между курсовым радиомаяком и порогом ВПП. Предлагаемые поверхности в большей степени основываются на эксплуатационном опыте, а не на статистических данных. Поэтому было предложено использовать один набор поверхностей для всех сочетаний расстояний между курсовым радиомаяком и порогом ВПП. Эти поверхности будут гарантировать защиту воздушных судов в предполагаемом эксплуатационном сценарии.

2.6 Было выполнено математическое согласование на основе поверхностей, указанных в распоряжении (8260.41) Федерального авиационного управления (ФАУ), для средней длины ВПП/расстояния от курсового радиомаяка. Такой подход считается приемлемым для оценки редких случаев, для которых не представляется возможным провести статистический анализ.

3. ПРИМЕНЕНИЕ КРИТЕРИЕВ ПОВЕРХНОСТИ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ЗАХОДОВ НА ПОСАДКУ (PAOAS)

3.1 Общие положения

В дополнение к критериям OAS, указанным в п. 1.4.8 "Запас высоты над препятствиями на точном участке, основанный на использовании критериев поверхностей оценки препятствий (OAS)" главы 1, в целях защиты

выполнения маневра немедленного набора высоты и разворота для выхода на установленный курс и абсолютную/относительную высоту, определяются поверхности оценки препятствий параллельных заходов на посадку (PAOAS). Критерии PAOAS используются для того, чтобы продемонстрировать соблюдение запаса высоты над препятствиями при разворотах на углы до 45° от линии пути захода на посадку и начале маневра ухода на наименьшей высоте 120 м (400 фут) над превышением порога ВПП. Критерии PAOAS действительны для всех категорий заходов на посадку с использованием системы посадки по приборам/микроволновой системы посадки (ILS/MLS).

3.2 Определение поверхностей

3.2.1 PAOAS состоит в основном из двух наклонных плоских поверхностей (обозначенных как P1 и P2), расположенных сбоку от ВПП со стороны, противоположной соседней ВПП. Конфигурация наклонных поверхностей определяется аналогично конфигурации поверхностей OAS (см. п. 1.4.8.4 "Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)" главы 1) посредством линейного уравнения вида: $z = Ax + By + C$. Постоянные величины связаны только с углом наклона глиссады. Они не зависят от категории полетов по ILS/MLS и от расстояния между курсовым радиомаяком и порогом ВПП. Значения постоянных величин приводятся в таблице II-1-1-Доб D-1.

3.2.2 В тех случаях, когда поверхности OAS располагаются ниже P1 и P2, они становятся PAOAS. В тех случаях, когда поверхность Z располагается выше PAOAS, она становится PAOAS. Типичный пример расположения объединенных поверхностей OAS и PAOAS изображен на рис. II-1-1-Доб D-1. Поверхности заканчиваются на относительной высоте 300 м (1000 фут) ниже минимальной абсолютной/относительной высоты, связанной с тактическим радиолокационным наведением.

3.3 Расчет относительной высоты PAOAS

Для расчета относительной высоты z поверхности P1 или P2 в точке x', y' следует использовать соответствующие постоянные величины из таблицы II-1-1-Доб D-1 и подставить их в уравнение $z = Ax' + By' + C$. Подобным образом необходимо рассчитать относительную высоту поверхностей OAS согласно п. 1.4.8 главы 1. Далее относительная высота PAOAS определяется в соответствии с вышеприведенным п. 3.2 "Определение поверхностей".

3.4 Оценка препятствий

3.4.1 Превышение/относительная высота препятствий в рассматриваемой зоне должны быть меньше относительной высоты PAOAS, определяемой согласно п. 3.2 "Определение поверхностей". Не нужно учитывать препятствия, расположенные ниже поверхности Z или ее продолжения. Пересечения PAOAS устанавливаются и учитываются в целях отображения их на индикаторах диспетчеров.

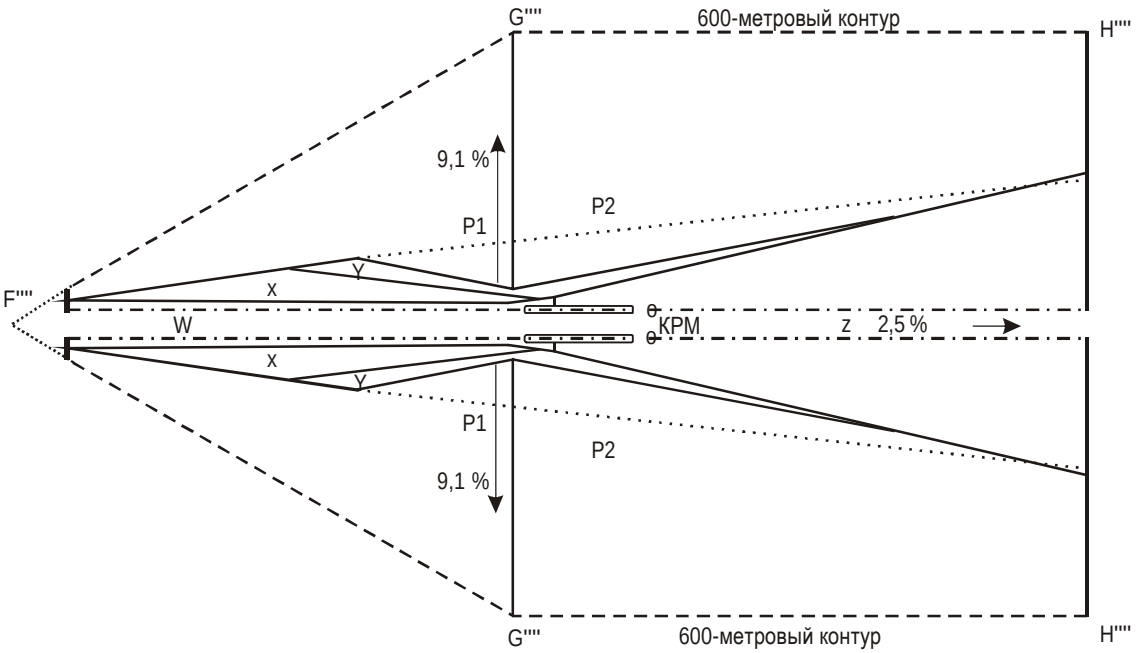
3.4.2 По возможности препятствия следует устранять. В тех случаях, когда устранить препятствие не представляется возможным, устанавливаются эксплуатационные правила воздушного движения для обеспечения уклонения от препятствий, при этом требуется осуществить оценку риска для выработки рекомендаций относительно необходимости утверждения независимых одновременных заходов на посадку по ILS/MLS на параллельные ВПП.

Таблица II-1-1-Доб D-1. Постоянные величины для расчета PAOAS

PAOAS	A	B	C
P1	tg θ	0,091	5
P2	0	0,091	15

θ – угол наклона глиссады ILS или угол места MLS.

Координаты PAOAS указываются в метрах.



Примечание. Значение Y PAOAS измеряется от осевой линии левой/правой ВПП в зависимости от конкретного случая.

Координаты 600-метрового контура PAOAS:

	Координаты 600-**метрового контура** PAOAS		
	F''''	G''''	H''''
X	*См. ниже*		–12 900
Y	0	6 429	6 429
Z	600	600	600

Координаты X точек F'''' и G'''' зависят от угла наклона глиссады, как указано ниже:

Координаты X точек F'''' и G'''':

Угол наклона глиссады (GP**) (градусы)**	**Координата** X **точки** F''''	**Координата** X **точки** G''''
2,5	13 628	229
2,6	13 103	220
2,7	12 617	212
2,8	12 166	204
2,9	11 745	197
3,0	11 353	191
3,1	10 986	185
3,2	10 642	179
3,3	10 319	173
3,4	10 015	168

Рис. II-1-1-Доб D-1. Пример типичных контуров PAOAS и контуров OAS для воздушных судов стандартного размера

— — — — — — — —

Добавление D к главе 1

МИНИМАЛЬНОЕ РАССТОЯНИЕ МЕЖДУ ПЕРЕСЕЧЕНИЯМИ ЛИНИИ КУРСА И ГЛИССАДЫ ПОСЛЕ РАЗВОРОТА RF НА КУРС КУРСОВОГО РАДИОМАЯКА/КОНЕЧНОГО ЭТАПА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

Примечание. На данное добавление дается ссылка в главе 3 раздела 1 части II и в главе 6 раздела 3 части III и оно содержит материал, который может дополнить инструктивные указания, приведенные соответственно для полетов по MLS и GLS.

1. Расчеты начитаются с относительной высоты точки конечного этапа захода на посадку (FAP) над превышением порога, h_{FAP}:

$$h_{FAP} = alt_{FAP} - LTP_{elev} \qquad (1),$$

где: alt_{FAP} – абсолютная высота точки конечного этапа захода на посадку,
LTP_{elev} – превышение точки посадочного порога.

2. Расстояние FAP от порога получено следующим образом (см. рис. II-1-1-Доб F-1):

$$dist_{FAP} = \frac{r \cdot \pi}{180} \cdot \left(acos\left[\cos(GPA) \cdot \frac{r + RDH + LTP_{elev}}{r + h_{FAP} + LTP_{elev}}\right] - GPA\right) \qquad (2),$$

где: GPA – угол наклона глиссады,
RDH – относительная высота опорной точки,
r – радиус земли (6 371 000 м).

Примечание. Расчеты можно также начать с выбора расстояния FAP от порога (distFAP), после чего h_{FAP} можно определить по следующей видоизмененной формуле (2).

$$h_{FAP} = (r + RDH + LTP_{elev}) \frac{\cos(GPA)}{\cos\left[dist_{FAP} \cdot \frac{180}{r \cdot \pi} + GPA\right]} - r - LTP_{elev} \qquad (3).$$

3. Предположим, что участок захвата имеет длину L и вертикальный барометрический угол θ (см. зеленую линию на рис. II-1-1-Доб F-2), который начинается в точке окончания разворота RF, расположенной на линии курса курсового радиомаяка/конечного этапа захода на посадку (контрольная точка захвата конечного участка захода на посадку – FACF) и заканчивается в FAP. Следует иметь в виду, что как абсолютная высота захвата в FAP, так и абсолютная высота в FACF, все еще должны публиковаться через дискретные интервалы в 100 фут. При построении этот участок должен быть плоским. Если потребуется снижение, тогда абсолютная высота FACF для опубликования округляется в меньшую сторону, исходя из результатов расчетов настоящего добавления.

4. Относительная высота схемы в FACF составляет:

$$h_{FACF} = h_{FAP} + L \cdot \tan(\theta) \qquad (4).$$

5. Относительная высота теоретической глиссады в FACF рассчитывается по видоизмененной формуле (3):

$$h_{GP,FACF} = (r + RDH + LTP_{elev}) \frac{\cos(GPA)}{\cos\left[(dist_{FAP}+L)\cdot\frac{180}{r\cdot\pi}+GPA\right]} - r - LTP_{elev} \qquad (5).$$

6. Значительными факторами, влияющими на вертикальный захват геометрического вертикального наведения на конечном этапе захода на посадку после маневрирования в вертикальной плоскости на основе барометрических входных данных, являются следующие (см. рис. II-1-1-Доб F-2):

a) на реальную относительную высоту воздушного судна в FACF может повлиять принятое максимальное отклонение MCA (ΔMCA), которое приводит к погрешности относительной высоты (Δh_T) и к погрешности системы измерения высоты (ASE);

b) на реальную глиссаду может повлиять погрешность выравнивания, которая здесь будет называться погрешностью построения глиссады (GCE).

7. Длина участка захвата не позволяет, чтобы эти погрешности привели к вертикальному захвату с большей высоты. Другими вертикальными погрешностями можно пренебречь, а технический допуск вертикального профиля полета не принимается во внимание, поскольку он точно известен экипажу, и исходя из его максимальной допустимой величины относительно других факторов такой вертикальный захват, который может иметь место с большей высоты при вмешательстве экипажа, является приемлемым.

8. Δh_T рассчитывается по формуле компенсации температуры из добавления A к главе 4 раздела 3 части III:

$$\Delta h_T = \frac{\Delta MCA}{\lambda} \cdot \ln\left[1 + \lambda \cdot \frac{h_{FAP}+L\cdot\tan(\theta)}{288{,}15+\lambda\cdot LTP_{elev}}\right] \qquad (6),$$

где λ – градиент температуры (= -0,00198 °/фут)
ΔMCA – отклонение температуры от MCA.

9. Погрешность системы измерения высоты (ASE) рассчитывается по формуле в п. 4.5.1 дополнения A части C тома II *Руководства по навигации, основанной на характеристиках (PBN) ИКАО* (Doc 9613):

$$ASE = -8{,}8 \cdot 10^{-8}(LTP_{elev} + h_{FAP} + L \cdot \tan\theta)^2 + 6{,}5 \cdot 10^{-3}(LTP_{elev} + h_{FAP} + L \cdot \tan\theta) + 50 \qquad (7).$$

Примечание. L выражается в футах в формуле (7).

10. GCE, обусловленная неправильным выравниванием глиссады, количественно выражается согласно главе 3 тома I *"Радионавигационные средства"* Приложения 10 *"Авиационная электросвязь"* следующим образом:

$$GCE = (dist_{FAP} + L) \cdot [\tan(GPA) - \tan(GPA - \alpha \cdot GPA)] \qquad (8),$$

где: α – 0,075 в случае категории I ILS, категории II ILS и MLS;
α – 0,04 в случае категории III ILS;
α – 0 в случае GLS и LPV (погрешность определения траектории во внимание не принимается).

Примечание. Согласно п. 3.11.4.9.6.1 тома I Приложения 10, касающегося ухудшения параметров MLS в зависимости от расстояния, считается, что ухудшение параметров MLS в отношении глиссады находится в пределах категорий I и II ILS.

11. Для пересечения глиссады с меньшей высоты L и θ должны быть построены таким образом, чтобы разница между относительной высотой теоретической глиссады в FACF ($h_{GP,FACF}$) и относительной высотой схемы в FACF (h_{FACF}) превышала или равнялась сумме компонентов погрешности. Поскольку три компонента погрешности Δh_T, ASE и GCE могут считаться независимыми, можно использовать квадратный корень из суммы квадратов. Это дает следующую формулу с наиболее оптимальными значениями для θ и L (наивысшая θ для данного L или наименьшая L для данной θ):

$$h_{GP,FACF} - h_{FACF} >= \sqrt{\Delta h_T{}^2 + ASE^2 + GCE^2} \qquad (9).$$

12. Необходимо использовать итеративный метод, выбрав начальное значение θ и L, а затем скорректировав значение θ или L до удовлетворения уравнению (9).

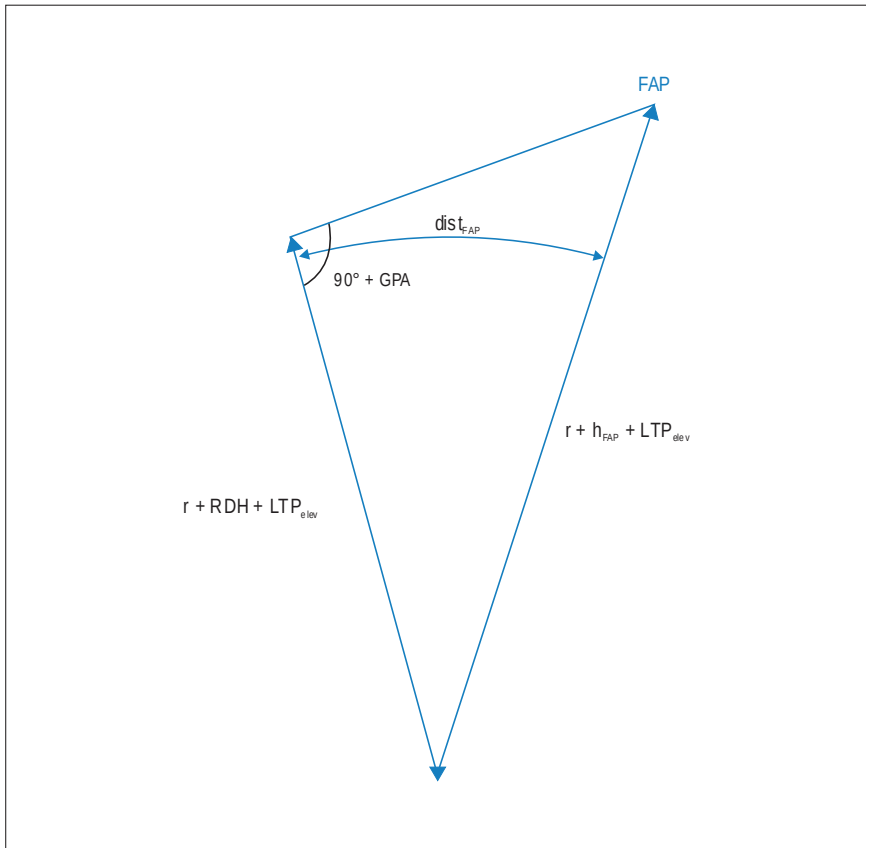


Рис. II-1-1-Доб D-1. Отношение расстояния и относительной высоты FAP относительно порога с учетом кривизны земной поверхности

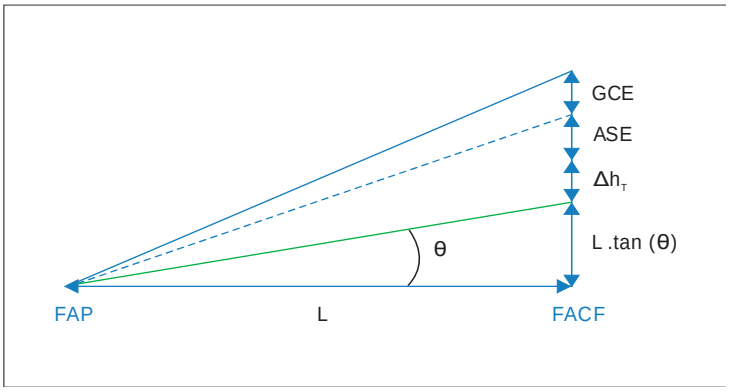


Рис. II-1-1-Доб D-2. Погрешности, влияющие на вертикальный захват

Добавление E к главе 1

РАСЧЕТ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ВЫСОТЫ ПОВЕРХНОСТЕЙ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ

(Применяется до 3 ноября 2021 года; с 4 ноября 2021 года настоящее добавление будет исключено)

Редакционное примечание. Приводившаяся ранее в дополнении I таблица заменена программой OAS PANS-OPS (общедоступный веб-сайт ИКАО (www.icao.int, раздел Publications).

С помощью программы OAS PANS-OPS обеспечивается расчет параметров поверхностей оценки препятствий (OAS) для конкретных геометрических параметров ILS/MLS/GLS, габаритов воздушных судов и градиентов набора высоты при уходе на второй круг, а также рассчитывается относительная высота поверхностей OAS (Z) для конкретного местоположения (X, Y) для параметров выбранной системы и воздушного судна. Программа позволяет распечатывать параметры и результаты для любого конкретного набора условий, а также все или отдельные страницы таблицы, которая ранее приводилась в дополнении I к части III (Doc 8168, том II, поправка 11).

Глава 2

ILS СО СМЕЩЕНИЕМ

2.1 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СХЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПО ILS КАТ. I, РАСПОЛОЖЕННОЙ ПО ЛИНИИ КУРСА СМЕЩЕННОГО КУРСОВОГО РАДИОМАЯКА

2.1.1 Линия курса курсового радиомаяка пересекает продолжение осевой линии ВПП:

a) под углом не более 5º и

b) в точке, где номинальная глиссада достигает относительной высоты, по крайней мере 55 м (180 фут) над порогом. Эта высота называется высотой выхода.

2.1.2 На схеме дается примечание: "смещение курсового радиомаяка … градусов" (десятых градуса). Общая схема расположения приведена на рис. II-1-2-1.

2.2 КРИТЕРИИ ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ

Применяются положения, приведенные в главе 1, за исключением того, что:

a) все расчеты и поверхности пролета препятствий основываются на фиктивной ВПП, выровненной по направлению линии курса курсового радиомаяка. Эта фиктивная ВПП имеет такую же длину, такое же превышение порога, и такое же расстояние от порога до точки пересечения, как и реальная ВПП. Ширина зоны курсового радиомаяка и относительная высота опорной точки ILS связаны с порогом фиктивной ВПП; и

b) ОСА/Н для данной схемы по крайней мере составляет: абсолютная/относительная высота в точке пересечения +20 м (66 фут).

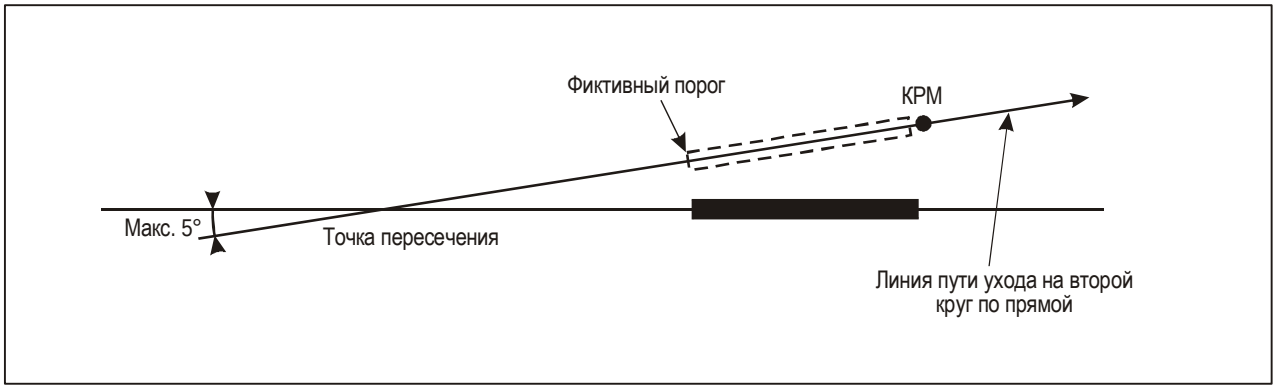


Рис. II-1-2-1. Смещенный курсовой радиомаяк

Глава 3

MLS

3.1 ВВЕДЕНИЕ

3.1.1 Применение

Критерии MLS, изложенные в данной части, основаны на критериях ILS и связаны с характеристиками наземного и бортового оборудования, а также целостностью, требуемыми для соблюдения Стандартов и Рекомендуемой практики Приложения 10. Изложенные ниже критерии применяются для схем с использованием MLS категорий I, II и III, с нулевым азимутом и глиссадой (углом места), задаваемыми наземным оборудованием MLS, и предназначенными для применения до введения специальных критериев MLS, которые должны быть разработаны на основе накопленного дополнительного эксплуатационного опыта.

3.1.2 Построение схемы

Схема в пределах от этапа полета по маршруту до точного участка захода на посадку по MLS соответствует общим критериям, представленными в разделах 1, 2 и 4 части I. Различия относятся к точному участку MLS, который включает конечный участок захода на посадку и начальный/промежуточный этапы участка ухода на второй круг. Линия пути конечного этапа захода на посадку схемы для MLS всегда указывается и публикуется в градусах магнитного курса. На рис. II-1-3-1 (относящемся к MLS категорий I, II и III) показана типовая конфигурация, когда линия пути конечного участка захода на посадку определяется нулевым азимутом MLS и выравнивается по продолжению осевой линии ВПП.

3.1.3 Стандартные условия

Стандартные допущения, на основе которых разрабатываются схемы, содержатся в приводимом далее перечне. Предусмотрены положения, касающиеся корректировок в соответствующих случаях. Корректировки обязательны, когда условия отличаются в худшую сторону от стандартных условий (см. п. 3.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS").

а) Максимальные размеры воздушных судов принимаются равными следующим значениям:

Категория воздушных судов	*Размах крыла*	*Вертикальное расстояние между траекториями колес и глиссадной антенны (м)*
H	30	3
A, B	60	6
C, D	65	7
D_L	80	8

Примечание 1. При необходимости публикуется OCA/H для воздушных судов категории D_L.

Примечание 2. Указанные размеры охватывают существующие типы воздушных судов. Они выбраны для упрощения расчетов OCA/H и опубликования минимумов, связанных с категорией воздушных судов. Предполагается, что эти размеры не предназначены для использования в других документах ИКАО в иных целях, чем расчеты OCA/H. Использование поверхностей OAS для расчета OCA/H может привести к значительным расхождениям между категориями воздушных судов из-за небольших различий в размерах. По этой причине во всех случаях предпочтительно использовать модель риска столкновения (п. 3.4.9), которая позволит более реально учитывать как относительную высоту, так и местоположение препятствий. . При применении методики OAS для расчета OCH новые более крупные воздушные суда с характеристиками, указанными в циркуляре 301 ИКАО, могут рассматриваться как стандартные воздушные суда категории C или D без коррекции OAS на размах крыла и/или вертикальный размер.

Примечание 3. Воздушные суда существующей категории E обычно не являются гражданскими транспортными воздушными судами, и их размеры не обязательно связаны с V_{at} при максимальной посадочной массе. По этой причине они должны рассматриваться отдельно на индивидуальной основе.

b) Полет по категории II/III выполняется с использованием автопилота (в отношении полетов по категории II с использованием командного пилотажного прибора см. п. 3.4.8.7.6).

c) Градиент набора высоты при уходе на второй круг 2,5 %.

d) Информация об отклонении по азимуту захода на посадку отображается с использованием характеристик чувствительности в соответствии со следующей таблицей (п. 7.4.1.1 дополнения G тома I Приложения 10).

Расстояние от азимутальной антенны захода на посадку до порога (ATT)	*Номинальная ширина курса*
0–400 м	±3,6°
500–1 900 м	±3,0°
2 000–4 100 м	$\pm \operatorname{arctg}\left(\frac{105}{ATT}\right)^{\circ}$
4 200–6 300 м	±1,5°

Примечание. Характеристики чувствительности к смещению, указанные выше для расстояния ATT от 2000 м до 4100 м, основываются на номинальной ширине курса, равной 210 м в опорной точке MLS для захода на посадку.

e) Глиссада (угол места):

1) минимальный: 2,5º;

2) оптимальный: 3,0º;

3) максимальный: 3,5º (3º для полетов по кат. II/III).

Примечание. Угол наклона глиссады схемы захода на посадку должен быть больше или равен углу минимальной глиссады (см. п. 3.11.1 "Определения" главы 3 тома I Приложения 10).

f) Относительная высота опорной точки захода на посадку по MLS 15 м (50 фут).

g) Относительная высота всех препятствий отсчитывается от превышения порога ВПП.

h) При полетах по кат. II и кат. III не пересекаются препятствиями предусмотренные Приложением 14 внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки. В тех случаях, когда ОСА/Н кат. II превышает уровень внутренней горизонтальной поверхности, но находится ниже 60 м, полеты по кат. III могут быть обеспечены при условии, что внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки продолжены до уровня ОСА/Н кат. II (см. рис. II-1-3-10 a)).

Если расстояние от азимутальной антенны до порога ВПП составляет менее 2000 м, необходимо использовать таблицы поверхностей оценки препятствий (OAS) для расстояния 2000 м от курсового радиомаяка до порога. При применении CRM ILS или таблицы OAS должны использоваться расстояния ATT и характеристики чувствительности к смещению, указанные ранее в п. 3.1.3 d).

3.1.4 Абсолютная относительная высота пролета препятствий (ОСА/Н)

3.1.4.1 Критерии MLS позволяют вычислить ОСА/Н для каждой категории воздушных судов (см. п. 1.8 "Категории воздушных судов" главы 1 раздела 4 части I). Там, где производятся статистические расчеты, величины ОСА/Н сопоставляются с общим заданным уровнем безопасности, выраженным через риск столкновения с препятствиями, равный 1×10^{-7} (1 к 10 млн) на каждый заход на посадку.

3.1.4.2 ОСА/Н обеспечивает пролет препятствий от начала конечного этапа захода на посадку до конца промежуточного участка ухода на второй круг.

Примечание. Согласно Приложению 6 ОСА/Н является лишь одним из факторов, которые учитываются эксплуатантом при установлении относительной высоты принятия решения.

3.1.4.3 Чтобы при расчетах учесть эксплуатационные преимущества улучшенных характеристик набора высоты при уходе на второй круг при полетах по категориям I, II и III, включен дополнительный материал.

3.1.4.4 При расчетах могут также учитываться эксплуатационные преимущества воздушных судов с размерами, меньшими стандартных, принятых в основных расчетах, однако для воздушных судов бóльшего размера корректировки являются необходимыми. ОСА/Н не связывается с полетами по категории III. Эти полеты обеспечиваются определенными в Приложении 14 поверхностями ограничения препятствий в сочетании с перекрывающей защитой, обеспечиваемой критериями категории II.

3.1.5 Методы расчета ОСА/Н

3.1.5.1 *Общие положения.* Представлены три метода расчета ОСА/Н, в которых в порядке их изложения постепенно увеличивается степень сложности учета препятствий. Предполагается наличие стандартных условий (указаны в п. 3.1.3), если не введены корректировки на нестандартные условия.

3.1.5.2 *Первый метод.* В первом методе используется комплект поверхностей, полученных на основе поверхностей ограничения препятствий точного захода на посадку Приложения 14, и поверхности ухода на второй круг, указанной в п. 3.4.7.2 "Определение основных поверхностей ILS". В дальнейшем эти поверхности называются "основными поверхностями ILS". Там, где существуют указанные в п. 3.1.3 стандартные условия и отсутствуют пересечения препятствиями основных поверхностей ILS (см. п. 3.4.7.1), ОСА/Н для кат. I и II определяются запасами, соответствующими категориям воздушных судов, а для полетов по кат. III не вводится

никаких ограничений. В случае пересечения препятствиями основных поверхностей ILS OCA/H рассчитывается в соответствии с п. 3.4.7.3 "Определение OCA/H с помощью основных поверхностей ILS".

3.1.5.3 *Второй метод.* Во втором методе используется комплект поверхностей оценки препятствий (OAS), находящихся над основными поверхностями ILS (см. п. 3.4.8.3 "Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)"). При отсутствии пересечения препятствиями OAS – и при условии, что плотность препятствий, находящихся под OAS, является приемлемой с эксплуатационной точки зрения (см. п. 3.4.8.9 "Влияние плотности препятствий на OCA/H") – OCA/H для кат. I и II по-прежнему определяется запасами, соответствующими категориям воздушных судов, а полеты по кат. III остаются не ограниченными. Однако в случае пересечения препятствиями OAS запас для соответствующей категории воздушных судов добавляется к относительной высоте наивысшего препятствия, относящегося к заходу на посадку или к скорректированной относительной высоте, соответствующей наибольшему пересечению препятствием, относящимся к уходу на второй круг, при этом берется наибольшая величина. Эта величина становится значением OCA/H.

3.1.5.4 *Третий метод.* Третий метод, в котором используется модель риска столкновения (CRM), применяется либо в качестве альтернативы к использованию критериев OAS (второй метод), либо в тех случаях, когда плотность препятствий под OAS считается чрезмерной. CRM принимает все объекты в качестве входных данных и производит для любой конкретной величины OCA/H оценку риска, связанного с отдельными препятствиями, и накопленного риска, связанного со всеми препятствиями. Таким образом, она помогает произвести обоснованный с эксплуатационной точки зрения выбор величины OCA/H, при которой обеспечивается, что риск, связанный с препятствиями, как с каждым в отдельности, так и со всеми вместе, может находиться в пределах общего заданного уровня безопасности.

3.1.6 Ссылки

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

Следующие добавления относятся к содержащемуся в настоящей главе материалу и расширяют его:

a) исходная информация, относящаяся к получению OAS (п. 1 дополнения к части II) и характеристикам бортового и наземного оборудования, использованным при получении OAS (п. 2 дополнения к части II);

b) уход на второй круг с разворотом после точного захода на посадку (добавление A к главе I);

c) независимые параллельные заходы на посадку на близко расположенные параллельные ВПП (добавление D к главе I);

d) определение относительных высот и расстояний глиссады снижения ILS/угла места MLS (добавление C к главе I);

e) программа OAS PANS-OPS (общедоступный веб-сайт ИКАО (www.icao.int), раздел Publications).

Примеры расчета для OCA/H ILS приведены в *Руководстве по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368).

3.1.6 Ссылки

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

Следующие добавления относятся к содержащемуся в настоящей главе материалу и расширяют его:

a) исходная информация, относящаяся к получению OAS (п. 1 дополнения к части II) и характеристикам бортового и наземного оборудования, использованным при получении OAS (п. 2 дополнения к части II);

b) уход на второй круг с разворотом после точного захода на посадку (добавление A к главе 1);

c) определение относительных высот и расстояний глиссады снижения ILS/угла места MLS (добавление C к главе 1);

d) программа OAS PANS-OPS (общедоступный веб-сайт ИКАО (www.icao.int));

e) минимальное расстояние между пересечениями линии курса и глиссады после разворота RF на курс курсового радиомаяка (добавление D к главе 1).

Примеры расчета для OCA/H ILS приведены в *Руководстве по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368).

3.1.7 MLS с неработающей глиссадой

Схема для MLS с неработающей глиссадой является схемой неточного захода на посадку. Применяются положения главы 2 раздела 2 "Только азимутальное оборудование MLS".

3.2 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

3.2.1 Общие положения

Начальный участок захода на посадку по MLS должен обеспечивать расположение воздушного судна в зоне действия азимутального оборудования на линии пути, облегчающей захват задаваемого азимутальным оборудованием направления. Поэтому применяемые к начальному участку общие критерии (см. главу 3 раздела 4 части I) изменяются в соответствии с положениями, приведенными в п. 3.2.2 " Выравнивание начального участка захода на посадку по направлению" и п. 3.2.3 "Зона начального участка захода на посадку". Начальный участок захода на посадку может определяться маршрутом RNAV или RNP с использованием систем RNAV или RNP для наведения на линию пути. На этом этапе полета могут использоваться только системы, способные обеспечивать точность навигации в 1 м. милю или более высокую точность. Навигационные спецификации, которые могут использоваться на начальном участке захода на посадку, приведены в таблице III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III. Маршрут RNAV или RNP заканчивается в точке IF, определяемой RNAV или RNP, на курсе по азимуту. Построение разворотов RNAV/RNP применяется к разворотам в пределах начального участка и для разворота в точке IF на курсе по азимуту (см. рис. II-1-3-6 и II-1-3-7). К начальным участкам захода на посадку в схемах RNAV и RNP применяются критерии, приведенные в части III. Если на начальном участке захода на посадку на основе RNAV или RNP требуется выполнить разворот на обратный курс, то может использоваться только схема типа "ипподром". Контрольная точка и отрезок приближения находятся на курсе по азимуту и участке приближения, определяемом азимутом.

3.2.2 Выравнивание начального участка захода на посадку по направлению

Угол пересечения линий пути начального и промежуточного этапов захода на посадку не должен превышать 90°. Для обеспечения возможности захвата автопилотом азимутального направления желательно, чтобы угол

пересечения не превышал 30º. Если угол превышает 70°, для содействия развороту на линию пути промежуточного этапа захода на посадку обозначается упреждение не менее 4 км (2 м. мили) с помощью радиала, пеленга, направления, выдаваемого по радиолокатору, или информации DME. Если угол превышает 90°, следует рассмотреть вопрос использования обратной схемы, схемы "ипподром" или схемы с прокладыванием линии пути методом счисления (DR) (см. главу 3 "Начальный участок захода на посадку" раздела 4 части I и добавление A "Начальный этап захода на посадку с использованием счисления пути (DR)" к главе 3 раздела 4 части I).

3.2.3 Зона начального участка захода на посадку

До 3 ноября 2021 года зона соответствует указанной в общих критериях (см. п. 3.3.3 "Зона" главы 3 раздела 4 части I). Различием является то, что промежуточная контрольная точка захода на посадку (IF) должна находиться в пределах зоны действия азимутального сигнала MLS, обычно на расстоянии, не превышающем 41,7 км (22,5 м. мили) от азимутальной антенны. В случае использования радиолокатора для наведения по линии пути к IF зона определяется в соответствии с п. 6.2 "Начальный участок захода на посадку" (глава 6 "SRE" раздела 2).

С 4 ноября 2021 года зона соответствует указанной в общих критериях (см. п. 3.3.3 "Зона" главы 3 раздела 4 части I). Различием является то, что промежуточная контрольная точка захода на посадку (IF) должна находиться в пределах зоны действия азимутального сигнала MLS (за исключением случаев, когда на промежуточном участке захода на посадку используется разворот RF на курс по азимуту согласно критериям в п. 3.3.6 ниже), обычно на расстоянии, не превышающем 41,7 км (22,5 м. мили) от азимутальной антенны. В случае использования радиолокатора для наведения по линии пути к IF зона определяется в соответствии с п. 6.2 "Начальный участок захода на посадку" (глава 6 "SRE" раздела 2).

3.3 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

3.3.1 Общие положения

3.3.1.1 До 3 ноября 2021 года промежуточный участок захода на посадку по MLS отличается от общих критериев тем, что:

a) направление совпадает с азимутом MLS, указанным для линии пути конечного участка захода на посадку;

b) длина может быть уменьшена;

c) в определенных случаях могут быть ликвидированы дополнительные зоны.

3.3.1.1 С 4 ноября 2021 года промежуточный участок захода на посадку по MLS отличается от общих критериев тем, что:

a) направление совпадает с азимутом MLS, указанным для линии пути конечного участка захода на посадку;

b) длина может быть уменьшена;

c) в определенных случаях могут быть ликвидированы дополнительные зоны;

d) если используется разворот RF на курс по азимуту применяются специальные критерии в п. 3.3.6.

3.3.1.2 Основная и дополнительная зоны в FAP определяются параметрами поверхностей ILS. Поэтому применяются общие критерии, содержащиеся в главе 4 "Промежуточный участок захода на посадку" раздела 4 части I, за исключением приводимых далее изменений или подробностей относительно направления, длины и ширины зоны, а также запаса высоты над препятствиями. В схемах RNAV к начальным участкам захода на посадку в схемах RNAV применяются критерии, приведенные в соответствующих главах по RNAV.

3.3.2 Выравнивание промежуточного участка захода на посадку по направлению

До 3 ноября 2021 года промежуточный участок схемы захода на посадку по MLS выравнивается по азимуту, указанному для линии пути конечного участка захода на посадку.

С 4 ноября 2021 года промежуточный участок схемы захода на посадку по MLS выравнивается по азимуту MLS, указанному для линии пути конечного участка захода на посадку, за исключением случаев, когда используется разворот RF на курс по азимуту (см. п. 3.3.6 ниже).

3.3.3 Длина промежуточного участка захода на посадку

3.3.3.1 Оптимальная длина промежуточного участка захода на посадку составляет 9 км (5 м. миль). Этот участок должен обеспечивать возможность выхода на линию пути конечного участка захода на посадку и захвата глиссады (угла места MLS).

3.3.3.2 Длина участка, с учетом угла пересечения с линией пути конечного участка захода на посадку, должна быть достаточной для стабилизации воздушного судна и обеспечения устойчивого положения по курсу на линии пути конечного участка захода на посадку до точки входа в глиссаду (захвата угла места MLS).

3.3.3.3 До 3 ноября 2021 года минимальные значения расстояний между точкой пересечения с линией пути конечного участка захода на посадку и точкой входа в глиссаду указаны в таблице II-1-3-1; однако эти минимальные значения следует применять только когда используемое воздушное пространство ограничено. Максимальная длина участка регулируется требованием в отношении того, что он должен быть полностью расположен в пределах зоны действия азимутального оборудования захода на посадку, как правило, не превышая расстояния 37 км (20 м. миль) от порога ВПП.

3.3.3.3 С 4 ноября 2021 года минимальные значения расстояний между точкой пересечения с линией пути конечного участка захода на посадку и точкой входа в глиссаду указаны в таблице II-1-3-1; однако эти минимальные значения следует применять только когда используемое воздушное пространство ограничено. Максимальная длина участка регулируется требованием в отношении того, что он должен быть полностью расположен в пределах зоны действия азимутального оборудования захода на посадку, как правило, не превышая расстояния 37 км (20 м. миль) от порога ВПП. В отношении разворотов RF на курс по азимуту см. п. 3.3.6 ниже.

3.3.4 Ширина зоны промежуточного участка захода на посадку

3.3.4.1 Полная ширина в начале промежуточного участка захода на посадку определяется полной конечной шириной начального участка захода на посадку. Она равномерно сужается, обеспечивая соответствие величине горизонтального расстояния между поверхностями X OAS в FAP (см. п. 3.4.8.4 "Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)").

3.3.4.2 В целях обеспечения запаса высоты над препятствиями промежуточный участок захода на посадку обычно разделяется на основную зону, к каждой стороне которой примыкает дополнительная зона. Если, однако, на начальном участке захода на посадку используется линия пути DR, основная зона промежуточного участка захода на посадку продолжается на всю его ширину, а дополнительные зоны не применяются.

3.3.4.3 До 3 ноября 2021 года основная зона определяется путем соединения основной зоны начального этапа захода на посадку с поверхностями конечного этапа захода на посадку (в FAP). В месте сопряжения с начальным участком захода на посадку ширина каждой дополнительной зоны равна половине ширины основной зоны. Ширина дополнительной зоны уменьшается до нуля в месте сопряжения с поверхностями конечного этапа захода на посадку (см. рис. II-1-3-2, II-1-3-3 и II-1-3-4).

3.3.4.3 С 4 ноября 2021 года основная зона определяется путем соединения основной зоны начального этапа захода на посадку с поверхностями конечного этапа захода на посадку (в FAP). В месте сопряжения с начальным участком захода на посадку ширина каждой дополнительной зоны равна половине ширины основной зоны. Ширина дополнительной зоны уменьшается до нуля в месте сопряжения с поверхностями конечного этапа захода на посадку (см. рис. II-1-3-2, II-1-3-3 и II-1-3-4). В отношении разворотов RF на курс по азимуту см. п. 3.3.6 ниже.

3.3.4.4 В тех случаях, когда до выхода на линию пути конечного участка захода на посадку задается маневр типа "ипподром" или обратный маневр, применяются положения п. 4.4.4 "Разворот не над навигационным средством" главы 4 раздела 4 части I, навигационным средством является само азимутальное оборудование MLS, а FAF заменяется на FAP (см. рис. II-1-3-5).

3.3.5 Запас высоты над препятствиями на промежуточном участке захода на посадку

Запас высоты над препятствиями такой же, как запас, определенный в главе 4 "Промежуточный участок захода на посадку" раздела 4 части I, за исключением тех случаев, где схемой предусмотрен заход на посадку с прямой, в котором воздушное судно стабилизируется на линии пути конечного участка захода на посадку до пересечения IF. В этом случае препятствия в дополнительных зонах для целей обеспечения пролета препятствий учитывать не требуется.

3.3.6 Разворот RF на курс по азимуту

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

3.3.6.1 Промежуточный участок захода на посадку может включать маршрут навигации, основанной на характеристиках (PBN), заканчивающийся разворотом "радиус-контрольная точка" на курс по азимуту. В этом случае разворот с постоянным радиусом до контрольной точки (RF) заканчивается в точке пути, расположенной на курсе по азимуту. Местоположение этой точки пути считается точкой пересечения азимута. См. таблицу III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III в отношении навигационных спецификаций, которые можно использовать для промежуточного участка захода на посадку.

3.3.6.2 Минимальное расстояние между пересечениями азимута и глиссады (угла места) в таблице II-1-3-1 применяется до температур МСА +30° и до пересечения глиссады на 3000 фут над превышением аэродрома. В случае превышения любых из этих значений применяются критерии добавления D к главе 1. Когда эти допущения по температуре и относительной высоте пересечения накладывают слишком большие ограничения, можно применять добавление D к главе 1. Максимальная общая длина промежуточного участка захода на посадку не превышает 18,5 км (10 м. миль). Кроме того, в случае полетов по категории II и III, минимальное расстояние между точкой окончания разворота RF и посадочным порогом составляет 9,3 км (5 м. миль).

3.3.6.3 Снижение на промежуточном участке захода на посадку выполняется в соответствии с общими критериями в п. 4.3.3 "Абсолютная/относительная высота схемы и градиент снижения" главы 4 раздела 4 части I. Если необходимо снижение после разворота RF на курс по азимуту, применяются критерии добавления D к главе 1, а во всей промежуточной зоне захода на посадку обеспечивается запас высоты над препятствиями

согласно п. 4.3.2 "Запас высоты над препятствиями" главы 4 раздела 4 части I. Ограничением по абсолютной высоте в точке окончания разворота RF является "диапазон" абсолютных высот. Верхний предел диапазона соответствует расчетам добавления D к главе 1 или равен абсолютной высоте пересечения, если применяется минимальная длина в п. 1.3.6.2. Нижний предел диапазона соответствует требованиям к минимальной абсолютной высоте разворота RF.

Примечание. Если в результате расчетов получена одна и та же абсолютная высота для верхнего и нижнего пределов диапазона, ограничением в точке окончания разворота RF становится значение "на" абсолютной высоте.

3.3.6.4 Критерии построения разворота RF, указанные в п. 2.4 "Метод разворота RF" главы 2 раздела 2 части III, применяются со следующими добавлениями (см. рис. II-1-3-9):

a) границы разворота RF продолжаются на один продольный допуск (ATT) после точки окончания разворота RF, исходя из значений ширины и допуска на контрольную точку навигационной спецификации, относящейся к развороту RF;

b) границей последующего участка является линия D”-E”, а продолжение линии D-D” считается исключительно основной зоной;

c) если ограничивающие дуги (либо основные, либо дополнительные) на внутренней стороне разворота пересекают продолжение линии D-D”, в этом случае это продолжение линии становится границей зоны после пересечения, иначе границы RF соединяются с последующим участком на расстоянии одного допуска ATT после точки окончания разворота линией под углом 30° к курсу по азимуту;

d) если ограничивающие дуги (либо основные, либо дополнительные) на внешней стороне разворота не пересекают продолжение линии D-D”, в этом случае дуги соединяются с продолжением линии по касательной с расширением под углом 15° от курса по азимуту, иначе границы RF соединяются с последующим участком на расстоянии одного допуска ATT после точки окончания разворота линией под углом 30° к курсу по азимуту.

3.4 ТОЧНЫЙ УЧАСТОК

3.4.1 Общие положения

Точный участок MLS выравнивается по указанному азимуту MLS и включает этап конечного снижения для посадки, а также начальный и промежуточный этапы участка ухода на второй круг. Критерии в целом такие же, как для ILS, за исключением указанных ниже изменений. См. рис. II-1-3-9.

3.4.2 Начало участка

Точный участок начинается в точке конечного этапа захода на посадку (FAP), которой является пересечение глиссады (угла места) с минимальной абсолютной высотой, указанной для предыдущего участка. Обычно FAP не должна располагаться на расстоянии более 18,5 км (10,0 м. мили) перед порогом ВПП. По требованиям эксплуатации это расстояние может увеличиваться при условии, что:

a) обеспечивается надлежащее наведение;

b) не игнорируются требования в отношении пролета препятствий (продляются поверхности W и X OAS).

3.4.3 Контрольная точка снижения

3.4.3.1 Контрольная точка снижения может находиться в том же месте, что и FAP, для обеспечения пролета над некоторыми расположенными перед FAP препятствиями без увеличения угла наклона глиссады (GP). При таком расположении она становится конечной контрольной точкой захода на посадку, обеспечивая плавное сопряжение МОС предыдущего участка с точными поверхностями. Обычно контрольная точка снижения не должна располагаться на расстоянии более 18,5 км (10,0 м. мили) перед порогом ВПП, если не обеспечено надлежащее наведение по глиссаде на удалениях, бóльших указанного в Приложении 10 минимума. Максимальный допуск на контрольную точку составляет ±0,9 км (0,5 м. мили). Удаление должно устанавливаться с указанием десятых долей километра (морской мили).

Примечание. Инструктивный материал по определению расстояния от порога ВПП до контрольной точки снижения содержится в добавлении C к главе 1.

3.4.3.2 До 3 ноября 2021 года. *Запас высоты над препятствиями в контрольной точке снижения.* В тех случаях, когда устанавливается контрольная точка снижения, поверхности точного захода на посадку начинаются в самой ранней точке зоны допуска FAF (см. рис. II-1-3-3). Положения п. 2.7.4 "Препятствия вблизи конечной контрольной точки захода на посадку или контрольной точки ступенчатого снижения" главы 2 раздела 2 части I, которые позволяют не принимать во внимание близко расположенные к контрольной точке препятствия применяются к зоне, находящейся в пределах точных поверхностей ниже градиента 15 % (кат. H, градиент 15 % или умноженный на 2,5 номинальный градиент, в зависимости от того, что больше). Там, где контрольная точка снижения не обеспечивается в месте расположения FAP, не разрешается усечение точных поверхностей (см. рис. II-1-3-4). Если точные поверхности продолжаются в предшествующий участок, они не выходят за пределы промежуточного участка захода на посадку.

3.4.3.2 С 4 ноября 2021 года. *Запас высоты над препятствиями в контрольной точке снижения.* В тех случаях, когда устанавливается контрольная точка снижения, поверхности точного захода на посадку начинаются в самой ранней точке зоны допуска FAF (см. рис. II-1-3-3). Положения п. 2.7.4 "Препятствия вблизи конечной контрольной точки захода на посадку или контрольной точки ступенчатого снижения" главы 2 раздела 2 части I, которые позволяют не принимать во внимание близко расположенные к контрольной точке препятствия применяются к зоне, находящейся в пределах точных поверхностей ниже градиента 15 % (кат. H, градиент 15 % или умноженный на 2,5 номинальный градиент, в зависимости от того, что больше). Там, где контрольная точка снижения не обеспечивается в месте расположения FAP, не разрешается усечение точных поверхностей (см. рис. II-1-3-4). Если точные поверхности продолжаются в предшествующий участок, они не выходят за пределы допуска на раннюю контрольную точку IF (см. рис. II-1-3-4) или границы промежуточной основной зоны (см. рис. II-1-3-9).

3.4.4 Контрольная проверка глиссады

Контрольная точка DME необходима для обеспечения возможности сравнения индикации глиссады (угла места) с показаниями бортового высотомера. Допуск на контрольную точку не превышает ±0,9 км (0,5 м. мили). Дальность устанавливается с указанием десятых долей километра (морской мили).

Примечание. Инструктивный материал по определению относительной высоты пересечения контрольной точки DME содержится в добавлении C к главе 1.

3.4.5 Уход на второй круг

Точка ухода на второй круг определяется пересечением номинальной глиссады с абсолютной/относительной высотой принятия решения (DA/H). DA/H устанавливается равной OCA/H, определяемой согласно положениям пп. 3.4.7 – 3.4.9 и п. 3.5, или превышает ее.

3.4.6 Окончание участка

Точный участок обычно заканчивается в точке, где начинается конечный этап ухода на второй круг (см. п. 6.1.2 "Этапы участка ухода на второй круг" главы 6 раздела 4 части I) или там, где поверхность Z набора высоты при уходе на второй круг (начинается на расстоянии 900 м за порогом ВПП) достигает относительной высоты 300 м (984 фут) над порогом ВПП, в зависимости от того, что ниже.

3.4.7 Применение основных поверхностей ILS для обеспечения запаса высоты над препятствиями на точном участке

3.4.7.1 *Общие положения*. Зона, требуемая для точного участка, ограничена в целом основными поверхностями ILS, определяемыми далее в п. 3.4.7.2. При стандартных условиях (см. п. 3.1.3 "Стандартные условия") отсутствуют ограничения в отношении объектов, находящихся ниже этих поверхностей. Объекты или части объектов, возвышающиеся над этими поверхностями, должны:

a) иметь минимальную массу и быть ломкими или

b) учитываться при расчете ОСА/Н.

3.4.7.2 *Определение основных поверхностей ILS*. Рассматриваемые поверхности соответствуют выборке из перечня поверхностей ограничения препятствий, указанных в Приложении 14 для ВПП точного захода на посадку с кодовыми номерами 3 или 4 (см. рис. II-1-3-10 b)). Этими поверхностями являются:

a) поверхность захода на посадку, продолжающаяся до точки конечного этапа захода на посадку (FAP) (первая часть с градиентом 2 %, вторая часть с градиентом 2,5 %, как изложено в Приложении 14);

b) летная полоса, предполагаемая горизонтальной и расположенной на уровне превышения порога ВПП;

c) поверхность ухода на второй круг. Это наклонная поверхность, которая:

   1) начинается в точке на расстоянии 900 м за порогом ВПП на уровне превышения порога ВПП;

   2) возвышается с градиентом 2,5 %;

   3) расширяется таким образом, чтобы оставаться между переходными поверхностями.

   Она продолжается с постоянным расширением до уровня внутренней горизонтальной поверхности, а затем продолжается с тем же градиентом до окончания точного участка, но с расширением 25 %;

d) продленные переходные поверхности, которые простираются в продольном направлении вдоль боковых сторон поверхности захода на посадку и поверхности ухода на второй круг, а также продолжаются до относительной высоты 300 м над превышением порога ВПП.

3.4.7.3 *Определение ОСА/Н с помощью основных поверхностей ILS*

3.4.7.3.1 Там, где основные поверхности ILS, указанные в п. 3.4.7.2, не пересекаются препятствиями, ОСА/Н для категории I и категории II определяется запасами, указанными в таблице II-1-3-2, а полеты по категории III не ограничиваются. Препятствия могут не учитываться, если они расположены ниже переходной поверхности, определенной Приложением 14 для ВПП с кодовыми номерами 3 и 4, независимо от фактического кодового номера ВПП (т. е. поверхности для кодовых номеров 3 и 4 используются для оценки препятствий на ВПП с кодовыми номерами 1 и 2).

3.4.7.3.2 Если упомянутые выше основные поверхности ILS пересекаются объектами, не относящимися к приведенным в таблице II-1-3-3, значение OCA/H может быть рассчитано путем непосредственного добавления к препятствиям запасов на потерю высоты/высотомер (см. п. 3.4.8.8.2 "Определение OCA/H с помощью OAS или основных поверхностей ILS").

3.4.7.3.3 Препятствия, приведенные в таблице II-1-3-3, могут исключаться только в случае соответствия двум следующим критериям:

a) ширина номинального курса соответствует стандартному значению 210 м (см. п. 3.1.3 "Стандартные условия");

b) относительная высота принятия решения категории I MLS составляет не менее 60 м (200 фут) или относительная высота принятия решения категории II MLS составляет не менее 30 м (100 фут).

3.4.7.3.4 Объект, который проникает через любую из основных поверхностей ILS и становится доминирующим препятствием, но который в силу своего функционального назначения необходимо сохранять в целях удовлетворения аэронавигационных требований, может при определенных условиях не приниматься во внимание при расчетах OCA/H при наличии следующего положения. Соответствующим полномочным органом должно быть установлено, что та часть, которая проникает через поверхность, имеет минимальную массу, ломкое крепление и не окажет неблагоприятного влияния на безопасность полетов воздушных судов.

3.4.8 Использование критериев поверхностей оценки препятствий (OAS) для обеспечения запаса высоты над препятствием на точном участке

3.4.8.1 *Общие положения*

3.4.8.1.1 В этом разделе изложено описание поверхностей OAS, постоянных величин, которые используются для определения этих поверхностей, и условий, при которых могут или должны выполняться корректировки. Размеры OAS связаны с:

a) расположением системы MLS (расстояние "азимутальная антенна – порог ВПП", RDH MLS, ширина азимутального сектора), глиссада (угол места);

b) категорией полетов, выполняемых по MLS;

c) иными факторами, включая геометрию воздушных судов, градиент набора высоты при уходе на второй круг.

Таким образом, применительно к полетам на конкретном летном поле по категории I и II по MLS может быть рассчитана таблица значений OCA/H в отношении каждой категории воздушных судов.

3.4.8.1.2 Включенный дополнительный материал позволяет соответствующим полномочным органам оценить с практической точки зрения выгоды от заявляемых улучшенных характеристик и связанных с этим условий. См. п. 3.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS".

3.4.8.1.3 Отмечается, что OAS не предназначены для замены поверхностей Приложения 14 в качестве планировочных поверхностей, устраняющих ограничения в отношении увеличения препятствий. Необходимо учитывать плотность препятствий между основными поверхностями ILS и OAS (см. п. 3.4.8.9 "Влияние плотности препятствий на OCA/H").

3.4.8.2 *Система отсчета*

Расположение препятствий указывается в обычной системе координат x, y, z, началом которой служит порог ВПП. См. рис. II-1-3-13. Ось x параллельна линии пути точного участка, при этом положительные значения по оси x соответствуют расстоянию до порога, а отрицательные – расстоянию после порога. Ось y расположена перпендикулярно к оси x. Хотя рис. II-1-3-14 представлен в обычном виде, *при всех расчетах, связанных с геометрией OAS, значения координаты y всегда считаются положительными*. Ось z является вертикальной, при этом относительные высоты над порогом имеют положительные значения. Все размеры, связанные с OAS, указываются только в метрах. Размеры должны включать любые корректировки, необходимые для учета допусков в данных топографической съемки (см. п. 1.8 "Точность картографических данных" главы 1 раздела 2 части I).

3.4.8.3 *Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)*

3.4.8.3.1 OAS состоит из шести наклонных плоских поверхностей (обозначены буквами W, X, Y и Z), расположенных симметрично по обе стороны от линии пути точного участка, и горизонтальной плоскости, проходящей через порог (см. рис. II-1-3-12 и II-1-3-13). Конфигурация наклонных поверхностей определяется четырьмя линейными уравнениями вида $z = Ax + By + C$. В этих уравнениях x и y обозначают координаты местоположения, а z – относительную высоту поверхности, соответствующую этому местоположению (см. рис. II-1-3-11).

3.4.8.3.2 Для каждой поверхности с помощью программы OAS PANS-OPS получен комплект постоянных величин (A, B и C), соответствующий эксплуатационному диапазону дальностей азимутальной антенны от порога ВПП и углов наклона глиссады. Для категорий I и II предусматриваются отдельные комплекты постоянных величин. Эта программа осуществляет изменение постоянных величин (см. п. 3.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS").

3.4.8.3.3 За исключением поверхностей W и X OAS категории I ограничиваются длиной точного участка и максимальной относительной высотой 300 м. OAS категории II ограничиваются максимальной относительной высотой 150 м.

3.4.8.3.4 Там, где поверхность захода на посадку и переходная поверхность ограничения препятствий Приложения 14, предусмотренные для ВПП точного захода на посадку с кодовыми номерами 3 и 4, нарушают OAS, поверхности Приложения 14 становятся поверхностями OAS (т. е. поверхности для кодовых номеров 3 и 4 используются для оценки препятствий на ВПП с кодовыми номерами 1 и 2).

3.4.8.3.5 Поверхности ограничения препятствий Приложения 14: внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки обеспечивают защиту при полетах по категории III при условии, что ОСА/Н категории II находится на уровне или ниже уровня верхней части этих поверхностей, которые могут быть продолжены, если необходимо, до высоты 60 м (см. рис. II-1-3-10 b)).

3.4.8.4 *Постоянные величины OAS: детализация*

Применительно к полетам по категориям I и II постоянные величины A, B и C для каждой наклонной поверхности определяются с помощью программы OAS PANS-OPS с тем ограничением, что при полетах категории II по MLS под автопилотом применяются постоянные величины для категории II с использованием командного пилотажного прибора. Программа OAS PANS-OPS дает коэффициенты для углов наклона глиссады от 2,5 до 3,5° с приращением 0,1°, а также для любого значения расстояния между азимутальным блоком и порогом ВПП в пределах от 2000 до 4500 м. Экстраполяция за эти пределы не разрешается. Если вводится расстояние между азимутальным блоком и порогом ВПП, выходящее за эти пределы, программа OAS PANS-OPS

дает коэффициенты для 2000 или 4500 м соответственно, которые должны быть использованы. Пример полученных с помощью программы OAS PANS-OPS выходных данных приводится на рис. II-1-3-16.

3.4.8.5 *Расчет относительных высот OAS*

Расчет относительной высоты z любой наклонной поверхности для местоположения с координатами x', y' следует начинать с получения соответствующих постоянных величин с помощью программы OAS PANS-OPS. Затем эти величины подставляются в уравнение z = Ax' + By' + C. Если не ясно, какая из поверхностей OAS находится над местом расположения препятствия, этот расчет следует повторить для других наклонных поверхностей. Относительная высота OAS представляет собой наибольшую из относительных высот плоскостей (нулевую, если относительные высоты плоскостей имеют отрицательные значения).

Примечание. В программе OAS PANS-OPS также имеется калькулятор OCH, который указывает относительную высоту z поверхности OAS над любым местоположением с координатами x и y. Он учитывает все корректировки, установленные в отношении расположения системы MLS, размеров воздушного судна, градиента набора высоты при уходе на второй круг и относительной высоты опорной точки MLS для захода на посадку.

3.4.8.6 *Построение шаблонов OAS*

Шаблоны, т. е. горизонтальные проекции контуров OAS, выполненные в масштабе карты, иногда используются в целях выявления препятствий для детальной топографической съемки (см. рис. II-1-3-15). Содержащиеся в программе OAS PANS-OPS данные по OAS включают координаты точек пересечения наклонных поверхностей:

a) на уровне порога ВПП. Координаты пересечения на уровне порога отмечены буквами C, D и E (рис. II-1-3-15);

b) на 300 м над уровнем порога ВПП для кат. I;

c) на 150 м для кат. II.

3.4.8.7 *Корректировка постоянных величин OAS*

3.4.8.7.1 *Общие положения.* В следующих далее пунктах приводится описание корректировок постоянных величин OAS, которые выполняются программой OAS PANS-OPS. Эти корректировки являются обязательными в тех случаях, когда не обеспечивается соответствие стандартным условиям (см. п. 3.1.3 "Стандартные условия"). Корректировки могут не производиться в обязательном порядке в тех случаях, когда это оговаривается. Примеры расчетов см. в *Руководстве по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368).

3.4.8.7.2 *Причины корректировки постоянных величин.* Изменением постоянных величин может учитываться следующее:

a) размеры конкретных воздушных судов (см. п. 3.4.8.7.3 ниже);

b) высота опорной точки захода на посадку по MLS (см п. 3.4.8.7.4 ниже);

c) азимутальные блоки категории I с шириной сектора более 210 м у порога ВПП (см. п. 3.4.8.7.5 ниже);

d) использование командного пилотажного прибора (ручной режим) при категории II (см. п. 3.4.8.7.6 ниже);

е) градиент набора высоты при уходе на второй круг (см. п. 3.4.8.7.7 ниже).

3.4.8.7.3 *Конкретные размеры воздушных судов.* Корректировка обязательна, если размеры воздушных судов превышают указанные в п. 3.1.3 "Стандартные условия", и необязательна для воздушных судов меньших размеров. Программа OAS PANS-OPS автоматически корректирует коэффициенты OAS и координаты шаблонов для стандартных размеров воздушных судов категорий A, B, C, D и D_L. Аналогично это делается в отношении конкретных размеров воздушных судов любой категории. При этом используется следующая формула корректировки коэффициента C для поверхностей W, X и Y:

поверхность W: $C_w corr = C_w - (t - 6)$;

поверхность X: $C_x corr = C_x - B_x \cdot P$;

поверхность Y: $C_y corr = C_y - B_y \cdot P$,

где $P = \left[\frac{t}{B_x} \text{ или } S + \frac{t-3}{B_x}, \text{ берется максимальная величина} \right] - \left[\frac{6}{B_x} \text{ или } 30 + \frac{3}{B_x}, \text{ берется максимальная величина} \right]$

и s – полуразмах крыла;

t – вертикальное расстояние между траекториями глиссадной антенны и нижней части колес.

3.4.8.7.4 *Относительная высота опорной точки захода на посадку по MLS.* Постоянные величины соответствуют относительной высоте опорной точки захода на посадку по MLS (RDH), равной 15 м. Корректировка постоянных величин OAS обязательна, если RDH менее 15 м, и необязательна для RDH более 15 м. Программа OAS PANS-OPS корректирует коэффициенты OAS и координаты шаблонов путем следующего исправления табличных значений коэффициента C для поверхностей W, X и Y:

$$C_{corr} = C + (RDH - 15),$$

где C_{corr} – исправленная величина коэффициента C для соответствующей поверхности;

C – приводимая в таблице величина.

3.4.8.7.5 *Изменение для номинальной ширины сектора азимутальных блоков категории I более 210 м у порога ВПП.* В тех случаях, когда ширина сектора азимута MLS у порога ВПП превышает номинальную величину 210 м, используется метод модели риска столкновения (CRM) для полетов по ILS, описание которого приводится в п. 3.4.9. Корректировка для ширины сектора менее 210 м не производится и заблокирована в программе OAS PANS-OPS.

3.4.8.7.6 *Использование командного пилотажного прибора (ручной режим) при кат. II.* Используются OAS кат. I.

3.4.8.7.7 *Градиент ухода на второй круг.* Если воздушное судно способно обеспечить градиенты набора высоты при уходе на второй круг, лучшие номинального градиента 2,5 %, может быть произведена корректировка поверхностей Y и Z. Эта коррекция достигается выбором в программе OAS PANS-OPS желаемого градиента набора высоты при уходе на второй круг. Затем программой корректируются коэффициенты поверхностей Y и Z.

3.4.8.8 *Определение OCA/H с помощью OAS или основных поверхностей ILS*

3.4.8.8.1 *Общие положения.* OCA/H определяется путем учета всех препятствий, которые проникают через основные поверхности ILS, определенные в п. 3.4.7.2, а также через поверхности OAS, относящиеся к рассматриваемой категории полетов по MLS. Перечисленные в п. 3.4.7.3 "Определение OCA/H с помощью основных поверхностей ILS" исключения относительно препятствий, проникающих через основные поверхности ILS, могут применяться к препятствиям, проникающим через OAS, при условии соответствия критериям, перечисленным в этом параграфе. Поверхностями, которые относятся к каждой категории полетов по MLS, являются:

a) *полет по кат. I по MLS:* OAS ILS кат. I;

b) *полет по кат. II по MLS с использованием командного пилотажного прибора:* OAS ILS кат. I;

c) *полет по кат. II по MLS под автопилотом:* OAS ILS кат. II для командного пилотажного прибора и те части поверхностей ILS кат. I, которые расположены выше пределов OAS для ILS кат. II;

d) *полет по кат. III по MLS под автопилотом:* то же, что и для полета по кат. II по MLS под автопилотом.

3.4.8.8.2 *Расчет значений OCA/H с помощью OAS.* Подлежащие учету препятствия делятся, как определено далее в п. 3.4.8.8.2.1 "Этапы вычислений OCA/H", на препятствия захода на посадку и препятствия ухода на второй круг. Стандартным методом классификации является следующий: препятствиями захода на посадку являются те, которые расположены между FAP и дальностью 900 м за порогом. Препятствиями ухода на второй круг являются те, которые расположены в пределах оставшейся части точного участка (см. рис. II-1-3-17). Однако в некоторых случаях такая классификация может привести к чрезмерному проигрышу из-за некоторых препятствий, относящихся к уходу на второй круг (см. п. 1.9 дополнения к части II). По усмотрению соответствующего полномочного органа препятствиями ухода на второй круг могут быть определены те, которые возвышаются над плоской поверхностью, параллельной плоскости глиссады и начинающейся на расстоянии –900 м (см. рис. II-1-3-18), то есть препятствия, относительная высота которых больше чем $[(900 + x) \operatorname{tg} \theta]$.

3.4.8.8.2.1 *Этапы вычислений OCA/H*

a) Определяется относительная высота самого высокого препятствия захода на посадку.

b) Относительные высоты всех препятствий ухода на второй круг (hma) приводятся к относительным высотам эквивалентных препятствий захода на посадку (ha) с помощью приведенной далее формулы и определяется наивысшее эквивалентное препятствие захода на посадку.

c) Определяется самое высокое препятствие по результатам этапов a) и b). Оно является доминирующим препятствием.

d) К относительной высоте доминирующего препятствия добавляется запас, соответствующий категории воздушных судов (таблица II-1-3-2).

$$h_a = \frac{h_{ma} \operatorname{ctg} Z + (x_z + x)}{\operatorname{ctg} Z + \operatorname{ctg} \theta},$$

где h_a – относительная высота эквивалентного препятствия захода на посадку;

h_{ma} – относительная высота препятствия ухода на второй круг;

θ – угол наклона глиссады (угол места);

Z – гол наклона поверхности ухода на второй круг;

x – расстояние от порога до препятствия (отрицательное значение за порогом ВПП);

x_z – расстояние от порога ВПП до начала поверхности Z (900 м (кат. H, 700 м)).

3.4.8.8.3 *Корректировка на значительные превышения летных полей и большие углы наклона глиссады*

3.4.8.8.3.1 *Запасы на потерю высоты (HL)/высотомер.* Приводимые в таблице II-1-3-2 запасы корректируются следующим образом:

a) для превышения летного поля более 900 м (2953 фут) приводимые в таблице запасы увеличиваются на 2 % от величины запаса по радиовысотомеру на каждые 300 м (984 фут) превышения летного поля;

d) для углов наклона глиссады (углов места), превышающих в исключительных случаях 3,2°, эти запасы увеличиваются на 5 % от величины запаса по радиовысотомеру с каждым увеличением угла наклона глиссады на 0,1° между 3,2 и 3,5°.

3.4.8.8.3.1.1 Схемы с углами наклона глиссады более 3,5° или с любым углом, при котором номинальная скорость снижения (V_{at} для типа воздушного судна × синус угла наклона глиссады) превышает 5 м/с (1000 фут/мин), являются нестандартными. Они требуют следующего:

a) увеличения запаса на потерю высоты (который может зависеть от конкретного типа воздушного судна);

b) корректировки начала поверхности ухода на второй круг;

c) корректировки уклона поверхности W;

d) повторного обследования препятствий;

e) применения соответствующих эксплуатационных ограничений.

Применение таких схем, как правило, ограничивается специально утвержденными для этой цели эксплуатантами и воздушными судами и связано с соответствующими ограничениями в отношении воздушного судна и летного экипажа. Такие схемы не должны использоваться в качестве эксплуатационных приемов снижения шума.

3.4.8.8.3.1.2 В добавлении B к главе 1 приводятся требуемые изменения к построению схем и соответствующие эксплуатационные/сертификационные аспекты.

Пример: воздушное судно категории C. Превышение аэродрома: 1650 м над уровнем моря; угол наклона глиссады 3,5°.

Табличные поправки: радиовысотомер 22 м.

(Таблица II-1-3-2): барометрический высотомер 46 м.

Поправка на превышение аэродрома:

$$22 \times \frac{2}{100} \times \frac{1650}{300} = 2,42 \text{ м.}$$

Поправка на угол наклона глиссады:

$$22 \times \frac{5}{100} \times \frac{3,5-3,2}{0,1} = 3,30 \text{ м.}$$

Суммарная поправка 5,72 округляется до 6 м.

Уточненный запас для радиовысотомера: 22 + 6 = 28 м.

Уточненный запас для барометрического высотомера: 46 + 6 = 52 м.

3.4.8.8.3.2 *Исключения и корректировки величин в таблице II-1-3-2.* Величины в таблице II-1-3-2 вычислены с учетом воздушных судов, на которых используется обычное ручное управление при уходе на второй круг, начатом на OCA/H и на номинальной траектории захода на посадку. Значения в таблице II-1-3-2 не относятся к полетам по категории III. Этими величинами не учитываются боковые смещения препятствия, также как и вероятность такого смещения воздушного судна. Если требуется учитывать такие объединенные вероятности, используется рассмотренная в п. 3.4.9 CRM. Величины в таблице II-1-3-2 могут корректироваться применительно к конкретным типам воздушных судов при наличии надлежащего летного и теоретического подтверждения, т. е. значения потери высоты для вероятности 1×10^{-5} (соответствует частоте уходов на второй круг 10^{-2}).

3.4.8.8.3.3 *Проверка радиовысотомера.* Если публикуются значения OCA/H по радиовысотомеру, повторяемость показаний радиовысотомера подтверждается проверками в ходе эксплуатации воздушных судов.

3.4.8.8.3.4 *Запасы на потерю высоты (HL)/высотомер для конкретной скорости пересечения порога ВПП.* Если требуется запас на потерю высоты/высотомер для конкретной V_{at}, применяются следующие формулы (см. также таблицу II-1-3-4):

Использование радиовысотомера:

запас = (0,096 V_{at} – 3,2) м, когда V_{at} в км/час;

запас = (0,177 V_{at} – 3,2) м, когда V_{at} в уз.

Использование барометрического высотомера:

запас = (0,068 V_{at} + 28,3) м, когда V_{at} в км/ч;

запас = (0,125 V_{at} + 28,3) м, когда V_{at} в уз,

где V_{at} – скорость пересечения порога ВПП, основанная на скорости, превышающей в 1,3 раза скорость сваливания в посадочной конфигурации при максимальной сертифицированной посадочной массе.

Примечание. Данные уравнения основаны на допущении о том, что аэродинамические и динамические характеристики воздушных судов непосредственно связаны со скоростной категорией. Таким образом, рассчитанные запасы на потерю высоты/высотомер могут быть фактически нерепрезентативными для небольших воздушных судов, у которых V_{at} *при максимальной посадочной массе превышает 165 уз.*

3.4.8.9 *Влияние плотности препятствий на OCA/H.* Для оценки приемлемости плотности препятствий под OAS может использоваться CRM, описание которой приводится в п. 3.4.9. Это может оказать определенную

помощь на основе сравнения условий аэродрома и оценки уровня риска, связанного с заданными величинами ОСА/Н. Следует подчеркнуть, что такая оценка не заменяет заключения, основанного на практике.

3.4.9 Запас высоты над препятствиями на точном участке: применение модели риска столкновения (CRM) к полетам по MLS

3.4.9.1 *Общие положения*. CRM ILS представляет собой программу вычислительной машины, устанавливающую выражаемый в числовом отношении риск, который может сравниваться с заданным уровнем безопасности для воздушных судов, выполняющих полет до указанной ОСА/Н. В *Руководстве по использованию модели риска столкновения (CRM) для полетов по ILS* (Doc 9274) содержится описание программы и инструкции по ее использованию, включая точный формат как данных, требуемых в качестве входных, так и результатов.

3.4.9.2 *Входные данные*. Применительно к полетам по MLS в качестве входных данных CRM требуется следующее:

a) *сведения об аэродроме:* название, расположение порога ВПП и ориентирование направления ВПП по координатам координатной сетки (что не является обязательным), превышение порога над MSL;

b) *параметры MLS:* категория (соответствующая категория ILS, определенная в п. 3.4.8.8.1), глиссада (угол места), расстояние от порога ВПП до азимутального блока, ширина номинального сектора по азимуту, относительная высота опорной точки MLS над порогом;

c) *параметры ухода на второй круг:* относительная высота принятия решения (относительная высота пролета препятствий) и точка разворота при уходе на второй круг;

d) *параметры воздушных судов:* тип, относительная высота над уровнем колес (от антенны до нижней точки колес) и полуразмах крыла, категория воздушного судна (A, B, C, D или D_L), градиент набора высоты при уходе на второй круг.

Примечание. CRM не учитывает воздушные суда категории E;

e) *данные о препятствиях:* границы препятствий (либо координаты x и y относительно порога ВПП, либо координаты по координатной сетке карты) и высота препятствий (либо над превышением порога, либо над MSL). Для оценки плотности необходимо включать все препятствия, проникающие через основные поверхности ILS, описание которых приведено в п. 3.4.7.2.

3.4.9.3 *Выходные данные и применение.* Выходными данными программы являются:

a) общий (полный) риск столкновения с препятствиями воздушных судов, выполняющих полет до указанной ОСА/Н;

b) минимальная ОСА/Н, которая обеспечивает заданный уровень безопасности.

Эти варианты выходных данных рассмотрены в Руководстве *по использованию модели риска столкновения (CRM) для полетов по ILS* (Doc 9274). Пользователи путем повторных прогонов с соответствующими значениями параметров могут произвести оценку влияния на безопасность полетов любого изменения этих параметров, как правило, угла наклона глиссады или остающихся препятствий.

3.5 УЧАСТОК УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

3.5.1 Общие положения

3.5.1.1 Критерии конечного этапа ухода на второй круг основаны на общих критериях (см. главу 6 раздела 4 части I). Некоторые изменения позволяют учесть различные зоны и поверхности, связанные с точным участком MLS, а также возможные изменения OCA/H на этом участке в зависимости от категорий воздушных судов. Построение зоны соответствует навигационной системе, указанной для ухода на второй круг.

3.5.1.2 База отсчета при определении расстояний и градиентов в расчетах запаса высоты над препятствиями названа "началом набора высоты" (SOC). Она определяется относительной высотой и дальностью, на которой плоскость GP' – плоскость, параллельная глиссаде (углу места) и начинающаяся на расстоянии –900 м и на уровне порога ВПП – достигает абсолютной высоты OCA/H – HL. OCA/H и HL должны относиться к одной и той же категории воздушных судов.

3.5.1.3 Если выявленные на конечном участке ухода на второй круг препятствия приводят к увеличению любого из значений OCA/H, рассчитанных для точного участка, для поверхности Z дополнительно может указываться более высокий градиент, если это обеспечит запас высоты над этими препятствиями при определенном более низком значении OCA/H (см. п. 6.2.2.1 "Градиент набора высоты на промежуточном этапе" главы 6 раздела 4 части I).

3.5.1.4 Для наведения на линию пути может использоваться участок ухода на второй круг с использованием систем RNAV или RNP. На этом этапе полета могут использоваться только системы, способные обеспечивать точность навигации в 1 м. милю или более высокую точность. Навигационные спецификации, которые могут использоваться на участке ухода на второй круг, приведены в таблице III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III.

3.5.2 Уход на второй круг с прямой

3.5.2.1 *Общие положения.* Точный участок заканчивается в точке, где поверхность Z достигает относительной высоты 300 м над порогом ВПП. Ширина поверхности Z на таком расстоянии определяет начальную ширину зоны конечного этапа ухода на второй круг, которая увеличивается от упомянутой выше точки под углом 15°, как показано на рис. II-1-3-19. Дополнительные зоны отсутствуют.

3.5.2.2 *Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг по прямой.* (См. рис. II-1-3-20.) Превышение/относительная высота препятствия в этой зоне конечного этапа ухода на второй круг составляет менее

$$(OCA/H_{ps} - HL) + d_o \text{ tg } Z,$$

где:

a) OCA/H точного участка (OCA/H_{ps}) и HL (значение в таблице II-1-3-2) относятся к одной и той же категории воздушных судов;

b) d_o измеряется от SOC параллельно линии пути ухода на второй круг по прямой;

c) Z является углом между поверхностью ухода на второй круг и горизонтальной плоскостью.

Если не представляется возможным выполнить это требование, предусматривается разворот для обхода рассматриваемого препятствия. Если разворот неэффективен, увеличивается OCA/H.

3.5.2.3 Переход от обычной навигации к уходу на второй круг по RNAV или RNP может определяться контрольной точкой RNAV или RNP, расположенной на продолжении курса по азимуту, или разворотом на

абсолютной высоте прямо до точки пути (см. рис. II-1-3-25). Если линия пути, определяемая RNAV или RNP, находится на одной прямой с курсом по азимуту, то зона на траверзе SOC расширяется под углом 15° от заданной линии пути до тех пор, пока она не достигнет применимой ширины зоны RNAV или RNP, построенной на продолжении курса по азимуту. В области между боковыми границами поверхности Z и внешними границами зоны оценка препятствий основывается на поверхности Y и математической экстраполяции поверхности Y, где зона находится за пределами боковых границ контура OAS в 300 м. Поверхность Z продолжает расширяться под тем же углом до достижения ширины зоны RNAV или RNP. Дополнительные зоны применяются с точки, в которой ширина поверхности Z достигает ширины основной зоны RNAV или RNP (см. рис. II-1-3-23). Запас высоты над препятствиями до этой точки для продолженных поверхностей Y и Z такой же, как на точном участке (см. п. 1.4.8 "Использование критериев поверхностей оценки препятствий (OAS) для обеспечения запаса высоты над препятствием на точном участке"), и применяется также далее ко всем частям поверхности Z, которые находятся в пределах основной зоны RNAV или RNP. Принцип дополнительных зон применяется между границей основной зоны RNAV или RNP и границей всей зоны. Если препятствие пересекает продолженную поверхность Y или Z в пределах дополнительной зоны, его превышение/относительная высота составляет менее:

$$(OCA/H_{ps} – HL) + d_o \tan Z + M,$$

где:

a) OCA/H точного участка (OCA/Hps) и HL (значение в таблице II-1-3-2) относятся к одной и той же категории воздушных судов;

b) do измеряется от SOC параллельно линии пути ухода на второй круг по прямой;

c) Z является углом между поверхностью ухода на второй круг и горизонтальной плоскостью;

d) M является нулем на границе основной зоны, линейно увеличивающейся до 30 м (98 фут) на границе всей зоны.

3.5.2.4 С 4 ноября 2021 года, если препятствия выступают за дополнительную зону менее чем на "M", как указано в п. 3.5.2.3 d) выше, этим можно пренебречь при расчетах OCA/H.

3.5.3 Уход на второй круг с разворотом

3.5.3.1 *Общие положения.* Развороты могут предусматриваться в заданной точке разворота (TP), на заданной абсолютной/относительной высоте или "как можно раньше". Используемые критерии зависят от размещения разворота относительно нормального окончания точного участка (см. п. 3.4.6 "Окончание участка") и заключаются в следующем:

a) *разворот после нормального окончания точного участка.* Если разворот предусмотрен после нормального окончания точного участка, применяются общие критерии п. 6.4.5 главы 6 раздела 4 части I "Разворот, начатый на заданной абсолютной/относительной высоте" и п. 6.4.6 главы 6 раздела 4 части I "Разворот, начатый в заданной точке разворота" со следующими исключениями:

1) OCA/H заменяется на (OCA/H – HL) согласно п. 3.5.2.2 "Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг по прямой";

2) поскольку SOC и OCA/H связаны между собой, невозможно получить запас высоты над препятствиями способами, используемыми при неточных заходах на посадку (а именно, путем независимой коррекции OCA/H или MAPt);

b) *разворот до нормального окончания точного участка*. Если разворот предусматривается на заданной абсолютной/относительной высоте менее 300 м над порогом или в такой заданной ТР, что самая ранняя ТР находится в пределах дальности нормального окончания, применяются критерии, указанные далее в пп. 3.5.3.2 и 3.5.3.3;

c) для ухода на второй круг с использованием RNAV или RNP развороты в точках пути "флай-бай" или "флайовер" следует ограничивать 90°. Развороты RF не допускаются в качестве первых участков RNP ухода на второй круг, так как в таком случае не будет задана касательная линия пути входа по RNP. В этом случае требуется, чтобы участок TF с первой точкой пути на продолженном курсе по азимуту предшествовал участку RF;

d) самое раннее местоположение первой контрольной точки RNAV или RNP находится на расстоянии ATT после SOC (см. рис. II-1-3-26). Если точка обозначает разворот в точке пути "флай-бай", добавляется дополнительное расстояние d1 + 3V/3600, где V является TAS, до контрольной точки (d1 = r tan A/2);

e) для ухода на второй круг по RNAV или RNP применяются стандартное построение разворота RNAV/RNP и МОС разворота (50 м (164 фут) для разворотов более 15º и 30 м (98 фут) для всех других разворотов) после самой ранней точки разворота. Дополнительные зоны применяются между стандартной шириной основной зоны RNAV или RNP и границей всей зоны за исключением того, что препятствия, находящиеся под поверхностью Y на внешней стороне разворота, рассматривать не нужно. См. рис. II-1-3-23 и II-1-3-24.

Примечание. Корректировка положения заданной ТР или заданной абсолютной высоты разворота может потребовать перечерчивания соответствующих зон и перерасчета запасов высоты. В результате этого могут быть исключены некоторые препятствия или добавлены новые. Таким образом, для получения минимального значения ОСА/Н – в особенности, когда имеют место значительные ограничения, обусловленные препятствиями – может потребоваться коррекция заданной ТР или абсолютной высоты начала разворота методом подбора (см. добавление А к главе 1 раздела 1).

3.5.3.2 *Разворот на заданной абсолютной/относительной высоте менее 300 м над порогом ВПП*

3.5.3.2.1 Применяются общие критерии (см. п. 6.4.5 "Разворот, начатый на заданной абсолютной/ относительной высоте" главы 6 раздела 4 части I) с детализацией и изменениями, содержащимися в настоящем разделе. Построение зоны начала разворота и последующей фазы разворота показано на рис. II-1-3-21.

3.5.3.2.2 *Абсолютная/относительная высота разворота.* Применяются общие критерии со следующими изменениями. Точный участок заканчивается (и начинается конечный участок ухода на второй круг) в ТР. Это дает возможность рассчитывать $ОСА/Н_{ps}$ и ($ОСА/Н_{ps}$ – HL). Затем определяется SOC и рассчитывается абсолютная/относительная высота разворота (TNA/H) по следующей формуле:

$$TNA/H = ОСА/Н_{ps} – HL + d_z \text{ tg } Z,$$

где d_z – горизонтальное расстояние от SOC до ТР;

$ОСА/Н_{ps}$ = ОСА/Н, вычисленной для точного участка.

Если ТР совпадает с SOC, то на карте размещается примечание: "разворот как можно раньше на... (курс или средство)" и достаточный объем информации для определения местоположения и относительной высоты препятствий, обуславливающих необходимость выполнения разворота.

3.5.3.2.3 *Зоны*

3.5.3.2.3.1 *Зона начала разворота*. (см. рис. II-1-3-21). Зона начала разворота ограничивается 300-метровым контуром поверхности Y для категории I и заканчивается в TP.

Примечание. Считается, что самая ранняя TP располагается в начале 300-метрового контура поверхности Y для категории I (точка D"), если только не указывается контрольная точка, предназначенная для ограничения ранних разворотов (см. п. 3.5.3.2.4.2 "Обеспечение защиты ранних разворотов").

3.5.3.2.3.2 *Построение границ разворота.* Границы разворота строятся, как указано в главе 3 "Построение зоны разворота" раздела 2 части I.

3.5.3.2.4 *Запас высоты над препятствиями*

a) *Запас высоты над препятствиями в зоне начала разворота*. Превышение/относительная высота препятствий в зоне начала разворота составляет менее:

   1) абсолютная/относительная высота разворота – 50 м (164 фут) для разворотов более чем на 15°;

   2) абсолютная/относительная высота разворота – 30 м (98 фут) для разворотов на 15° или менее,

   за исключением препятствий, расположенных ниже поверхности Y с внешней стороны разворота, которые не нужно учитывать при вычислении абсолютной/относительной высоты разворота.

b) *Запас высоты над препятствиями в зоне разворота.* Превышение/относительная высота препятствий в зоне разворота и далее составляет менее:

   абсолютная/относительная высота разворота + d_o tg Z – MOC,

где d_o измеряется от препятствия до ближайшей точки на границе зоны начала разворота, а MOC составляет:

   1) 50 м (164 фут) для разворотов более чем на 15°;

   2) 30 м (98 фут) для разворотов на 15° или менее,

   линейно уменьшаясь до нуля на внешней границе дополнительных зон, если таковые имеются.

3.5.3.2.4.1 *Корректировка абсолютной/относительной высоты разворота*. Если критерии, указанные выше в п. 3.5.3.2.4 "Запас высоты над препятствиями", не могут быть выполнены, абсолютная/относительная высота разворота корректируется. Это может быть сделано двумя способами:

a) *корректировка абсолютной/относительной высоты разворота без изменения OCA/H*: это означает, что TP будет перемещена и соответственно перечерчены зоны;

b) *увеличение абсолютной/относительной высоты разворота за счет увеличения OCA/H:* в результате этого увеличивается абсолютная высота разворота над одной и той же TP. Зоны разворота остаются неизменными.

3.5.3.2.4.2 *Защита ранних разворотов*. В тех случаях, когда в опубликованной схеме не указывается контрольная точка с целью ограничения разворотов для воздушных судов, выполняющих уход на второй круг с большей, чем заданная, абсолютной/относительной высоты разворота, производится дополнительная проверка препятствий. Применяются общие критерии, изложенные п. 6.4.5.6 "Защита ранних разворотов" главы 6

раздела 4 части I тома II PANS-OPS, и общие принципы, отраженные на рис. I-4-6-14 главы 6 раздела 4 части I, с учетом следующих изменений:

a) граница зоны конечного этапа захода на посадку заменяется линией DD" поверхностей OAS и ее продолжением;

b) FAF заменяется на FAP;

c) самая ранняя MAPt заменяется линией D"D" (самая ранняя граница зоны начала разворота);

d) если этот критерий не может быть выполнен, то схемой должно запрещаться выполнение разворотов до достижения точки, эквивалентной MAPt, и на карте профиля захода на посадку необходимо дать соответствующее примечание.

3.5.3.3 *Разворот в заданной ТР, когда самая ранняя ТР располагается до нормального окончания точного участка*

3.5.3.3.1 В тех случаях, когда разворот устанавливается в заданной ТР и самая ранняя ТР располагается до дальности нормального окончания точного участка, точный участок заканчивается в самой ранней ТР. Это позволяет рассчитать OCA/H_{ps} и (OCA/H_{ps} – HL); затем определяется SOC.

3.5.3.3.2 *Зона разворота*. Зона разворота строится в соответствии с п. 6.4.6.3 "Построение зоны разворота" главы 6 раздела 4 части I, за исключением того, что она соответствует ширине 300-метровых контуров поверхности Y OAS в самой ранней и поздней ТР (см. рис. II-1-3-22).

3.5.3.3.3 *Запас высоты над препятствиями.* Превышение/относительная высота препятствий составляет менее чем:

$$(OCA/H_{ps} - HL) + d_o \text{ tg } Z - MOC,$$

где $d_o = d_z$ + кратчайшее расстояние от препятствия до линии К-К;

d_z – расстояние по горизонтали от SOC до самой ранней ТР,

а МОС составляет:

50 м (164 фут) для разворотов более чем на 15°;

30 м (98 фут) для разворотов на 15° или менее.

Если превышение/относительная высота препятствия превосходит данное значение, необходимо увеличить OCA/H или перенести ТР для получения необходимого запаса (см. добавление A к главе 1).

3.6 ОДНОВРЕМЕННЫЕ ТОЧНЫЕ ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ НА ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ИЛИ ПОЧТИ ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ВПП

(Применяется до 3 ноября 2021 года; с 4 ноября 2021 года настоящий раздел будет полностью исключен)

Примечание. Инструктивный материал содержится в Руководстве по одновременному использованию параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП *(Doc 9643).*

3.6.1 Общие положения

В тех случаях, когда предполагается одновременно использовать схемы точного захода на посадку на параллельных ВПП, при построении обеих схем применяются следующие дополнительные критерии:

a) максимальный угол пересечения с направлением конечного этапа захода на посадку составляет 30°. Точка пересечения с направлением конечного этапа захода на посадку должна располагаться на расстоянии по крайней мере 3,7 км (2,0 м. мили) до точки входа в глиссаду;

b) минимальные абсолютные высоты на промежуточных участках обеих схем различаются, по крайней мере, на 300 м (1000 фут);

c) номинальные линии пути обеих схем ухода на второй круг расходятся, по крайней мере, на 30°. Связанные с уходом на второй круг развороты определяются как развороты, выполняемые "как можно ранее".

3.6.2 Запас высоты над препятствиями

Относящиеся к точным заходам на посадку критерии пролета препятствий, в том виде как они указаны в определенных главах, применяются к каждой схеме параллельных точных заходов. В дополнение к этим критериям в целях защиты ранних разворотов, необходимых для уклонения от воздушных судов, которые могут вторгаться со стороны соседней ВПП, производится проверка препятствий в зоне, расположенной сбоку от ВПП со стороны, противоположной соседней ВПП. Такая проверка может выполняться с использованием ряда специально определенных поверхностей оценки препятствий параллельных заходов на посадку. Пример метода оценки препятствий для данных схем приводится в добавлении D к главе 1.

3.7 ОПУБЛИКОВАНИЕ

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

3.7.1 Общие положения

3.7.1.1 Применяются общие критерии п. 1.12 "Опубликование" главы 1 раздела 2 части I, дополненные критериями в п. 1.3.4 главы 1 раздела 5 части III, касающимися примечаний на картах. Карта захода на посадку по приборам для схемы захода на посадку по MLS озаглавливается MLS Rwy XX. Если на карте указаны минимумы кат. II и/или III, в заглавии соответственно указывается MLS Rwy XX CAT II или MLS Rwy XX CAT II и III. Если применительно к одной и той же ВПП публикуется несколько схем MLS, используется условное обозначение аналогичных схем. Например, данное условное обозначение применяется для двух схем MLS с различными участками, такими как различные участки ухода на второй круг.

3.7.1.2 В тех случаях, когда в FAP конечная контрольная точка захода на посадку обозначается, на схему наносится предупреждение о том, что снижение по глиссаде ниже абсолютной высоты FAF не разрешается до прохождения FAF.

3.7.2 Опубликование значений OCA/H

3.7.2.1 *Опубликование значений OCA/H для схем захода на посадку по кат. I и II по MLS*

3.7.2.1.1 Соответствующие значения OCA или OCH публикуются для тех категорий воздушных судов, для которых разработана данная схема. Значения соответствуют следующим стандартным условиям:

a) полет по кат. I с барометрическим высотомером;

b) полет по кат. II под автопилотом и с радиовысотомером;

c) полет по кат. II с радиовысотомером по командному пилотажному прибору;

d) стандартные размеры воздушных судов (см. п. 3.1.3 "Стандартные условия");

e) градиент набора высоты при уходе на второй круг 2,5 %.

3.7.2.1.2 Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом могут согласовываться подлежащие опубликованию дополнительные значения OCA/H на том основании, что изменения были внесены согласно положениям п. 3.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS".

3.7.2.1.3 Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом может согласовываться использование подлежащих опубликованию значений OCA/H для схем захода на посадку по категории I по MLS, основанных на запасах на потерю высоты для радиовысотомера, если выполнены требования п. 3.4.8.8.3.3 "Проверка радиовысотомера".

3.7.2.2 *Опубликование схем захода на посадку по категории III по MLS*

Полеты по категории III могут разрешаться при условии, что OCA/H, соответствующая категории II, будет меньше относительной высоты внутренней горизонтальной поверхности Приложения 14. Полеты по категории III могут также разрешаться с OCA/H категории II между относительной высотой внутренней горизонтальной поверхности и 60 м, при условии, что внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки, предусмотренные Приложением 14 для категории II, будут продолжены для целей защиты при такой OCA/H (см. рис. II-1-3-10 a)).

3.7.3 Градусы магнитного курса

Линия пути конечного участка захода на посадку в схеме захода на посадку по MLS всегда определяется и публикуется в градусах относительно магнитного меридиана.

3.7.4 Разворот на заданной абсолютной/относительной высоте (уход на второй круг)

Если TP расположена в SOC, на карте приводится примечание "разворота как можно раньше на… (курс или средство)" и размещается информация, достаточная для опознавания положения и относительной высоты препятствий, обуславливающих необходимость разворота.

3.7.5 Разворот в заданной TP (уход на второй круг)

В том случае, когда схемой предусматривается выполнение разворота в заданной TP, необходимо совместно со схемой опубликовать следующую информацию:

a) TP, если она определяется контрольной точкой; или

b) радиал пересечения VOR, пеленг NDB или расстояние DME, когда отсутствует наведение по линии пути (см. п. 2.6.5 "Ограничивающие радиалы/расстояния по DME" главы 2 раздела 2 части I).

3.7.6 Схемы с нестандартными углами наклона глиссады

Схемы с углами наклона глиссады более 3,5° или с любым углом, при котором номинальная скорость снижения превышает 5 м/с (1000 фут/мин), являются нестандартными и связаны с ограничениями (см. п. 3.4.8.8.3.1 "Запасы на потерю относительной высоты (HL)/высотомер"). Применение таких схем обычно ограничиваются эксплуатантами и воздушными судами, имеющими специальное одобрение, а их публикация сопровождается указанием на карте захода на посадку соответствующих ограничений в отношении воздушного судна и экипажа.

3.7.7 Дополнительный градиент для конечного участка ухода на второй круг

Если выявленные в пределах конечного участка ухода на второй круг препятствия обусловливают увеличение любой из OCA/H, рассчитанных для точного участка, может быть указан дополнительно более высокий градиент поверхности ухода на второй круг (Z) при условии, что им будет обеспечиваться запас высоты над этими препятствиями для определенной более низкой OCA/H (см. п. 6.2.3.1 "Градиент набора высоты на конечном этапе" главы 6 раздела 4 части I).

3.6 ОПУБЛИКОВАНИЕ

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

3.6.1 Общие положения

3.6.1.1 Применяются общие критерии п. 1.12 "Опубликование" главы 1 раздела 2 части I, дополненные критериями в п. 1.3.4 главы 1 раздела 5 части III, касающимися примечаний на картах. Карта захода на посадку по приборам для схемы захода на посадку по MLS озаглавливается MLS Rwy XX. Если на карте указаны минимумы кат. II и/или III, в заглавии соответственно указывается MLS Rwy XX CAT II или MLS Rwy XX CAT II и III. Если применительно к одной и той же ВПП публикуется несколько схем MLS, используется условное обозначение аналогичных схем. Например, данное условное обозначение применяется для двух схем MLS с различными участками, такими как различные участки ухода на второй круг.

3.6.1.2 В тех случаях, когда в FAP конечная контрольная точка захода на посадку обозначается, на схему наносится предупреждение о том, что снижение по глиссаде ниже абсолютной высоты FAF не разрешается до прохождения FAF.

3.6.1.3 В тех случаях, когда на промежуточном участке захода на посадку используется маршрут PBN с разворотом RF на курс по азимуту, последним пунктом описания схемы PBN является точка пути в конце разворота с ограничением по "диапазону" абсолютных высот или по значению "на" абсолютной высоте (см. *примечание* к п. 3.3.6.3).

3.6.2 Опубликование значений OCA/H

3.6.2.1 Опубликование значений OCA/H для схем захода на посадку по кат. I и II по MLS

3.6.2.1.1 Соответствующие значения OCA или OCH публикуются для тех категорий воздушных судов, для которых разработана данная схема. Значения соответствуют следующим стандартным условиям:

a) полет по кат. I с барометрическим высотомером;

b) полет по кат. II под автопилотом и с радиовысотомером;

c) полет по кат. II с радиовысотомером по командному пилотажному прибору;

d) стандартные размеры воздушных судов (см. п. 3.1.3 "Стандартные условия");

e) градиент набора высоты при уходе на второй круг 2,5 %.

3.6.2.1.2 Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом могут согласовываться подлежащие опубликованию дополнительные значения OCA/H на том основании, что изменения были внесены согласно положениям п. 3.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS".

3.6.2.1.3 Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом может согласовываться использование подлежащих опубликованию значений OCA/H для схем захода на посадку по категории I по MLS, основанных на запасах на потерю высоты для радиовысотомера, если выполнены требования п. 3.4.8.8.3.3 "Проверка радиовысотомера".

3.6.2.2 Опубликование схем захода на посадку по категории III по MLS

Полеты по категории III могут разрешаться при условии, что OCA/H, соответствующая категории II, будет меньше относительной высоты внутренней горизонтальной поверхности Приложения 14. Полеты по категории III могут также разрешаться с OCA/H категории II между относительной высотой внутренней горизонтальной поверхности и 60 м, при условии, что внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки, предусмотренные Приложением 14 для категории II, будут продолжены для целей защиты при такой OCA/H (см. рис. II-1-3-10 a)).

3.6.3 Градусы магнитного курса

Линия пути конечного участка захода на посадку в схеме захода на посадку по MLS всегда определяется и публикуется в градусах относительно магнитного меридиана.

3.6.4 Разворот на заданной абсолютной/относительной высоте (уход на второй круг)

Если TP расположена в SOC, на карте приводится примечание "разворота как можно раньше на… (курс или средство)" и размещается информация, достаточная для опознавания положения и относительной высоты препятствий, обуславливающих необходимость разворота.

3.6.5 Разворот в заданной TP (уход на второй круг)

В том случае, когда схемой предусматривается выполнение разворота в заданной TP, необходимо совместно со схемой опубликовать следующую информацию:

a) TP, если она определяется контрольной точкой; или

b) радиал пересечения VOR, пеленг NDB или расстояние DME, когда отсутствует наведение по линии пути (см. п. 2.6.5 "Ограничивающие радиалы/расстояния по DME" главы 2 раздела 2 части I).

3.6.6 Схемы с нестандартными углами наклона глиссады

Схемы с углами наклона глиссады более 3,5° или с любым углом, при котором номинальная скорость снижения превышает 5 м/с (1000 фут/мин), являются нестандартными и связаны с ограничениями (см. п. 3.4.8.8.3.1 "Запасы на потерю относительной высоты (HL)/высотомер"). Применение таких схем обычно ограничиваются эксплуатантами и воздушными судами, имеющими специальное одобрение, а их публикация сопровождается указанием на карте захода на посадку соответствующих ограничений в отношении воздушного судна и экипажа.

3.6.7 Дополнительный градиент для конечного участка ухода на второй круг

Если выявленные в пределах конечного участка ухода на второй круг препятствия обусловливают увеличение любой из OCA/H, рассчитанных для точного участка, может быть указан дополнительно более высокий градиент поверхности ухода на второй круг (Z) при условии, что им будет обеспечиваться запас высоты над этими препятствиями для определенной более низкой OCA/H (см. п. 6.2.3.1 "Градиент набора высоты на конечном этапе" главы 6 раздела 4 части I).

Таблица II-1-3-1. Минимальная длина промежуточного участка захода на посадку

Угол пересечения линии пути конечного участка захода на посадку (градусы)	*Минимальное расстояние между пересечениями линии пути конечного участка захода на посадку и глиссады*	
	Категории A/B	*Категории C/D/E*
≤0-15 или разворот RF на линию пути конечного этапа захода на посадку	2,8 км (1,5 м. мили)	2,8 км (1,5 м. мили)
16–30	3,7 км (2,0 м. мили)	3,7 км (2,0 м. мили)
31–60	3,7 км (2,0 м. мили)	4,6 км (2,5 м. мили)
61–90 или в пределах схемы типа "ипподром" или обратной схемы	3,7 км (2,0 м. мили)	5,6 км (3,0 м. мили)

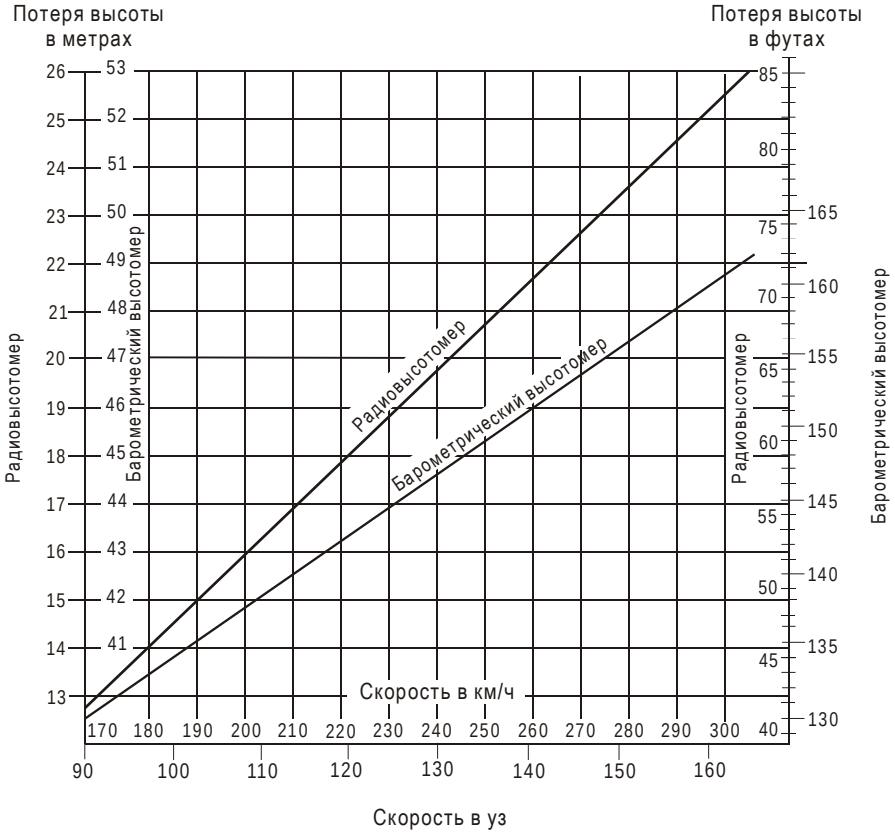
Таблица II-1-3-2. Запасы на потерю высоты/высотомер

Категория воздушного судна (Vat)	*Запас при использовании радиовысотомера*		*Запас при использовании барометрического высотомера*	
	м	*фут*	*м*	*фут*
A – 169 км/ч (90 уз)	13	42	40	130
B – 223 км/ч (120 уз)	18	59	43	142
C – 260 км/ч (140 уз)	22	71	46	150
D – 306 км/ч (165 уз)	26	85	49	161

Таблица II-1-3-3. Объекты, которые могут не приниматься во внимание в расчетах ОСА/Н

	Максимальная относительная высота над порогом ВПП	*Минимальное поперечное расстояние от осевой линии ВПП*
Антенна EL	17 м (55 фут)	120 м
Рулящее воздушное судно	22 м (72 фут)	150 м
Воздушное судно на площадке ожидания или в месте ожидания на рулежной дорожке в пределах между порогом и –250 м	22 м (72 фут)	120 м
Воздушное судно на площадке ожидания или в месте ожидания на рулежной дорожке в пределах между порогом и –250 м (только для категории I)	15 м (50 фут)	75 м

Таблица II-1-3-4. Потеря высоты для высотометров в зависимости от скорости



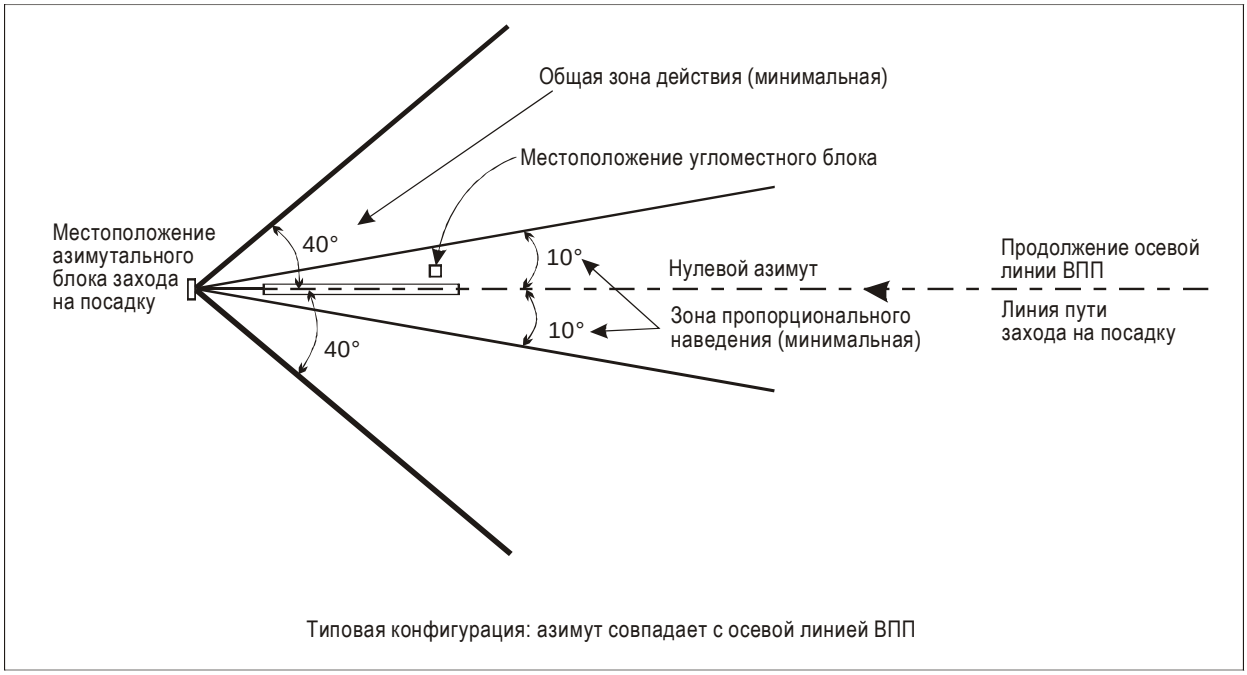


Рис. II-1-3-1. Конфигурация, пригодная для применения критериев MLS

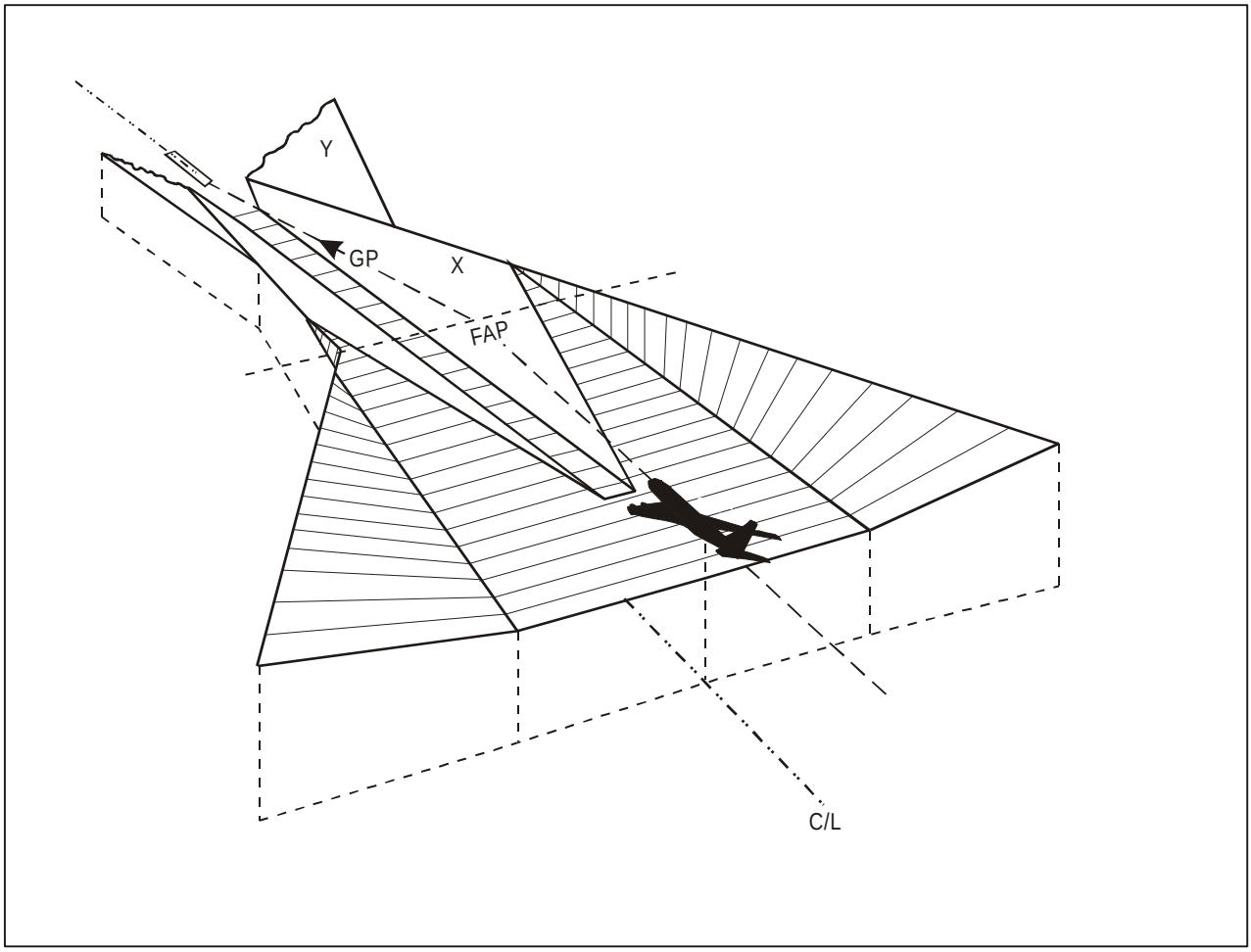


Рис. II-1-3-2. Сопряжение конечного участка захода на посадку с предшествующим участком: вид в перспективе

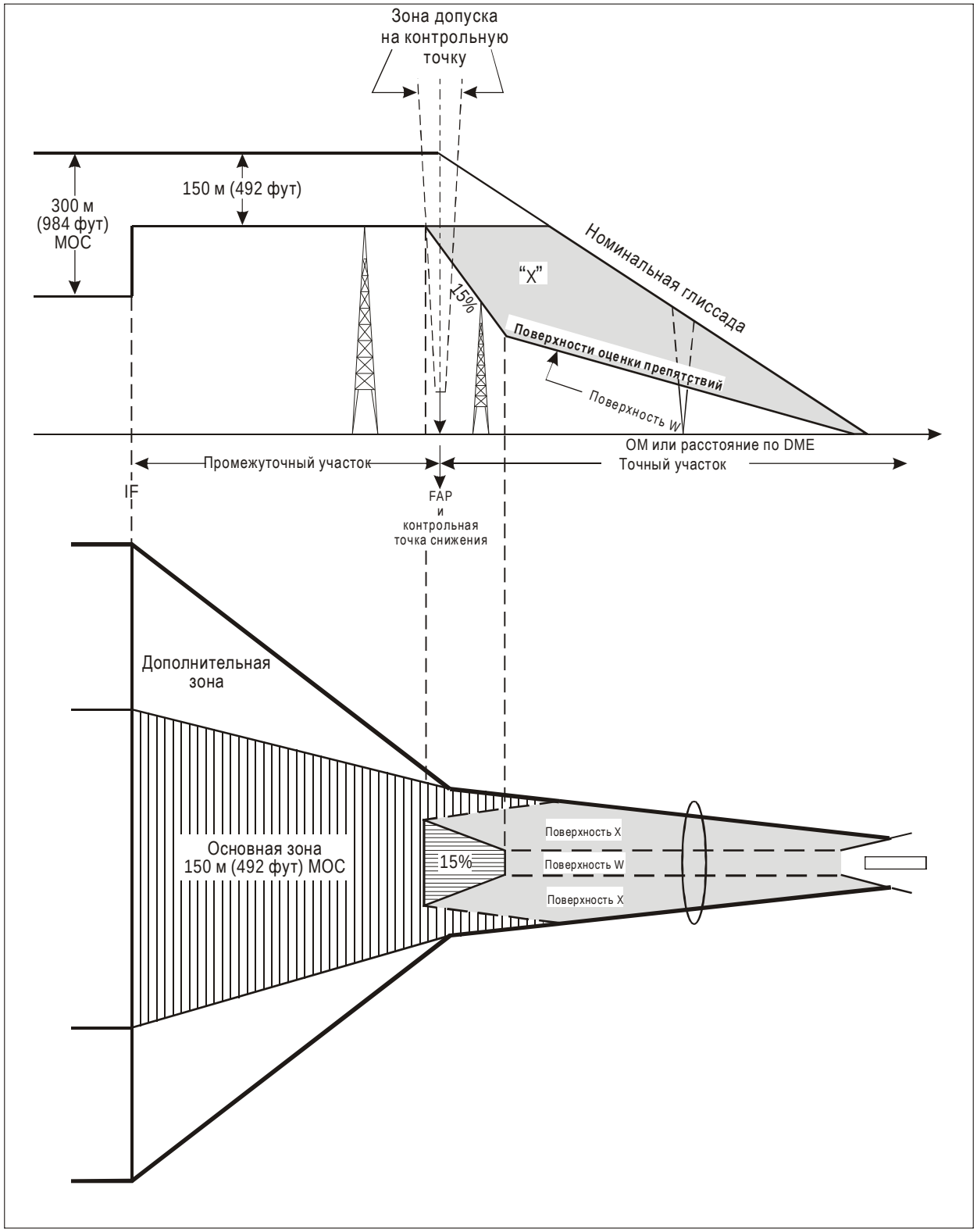


Рис. II-1-3-3. Конечная контрольная точка захода на посадку, определяемая контрольной точкой снижения, расположенной в точке конечного этапа захода на посадку

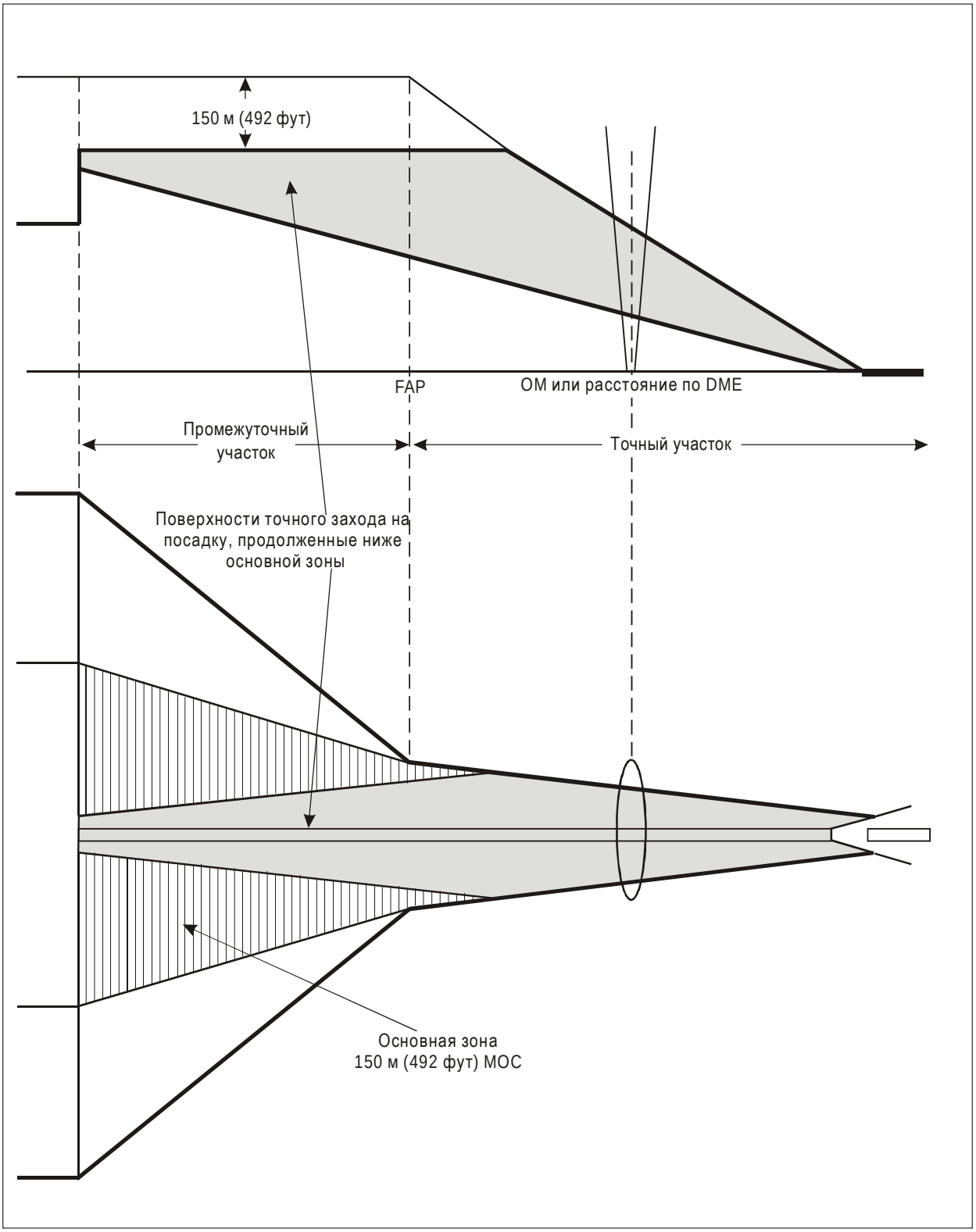


Рис. II-1-3-4. Точный участок при отсутствии конечной контрольной точки захода на посадку

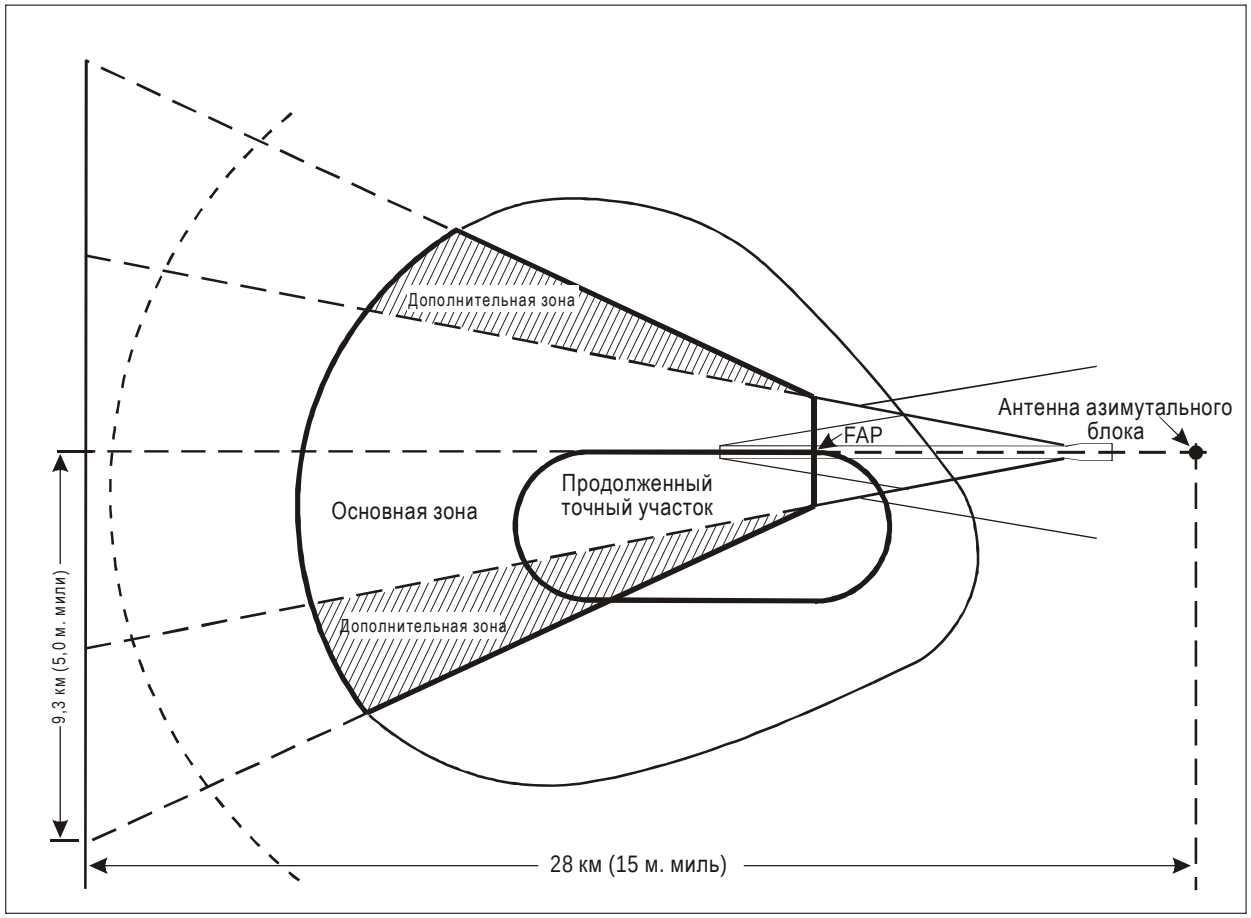


Рис. II-1-3-5. Зона промежуточного этапа захода на посадку. Заход на посадку по MLS с использованием обратной схемы или схемы "ипподром"

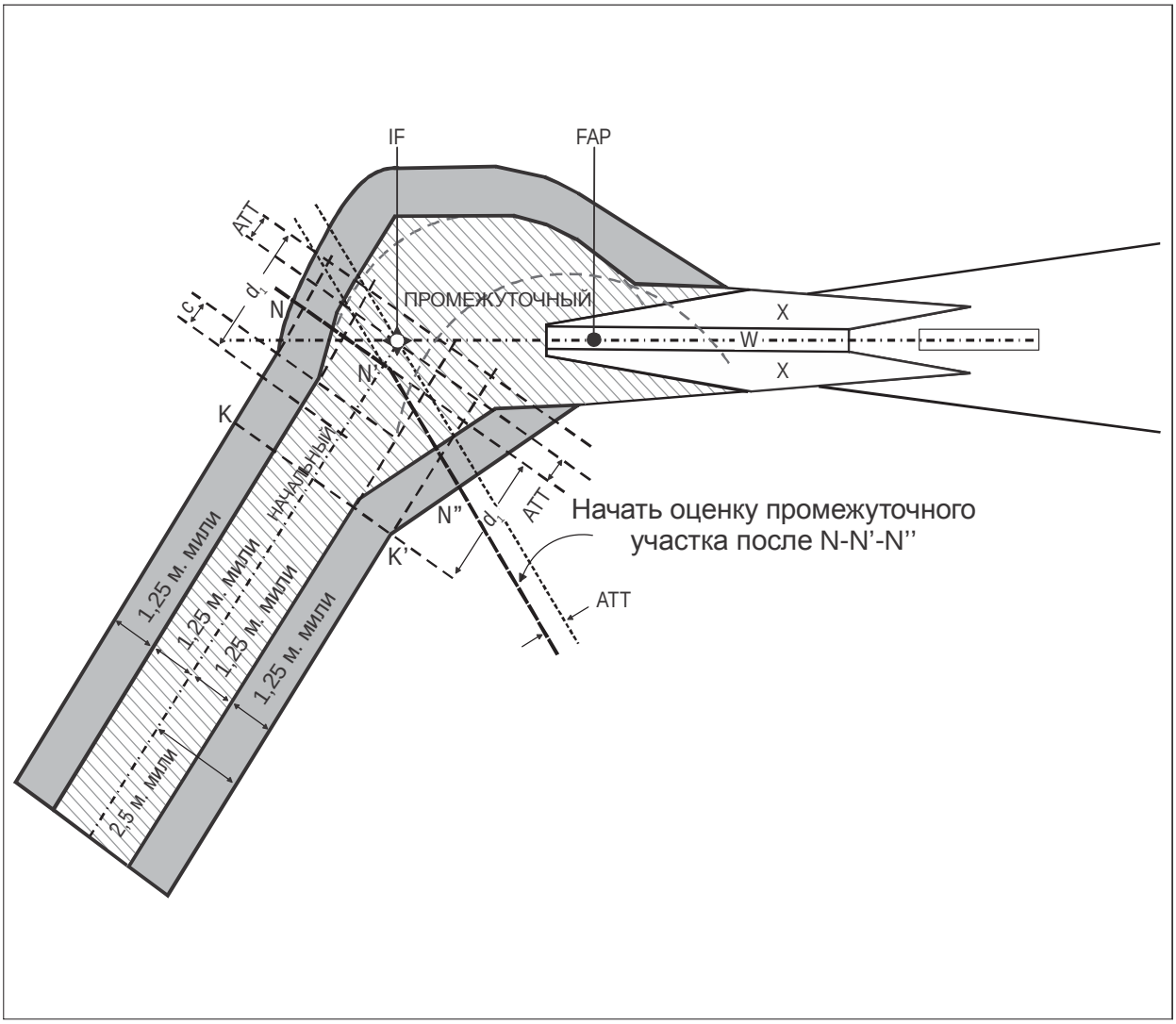


Рис. II-1-3-6. Пример: переход от RNAV 1 или RNP 1 к MLS, угол захвата 60º

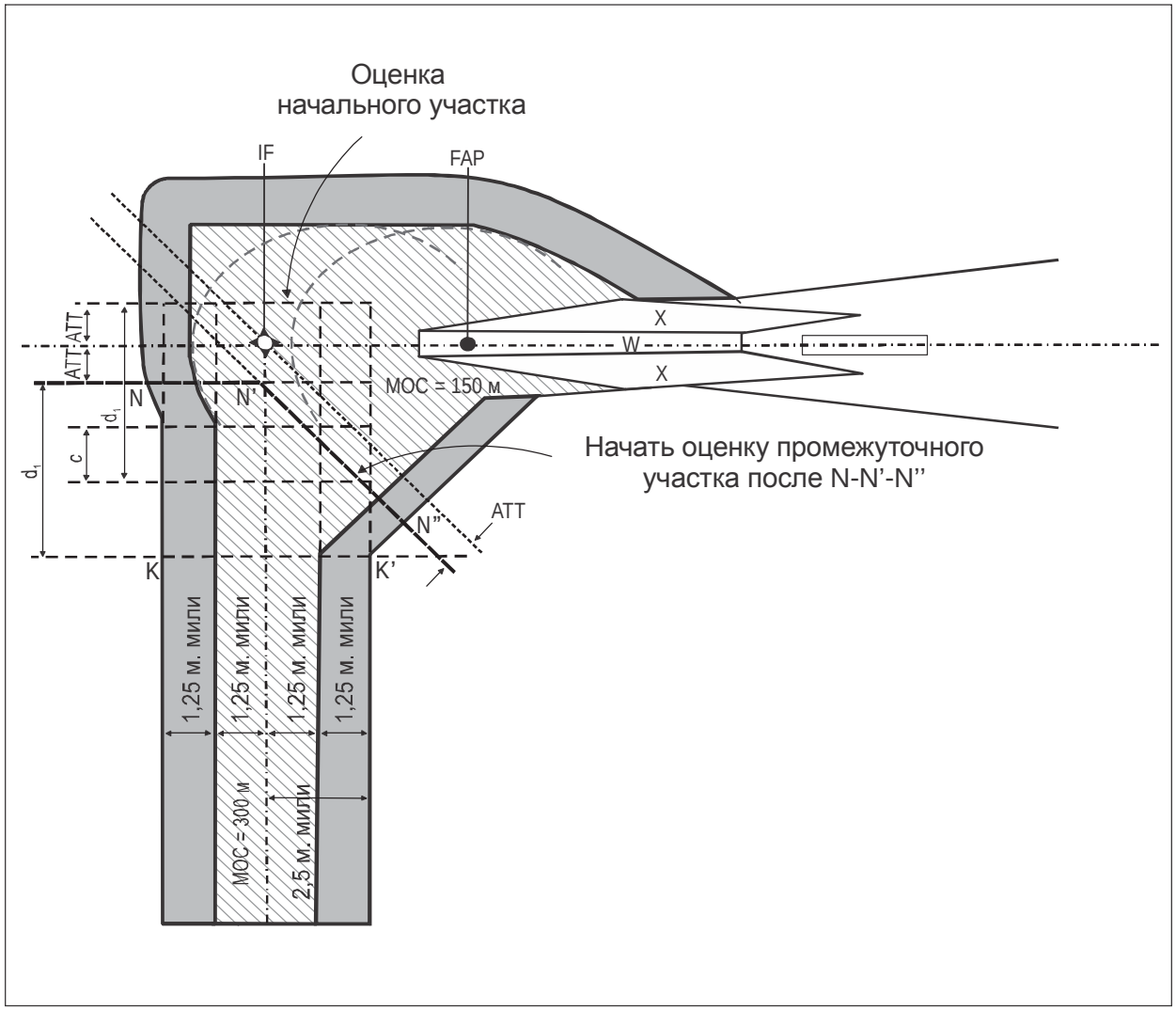


Рис. II-1-3-7. Пример: переход от RNAV 1 или RNP 1 к MLS, угол захвата 90º (максимальный)

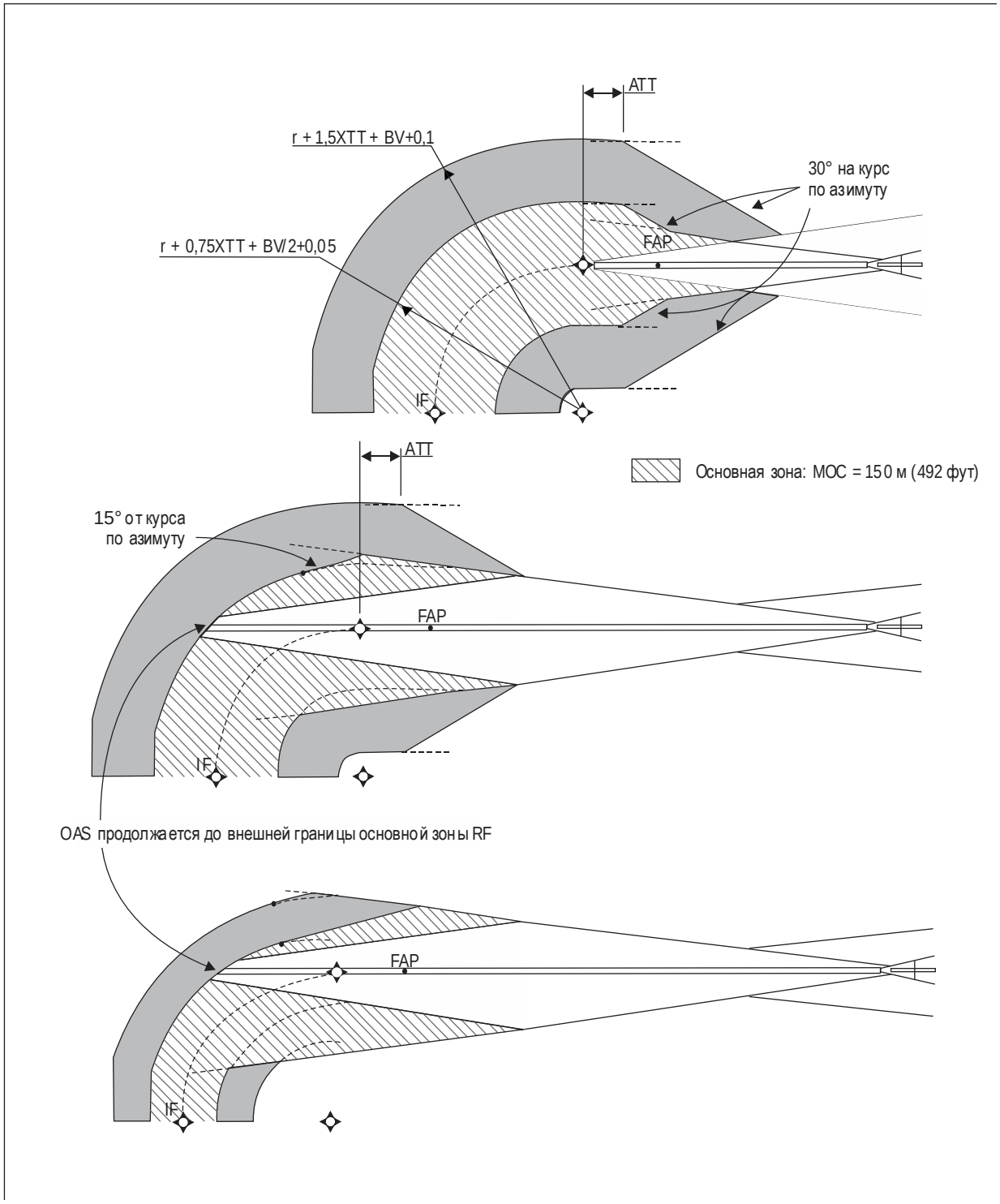


Рис. II-1-3-8. Построение зоны разворотов "радиус-контрольная точка" на курс по азимуту
(Применяется с 4 ноября 2021 года)

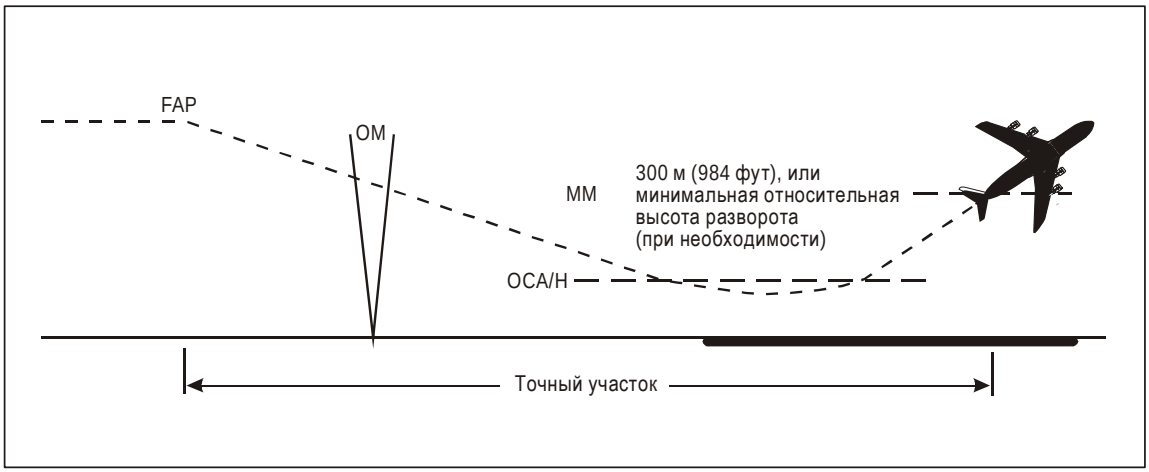
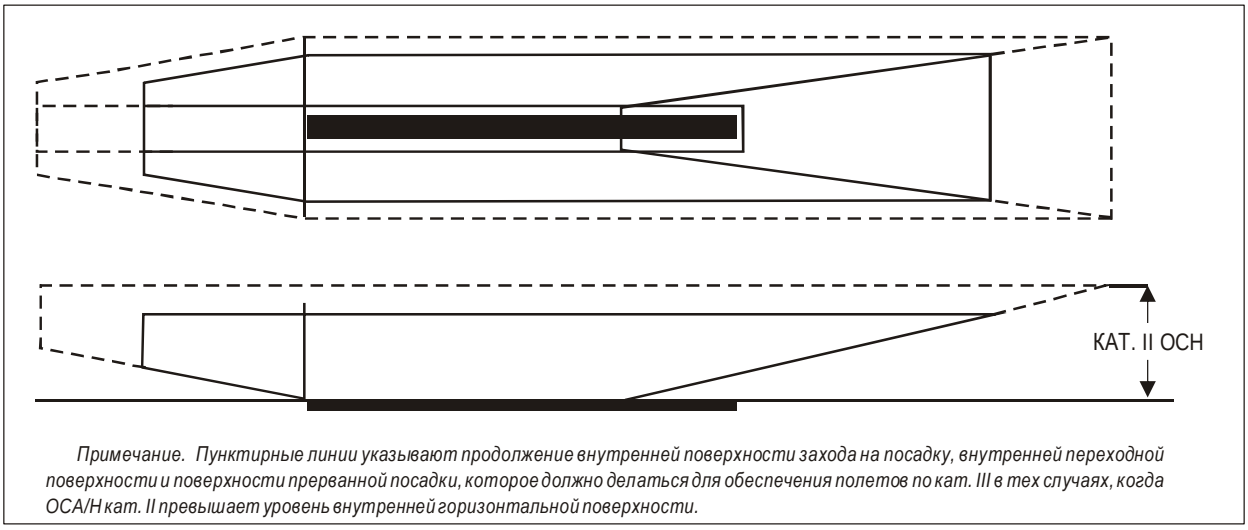


Рис. II-1-3-9. Точный участок



Примечание. Пунктирные линии указывают продолжение внутренней поверхности захода на посадку, внутренней переходной поверхности и поверхности прерванной посадки, которое должно делаться для обеспечения полетов по кат. III в тех случаях, когда OCA/H кат. II превышает уровень внутренней горизонтальной поверхности.

Рис. II-1-3-10 а). Предусмотренные Приложением 14 внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки, применяемые для оценки препятствий при полетах по ILS кат. II и III

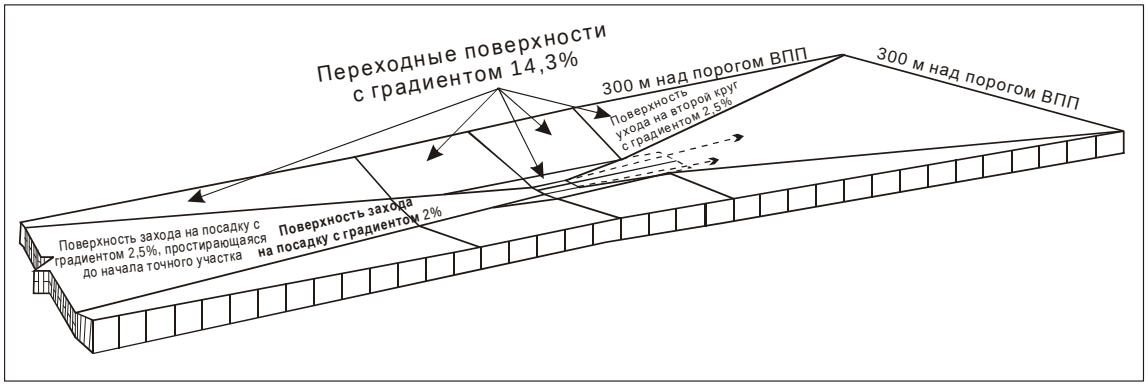
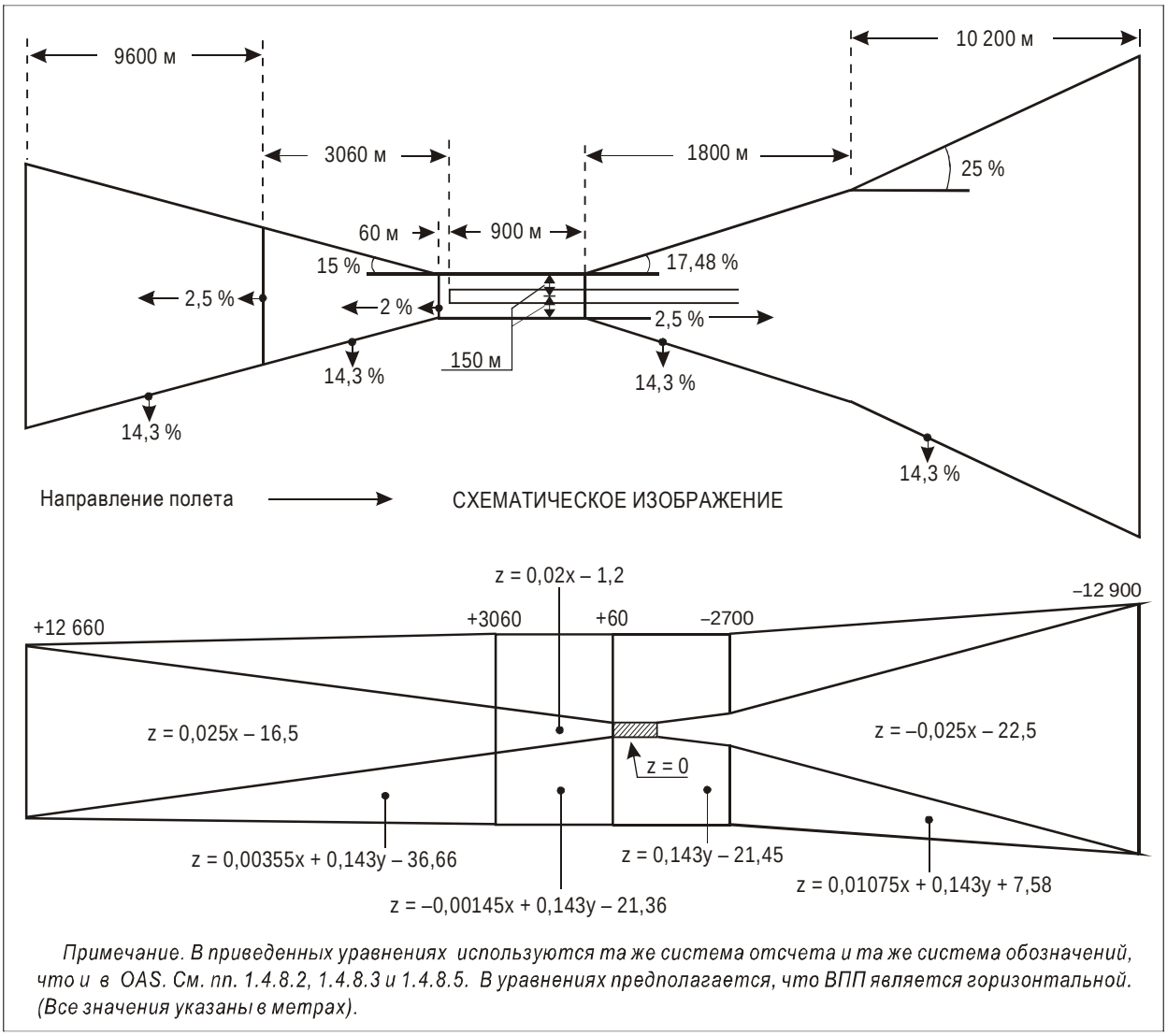


Рис. II-1-3-10 b). Иллюстрация основных поверхностей ILS, описанных в п. 3.4.7.2



Примечание. В приведенных уравнениях используются та же система отсчета и та же система обозначений, что и в OAS. См. пп. 1.4.8.2, 1.4.8.3 и 1.4.8.5. В уравнениях предполагается, что ВПП является горизонтальной. (Все значения указаны в метрах).

Рис. II-1-3-11. Уравнения поверхностей: основные поверхности ILS

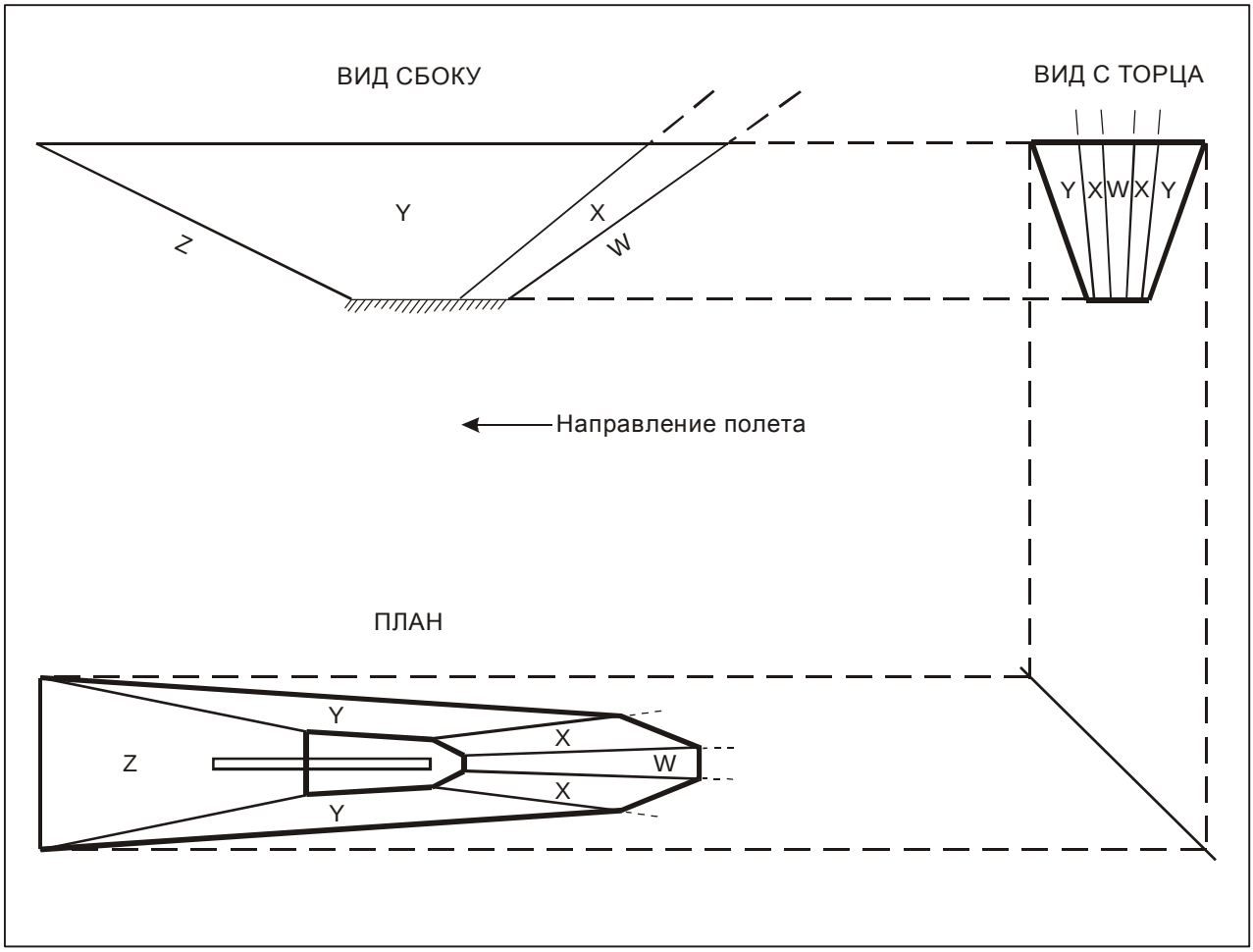


Рис. II-1-3-12. Поверхности оценки препятствий ILS

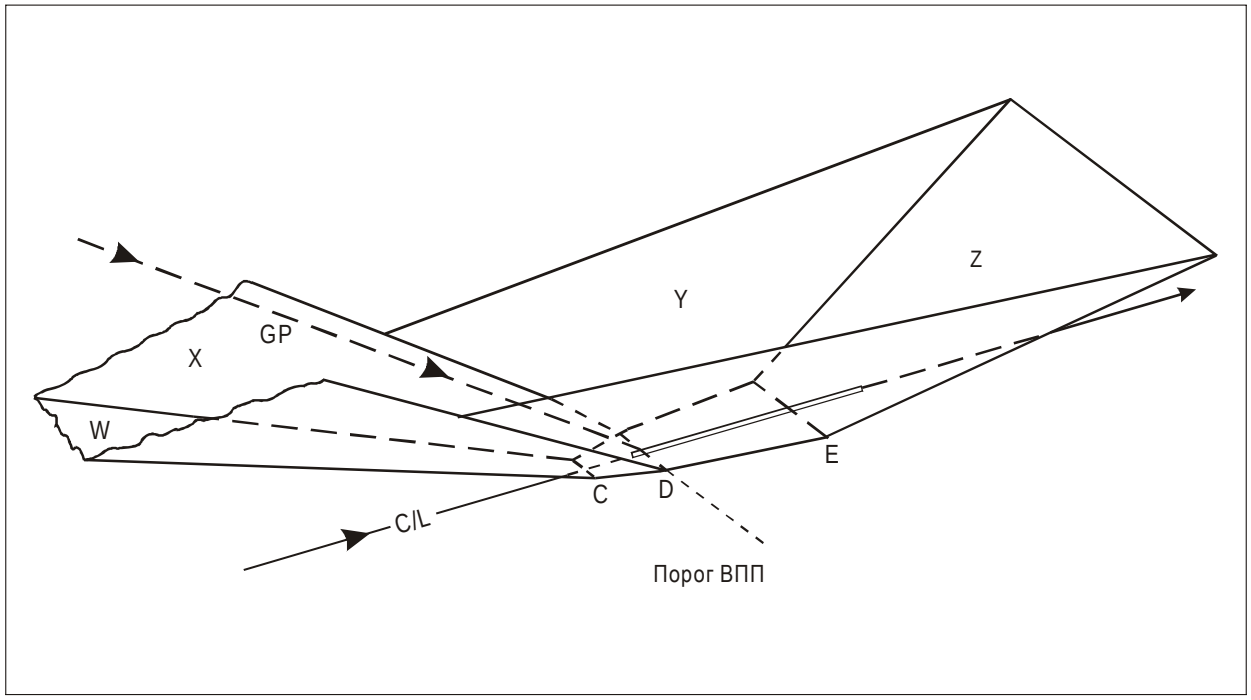


Рис. II-1-3-13. Поверхности оценки препятствий ILS: вид в перспективе

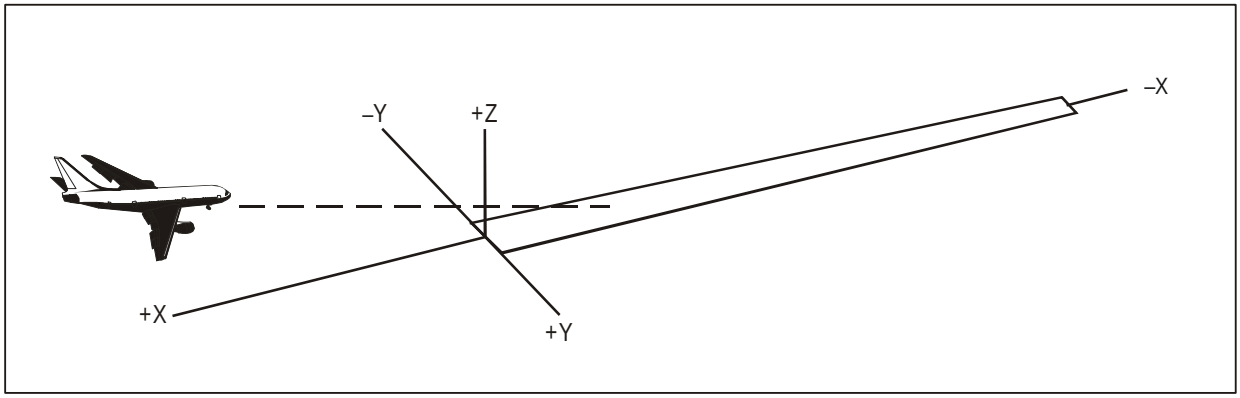
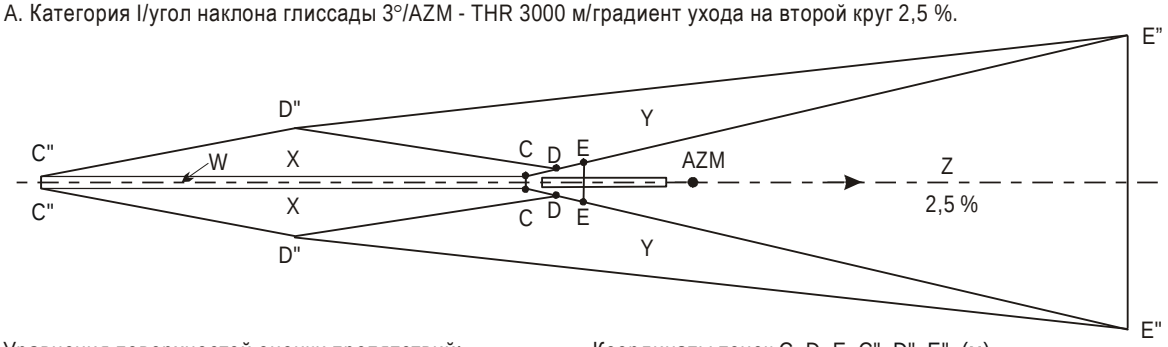


Рис. II-1-3-14. Система координат

A. Категория I/угол наклона глиссады 3°/AZM - THR 3000 м/градиент ухода на второй круг 2,5 %.



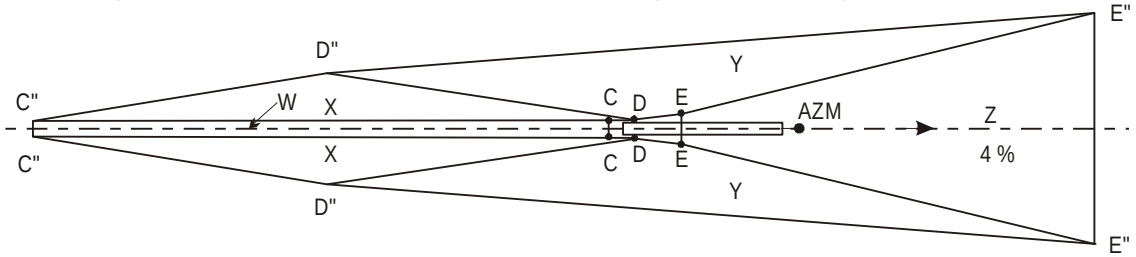
Уравнения поверхностей оценки препятствий:

W I z = 0,0285x – 8,01;
X I z = 0,027681x + 0,1825y – 16,72;
Y I z = 0,023948x + 0,210054y – 21,51;
Z I z = –0,025x – 22,50.

Координаты точек C, D, E, C", D", E", (м)

	C	D	E	C"	D"	E"
x	281	-286	-900	10 807	5 438	-12 900
y	49	135	205	96	910	3 001
z	0	0	0	300	300	300

B. Категория I/угол наклона глиссады 3°/AZM - THR 3000 м/градиент ухода на второй круг 4 %.



Уравнения поверхностей оценки препятствий:

W I z = 0,0285x – 8,01;
X I z = 0,027681x + 0,1825y – 16,72;
Y I z = 0,020158x + 0,238021y – 26,37;
Z I z = –0,04x – 36,00.

Координаты точек C, D, E, C", D", E", (м)

	C	D	E	C"	D"	E"
x	281	-286	-900	10 807	5 438	-8 400
y	49	135	187	96	910	2 082
z	0	0	0	300	300	300

Рис. II-1-3-15. Типичные контуры OAS для воздушных судов стандартных размеров

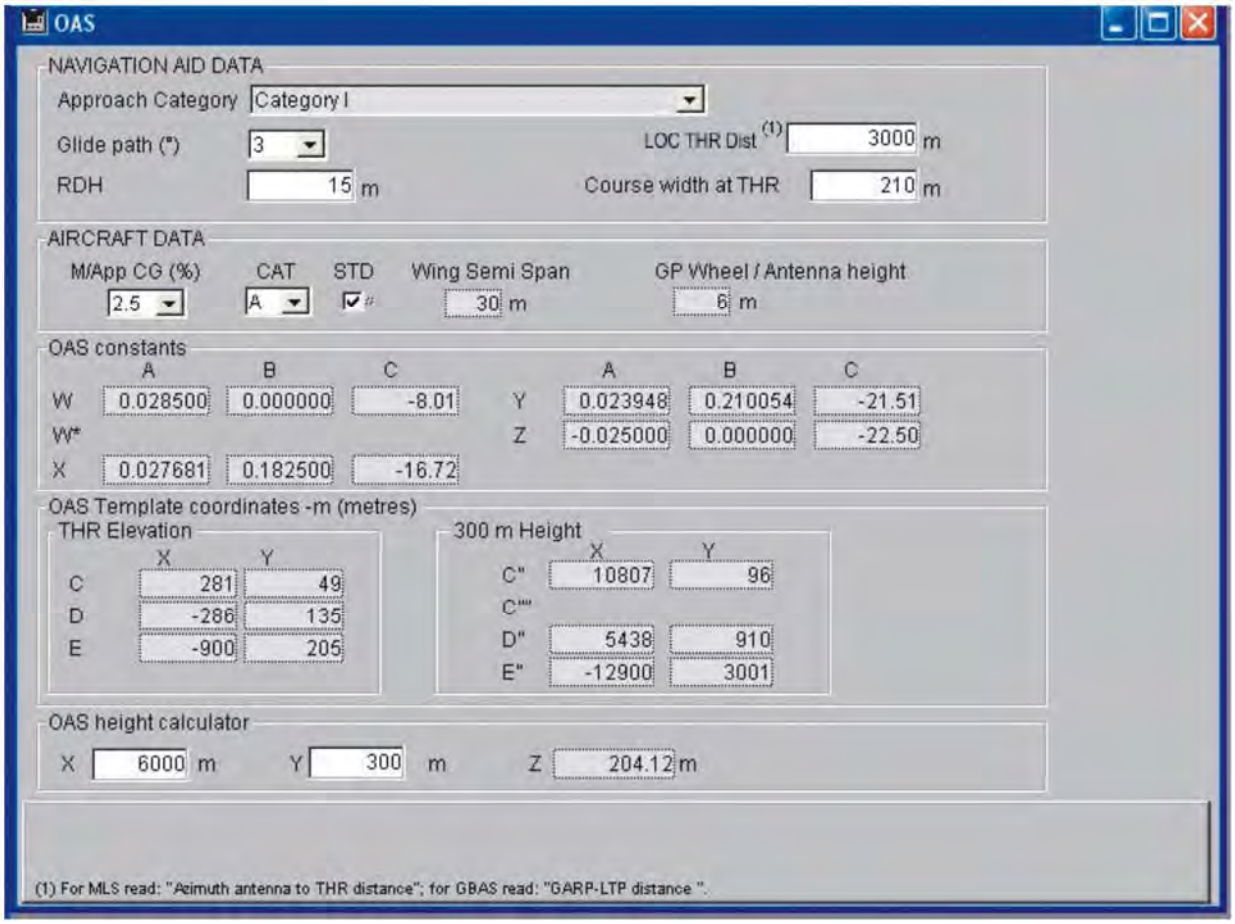


Рис. II-1-3-16. Выходные данные OAS, выдаваемые программой OAS PANS-OPS

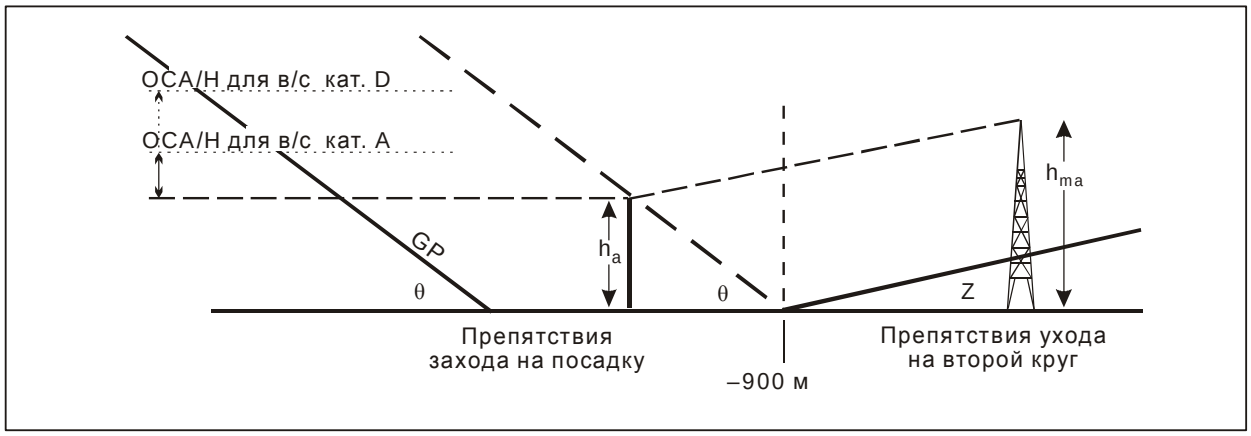


Рис. II-1-3-17. Препятствие ухода на второй круг, расположенное за дальностью –900 м

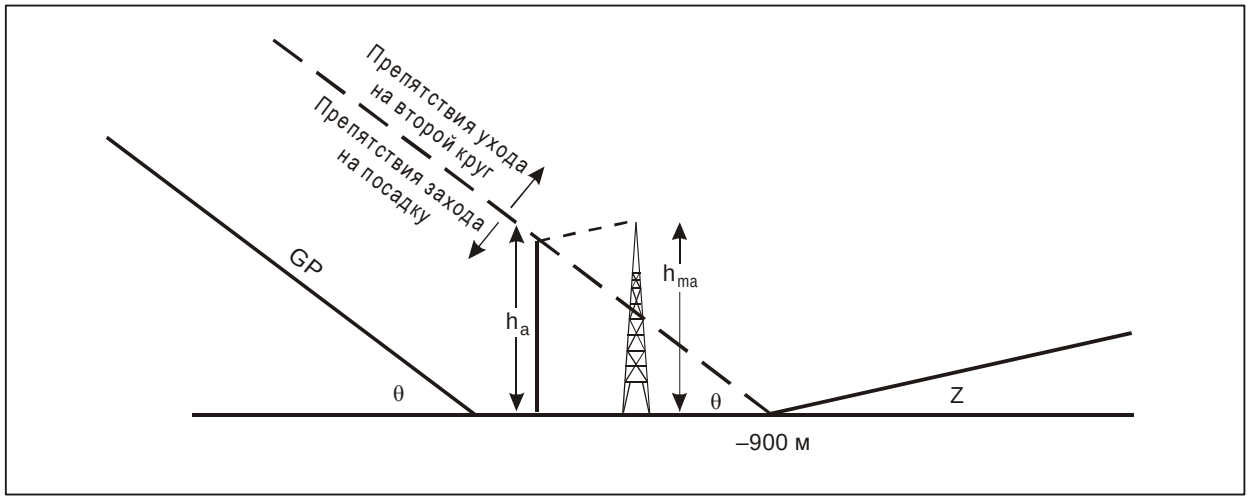


Рис. II-1-3-18. Препятствие ухода на второй круг, расположенное до дальности –900 м

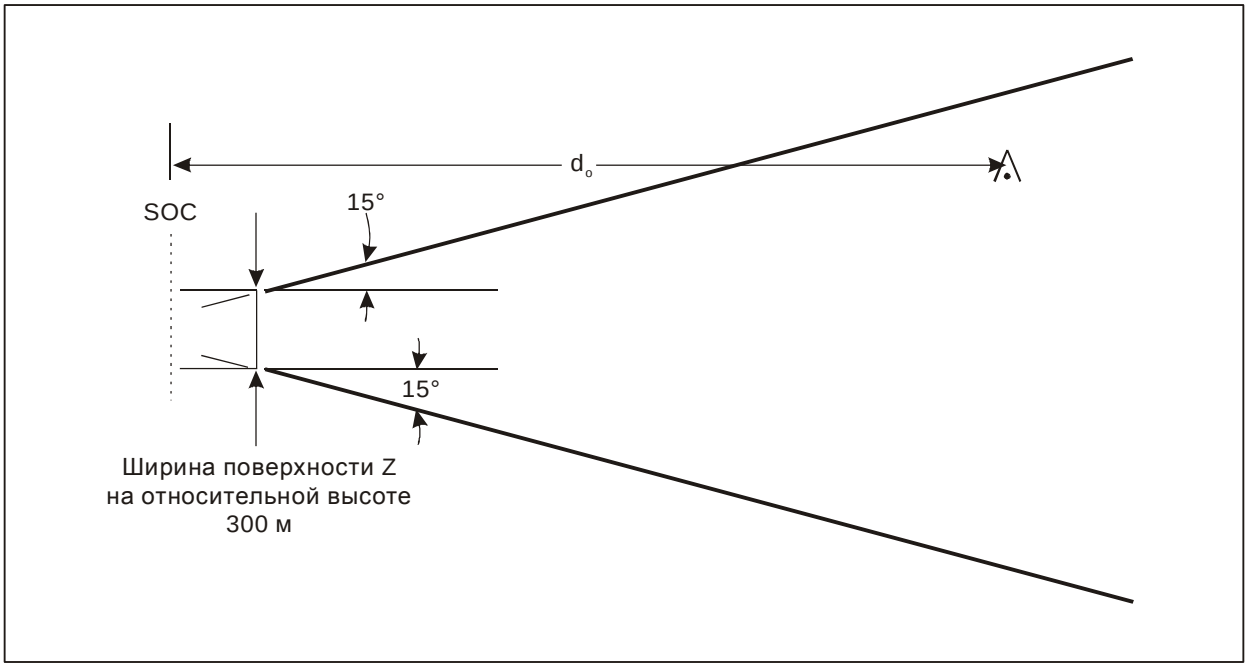


Рис. II-1-3-19. Конечный участок ухода на второй круг по прямой

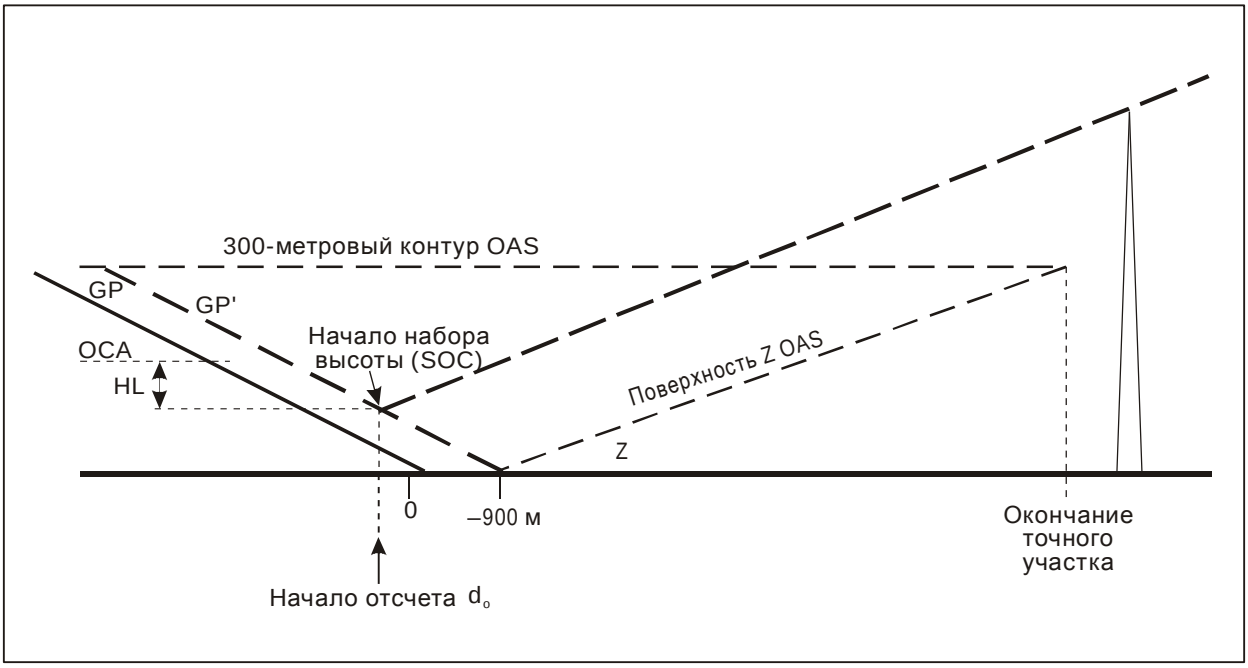


Рис. II-1-3-20. Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг по прямой

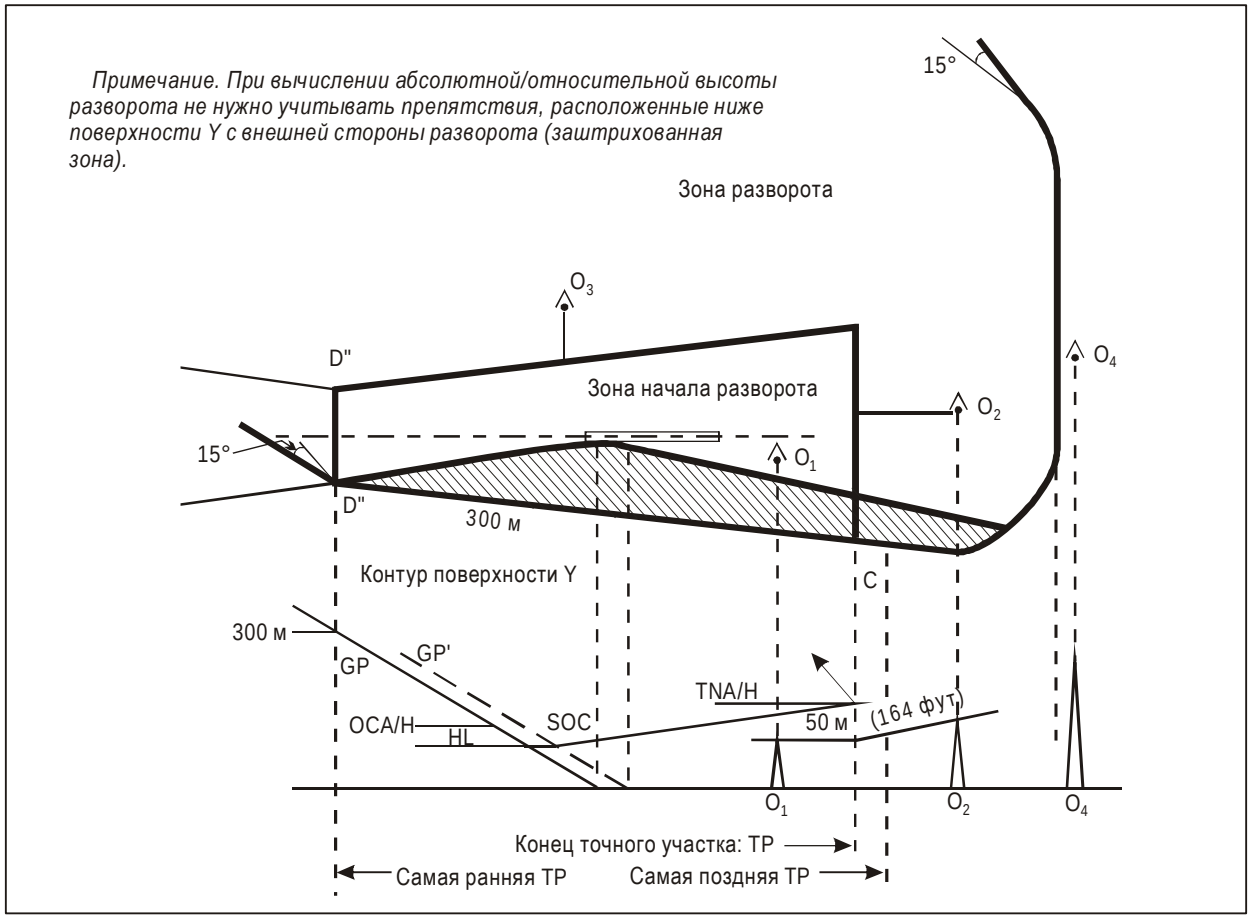
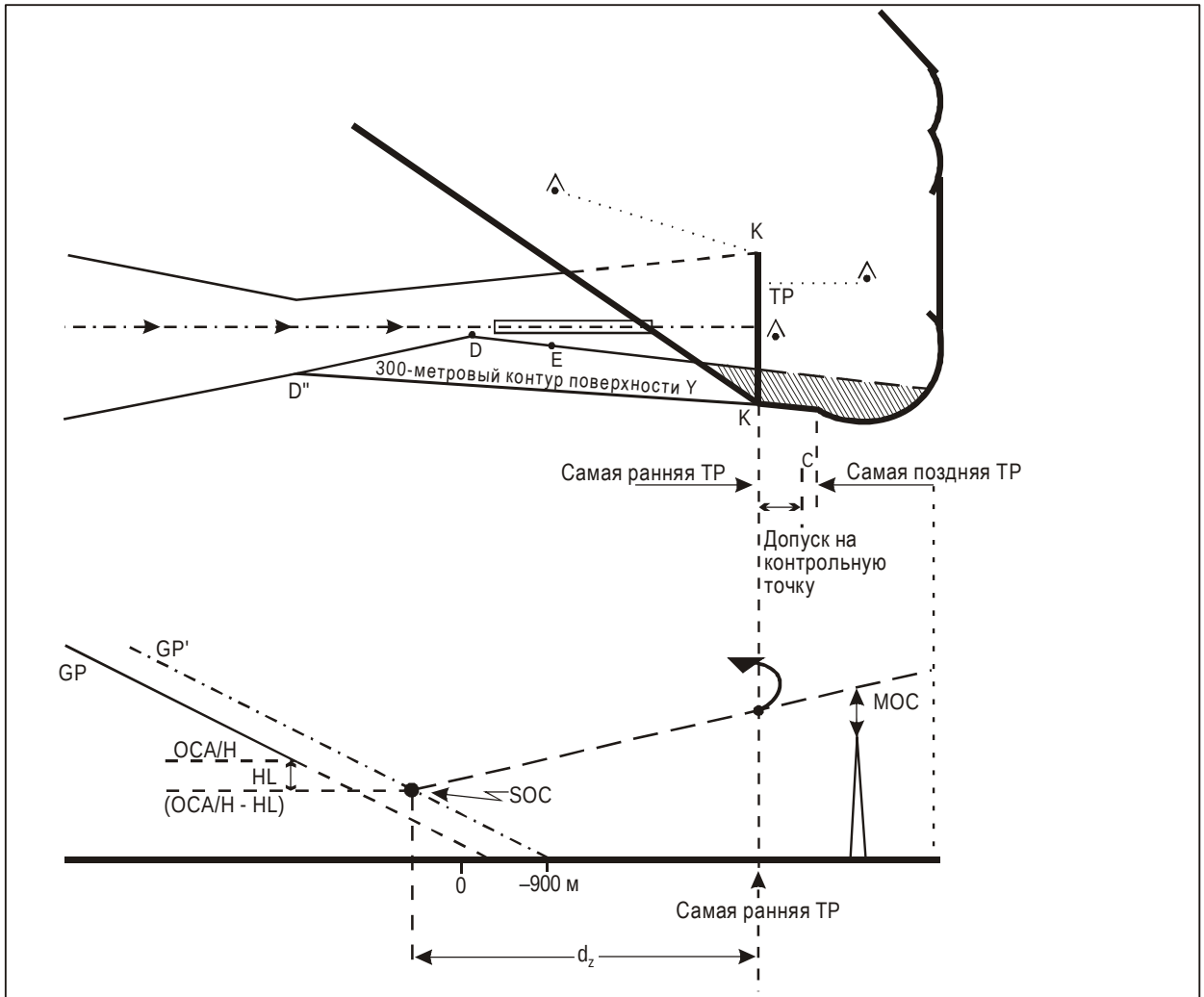


Рис. II-1-3-21. Разворот на заданной абсолютной высоте



Примечание 1. d_o = d_z + кратчайшее расстояние от препятствия до линии K-K.
Примечание 2. Препятствия, расположенные ниже поверхности Y (заштрихованная зона), учитывать не нужно.

Рис. II-1-3-22. Разворот в заданной TP (при наличии контрольной точки TP)

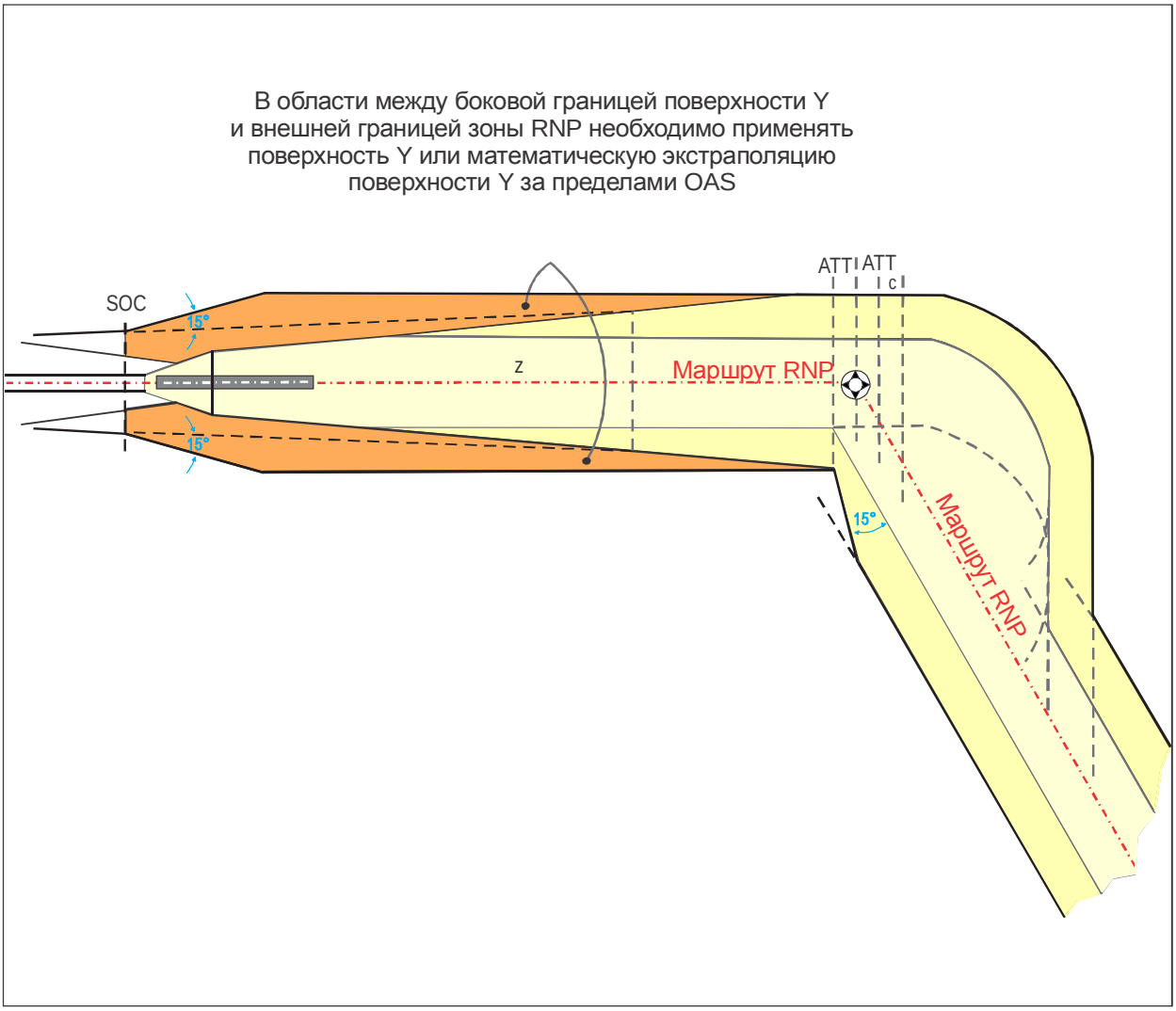


Рис. II-1-3-23. Пример: переход к RNP 1, разворот в точке пути "флайовер" после точного участка

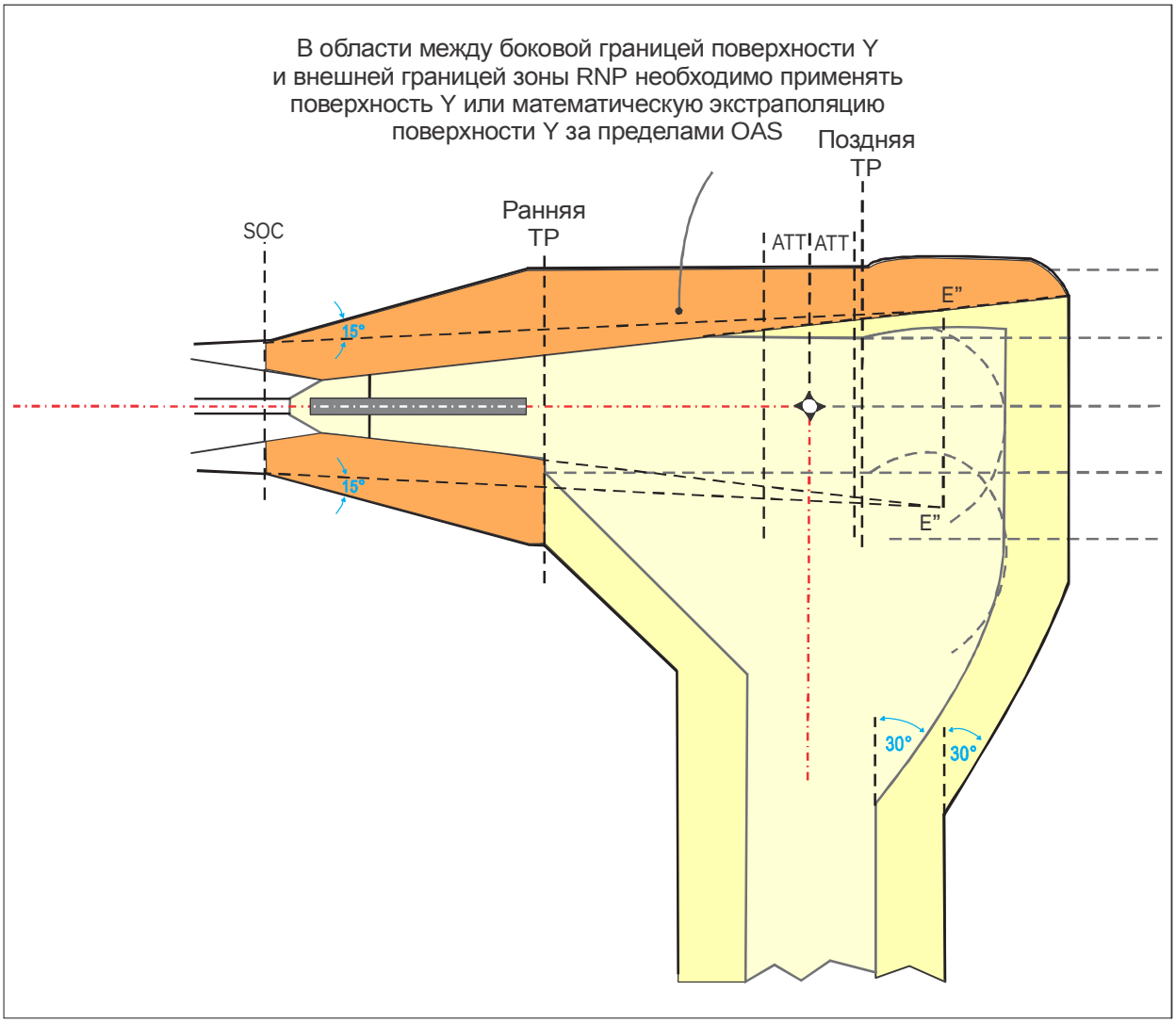


Рис. II-1-3-24. Пример: переход к RNAV 1 или RNP 1, разворот в точке пути "флай-бай" до окончания точного участка

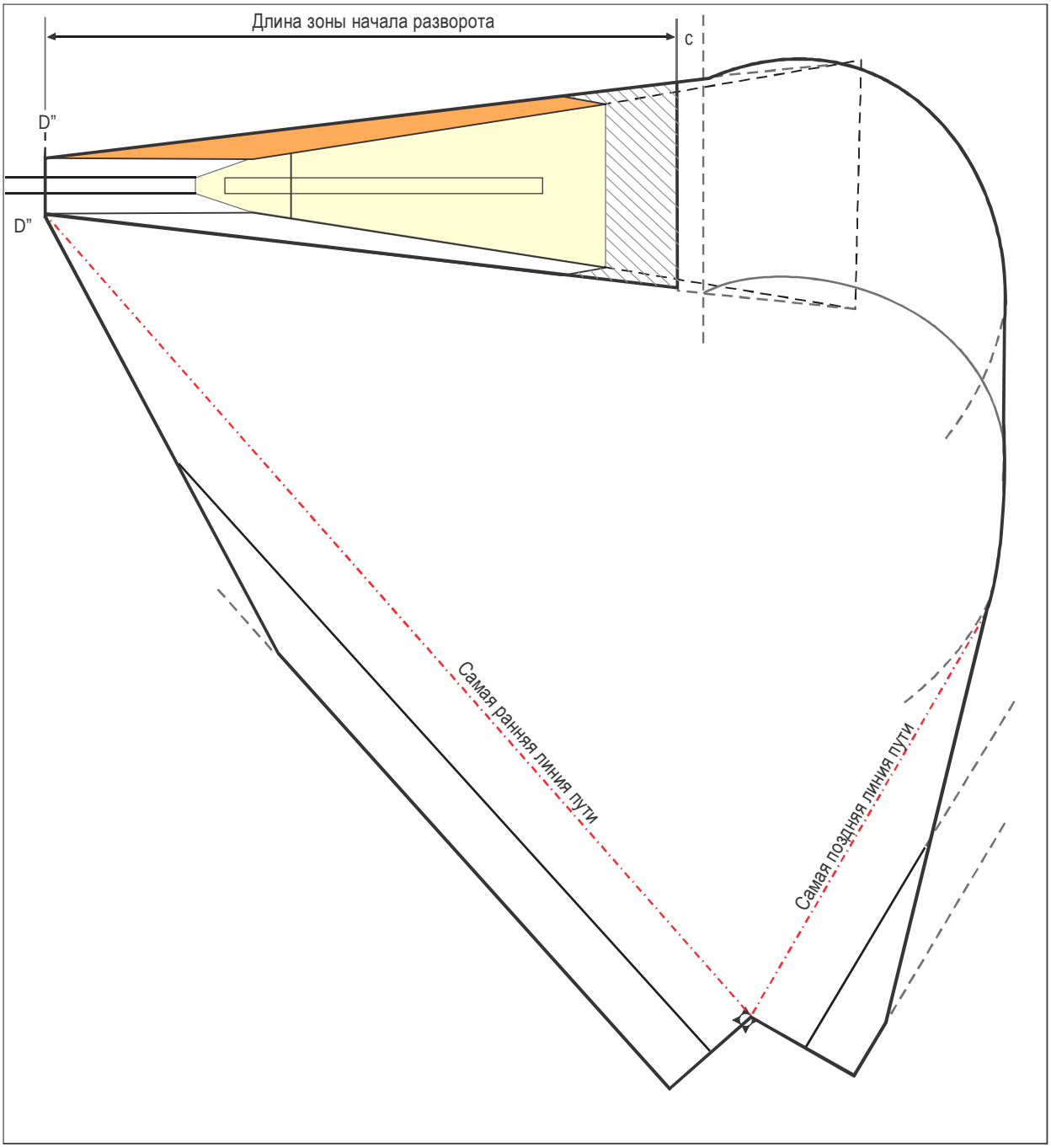


Рис. II-1-3-25. Пример: разворот на абсолютной высоте прямо до контрольной точки RNAV 1 или RNP 1

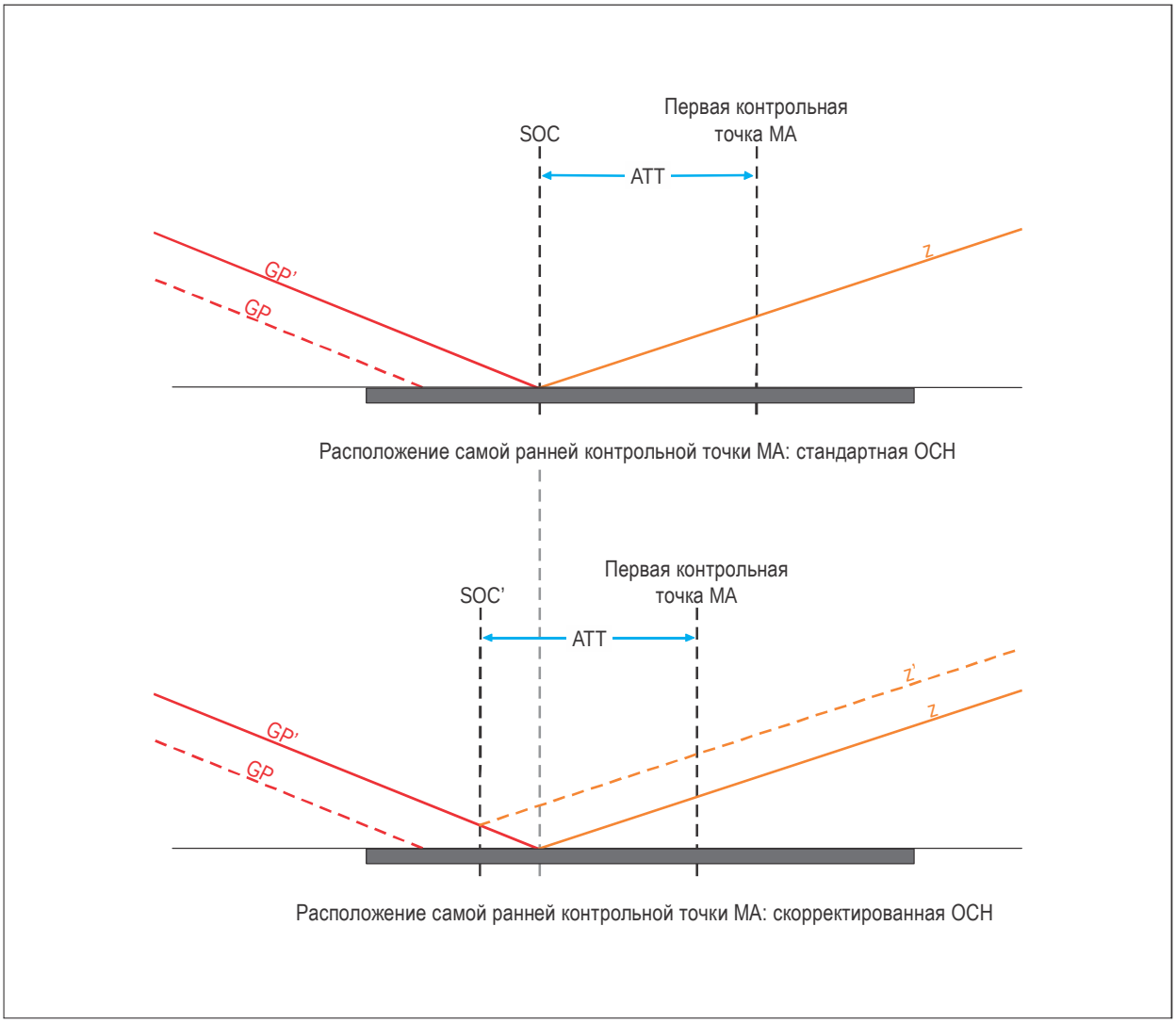


Рис. II-1-3-26. Расположение самой ранней контрольной точки для ухода на второй круг по RNAV или RNP

Глава 4

MLS СО СМЕЩЕНИЕМ

4.1 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СХЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПО MLS КАТ. I, РАСПОЛОЖЕННОЙ ПО НАПРАВЛЕНИЮ СМЕЩЕННОГО АЗИМУТА

4.1.1 Нулевой азимут пересекает продолжение осевой линии ВПП:

a) под углом не более 5°;

b) в точке, где номинальная глиссада достигает относительной высоты, по крайней мере 55 м (180 фут) над порогом. Эта высота называется высотой выхода.

4.1.2 На схеме дается примечание: "смещение азимута … градусов" (десятых градуса). Общая схема расположения приведена на рис. II-1-4-1.

4.2 КРИТЕРИИ ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ

Применяются положения, приведенные в главе 3, за исключением того, что:

a) все расчеты и поверхности пролета препятствий основываются на фиктивной ВПП, выровненной по азимуту, указанному для конечного этапа захода на посадку. Эта фиктивная ВПП имеет такую же длину, такое же превышение порога, и такое же расстояние от порога до точки пересечения, как и реальная ВПП. Ширина зоны курсового радиомаяка и относительная высота опорной точки MLS для захода на посадку связаны с порогом фиктивной ВПП;

b) ОСА/Н для данной схемы по крайней мере составляет: абсолютная/относительная высота в точке пересечения +20 м (66 фут).

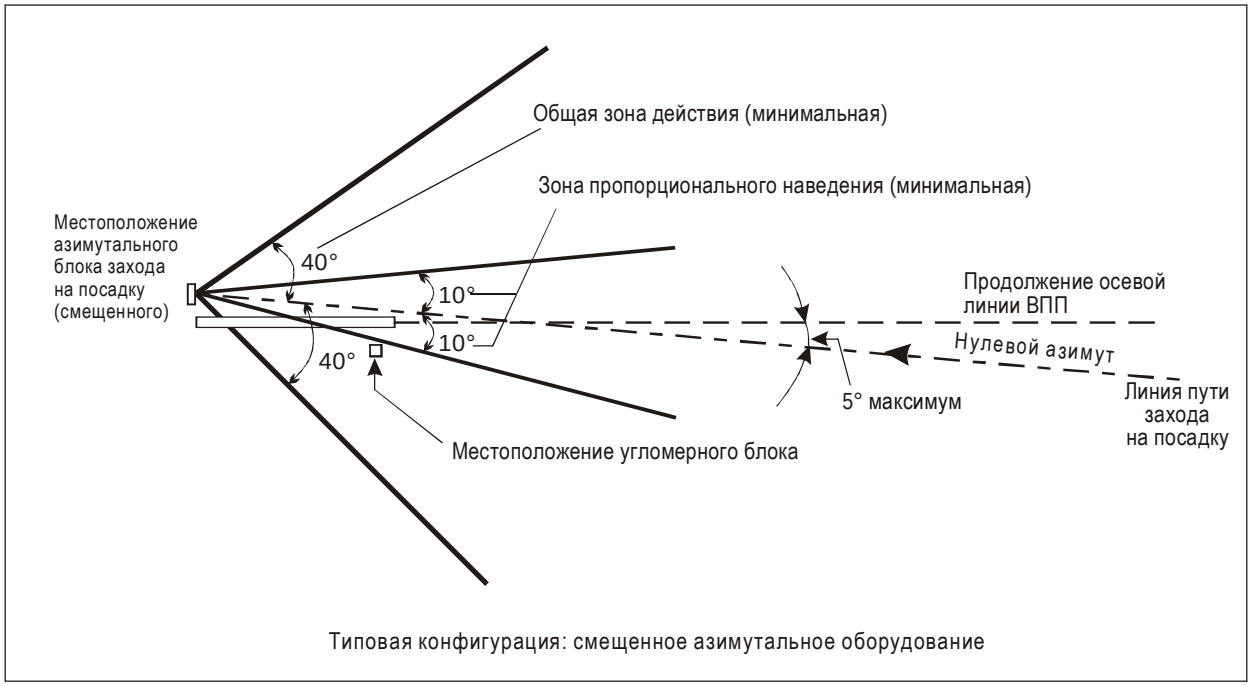


Рис. II-1-4-1. Конфигурация, пригодная для применения критериев MLS

Глава 5

PAR

Примечание. Рассмотрены только заходы на посадку по PAR до ОСА/Н порядка 60 м (200 фут).

5.1 ПОЛЕТ НА ЭТАПЕ ПОДХОДА

Полет на этапе прибытия, начальном и промежуточном этапах захода на посадку до выхода на продолжение осевой линии ВПП, как правило, выполняется с помощью действующего совместно маршрутного навигационного средства или в пределах зоны радиолокационного наведения. Такой заход на посадку выполняется по заранее определенным линиям пути между соответствующими контрольными точками или по указаниям диспетчеров радиолокационного контроля, обеспечивающих после радиолокационного опознавания радиолокационное управление в пределах зоны радиолокационного наведения. Время полета от последней известной контрольной точки должно быть достаточным для обеспечения радиолокационного опознавания. В том случае, если радиолокационный контакт не установлен или если пилот не знает точно своего местонахождения, следует предписывать возвращение к последней контрольной точке.

5.2 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ ЭТАП ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

5.2.1 Общие положения

Выход на траекторию снижения должен осуществляться на расстоянии по крайней мере 4 км (2 м. мили) от пределов зоны действия радиолокатора.

5.2.2 Промежуточный этап захода на посадку с использованием соответствующего навигационного средства или контрольной точки на продолжении осевой линии ВПП или со смещением от нее

Маршруты указываются от навигационного средства, контрольной точки, предопределенных линий пути или согласно указаниям диспетчера радиолокационного управления до выхода на продолжение осевой линии ВПП таким образом, чтобы воздушное судно при выходе на линию пути приближения находилось в положении, из которого может начинаться конечный этап захода на посадку. Расстояние между точкой выхода на продолжение осевой линии ВПП и точкой выхода на траекторию снижения должно быть достаточным для стабилизации воздушных судов (скорость и конфигурация) и обеспечения устойчивого положения на продолжении осевой линии ВПП до выхода на траекторию снижения.

5.2.3 Длина

Оптимальная длина промежуточного участка составляет 9 км (5 м. миль) (кат. H, 3,7 км (2,0 м. мили)). Минимальная длина зависит от угла, под которым линия пути начального этапа захода на посадку выходит на этот участок, и она указана в таблице II-1-5-1. Однако эти минимальные величины следует использовать *только* при ограниченном используемом воздушном пространстве.

5.2.4 Промежуточный этап захода на посадку с использованием соответствующего навигационного средства или контрольной точки на продолжении осевой линии ВПП

Если возможен заход на посадку по прямой с использованием такого средства, расположенного на продолжении осевой линии ВПП, для промежуточного этапа захода на посадку не требуется никаких специальных правил, за исключением радиолокационного опознавания.

5.2.5 Промежуточный этап захода на посадку при отсутствии контрольной точки

Там, где для выполнения изложенных в пп. 5.2.2 и 5.2.4 правил отсутствует соответствующее навигационное средство или контрольная точка, схемой:

a) обеспечивается линия пути от последней определяемой контрольной точки на соответствующем уровне, превышающем MDA/H рассматриваемых участков;

b) учитываются опознавательные развороты в соответствии с указаниями органа УВД.

5.3 КОНЕЧНЫЙ ЭТАП ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Применяемая схема обеспечивает вход воздушного судна, находящегося на линии пути приближения, совпадающей с продолжением осевой в линии ВПП, в глиссаду (минимальный угол 2,5°, оптимальный угол 3,0°, максимальный угол 3,5°) в соответствии с указаниями диспетчеров радиолокационного контроля на установленной для данной схемы абсолютной/относительной высоте, которая составляет по крайней мере 150 м (500 фут) над горизонтальной частью поверхности предельных высот препятствий (OCS). (См. рис. II-1-5-1). После получения радиолокационного указания о выходе на траекторию снижения, снижение выполняется в соответствии с указаниями диспетчеров радиолокационного управления до OCA/H.

Примечание. Термин "поверхность предельных высот препятствий (OCS)" применяется только на конечном этапе захода на посадку схем для посадочного радиолокатора.

5.4 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

Уход на второй круг должен, как правило, выполняться по линии пути, которая, после должного учета препятствий, рельефа местности и других факторов, влияющих на безопасность полета (см. п. 5.7), в максимальной степени совпадает с продолжением линии пути конечного этапа захода на посадку.

5.5 ЗОНЫ ЭТАПА ПРИБЫТИЯ И НАЧАЛЬНОГО ЭТАПА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И ЗАПАСЫ ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

5.5.1 Зоны этапа прибытия и начального этапа захода на посадку

Ширина зон этапа прибытия и начального этапа захода на посадку составляет по крайней мере 19 км (10 м. миль) (по 9,3 км (5,0 м. мили) с каждой стороны от заранее определенной линии пути. При наличии навигационных средств, обеспечивающих выдерживание линии пути на начальном этапе захода на посадку с большой степенью точности, вышеуказанное расстояние 9,3 км (5,0 м. мили) может быть уменьшено до минимальной величины 5,6 км (3,0 м. мили). См. п. 6.2.2 "Схемы, основанные на заранее определенных линиях пути" главы 6 раздела 2.

5.5.2 Запасы высоты над препятствиями на этапе прибытия и начальном этапе захода на посадку

Этап прибытия и начальный этап захода на посадку не выполняются ниже абсолютной высоты, обеспечивающей запас в 300 м (1000 фут) над всеми препятствиями в зоне, установленной в п. 6.2.2 "Схемы, основанные на заранее определенных линиях пути" главы 6 раздела 2. Однако эта абсолютная высота не должна быть ниже абсолютной высоты, на которой осуществляется вход в глиссаду, а при необходимости выполнения стандартного разворота – ниже абсолютной высоты стандартного разворота.

5.6 ЗОНА ПРОМЕЖУТОЧНОГО И КОНЕЧНОГО ЭТАПОВ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И ЗАПАСЫ ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

5.6.1 Комбинированная зона промежуточного и конечного этапов захода на посадку

5.6.1.1 Эта зона расположена симметрично по обе стороны от продолжения осевой линии ВПП, простираясь от точки, расположенной на расстоянии D, рассчитываемом согласно п. 5.6.2.1 b), от порога ВПП до точки, в которой начинается конечный этап захода на посадку. Промежуточный этап захода на посадку, как правило, начинается на расстоянии, не превышающем 28 км (15 м. миль) от порога ВПП. Промежуточный этап переходит в конечный этап захода на посадку в точке, где воздушное судно выходит на траекторию снижения.

5.6.1.2 Зона имеет постоянную ширину 600 м от ее начала, находящегося на указанном в п. 5.6.2.1 b) расстоянии D от порога ВПП до точки, расположенной на расстоянии 1060 м перед порогом ВПП. От этой точки зона расширяется с расхождением 15% в каждую сторону до общей ширины 7,4 км (4,0 м. мили) на расстоянии 24 км (13 м. миль) от порога ВПП, которая остается постоянной до внешней границы комбинированной зоны промежуточного/конечного этапов захода на посадку, расположенной, как правило, на расстоянии не более 28 км (15 м. миль) от порога ВПП (см. рис. II-1-5-2, II-1-5-3 и II-1-5-4). В тех случаях, когда предусмотренная в Приложении 14 поверхность захода на посадку выступает над указанными на рис. II-1-5-2 поверхностями захода на посадку и начального этапа ухода на второй круг, поверхность Приложения 14 используется в качестве поверхности предельных высот препятствий.

Примечание 1. Если расстояние D составляет более 1060 м, следует использовать величину 1060 м.

Примечание 2. Комбинированная зона промежуточного/конечного этапов захода на посадку соответствует удлинению той зоны, которая устанавливается для оборудованных ВПП Приложением 14.

Примечание 3. Длина зоны конечного этапа захода на посадку ограничивается сходимостью в одной точке изображения на радиолокаторе.

5.6.2 Запасы высоты над препятствиями на промежуточном и конечном этапах захода на посадку

5.6.2.1 Минимальный запас высоты над препятствиями в пределах зоны промежуточного и конечного этапов захода на посадку устанавливается согласно следующим положениям:

a) от начала промежуточного этапа захода на посадку поверхность предельных высот препятствий представляет собой горизонтальную плоскость, относительная высота которой равна относительной высоте самого высокого препятствия в зоне промежуточного этапа захода на посадку и которая простирается до точки пересечения с плоскостью, указанной ниже в подпункте b); запас высоты над этой плоскостью составляет не менее 150 м (500 фут) на всем протяжении до точки, в которой поверхность предельных высот препятствий пересекается с плоскостью, указанной в подпункте b); и

b) далее, в пределах зоны конечного этапа захода на посадку поверхность предельных высот препятствий совпадает с плоскостью, имеющей угол наклона не более 0,6 θ. Эта плоскость пересекает горизонтальную плоскость, проходящую через порог ВПП, по линии, расположенной под прямым углом к осевой линии ВПП, на расстоянии D перед порогом ВПП, где:

$$D = \frac{30}{\text{tg } 0{,}6\,\theta} - \frac{H}{\text{tg } \theta} \quad \text{(D и H в метрах)}$$

или

$$D = \frac{98}{\text{tg } 0{,}6\,\theta} - \frac{H}{\text{tg } \theta} \quad \text{(D и H в футах),}$$

где θ – угол наклона номинальной глиссады;

$0{,}6\,\theta$ – наихудший предполагаемый угол траектории снижения;

H – относительная высота номинальной траектории снижения над порогом ВПП.

5.6.2.2 Значение ОСА/H конечного этапа захода на посадку рассчитывается путем добавления величин для барометрического высотомера из таблицы II-1-1-2 главы 1 раздела 1 к наиболее высокому препятствию, нарушающему плоскость, определенную в п. 5.6.2.1 b), или к наиболее высокому препятствию в зоне начального этапа ухода на второй круг, в зависимости от того, что выше (см. рис. II-1-5-5). Кроме того, необходимо обеспечить запас высоты над препятствиями для ухода на второй круг (см. п. 5.7.2.2).

5.7 ЗОНА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ И ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

5.7.1 Зона ухода на второй круг

Начальный этап ухода на второй круг начинается в MAPt, которая расположена в конце зоны конечного этапа захода на посадку (то есть на расстоянии D перед порогом ВПП). Продолжающийся от этой точки начальный этап имеет постоянную ширину зоны 600 м, по 300 м с каждой стороны от осевой линии ВПП, на

расстоянии, равном не менее 900 м, и, как правило, не более 1800 м за порогом ВПП. В этой точке начинается промежуточный этап зоны ухода на второй круг. Этим промежуточным этапом является зона, простирающаяся симметрично по обе стороны от линии пути при уходе на второй круг, на расстояние, достаточное для того, чтобы воздушное судно при наборе высоты с градиентом 2,5 % достигло абсолютной высоты, на которой может быть начат главный разворот или разгон или на которой начинают действовать запасы высоты над препятствиями (такие как для полета по маршруту или полета в зоне ожидания). (См. п. 6.2.2 "Промежуточный этап" главы 6 раздела 4 части I). Ширина зоны промежуточного этапа ухода на второй круг составляет 600 м на расстоянии 1800 м за порогом ВПП или на всем протяжении ВПП до ее конца, в зависимости оттого, какое из этих расстояний меньше, а затем расширяется под углом 15° с каждой стороны. Конечный этап соответствует критериям, изложенным в главе 6 раздела 4 части I. В тех случаях, когда осуществляется эффективное радиолокационное наведение на протяжении всего ухода на второй круг, это расхождение может быть уменьшено до минимальной величины 10°. Критерии дополнительного наведения по линии пути содержатся в п. 6.3.2.3 "Дополнительное наведение по линии пути" главы 6 раздела 4 части I.

Примечание. При определении зоны ухода на второй круг для конкретной ВПП является важным следующее:

a) максимальное расстояние 1800 м от порога ВПП, соответствующее началу предполагаемого градиента 2,5 %, может оказаться излишне ограничивающим для полетов некоторых воздушных судов и в таких случаях расположение этой точки может изменяться в соответствии с существующими условиями, но в любом случае она не должна располагаться на расстоянии менее 900 м от порога ВПП;

b) угловыми отклонениями, составляющими 10 и 15º, учитывается способность пилота выдерживать линию пути при уходе на второй круг при наличии или отсутствии радиолокационного наведения.

5.7.2 Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг

5.7.2.1 Минимальный запас высоты по вертикали над всеми препятствиями в зоне ухода на второй круг составляет 30 м (98 фут).

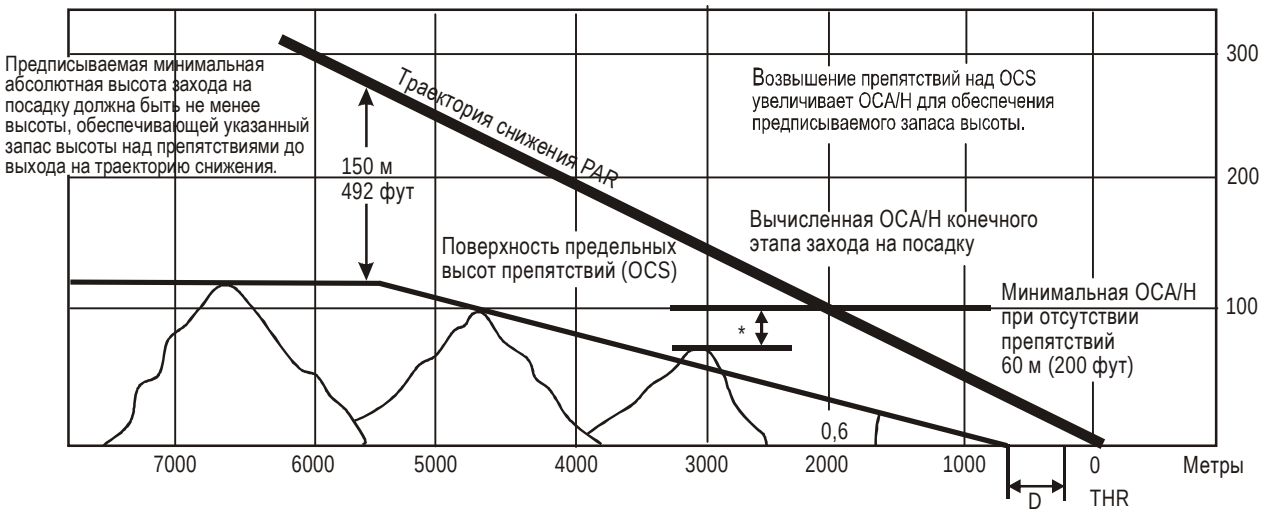
5.7.2.2 ОСА/Н для промежуточного этапа зоны ухода на второй круг определяется путем принятия такого градиента набора высоты при уходе на второй круг, который обеспечивает запас высоты над всеми препятствиями на промежуточном этапе зоны ухода на второй круг, составляющий по крайней мере 30 м (98 фут). Эта ОСА/Н для ухода на второй круг равна относительной высоте, на которой плоскость с градиентом 2,5 %, проходящая с запасом высоты, составляющим по крайней мере 30 м (98 фут) над любым объектом в пределах промежуточного этапа зоны ухода на второй круг, пересекается по горизонтальной линии с вертикальной плоскостью, расположенной под прямым углом к осевой линии ВПП в начале промежуточного этапа зоны ухода на второй круг. ОСА/Н также обеспечивает МОС на конечном этапе ухода на второй круг. См. главу 6 раздела 4 части I.

5.7.3 Абсолютная/относительная высота пролета препятствий (ОСА/Н)

Публикуемая для данной схемы ОСА/Н является наибольшей из величин, выделенных в пп. 5.6.3.1 и 5.7.2.1, однако она составляет не менее 60 м (200 фут). См. рис. II-1-5-1 и II-1-5-5.

Таблица II-1-5-1. Минимальная длина промежуточного участка

Угол выхода к линии курса (градусы)	*Минимальное расстояние между пересечениями линии курса и глиссады*	
	Кат. A – E	Кат. H
0 – 15	2,8 км (1,5 м. мили)	2,8 км (1,5 м. мили)
16 – 30	3,7 км (2,0 м. мили)	3,7 км (2,0 м. мили)
31 – 60	4,6 км (2,5 м. мили)	3,7 км (2,0 м. мили)
61 – 90	5,6 км (3,0 м. мили)	3,7 км (2,0 м. мили)



* Потеря высоты из таблицы II-1-1-2 главы 1 раздела 1.

Рис. II-1-5-1. Определение OCA/H конечного этапа захода на посадку по PAR

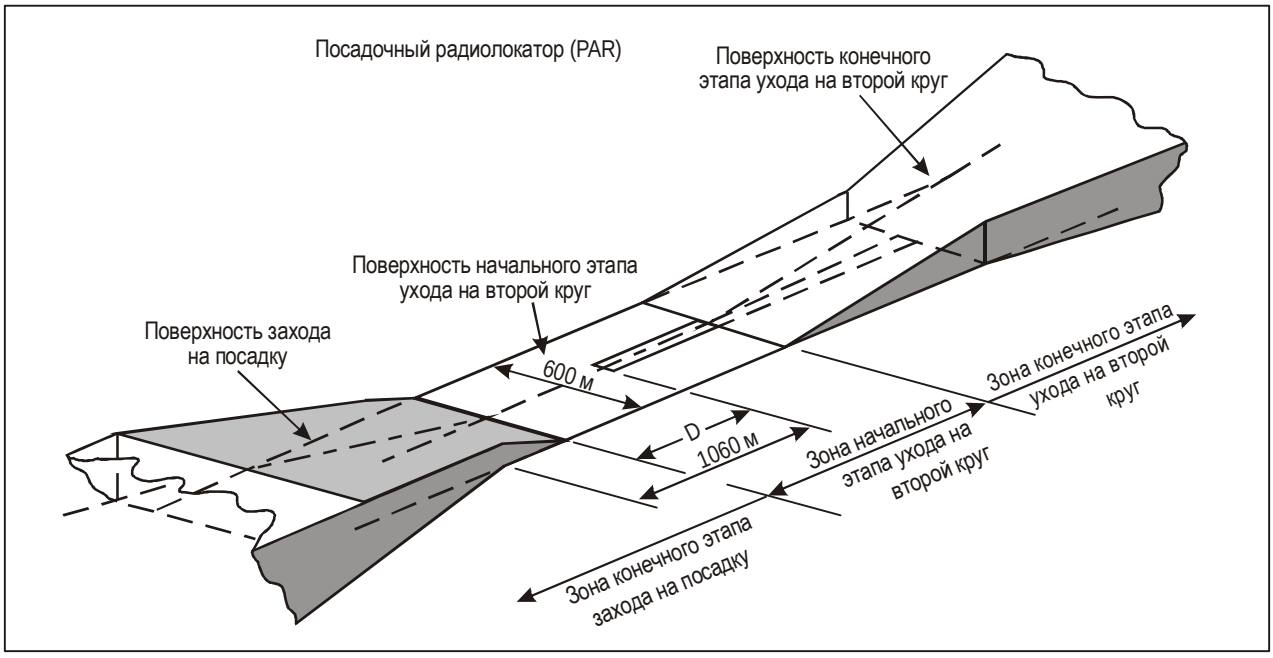


Рис. II-1-5-2. Зоны и поверхности конечного этапа захода на посадку и ухода на второй круг

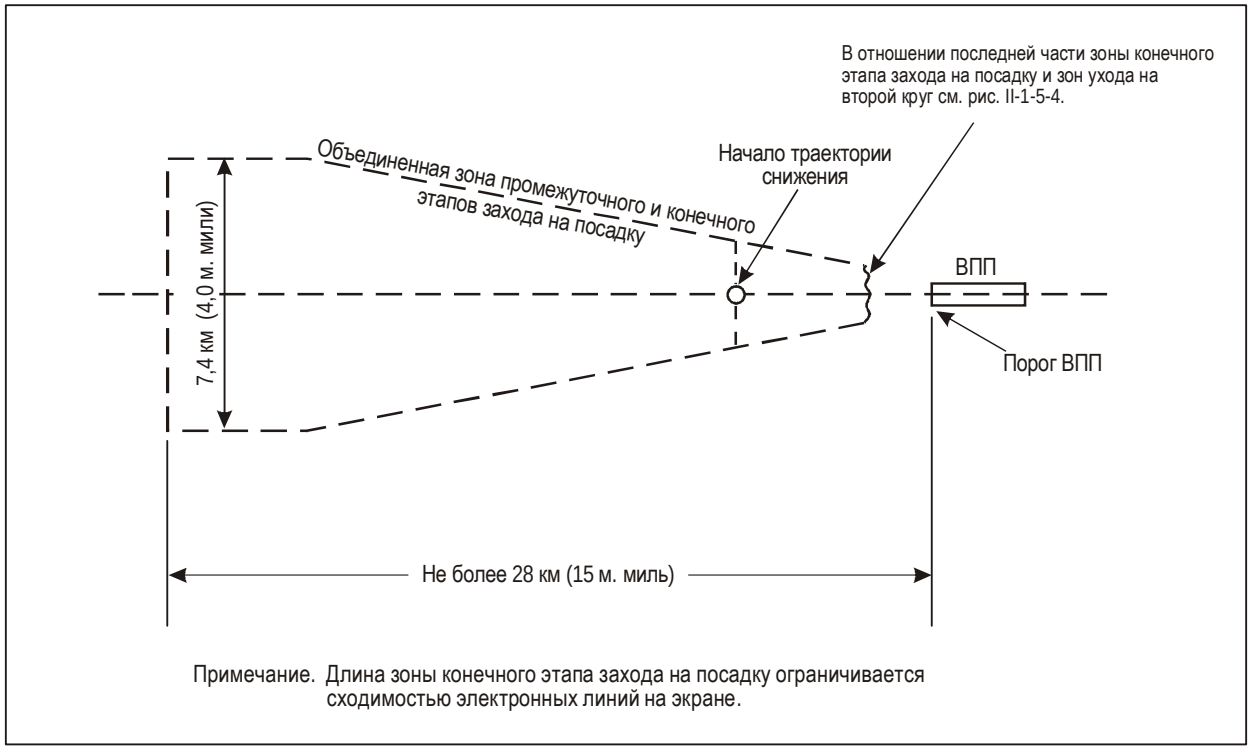


Рис. II-1-5-3. Зона промежуточного этапа захода на посадку по посадочному радиолокатору

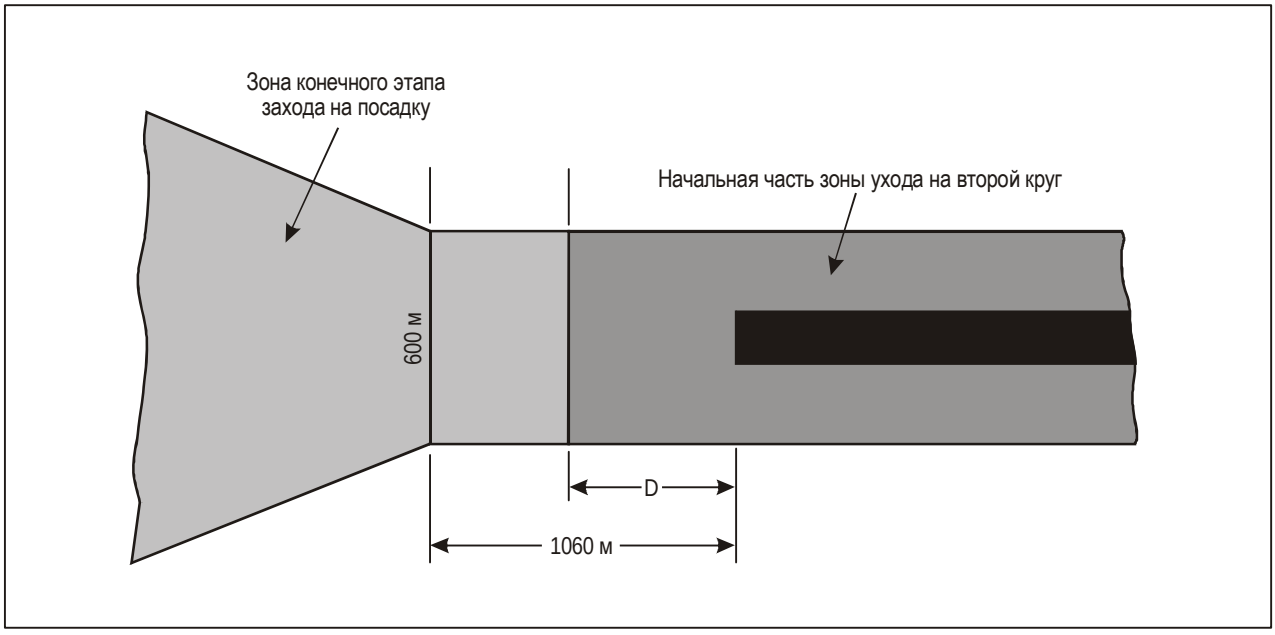


Рис. II-1-5-4. Зоны конечного этапа захода на посадку и начального этапа ухода на второй круг по посадочному радиолокатору

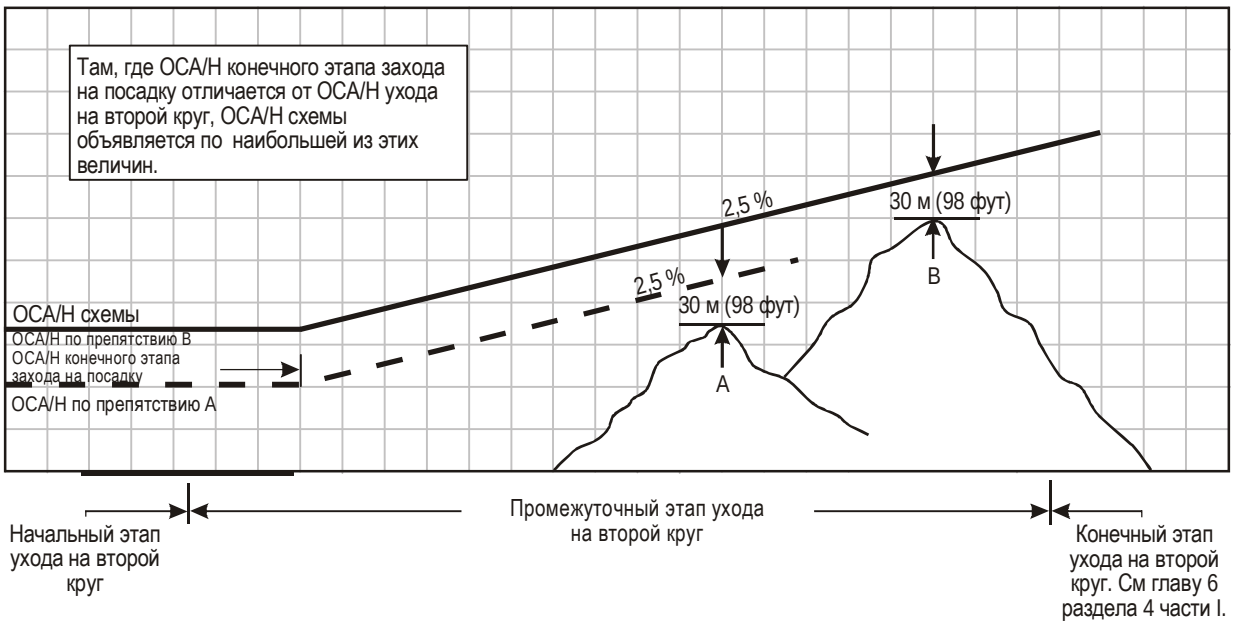


Рис. II-1-5-5. Определение ОСА/Н ухода на втрой круг по PAR

Раздел 2

НЕТОЧНЫЕ ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ

Глава 1

ТОЛЬКО КУРСОВОЙ РАДИОМАЯК (КРМ)

1.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Схема только для курсового радиомаяка является схемой неточного захода на посадку. Применяются общие критерии со следующими исключениями.

1.2 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Промежуточный участок захода на посадку заканчивается в FAF (внешний маркерный радиомаяк или любая контрольная точка, удовлетворяющая требованиям к FAF). Ширина основной и дополнительной зоны отвечает критериям, определенным п. 1.3.4 "Ширина зоны промежуточного участка захода на посадку" главы 1 раздела 1, при этом FAP заменяется на FAF.

1.3 КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И УЧАСТОК УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

1.3.1 Начало и окончание

Конечный участок захода на посадку начинается в FAF. Он заканчивается в MAPt, которая не находится за порогом ВПП.

1.3.2 Выравнивание по направлению

В общем случае антенна курсового радиомаяка располагается на осевой линии ВПП; тем не менее в некоторых случаях это не представляется возможным. В этом случае направление линии пути конечного этапа захода на посадку относительно осевой линии ВПП определяет, возможно ли установить заход на посадку по прямой или заход на посадку по кругу (см. общие критерии в п. 5.2 "Выравнивание по направлению" главы 5 раздела 4 части I).

1.3.3 Зоны

1.3.3.1 Зона конечного этапа захода на посадку/начального этапа ухода на второй круг определяется внешними краями поверхностей X OAS для схемы ILS категории I в пределах от FAF до расстояния, где относительная высота этих краев становится равной 300 м (984 фут) над уровнем порога ВПП. После этой точки ширина зоны равняется ширине 300-метрового (984 фут) контура поверхности Y (см. рис. II-2-1-1).

1.3.3.2 Там, где отсутствует глиссада, для определения 300-метрового (984 фут) контура OAS принимается угол наклона глиссады 3°.

1.3.3.3 Указанные выше поверхности X и Y могут быть заменены на поверхность захода на посадку и продолженную переходную поверхность, которые определены соответственно в подпунктах a) и d) п. 1.4.7.2 "Определение основных поверхностей ILS" главы 1 раздела 1.

1.3.3.4 В зонах конечно этапа захода на посадку и этапа ухода на второй круг зоны, которые ограничены линиями, соединяющими D, D", E" и E, рассматриваются как дополнительные зоны.

1.3.3.5 Зоны конечного участка захода на посадку/начального участка ухода на второй круг заканчиваются в конце определяемой в общих критериях зоны переходного допуска (см. главу 6 раздела 4 части I; см. также п. 2.6.4.2 "Использование маркерного радиомаяка, работающего на частоте 75 МГц" главы 2 раздела 2 части I и п. 6.1.6.2 "Определение SOC в случае, когда MAPt определяется навигационным средством или контрольной точкой" главы 6 раздела 4 части I относительно использования маркерных радиомаяков в качестве точек ухода на второй круг).

1.3.3.6 От конца зоны переходного допуска для ухода на второй круг могут применяться общие критерии п. 6.4 "Уход на второй круг с разворотом" главы 6 раздела 4 части I.

1.3.3.7 Зона ухода на второй круг по прямой определяется до точки E" шириной 300-метрового (984 фут) контура поверхности Y (рис. II-2-1-1), после чего ширина поверхности увеличивается соответственно 15°.

1.3.4 Запас высоты над препятствиями

В основной зоне MOC равен 75 м (246 фут), уменьшаясь до нуля на внешних краях дополнительных зон. Применяются общие критерии, за исключением того, что в зонах, распложенных под поверхностями Y OAS, препятствия рассматриваются только в случае пересечения ими этих поверхностей, и в этих случаях требуемый запас высоты над препятствиями определяется в соответствии с тем, как показано на рис. I-2-1-3 главы 1 раздела 2 части I и рис. II-2-1-2. См. п. 1.7 "Увеличенные абсолютные/относительные высоты в горных районах" главы 1 раздела 2 части I относительно увеличения абсолютной/относительной высоты для горных районов.

1.3.5 Градиент снижения для схемы ILS с неработающей глиссадой

Этот вид захода на посадку связан со случаем отказа глиссады. В связи с этим в случае схемы для ILS с не работающей глиссадой рекомендуется по мере возможности указывать тот же градиент снижения, как и в случае соответствующей схемы для ILS (см. п. 11.10.8.5 Приложения 4).

1.4 ОПУБЛИКОВАНИЕ

1.4.1 Применяются общие критерии п. 1.11 "Опубликование" главы 1 раздела 2 части I. Карта захода на посадку по приборам для схемы захода на посадку с использованием только курсового радиомаяка сопровождается обозначением LOC RWY XX. Если схема захода на посадку с использованием только курсового радиомаяка публикуется на той же карте, что и схема захода на посадку по ILS, в названии карты указывается ILS или LOC RWY XX. Если требуется DME, об этом указывается в примечании на карте.

1.4.2 Информацию, касающуюся опубликования абсолютных/относительных высот схемы и градиента/угла снижения для схемы ILS с не работающей глиссадой, см. в п. 5.5 "Опубликование" главы 5 раздела 4 части I.

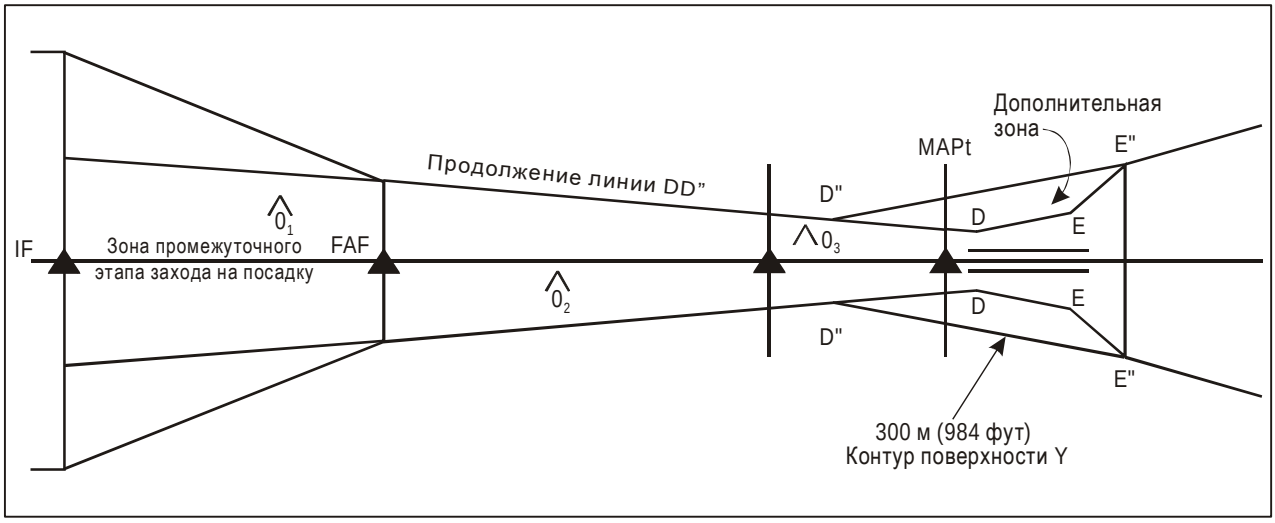


Рис. II-2-1-1. Схема только для курсового радиомаяка: зоны

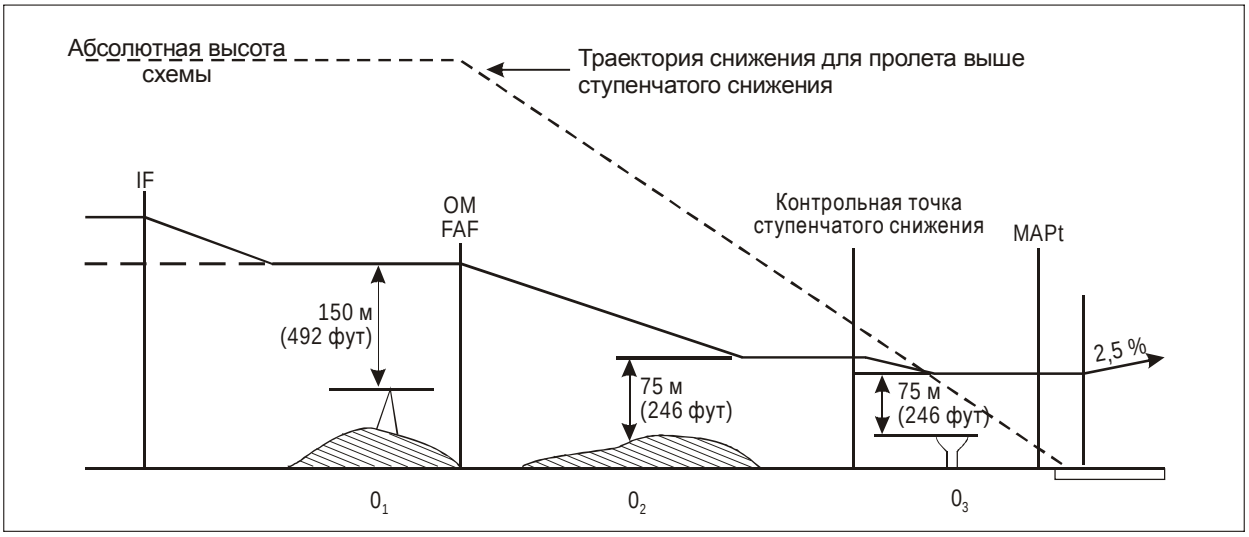


Рис. II-2-1-2. Схема только для курсового радиомаяка: запас высоты над препятствиями и абсолютная высота схемы

Глава 2

ТОЛЬКО АЗИМУТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ MLS

2.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Схема только для азимутального оборудования является схемой неточного захода на посадку. Применяются общие критерии со следующими исключениями.

2.2 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Промежуточный участок захода на посадку заканчивается в FAF (внешний маркерный радиомаяк или любая контрольная точка, удовлетворяющая требованиям к FAF). Ширина основной и дополнительной зоны отвечает критериям, определенным п. 3.3.4 "Ширина зоны промежуточного участка захода на посадку" главы 3 раздела 1, при этом FAP заменяется на FAF.

2.3 КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И УЧАСТОК УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

2.3.1

Конечный участок захода на посадку начинается в FAF. Он заканчивается в MAPt, которая не находится за порогом ВПП.

2.3.2 Выравнивание по направлению

В общем случае антенна курсового радиомаяка располагается на осевой линии ВПП; тем не менее, в некоторых случаях это не представляется возможным. В этом случае направление линии пути конечного этапа захода на посадку относительно осевой линии ВПП определяет, возможно ли установить заход на посадку по прямой или заход на посадку по кругу (см. общие критерии в п. 5.2 "Выравнивание по направлению" главы 5 раздела 4 части I).

2.3.3 Зоны

2.3.3.1 Зона конечного этапа захода на посадку/начального этапа ухода на второй круг определяется внешними краями поверхностей X OAS для схемы ILS категории I на расстояниях от FAF до дальности, где относительная высота этих краев становится равной 300 м (984 фут) над уровнем порога ВПП. После этой дальности ширина зоны равняется ширине 300-метрового (984 фут) контура поверхности Y (см. рис. II-2-1-1).

2.3.3.2 Там, где отсутствует глиссада, для определения 300-метрового (984 фут) контура OAS принимается угол наклона глиссады 3°.

2.3.3.3 Поверхности X и Y могут быть заменены на поверхность захода на посадку и продолженную переходную поверхность, которые определены соответственно в подпунктах a) и c) п. 3.4.7.2 "Определение основных поверхностей ILS" главы 3 раздела 1.

2.3.3.4 В зонах конечно этапа захода на посадку и этапа ухода на второй круг зоны, которые ограничены линиями, соединяющими D, D", E" и E, рассматриваются как дополнительные зоны.

2.3.3.5 Зона конечного участка захода на посадку/начального участка ухода на второй круг заканчивается в конце определяемой в общих критериях зоны переходного допуска (см. главу 6 раздела 4 части I; см. также п. 2.6.4.2 "Использование маркерного радиомаяка, работающего на частоте 75 МГц" главы 2 раздела 2 части I и п. 6.1.6.2 "Определение SOC в случае, когда MAPt определяется навигационным средством или контрольной точкой" главы 6 раздела 4 части I относительно использования маркерных радиомаяков в качестве точек ухода на второй круг).

2.3.3.6 От конца зоны переходного допуска для ухода на второй круг могут применяться общие критерии п. 6.4 "Уход на второй круг с разворотом" главы 6 раздела 4 части I.

2.3.3.7 Зона ухода на второй круг по прямой определяется до точки E" шириной 300-метрового (984 фут) контура поверхности Y (рис. II-2-2-1), после чего ширина поверхности увеличивается соответственно 15°.

2.3.4 Запас высоты над препятствиями

В основной зоне MOC равен 75 м (246 фут), уменьшаясь до нуля на внешних краях дополнительных зон. Применяются общие критерии, за исключением того, что в зонах, распложенных под поверхностями Y OAS, препятствия рассматриваются только в случае пересечения ими этих поверхностей, и в этих случаях требуемый запас высоты над препятствиями определяется в соответствии с тем, как показано на рис. I-2-1-3 главы 1 раздела 2 части I и рис. II-2-2-2. См. п. 1.7 "Увеличенные абсолютные/относительные высоты в горных районах" главы 1 раздела 2 части I относительно увеличения абсолютной/относительной высоты для горных районов.

2.3.5 Градиент снижения для схемы MLS с неработающей глиссадой

Этот вид захода на посадку связан со случаем отказа глиссады. В связи с этим для схемы MLS с не работающей глиссадой рекомендуется по мере возможности указывать тот же градиент снижения, как и в случае соответствующей схемы для MLS (см. п. 11.10.8.5 Приложения 4).

2.4 ОПУБЛИКОВАНИЕ

2.4.1 Применяются общие критерии п. 1.11 "Опубликование" главы 1 раздела 2 части I. Карта захода на посадку по приборам для схемы захода на посадку с использованием только курсового радиомаяка сопровождается обозначением LOC Rwy XX. Если схема захода на посадку с использованием только курсового радиомаяка публикуется на той же карте, что и схема захода на посадку по MLS, в названии карты указывается MLS или LOC Rwy XX. Если требуется DME, об этом указывается в примечании на карте.

2.4.2 Информацию, касающуюся опубликования абсолютных/относительных высот схемы и градиента/ угла снижения для схемы только с азимутальным оборудованием MLS см. в п. 5.5 "Опубликование" главы 5 раздела 4 части I.

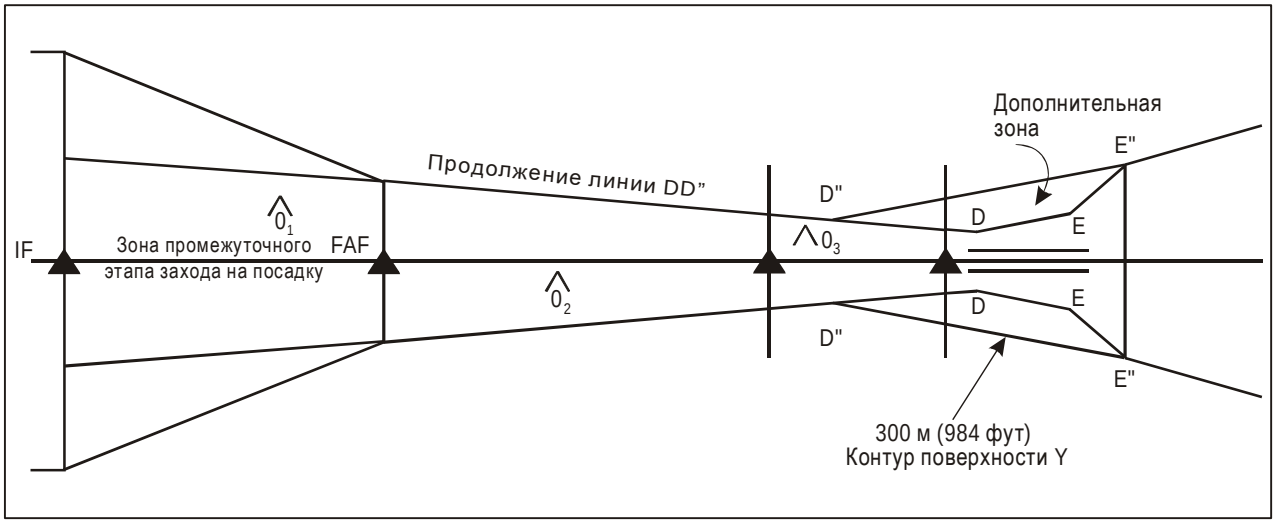


Рис. II-2-2-1. Схема только для азимутального оборудования: зоны

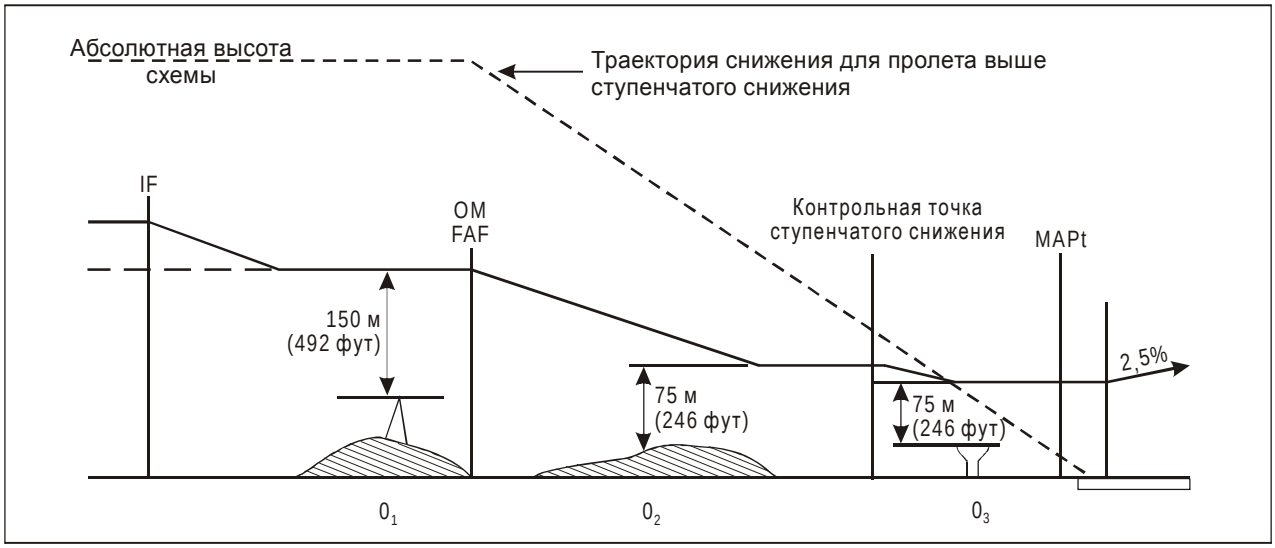


Рис. II-2-2-2. Схема только для азимутального оборудования: запас высоты над препятствиями и абсолютная высота схемы

Глава 3

VOR ИЛИ NDB ПРИ ОТСУТСТВИИ FAF

Примечание. Схема захода на посадку по приборам без FAF не в полной мере обеспечивает постоянный профиль снижения на конечном участке захода на посадку и, таким образом, может вести к использованию профилей полета с неустановившимся снижением. Поэтому разработка схем захода на посадку, соответствующих настоящей главе, не стимулируется, а рассматривается лишь для тех случаев, когда имеется особая потребность в обеспечении полетов воздушных судов, не оснащенных оборудованием RNAV.

3.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В настоящей главе рассматриваются специфические критерии, относящиеся к схемам на основе размещенного на аэродроме оборудования VOR или NDB, для которых не установлена FAF. Аэродромным является средство, расположенное в пределах 1,9 км (1,0 м. мили) от ближайшего участка используемой посадочной поверхности. В состав этих схем входит обратная схема или схема "ипподром". Применяются общие критерии, приведенные в разделах 1, 2 и 4 части I, дополненные или измененные настоящей главой.

3.2 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Начальная контрольная точка захода на посадку (IAF) устанавливается в точке пролета навигационного средства. На начальном этапе заход на посадку выполняется по обратной схеме или схеме "ипподром".

3.3 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК

В схеме данного типа отсутствует промежуточный участок. По завершении полета по обратной схеме или схеме "ипподром" воздушное судно находится на конечном участке захода на посадку.

3.4 КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

3.4.1 Общие положения

Конечный участок захода на посадку начинается в месте пересечения линии пути приближения конечного этапа захода на посадку обратной схемой или схемой "ипподром".

3.4.2 Выравнивание по направлению

Направление линии пути конечного этапа захода на посадку относительно осевой линии ВПП определяет, можно ли установить заход на посадку по прямой или по кругу (см. п. 5.2 "Выравнивание по направлению" главы 5 раздела 4 части I).

3.4.3 Зона

3.4.3.1 На рис. II-2-3-1 показаны основная и дополнительная зоны конечного этапа захода на посадку. В продольном направлении зона расположена симметрично относительно линии пути конечного этапа захода на посадку. В схемах для аэродромных VOR или NDB без FAF перед конечным этапом захода на посадку необходимо выполнить полет по обратной схеме или схеме "ипподром", а зона конечного этапа захода на посадку увеличивается до дальней границы зоны обратной схемы или схемы "ипподром".

3.4.3.2 *Зона для VOR*

Ширина зоны составляет 3,7 км (2,0 м. мили) в местоположении средства, и далее зона расширяется под углом 7,8° с каждой стороны. Дополнительная зона, составляющая 25 % от общей ширины, располагается по обе стороны основной зоны, которая составляет 50 % от полной ширины (см. п. 1.2 "Зоны" главы 1 раздела 2 части I).

3.4.3.3 *Зона для NDB*

Ширина зоны составляет 4,6 км (2,5 м. мили) в местоположении навигационного средства, и далее зона расширяется под углом 10,3°. Дополнительная зона, составляющая 25 % общей ширины, располагается по обе стороны основной зоны, ширина которой составляет 50 % полной ширины (см. п. 1.2 "Зоны" главы 1 раздела 2 части I).

3.4.4 Запас высоты над препятствиями

3.4.4.1 *Заход на посадку по прямой*

Минимальный запас высоты над препятствиями в основной зоне составляет 90 м (295 фут). В дополнительной зоне обеспечивается запас высоты, составляющий 90 м (295 фут) на внутреннем краю с равномерным уменьшением до нуля на внешнем краю.

3.4.4.2 *Заход на посадку по кругу*

3.4.4.2.1 Запас высоты над препятствиями в зоне визуального маневрирования (полета по кругу) соответствует величинам, приведенным в таблице I-4-7-3 главы 7 раздела 4 части I (см. также п. 5.4.4 "OCA/H визуального маневрирования (полета по кругу)" главы 5 раздела 4 части I для расчета OCA/H).

3.4.4.2.2 Заход на посадку по кругу не предусматривается для вертолетов. В том случае, когда выравнивание по направлению линии пути конечного участка захода на посадку не удовлетворяет критериям выравнивания по прямой, необходимо визуальное маневрирование вертолета с целью выхода на ось FATO. В идеальном случае линия пути должна выравниваться на центр FATO. В исключительных случаях она может быть выровнена на точку в пространстве.

3.5 ГРАДИЕНТ СНИЖЕНИЯ

Градиент снижения взаимосвязан с указанной длительностью полета по обратной схеме или схеме типа "ипподром". К начальному участку применяются критерии, содержащиеся в п. 3.7.1 "Общие положения" главы 3 раздела 4 части I. Скорости снижения на конечном этапе захода на посадку приводятся в п. 5.3 "Градиент снижения" главы 5 раздела 4 части I.

3.6 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОНТРОЛЬНОЙ ТОЧКИ СТУПЕНЧАТОГО СНИЖЕНИЯ

Разрешается использование контрольной точки ступенчатого снижения (п. 2.7.3 главы 2 раздела 2 части I). В тех местах, где обеспечивается контрольная точка ступенчатого снижения, запас высоты над препятствиями может быть уменьшен до 75 м (246 фут) в пределах от контрольной точки ступенчатого снижения до MAPt. См. рис. II-2-3-2.

3.7 ТОЧКА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ (MAPt)

MAPt находится в месте расположения средства, либо в соответствующей контрольной точке. Зона ухода на второй круг начинается в MAPt.

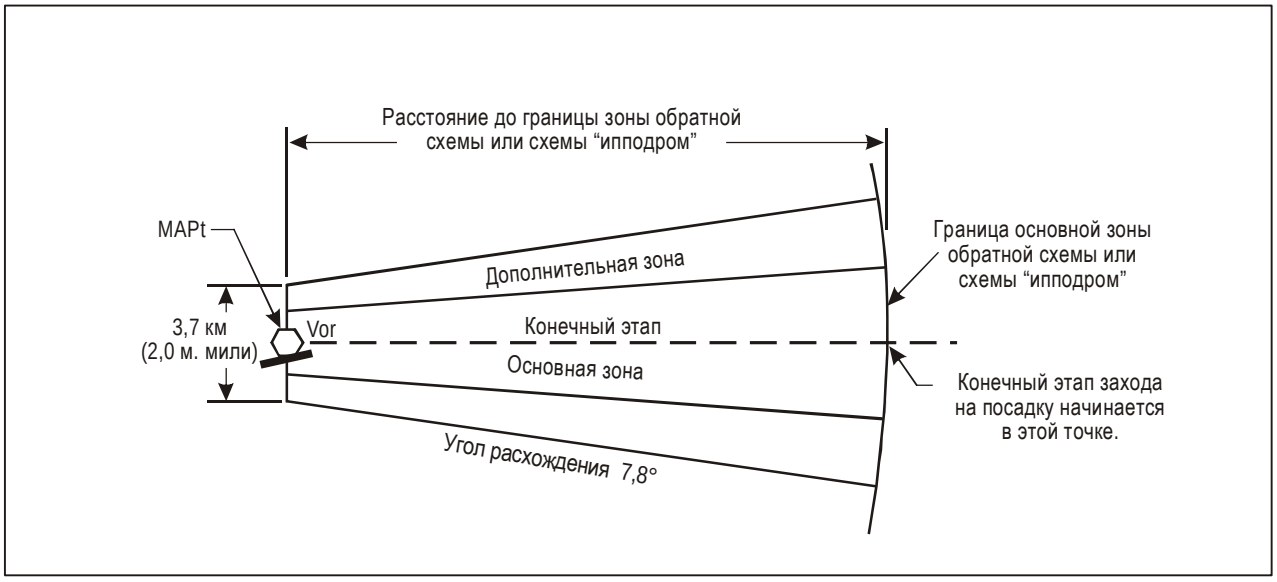


Рис. II-2-3-1. Зона конечного этапа захода на посадку (VOR)

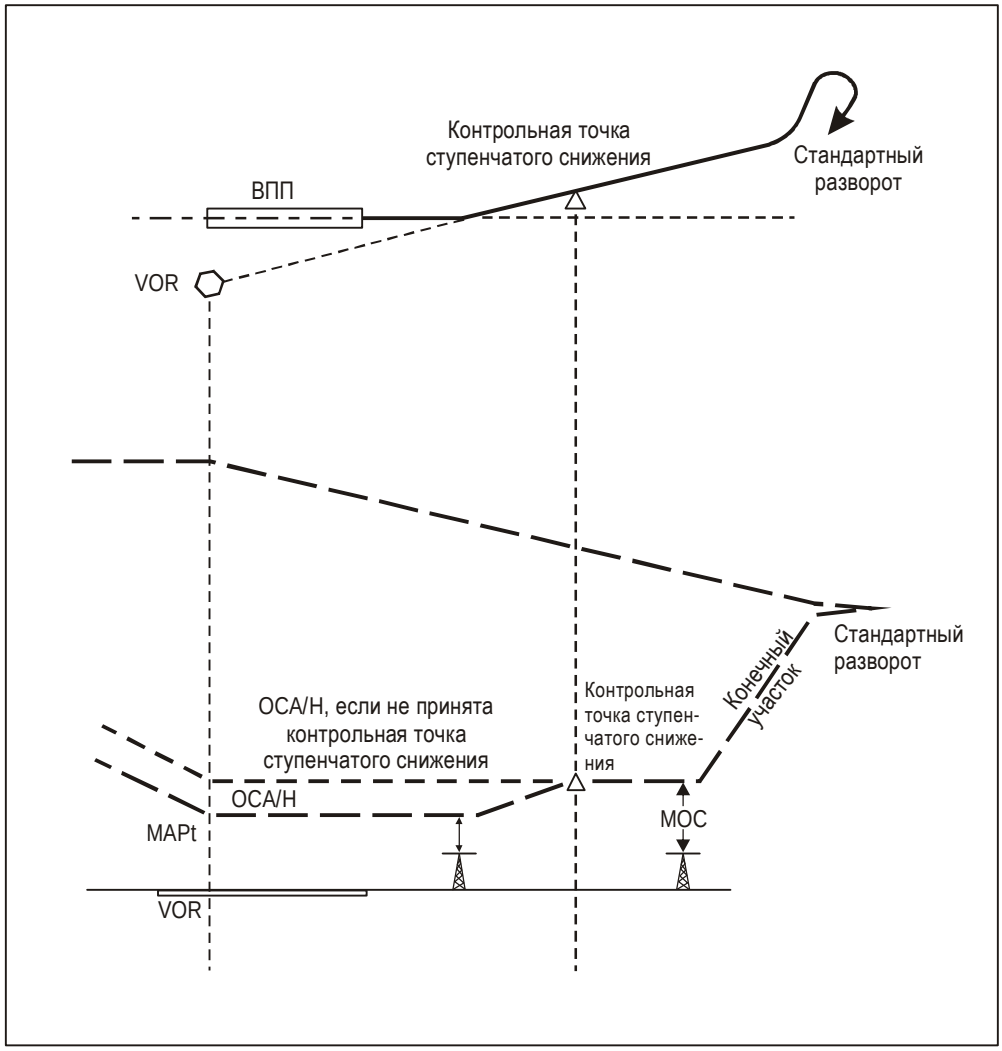


Рис. II-2-3-2. Контрольная точка ступенчатого снижения с двойной OCA/H

Глава 4

VOR ИЛИ NDB ПРИ НАЛИЧИИ FAF

4.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В настоящей главе рассматриваются специфические критерии, относящиеся к схемам на основе оборудования VOR или NDB, в состав которых включена FAF. Применяются общие критерии, приведенные в разделах 1, 2 и 4 части I, дополненные или измененные настоящей главой.

4.2 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

К этому участку применяются общие критерии, содержащиеся в главе 3 раздела 4 части I.

4.3 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

К этому участку применяются общие критерии, содержащиеся в главе 4 раздела 4 части I.

4.4 КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

4.4.1 Конечный участок захода на посадку может быть построен соответственно полету "от" или "на" VOR. Конечный участок захода на посадку начинается в FAF и заканчивается в MAPt. Относительно типичных участков захода на посадку см. рис. II-2-4-1, II-2-4-2 и II-2-4-3.

4.4.2 Выравнивание по направлению

Выравнивание линии пути конечного этапа захода на посадку относительно осевой линии ВПП определяет, можно ли установить заход на посадку по прямой или будет установлен только заход на посадку по кругу. (См. п. 5.2 "Совмещение по направлению" главы 5 раздела 4 части I.)

4.4.3 Градиент снижения

4.4.3.1 Применяются критерии градиента снижения, указанные в п. 5.3 главы 5 "Градиент снижения" раздела 4 части I.

4.4.3.2 *Профиль снижения при наличии DME*. При наличии соответствующим образом расположенного оборудования DME оно может быть использовано для определения соотношения расстояние/высота для требуемого угла наклона траектории снижения в целях упрощения использования метода CDFA. Эта информация может публиковаться на соответствующей карте захода на посадку, предпочтительно с интервалом 2 км (1 м. миля).

4.4.4 Зона

4.4.4.1 Зона, в пределах которой учитывается запас высоты над препятствиями на конечном этапе захода на посадку, начинается в FAF и заканчивается в MAPt. Эта зона является частью трапеции длиной 37 км (20 м. миль) (NDB: 28 км (15 м. миль)), которая состоит из основной и дополнительной зон. Основная зона расположена симметрично по обе стороны от линии пути конечного этапа захода на посадку. Ширина зоны в месте расположения VOR составляет 3,7 км (2,0 м. мили, NDB 4,6 км (2,5 м. мили)), а далее она равномерно расширяется под углом 7,8° (NDB: 10,3°) по обеим сторонам зоны на расстоянии 37 км (20 м. миль) от VOR (28 км (15 м. миль) от NDB). Внутренняя часть зоны, ширина которой составляет 50 % полной ширины, составляет основную зону, в то время как 25 % ширины с каждой стороны основной зоны являются дополнительной зоной.

4.4.4.2 Конечный этап захода на посадку может быть сформирован в направлении аэродрома, расположенного на максимальном расстоянии 37 км (20 м. миль) от VOR (28 км (15 м. миль) от NDB). Однако для целей обеспечения запаса высоты над препятствиями конечным участком захода на посадку считается только та часть 37 км (20 м. миль) трапеции, которая находится между FAF и MAPt. См. рис. II-2-4-4.

4.4.4.3 Оптимальная длина конечного участка захода на посадку составляет 9 км (5 м. миль) (кат. H, 3,7 км (2,0 м. мили)). Максимальная длина обычно не должна превышать 19 км (10 м. миль). Минимальная длина (см. п. 5.5.1.3 главы 5 раздела 4 части I) обеспечивает расстояние, достаточное для того, чтобы воздушное судно могло произвести необходимое снижение и восстановить выравнивание по направлению, если требуется разворот над FAF. Для определения минимальной длины, необходимой для того чтобы вновь выйти на линию пути после разворота над FAF, используется таблица I-4-5-1.

4.4.4.4 Если разворот в FAF превышает 10°, зона конечного захода на посадку должна быть расширена с внешней стороны разворота, как указывается в п. 6.4.6.3.3 "TP, обозначаемая средством (NDB или VOR)" главы 6 раздела 4 части I).

4.4.5 Наземное средство, обеспечивающее наведение по линии пути

В том случае, когда на линии пути конечного участка захода на посадку расположено несколько средств, средство, подлежащее использованию для наведения по линии пути на конечном участке захода на посадку, четко обозначается.

4.4.6 Запас высоты над препятствиями

4.4.6.1 *Заход на посадку по прямой*. Минимальный запас высоты над препятствиями в основной зоне составляет 75 м (246 фут). В дополнительной зоне над всеми препятствиями обеспечивается запас высоты, составляющий 75 м (246 фут) на внутреннем крае, равномерно уменьшающейся до нуля на внешнем краю. См. п. 1.7 "Увеличенные абсолютные/относительные высоты для горных районов" главы 1 раздела 2 части I.

4.4.6.2 *Заход на посадку по кругу*. Запас высоты над препятствиями в зоне визуального маневрирования определяется в соответствии с главой 7 "Зона визуального маневрирования (полета по кругу)" раздела 4 части I.

4.5 ТОЧКА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ (MAPt)

4.5.1 Внеаэродромные средства
Заход на посадку по прямой

MAPt располагается в точке на линии пути конечного этапа захода на посадку, которая удалена от FAF не далее чем порог ВПП. См. рис. II-2-4-4.

4.5.2 Внеаэродромные навигационные средства
Заход на посадку по кругу

MAPt располагается в точке на линии пути конечного этапа захода на посадку, которая удалена от FAF не далее чем первый используемый участок посадочной поверхности.

4.5.3 Аэродромное средство

MAPt располагается в точке на линии пути конечного этапа захода на посадку, которая удалена от FAF не далее чем навигационное средство.

4.6 ОПУБЛИКОВАНИЕ

Применяются общие критерии п. 1.11 "Опубликование" главы 1 раздела 2 части I. Карта захода на посадку по приборам для схемы захода на посадку с использованием VOR сопровождается обозначением VOR RWY XX. В том случае, если требуется DME, это указывается в примечании на карте. Если DME используется для обеспечения самых низких минимумов, дополнительное примечание не требуется, поскольку это указывается в графах минимумов. Если DME используется для определения соотношения расстояние/высота для снижения по профилю, эта информация указывается на карте, предпочтительно с интервалом в 2 км (1 м. миля). Если для разных категорий воздушных судов издаются отдельные карты захода на посадку, используется обозначение аналогичных схем с указанием схемы захода на посадку с наименьшими минимумами, и она обозначается как ILS RWY XX, LOC RWY XX, VOR Z RWY XX, NDB Y RWY XX и т. д. На карте дается примечание с подробной информацией о соответствующих категориях воздушных судов.

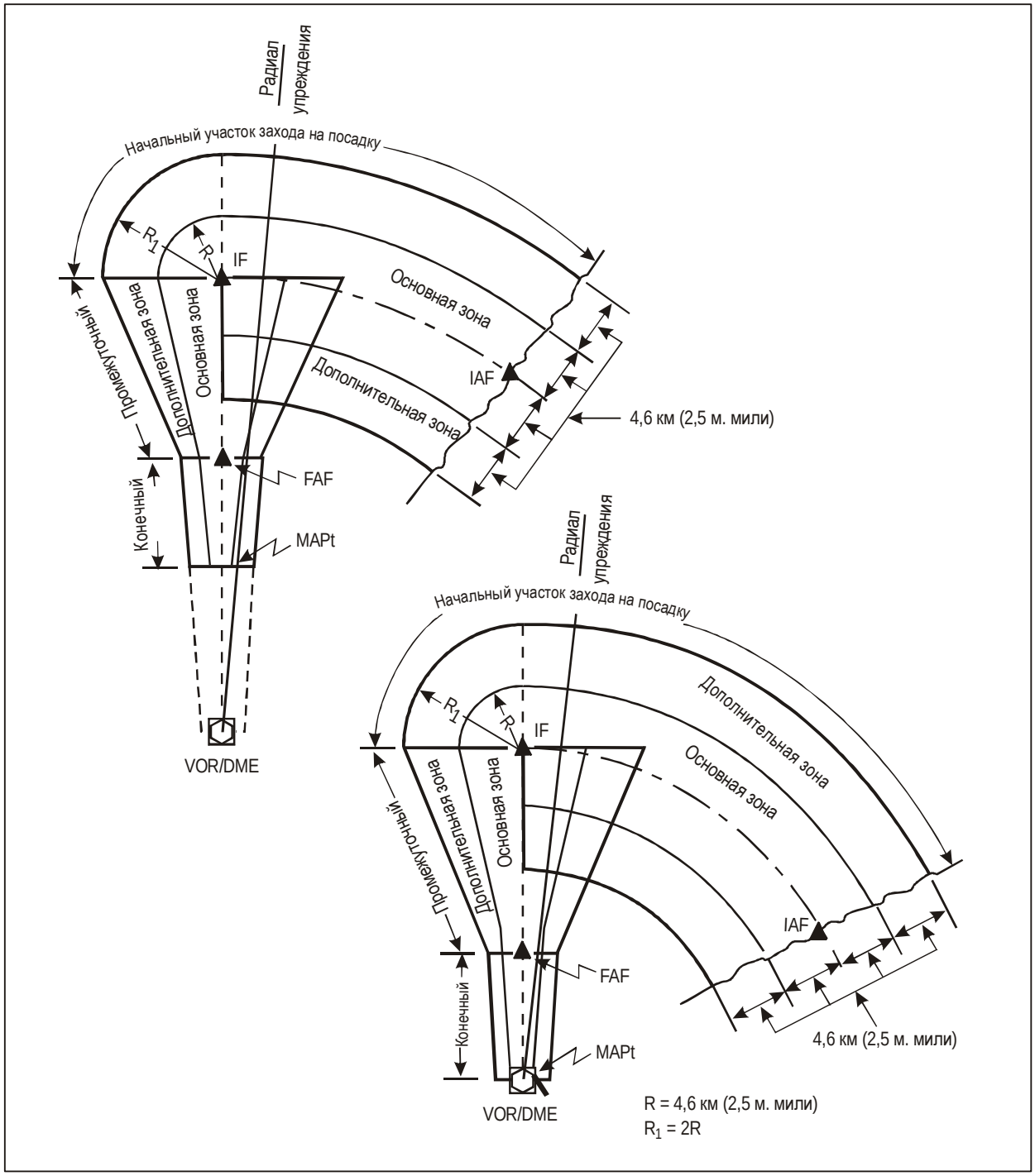


Рис. II-2-4-1. Типичные участки захода на посадку (с дугами по DME)

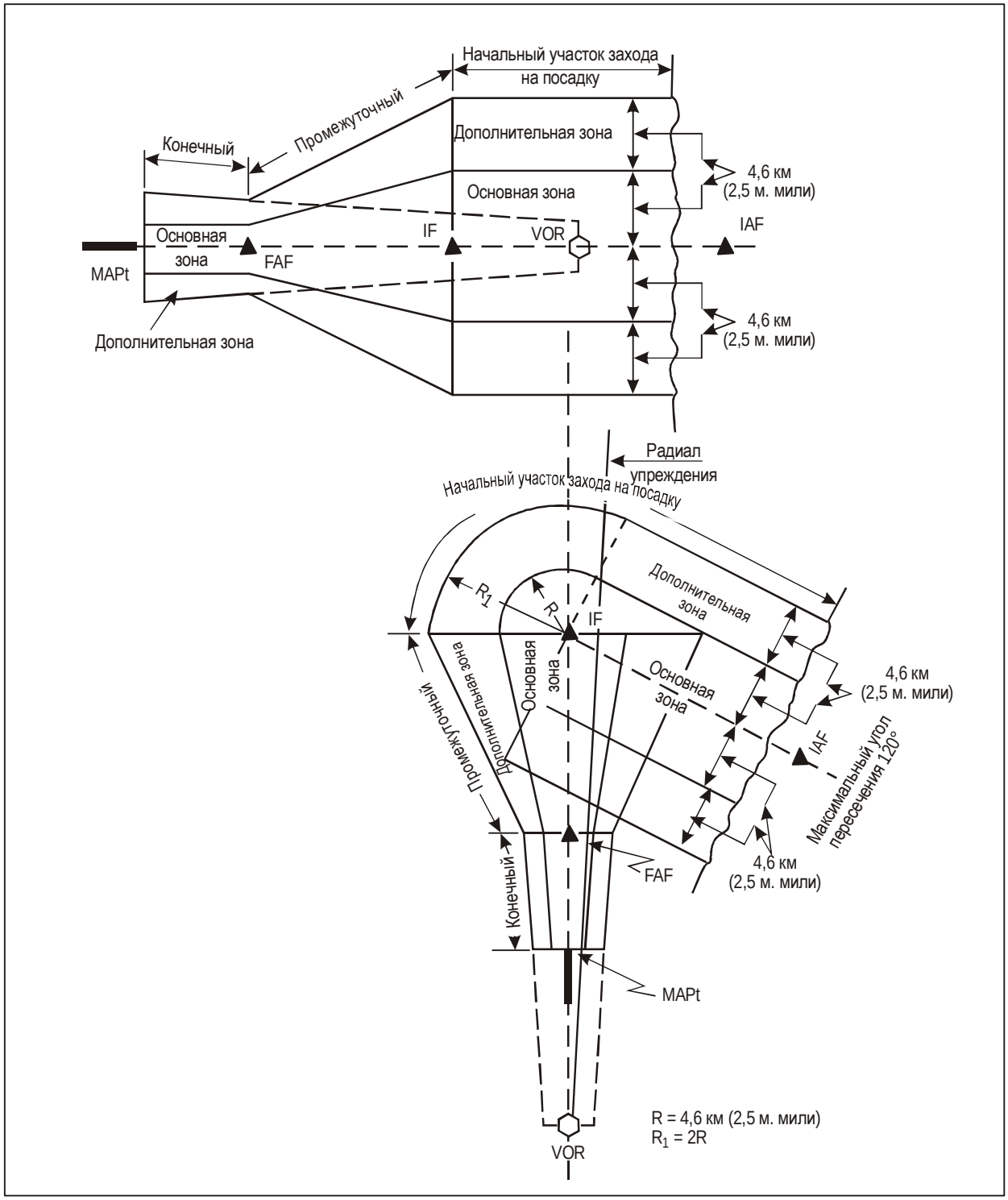


Рис. II-2-4-2. Типичные участки захода на посадку (прямолинейные и с разворотом >90°)

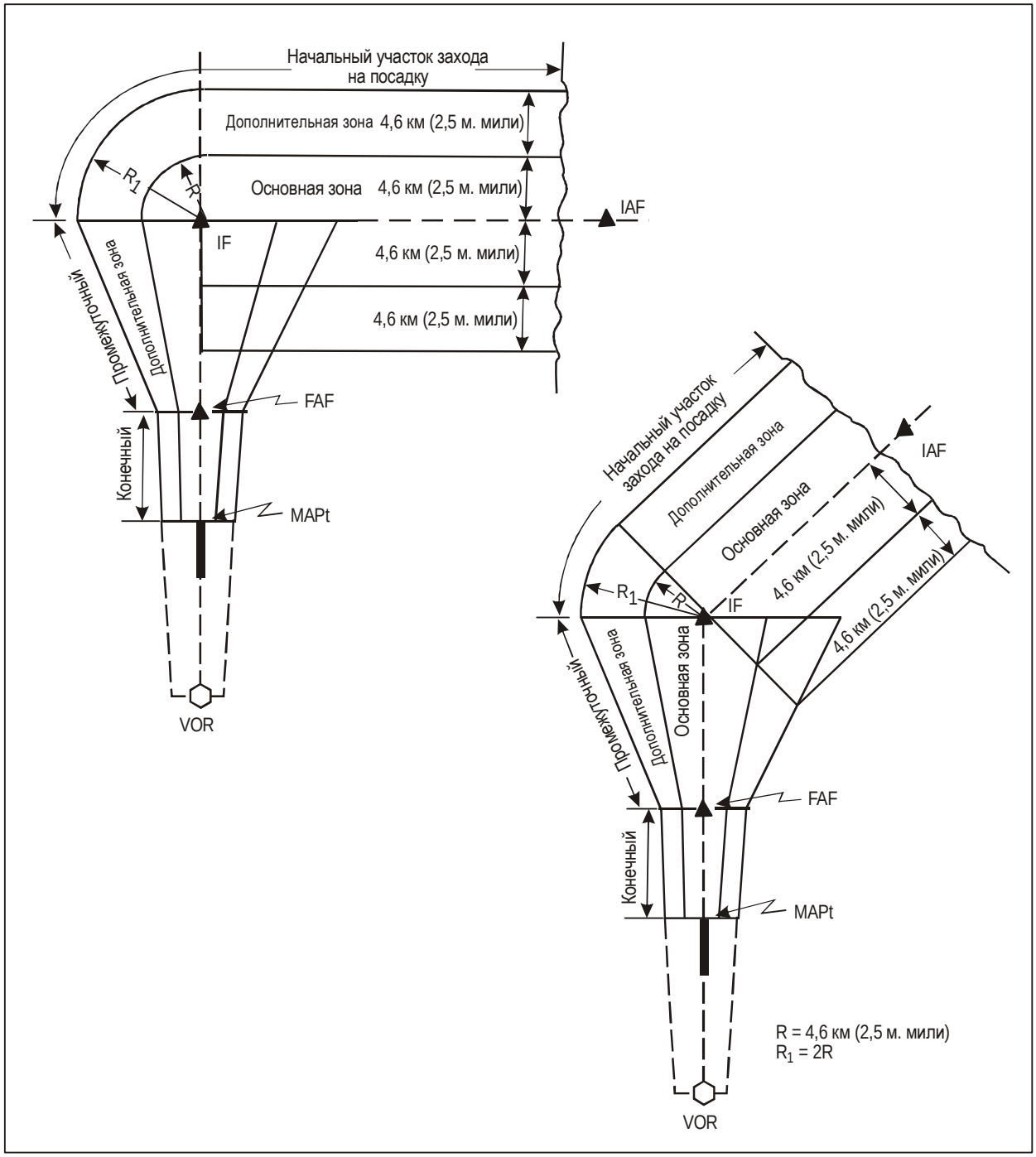


Рис. II-2-4-3. Типичный участок захода на посадку (развороты на 45 и 90°)

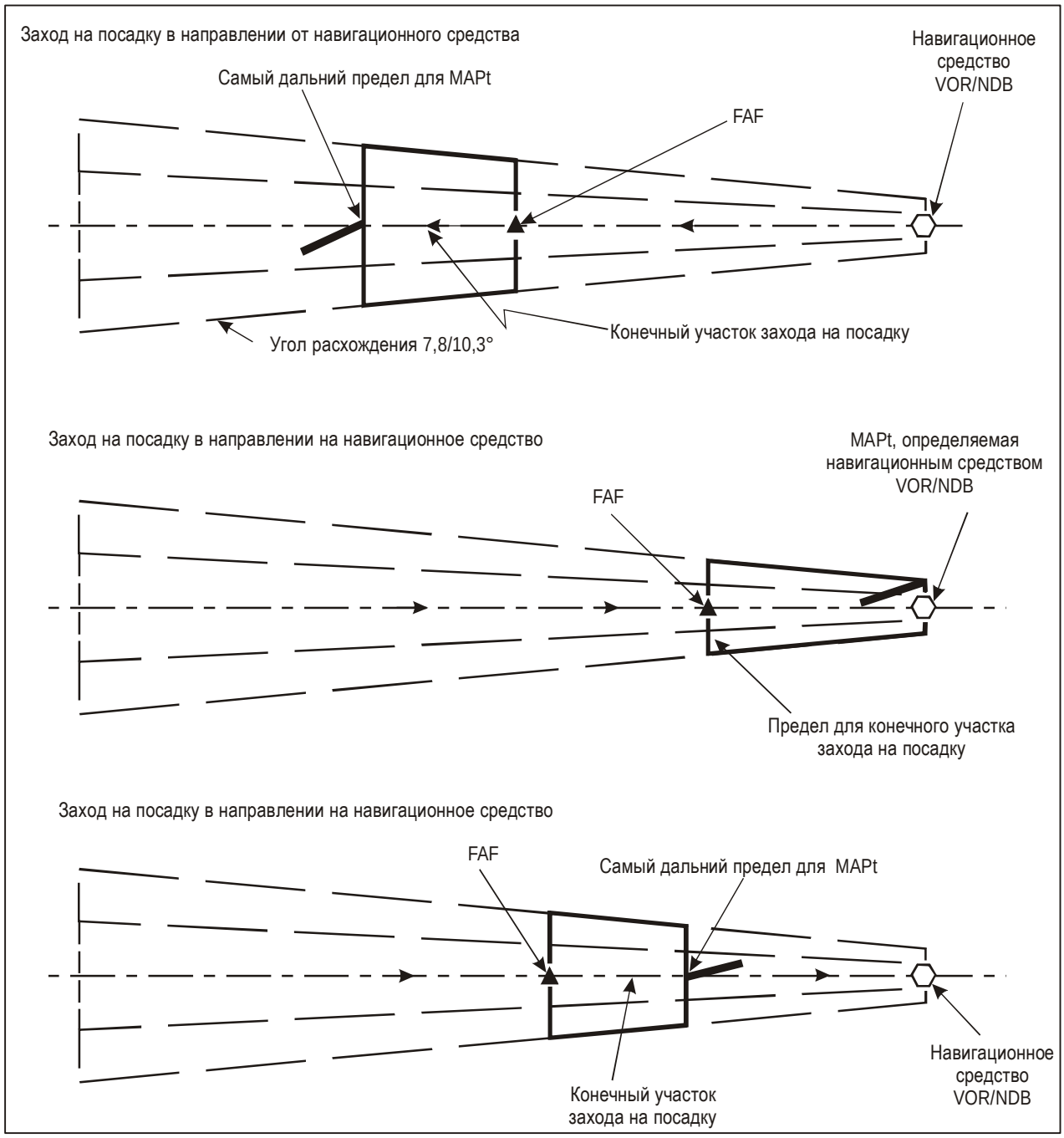


Рис. II-2-4-4. Конечный участок захода на посадку (VOR/NDB)

Глава 5

РАДИОПЕЛЕНГАТОРНАЯ СТАНЦИЯ (DF)

5.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В настоящей главе рассматриваются специфические критерии, относящиеся к схемам на основе ОВЧ радиопеленгаторной станции, расположенной на аэродроме или вблизи него, а именно в пределах 2 км (1 м. миля) от самой близкой части используемой посадочной поверхности. В этих схемах необходим разворот на посадочную прямую (см. п. 3.5.4 "Типы обратных схем" главы 3 раздела 4 части I). Применяются общие критерии, приведенные в разделах 1, 2 и 4 части I, дополненные или измененные настоящей главой.

5.2 ГРАДИЕНТ СНИЖЕНИЯ

Скорости снижения на начальном и конечном участках захода на посадку соответствуют величинам, указанным в таблице I-4-3-1 главы 3 раздела 4 части I.

5.3 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

5.3.1 Общие положения

5.3.1.1 Начальная контрольная точка захода на посадку (IAF) определяется пролетом над навигационным средством. Начальным участком захода на посадку является разворот на посадочную прямую.

5.3.1.2 *Время полета по линии пути удаления.* Время полета по линии пути удаления должно быть ограничено периодом, достаточным для завершения разворота на посадочную прямую на расстоянии, позволяющем осуществить снижение с абсолютной/относительной высоты разворота на посадочную прямую до указанной MDA/H.

Примечание. Угол между линией пути удаления и линией пути приближения определяется по формуле 36/t для категорий воздушных судов A и B и 54/t для категорий воздушных судов C, D и E, где t – указанное в минутах время полета по линии пути удаления. Линия пути удаления должна быть достаточной для того, чтобы обеспечить возможность полета по линии пути приближения по крайней мере в течение 2 мин, чтобы обеспечить надлежащую стабилизацию на линии пути.

5.3.2 Зона

Зона представляет собой сектор круга с центром в точке расположения навигационного средства, расположенный симметрично относительно биссектрисы угла, образуемого линиями пути приближения и удаления, равного:

a) 20° + 36/t для воздушных судов категорий A и B;

b) 20° + 54/t для категорий C, D и E,

с радиусом D для всех воздушных судов.

$$D = (\frac{V}{60} + 1{,}9)t + 2{,}8 \text{ км};$$

$$[D = (\frac{V}{60} + 1{,}0)t + 1{,}5 \text{ м. мили}],$$

где D – радиус в км [м. мили];

V – скорость воздушного судна в км/ч [уз];

t – время удаления, мин.

Этот сектор увеличивается по всем направлениям на величину запаса 3,7 км (2,0 м. мили). (См. рис. II-2-5-1).

5.3.3 Запас высоты над препятствиями начального этапа захода на посадку

Запас высоты над препятствиями в зоне начального этапа захода на посадку составляет 300 м (984 фут).

5.4 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК

В схеме данного типа отсутствует промежуточный участок. По завершении разворота на посадочную прямую воздушное судно находится на конечном этапе захода на посадку.

5.5 КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

5.5.1 Общие положения

Конечный участок захода на посадку начинается в месте пересечения линии пути приближения конечного этапа захода на посадку разворотом на посадочную прямую.

5.5.2 Выравнивание по направлению

5.5.2.1 Направление линии пути конечного этапа захода на посадку относительно:

a) средства,

b) осевой линии ВПП,

c) порога ВПП

определяет, можно ли установить заход на посадку по прямой или будет установлен заход на посадку по кругу (см. п. 5.2 "Выравнивание по направлению" главы 5 раздела 4 части I).

5.5.2.2 *Выравнивание по направлению. Схемы для вертолетов*. В том случае, когда в схеме полета вертолета при выравнивании по направлению на конечном участке захода на посадку не удовлетворяются критерии посадки по прямой, необходим визуальный маневр вертолета с выходом на ось FATO. В идеальном случае линия пути должна быть выровнена на центр FATO. В исключительных случаях она может быть выравниваться на точку в пространстве.

5.5.3 Зона

На рис. II-2-5-2 показана основная зона конечного этапа захода на посадку. Дополнительные зоны отсутствуют. Зона расположена симметрично по обе стороны от линии пути конечного участка захода на посадку. В месте расположения средства зона имеет ширину 5,6 км (3,0 м. мили), а расхождение составляет 10° в каждую сторону. Она простирается от навигационного средства до дальней границы зоны разворота на посадочную прямую.

5.5.4 Запас над препятствиями на конечном этапе захода на посадку

5.5.4.1 *Заход на посадку по прямой*. Минимальный запас высоты над препятствиями в основной зоне конечного этапа захода на посадку составляет 90 м (295 фут). См. п. 1.7 "Увеличенные абсолютные/ относительные высоты для горных районов" главы 1 раздела 2 части I.

5.5.4.2 *Визуальное маневрирование (полет по кругу)*. Помимо минимального требования, указанного выше в п. 5.5.4.1, запас высоты над препятствиями в зоне визуального маневрирования (полета по кругу) соответствует величинам, предписываемым в главе 7 "Зона визуального маневрирования (полета по кругу)" раздела 4 части I.

5.6 ТОЧКА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ (MAPt)

MAPt представляет собой навигационное средство. Зона ухода на второй круг начинается в MAPt. Допуск на продольное смещение зоны MAPt рассчитывается в соответствии с положениями, содержащимися в главе 6 "Участок ухода на второй круг" раздела 4 части I, и для этих расчетов погрешность FAF принимается равной ±1,9 км (1,0 м. мили).

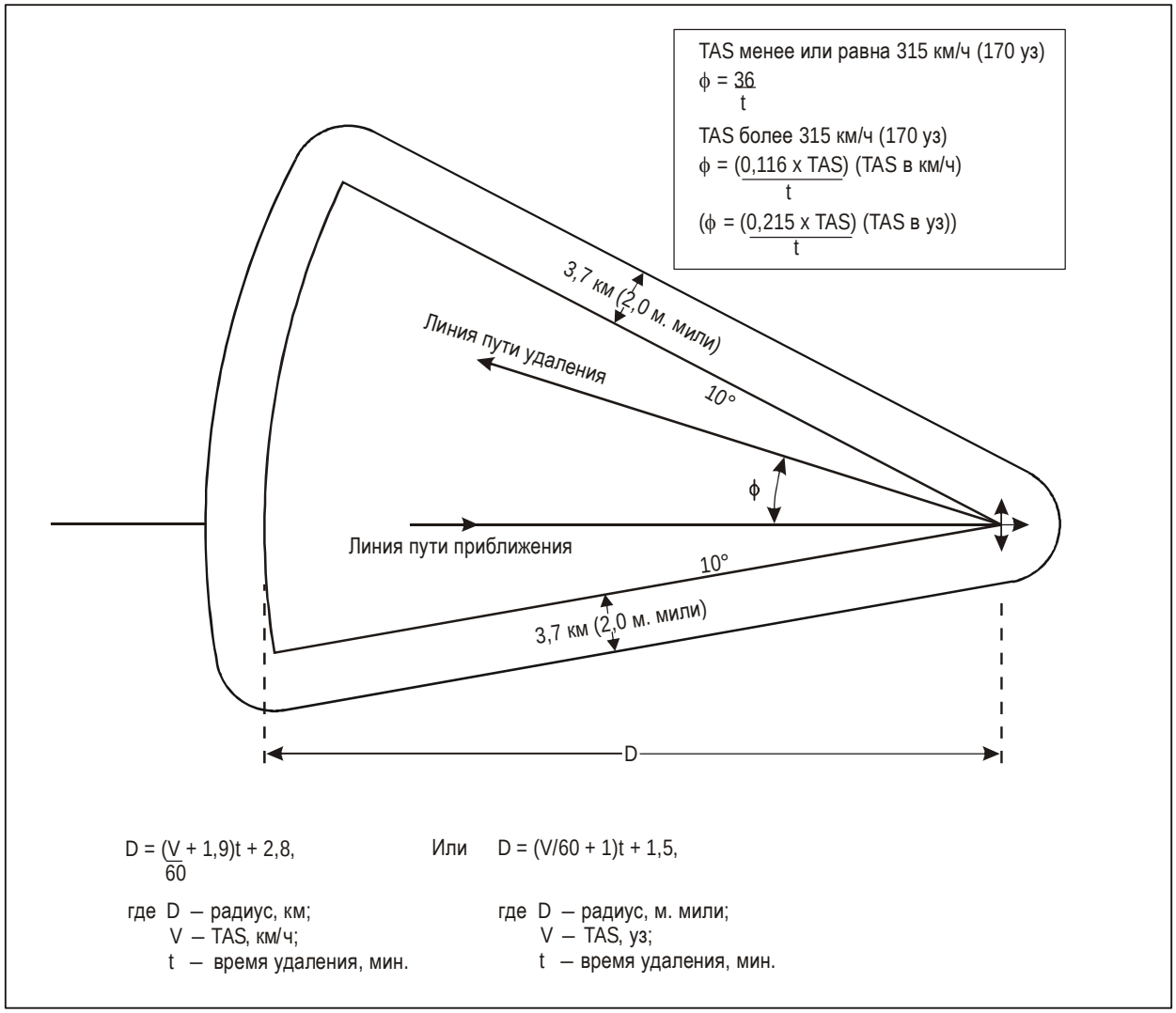


Рис. II-2-5-1. Радиопеленгаторная станция (на аэродроме или вблизи него)

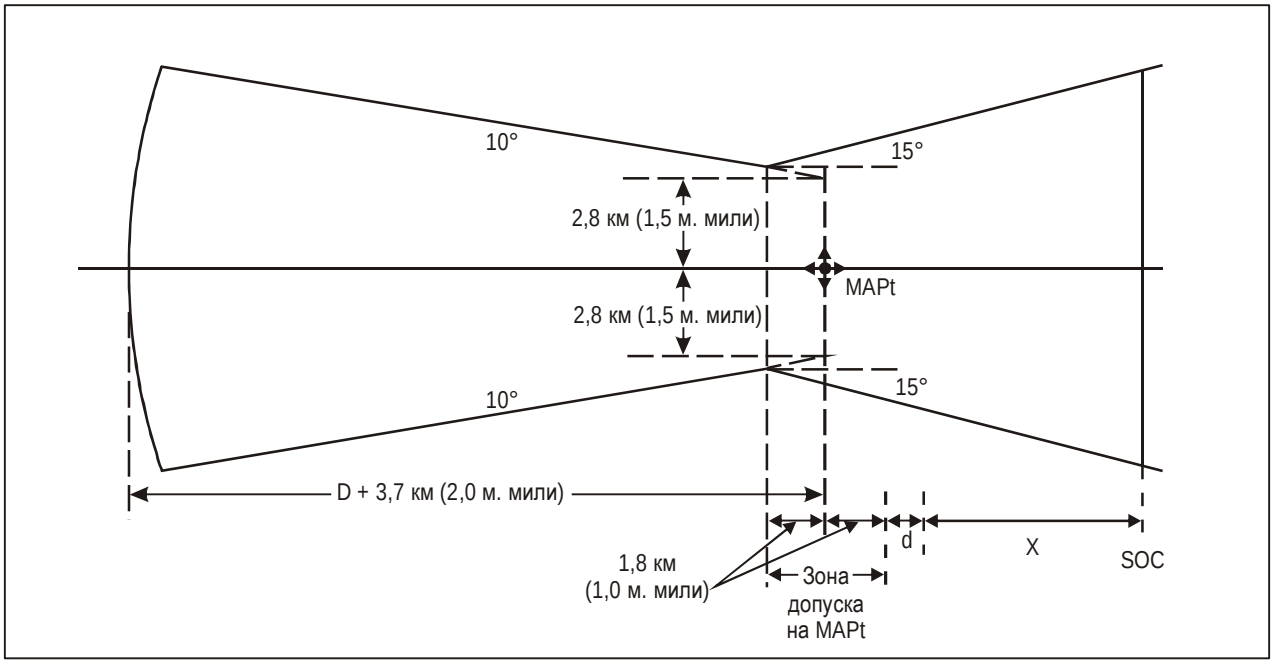


Рис. II-2-5-2. Зона конечного этапа захода на посадку

Глава 6

SRE

6.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Обзорный радиолокатор может использоваться для обеспечения основного навигационного наведения в пределах зоны действия радиолокатора. Заходы на посадку по прямой и по кругу могут разрешаться на тех аэродромах, где характеристики зоны действия радиолокатора и его разрешающая способность достаточны для обеспечения полетов по таким схемам (см. рис. II-2-6-1).

Примечание. Правила использования первичного радиолокатора для диспетчерского обслуживания подхода более подробно изложены в PANS-ATM (Doc 4444) "Правила аэронавигационного обслуживания. Организация воздушного движения".

6.2 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

6.2.1 Общие положения

Начальный участок захода на посадку начинается в контрольной точке начального этапа захода на посадку (IAF), которая определяется в качестве места установления радиолокационного контакта с воздушным судном в целях выполнения захода на посадку. Участок заканчивается в IF. На данном участке может обеспечиваться радиолокационное наведение по заранее определенным линиям пути (п. 6.2.2) или тактическое наведение (п. 6.2.3).

Примечание. Относительно правил опознавания см. PANS-ATM, глава 12.

6.2.2 Схемы, основанные на заранее определенных линиях пути

При установлении схем для радиолокатора необходимо учитывать следующее:

а) *Зона*. Ширина зоны с каждой стороны от заранее определенной для радиолокатора линии пути составляет 9,3 км (5,0 м. мили). Зона не имеет максимальной или минимальной длины, однако она должна быть достаточно большой, чтобы обеспечить предусматриваемую схемой потерю абсолютной высоты при соблюдении разрешенного градиента снижения.

Примечание. Решением соответствующего полномочного органа ширина зоны может быть уменьшена до 5,6 км (3,0 м. мили) с каждой стороны от линии пути в пределах дальности 37 км (20 м. миль) от антенны радиолокатора в зависимости от точности радиолокационного оборудования. См. главу 12 PANS-ATM.

b) *Запас высоты над препятствиями.* Минимальный запас высоты, составляющий 300 м (984 фут), обеспечивается над всеми препятствиями в зоне начального этапа захода на посадку. Запас высоты над известным препятствием, если оно постоянно отображается на экране радиолокатора отраженным радиолокационным сигналом, может не выдерживаться после того, как зафиксировано прохождение этого препятствия воздушным судном.

6.2.3 Схемы, основанные на использовании тактического наведения

При этом применяются следующие ограничения:

a) *Зона*. Зона, где учитывается запас высоты над препятствиями, лежит в пределах всей зоны действия радиолокатора. Эта зона может быть разделена, для того чтобы не учитывать препятствия, находящиеся за пределами той зоны, в которой должен выполняться полет. Не предписывается никакого ограничения на размеры, форму или ориентацию этих подзон, однако во всех случаях границы подзон должны располагаться на расстоянии не менее 5,6 км (3 м. мили) от препятствий, которые должны быть обойдены, или от другой зоны, полеты над которой запрещены. Границы подзон изображаются на видеокарте и предназначены для упрощения и придания особого значения безопасности УВД с использованием радиолокаторов. (См. примечание к п. 6.1.)

b) *Запас высоты над препятствиями.* Минимальный запас высоты, составляющий 300 м (984 фут), обеспечивается над всеми препятствиями в пределах зоны или близко расположенного разделения, если производится деление на подзоны. Установленные для использования уровни также обеспечивают запас высоты 300 м (984 фут) над всеми препятствиями в пределах 5,6 км (3,0 м. мили) от границы зоны при расстоянии до 37 км (20 м. миль) от антенны радиолокатора и в пределах 9,3 км (5,0 м. мили) от границы зоны при расстояниях от антенны, превышающих 37 км (20 м. миль).

c) *Минимальные абсолютные высоты наведения.* Минимальные абсолютные высоты, используемые при наведении, корректируются на низкую температуру. Низкая температура основывается на сезонных или годовых регистрируемых данных о минимальной температуре. См. таблицы III-1-4-1 a) и b) главы 4 раздела 1 части III тома I PANS-OPS.

6.2.4 Градиент снижения

Оптимальный градиент снижения на начальном этапе захода на посадку составляет 4,0% (кат. H, 6,5 %). Если требуется более высокая скорость снижения, максимально допустимый градиент составляет 8,0 % (кат. H, 10 %).

6.3 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

6.3.1 Общие положения

Промежуточный участок начинается в контрольной точке, образуемой с помощью радиолокатора там, где линия пути начального участка пересекает линию пути промежуточного участка захода на посадку. Точка пересечения представляет собой IF. Промежуточный участок простирается вдоль линии пути промежуточного участка к точке, где она пересекает линию пути конечного участка захода на посадку. Это точка представляет собой FAF.

6.3.2 Спрямление

Направление линия пути промежуточного участка не должна отличаться от направления линии пути конечного участка захода на посадку более чем на 30º.

6.3.3 Зона

Ширина зоны промежуточного участка соответствует ширине зоны начального участка в IF, сужаясь до ширины зоны конечного участка в FAF. Длина промежуточного участка не превышает 28 км (15 м. миль) (кат. H, 9,3 км (5 м. миль)). Оптимальная длина промежуточного участка составляет 9 км (5,0 м. мили) (кат. H, 3,7 км (2,0 м. мили)). Минимальная длина зависит от угла, под которым линия пути начального участка захода на посадку подходит к линии пути этого участка и указывается в таблице II-2-6-1. Однако эти минимальные величины следует использовать *только* при ограниченном используемом воздушном пространстве. Максимальный угол подхода составляет 90°.

6.3.4 Запас высоты над препятствиями

Минимальный запас высоты, составляющий 150 м (500 фут), обеспечивается над всеми препятствиями в промежуточной зоне.

6.3.5 Градиент снижения

Поскольку промежуточный участок используется для подготовки скорости и конфигурации воздушного судна к выходу на конечный участок захода на посадку, градиент снижения должен быть небольшим (кат. H, 6,5 %). Там, где требуется больший градиент, максимально допустимый градиент составляет 5,0 % (кат. H, 10 %).

6.4 КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

6.4.1 Общие положения

Конечный участок захода на посадку начинается в FAF, которая представляет собой образуемую с помощью радиолокатора контрольную точку, расположенную на линии пути конечного участка захода на посадку.

6.4.2 Спрямление

При заходе на посадку с наведением на предпосадочной прямой линия пути конечного участка совпадает с продолжением осевой линии ВПП. При полете по кругу линия пути конечного участка располагается таким образом, чтобы они пересекала площадь маневрирования аэродрома или подветренный участок картины визуального маневрирования (полета по кругу).

6.4.3 Зона

Зона, в пределах которой должен учитываться запас высоты над препятствиями, начинается в FAF и заканчивается в MAPt или на пороге ВПП в зависимости от того, что из них достигается позже; и она

расположена симметрично линии пути конечного этапа захода на посадку (см. рис. II-2-6-2). Минимальная длина зоны конечного этапа захода на посадку составляет 6 км (3 м. мили) (кат. H, 1,9 км (1 м. миля)). Длина зоны устанавливается с учетом допускаемого градиента снижения. См. п. 6.4.5. Максимальная длина не должна превышать 11 км (6 м. миль). В тех случаях, когда требуется разворот над FAF, применяются величины, приведенные в таблице II-2-4-1 главы 4. Ширина зоны пропорциональна расстоянию от антенны радиолокатора и определяется по следующей формуле:

$$W/2 = (1{,}9 + 0{,}1\ D) \text{ км};$$

$$[W/2 = (1{,}0 + 0{,}1\ D) \text{ м. миль}],$$

где W – ширина в км (м. милях);

D – расстояние от антенны до линии пути в км (м. милях).

Максимальная величина D равна 37 км (20 м. миль) в зависимости от точности радиолокационного оборудования, по определению соответствующего полномочного органа.

6.4.4 Запас высоты над препятствиями

Минимальный запас высоты над препятствиями составляет 75 м (246 фут).

6.4.5 Градиент снижения

Применяются общие критерии, указанные в п. 5.3 главы 5 раздела 4 части I.

6.4.6 Расчет абсолютных/относительных высот

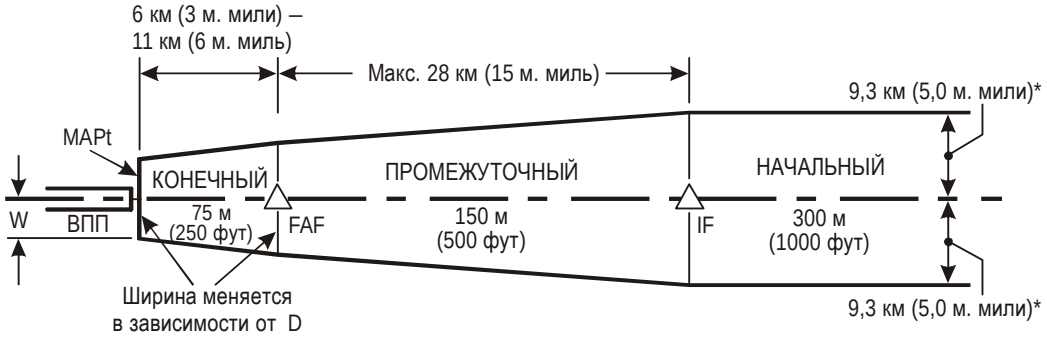
Абсолютные/относительные высоты, на которых должно выполнять полет воздушное судно для того, чтобы выдерживать заданную траекторию снижения, следует рассчитывать для каждых 2 или 1 км (1 или 1/2 м. мили) расстояния от точки приземления, принимая относительную высоту 15 м (50 фут) у порога ВПП. Полученные значения абсолютных/относительных высот следует округлять до целой величины, кратной 10 м или 100 фут, за исключением расстояний менее 4 км (2 м. мили) от точки приземления, для которых полученные значения округляются в бóльшую сторону до ближайшей целой величины, кратной соответственно 10 м или 10 фут. Заранее вычисленные значения абсолютных/относительных высот должны быть представлены диспетчеру радиолокационного управления и опубликованы в сборниках аэронавигационной информации.

6.5 УЧАСТОК УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

Заход на посадку с помощью обзорного радиолокатора заканчивается на расстоянии 4 км (2 м. мили) до порога ВПП, за исключением того, что при условии утверждения соответствующим полномочным органом он может быть продолжен то точки, расположенной не далее порога ВПП, если это допускает точность радиолокатора. Точка ухода на второй круг (MAPt) располагается в точке, где заканчивается заход на посадку по радиолокатору. Относительно критериев ухода на второй круг см. рис. II-2-6-3 и главу 6 раздела 4 части I.

Таблица II-2-6-1. Минимальная длина промежуточного участка

Угол выхода к линии курса курсового радиомаяка (градусы)	*Минимальное расстояние между точкой выхода к линии курса курсового радиомаяка и точкой входа в глиссаду*	
	Кат. A – E	Кат. H
0 – 15	2,8 км (1,5 м. мили)	2,8 км (1,5 м. мили)
16 – 30	3,7 км (2,0 м. мили)	3,7 км (2,0 м. мили)
31 – 60	4,6 км (2,5 м. мили)	3,7 км (2,0 м. мили)
61 – 90	5,6 км (3,0 м. мили)	3,7 км (2,0 м. мили)



**Примечание. Ширина зоны может быть уменьшена до 5,6 км (3,0 м. мили) с каждой стороны от линии пути в пределах дальности 37 км (20 м. миль) от антенны радиолокатора в зависимости от точности радиолокационного оборудования, что определяется решением соответствующего полномочного органа.*
См. главу 12 PANS-ATM.

Рис. II-2-6-1. Участки захода на посадку по обзорному радиолокатору

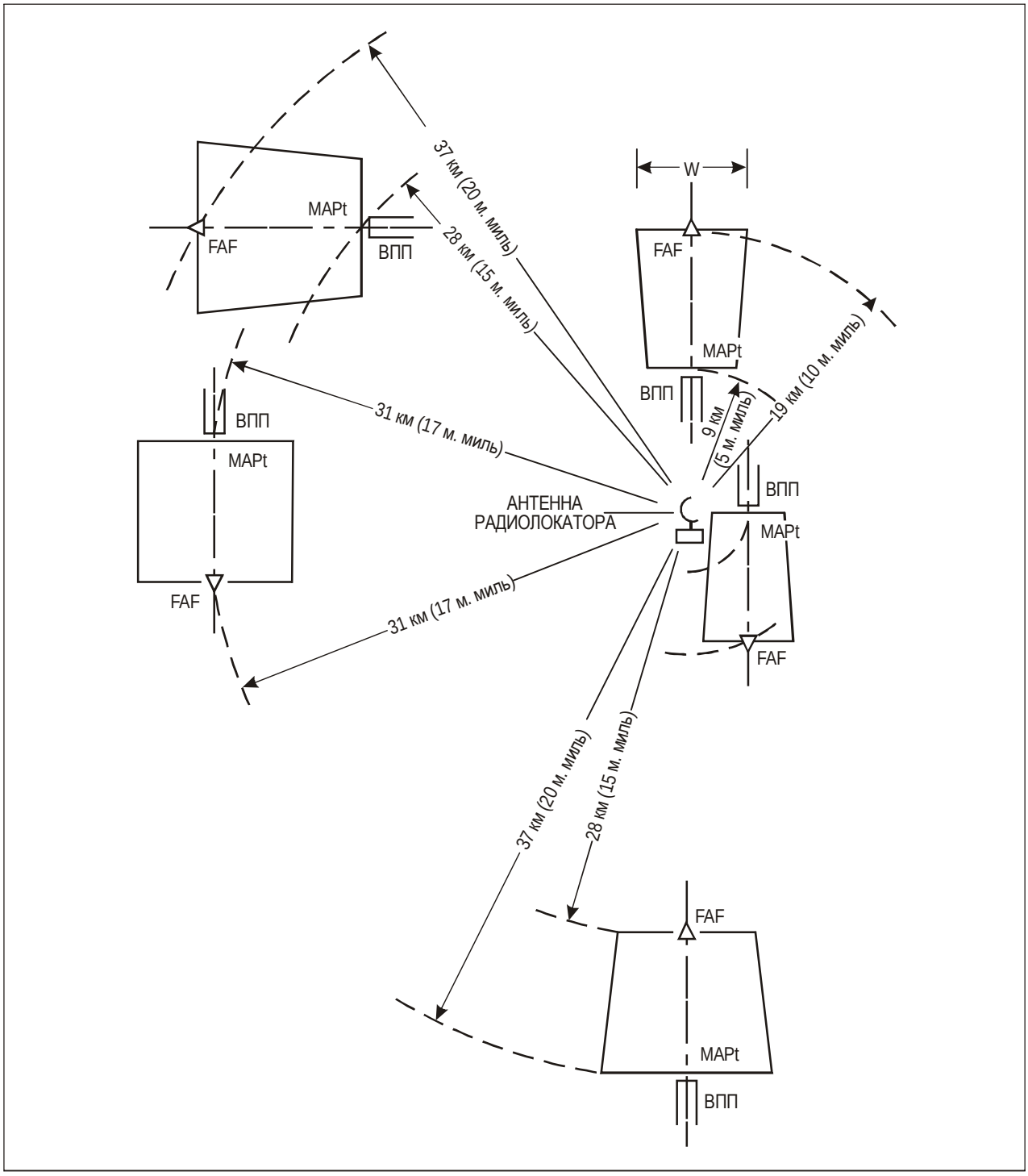


Рис. II-2-6-2. Примеры конечного этапа захода на посадку по обзорному радиолокатору

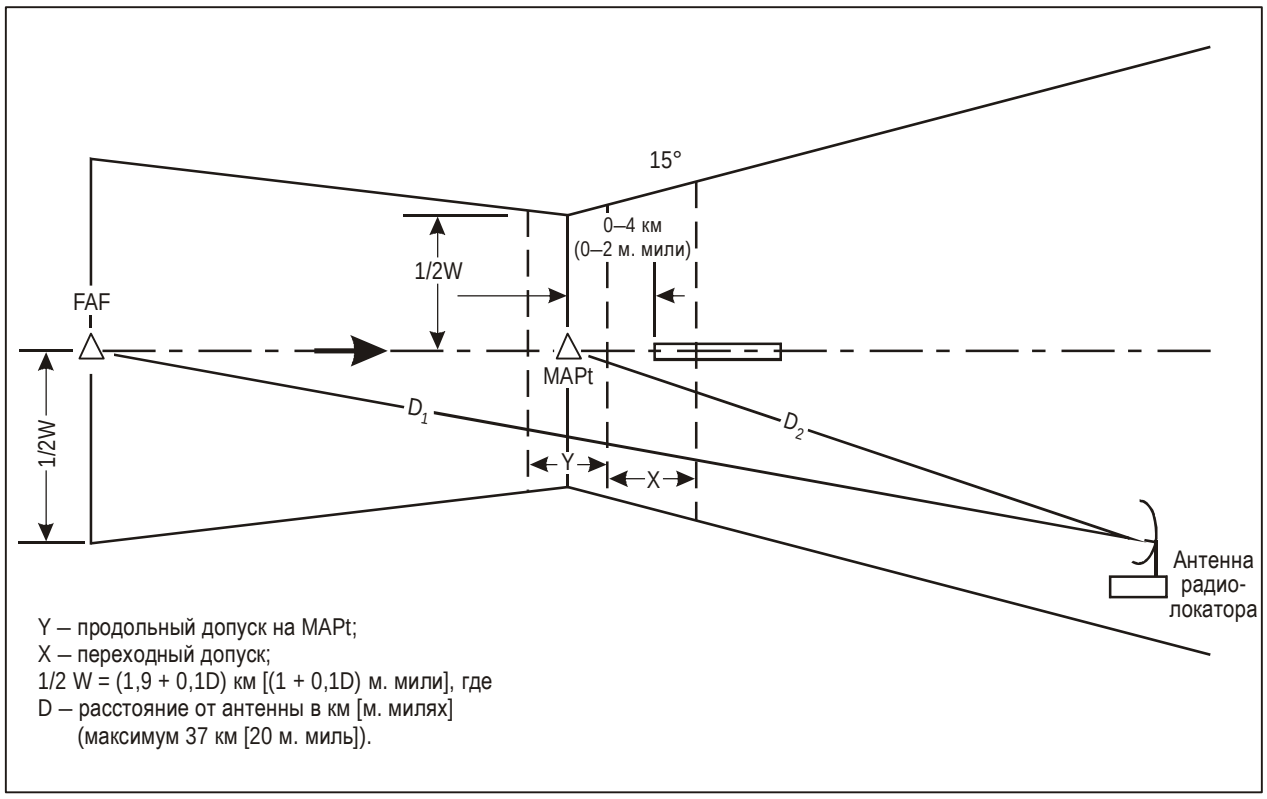


Рис. II-2-6-3. Заход на посадку по обзорному радиолокатору

Раздел 3

МАРШРУТНЫЕ КРИТЕРИИ

Глава 1

МАРШРУТЫ НА ОСНОВЕ VOR И NDB

1.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1.1 Сфера применения

Зоны, определяемые критериями полета по маршруту, простираются над очень обширными территориями; количество подлежащих учету препятствий в некоторых районах является очень большим. Кроме того, может иметь место такая ситуация, когда в точках пересечения предлагается несколько возможностей продолжения полета, что может вызвать трудности при защите всех возможных разворотов. По этим причинам разработаны два метода:

a) упрощенный метод, приведенный в настоящей главе и предусматриваемый в качестве стандартного метода;

b) уточненный метод, который описан в добавлении A и который может использоваться в тех случаях, когда упрощенный метод является слишком ограничивающим.

1.1.2 Участки

Как правило, маршрут состоит из нескольких участков. Каждый участок начинается и заканчивается в заданной контрольной точке.

1.2 ЗОНЫ ЗАПАСА ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

1.2.1 Общие положения

В настоящем разделе приводится описание зон, используемых для целей пролета препятствий на маршруте.

1.2.2 Прямолинейный участок

Зоны пролета препятствий состоят из основной зоны и буферной зоны. Ширина основной и буферной зон постоянна от траверза средства до указанного расстояния от системы, задающей линию пути. От этой точки зоны расширяются в зависимости от линии угловых допусков используемого средства, как указано в п. 1.4.2.3 "Линии, образующие углы". (См. также рис. II-3-1-2 и II-3-1-3.)

1.2.3 Зона при отсутствии наведения по линии пути

При отсутствии наведения по линии пути, например за пределами зоны действия навигационных средств по маршруту полета, основная зона расширяется в каждую сторону под углом 15º от ее ширины в последней точке, где обеспечивалось наведение по линии пути. Ширина буферной зоны постепенно уменьшается до нуля, заканчиваясь на границе зоны, соответствующей отсутствию наведения по линии пути, в которой применяется полный МОС (см. рис. II-3-1-8).

1.2.4 Максимальная ширина зоны

Для маршрутов, расположенных в пределах зоны действия средств, определяющих маршрут, максимальная ширина зоны не устанавливается. За пределами зоны действия средств, определяющих маршрут, зона расширяется в каждую сторону с углом 15°, как это указано выше в п. 1.2.3 "Зона при отсутствии наведения по линии пути".

1.2.5 Зона разворота

Зона пролета препятствий состоит из основной зоны, буферные зоны не предусматриваются. Описание построения зоны разворота приводится в п. 1.4 "Построение зон маршрута на основе VOR и NDB".

1.3 ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

1.3.1 Минимальный запас высоты над препятствиями (МОС)

1.3.1.1 Значение минимального запаса высоты над препятствиями, подлежащее применению в основной зоне на этапе полета по маршруту при выполнении полетов по ППП, составляет 300 м (984 фут). (См. п. 1.3.2 в отношении МОС в горных районах). В буферной зоне минимальный запас высоты над препятствиями равен половине значения МОС для основной зоны (см. рис. II-3-1-1).

1.3.1.2 Для каждого участка маршрута определяется и публикуется минимальная абсолютная высота пролета препятствий (МОСА). МОСА обеспечивает требуемый МОС над препятствиями внутри зон пролета препятствий. При определении минимальных абсолютных высот учитывается точность картографических данных путем добавления допуска по вертикали и горизонтали к высоте нанесенных на карту объектов, как указано в п. 1.7 "Увеличенные абсолютные/относительные высоты в горных районах" главы 1 раздела 2 части I тома II PANS OPS.

1.3.2 МОС в горных районах

1.3.2.1 В горных районах МОС увеличивается в зависимости от изменения превышения местности, как указано в таблице ниже. МОС в буферной зоне равен половине значения МОС основной зоны (см. рис. II-3-1-1).

Превышение	*МОС*
Превышение 900 м (3000 фут) – 1500 м (5000 фут)	450 м (1476 фут)
Более 1500 м (5000 фут)	600 м (1969 фут)

1.3.2.2 Горные районы определяются государством и сведения о них публикуются в разделе GEN 3.3.5 "Минимальная абсолютная высота полета" сборника аэронавигационной информации (AIP) государства.

1.3.3 МОС для разворотов

В пределах всей ширины зоны разворота применяется полное значение МОС, как показано на рис. II-3-1-5. Буферная зона отсутствует.

1.3.4 МОС при отсутствии наведения по линии пути

Если наведение по линии пути не обеспечивается, например за пределами зоны действия навигационных средств по маршруту, основная зона расширяется в каждую сторону под углом 15° от ее ширины в последней точке, где обеспечивалось наведение по линии пути. Ширина буферной зоны постепенно уменьшается до нуля, заканчиваясь на границе зоны, соответствующей отсутствию наведения по линии пути, в которой применяется полный МОС (см. рис. II-3-1-8).

1.4 ПОСТРОЕНИЕ ЗОН ДЛЯ МАРШРУТОВ НА ОСНОВЕ VOR И NDB

1.4.1 Общие положения

В настоящем разделе излагаются методы расчета зон, используемых для целей пролета препятствий по маршруту. Статистический расчет, основанный на методе квадратного корня из суммы квадратов точности использования навигационной системы, приводится в добавлении B.

1.4.2 Прямолинейные зоны

1.4.2.1 *Описание зон*. Зоны пролета препятствий состоят из основной зоны и двух боковых буферных зон с каждой стороны.

1.4.2.2 *Ширина на траверзе средства*. На траверзе средства полная зона, которая охватывает основную и буферную зоны, имеет постоянную ширину 18,5 км (10 м. миль). Ширина основной зоны сохраняет постоянное значение 9,3 км (5,0 м. мили) с каждой стороны номинальной линии пути. Буферная зона также имеет постоянную ширину 9,3 км (5,0 м. мили) с каждой стороны основной зоны.

1.4.2.3 *Угловые границы*. Если расстояние от средства более чем:

a) 92,3 км (49,8 м. мили) для VOR;

b) 60 км (32 м. мили) для NDB,

зона расходится по соответствующим средству линиям угловых допусков (см. таблицу II-3-1-1).

1.4.2.4 *Ширина после точки расхождения*. После предельного расстояния, указанного в п. 1.4.2.3 "Угловые границы", ширина основной зоны увеличивается на угол расхождения. Буферная зона определяется углом расхождения плюс дополнительная фиксированная ширина с наружной стороны буферной зоны, параллельная ее краю (см. рис. II-3-1-2 и II-3-1-3). Эта ширина составляет:

a) 3,7 км (2,0 м. мили) для VOR;

b) 4,6 км (2,5 м. мили) для NDB.

1.4.2.5 *Продольные границы*. Продольные границы связанной с прямолинейным участком зоны определяются следующим образом:

a) самой ранней границей зоны является половина окружности с центром в первой контрольной точке, касательная к боковым границам полной зоны;

b) самой поздней границей зоны является половина окружности с центром во второй контрольной точке, касательная к боковым границам полной зоны.

1.4.2.6 *Сочетание критериев VOR и NDB.* В случае прямолинейного участка, основанного на VOR с одного конца и на NDB с другого конца, зона рассчитывается, как показано на рис. II-3-1-4.

1.4.2.7 *Смещенная точка переключения (COP).* Если точка переключения между двумя средствами смещена вследствие проблем, обусловленных рабочими характеристиками средств, из точки расположения наиболее удаленного средства необходимо провести линии, соответствующие пределам точности системы, до точки на траверзе COP, а затем провести соединительные линии непосредственно из места расположения более близкого средства, которые в данном случае проводятся не под оговариваемыми углами (см. рис. II-3-1-7). Информация о COP публикуется.

1.4.3 Защитные зоны, связанные с разворотами

1.4.3.1 Развороты могут выполняться над навигационным средством или в контрольной точке.

1.4.3.2 *Допуски на контрольную точку или средство*:

a) 4,5° (7,9%) угловой допуск на пересечение для VOR;

b) 6,2° (10,9%) угловой допуск на пересечение для NDB;

c) имеющееся DME может использоваться в качестве контрольной точки разворота. В отношении значений точности DME см. п. 2.4.4 "DME" главы 2 раздела 2 части I;

d) допуски на средства (см. п. 2.5 "Допуск на контрольную точку над навигационным средством" главы 2 раздела 2 части I).

1.4.3.3 *Параметры разворота*. Используются следующие параметры разворота:

a) абсолютная высота – абсолютная высота, соответствующая или превышающая абсолютную высоту, для которой предназначается данная зона;

b) температура – МСА для указанной абсолютной высоты плюс 15° С;

c) приборная скорость – 585 км/ч (315 уз);

d) ветер – с любого направления для абсолютной высоты h, w = (12 h + 87) км/ч, где h выражается в км, [w = (2 h + 47) уз, где h выражается в тысячах футов];

e) средний достигаемый угол крена: 15°;

f) максимальное время реакции пилота: 10 с;

g) время ввода в крен: 5 с;

h) дистанция упреждения разворота: r*tg (α/2), где α является углом изменения курса.

1.4.3.4 *Построение зоны разворота*. Зона разворота строится (см. рис. II-3-1-5) в следующие четыре этапа:

a) *Начало зоны разворота*. Зона начинается на линии К-К. Линия К-К является перпендикуляром к номинальной линии пути и располагается на расстоянии, составляющем:

1) r*tg (α/2), плюс

2) допуск на контрольную точку до номинальной контрольной точки или средства,

где α – угол изменения курса;

r – радиус разворота.

b) *Внешняя граница разворота*. Внешняя граница разворота состоит из:

1) прямолинейного продолжения внешнего края участка до разворота;

2) дуги окружности радиуса T с центром в точке разворота (номинальная контрольная точка или навигационное средство);

3) касательной к дуге этой окружности, которая образует угол 30° с последующим участком.

Значение T определяется следующим уравнением:

$$T = SA + 2*r + E_{165°},$$

где r – радиус разворота;

$E_{165°}$ – влияние ветра для учета изменения курса на 120° плюс 30° угол схождения плюс снос 15°;

SA – половина ширины зоны.

Этот метод основан на допущении о том, что размер допуска, связанного с точкой разворота, включен в зону, соответствующую прямолинейному участку.

Примечание 1. Используется наибольшая минимальная абсолютная высота всех участков, пересекающихся в точке разворота.

Примечание 2. Максимальный угол разворота составляет 120°.

Примечание 3. Ко всем углам разворота необходимо применять параметр постоянного влияния ветра ($E_{165°}$).

Пример расчета для относительной высоты 4500 м. Параметры разворота соответствуют указанным в п. 1.4.3.3 "Параметры разворота", а половина ширины зоны составляет 18,5 км, тогда:

радиус разворота (r) = 16,77;

влияние ветра ($E_{165°}$) = 9,00;

T = 18,5 + 33,54 + 9,00 = 61,04 км.

c) *Внутренняя граница разворота*. От точки К разворота провести линию, образующую угол α/2 с номинальной линией пути на участке 2 (участок после разворота). Эта линия заканчивается там, где она пересекает границу участка 2.

d) *Окончание зоны разворота*. Дуга, описание которой приводится в подпункте 2), также обозначает конец зоны разворота.

1.4.3.5 *Двусторонние маршруты*. Метод построения зоны разворота учитывает направление полета. Если полет по маршруту предполагается выполнять в обоих направлениях, необходимо строить обе зоны разворота для учета обоих направлений полета и применять минимальную высоту пролета препятствий в целом к объединенной зоне разворота (см. рис. II-3-1-6).

1.5 МИНИМАЛЬНАЯ АБСОЛЮТНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ (MEA)

MEA определяется в координации с органами ОВД и публикуется для каждого участка маршрута. MEA соответствует:

MOCA;
минимальной абсолютной высоте, обеспечивающей надлежащий прием сигналов соответствующих средств;
минимальной абсолютной высоте, обеспечивающей надлежащий прием сообщений органов ОВД;
минимальной абсолютной высоте, которая соответствует структуре ОВД, в зависимости от того, что больше.

Для целей планирования и определения минимальной абсолютной высоты, обеспечивающей надлежащий прием сигналов соответствующих средств, могут использоваться приведенные ниже формулы:

D = 4,13√H, где (D) является расстоянием в километрах, а (H) является минимальной относительной высотой в метрах;

D = 1,23√H, где (D) является расстоянием в м. милях, а (H) является минимальной относительной высотой в футах.

Примечание. В тех случаях, когда средство или маршрут расположены в районе, где имеются возвышенности, приведенные формулы могут давать оптимистичные результаты.

1.6 ОПУБЛИКОВАНИЕ

1.6.1 Минимальная абсолютная высота

1.6.1 *Минимальная абсолютная высота*. Минимальная абсолютная высота пролета препятствий (MOCA) и минимальная абсолютная высота полета по маршруту (MEA) определяются и публикуются для каждого участка маршрута.

1.6.2 Горные районы

Горные районы определяются государством и сведения о них публикуются в разделе GEN 3.3.5 "Минимальная абсолютная высота полета" сборника аэронавигационной информации государства.

1.6.3 Смещенная точка переключения (COP)

Если точка переключения между двумя средствами смещена вследствие проблем, обусловленных рабочими характеристиками средств, из точки расположения наиболее удаленного средства необходимо провести линии, соответствующие пределам точности системы, до точки на траверзе COP, а затем провести соединительные линии непосредственно из места расположения более близкого средства, которые в данном случае проводятся не под оговариваемыми углами (см. рис. II-3-1-7). Информация о COP публикуется.

Таблица II-3-1-1. Расширение основной и буферной зон

	Расширение основной зоны	*Расширение буферной зоны*
VOR	5,7° (10 %)	9,1° (15,86 %)
NDB	7,95° (14 %)	13,0° (23 %)

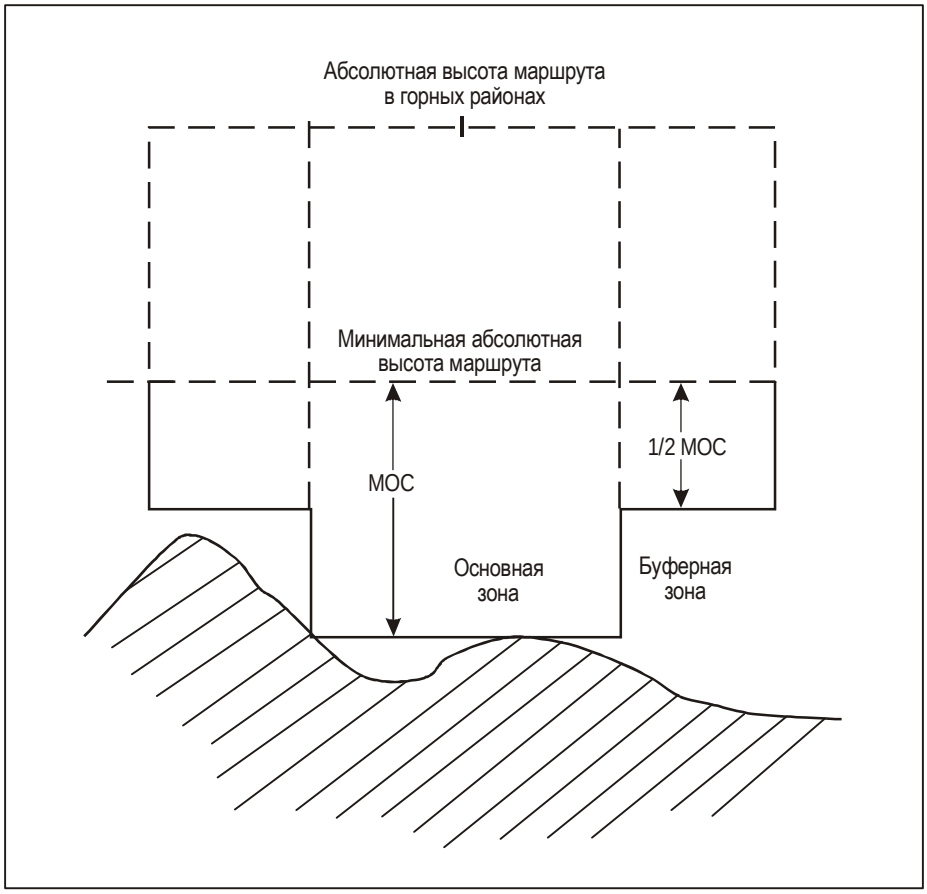


**Рис. II-3-1-1. МОС при полете по маршруту:
основная и буферная зоны**

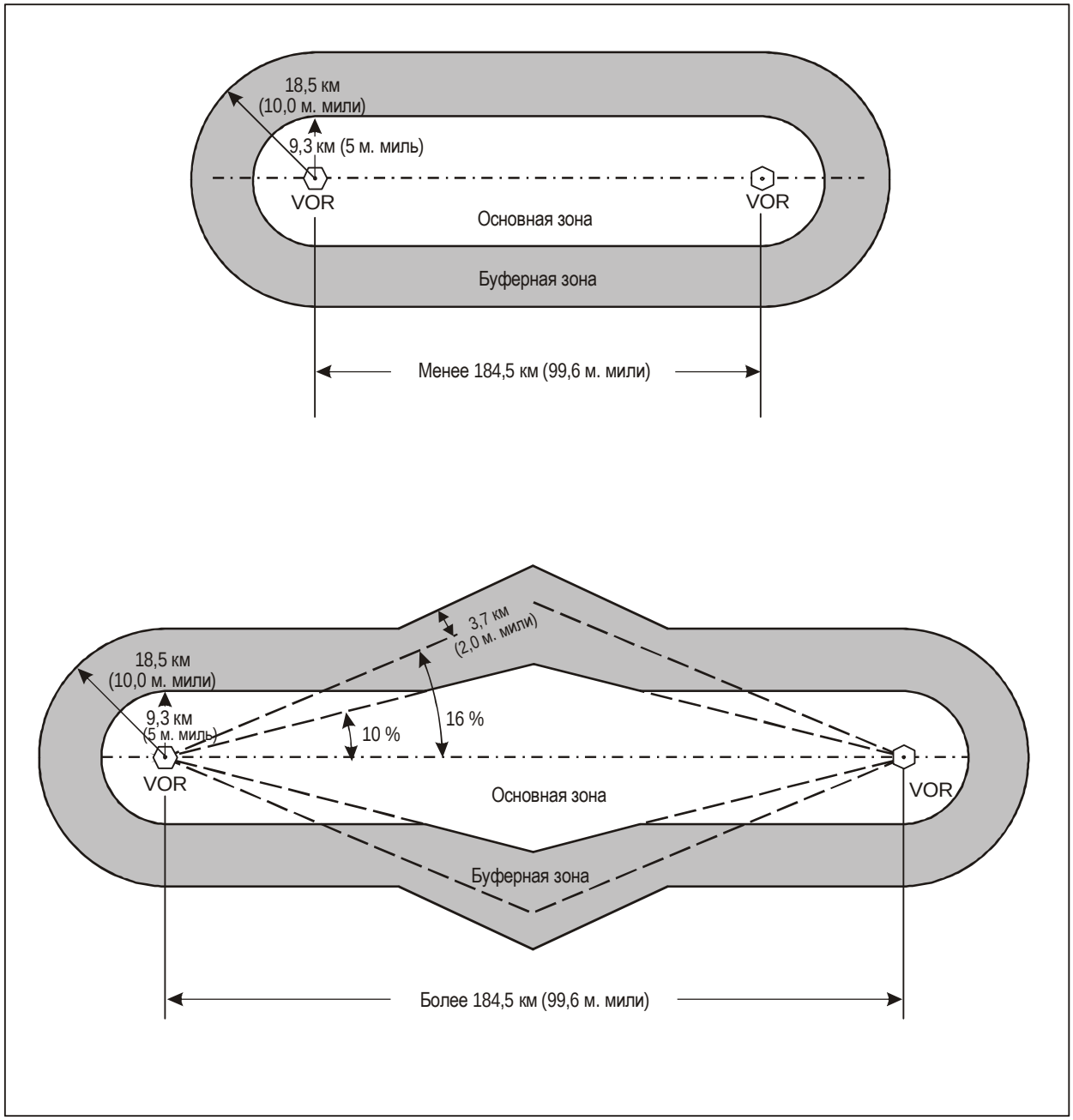


Рис. II-3-1-2. Зоны запаса высоты над препятствиями при полете по маршруту, основанному на VOR

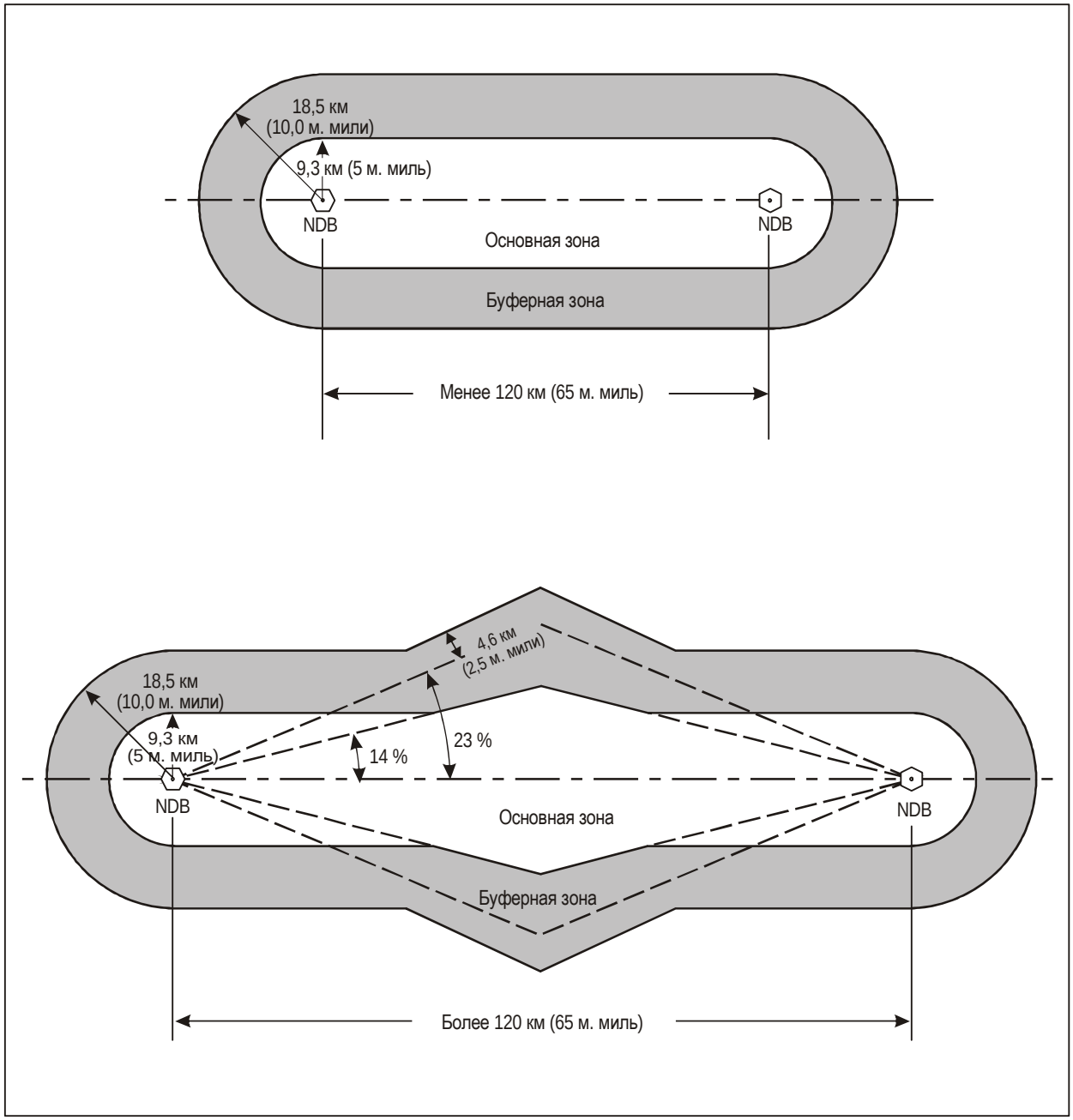


Рис. II-3-1-3. Зона запаса высоты над препятствиями при полете по маршруту NDB. Прямолинейный участок

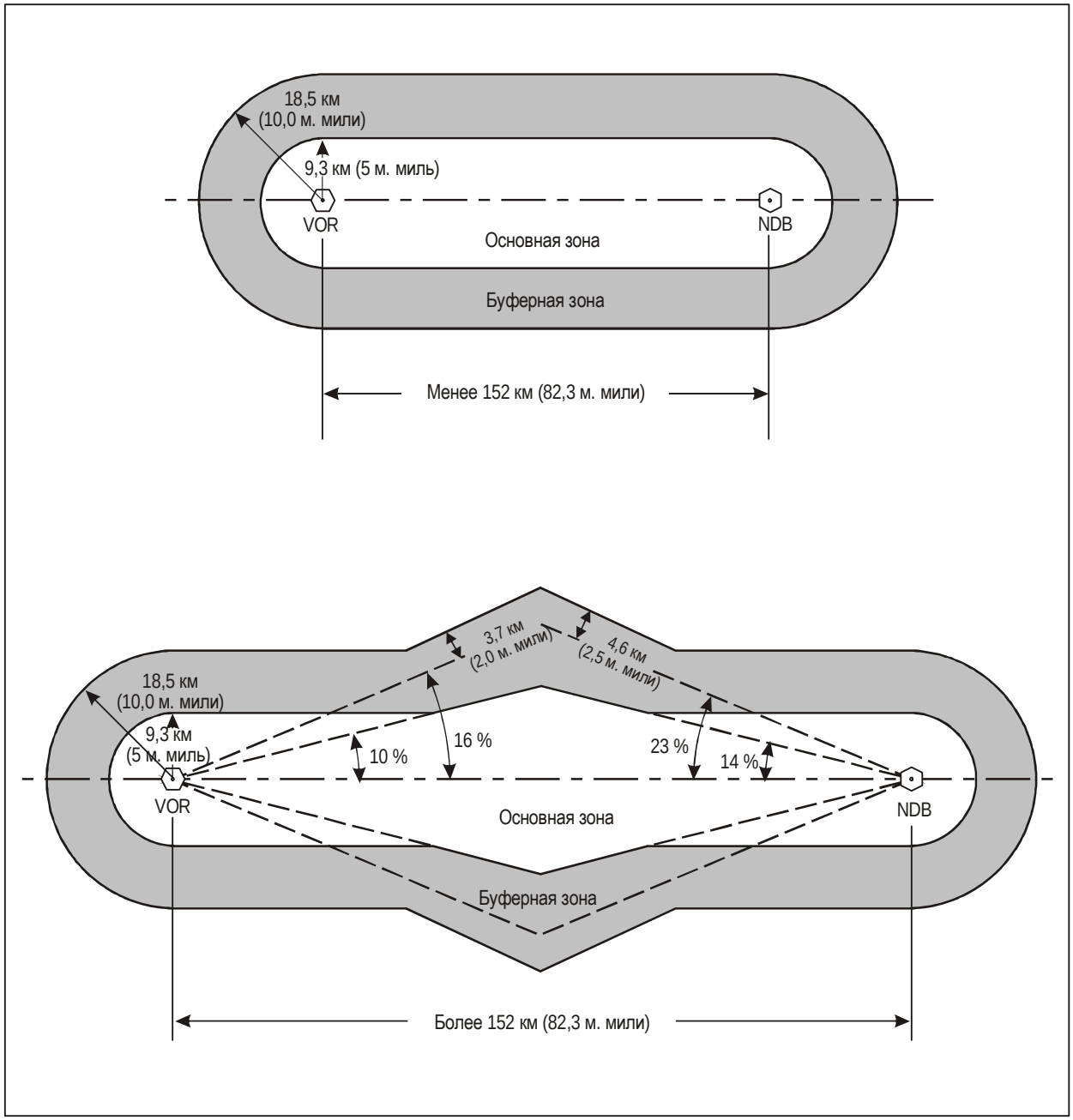


Рис. II-3-1-4. Сочетание критериев VOR и NDB

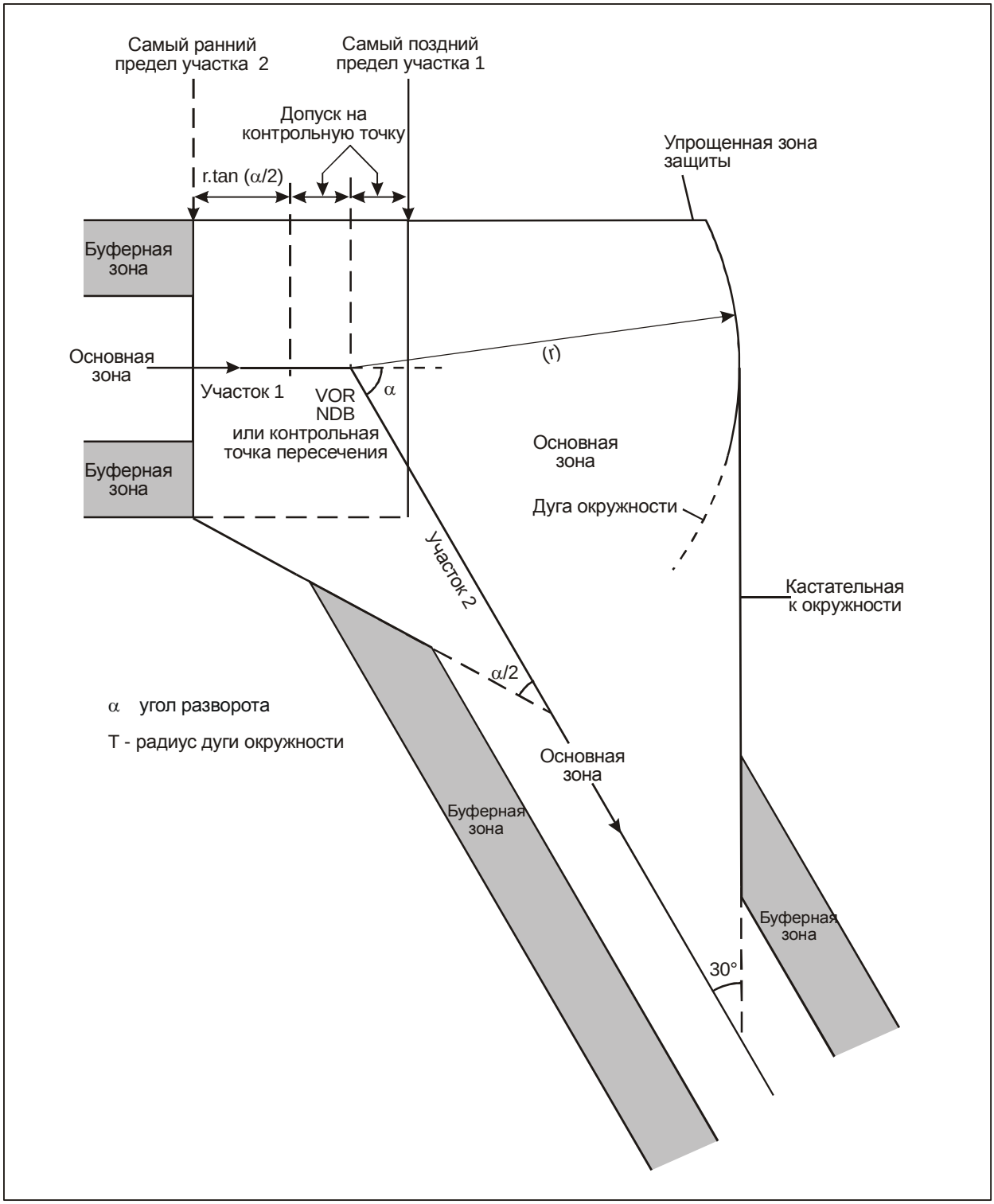


Рис. II-3-1-5. Разворот над навигационным средством или в контрольной точке пересечения

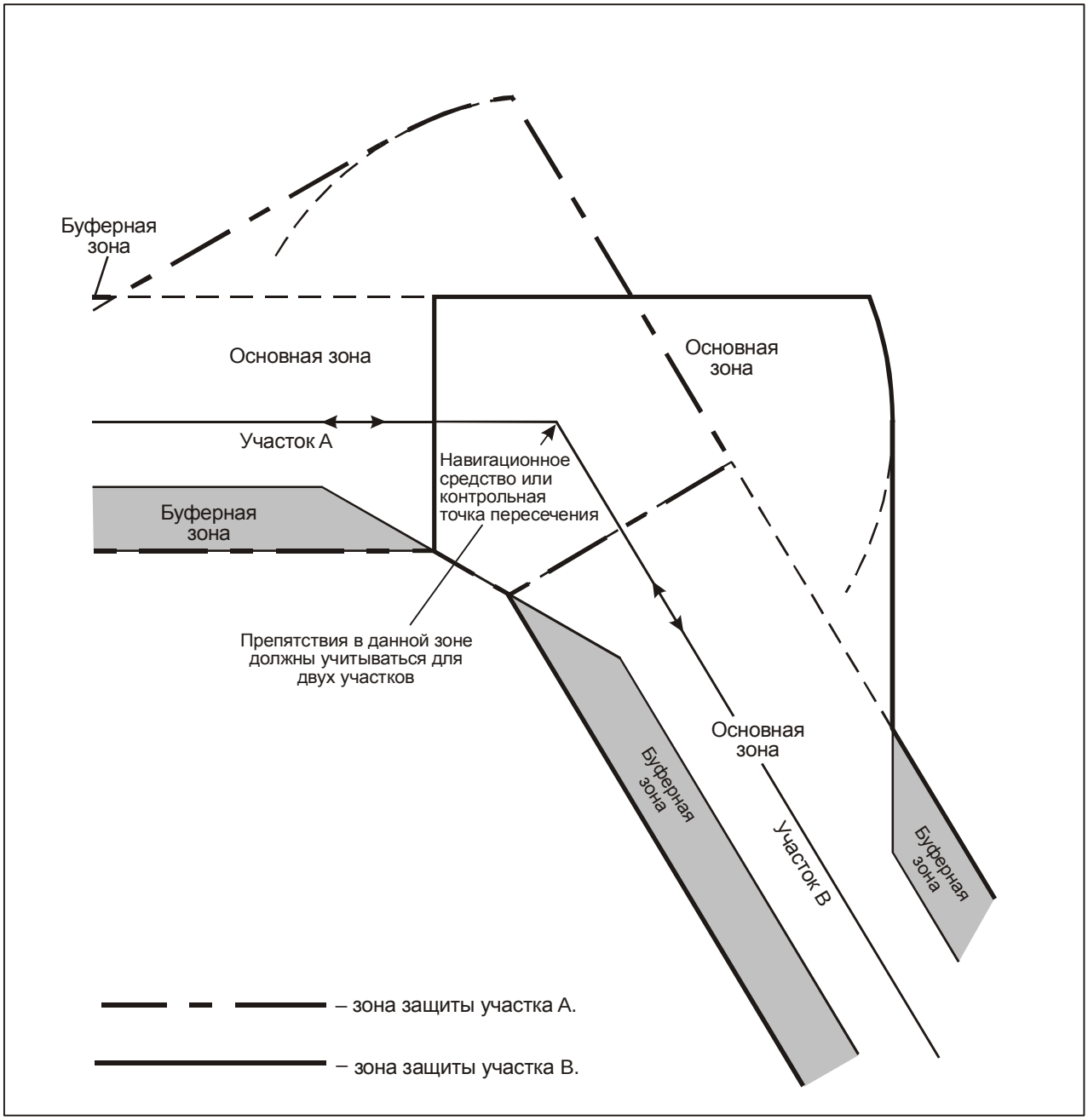


Рис. II-3-1-6. Объединение зон разворота для обоих направлений полета

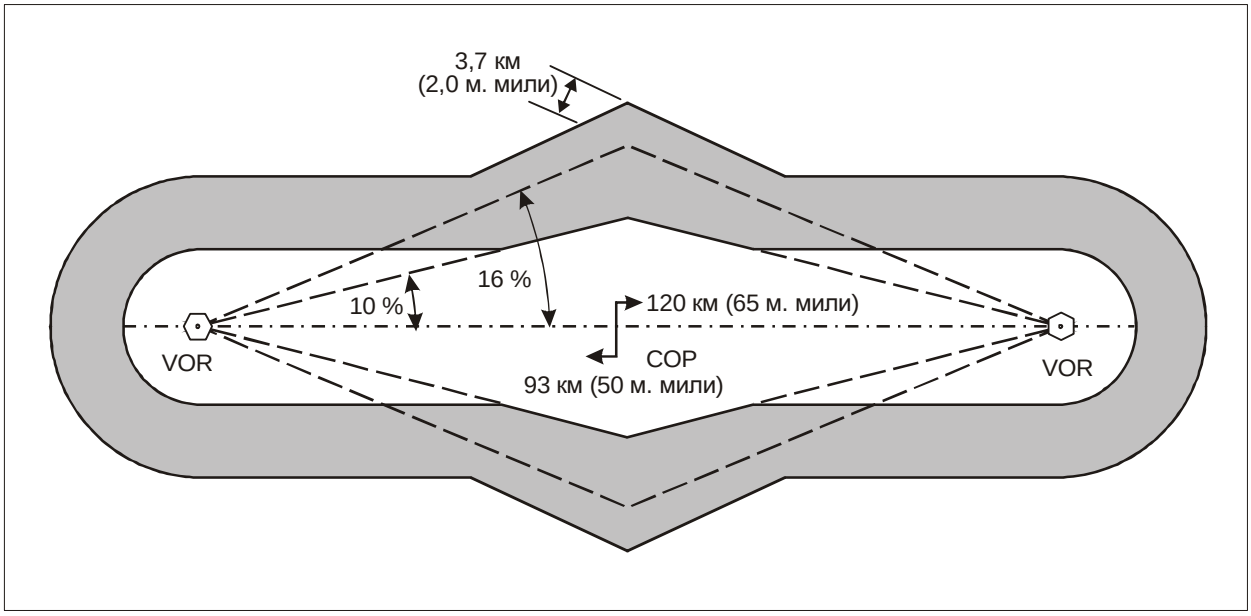


Рис. II-3-1-7. Смещенная точка переключения. Пример с двумя VOR

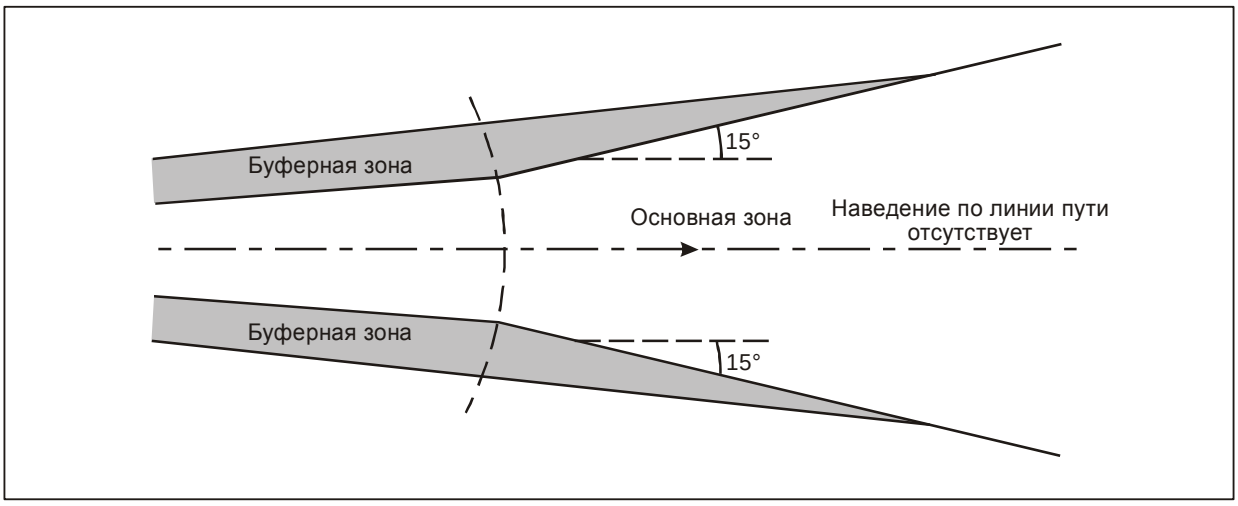


Рис. II-3-1-8. Зона без наведения по линии пути

Добавление А к главе 1

МАРШРУТЫ НА ОСНОВЕ VOR И NDB: УТОЧНЕННЫЙ МЕТОД ПОСТРОЕНИЯ ЗОН ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Сфера применения

Представленный в настоящем добавлении "уточненный метод" касается критериев запаса высоты над препятствиями на этапе полета по ППП по маршруту и может использоваться в тех случаях, когда критерии, изложенные в главе 1, недостаточны для рассмотрения отдельных ограничений, связанных с препятствиями. Критерии настоящего добавления дополняют и/или уточняют критерии, изложенные в главе 1.

2. ЗОНЫ ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ

2.1 Основная и дополнительные зоны

Зона пролета препятствий подразделяется на центральную основную зону и две боковые дополнительные зоны, которые заменяют буферные зоны в стандартном методе, описание которого приводится в главе 1.

2.2 Уменьшение ширины дополнительных зон

Дополнительные зоны этапа полета по маршруту могут быть уменьшены при наличии следующих факторов:

a) имеется соответствующая информация, полученная на основании опыта полетов;

b) производятся регулярные летные проверки навигационных средств в целях обеспечения лучших, по сравнению со стандартными, сигналов; и/или

c) обеспечивается радиолокационное наблюдение.

3. ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ

Применяются критерии, изложенные в главе 1. МОС в дополнительной зоне уменьшается от полного значения МОС основной зоны до нуля на внешней границе.

4. ПОСТРОЕНИЕ ЗОН ДЛЯ МАРШРУТОВ НА ОСНОВЕ VOR И NDB

4.1 VOR

4.1.1 *Постоянная ширина от траверза средства*. В дополнении А к Приложению 11 указаны значения ширины маршрутов ОВД, на которых навигация осуществляется с помощью VOR. На траверзе VOR эти значения составляют ±7,4 км (4 м. мили) и ±11,1 км (6 м. миль) соответственно вероятности удерживания 95 и 99,7 %. Первое значение установлено для границ основной зоны; второе значение плюс дополнительное значение 3,7 км (2,0 м. мили) относится к границам дополнительной зоны.

4.1.2 *Угловые границы*. При расстояниях от средства более 70 км (38 м. миль) угловые допуски будут приводить к увеличению ширины зоны (см. рис. II-3-1-Доб А-1).

4.2 NDB

4.2.1 *Постоянная ширина от траверза навигационного средства*. Для определения ширины зон на траверзе NDB применяется коэффициент 1,25 к указанным в главах 2 и 3 раздела 2 части II значениям, относящимся к VOR. Полученные в результате значения составляют ±9,3 км (5,0 м. мили) и ±18,5 км (10,0 м. мили). (См. рис. II-3-1-Доб А-2.)

4.2.2 *Угловые границы*. При расстояниях от навигационного средства, превышающих 60 км (32 м. мили), угловые допуски будут приводить к увеличению ширины зоны (см. рис. II-3-1-Доб А-2).

4.3 Зоны защиты разворотов

4.3.1 Развороты могут выполняться над навигационным средством или в контрольной точке.

4.3.2 *Параметры разворота*. При построении разворота используются указанные в п. 1.4.3.3 "Параметры разворота", а также следующие дополнительные параметры:

a) максимальное время реакции пилота: 10 с;

b) время ввода в крен: 5 с.

4.3.3 Зона разворота строится следующим образом (см. рис. II-3-1-Доб А-3 и II-3-1-Доб А-4):

a) на внешней границе разворота спираль ветра строится у границы основной зоны и начинается на расстоянии после номинальной точки разворота, соответствующем допуску на контрольную точку плюс 15 с полета с номинальной TAS плюс максимальный попутный ветер. (В отношении построения спирали ветра см. дополнение главы 3 раздела 2 части I). Угол схождения после разворота составляет 30°, и в пределах разворота ширина дополнительной зоны остается постоянной; и

b) на внутренней границе разворота основная зона расширяется от точки, расположенной на расстоянии, равном r*tg (α/2) до допуска на контрольную точку номинальной точки разворота, под углом, равным половине угла разворота. В пределах разворота ширина дополнительной зоны остается постоянной.

Если на одной из границ разворота не представляется возможным использовать угол схождения, т. к. зона участка, на который выходит воздушное судно, уже слишком широка, вместо него применяется угол расхождения 15°, который отсчитывают от номинальной линии пути участка, на который выходит воздушное судно (см. рис. II-3-1-Доб А-4).

5. ОПУБЛИКОВАНИЕ

5.1 *Минимальная абсолютная высота*. Минимальная абсолютная высота пролета препятствий (MOCA) и минимальная абсолютная высота полета по маршруту (MEA) определяются и публикуются для каждого участка маршрута.

5.2 Точность использования навигационной системы

Могут использоваться меньшие значения точности, если они основаны на достаточных статистических данных. В том случае, когда используются отличающиеся значения, они должны быть опубликованы.

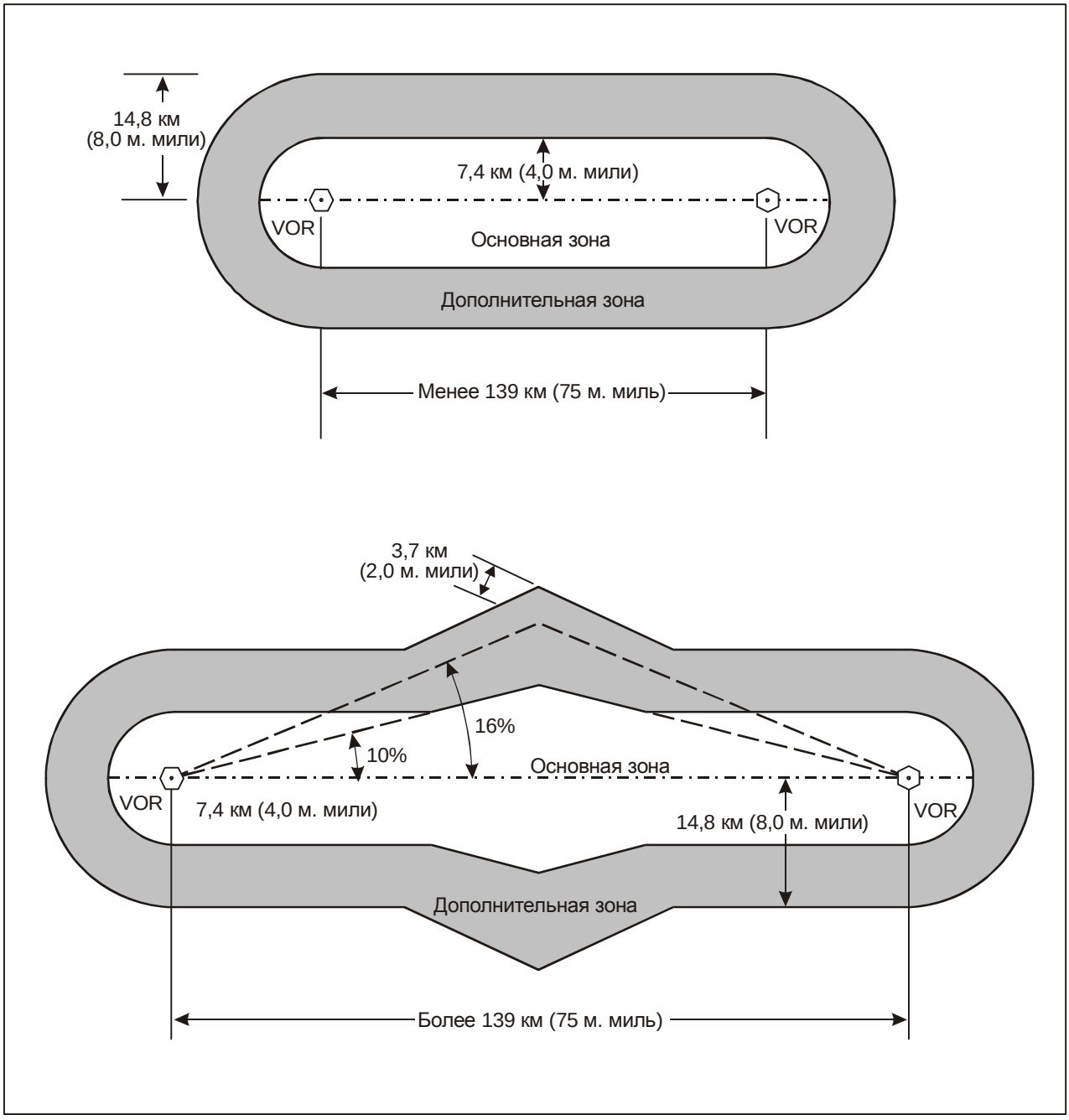


Рис. II-3-1-Доб A-1. Зоны запаса высоты над препятствиями при полете по маршруту, основанному на VOR. Прямолинейный участок

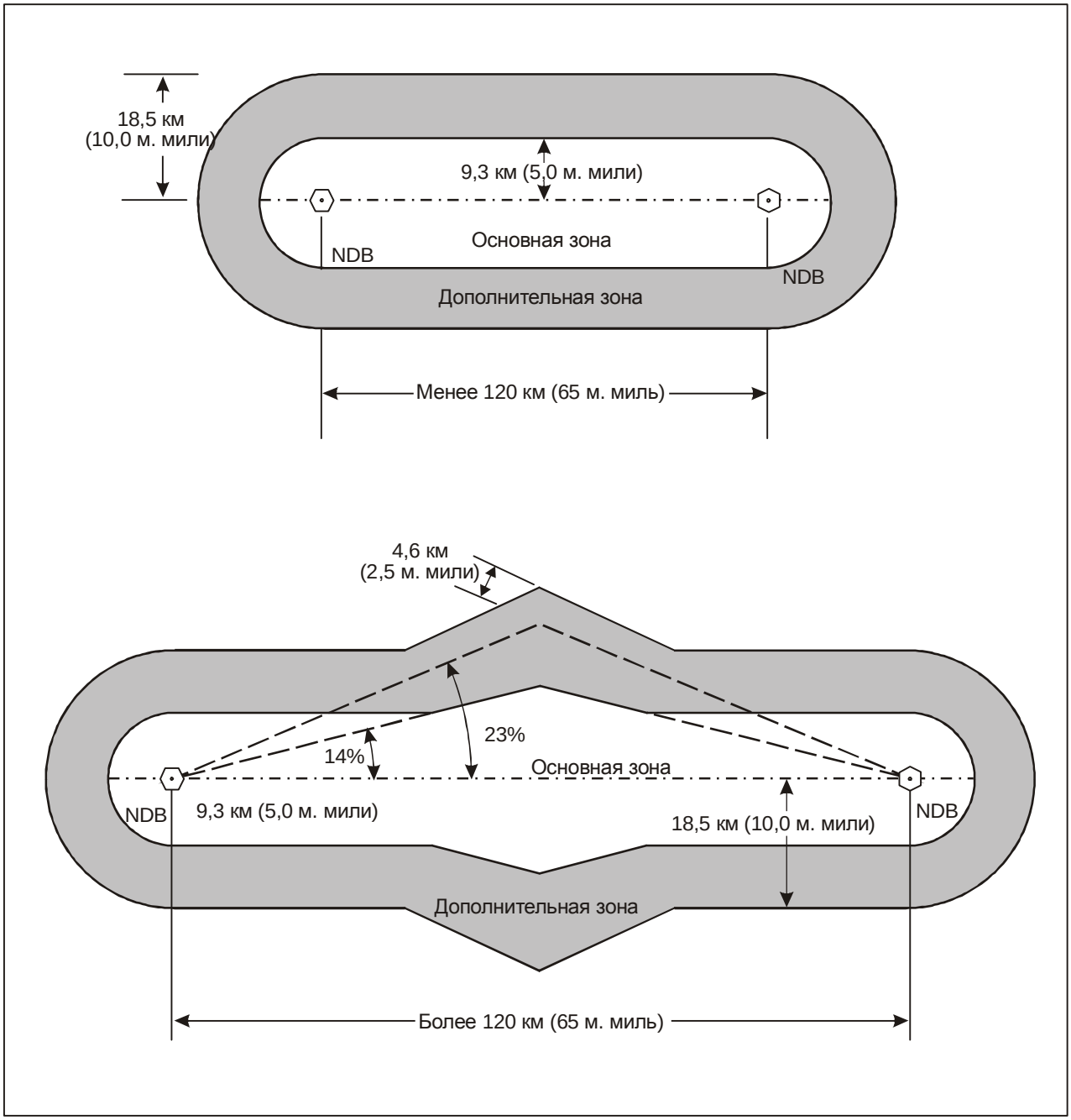


Рис. II-3-1-Доб A-2. Зоны запаса высоты над препятствиями при полете по маршруту, основанному на NDB

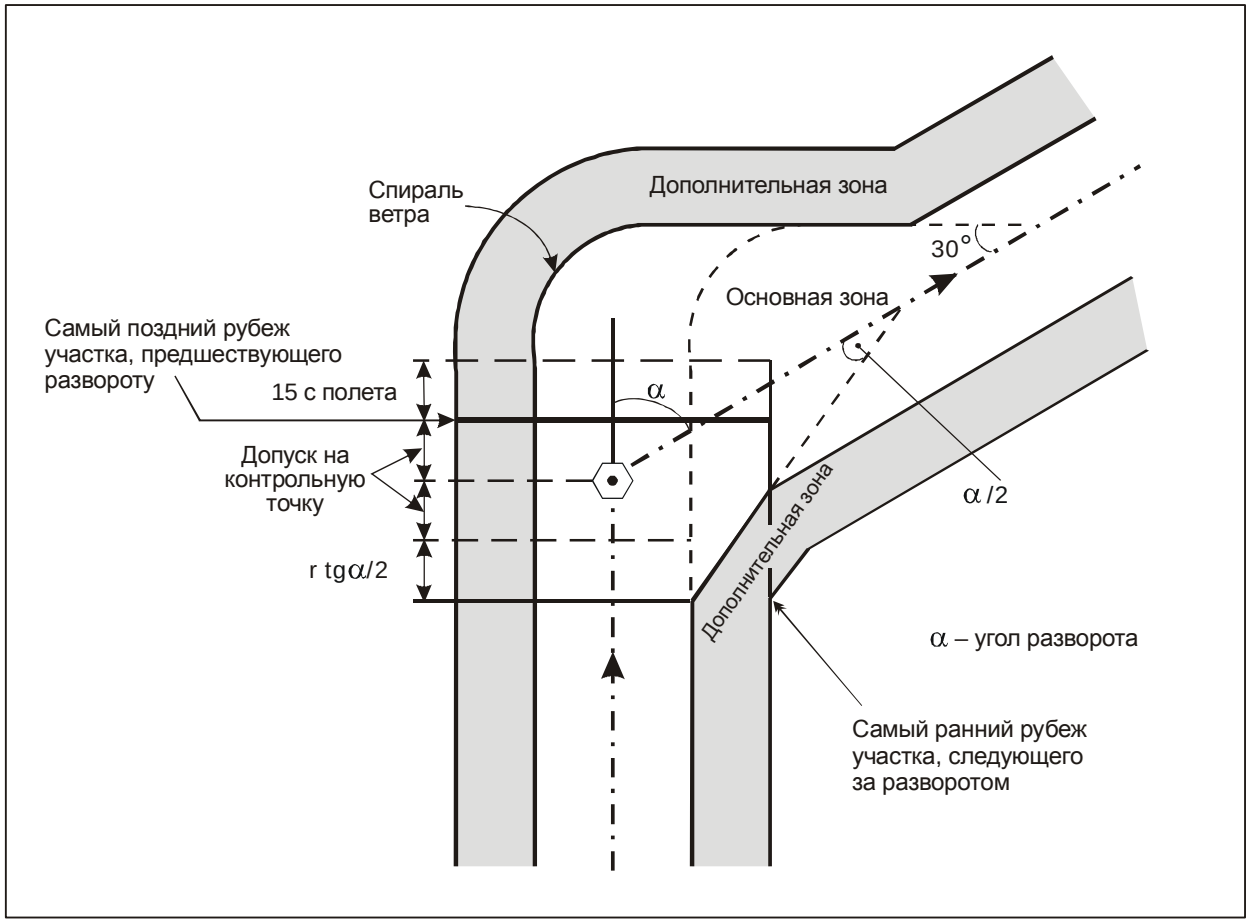


Рис. II-3-1-Доб А-3. Разворот над навигационным средством

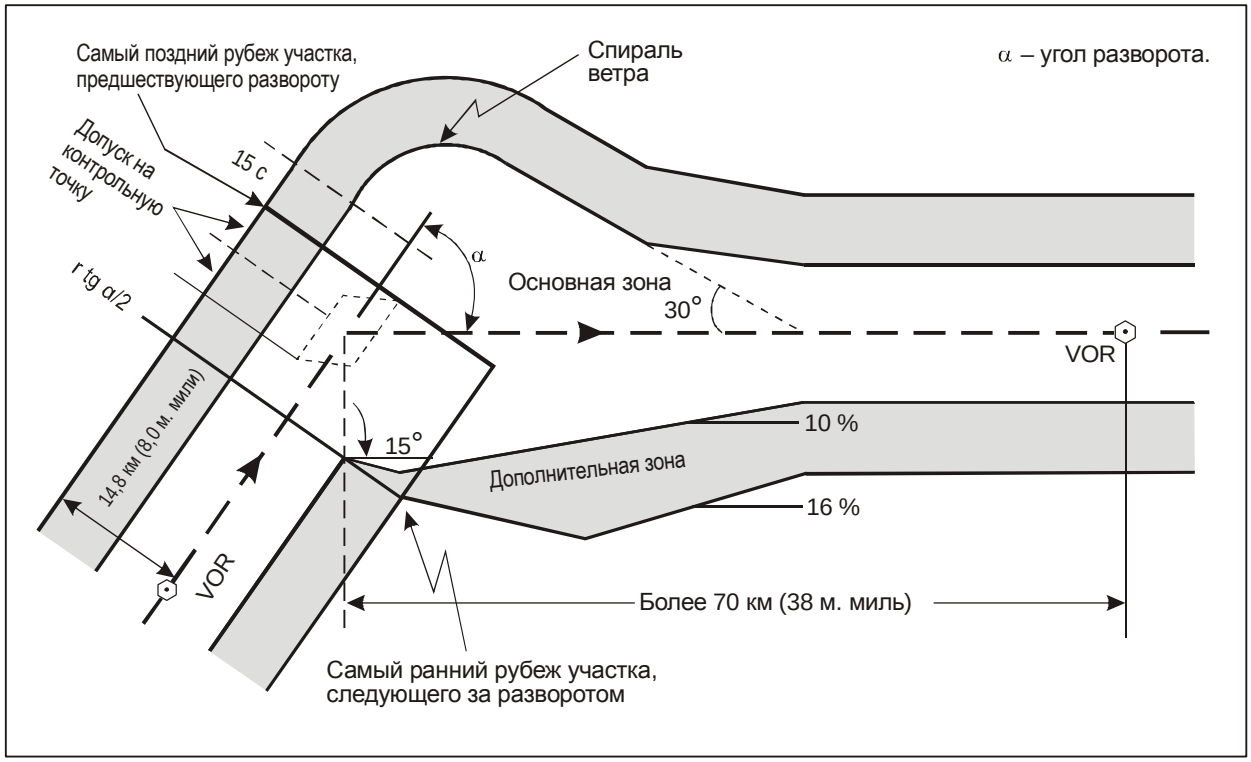


Рис. II-3-1-Доб A-4. Разворот в контрольной точке пересечения

Добавление B к главе 1

СТАТИСТИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ ОСНОВНЫХ И ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ЗОН И ИХ УГЛОВ РАСШИРЕНИЯ

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Зона пролета препятствий подразделяется на центральную основную зону и две буферные зоны с каждой стороны. Основная зона соответствует удерживанию с вероятностью 95 % (2 стандартных отклонения); это значение получено на основе квадратного корня из суммы квадратов значений точности использования системы. Буферная/дополнительная зона соответствуют удерживанию с вероятностью 99,7 % (3 стандартных отклонения), а расчет этого значения осуществляется аналогичным образом.

2. ТОЧНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

2.1 Значения точности системы, используемые при разработке критериев пролета препятствий, основаны на показателях минимальных характеристик систем. Различные величины точности, когда они считаются статистически независимыми, комбинируются на основе квадратного корня из суммы квадратов (RSS) для получения границ, соответствующих удерживанию с вероятностью примерно 95 % (2 стандартных отклонения), и границ, соответствующих удерживанию с вероятностью примерно 99,7 % (3 стандартных отклонения).

2.2 Приводимые ниже значения точности использования системы применяются к VOR:

a) ±3,5° допуск на наземную систему;

b) ±2,7° допуск на погрешность приемника;

c) ±3,5° допуск на технику пилотирования;

d) ±1,0° допуск на контрольное устройство.

2.3 Приводимые ниже значения точности использования системы применяются к NDB:

a) ±3° наземное оборудование;

b) ±5,4° бортовое оборудование;

c) ±5° допуск на технику пилотирования.

2.4 *Допуски на контрольную точку или средство*

2.4.1 *Допуск на пересечение VOR*. Угловой допуск на пересечение VOR, рассчитанный без учета допуска на технику пилотирования, составляет 7,9 % (4,5°).

2.4.2 *Допуск на пересечение NDB*. Угловой допуск на пересечение NDB, рассчитанный без учета допуска на технику пилотирования, составляет 10,9 % (6,2°).

2.4.3 *Использование DME*. При наличии DME может использоваться в качестве контрольной точки разворота. В отношении значений точности DME см. п. 2.4.4."DME" главы 2 раздела 2 части I.

2.4.4 *Допуски на навигационные средства (подлежит разработке)*

3. УГЛОВОЕ ИЗМЕНЕНИЕ ШИРИНЫ

3.1 *Угловое изменение ширины основной зоны*

3.1.1 Основная зона расширяется под углом:

a) 5,7° (10 %) – VOR;

b) 7,95° (14 %) – NDB.

3.1.2 *Расчет углового расширения основной зоны*. Эти значения рассчитываются извлечением квадратного корня из суммы квадратов компонентов точности использования системы, приводимых в пп. 2.2 и 2.3. В случае VOR это дает значение удерживания с вероятностью 95 % (2 стандартных отклонения), составляющее ±9,87 % (5,64°), и ±13,96 % (7,95°) в случае NDB. Применительно к VOR значение границы основной зоны округляется до ±10 % (5,7°). Применительно к NDB значение границы основной зоны округляется до ±14 % (8°).

3.2 *Расширение буферной/дополнительной зоны*. Буферная зона/дополнительная зона расширяется под углом:

a) 9,1° (15,86 %) – VOR;

b) 13,0° (23 %) при использовании NDB.

3.3 *Расчет расширения буферной дополнительной зоны VOR*. При расчете вероятности удерживания в 99,7 % (3 стандартных отклонения) учитывается значение допуска на контрольное устройство ±1° заменой допуска на наземную систему 1,5 × 3,5° на максимальное значение 3,5 + 1,0° = 4,5°. Комбинация на основе квадратного корня из суммы квадратов дает предел ±14,08 % (8,01°) для 3 стандартных отклонений. Прибавляется дополнительное значение ±1°, в результате чего предел полной зоны составляет ±15,86 % (9,01°). Расширение полной зоны округляется до ±16 % (9,1°). (См. рис. II-3-1-2 главы 3.)

3.4 *Расчет расширения буферной зоны/дополнительной зоны NDB*. В результате расчета удержания (3 стандартных отклонения) с вероятностью 99,7 % и добавления буфера ±1,0° дает предел общей зоны ±22,94 % (12,92°). Расхождение полной зоны округляется до значения ±23 % (13,0°).

Раздел 4

КРИТЕРИИ ОЖИДАНИЯ

Глава 1

КРИТЕРИИ ОЖИДАНИЯ

Примечание 1. Инструктивный материал по параметрам, относящимся к зонам ожидания для самолетов СТС, содержится в "Эксплуатационных требованиях" в циркуляре ИКАО 126.

Примечание 2. Критерии, содержащиеся в этой части, относятся к типовым схемам ожидания с правыми разворотами. При отсутствии соображений эксплуатационного характера следует устанавливать схемы полетов в зоне ожидания с правыми разворотами. Для схем полетов в зоне ожидания с левыми разворотами соответствующие схемы входа и ожидания располагаются симметрично по отношению к линии пути приближения зоны ожидания.

1.1 КОНФИГУРАЦИЯ ТИПОВОЙ СХЕМЫ ОЖИДАНИЯ И СООТВЕТСТВУЮЩАЯ ТЕРМИНОЛОГИЯ

Конфигурация типовой схемы ожидания и соответствующая терминология приводятся на рис. II-4-1-1.

1.2 ПРАВИЛА ВХОДА И СХЕМЫ ОЖИДАНИЯ

Схема ожидания строится с учетом приводимых ниже правил входа и полета в зоне ожидания.

1.2.1 Порядок входа

Примечание. В зависимости от местных условий могут допускаться отклонения от основной схемы, разрешаемые государством после надлежащей консультации с заинтересованными эксплуатантами.

1.2.1.1 *Секторы входа*

1.2.1.1.1 Вход в схему ожидания осуществляется с направлений согласно трем секторам входа, приведенным на рис. II-4-1-2. С каждой стороны границ секторов в пределах 5° устанавливается зона отклонений.

1.2.1.1.2 В случае ожидания по пересечению радиалов VOR или контрольным точкам VOR/DME входы ограничиваются радиалами. Критериями также предусматривается защита входов вдоль дуг DME, которые, однако, следует планировать только в случае, если особые трудности эксплуатационного характера делают невозможным использование других схем входа.

1.2.1.2 *Вход из сектора 1 (параллельный вход)*

a) Над контрольной точкой воздушное судно выполняет разворот в направлении удаления (на линию пути, параллельную линии пути приближения) для продолжения полета в течение соответствующего периода времени или на соответствующее расстояние, затем

b) выполняет левый разворот на стороне ожидания для выхода на линию пути приближения или на контрольную точку.

1.2.1.3 *Вход из сектора 2 (смещенный вход)*

a) Над контрольной точкой воздушное судно выполняет разворот на курс с тем, чтобы линия пути на стороне ожидания составляла угол 30° с направлением, обратным линии пути приближения, и

b) продолжает полет с удалением:

1) в течение соответствующего периода времени, когда указано время, или

2) до выхода на соответствующее расстояние от DME, когда указано расстояние, или

3) когда также указан ограничительный радиал, либо:

i) до достижения радиала, либо

ii) до выхода на соответствующее расстояние от DME, в зависимости от того, что раньше, а затем

c) выполняет правый разворот для выхода на линию пути приближения к контрольной точке.

1.2.1.4 *Вход из сектора 3 (прямой вход)*

Над контрольной точкой воздушное судно выполняет правый разворот и следует по схеме ожидания.

1.2.1.5 *Специальная схема входа при ожидании с использованием VOR/DME*

1.2.1.5.1 Для входа в основанную на VOR/DME схему ожидания может быть установлен входной радиал до дополнительной контрольной точки в конце линии пути удаления (см. рис. II-4-1-3 a) и b)). В этом случае вход из сектора 1 или из сектора 2 не разрешается.

1.2.1.5.2 Вход в схему ожидания будет осуществляться непосредственно вдоль входного радиала или по схеме входа из сектора 3. По достижении дополнительной контрольной точки воздушное судно выполняет разворот вправо и следует по схеме ожидания. Входной радиал в данном случае публикуется и четко обозначается.

1.2.2 Правила полетов в зоне ожидания

1.2.2.1 После завершения входа из сектора и второго или последующего пролетов контрольной точки, воздушное судно выполняет разворот для полета по линии пути удаления:

a) в течение соответствующего периода времени, когда указано время, или

b) до достижения соответствующего расстояния по DME, когда указано расстояние.

По завершении полета по линии пути удаления воздушное судно занимало положение для разворота на линию пути приближения с учетом влияния ветра; а затем выполняет разворот для выхода на линию пути приближения к контрольной точке ожидания.

1.2.2.2 См. п. 1.3.2 "Отсчет времени и расстояния" для использования ограничений по времени и расстоянию.

1.3 ПОСТРОЕНИЕ ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ

1.3.1 Метод построения

1.3.1.1 Построение зоны ожидания осуществляется с помощью методов, использующих указанные в настоящей части входные параметры и условия. Одним из приемлемых для практики является метод построения шаблона ожидания, учитывающего все факторы, которые могут влиять на отклонение воздушного судна от номинальной схемы ожидания. Границы зоны ожидания затем определяются путем наложения этого шаблона на границы зоны допуска на контрольную точку.

1.3.1.2 Подробности построения и использование этого метода шаблонов ожидания приведены в добавлении C к главе 3 раздела 4 части I.

1.3.1.3 Для расчетов, связанных с построением основных зон ожидания и соответствующих зон входа с различных направлений, необходимо использовать параметры, указанные в пп. 1.3.2 – 1.3.10.

1.3.1.4 *Полет воздушных судов в зоне ожидания на 520 км/ч (280 уз)/0,8 M*. Принимается во внимание возможность полета в зоне ожидания воздушных судов, которым в условиях турбулентности требуется приборная скорость 520 км/ч (280 уз)/0,8 M. Если зона ожидания не рассчитана на полеты воздушных судов, которым требуется скорость 520 км/ч (280 уз)/0,8 M, следует установить соответствующие правила УВД для управления воздушными судами, которым требуется такая скорость.

Примечание. Такими правилами УВД могут предусматриваться меры по обеспечению защиты дополнительного воздушного пространства: выдача альтернативного разрешения, включая ожидание за пределами обычных зон ожидания, или направление на запасной аэродром.

1.3.2 Отсчет времени и расстояния

1.3.2.1 *Начало отсчета времени*

Отсчет времени удаления начинается на траверзе контрольной точки или в момент выхода на курс удаления, в зависимости от того, что наступает позднее.

1.3.2.2 *Отсчет времени удаления*

1.3.2.2.1 *Отсчет времени для самолетов.* При построении участка удаления на временной основе отсчет времени удаления должен составлять:

a) 1 мин до 4250 м (14 000 фут) включительно;

b) 1,5 мин выше 4250 м (14 000 фут).

Однако это время может быть увеличено при условии, что защищаемое воздушное пространство корректируется в соответствии с изложенными в настоящем разделе принципами.

1.3.2.2.2 *Отсчет времени для вертолетов.* Для вертолетов отсчет времени по линии пути удаления должно быть равным:

a) 1 мин до 1830 м (6000 фут) включительно;

b) отрезку времени для самолетов с неподвижным крылом категории A выше 1830 м (6000 фут).

1.3.2.3 *Расстояние удаления*

Конкретное расстояние по DME следует выражать через расстояние, эквивалентное по крайней мере одной минуте полета с выбранной истинной воздушной скоростью (TAS). В этом случае необходимо удостовериться, что:

a) после выполнения разворота на линию пути приближения имеется не менее 30 с для полета по линии пути приближения и что

b) учитывается наклонная дальность.

1.3.2.4 *Ограничительный радиал*

В случае полета при ожидании в направлении от станции, когда расстояние от контрольной точки ожидания до станции VOR/DME настолько мало, что не обеспечивается пересечение предельного расстояния по DME даже наиболее неблагоприятной линией пути удаления или входной линией пути из сектора 2, устанавливается ограничительный радиал. Ограничительный радиал также может быть указан при необходимости экономии воздушного пространства.

Примечание. Предельным радиалом является радиал от VOR/DME, на котором строится ожидание (см. п. 4.4).

1.3.3 Приборная скорость

1.3.3.1 *Общие положения*

1.3.3.1.1 Расчет и вычерчивание зон ожидания должны соответствовать самой высокоскоростной категории воздушных судов. Расчет зон ожидания следует проводить с использованием приборных скоростей, указанных в таблице II-4-1-2.

1.3.3.1.2 Хотя зона, соответствующая низкоскоростным воздушным судам (т. е. 165 км/ч (90 уз)), при сильном ветре может оказаться в некоторых местах больше, чем зона, построенная таким образом, обычные эксплуатационные корректировки, выполняемые пилотами таких воздушных судов, обеспечат нахождение воздушных судов в пределах данной зоны.

1.3.3.1.3 Для перевода приборной скорости в истинную воздушную скорость см. п. 1.3.7 относительно температуры и добавление А к настоящей главе.

Примечание. Скорости, указанные в таблице II-4-1-2, переведены и по эксплуатационным соображениям округлены до ближайшей величины, кратной пяти, что считается эквивалентным для целей безопасности полетов.

1.3.3.2 *Воздушные скорости*

Скорости, на которых основана зона ожидания, следует опубликовывать.

1.3.3.3 *Скорости входа при ограниченных возможностях определения местонахождения*

В том случае, когда возможности определения местоположения до достижения контрольной точки ожидания ограничены, полномочному органу следует рассмотреть планируемые зоны ожидания с целью учета превышающих предписанные скоростей входа.

1.3.4 Угол крена или угловая скорость разворота

Угол крена, который следует принимать в расчет, должен составлять 25°. Формула расчета угловой скорости разворота по углу крена содержится в добавлении А к настоящей главе. Графики для определения угловой скорости разворота по углу крена приводятся в дополнении А к настоящей главе на рис. II-4-1-Доб А-1 и II-4-1-Доб А-2.

1.3.5 Навигационная точность

Используемые при построении зон ожидания значения точности даны в п. 2.3.3 "Точность использования системы" главы 2 раздела 2 части I.

1.3.6 Скорость ветра

1.3.6.1 При наличии статистических данных о ветре для расчетов следует использовать максимальную скорость ветра с любого направления для вероятности 95 %. Однако вместо ветра с любого направления можно использовать составляющую скорости ветра, полученную по статистическим данным для вероятности 95 %.

1.3.6.2 При отсутствии статистических данных о ветре следует использовать скорость ветра с любого направления, либо вычисленную по формулам, приведенным в п. 6.6 добавления А к настоящей главе, либо найденную по графику в дополнении А к настоящей главе (рис. II-4-1-Доб А-4).

Примечание. В тех случаях, когда две смежные зоны ожидания, перекрывают друг друга, можно установить их разделение по горизонтали. В этом случае заинтересованное государство определяет, что такое перекрытие произойдет при ветрах с различных направлений. При определении разделения по горизонтали между зонами ожидания и другими вероятными смежными районами, например воздушными трассами, следует использовать основную зону ожидания и зону входа.

1.3.7 Температура

При наличии климатологических данных для расчетов следует применять максимальную температуру для вероятности 95 %. При отсутствии соответствующих климатологических данных следует применять температурный градиент международной стандартной атмосферы (МСА) + 15 °C. График МСА + 15 °C находится в дополнении А к настоящей главе (рис. II-4-1-Доб А-5). Таблицы перевода приборной скорости в истинную воздушную скорость при МСА + 15 °C содержатся в дополнении А к настоящей главе (таблицы II-4-1-Доб А-1 и II-4-1-Доб А-2).

1.3.8 Эшелоны полетов

В случае применения зоны ожидания в воздушном пространстве, где обеспечивается вертикальное эшелонирование, ее следует применять *только* к тому эшелону, для которого она была построена, или *ниже*.

1.3.9 Допуск на технику пилотирования

Использование допусков в настоящем разделе соответствует приведенному на рис. I-4-3-8 главы 3 раздела 4 части I.

1.3.9.1 *Допуск на контрольную точку*. При пролете контрольной точки к зоне допуска на контрольную точку добавляется полный допуск, равный 11 с. Он состоит из:

a) допуска на реакцию пилота, равного 6 с;

b) времени ввода в крен, равного 5 с.

1.3.9.2 *Допуск по линии пути удаления.* Применительно к линии пути удаления используется суммарный допуск от +15 до –5 с. Он состоит из:

a) допуска на отсчет времени, составляющего ±10 с;

b) времени ввода в крен, равного 5 с.

1.3.9.3 *Допуск при использовании расстояния по DME.* В случаях использования DME к погрешности DME по расстоянию следует добавлять допуск 11 с.

1.3.10 Допуск по курсу

Допустимое отклонение по курсу на участке удаления составляет ±5°.

1.3.11 Влияние линии пути входа на размеры основной зоны ожидания

Зона схемы ожидания корректируется соответственно различным типам входов путем применения параметров в пп. 1.3.2–1.3.10. Как правило, это требует дополнительного воздушного пространства для основной зоны (см. п. 1.3.12 "Запас высоты над препятствиями").

1.3.12 Запас высоты над препятствиями

1.3.12.1 *Компоненты зоны ожидания*. Зона ожидания включает в себя основную зону ожидания, зону входа и буферную зону.

a) Основной зоной ожидания на любом отдельном уровне является часть воздушного пространства, необходимая на этом уровне для стандартной схемы ожидания и построенная с учетом скорости воздушных судов, влияния ветра, погрешностей отсчета времени, характеристик контрольной точки ожидания и т. д.

b) Зона входа включает воздушное пространство, необходимое для обеспечения предусматриваемых схем входа.

c) Буферная зона простирается на 9,3 км (5,0 м. мили) (кат. H, 3,7 км (2,0 м. мили)) от границы зоны ожидания на или ниже 1830 м (6000 фут). Параметры высоты и характер препятствий в этой зоне учитываются при определении минимального используемого уровня ожидания применительно к типовой схеме ожидания.

1.3.12.2 *МОС*

1.3.12.2.1 Минимальный допустимый уровень ожидания обеспечивает запас высоты, по меньшей мере, равный:

a) 300 м (984 фут) над препятствиями в зоне ожидания;

b) соответствующую величину в таблице II-4-1-1 над препятствиями в буферной зоне. Уменьшение этой величины по мере удаления в сторону носит ступенчатый характер.

1.3.12.2.2 *Запас высоты над препятствиями над возвышенностями.* Над возвышенностями или в горных районах запас высоты над препятствиями увеличивается до 600 м (1969 фут), с тем чтобы учесть последствия возможного влияния турбулентности, нисходящих потоков и других метеорологических явлений на работу высотомеров, как указано в инструктивном материале добавления B к главе 1 раздела 4 части II. (См. также рис. II-4-1-4. В отношении кат. H см. рис. II-4-1-5.)

1.4 ОСОБЫЕ УСЛОВИЯ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ПОЛЕТА В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ ПО VOR/DME И ПОСТРОЕНИЕ СООТВЕТСТВУЮЩИХ ЗОН

1.4.1 Общие положения

Применяются общие положения, изложенные в частях 1.1, 1.2 и 1.3 настоящей главы. Информация, содержащаяся в добавлении A к главе 3 раздела 4 части I, должна использоваться для расчета и построения зоны ожидания.

1.4.2 Условия, предъявляемые к системе VOR/DME

Использование системы VOR/DME ограничивается следующими условиями:

a) необходимо, чтобы зона ожидания располагалась в пределах указанной зоны действия VOR и DME;

b) необходимо, чтобы конус неопределенности VOR не перекрывал:

1) зону ожидания в направлении от станции и

2) контрольную точку ожидания в случае ожидания в направлении к станции;

c) необходимо, чтобы минимальное используемое горизонтальное расстояние по DME не перекрывало как контрольную точку ожидания, так и ограничительное расстояние участка удаления;

d) необходимо, чтобы оборудование VOR и DME было совмещено, а линия пути приближения выравнивалась по направлению указанного радиала VOR.

Минимальная используемая горизонтальная дальность до контрольной точки VOR/DME для ожидания зависит от ограничений, приведенных в п. 2.6.1 "Минимальная используемая горизонтальная дальность до контрольной точки VOR/DME" главы 2 раздела 2 части I.

1.4.3 Радиус дуги DME

1.4.3.1 Если дуга DME используется для наведения по линии пути с целью входа в схему ожидания, радиус дуги составляет не менее 13 км (7 м. миль).

1.4.3.2 Отвечающие местным условиям изменения могут разрешаться после соответствующего рассмотрения совместно с заинтересованным эксплуатантом.

1.4.4 Предпочтительные эксплуатационные правила

Если представляется возможным, следует использовать следующие правила:

a) линия пути приближения должна проходить в направлении средства. Однако, если необходимо выполнить маневр ожидания направлении от станции, расстояние ожидания следует выбирать так, чтобы исключить необходимость использования ограничительного радиала;

b) вход в схему ожидания следует выполнять вдоль линии пути приближения к контрольной точке ожидания.

Примечание 1. Вход может осуществляться с помощью РЛС, навигационной контрольной точки за пределами типовой схемы ожидания на продолжении линии пути приближения и т. д.

Примечание 2. Входы по дугам DME следует предусматривать только при наличии особых эксплуатационных трудностей, которые не дают возможности применять другие схемы входа.

Примечание 3. Схемы входа от других навигационных средств могут потребовать дополнительного защищенного воздушного пространства.

1.4.5 Конический эффект VOR

При расчете зоны конического эффекта VOR и пересчете наклонной дальности по DME необходимо использовать относительную высоту над средством (h1) (см. пп. 6.4 и 6.5 добавления А к настоящей главе).

1.5 ОПУБЛИКОВАНИЕ

1.5.1 Специальные правила входа в схему ожидания по VOR/DME

1.5.1.1 Для входа в основанную на VOR/DME типовую схему ожидания может быть установлен входной радиал к дополнительной контрольной точке в конце линии пути удаления (см. рис. II-4-1-3 a) и b)). В этом случае вход из сектора 1 или из сектора 2 не разрешается.

1.5.1.2 Вход в схему ожидания должен осуществляться непосредственно вдоль входного радиала или по схеме входа из сектора 3. По достижении дополнительной контрольной точки воздушное судно выполняет разворот вправо и следует по типовой схеме ожидания. Входной радиал в данном случае публикуется и четко обозначается.

1.5.2 Воздушные скорости

1.5.2.1 Скорости, на которых основана зона ожидания, следует опубликовывать.

1.5.2.2 *Наклонная дальность для ожидания по VOR/DME*

1.5.2.2.1 Расстояние до контрольной точки ожидания и ограничительное расстояние удаления, выражаются в целых километрах (морских милях) наклонной дальности от станции DME.

1.5.2.2.2 Наклонная дальность и ограничительный радиал (где он указан) публикуются на соответствующей аэронавигационной карте, подлежащей использованию пилотом.

Таблица II-4-1-1. Минимальный запас высоты над препятствиями в буферной зоне в равнинной низко расположенной местности

Расстояние от границы зоны ожидания		*Минимальный запас высоты над препятствиями на низко расположенной равнинной местности*	
Километры	*Морские мили*	*Метры*	*Футы*
0 – 1,9	0 – 1,0	300	984
1,9 – 3,7	1,0 – 2,0	150	492
3,7 – 5,6	2,0 – 3,0	120	394
5,6 – 7,4	3,0 – 4,0	90	294
7,4 – 9,3	4,0 – 5,0	60	197
Категория H			
0 – 3,7	0 – 2,0	Уменьшается линейно	Уменьшается линейно
		300 – 0	984 – 0

Таблица II-4-1-2. Приборные скорости для построения зоны ожидания

Уровни[1]	*Обычные условия*	*Условия турбулентности*
Вертолеты до 1830 м (6000 фут) включительно	185 км/ч (100 уз)	
Выше 4250 м (14 000 фут) включительно	425 км/ч (230 уз)[2] 315 км/ч (170 уз)[4]	520 км/ч (280 уз)[3] 315 км/ч (170 уз)[4]
Выше 4250 м (14 000 фут) до 6100 м (20 000 фут) включительно Выше 6100 м (20 000 фут) до 10 350 м (34 000 фут) включительно	445 км/ч (240 уз)[5] 490 км/ч (265 уз)[5]	520 км/ч (280 уз) или 0,8 М, в зависимости от того, что меньше[3]
Выше 10 350 м (34 000 фут)	0,83 М	0,83 М

1. Указанными в таблице уровнями представляются *абсолютные высоты* или соответствующие *эшелоны полета* в зависимости от установки высотомера.
2. В тех случаях, когда за схемой ожидания следует начальный этап захода на посадку по приборам, опубликованная скорость полета на котором превышает 425 км/ч (230 уз), то в соответствующих публикациях следует, по возможности, указывать эту более высокую скорость полета в зоне ожидания.
3. См. п. 1.3.1.4 "Полет воздушных судов в зоне ожидания на 520 км/ч (280 уз)/0,8 М".
4. Для ожидания воздушных судов только кат. А, В и кат.Н выше 1830 м (6000 фут).
5. Для схем ожидания, связанных со структурой маршрутов, должны по возможности использоваться 520 км/ч (280 уз).

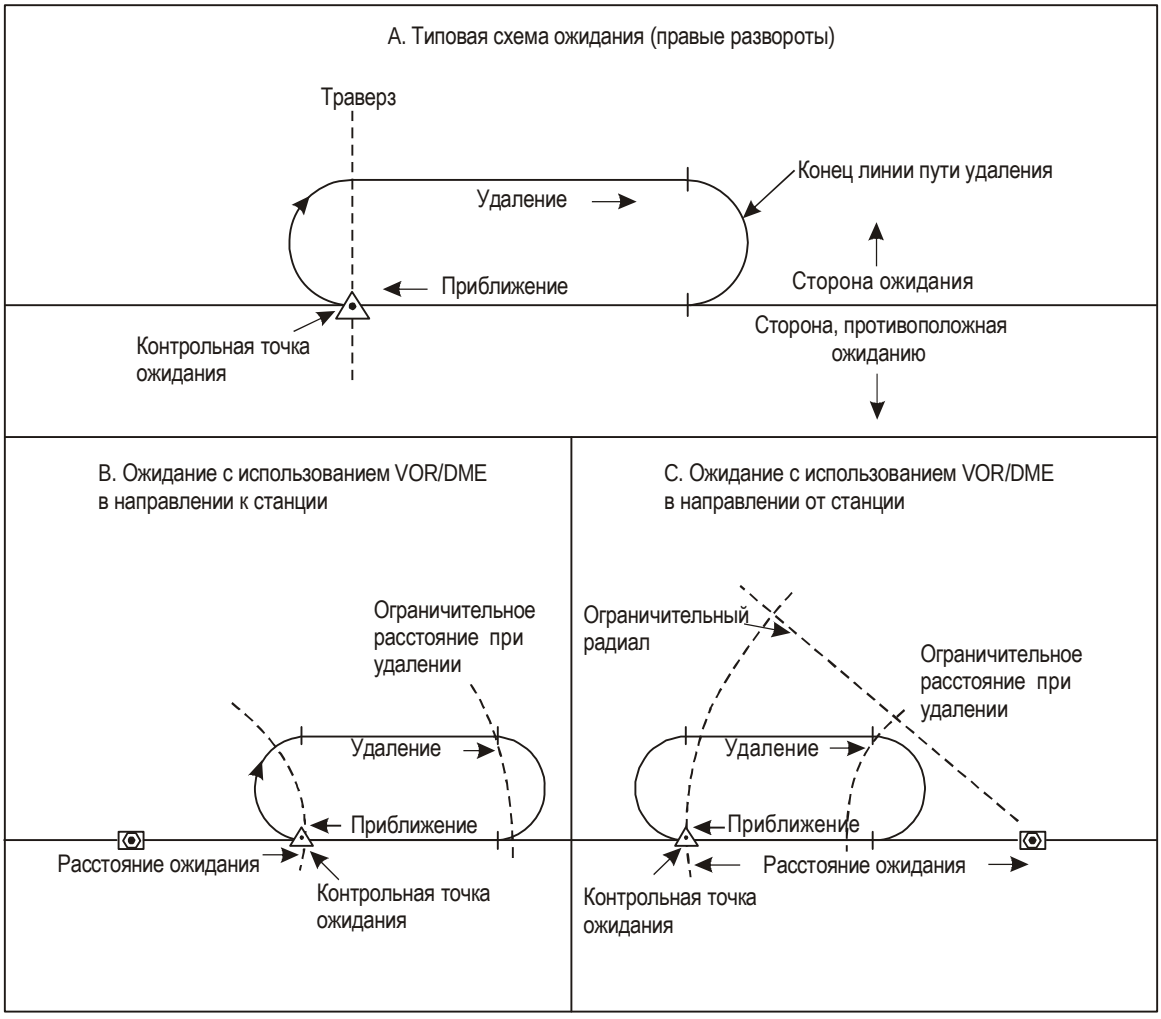


Рис. II-4-1-1. Конфигурация типовой схемы ожидания с правыми разворотами и соответствующая терминология

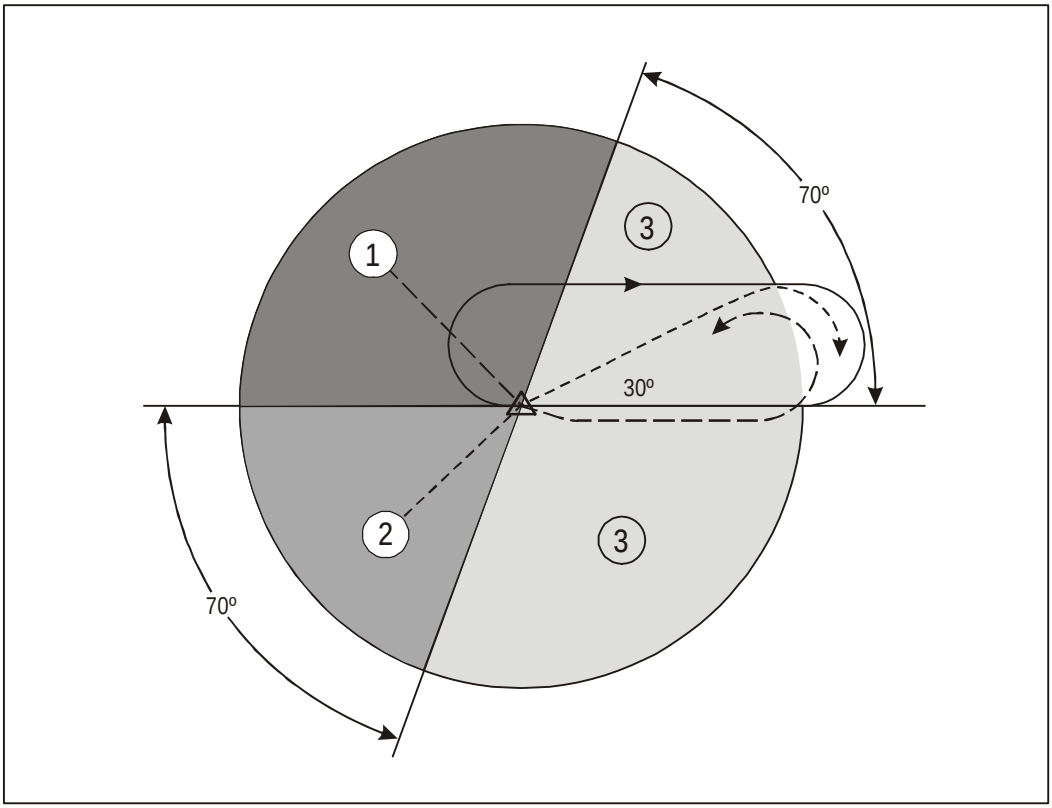


Рис. II-4-1-2. Секторы входа

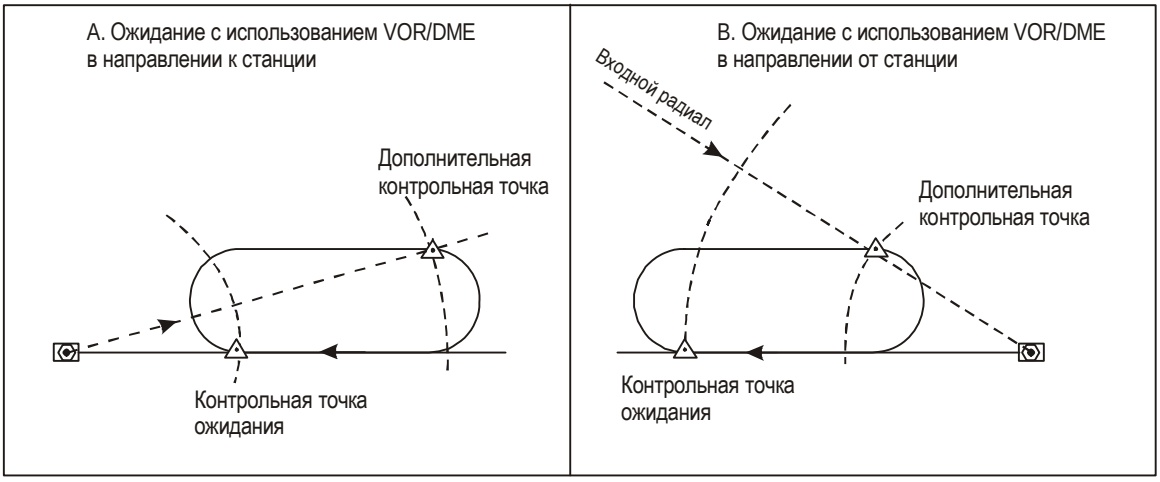


Рис. II-4-1-3. Вход через контрольную точку VOR/DME на линии пути удаления

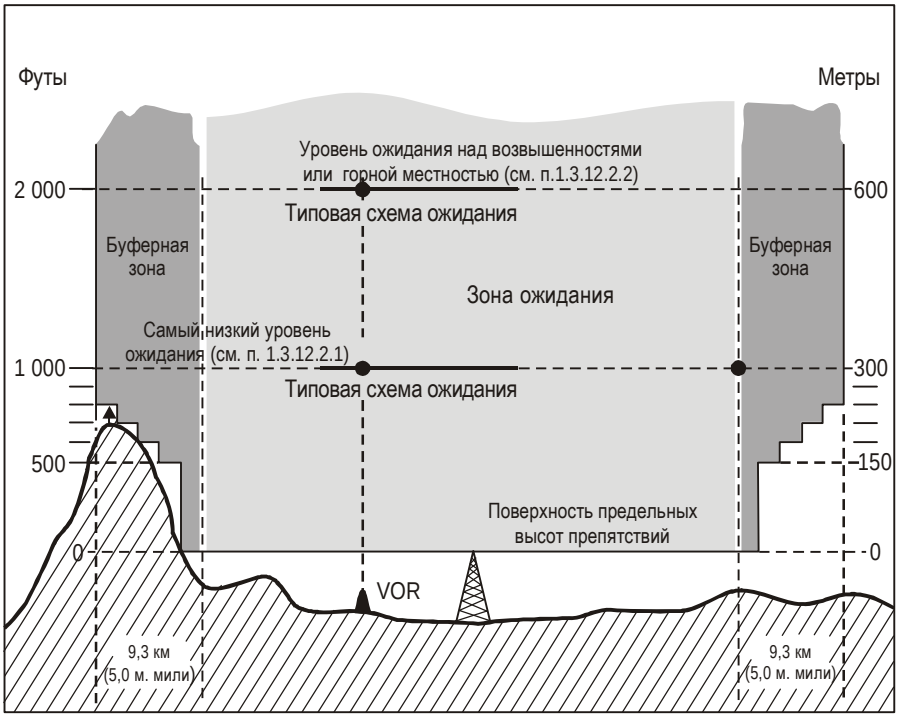


Рис. II-4-1-4. Минимальный уровень ожидания, определяемый поверхностью предельных высот препятствий в зоне ожидания и буферной зоне

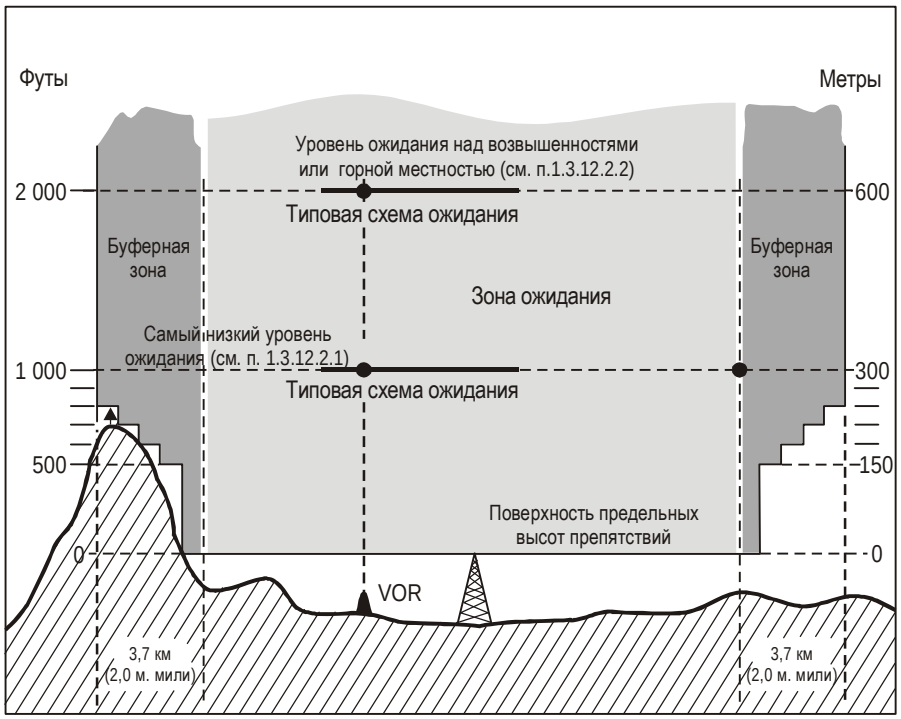


Рис. II-4-1-5. Зона ожидания для вертолетов до 1830 м (6000 фут)

— — — — — — — —

Добавление A к главе 1

ПАРАМЕТРЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ ПОСТРОЕНИИ ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ

Настоящее добавление содержит общую информацию о некоторых параметрах, используемых при построении зоны ожидания. Параметрами, по которым представляется информация, являются:

1. Параметры разворота.
2. Учитываемая скорость ветра в зависимости от абсолютной высоты.
3. Температура в зависимости от абсолютной высоты.
4. Наклонная дальность по DME в зависимости от горизонтальной дальности.
5. Истинная скорость (TAS) в зависимости от приборной скорости (IAS) и абсолютной высоты.
6. Формулы расчета параметров основной зоны ожидания.

1. ПАРАМЕТРЫ РАЗВОРОТА

(См. также главу 3 раздела 2 части I)

Применяемые параметры разворота приведены на рис. II-4-1-Доб A-1, II-4-1-Доб A-2 и II-4-1-Доб A-3.

2. ЗАВИСИМОСТЬ УЧИТЫВАЕМОЙ СКОРОСТИ ВЕТРА ОТ АБСОЛЮТНОЙ ВЫСОТЫ

Приведенная на рис. II-4-1-Доб A-4 учитываемая скорость ветра с любого направления для указанной абсолютной высоты вычисляется по следующей формуле:

w = (12h + 87) км/ч, где h измеряется в тыс. м,

или

w = (2h + 47) уз, где h измеряется в тыс. фут.

3. ЗАВИСИМОСТЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ОТ АБСОЛЮТНОЙ ВЫСОТЫ

См. рис. II-4-1-Доб A-5.

4. ЗАВИСИМОСТЬ НАКЛОННОЙ ДАЛЬНОСТИ ПО DME ОТ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ

См. рис. II-4-1-Доб А-6 и рис. II-4-1-Доб А-7.

5. ЗАВИСИМОСТЬ ИСТИННОЙ СКОРОСТИ (TAS) ОТ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ (IAS) И АБСОЛЮТНОЙ ВЫСОТЫ

При температуре МСА + 15°C и с учетом сжимаемости в таблице II-4-1-Доб А-1 приведена истинная скорость в км/ч, а истинная скорость в узлах приведена в таблице II-4-1-Доб А-2. В отношении формулы расчета см. п. 6.1 настоящего добавления.

Примечание. Эти таблицы подлежат использованию только при построении зон ожидания.

6. ФОРМУЛЫ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ОСНОВНОЙ ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ

6.1 Формула расчета истинной скорости *(с учетом влияния сжимаемости)*

$$V = 102{,}06\sqrt{T}\sqrt{\sqrt{1 + 0{,}00067515\frac{IAS^2}{P}\left(1 + \frac{IAS^2}{6003025}\right)} - 1},$$

где T – температура в K° при ISA + 15,

P – давление в гПа,

ISA – приборная скорость в км/ч и

V – истинная скорость в км/ч;

или

$$V = 55{,}1088\sqrt{T}\sqrt{\sqrt{1 + 0{,}0023157\frac{IAS^2}{P}\left(1 + \frac{IAS^2}{1750200}\right)} - 1},$$

где T – температура в K° при ISA + 15,

P – давление в гПа,

IAS – приборная скорость в уз и

V – истинная скорость в уз.

В отношении значений P и T см. *Руководство по стандартной атмосфере ИКАО* (Doc 7488).

6.2 Формула расчета угловой скорости разворота

$$R = \frac{6355 \operatorname{tg}\alpha}{\pi V},$$

где α – угол крена в градусах;

V – истинная скорость в км/ч;

R – угловая скорость разворота в °/с;

или

$$R = \frac{3431 \operatorname{tg}\alpha}{\pi V},$$

где α – угол крена в градусах;

V – истинная скорость в узлах;

R – угловая скорость разворота в °/с.

6.3 Радиус разворота (r)

$$r = \frac{0{,}18V}{\pi R},$$

где V – истинная скорость в м/с;

R – угловая скорость разворота;

r – радиус разворота в км;

или

$$r = \frac{3V}{\pi R},$$

где V – истинная скорость в м. милях/мин;

R – угловая скорость разворота;

r – радиус разворота в м. милях.

6.4 Формула расчета радиуса зоны конического эффекта

$$z = hl \operatorname{tg} \gamma l,$$

где hl – относительная высота над средством в тыс. м;

γl – 1/2 угла конуса в градусах;

z – радиус зоны конического эффекта в км;

или

$$z = 0{,}164\ h1\ \mathrm{tg}\ \gamma 1,$$

где h1 – относительная высота над средством в тыс. фут;

γ1 – 1/2 угла конуса в градусах;

z – радиус зоны конического эффекта в м. милях.

6.5 Формула расчета минимальной используемой горизонтальной дальности по DME

$$dm = hl\ \mathrm{tg}\ 55°,$$

где hl – высота относительно средства в тыс. м;

dm – минимальное используемое горизонтальное расстояние по DME в км;

или

$$dm = 0{,}164\ hl\ \mathrm{tg}\ 55°,$$

где hl – высота относительно средства в тыс. м;

dm – минимальное используемое горизонтальное расстояние по DME в м. милях.

6.6 Формула расчета скорости ветра

$$w = 12\ h + 87,$$

где h – абсолютная высота в тыс. м;

w – скорость ветра в км/ч (до 220);

или

$$w = 2\ h + 47,$$

где w – скорость ветра в уз (до 120);

h – абсолютная высота в тыс. фут.

Таблица II-4-1-Доб A-1. Зависимость истинной скоростью (TAS) от приборной скоростии (IAS) и абсолютной высоты (в единицах СИ)

Абсолютная высота (метры)	*315 км/ч*	*425 км/ч*	*445 км/ч*	*490 км/ч*	*520 км/ч*	*0,8 M*	*0,83 M*
300 600 900 1 200 1 500	327,6 332,28 337,32 342,0 347,4	442,10 448,42 454,86 461,43 468,13			540,72 548,28 556,2 564,12 571,68		
1 800 2 100 2 400 2 700 3 000	352,8 357,48 362,88 369,0 374,4	474,97 481,95 489,04 496,33 503,75			580,32 588,6 596,88 605,88 614,52		
3 300 3 600 3 900 4 200 4 500	380,52 385,92 391,68 398,52	511,31 519,04 526,92 534,97	568,08		623,52 632,88 641,88 651,6 661,68		
4 800 5 100 5 400 5 700 6 000			577,08 585,72 595,08 604,08 613,8		671,4 681,48 691,92 702,72 713,52		
6 300 6 600 6 900 7 200 7 500				684,15 694,83 705,74 716,86 728,21	724,32 735,48 747,0 758,5 770,4		
7 800 8 100 8 400 8 700 9 000				739,80 751,62 763,68 775,99 788,55	782,28 794,8 807,48 820,08 833,4		
9 300 9 600 9 900 10 200 10 500				801,37 814,45 827,79 841,41	846,2 860,4	863,90 860,14	888,48
10 800 11 100 и выше							884,55 881,67

Таблица II-4-1-Доб A-2. Зависимость истинной скорости (TAS) от приборной скорости (IAS) и абсолютной высоты (не в единицах СИ)

Абсолютная высота (футы)	*170 уз*	*230 уз*	*240 уз*	*265 уз*	*280 уз*	*0,8 M*	*0,83 M*
1 000 2 000 3 000 4 000 5 000	177,0 179,4 182,4 184,8 187,8	239,26 242,68 246,16 249,72 253,34			291,0 295,2 299,4 304,2 308,4		
6 000 7 000 8 000 9 000 10 000	190,8 193,2 196,2 199,2 202,8	257,04 260,82 264,67 268,60 272,61			312,6 317,4 322,2 327,0 331,8		
11 000 12 000 13 000 14 000 15 000	205,8 208,8 212,4 215,4	276,71 280,88 285,15 289,50	307,8		336,6 342,0 346,8 352,2 357,6		
16 000 17 000 18 000 19 000 20 000			312,6 317,4 322,2 327,6 333,0		363,0 368,4 374,4 380,4 386,4		
21 000 22 000 23 000 24 000 25 000				369,98 375,76 381,65 387,67 393,81	392,4 398,4 405,0 411,0 417,6		
26 000 27 000 28 000 29 000 30 000				400,07 406,46 412,98 419,63 426,42	424,2 431,4 438,0 445,2 452,4		
31 000 32 000 33 000 34 000 35 000				433,35 440,42 447,64 455,00	460,2 467,4	466,47 464,44	479,74
36 000 37 000 и выше							477,62 476,06

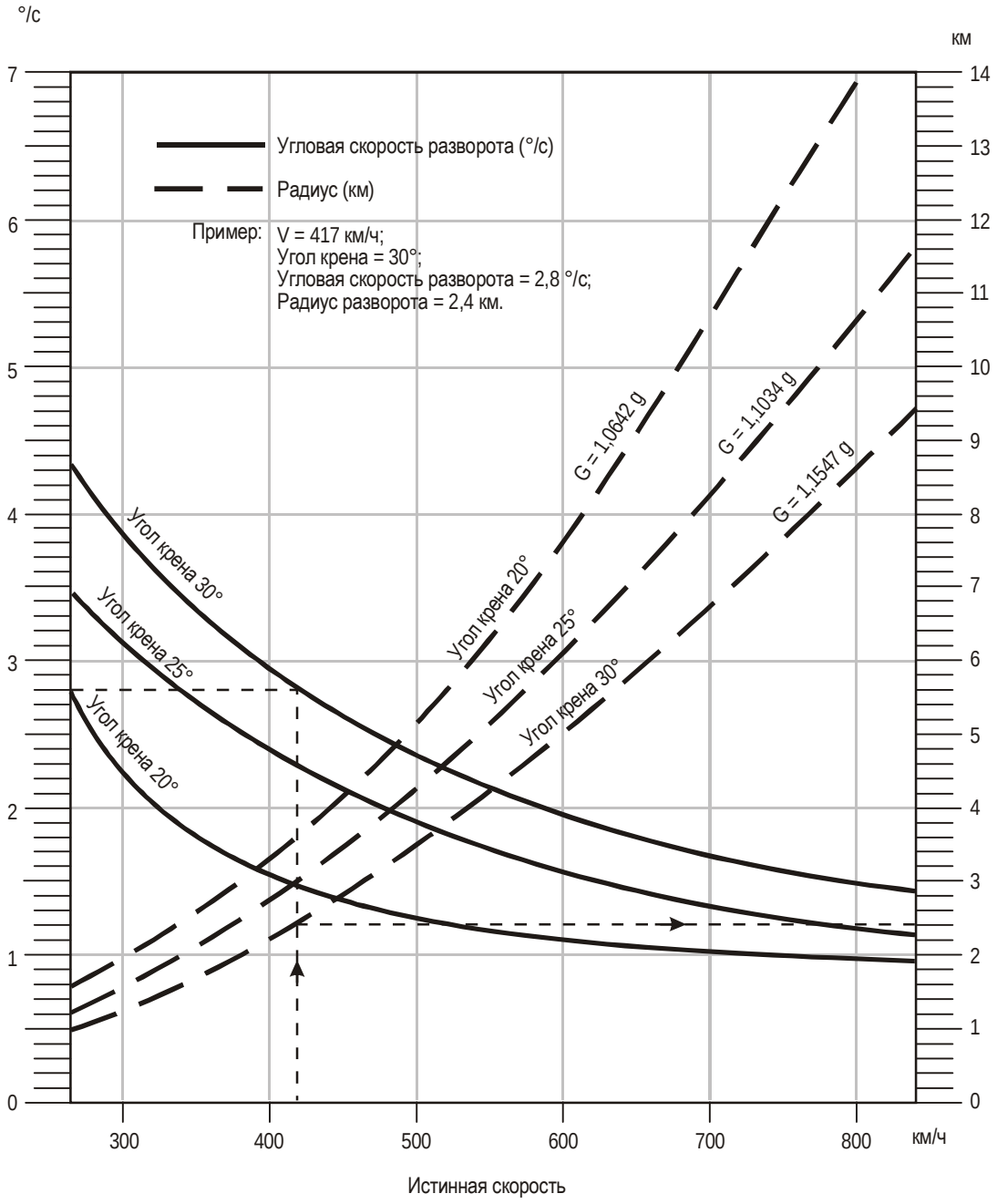


Рис. II-4-1-Доб А-1. Угол крена, угловая скорость разворота, радиус разворота и величины g при измерении скорости (в единицах СИ)

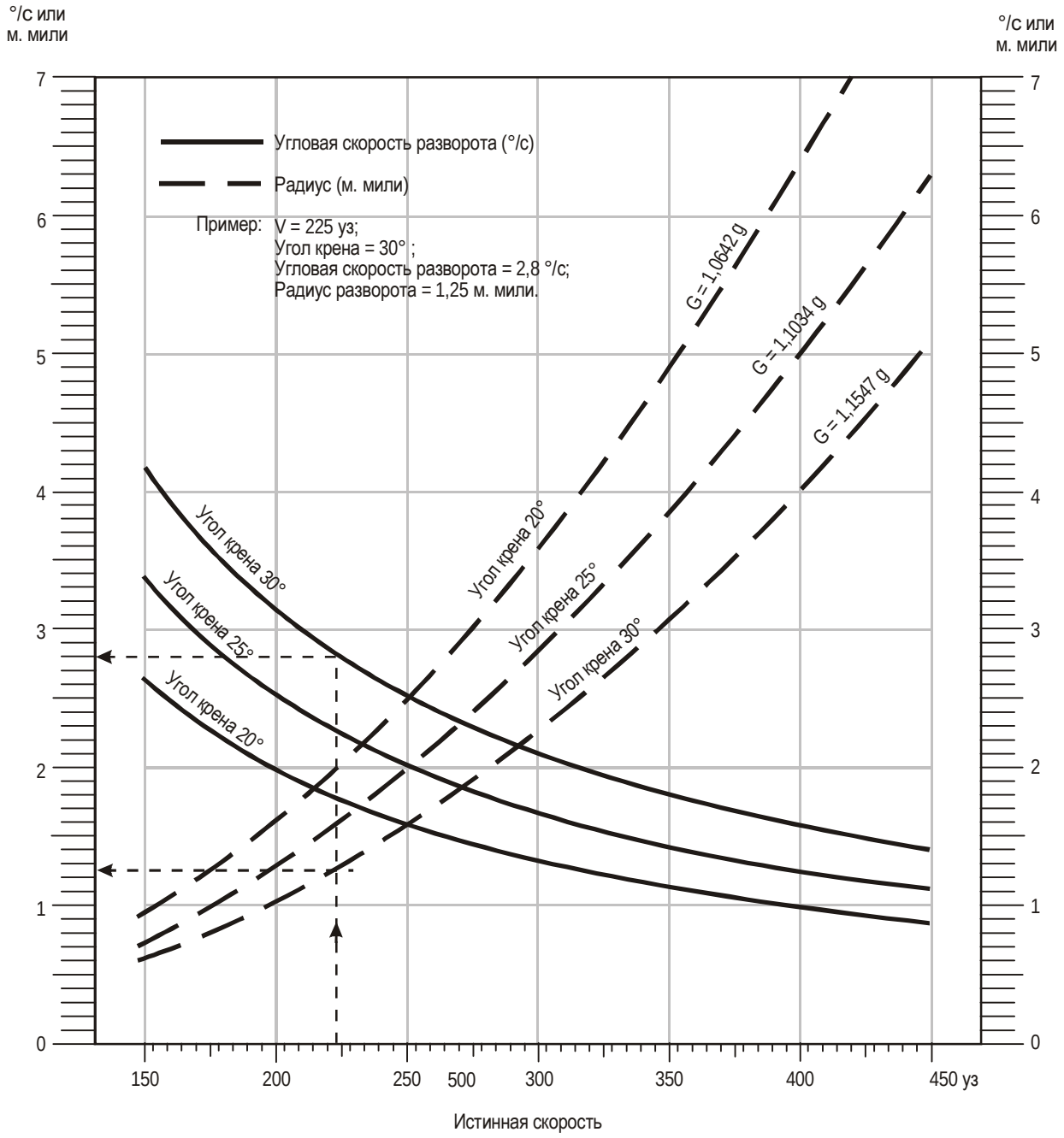


Рис. II-4-1-Доб А-2. Угол крена, угловая скорость разворота, радиус разворота и величины g при измерении скорости (не в единицах СИ)

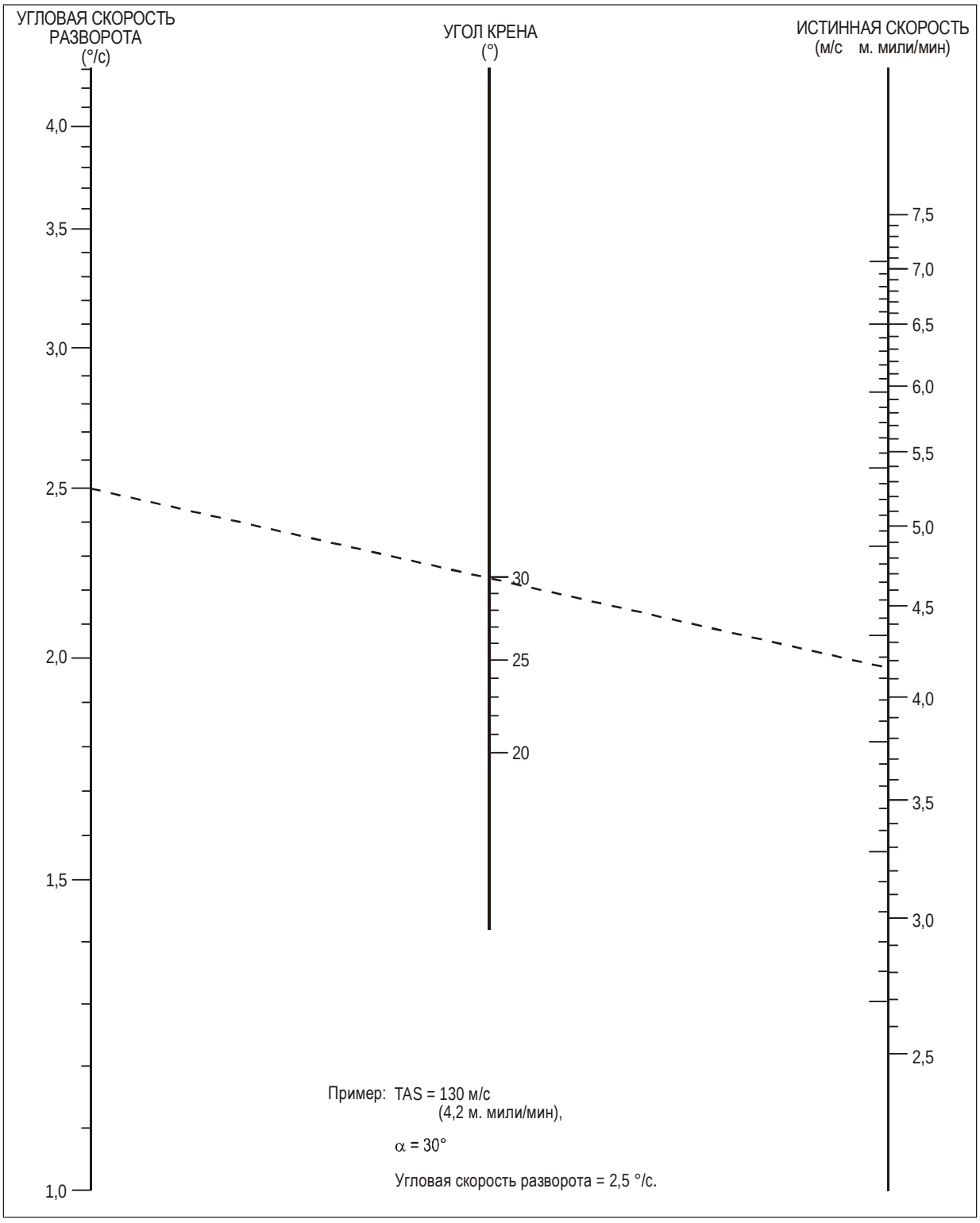


Рис. II-4-1-Доб A-3. Угловая скорость разворота в зависимости от угла крена и истинной скорости

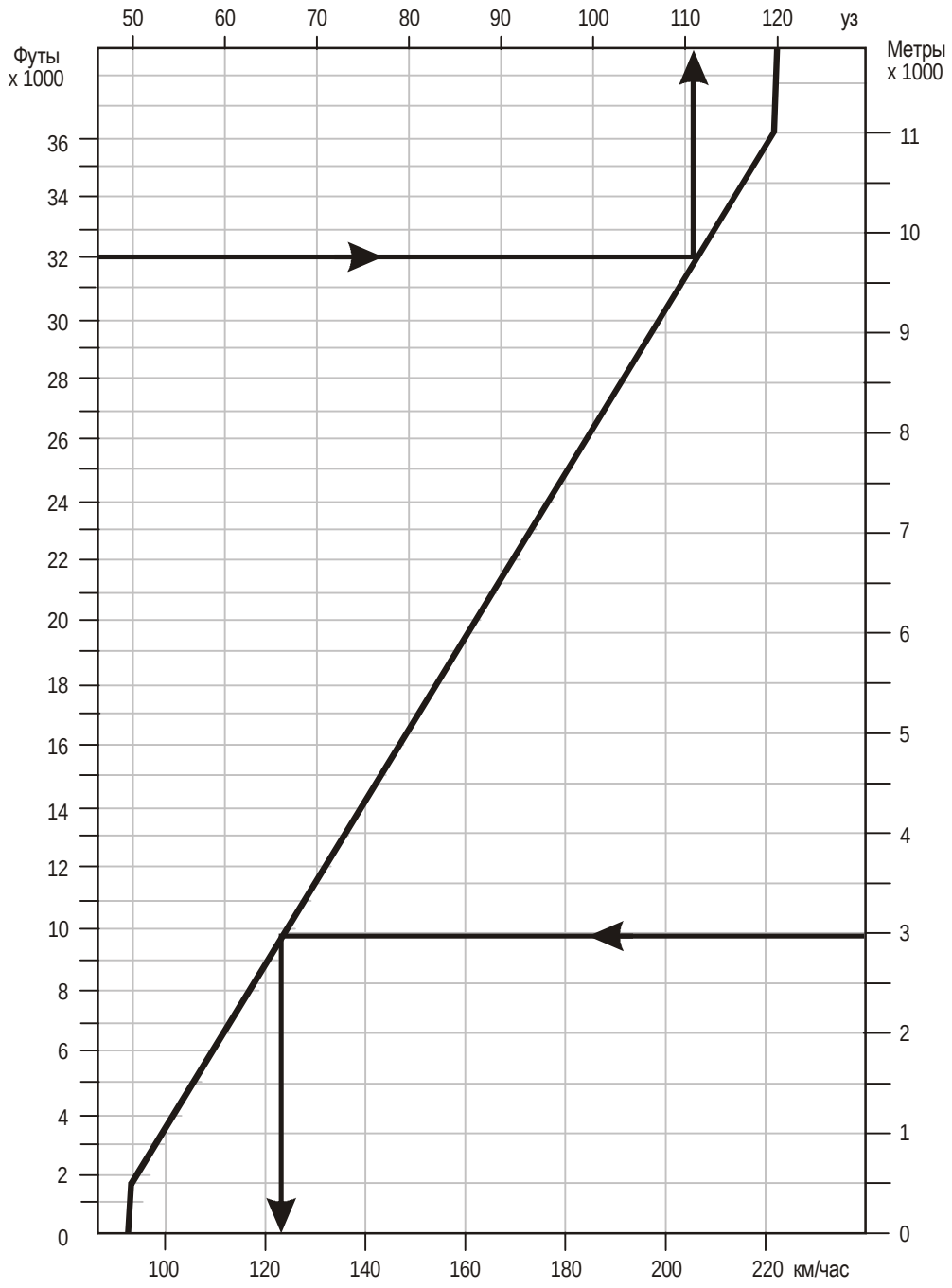


Рис. II-4-1-Доб А-4. Зависимость скорости учитываемого ветра от абсолютной высоты

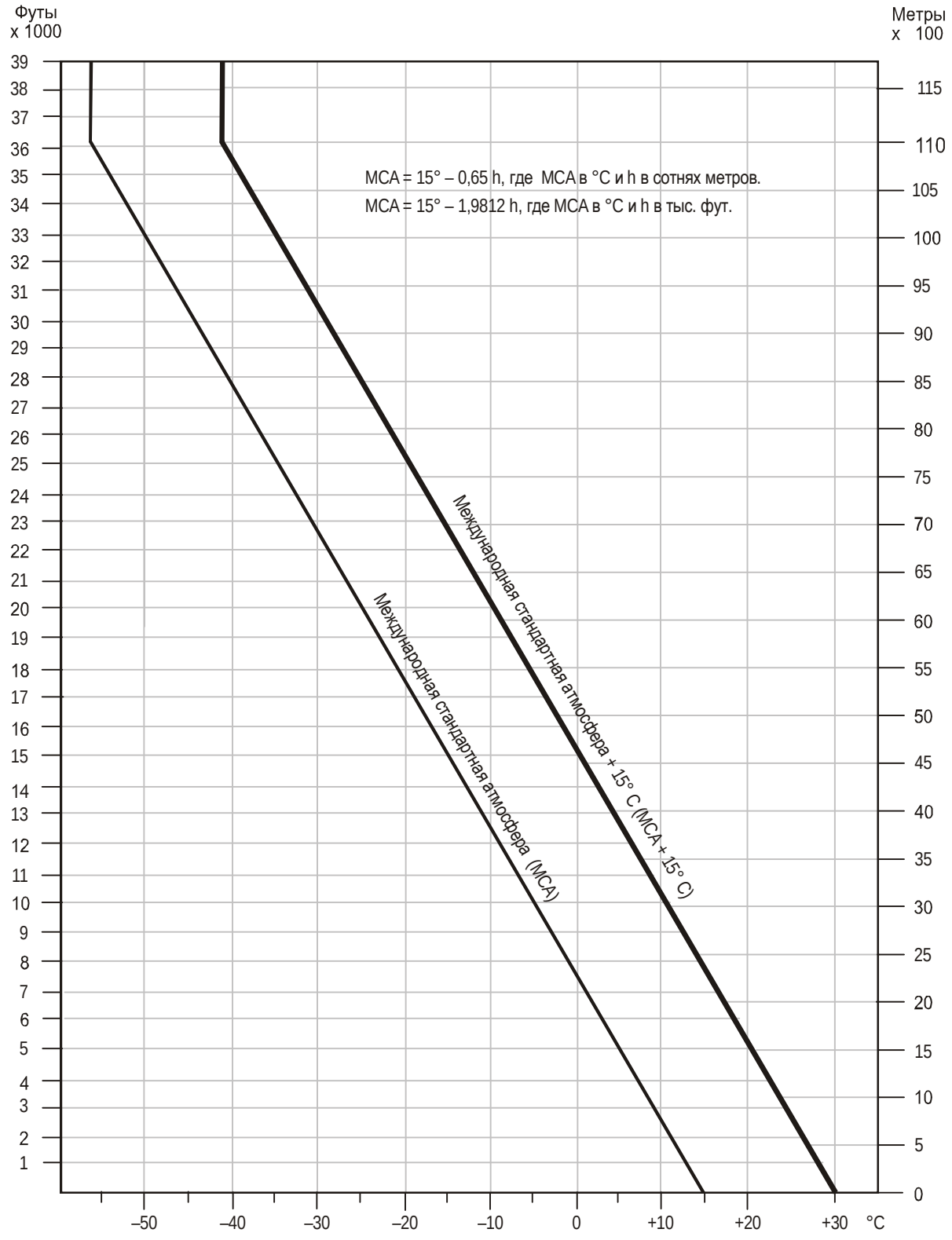
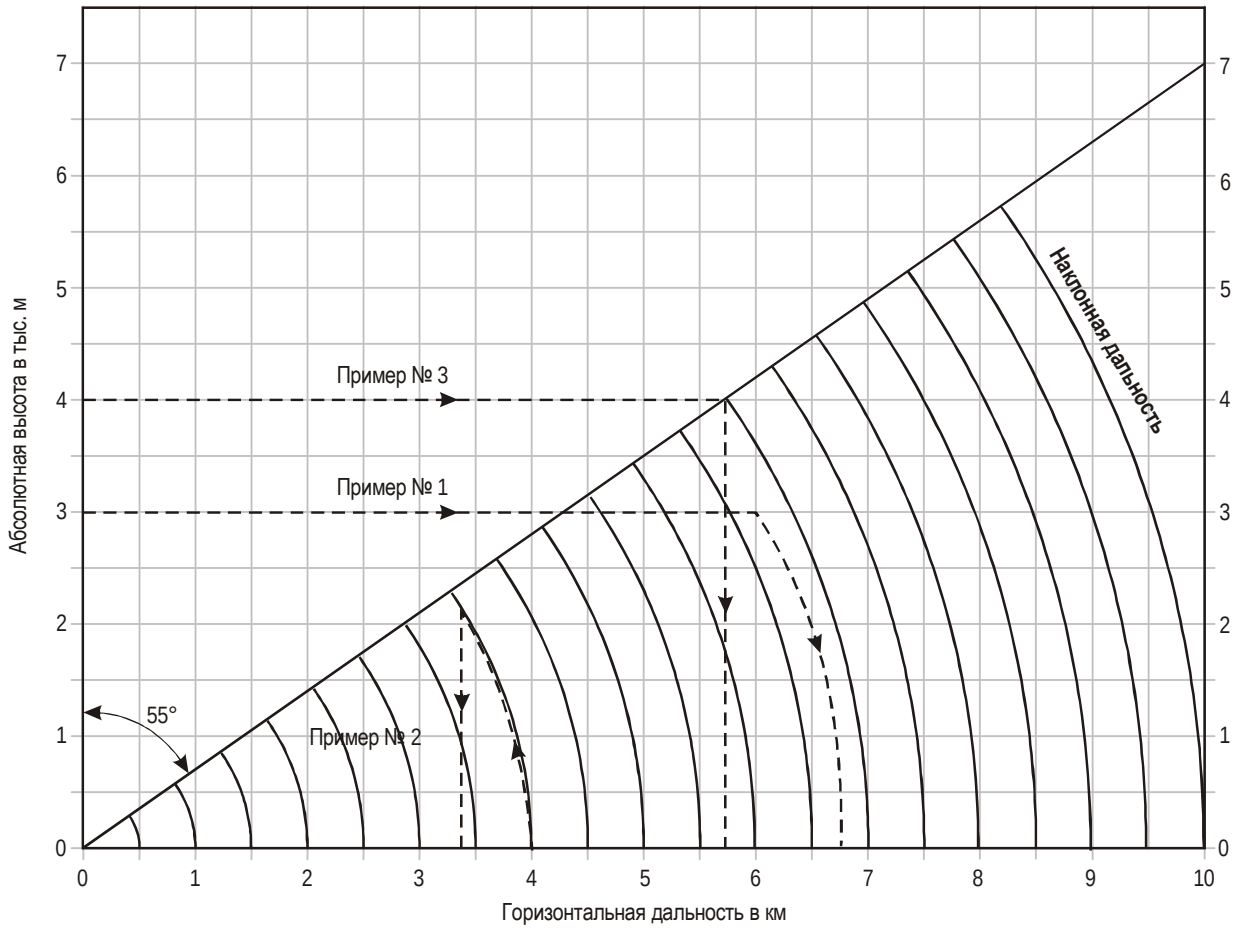


Рис. II-4-1-Доб A-5. Зависимость температуры от абсолютной высоты



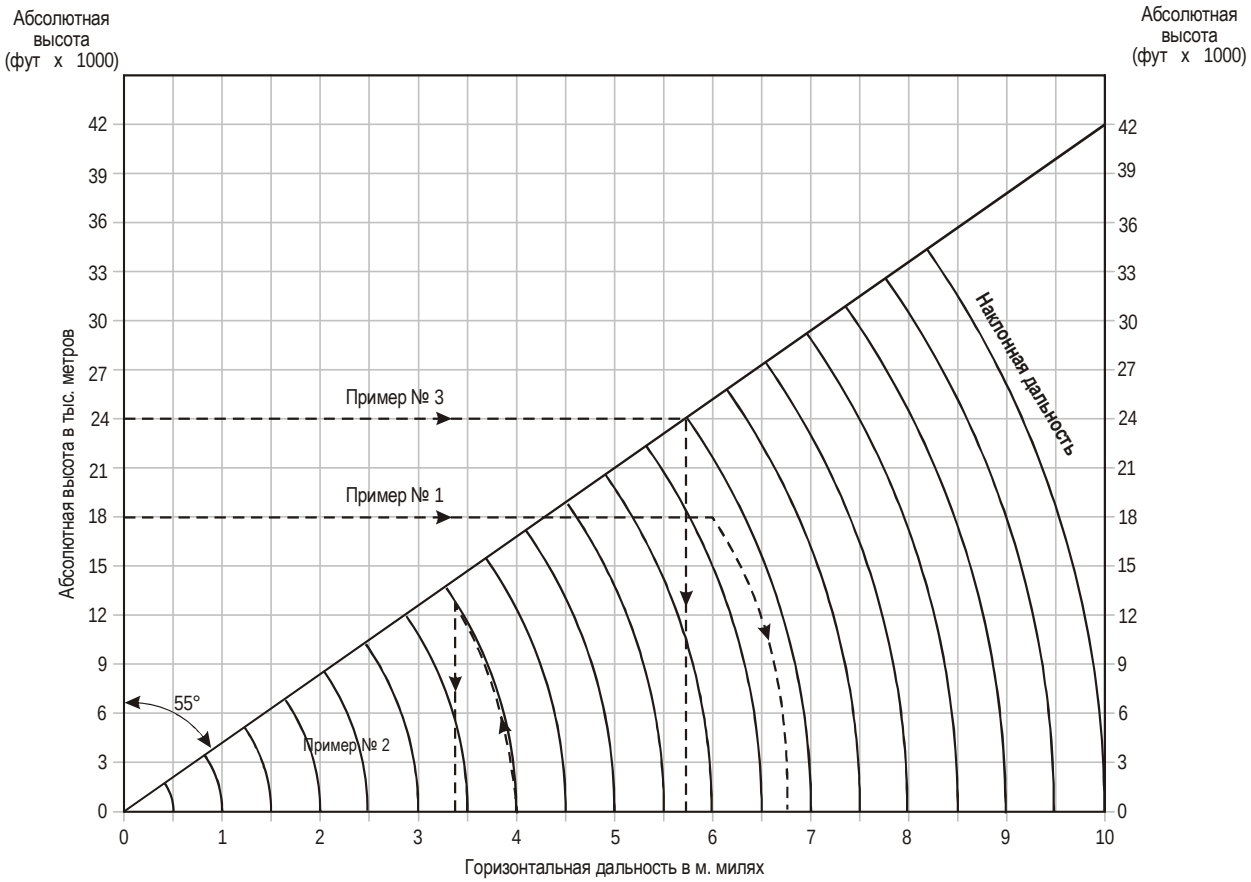
Для дальностей свыше 10 км и/или абсолютных высот свыше 7000 м величины на графике умножаются на 10 (например, 1,7 км на 1200 м или 17 км на 12 000 м).

Чтобы определить наклонную дальность, прямая, соответствующая определенной абсолютной высоте, продолжается до точки, расположенной на перпендикуляре, соответствующем горизонтальной дальности. Проводится дуга от этой точки до основания и отсчитывается соответствующее значение наклонной дальности (пример № 1).

Чтобы определить горизонтальную дальность, определяется пересечение дуги, соотвтетствующей наклонной дальности, с прямой для выбранной абсолютной высоты. По пересечению с основанием перпендикуляра из этой точки отсчитывается соответствующее значение горизонтальной дальности (пример № 2).

Чтобы определить минимальную используемую горизонтальную дальность до контрольной точки VOR/DME, наносится максимальная абсолютная высота для данной схемы. Из точки пересечения с диагональю по перпендикуляру вниз отсчитывается горизонтальная дальность (пример № 3).

Рис. II-4-1-Доб А-6. Зависимость наклонной дальности по DME от горизонтальной дальности/минимальной используемой горизонтальной дальности до контрольной точки VOR/DME (в единицах СИ)



Для дальностей свыше 10 миль и/или абсолютных высот свыше 35 000 фут величины на графике умножаются на 10 (например, 1 миля или 10 миль на высоте 40 000 фут).

Чтобы определить наклонную дальность, прямая, соответствующая определенной абсолютной высоте, продолжается до точки, расположенной на перпендикуляре, соответствующем горизонтальной дальности. Проводится дуга от этой точки до основания и отсчитывается соответствующее значение наклонной дальности (пример № 1).

Чтобы определить горизонтальную дальность, определяется пересечение дуги, соответствующей наклонной дальности, с прямой для выбранной абсолютной высоты. По пересечению с основанием перпендикуляра из этой точки отсчитывается соответствующее значение горизонтальной дальности (пример № 2).

Чтобы определить минимальную используемую горизонтальную дальность до контрольной точки VOR/DME, наносится максимальная абсолютная высота для данной схемы. Из точки пересечения с диагональю по перпендикуляру вниз отсчитывается горизонтальная дальность (пример № 3).

Рис. II-4-1-Доб А-7. Зависимость наклонной дальности по DME от горизонтальной дальности/минимальной используемой горизонтальной дальности до контрольной точки VOR/DME (не в единицах СИ)

Добавление B к главе 1

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ТРЕБОВАНИЙ К ЗАПАСУ ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ ДЛЯ МИНИМАЛЬНЫХ УРОВНЕЙ ОЖИДАНИЯ НАД ВОЗВЫШЕННОСТЯМИ ИЛИ В ГОРНЫХ РАЙОНАХ

1. Ветры со скоростью 37 км/ч (20 уз) или более над пересеченной местностью могут вызвать различную по интенсивности турбулентность с подветренной или наветренной стороны. Степень такой турбулентности зависит от многих переменных факторов, таких как скорость ветра, направление ветра относительно местности, атмосферных вихрей, завихрений, волн и других погодных явлений. Одним из побочных результатов такой турбулентности является неточность показаний высотомера, в результате чего могут возникнуть различные по величине погрешности, зависящие от силы возмущения.

2. Критерии установления минимальных абсолютных высот полета в зоне ожидания в горных районах должны учитывать эффект Бернулли и турбулентность над пересеченной местностью. На рис. II-4-1-Доб B-1 в качестве примера показан типичный район горной местности, над которым может возникнуть эффект Бернулли, турбулентность и связанные с ними погрешности высотомера.

3. Вследствие большого количества переменных факторов, связанных с такими явлениями в горных районах, нецелесообразно давать специальные указания, подходящие к каждой ситуации. Однако при установлении схемы ожидания в горных районах и определении уровней ожидания с учетом запаса высоты над препятствиями следует принимать во внимание следующее:

a) районы, отличающиеся пересеченной местностью;

b) погодные явления, типичные для конкретного района (включая мощные нисходящие потоки воздуха);

c) явления, способствующие локальному резкому изменению давления.

4. В районах, где предполагается наличие указанных выше условий, или в районах, где вследствие возвышений местности необходимо выполнять полет в зоне ожидания на больших абсолютных высотах, минимальная абсолютная высота полета в зоне ожидания должна быть такой, чтобы свести к минимуму любую возможность потери защиты воздушных судов от препятствий из-за возможного влияния упомянутых метеорологических явлений на работу высотомеров. Этот уровень будет варьироваться от минимума, равного 300 м (984 фут) над препятствиями в пределах зоны ожидания, до 600 м (1969 фут) или более, когда по опыту известно о возможности возникновения турбулентности или других соответствующих явлений в данной зоне, включая прилегающую буферную зону.

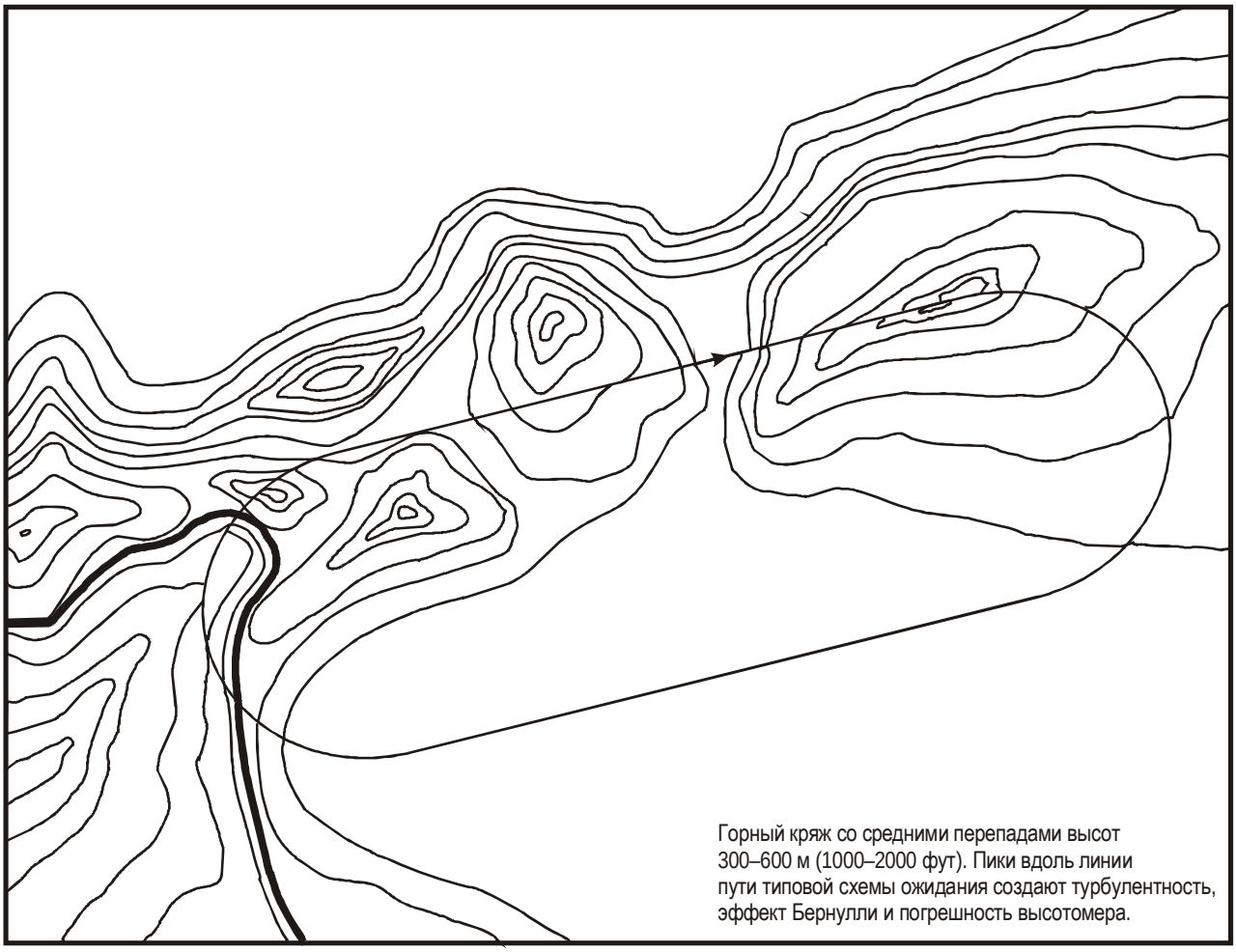


Рис. II-4-1-Доб B-1.

Дополнение к части II

ILS: ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ О ЗАПАСЕ ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ ДЛЯ ILS И ХАРАКТЕРИСТИКАХ БОРТОВОГО И НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ, СВЯЗАННЫХ С ИСПОЛЬЗУЕМЫМИ В МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПОВЕРХНОСТЯМИ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ ДЛЯ КАТЕГОРИЙ I И II

1. ЗАПАС ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ ДЛЯ ILS

1.1 Поверхности оценки препятствий для ILS по своей концепции отличаются от поверхностей предельных высот препятствий, определяемых для других средств захода на посадку по приборам. При расчете минимальных относительных высот для других средств OCS поднимаются над уровнем земли на такую высоту, на которой они перестают пересекаться препятствиями, в то время как OAS остаются закрепленными по отношению к поверхности земли. OAS остаются закрепленными по отношению к порогу ВПП и используются для разделения препятствий на два класса: учитываемые и не учитываемые. Не учитываемыми являются препятствия, которые, хотя и проникают через основные поверхности Приложения 14, не проникают через OAS. Наличие этих препятствий не приводит к какому-либо прямому эксплуатационному проигрышу, при условии, что их плотность не считается чрезмерной. В этом отношении содержащиеся в Приложении 14 рекомендации (ограничивающие пересечения препятствиями установленных поверхностей) применяются так же, как с ранее существовавшими поверхностями предельных высот препятствий для ILS. Учитывая, что поверхности ограничения препятствий Приложения 14 не всегда свободны от проникающих препятствий, был разработан математический метод (модель риска столкновения) для оценки таких препятствий с точки зрения риска столкновения с ними. См. программу OAS PANS-OPS (общедоступный веб-сайт ИКАО (www.icao.int, раздел Publications).

1.2 Эта модель риска столкновения и соответствующие поверхности оценки препятствий были разработаны в соответствии с уровнем безопасности полетов, равным $I \times l0^{-7}$ на заход на посадку. Данное значение непосредственно основывалось на концепции, используемой одним государством для определения среднего времени между отказами бортового и наземного оборудования ILS. В этой концепции общий целевой уровень был установлен на один порядок лучше, чем текущее значение частоты авиационных происшествий в мире (1×10^{-6}). Данное значение было произвольным образом разделено между отказами и качеством, что логически должно было привести к значению 5×10^{-8} для PANS-OPS. Однако такая тщательность не согласовывалась с точностью данных, и было сочтено более приемлемым "круглое значение" 1×10^{-7}. Было также согласовано, что в качестве независимых переменных рассматриваются только тех параметры, которые вызывают изменение вероятности более, чем на один порядок. Практический результат изменения уровня на половину порядка заключается в незначительном увеличении размеров контуров равной вероятности, а также в увеличении примерно на 2 м потери высоты, входящей в качестве элемента в OAS и CRM. Другие соображения заключались в следующем:

a) поверхностями Приложения 14 уже обеспечивается дополнительная защита;

b) оцениваемый при сертификации риск измеряется в расчете на время и на полет, в то время как риск при заходе на посадку измеряется в расчете на участок и должен отражать такие факторы, как использование

захода на посадку по приборам при выполнении полета, а также долю случаев, когда заход на посадку выполняется по приборам в метеоусловиях, близких к минимумам;

c) разделение риска между пилотом/характеристиками системы на уровне более низкого порядка носит скорее косметическое, чем практическое значение.

Таким образом, для связанных с характеристиками критериев в PANS-OPS представлялось уместным принять 10^{-7} в качестве целевого уровня безопасности. Впоследствии значение 10^{-7} было пересмотрено в связи с проблемой приведения данного целевого уровня безопасности в соответствие с указанным в других различных документах по авиации. Однако анализ статистических данных об авиационных происшествиях за предшествующие 20 лет дает основание для вывода о том, что уровень безопасности, достигаемый при применении критериев точного захода на посадку по приборам, превышает заявленный уровень с большим запасом. Было отмечено, что изменение целевого уровня 1×10^{-7}, связанное с версией CRM 2007 года, не обусловит какую-либо поддающуюся измерению разницу в достигаемом уровне безопасности.

1.3 В целом конфигурация OAS определена поверхностями захода на посадку. Эти поверхности были разработаны с использованием согласованной с данными математической модели. С помощью такой модели местоположение воздушных судов предсказывалось в зависимости от основных источников погрешностей компонентов всей системы, и результаты согласовывались с результатами программы сбора данных. При согласовании в этой модели использовались значения для оборудования, соответствующего местам проведения программы сбора данных, и как величины, относящиеся к оборудованию, так и данные, классифицировались применительно к полетам по категориям I и II. В связи с тем, что качество, наблюдавшееся при полетах под автопилотом по категории II, было значительно лучше, чем с командным пилотажным прибором по категории II, оба эти случая обрабатывались отдельно.

1.4 С помощью согласованной с данными модели были выработаны боковые и вертикальные распределения на выбранных расстояниях в пределах конечного этапа захода на посадку. Они были объединены для получения контуров равной вероятности на этих расстояниях. Три фактора определили выбор контура равной вероятности в целях практического применения. Во-первых, было определено, что общий риск, суммированный по всем расстояниям на конечном этапе захода на посадку, находится в пределах общего заданного уровня безопасности, составляющего 1×10^{-7}. Во-вторых, с помощью контуров равной вероятности предсказывался риск вне такого контура на выбранном расстоянии, в то время как теоретические исследования и данные измерений давали основание предполагать, что риск вне контура на других расстояниях в пределах всего захода на посадку примерно на один порядок выше. В-третьих, было признано, что не следует предполагать, что предыдущие поверхности и любые новые поверхности представляют собой сплошные стены. Новые критерии ни в коей мере не уменьшили значения действующих положений Приложения 14, и было решено, что вероятность между 0,1 и 0,01 представляет собой реалистическую оценку риска столкновения с объектом между поверхностью, предусмотренной Приложением 14, и OAS. Эти условия привели к использованию контура равной вероятности для 10^{-7} на выбранных расстояниях в качестве основы для аппроксимации поверхностями, предназначенными для практического применения. Будучи плоскими, эти поверхности обеспечивают определенную дополнительную безопасность.

1.5 В этой связи OAS были ограничены таким образом, чтобы они содержали контуры равной вероятности, соответствующие 10^{-7} на всех расстояниях. Кроме того, они ограничиваются и таким образом, чтобы содержать минимальную в поперечном сечении зону, защищая находящиеся в их пределах воздушные суда, набирающие высоту с градиентом 2,5 % и с отклонением 20 % в сторону и предотвращая появление тех аномалий между категориями полетов, которые в противном случае возникают при использовании простых плоских поверхностей.

1.6 Была сделана попытка скорректировать контуры и поверхности, чтобы учесть более низкое качество, теоретически возможное согласно некоторому толкованию Приложения 10. Эта корректировка привела к тому, что поверхности должны были продолжаться за пределы предшествующих поверхностей PANS-OPS. Различие

между основными поверхностями, согласованными с данными, и поверхностями, соответствующими интерпретации Приложения 10 в свете более низкого качества, составляло в вероятностном отношении величину порядка 10^{-2}. Однако был сделан вывод о том, что этот увеличившийся риск является скорее кажущимся, чем реальным, и он является следствием как больших допусков Приложения 10, так и способа интерпретации. В связи с этим используемые на практике поверхности основаны на согласованных контурах.

1.7 Поверхности захода на посадку по категории I были продолжены до уровня входа в глиссаду, поскольку данные указали на линейное изменение эксплуатационных качеств захода на посадку в зависимости от расстояния. Однако это не относится к данным, касающимся категории II. Потому, а также вследствие того, что эксплуатационные качества категории II часто имеют высотные ограничения, поверхности категории II были продолжены только до высоты 150 м (492 фут) над порогом ВПП.

1.8 Остальные поверхности были соотнесены с предусмотренной ранее в PANS-OPS поверхностью ухода на второй круг, при этом отсутствовало какое-либо значительное основание для внесения изменений. Однако для обеспечения преимуществ воздушным судам с лучшими летно-техническими характеристиками ухода на второй круг была предусмотрена корректировка ее градиента. Для определения ширины поверхности ухода на второй круг были предусмотрены боковые плоскости, направленные вверх и вперед от пересечения поверхностей захода на посадку с плоскостью глиссады. Эти плоскости были скорректированы для учета отклонения в сторону, составляющего 20%, совместно с градиентом, указанным для ухода на второй круг, и логически стали переходными поверхностями связи между защитой при заходе на посадку и защитой при уходе на второй круг. Они не были продолжены выше 300 м (984 фут) для категории I и 150 м (492 фут) для категории II, при этом зона в плане, охватываемая на этом уровне, считается достаточной даже для ранних уходов на второй круг.

1.9 Наземная проекция OAS категории I, как правило, располагается внутри OAS категории II для данного угла глиссады и расстояния до порога ВПП по курсовому радиомаяку. Это происходит по той причине, что методика построения OAS учитывает расхождения с допуском на стандартное отклонение прогнозируемого смещения воздушного судна от номинальной линии пути (см. рис. II-Доп-2). Размеры меньшей зоны затем произвольно увеличивались до совпадения с первоначальной зоной больших размеров или охвата ею. На практике это достигается:

a) установкой размера GD, равного 135 м во всех случаях;

b) использованием значений кат. I для определения tg μ и tg ν (установление размеров, BC и EF и tg Y).

Поверхность OAS Z

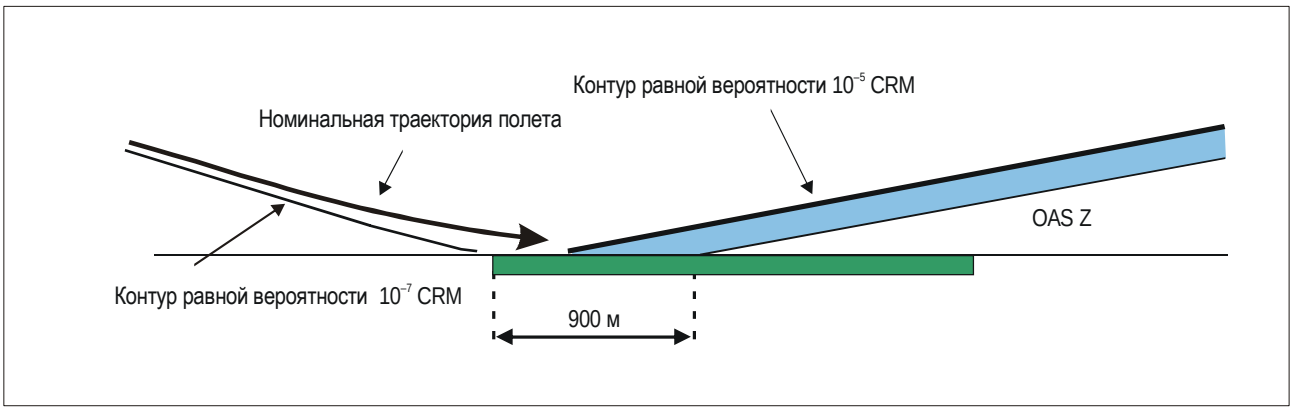


Рис. II-Доп-1. Поверхность OAS Z ниже математически смоделированного участка ухода на второй круг, связанного с набором высоты (вид сбоку по осевой линии)

1.10 Углы наклона соответствующих плоскостей X затем пересчитываются, как указано на рис. II-Доп-2:

KL является требуемой касательной к контуру изовероятности с расстоянием удаления 7800 м.
KL и DH определяют требуемую поверхность захода на посадку.

Поскольку KL и DH лежат в одной плоскости и DH лежит в горизонтальной плоскости, а KL лежит в вертикальной плоскости в пределах 7800 м, KL и DH пересекаются в месте пересечения двух плоскостей. Таким образом, проецируя DH до пересечения с вертикальной плоскостью с расстоянием удаления 7800 м, можно построить KL. Эту задачу можно упростить, если мысленно уложить вертикальную плоскость с расстоянием удаления 7800 м в горизонтальную плоскость.

Был изменен подход с целью устранения аналогичных расхождений между соответствующими OAS категории II (командный пилотажный прибор) и наборами значений OAS для категории II (автопилот). Размеры наземной проекции OAS, значения tag Y и tag W между порогом ВПП и расстоянием удаления 1000 м сохраняются. Предполагается, что характеристики перелета за установленные пределы воздушного судна, оборудованного командным пилотажным прибором и автопилотом, будут весьма схожими.

1.11 Препятствиями ухода на второй круг были определены препятствия, расположенные на расстоянии более 900 м за порогом ВПП. Для упрощения было выбрано постоянное значение. Зависимые от категории значения не использовались, и поэтому воздушные суда более низкой категории с меньшими скоростями полета оказались чрезмерно защищенными. На таком расстоянии (–900 м) все воздушные суда рассматривались как набирающие высоту, а при расчете запаса над препятствиями учитывался тот факт, что увеличение ОСА/Н также увеличивает расстояние, имеющееся для набора высоты до достижения данного препятствия. Вследствие этого фиксированного продольного смещения поверхности ограничения препятствий ухода на второй круг OAS метод OAS обеспечивает бóльший вертикальный запас по сравнению с математической моделью и контуром 10^{-5} ухода на второй круг CRM (см. рис. II-Доп-1).

1.12 Разделение препятствий на препятствия захода на посадку/ухода на второй круг по дальности явилось самым простым и во всех случаях безопасным методом получения желаемой разницы в отношении эксплуатационного проигрыша. Однако получаемая в результате этого ОСА/Н могла оказаться такой, что точка ОСА/Н "на глиссаде" находилась бы настолько далеко перед препятствием, что его было бы правильнее считать препятствием ухода на второй круг. В этой связи было предусмотрено более сложное разделение путем определения препятствий захода на посадку/ухода на второй круг по отношению к плоской поверхности, начинающейся на расстоянии 900 м за порогом ВПП и восходящей в направлении зоны захода на посадку параллельно плоскости глиссады.

1.13 Абсолютная/относительная высота пролета препятствий, подлежащая согласно Приложению 6 использованию в расчетах эксплуатационных минимумов, принималась равной большей из высот, необходимых для пролета препятствий при заходе на посадку или при уходе на второй круг.

1.14 Использование поверхностей оценки препятствий при расчете ОСА/Н предусматривает применение того же запаса над всеми препятствиями без учета расположения относительно траектории полета. Для учета этого и для обеспечения средства оценки плотности препятствий была разработана "модель риска столкновения". Она представляла собой программу ЭВМ, содержащую данные, которые характеризуют разброс воздушных судов вокруг заданной траектории как при заходе на посадку, так и при уходе на второй круг по приборам. В программе эти распределения использовались для оценки риска или вероятности столкновения в отношении отдельных препятствий. Для учета такого факта, что только часть заходов на посадку завершается уходом на второй круг, риск, вычисленный в отношении каждого препятствия в районе ухода на второй круг, умножается на частоту уходов на второй круг. Принимая во внимание изменяемость частоты ухода на второй круг, наблюдаемой в различные периоды времени и в различных местах, было предположено, что скорее значение, равное 1 %, чем наблюдаемое, является репрезентативным для общего

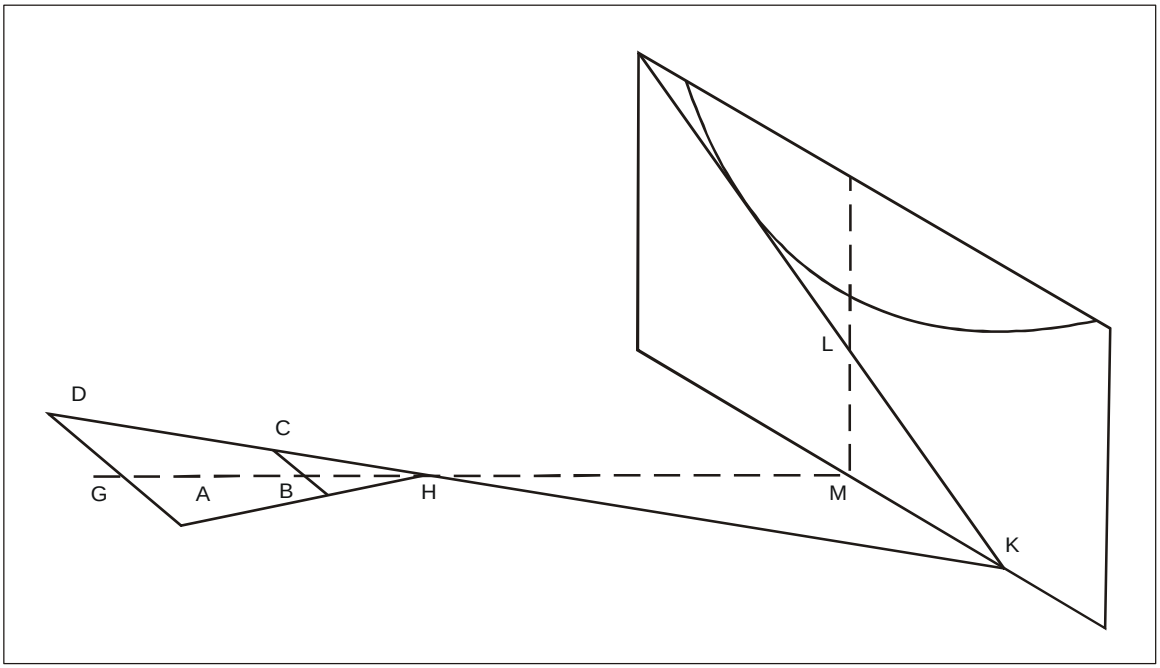


Рис. II-Доп-2. Расчет угла наклона плоскости X

порядка вероятных величин частоты ухода на второй круг, и эта величина была использована в CRM. Затем значения риска в отношении отдельных препятствий были накоплены для получения общего риска для полного комплекса представляющих интерес препятствий. Эту окончательную величину, представляющую вероятность столкновения на заход на посадку, затем можно сравнивать с заданным уровнем безопасности. Таким методом представляется возможным оценить на объективной основе влияние эксплуатационных корректировок (т. е. уменьшение плотности препятствий, увеличение OCA/H, изменение угла наклона глиссады).

1.15 Несмотря на то что поверхности оценки препятствий можно считать эквивалентными контурам равной вероятности CRM, между ними есть некоторая существенная разница. Комплект поверхностей, согласующихся с контурами равной вероятности CRM, упрощен. Это упрощение обусловливает некоторую степень консерватизма. Важно, чтобы разработчик схем понимал упомянутую разницу, поскольку в некоторых случаях результирующая OCH может быть чрезмерно завышена и обусловить ненужные эксплуатационные потери.

1.16 Наиболее существенные различия представлены на рис. II-Доп-3.

1.17 Как видно из рис. II-Доп-3, применение метода OAS обусловливает консервативное значение OCH, когда препятствия расположены между контуром равной вероятности CRM и OAS. Между ними имеется большое различие в ширине зон учитываемых препятствий.

1.18 Кроме того, CRM дает постепенное увеличение OCH, тогда как OAS имеет двойной эффект: препятствие выступает за поверхность или препятствие не выступает за поверхность. В случае CRM пересечение поверхности оказывает постепенное влияние на OCH. В случае применения метода OAS препятствие может стать доминирующим препятствием и определяющим OCH.

1.19 С расстояния приблизительно 3000 м (в зависимости от угла наклона глиссады) контур равной вероятности CRM изгибается вверх с учетом предполагаемого маневра ухода на второй круг. Однако соответствующая поверхность OAS W продолжается под тем же углом до уровня порога ВПП. Таким образом, после прохождения точки, расположенной на расстоянии приблизительно 3000 м до порога ВПП, поверхность OAS W становится более консервативной. В результате этого препятствие, выступающее за поверхность W, может стать доминирующим препятствием при использовании метода OAS, но оцениваться как менее 1 × 10–7 в CRM (см. рис. II-Доп-4).

Поверхность OAS X

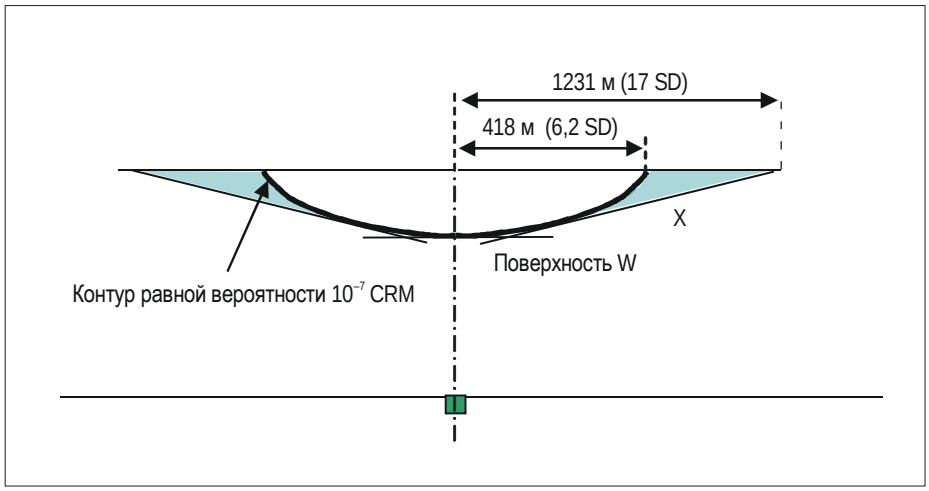


Рис. II-Доп-3. Поперечный размер CRM и OAS ILS при стандартных условиях 7800 м для ILS кат. I, глиссада 3°, расстояние от порога ВПП до антенны КРМ 3000 м

Поверхность OAS W

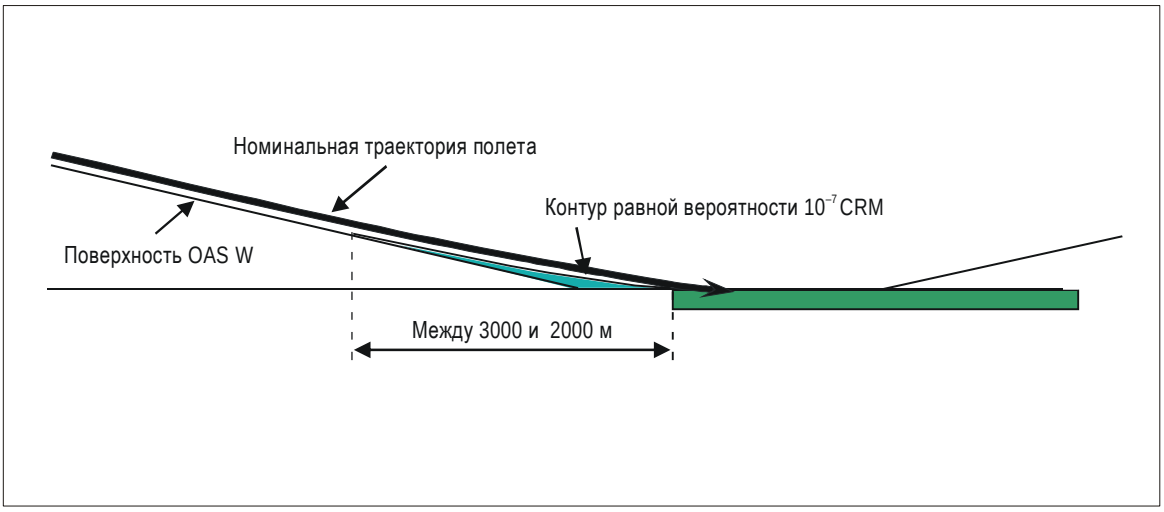


Рис. II-Доп-4. Поверхность OAS W в сравнении с траекторией полета CRM

2. ХАРАКТЕРИСТИКИ БОРТОВОГО И НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ, СВЯЗАННЫЕ С ИСПОЛЬЗУЕМЫМИ В МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПОВЕРХНОСТЯМИ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ ДЛЯ КАТЕГОРИЙ I И II

2.1 Характеристики бортового и наземного оборудования, используемые в математической модели

В таблицах II-Доп-1 и II-Доп-2 подробно излагаются относящиеся к оборудованию (наземному и бортовому) величины, связанные с поверхностями оценки препятствий категорий I и II. Эти данные служат только в качестве исходной информации и не могут быть непосредственно использованы для изменений характеристик оборудования. Они представляют фактическое качество рассматриваемой системы и включены в качестве постоянно сохраняемой записи величин, используемых для согласования модели с наблюдавшимися положениями воздушных судов, и для обеспечения полного справочного материала для любого пересмотра в будущем. Инструктивный материал, касающийся характеристик качества оборудования, содержится в дополнении C тома I Приложения 10.

2.2 Выдерживание линий курса и глиссады

Поверхности захода на посадку были определены по наблюдаемым смещениям, а не по приборным отклонениям. Однако, когда математическая модель согласовывалась для прогнозирования огибающей фактических траекторий захода на посадку, было установлено, что может быть достигнута высокая степень приближения при допущении того, что пилоты стремятся ограничить приборные отклонения значением 75 мкА как по курсовому, так и по глиссадному радиомаякам. Для поверхностей категории I введен коэффициент 1,4.

2.3 Отказы системы категории II

Предполагается, что при отказе любой части системы категории II, когда воздушное судно находится ниже соответствующего категории I уровня ухода на второй круг, пилот немедленно начнет уход на второй круг.

Таблица II-Доп-1. Характеристики для категории I, используемые в математической модели

(См. п. 2.1)

Параметр	*Форма кривой распределения*	*Номинальная величина*	*Стандартное отклонение*	*Усечение*	*Единица измерения*
Курсовой радиомаяк					
Центрирование луча	нормальная	0	2,3	9,6	метры (м)
Чувствительность луча	нормальная	$14{,}4\times 10^{-4}$	6×10^{-5}	$\pm 2{,}448 \times 10^{-4}$	DDM/м
Центрирование приемника	двусторонняя экспоненциальная	0	5	±7 SD	микроамперы (мкА)
Чувствительность приемника	одиночная экспоненциальная	968 (максимальная)	32,3	484	мкА/DDM
Искривление луча	нормальная	0	3 на расстоянии 1200 м 8,5 на расстоянии 7800 м	±3,5 SD	мкА
Стабилизация относительно луча	двусторонняя экспоненциальная	0	от согласования данных	среднее 105, SD 15	мкА
Глиссадный радиомаяк					
Центрирование луча	нормальная	0	0,018	±0,075	единица θ (GPA)
Чувствительность луча	нормальная	0,625	0,039	±0,156	DDM/θ
Центрирование приемника	двусторонняя экспоненциальная	0	5	±7 SD	мкА
Чувствительность приемника	одиночная экспоненциальная	859 (максимальная)	28,6	430	мкА/DDM
Искривление луча	нормальная	0	10	±3 SD	мкА
Стабилизация относительно луча	двусторонняя экспоненциальная	0	от согласования данных	среднее 105, SD 15	мкА
Эти данные служат только в качестве исходной информации и не могут быть непосредственно использованы в качестве средства оценки характеристик оборудования.					

Таблица II-Доп-2. Характеристики для категории II, используемые в математической модели

(См. п. 2.1)

Параметр	*Форма кривой распределения*	*Номинальная величина*	*Стандартное отклонение*	*Усечение*	*Единица измерения*
Курсовой радиомаяк					
Центрирование луча	нормальная	0	1,52	±7,62	метры (м)
Чувствительность луча	нормальная	$14{,}4 \times 10^{-4}$	$4{,}8 \times 10^{-5}$	$\pm 2{,}451 \times 10^{-4}$	DDM/м
Центрирование приемника	двусторонняя экспоненциальная	0	3	±9 SD	микроамперы (мкА)
Чувствительность приемника	одиночная экспоненциальная	968 (максимальная)	32,3	484	мкА/DDM
Искривление луча	нормальная	0	2	±7	мкА
Стабилизация относительно луча	двусторонняя экспоненциальная	0	от согласования данных	среднее 75, SD 15	мкА
Глиссадный радиомаяк					
Центрирование луча	нормальная	0	0,.015	±0,075	единица θ (GPA)
Чувствительность луча	нормальная	0,625	0,0344	±0,156	DDM/θ
Центрирование приемника	двусторонняя экспоненциальная	0	5	±9 SD	мкА
Чувствительность приемника	одиночная экспоненциальная	859 (максимальная)	28,6	430	мкА/DDM
Искривление луча	нормальная	0	8	±28	мкА
Стабилизация относительно луча	двусторонняя экспоненциальная	0	от согласования данных	среднее 75, SD 15	мкА

Эти данные служат только в качестве исходной информации и не могут быть непосредственно использованы в качестве средства оценки изменений характеристик оборудования.

Правила
аэронавигационного обслуживания

ПРОИЗВОДСТВО ПОЛЕТОВ

Часть III

СХЕМЫ, ИСПОЛЬЗУЮЩИЕ НАВИГАЦИЮ, ОСНОВАННУЮ НА ХАРАКТЕРИСТИКАХ

Раздел 1

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ

Глава 1

КОНЦЕПЦИЯ RNAV

1.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1.1 В главах настоящего раздела дается описание составляющих (XTT, ATT и половины ширины зоны), которые необходимы для построения схем полетов по приборам, подробно изложенного в разделах 2 и 3. Следует отметить, что этот материал не применяется в отношении схем, основанных на GLS, и схем, основанных на SBAS, поскольку составляющие погрешности для таких схем считаются эквивалентными составляющим погрешности для захода на посадку по ILS, которые по своему характеру являются угловыми.

1.1.2 Навигация, основанная на характеристиках (PBN), определяется как тип зональной навигации (RNAV), при которой требования к навигационным характеристикам предписываются в навигационных спецификациях. Навигационная спецификация определяется как совокупность требований к воздушному судну и летному экипажу, необходимых для обеспечения полетов в условиях PBN в пределах установленного воздушного пространства.

1.1.3 Имеются два типа навигационных спецификаций:

a) *Спецификация RNAV*. Навигационная спецификация, которая не включает требования к контролю за выдерживанием и выдаче предупреждений о несоблюдении характеристик на борту воздушного судна.

b) *Спецификация RNP*. Навигационная спецификация, которая включает требования к контролю за выдерживанием и выдаче предупреждений о несоблюдении характеристик на борту воздушного судна.

1.1.4 В *Руководстве по навигации, основанной на характеристиках (PBN)* (Doc 9613) ИКАО подробно изложена концепция PBN и содержится инструктивный материал по методике внедрения PBN, а также навигационных спецификаций для следующих применений (см. также таблицу III-1-1-1):

a) *RNAV 10*: используется для этапа полета по маршруту на основе RNAV для обеспечения минимумов бокового и продольного эшелонирования, основанного на расстоянии в океаническом воздушном пространстве или отдаленных районах. Критерии построения схемы не разработаны.

b) *RNAV 5*: используется на этапе полета по маршруту на основе RNAV в континентальном воздушном пространстве. Критерии пролета препятствий изложены в главах 2, 3 и 4 раздела 1 и в главах 7 и 8 раздела 3 части III.

c) *RNAV 1 и 2*: используются на этапе полета по маршруту, при SID, STAR и заходах на посадку на основе RNAV вплоть до FAF/FAP. Критерии пролета препятствий изложены в главах 2 и 3 раздела 1 и в главах 1, 2, 3, 7 и 8 раздела 3 части III.

Примечание. Эти критерии также применимы к региональным/национальным навигационным спецификациям, *опубликованным до введения RNAV 1, таким как P-RNAV.*

d) *RNP 4*: используется на этапе полета по маршруту на основе RNAV для обеспечения минимумов бокового и продольного эшелонирования, основанного на расстоянии, в океаническом воздушном пространстве или отдаленных районах. Критерии пролета препятствий изложены в главе 2 раздела 1 и в главе 8 раздела 3 части III.

e) *RNP 2:* используется для полетов на основе RNP на этапе полета по маршруту в океаническом воздушном пространстве, отдаленных районах и в континентальном воздушном пространстве. Критерии пролета препятствий изложены в главе 2 раздела 1 и в главе 8 раздела 3 части III.

f) *RNP 1*: используется для полетов на основе RNP при SID, STAR и заходах на посадку вплоть до FAF/FAP без или под ограниченным наблюдением органов ОВД и при движении низкой – средней плотности. Критерии пролета препятствий изложены в главе 2 раздела 1 и в главах 1, 2, 7 и 8 раздела 3 части III.

g) *Advanced RNP (ARNP)*: используется для обеспечения полетов на основе RNP по маршрутам в континентальном воздушном пространстве, по схемам SID и STAR и схемам захода на посадку. Требования ARNP включают следующие значения навигационной точности: 0,3 м. мили на конечном этапе захода на посадку; 1 или 2 м. мили при полетах по маршрутам в континентальном воздушном пространстве; 1 м. миля при полетах по схемам SID и STAR, на начальном/промежуточном этапе захода на посадку и на этапе ухода на второй круг. Факультативные требования включают прикладные варианты для полетов в океаническом воздушном пространстве и отдаленных районах, а также возможность задавать любое значение навигационной точности в диапазоне от 1,0 до 0,3 м. мили через приращения в 0,1 м. мили на всех этапах полета в районе аэродрома, исключая конечный этап захода на посадку. Критерии пролета препятствий изложены в главе 2 раздела 1 и в главах 1, 2, 3, 4, 7 и 8 раздела 3 части III.

h) *RNP 0,3*: используется для полетов вертолетов на основе RNP на всех этапах полета, за исключением конечного этапа захода на посадку. Критерии пролета препятствий изложены в главе 2 раздела 1 части III и в части IV.

i) *RNP APCH*: используется для обеспечения схем захода на посадку на основе RNP по минимумам LNAV, LNAV/VNAV, LP и LPV. Критерии пролета препятствий изложены в главе 2 раздела 1 и в главах 2, 3, 4, 5 и 7 раздела 3 части III.

j) *RNP AR APCH*: используется для обеспечения схем захода на посадку на основе RNP, все участки которых, включая конечный участок захода на посадку, состоят из прямолинейных участков и/или участков постоянного радиуса, при этом значения RNP являются равными или меньшими 0,3 м. мили на конечном участке захода на посадку и 1 м. мили на других участках захода на посадку.

Примечание 1. Критерии разработки схем захода на посадку на основе RNP AR изложены в Руководстве по построению схем на основе санкционируемых требуемых навигационных характеристик (RNP AR) *(Doc 9905).*

Примечание 2. Навигационные спецификации вместе с соответствующими добавлениями и дополнениями в Руководстве по навигации, основанной на характеристиках (PBN) *ИКАО (Doc 9613), также содержат подробную информацию о конкретных навигационных функциях, которые могут быть факультативными или обязательными в зависимости от навигационной спецификации:*

a) Все навигационные спецификации, предназначенные для схем полета на конечном этапе и заходах на посадку, требуют способности выполнять переходы между участками и выдерживать линии пути, согласующиеся с конкретными указателями окончания траектории в соответствии с ARINC 424. В частности, способность выполнять развороты с заданным радиусом в воздушном пространстве в районе аэродрома, используя указатель окончания траектории RF, рассматривается в навигационных спецификациях RNP AR APCH и в добавлении 1 к части C тома II документа Doc 9613. Функциональные возможности указателя окончания траектории RF требуются в навигационной спецификации ARNP и

являются факультативной функцией в навигационных спецификациях RNP 1, RNP 0,3 и RNP APCH. Ее применение при полетах на основе RNP AR APCH рассматривается в документе Doc 9905.

b) Способность выполнять развороты с постоянным радиусом на этапе полета по маршруту рассматривается в добавлении 2 к части C тома II документа Doc 9613. Переходы с заданным радиусом (FRT) связаны с отдельными точками пути в структуре маршрутов и могут использоваться в применениях на основе ARNP и RNP 2.

Примечание. Инструктивные указания относительно способов применения FRT все еще находятся в стадии разработки, и когда они будут готовы, критерии построения схем для FRT будут включены в PANS-OPS.

c) Использование барометрической абсолютной высоты и информации о RNAV в определении вертикальных траекторий и вертикального наведения на траекторию, известного как баро-VNAV, рассматривается в дополнении A к тому II документа Doc 9613.

Таблица III-1-1-1. Навигационная спецификация для этапов полета

	Этап полета							
	Океанические/отдаленные районы	*Маршрут*	*Прибытие*	*Заход на посадку*				*Вылет*
				Начальный	*Промежуточный*	*Конечный*	*Уход на второй круг*[1]	
RNAV 10	10							
RNAV 5		5	5[2]					
RNP 4	4							
RNP 2	2	2						
RNAV 2		2	2					2
Advanced RNP[3]	2	2 или 1	1–0,3	1–0,3	1–0,3	0,3	1–0,3	1–0,3
RNP 1			1	1	1		1	1
RNAV 1		1	1	1	1		1	1
RNP 0,3 (кат. H)		0,3	0,3	0,3	0,3		0,3	0,3
RNP APCH (Часть A)[4]				1	1	0,3	1	
RNP APCH (Часть B)[4]				1	1	Угловой	1 или 0,3 (начальный этап ухода на второй круг по прямой)	
RNP AR APCH				1–0,1	1–0,1	0,3–0,1	1–0,1	

Примечания:

1. *Требования RNP не применяются к начальному и промежуточному участкам ухода на второй круг.*
2. *RNAV 5 может использоваться на начальных участках STAR на расстоянии более 30 м. миль от КТА.*
3. *Основные требования advanced RNP ограничиваются требованиями RNP 1 на всех этапах полета, за исключением конечного этапа захода на посадку (RNP 0,3), и требованиями RNP 2 при полетах в океаническом воздушном пространстве/отдаленных районах и по континентальным маршрутам. Возможность масштабирования позволит обеспечивать точность значений от 0,3 до 1,0 с приращениями 0,1 м. мили на всех этапах полета, за исключением полетов в океаническом воздушном пространстве/отдаленных районах/по континентальным маршрутам (RNP 1 и RNP 2) и на конечном этапе захода на посадку (RNP 0,3).*
4. *Части A и B относятся к* Руководству по навигации, основанной на характеристиках (PBN) *(Doc 9613), том II, часть C, глава 5, часть A* "Заходы на посадку на основе RNP (RNP APCH) вплоть до минимумов LNAV и LNAV/VNAV" *и часть B* "Заходы на посадку на основе RNP (RNP APCH) вплоть до минимумов LP и LPV" *соответственно.*

1.2 ПОГРЕШНОСТЬ ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ

95 %-ные значения FTE, на основе которых разработаны критерии построения для применений PBN, приведены в таблице III-1-1-2, и их расчет основан на использовании следующих формул:

для RNAV: FTE = ½ требуемой навигационной точности;
для RNP ≥ 0,5: FTE = ½ RNP;
для RNP ≤ 0,5: FTE = 463 м (0,25 м. мили).

Таблица III-1-1-2. FTE как функция от навигационных спецификаций PBN

Этап полета	*FTE (95 %)* *В зависимости от требуемой навигационной спецификации*
Маршрут (расстояние, превышающее или равное 56 км (30 м. миль) от КТА вылета или назначения)	RNAV 5 – 4 630 м (2,5 м. мили) RNP 4 – 3 704 м (2 м. мили) RNAV 2 – 1 852 м (1 м. миля) RNAV 1 – 926 м (0,5 м. мили) RNP 1 – 926 м (0,5 м. мили)
Район аэродрома (SID, STAR, начальный и промежуточный этапы захода на посадку менее 56 км (30 м. миль) от КТА)	RNAV 2 – 1 852 м (1 м. миля) RNAV 1 – 926 м (0,5 м. мили) RNP 1 – 926 м (0,5 м. мили) RNP APCH – 926 м (0,5 м. мили)
Конечный этап захода на посадку	RNP APCH – 463 м (0,25 м. мили)
Уход на второй круг	RNP APCH – 926 м (0,5 м. мили)

Примечание. Значение FTE для RNAV 5 указано в навигационных спецификациях в Руководстве по навигации, основанной на характеристиках (PBN) *(Doc 9613), и может считаться консервативным в контексте демонстрируемых характеристик.*

1.3 МАГНИТНЫЙ АЗИМУТ НА УЧАСТКЕ МАРШРУТА PBN (RNAV ИЛИ RNP)

Магнитный азимут на участке маршрута PBN. Значение магнитного азимута для участка маршрута PBN основывается на значении истинного путевого угла и магнитного склонения в основной точке начала участка маршрута PBN. Магнитный азимут указывается на карте с точностью до ближайшего градуса. В тех случаях, когда маршрут PBN накладывается на существующую воздушную трассу (совмещенный традиционный маршрут и маршрут PBN), на карту наносится радиал VOR или магнитный азимут NDB.

1.4 ЗНАЧЕНИЯ БУФЕРА

1.4.1 Значения поперечных допусков RNAV и RNP получаются на основе NSE и FTE. Они рассматриваются как якобы имеющие распределение Гаусса и определяются методом RSS этих двух погрешностей. (Для систем RNP, основанных на GNSS, NSE является небольшой, а FTE представляет собой доминирующую составляющую.) Однако известно, что эти распределения, которые включают, в частности, грубые ошибки, не являются действительно гауссовыми и хвосты распределений не могут быть точно определены, не имея большого объема данных, которые просто отсутствуют. Поэтому эти хвосты учитываются в критериях построения схем для всех применений PBN, за исключением RNP AR, посредством добавления "значения буфера", основанного на характеристиках воздушного судна (скорость, маневренность и т. д.) и этапе полета (время реакции пилота, время воздействия и т. д.), в случае отклонений, превышающих значение трех стандартных отклонений (3σ).

1.4.2 Для всех применений PBN, за исключением RNP AR, применяются значения буфера (BV) из таблицы III-1-1-3.

Таблица III-1-1-3. Значения буфера

Этап полета	*BV для кат. A–E*	*BV для кат. H*
Маршрут, SID и STAR (расстояние, превышающее или равное 56 км (30 м. миль) от КТА вылета или назначения)	3 704 м (2,0 м. мили)	1 852 м (1,0 м. мили)
Район аэродрома (STAR, начальный и промежуточный этапы захода на посадку менее 56 км (30 м. миль) от КТА, SID и уход на второй круг менее 56 км (30 м. миль) от КТА, но более 28 км (15 м. миль) от КТА)	1 852 м (1,0 м. мили)	1 296 м (0,7 м. мили)
Конечный этап захода на посадку	926 м (0,5 м. мили)	648 м (0,35 м. мили)
Уход на второй круг и SID на расстоянии до 28 км (15 м. миль) от КТА	926 м (0,5 м. мили)	648 м (0,35 м. мили)

1.5 ЗОНА ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ

1.5.1 Половина ширины зоны

1.5.1.1 ½ A/W зоны пролета препятствий во всех применениях RNAV и RNP (за исключением RNP AR) определяется следующим образом:

$$½\ A/W = 1{,}5*XTT+BV,$$

где XTT – значение поперечного допуска 2σ (известное как TSE) и BV – "значение буфера", приведенное в таблице III-1-1-2.

1.5.1.2 В тех случаях, когда в схеме могут использоваться несколько типов навигационных средств (например, DME/DME и GNSS для RNAV 1), XTT, ATT и половина ширины зоны рассчитываются для каждого конкретного навигационного средства, а запас высоты над препятствиями основывается на большем из этих значений.

1.5.2 Дополнительные зоны

Принцип дополнительных зон применяется на всех участках RNAV, где обеспечивается наведение по линии пути. Дополнительные зоны могут также использоваться на участках, которые кодируются для курсового режима (указатели окончания траектории VA, VI, VM), при условии, что вся зона расширяется под углом 15° для учета влияния ветра.

1.5.3 Сливающиеся участки различной ширины

Значения половины ширины большей зоны уменьшаются по линии, проведенной под углом 30° к номинальной линии пути, до значений половины ширины меньшей зоны в точке, находящейся на расстоянии одного допуска ATT от заданной точки пути. (использовать значение ATT, связанное с последующим участком). Значения половины ширины меньшей зоны увеличиваются по линии, проведенной под углом 15° к номинальной линии пути, до значений половины ширины большей зоны в точке, находящейся на расстоянии одного допуска ATT перед заданной точкой пути. Это проиллюстрировано на рис. III-1-1-1. Процесс расхождения и расширения участков в точках сопряжения этапов полета рассматривается в п. 1.5.4.

1.5.4 Слияние зон в точках сопряжения этапов полета

1.5.4.1 Для прибытия и захода на посадку в точке, где изменяется этап полета и/или XTT, ширина зоны определяется с использованием значения буфера предшествующего этапа и значения XTT последующего этапа. В том случае, если ширина зоны последующего участка меньше, чем ширина зоны предшествующего участка, слияние обеспечивается посредством линии, проведенной под углом 30° к номинальной линии пути, зафиксированной шириной зоны в точке изменения (например, IF, FAF). Внешний край основной зоны определяет половину ширины всей зоны. См. рис. III-1-1-2 для изменения в FAF, где:

Промежуточный участок: ½ A/W = 1,5*XTT_{IF} + значение буфера в районе аэродрома.

FAF: ½ A/W = 1,5*XTT_{FAF} + значение буфера в районе аэродрома.

Конечный участок захода на посадку: ½ A/W = 1,5*XTT_{MAPt} + значение буфера на конечном участке захода на посадку.

1.5.4.2 Этот же принцип применяется в точке сопряжения этапа полета по маршруту и начального этапа захода на посадку.

1.5.4.3 В том случае, если ширина зоны последующего участка больше ширины зоны предшествующего участка, слияние обеспечивается посредством расширения зоны предшествующего участка под углом 15° в самой ранней точке, где изменяется этап полета и/или XTT. Внешний край основной зоны определяет половину ширины всей зоны. См. рис. III-1-1-3.

1.6 КОНТРОЛЬНЫЕ ТОЧКИ

1.6.1 Определение контрольных точек

Используемые контрольные точки соответствуют предусмотренным в общих критериях. Как указано в PANS-AIM, каждая контрольная точка определяется в качестве точки пути.

1.6.2 Контрольные точки ступенчатого снижения

К контрольным точкам ступенчатого снижения применяются критерии, изложенные в п. 2.7.3 "Контрольная точка ступенчатого снижения" и п. 2.7.4 "Препятствие вблизи конечной контрольной точки захода на посадку или контрольной точки ступенчатого снижения" главы 2 раздела 2 части I. Местоположение SDF не учитывается при расчете зоны боковой защиты.

1.6.3 Дополнительные контрольные точки в пределах прямолинейного участка

Для введения особых ограничений (например, ограничение скорости, изменение абсолютной высоты или пункта передачи донесений для целей УВД) в пределах прямолинейного участка могут добавляться некоторые точки пути, которые не являются точками пути разворота или указанными как IAF, IF, FAF или MAPt. Тем не менее, поскольку ограничение количества точек является важным по различным причинам (например, пригодность к полету, рабочая нагрузка на пилота, размер базы навигационных данных), необходимо учитывать следующее:

a) При разработке схем следует использовать минимальное количество точек пути. Если отсутствует необходимость, и независимо от этапа полета в пределах прямолинейного участка следует указывать не более двух дополнительных точек пути. Эти дополнительные точки пути не учитываются при расчете зоны боковой защиты и определяются как точки пути "флай-бай".

b) Изменения абсолютной высоты и ограничения скорости применяются лишь в тех случаях, когда предполагается извлечь эксплуатационные выгоды.

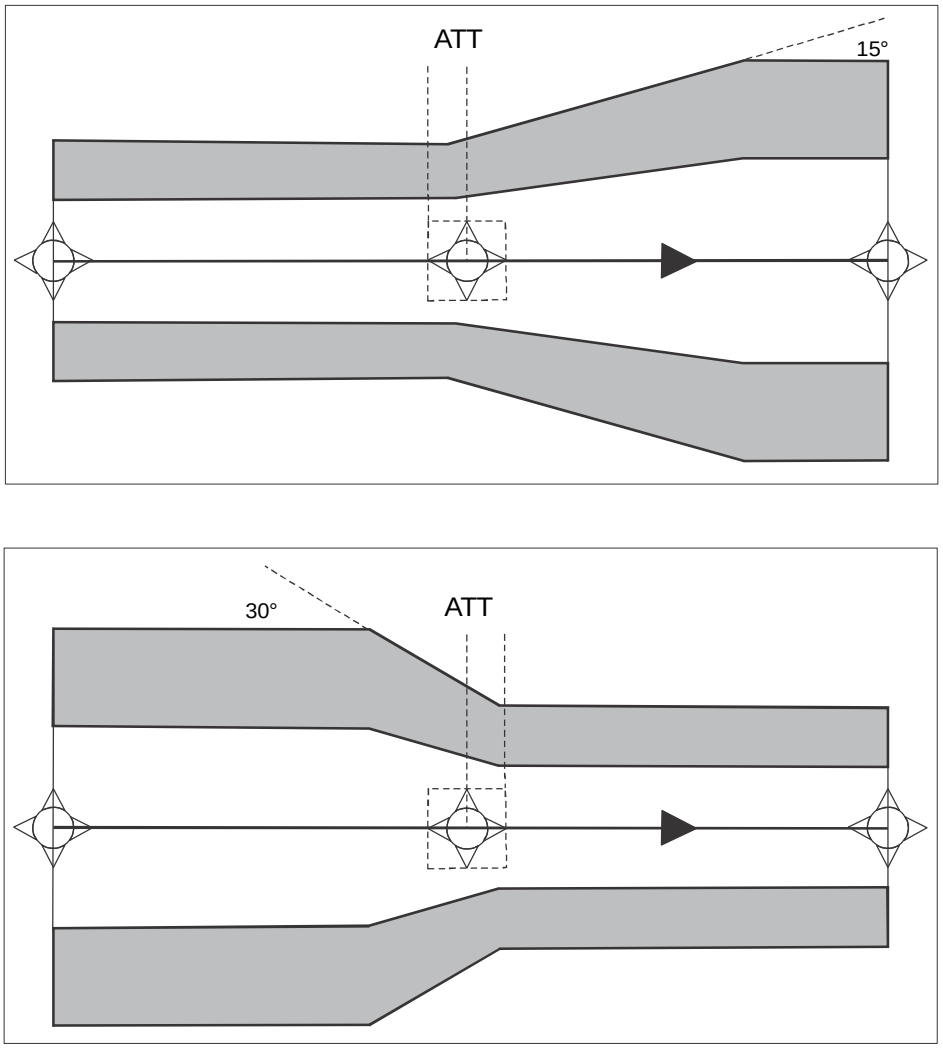


Рис. III-1-1-1. Сливающиеся участки различной ширины

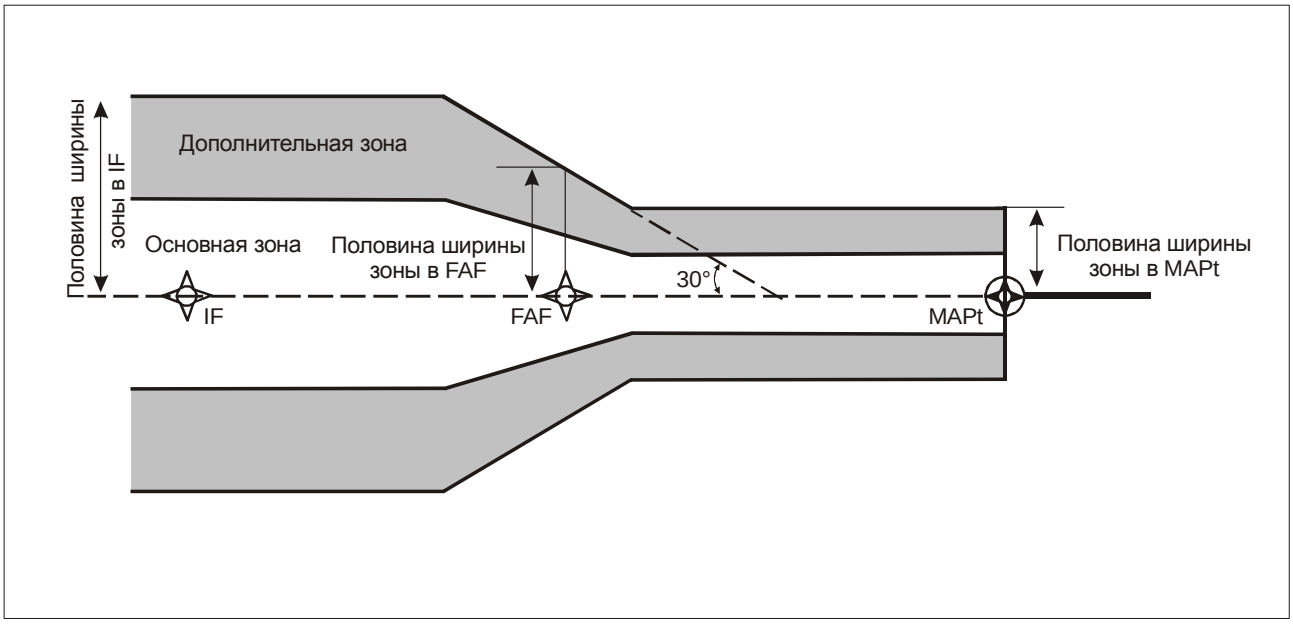


Рис. III-1-1-2. Слияние в точках сопряжения этапов полета: FAF

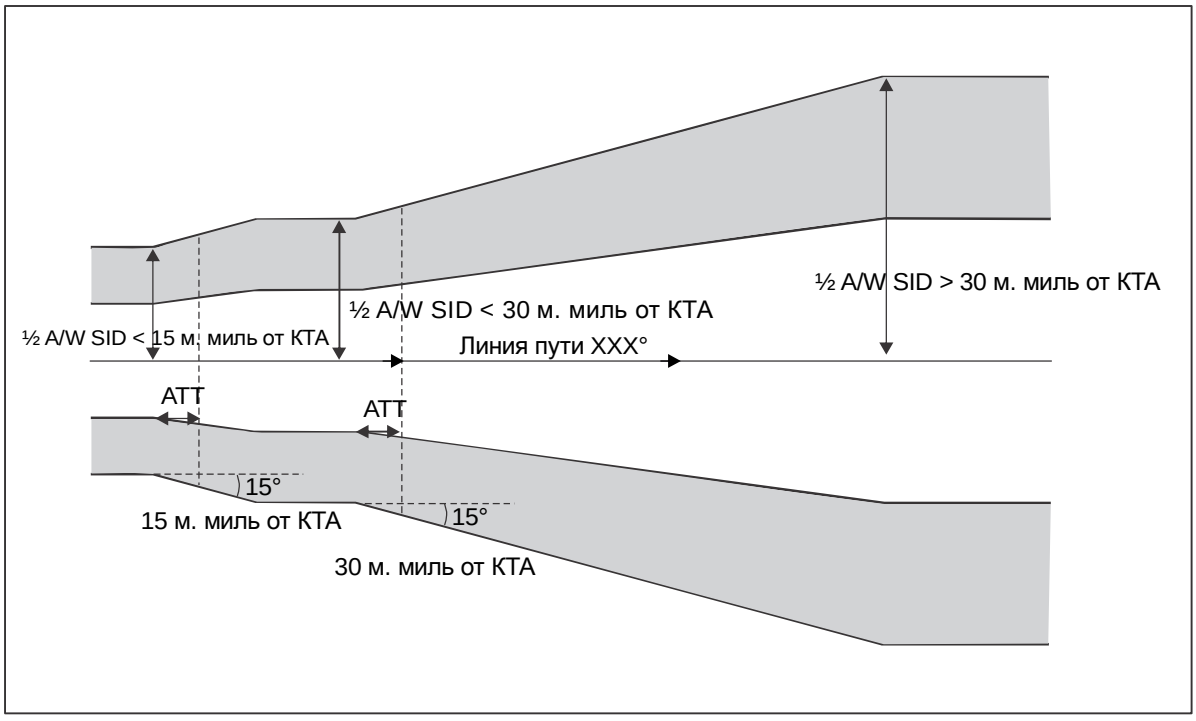


Рис. III-1-1-3. Слияние в точках сопряжения этапов полета: вылеты

Глава 2

RNAV НА ОСНОВЕ GNSS

2.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

2.1.1 В настоящей главе описываются поперечные и продольные параметры для GNSS, используемые в качестве основы для критериев построения схем, указанных в разделе 3 настоящей части. Определение местоположения с использованием GNSS применимо к следующим навигационным спецификациям:

a) RNAV 5;

b) RNAV 2;

c) RNAV 1;

d) RNP 4;

e) RNP 2;

f) RNP 1;

g) advanced RNP;

h) RNP 0,3;

i) RNP APCH (за исключением для минимумов LP/LPV).

2.2 XTT, ATT И ПОЛОВИНА ШИРИНЫ ЗОНЫ

2.2.1 *XTT и ATT для навигационных спецификаций RNP*. Суммарная погрешность системы (TSE) зависит от погрешности оценки местоположения (погрешность SIS и погрешность бортового приемника), погрешности определения траектории, погрешности системы отображения и погрешности техники пилотирования. Навигационные спецификации RNP определяют следующие значения боковой TSE:

a) *RNP 4*. Боковая TSE и продольная погрешность не превышают ±7,4 км (4 м. мили) в течение как минимум 95 % общего полетного времени.

b) *RNP 2*. Боковая TSE и продольная погрешность не превышают ±3,7 км (2,0 м. мили) в течение как минимум 95 % общего полетного времени.

c) *RNP 1*. Боковая TSE и продольная погрешность не превышают ±1,9 км (1 м. миля) в течение как минимум 95 % общего полетного времени.

d) *Advanced RNP*. Боковая TSE и продольная погрешность не превышают применимые значения точности для данного этапа полета:

– океаническое воздушное пространство/отдаленные районы: ±3,7 км (2,0 м. мили);

– континентальный маршрут: ±3,7 км (2,0 м. мили) или ±1,9 км (1 м. миля);

– этапы вылета, прибытия, начальный, промежуточный этапы захода на посадку, этап ухода на второй круг: ±0,56 км (0,3 м. мили) до 1,9 км (1 м. миля) с приращением 0,19 км (0,1 м. мили);

– конечный этап захода на посадку: ±0,56 км (0,3 м. мили)

в течение по крайней мере 95 % общего полетного времени.

e) *RNP 0,3*. Боковая TSE и продольная погрешность не превышают ±0,56 км (0,3 м. мили) в течение как минимум 95 % общего полетного времени.

f) *RNP APCH (только LNAV и LNAV/VNAV)*. Боковая TSE и продольная погрешность не превышают ±1,9 км (1 м. миля) в течение 95 % общего полетного времени на начальном и промежуточном участках захода на посадку и при уходе на второй круг, когда уход на второй круг основывается на требовании RNAV. Боковая TSE и продольная погрешность не превышают ±0,56 км (0,3 м. мили) в течение 95 % общего полетного времени на конечном участке захода на посадку.

Примечание. Конечный участок захода на посадку и участок ухода на второй круг на основе RNP APCH для минимумов вплоть до LP или LPV рассматриваются в главе 5 раздела 3 части III.

TSE используется для определения значений XTT и ATT следующим образом:

XTT = TSE,

ATT = 0,8*TSE.

2.2.1.1 Критерии RNP APCH применяются только в пределах 56 км (30 м. миль) от КТА назначения. За пределами этого расстояния следует применять критерии RNAV 1 или RNP 1.

2.2.2 *XTT и ATT для навигационных спецификаций RNAV*. Если в навигационной спецификации RNAV FTE превышает порог срабатывания сигнализации контроля целостности (IMAL) приемника GNSS, XTT определяется стандартным методом квадратного корня из суммы квадратов TSE (TSE = NSE + FTE + ST, где ST = 0,25 м. мили). Если FTE равна или меньше IMAL, XTT основывается на IMAL. Это показано в следующей таблице:

Этап полета	*Навигационная спецификация*	*XTT*
Маршрут и район аэродрома (>56 км (30 м. миль) от КТА)	RNAV 5	4,65 км (2,51 м. мили)
Маршрут и район аэродрома (>56 км (30 м. миль) от КТА)	RNAV 1 и 2	3 704 м (2,00 м .мили)
Район аэродрома (<56 км (30 м. миль) от КТА) до IAF	RNAV 1 и 2	1 852 м (1,00 м. мили)

ATT = 0,8*XTT.

2.2.3 Половина ширины зоны

2.2.3.1 Половина ширины зоны (½ A/W) в точке пути определяется следующим уравнением:

½ A/W = XTT × 1,5 + BV,

где 1,5 XTT соответствует значению боковой TSE 3 σ;

BV – значение буфера (значения приведены в таблице III-1-1-2).

2.2.3.2 Контрольные точки ожидания на основе RNAV следует определять с использованием значений XTT и ATT для маршрута, за исключением случаев, когда ожидание осуществляется на расстоянии менее 56 км (30 м. миль) от КТА; в этом случае следует использовать значения STAR.

2.2.3.3 Результаты расчетов половины ширины для наиболее распространенных видов применения приведены в качестве примера в следующих таблицах (половину ширины для всех видов применения можно рассчитать по формулам в пп. 2.2.1 и 2.2.3):

a) *RNP 4:* таблицы III-1-2-1 и III-1-2-2;

b) *RNP 2:* таблицы III-1-2-3 и III-1-2-4;

c) *RNP 1 (самолет):* таблицы III-1-2-5 и III-1-2-6;

d) *RNP 1 (кат. H):* таблицы III-1-2-7 и III-1-2-8;

e) *advanced RNP:* таблицы III-1-2-9 и III-1-2-10. Используя формулы в пп. 2.2.1 и 2.2.3, можно рассчитать факультативное значение половины ширины и ATT для ARNP;

f) *RNP 0,3 (кат. H):* таблицы III-1-2-11 и III-1-2-12;

g) *RNP (APCH) (самолет):* таблицы III-1-2-13 и III-1-2-14;

h) *RNP APCH (кат. H):* таблицы III-1-2-15 и III-1-2-16;

i) *RNAV 1 и RNAV 2:* таблицы III-1-2-17 и III-1-2-18;

j) *RNAV 1 и RNAV 2 (кат. H):* таблицы III-1-2-19 и III-1-2-20;

k) *RNAV 5:* таблицы III-1-2-21 и III-1-2-22.

Таблица III-1-2-1. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP 4 на этапе полета по маршруту (м)

Маршрут/STAR/SID (>56 км от КТА)		
XTT	*ATT*	*½ A/W*
7 408	5 926	14 820

Таблица III-1-2-2. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP 4 на этапе полета по маршруту (м. мили)

Маршрут/STAR/SID (>30 м. миль от КТА)		
XTT	*ATT*	*½ A/W*
4,00	3,20	8,00

Таблица III-1-2-3. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP 2 на этапе полета по маршруту (м)

Маршрут/STAR/SID (>56 км от КТА)		
XTT	*ATT*	*½ A/W*
3 704	2 963	9 260

Таблица III-1-2-4. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP 2 на этапе полета по маршруту (м. мили)

Маршрут/STAR/SID (>30 м. мили от КТА)		
XTT	*ATT*	*½ A/W*
2,00	1,60	5,00

Таблица III-1-2-5. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP 1 на этапах прибытия и вылета (м)

STAR/SID (>56 км от КТА)			*STAR/SID (<56 км от КТА)*			*SID (<28 км от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
1 852	1 482	6 482	1 852	1 482	4 630	1 852	1 482	3 704

Таблица III-1-2-6. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP 1 (самолет) на этапах прибытия и вылета (м. мили)

STAR/SID (>30 м. миль от КТА)			*STAR/SID (<30 м. миль от КТА)*			*SID (<15 м. миль от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
1,00	0,80	3,50	1,00	0,80	2,50	1,00	0,80	2,00

Таблица III-1-2-7. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP 1 (кат. H) на этапах прибытия и вылета (м)

STAR/SID (>56 км от КТА)			*STAR/SID (<56 км от КТА)*			*SID (<28 км от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
1 852	1 482	4 630	1 852	1 482	4 074	1 852	1 482	3 426

Таблица III-1-2-8. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP 1 (кат. H) на этапах прибытия и вылета (м. мили)

STAR/SID (>30 м. миль от КТА)			*STAR/SID (<30 м. миль от КТА)*			*SID (<15 м. миль от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
1,00	0,80	2,50	1,00	0,80	2,20	1,00	0,80	1,85

Таблица III-1-2-9. XTT, ATT и половина ширины зоны для advanced RNP на всех этапах полета (самолет) (м)

RNP	*Маршрут (континентальный и в отдаленных районах)*			*STAR/SID (>56 км от КТА)*			*STAR/SID/IF/IAF/уход на второй круг (<56 км от КТА)*			*FAF*			*MAPt*			*Уход на второй круг/SID (<28 км от КТА)*		
	XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ AW*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
2	3 704	2 964	9 260	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1	1 852	1 482	6 482	1 852	1 482	6 482	1 852	1 482	4 630	-	-	-	-	-	-	1 852	1 482	3 704
0,3	-	-	-	-	-	-	-	-	-	556	444	2 685	556	444	1 759	-	-	-

Таблица III-1-2-10. XTT, ATT и половина ширины зоны для advanced RNP на всех этапах полета (самолет) (м. мили)

RNP	*Маршрут (континентальный и в отдаленных районах)*			*STAR/SID (>30 м. миль от КТА)*			*STAR/SID (<30 м. миль от КТА) IAF/IF/уход на второй круг*			*FAF*			*MAPt*			*Уход на второй круг/SID (<15 м. миль от КТА)*		
	XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
2	2	1,6	5,0	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1	1	0,8	3,5	1	0,8	3,5	1	0,8	2,5	-	-	-	-	-	-	1	0,8	2
0,3	-	-	-	-	-	-	-	-	-	0,3	0,24	1,45	0,3	0,24	0,95	-	-	-

Таблица III-1-2-11. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP 0,3 (м) (кат. H)

Маршрут/STAR/SID (>56 км от КТА)			*STAR/SID/IF/IAF/уход на второй круг (≤56 км от КТА)*			*SID/уход на второй круг (<28 км от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
556	444	2685	556	444	2130	556	444	1482

Таблица III-1-2-12. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP 0,3 (м. мили) (кат. H)

Маршрут/STAR/SID (>30 м. миль от КТА)			*STAR/SID/IF/IAF/уход на второй круг (≤30 м. миль от КТА)*			*SID/уход на второй круг (<15 м. миль от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
0,30	0,24	1,45	0,30	0,24	1,15	0,30	0,24	0,80

Таблица III-1-2-13. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP APCH (самолет) на начальном/промежуточном/конечном этапах захода на посадку и этапе ухода на второй круг (м)

IF/IAF/уход на второй круг (<56 км от КТА)			*FAF*			*MAPt/начальный этап ухода на второй круг по прямой (только LP/LPV)*			*Уход на второй круг (<28 км от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
1 852	1 482	4 630	5 56	4 44	2 685	556	444	1 759	1 852	1 482	3 704

Таблица III-1-2-14. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP APCH (самолет) на начальном/промежуточном/конечном этапах захода на посадку и этапе ухода на второй круг (м. мили)

IF/IAF/уход на второй круг (<30 м. миль от КТА)											
XTT				*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
1,00				0,24	1,45	0,30	0,24	0,95	1,00	0,80	2,00

Таблица III-1-2-15. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP APCH (кат. H) на начальном/промежуточном/конечном этапах захода на посадку и этапе ухода на второй круг (м)

IF/IAF/уход на второй круг (<56 км от КТА)			*FAF*			*MAPt/начальный этап ухода на второй круг по прямой (только LP/LPV)*			*Уход на второй круг (<28 км от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
1 852	1 482	4 074	556	444	2 130	556	444	1 482	1 852	1 482	3 426

Таблица III-1-2-16. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNP APCH (кат. H) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном/конечном этапах захода на посадку и этапе ухода на второй круг (м. мили)

IF/IAF/уход на второй круг (<30 м. миль от КТА)			*FAF*			*MAPt/начальный этап ухода на второй круг по прямой (только LP/LPV)*			*Уход на второй круг (<15 м. миль от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
1,00	0,80	2,20	0,30	0,24	1,15	0,30	0,24	0,80	1,00	0,80	1,85

Таблица III-1-2-17. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNAV 1 и RNAV 2 (кат. A – E) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном этапах захода на посадку и этапе вылета (м)

Маршрут/STAR/SID (>56 км от КТА)			*STAR/IF/IAF/SID (<56 км от КТА)*			*SID (<28 км от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
3 704	2 963	9 260	1 852	1 482	4 630	1 852	1 482	3 704

Таблица III-1-2-18. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNAV 1 и RNAV 2 (кат. A – E) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном этапах захода на посадку и этапе вылета (м. мили)

Маршрут/STAR/SID (>30 м. миль от КТА)			*STAR/IF/IAF/SID (<30 м. миль от КТА)*			*SID (<15 м. миль от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
2,00	1,60	5,00	1,00	0,80	2,50	1,00	0,80	2,00

Таблица III-1-2-19. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNAV 1 и RNAV 2 (кат. H) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном этапах захода на посадку и этапе вылета (м)

Маршрут/STAR/SID (>56 км от КТА)			*STAR/IF/IAF/SID (<56 км от КТА)*			*SID (<28 км от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
3 700	2 960	7 400	1 850	1 480	4 070	1 850	1 480	3 420

Таблица III-1-2-20. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNAV 1 и RNAV 2 (кат. H) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном этапах захода на посадку и этапе вылета (м. мили)

Маршрут/STAR/SID (>30 м. миль от КТА)			*STAR/IF/IAF/SID (<30 м. миль от КТА)*			*SID (<15 м. миль от КТА)*		
XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
2,00	1,60	4,00	1,00	0,80	2,20	1,00	0,80	1,85

Таблица III-1-2-21. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNAV 5 на этапе полета по маршруту (м)

Маршрут/STAR/SID (>56 км от КТА)		
XTT	*ATT*	*½ A/W*
4 650	3 720	10 690

Таблица III-1-2-22. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNAV 5 на этапе полета по маршруту (м. мили)

Маршрут/STAR/SID (>30 м. миль от КТА)		
XTT	*ATT*	*½ A/W*
2,51	2,01	5,77

Глава 3

RNAV НА ОСНОВЕ DME/DME

3.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

3.1.1 В настоящей главе изложены критерии построения схем RNAV на основе DME/DME в навигационных применениях RNAV 1 и RNAV 2, которые применимы к полетам по континентальному маршруту и в районе аэродрома, включая SID, STAR и начальные этапы захода на посадку вплоть до конечного этапа захода на посадку/этапа ухода на второй круг, но исключая эти этапы. В ней также рассматриваются применения RNAV 5, которые применимы к полетам только по континентальному маршруту. Применяются положения главы 4 "Обеспечение качества" раздела 2 части I, расширенные или измененные в настоящей главе.

3.1.2 Критерии в настоящей главе не подходят для применений RNP. В том случае, когда определение местоположения на основе DME/DME используется для обеспечения применений RNP, следует соответственно использовать существующие критерии RNP 1 и RNP APCH.

3.2 ТРЕБОВАНИЯ К БОРТОВОМУ И НАЗЕМНОМУ ОБОРУДОВАНИЮ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К СХЕМАМ НА ОСНОВЕ DME/DME

3.2.1 Стандартные допущения в отношении бортового и наземного оборудования, на котором основаны схемы DME/DME, заключаются в следующем:

a) Координаты станции DME публикуются в соответствии с требованиями WGS-84, а превышения – как AMSL (если DME не совмещено с VOR, местоположение и превышение DME следует публиковать отдельно в AIP).

b) Бортовое оборудование отвечает требованиям инструктивного материала, приведенного в *Руководстве по навигации, основанной на характеристиках (PBN)* (Doc 9613) ИКАО:

   1) в главе 2 "Внедрение RNAV 5" части B тома II или

   2) в главе 3 "Внедрение RNAV 1 и RNAV 2" части B тома II.

c) Наземное оборудование отвечает критериям, приведенным в Приложении 10 ИКАО, и его погрешность не превышает 185 м/0,1 м. мили в течение 95 % времени.

3.3 ТОЧНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМЫ RNAV НА ОСНОВЕ DME/DME

3.3.1 Точность использования системы (DTT) бортового приемного оборудования определяется следующим образом:

$$2\sigma = 2\frac{\sqrt{(\sigma_{1,air}^2 + \sigma_{1,sis}^2) + (\sigma_{2,air}^2 + \sigma_{2,sis}^2)}}{Sin\,\alpha},$$

где σ_{sis} = 0,05 м. мили;

σ_{air} = MAX{0,085 м. мили, 0,125 % от расстояния (как определено в RTCA DO-189 и TSO-C66c)} для RNAV 1 и RNAV 2;

и

$30 \leq \alpha \leq 150$.

3.3.2 Значения ATT, XTT и ½ AW рассчитываются для $\alpha = 90°$, если в схеме используется более двух станций DME (т. е. показания по крайней мере двух DME имеются в любой точке линии пути); в других случаях используется значение $\alpha = 30°$.

Примечание. Теоретический максимальный радиогоризонт в км составляет 4,11 √h, где h дается в метрах. Теоретический максимальный радиогоризонт в м. милях составляет 1,23 √h, где h дается в футах.

3.4 ДОПУСК НА ТЕХНИКУ ПИЛОТИРОВАНИЯ

Применяются значения FTE, указанные в таблице III-1-1-1.

3.5 ДОПУСК НА ВЫЧИСЛЕНИЯ В СИСТЕМЕ

Допуск на вычисления в системе (ST) составляет ±463 м (0,25 м. мили). Основой этого допуска является реализация WGS-84.

3.6 XTT, ATT И ПОЛОВИНА ШИРИНЫ ЗОНЫ

3.6.1 XTT и ATT

3.6.1.1 Получение поперечного и продольного допусков в любой контрольной точке, определяемой точкой пути, производится путем объединения допусков, указанных в пп. 3.3–3.5, на основе вычисления квадратного корня из суммы квадратов следующим образом:

$$XTT = \sqrt{DTT^2 + FTE^2 + ST^2};$$

$$ATT = \sqrt{DTT^2 + ST^2}.$$

3.6.1.2 Результаты расчетов XTT и ATT приведены в следующих таблицах:

а) *RNAV 1:* таблицы III-1-3-1 – III-1-3-4;

b) *RNAV 2:* таблицы III-1-3-5 и III-1-3-6;

c) *RNAV 5:* таблицы III-1-3-7 и III-1-3-8.

3.6.2 Половина ширины зоны

3.6.2.1 Половина ширины зоны (½ A/W) в точке пути определяется из следующего уравнения:

$$½ A/W = 1,5*XTT + BV,$$

где BV – значение буфера (значения указаны в таблице III-1-1-3).

3.6.2.2 Контрольные точки ожидания на основе RNAV следует определять с использованием значений XTT и ATT для маршрута, за исключением случаев, когда ожидание осуществляется на расстоянии менее 56 км (30 м. миль) от КТА; в этом случае следует использовать значения STAR.

3.6.2.3 Результаты расчетов половины ширины приведены в следующих таблицах:

a) *RNAV 1:* таблицы III-1-3-1 – III-1-3-4;

b) *RNAV 2:* таблицы III-1-3-5 и III-1-3-6;

c) *RNAV 5:* таблицы III-1-3-7 и III-1-3-8.

3.7 ЗОНА ДЕЙСТВИЯ НАВИГАЦИОННОГО СРЕДСТВА

3.7.1 Поскольку не представляется возможным узнать, какие станции DME будет использовать бортовая система для коррекции местоположения, следует провести теоретическую проверку целостности маршрута с целью убедиться в наличии соответствующей зоны действия DME в любой точке предлагаемого маршрута, основанного по крайней мере на использовании двух выбранных станций (зона действия станций DME указана на рис. III-1-3-1). Следует провести предварительную проверку с использованием специфицированной отбраковочной модели DME и учесть:

a) опубликованную максимальную дальность действия оборудования DME с учетом теоретического максимального радиогоризонта станции 300 км/160 м. миль;

b) максимальный и минимальный угол пересечения направлений на станции DME (между 30 и 150°);

c) что средства DME, находящиеся в пределах 5,6 км (3 м. мили) от задаваемой линии пути, не могут использоваться для навигации;

d) опубликованные ограничения в обозначенной рабочей зоне действия, если таковые имеются.

Примечание. Ряд государств и организаций, такие как ФАУ и ЕВРОКОНТРОЛЬ, используют средства отбраковывания DME.

3.7.2 Теоретическая проверка целостности должна определить зону действия и избыточность на маршруте. Если в какой-либо точке схемы местоположение может быть определено с использованием только конкретной пары станций DME, тогда эти станции DME считаются критическими для данной схемы. Схемы с критическими станциями DME не имеют альтернативы. Критические станции DME отмечаются на карте схемы.

3.7.3 Если TACAN, не отвечающая требованиям Приложения 10 в отношении DME, находится в пределах диапазона коррекции, эта станция не публикуется в AIP, с тем чтобы исключить ее из памяти электронной бортовой базы навигационных данных.

3.7.4 Станция DME может располагаться выше номинальной траектории полета при условии, что эксплуатационная приемлемость характеристик подтверждена в процессе летной проверки и тщательно контролируется в течение первых месяцев эксплуатации станции (как минимум 3 мес).

Примечание. Бортовые системы используют все средства DME в пределах максимальной дальности и определяют наиболее подходящие средства для расчета местоположения.

3.7.5 В том случае, если непрерывная зона действия DME/DME не может быть обеспечена, в схеме следует учесть это ограничение посредством использования участка, определяемого методом счисления пути. Защищенная зона расширяется под углом 15° с обеих сторон линии пути, начиная с края основной зоны в точке, где зона действия не обеспечивается. Расстояние по линии пути за пределами зоны действия не превышает 19 км (10 м. миль). (На начальных участках вылета, где зона действия DME зачастую является недостаточной и на схему оказывают сильное влияние требования ОрВД, следует рассмотреть возможность использования курсовых участков и начальных разворотов на абсолютной высоте, или даже обычных (не RNAV) методов навигации). Поставщик обслуживания должен обеспечить, чтобы станции VOR/DME не оказывали отрицательного влияния на определение местоположения при нахождении вне зоны действия DME/DME.

Примечание. Для специальных сценариев могут быть разработаны варианты использования мультисенсорных систем, например VOR/DME и/или DME/DME/IRU.

3.8 АПРОБАЦИЯ

3.8.1 Апробация на земле

Первоначальная апробация предлагаемой схемы может быть выполнена с использованием летных тренажеров и/или программных средств моделирования FMC для проверки прогнозируемой траектории полета на предмет непрерывности и повторяемости маршрута. Такая апробация должна включать влияние минимальной и максимальной IAS, ветра, а также массы воздушного судна и типа FMC.

3.8.2 Летная проверка

3.8.2.1 Результаты предварительной теоретической проверки целостности должны впоследствии быть подтверждены результатами летной проверки. Организации, осуществляющей летную проверку, следует предоставить полную информацию о предпроектных проверках, включая данные о любой критической станции DME.

3.8.2.2 Летная проверка перед опубликованием схемы должна включать анализ предыстории обновления данных (использование корректирующих станций DME). Если система RNAV использует станции DME, расположенные за пределами их опубликованной дальности действия, следует провести дополнительную проверку влияния использования таких станций.

Таблица III-1-3-1. XTT, ATT и половина ширины зоны для DME RNAV (RNAV 1) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном этапах захода на посадку и этапе вылета (км)
Таблица основана на использовании двух корректирующих станций DME

Абсолютная высота (м)	*Маршрут/STAR/SID (>56 км от КТА)*			*STAR/IF/IAF (<56 км от КТА)*			*SID (<28 км от DER)*			*FAF*		
	XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
4 500	Для всех абсолютных высот			2,29	2,09	5,29	2,29	2,09	4,36			
4 200	2,29	2,09	7,14	2,23	2,03	5,20	2,23	2,03	4,27			
3 900				2,17	1,97	5,11	2,17	1,97	4,18			
3 600				2,11	1,90	5,02	2,11	1,90	4,09			
3 300				2,05	1,83	4,93	2,05	1,83	4,00			
3 000				1,99	1,76	4,83	1,99	1,76	3,90	1,82	1,76	3,65
2 700				1,92	1,68	4,73	1,92	1,68	3,80	1,74	1,68	3,54
2 400				1,85	1,60	4,63	1,85	1,60	3,70	1,67	1,60	3,43
2 100				1,78	1,52	4,52	1,78	1,52	3,59	1,59	1,52	3,31
1 800				1,70	1,43	4,41	1,70	1,43	3,48	1,50	1,43	3,18
1 500				1,63	1,34	4,29	1,63	1,34	3,36	1,41	1,34	3,05
1 200				1,54	1,24	4,17	1,54	1,24	3,24	1,32	1,24	2,91
300–900				1,46	1,13	4,05	1,46	1,13	3,12	1,22	1,13	2,76

Таблица III-1-3-2. XTT, ATT и половина ширины зоны для DME RNAV (RNAV 1) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном этапах захода на посадку и этапе вылета (м. мили)
Таблица основана на использовании более двух корректирующих станций DME

Абсолютная высота (фут)	*Маршрут/STAR/SID (>30 м. миль от КТА)*			*STAR/IF/IAF (<30 м. миль от КТА)*			*SID (<15 м. миль от DER)*			*FAF*		
	XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
15 000	Для всех абсолютных высот			1,24	1,13	2,85	1,24	1,13	2,35			
14 000	1,24	1,13	3,85	1,20	1,10	2,81	1,20	1,10	2,31			
13 000				1,17	1,06	2,76	1,17	1,06	2,26			
12 000				1,14	1,02	2,71	1,14	1,02	2,21			
11 000				1,11	0,99	2,66	1,11	0,99	2,16			
10 000				1,07	0,95	2,61	1,07	0,95	2,11	0,98	0,95	1,97
9 000				1,04	0,91	2,55	1,04	0,91	2,05	0,94	0,91	1,91
8 000				1,00	0,86	2,50	1,00	0,86	2,00	0,90	0,86	1,85
7 000				0,96	0,82	2,44	0,96	0,82	1,94	0,86	0,82	1,79
6 000				0,92	0,77	2,38	0,92	0,77	1,88	0,81	0,77	1,72
5 000				0,88	0,72	2,32	0,88	0,72	1,82	0,76	0,72	1,65
4 000				0,83	0,67	2,25	0,83	0,67	1,75	0,71	0,67	1,57
1 000–3 000				0,79	0,61	2,18	0,79	0,61	1,68	0,66	0,61	1,49

Таблица III-1-3-3. XTT, ATT и половина ширины зоны для DME RNAV (RNAV 1) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном этапах захода на посадку и этапе вылета (км)
Таблица основана на использовании более двух корректирующих станций DME

Абсолютная высота (фут)	*Маршрут/STAR/SID (>30 м. миль от КТА)*			*STAR/IF/IAF (<30 м. миль от КТА)*			*SID (<15 м. миль от DER)*			*FAF*		
	XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
4 500	Для всех абсолютных высот			1,45	1,12	4,03	1,45	1,12	3,11			
4 200	1,45	1,12	5,88	1,43	1,09	4,00	1,43	1,09	3,07			
3 900				1,41	1,06	3,96	1,41	1,06	3,04			
3 600				1,39	1,03	3,93	1,39	1,03	3,00			
3 300				1,36	1,00	3,89	1,36	1,00	2,97			
3 000				1,34	0,97	3,86	1,34	0,97	2,93	1,07	0,97	2,53
2 700				1,31	0,93	3,82	1,31	0,93	2,90	1,04	0,93	2,49
2 400				1,29	0,90	3,78	1,29	0,90	2,86	1,01	0,90	2,44
2 100				1,26	0,86	3,75	1,26	0,86	2,82	0,98	0,86	2,39
1 800				1,24	0,82	3,71	1,24	0,82	2,78	0,94	0,82	2,34
1 500				1,21	0,78	3,67	1,21	0,78	2,74	0,91	0,78	2,29
1 200				1,18	0,74	3,63	1,18	0,74	2,70	0,87	0,74	2,23
300–900				1,16	0,69	3,59	1,16	0,69	2,66	0,83	0,69	2,18

Таблица III-1-3-4. XTT, ATT и половина ширины зоны для DME RNAV (RNAV 1) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном этапах захода на посадку и этапе вылета (м. мили)
Таблица основана на использовании более двух корректирующих станций DME

Абсолютная высота (фут)	*Маршрут/STAR/SID (>30 м. миль от КТА)*			*STAR/IF/IAF (<30 м. миль от КТА)*			*SID (<15 м. миль от DER)*			*FAF*		
	XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
15 000	Для всех абсолютных высот			0,78	0,61	2,18	0,78	0,61	1,68			
14 000	0,78	0,61	3,18	0,77	0,59	2,16	0,77	0,59	1,66			
13 000				0,76	0,57	2,14	0,76	0,57	1,64			
12 000				0,75	0,56	2,12	0,75	0,56	1,62			
11 000				0,74	0,54	2,10	0,74	0,54	1,60			
10 000				0,72	0,52	2,08	0,72	0,52	1,58	0,58	0,52	1,37
9 000				0,71	0,50	2,06	0,71	0,50	1,56	0,56	0,50	1,34
8 000				0,70	0,48	2,04	0,70	0,48	1,54	0,54	0,48	1,32
7 000				0,68	0,46	2,02	0,68	0,46	1,52	0,53	0,46	1,29
6 000				0,67	0,44	2,00	0,67	0,44	1,50	0,51	0,44	1,26
5 000				0,65	0,42	1,98	0,65	0,42	1,48	0,49	0,42	1,23
4 000				0,64	0,40	1,96	0,64	0,40	1,46	0,47	0,40	1,20
1 000–3 000				0,62	0,37	1,94	0,62	0,37	1,44	0,45	0,37	1,18

Таблица III-1-3-5. XTT, ATT и половина ширины зоны для DME RNAV (RNAV 2) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном этапах захода на посадку и этапе вылета (км)
Таблица основана на использовании двух корректирующих станций DME

Абсолютная высота (м)	*Маршрут/STAR/SID (>56 км от КТА)*			*STAR/IF/IAF (<56 км от КТА)*			*SID (<28 км от DER)*			*FAF*		
	XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
4 500	Для всех абсолютных высот			2,79	2,09	6,04	2,79	2,09	5,12			
4 200	2,79	2,09	7,90	2,75	2,03	5,97	2,75	2,03	5,05			
3 900				2,70	1,97	5,90	2,70	1,97	4,98			
3 600				2,65	1,90	5,83	2,65	1,90	4,90			
3 300				2,60	1,83	5,76	2,60	1,83	4,83			
3 000				2,55	1,76	5,68	2,55	1,76	4,75	N/A	N/A	N/A
2 700				2,50	1,68	5,60	2,50	1,68	4,68	N/A	N/A	N/A
2 400				2,45	1,60	5,52	2,45	1,60	4,60	N/A	N/A	N/A
2 100				2,39	1,52	5,44	2,39	1,52	4,52	N/A	N/A	N/A
1 800				2,34	1,43	5,36	2,34	1,43	4,44	N/A	N/A	N/A
1 500				2,28	1,34	5,28	2,28	1,34	4,35	N/A	N/A	N/A
1 200				2,23	1,24	5,19	2,23	1,24	4,27	N/A	N/A	N/A
300–900				2,17	1,13	5,11	2,17	1,13	4,18	N/A	N/A	N/A

Таблица III-1-3-6. XTT, ATT и половина ширины зоны для DME RNAV (RNAV 2) на маршруте, при прибытии, на начальном/промежуточном этапах захода на посадку и этапе вылета (м. мили)
Таблица основана на использовании двух корректирующих станций DME

Абсолютная высота (фут)	*Маршрут/STAR/SID (>30 м. миль от КТА)*			*STAR/IF/IAF (<30 м. миль от КТА)*			*SID (<15 м. миль от DER)*			*FAF*		
	XTT	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*	*XTT*	*ATT*	*½ A/W*
15 000	Для всех абсолютных высот			1,51	1,13	3,26	1,51	1,13	2,76			
14 000	1,51	1,13	4,26	1,48	1,10	3,23	1,48	1,10	2,73			
13 000				1,46	1,06	3,19	1,46	1,06	2,69			
12 000				1,43	1,02	3,15	1,43	1,02	2,65			
11 000				1,41	0,99	3,11	1,41	0,99	2,61			
10 000				1,38	0,95	3,07	1,38	0,95	2,57	N/A	N/A	N/A
9 000				1,35	0,91	3,03	1,35	0,91	2,53	N/A	N/A	N/A
8 000				1,32	0,86	2,98	1,32	0,86	2,48	N/A	N/A	N/A
7 000				1,29	0,82	2,94	1,29	0,82	2,44	N/A	N/A	N/A
6 000				1,26	0,77	2,90	1,26	0,77	2,40	N/A	N/A	N/A
5 000				1,23	0,72	2,85	1,23	0,72	2,35	N/A	N/A	N/A
4 000				1,20	0,67	2,80	1,20	0,67	2,30	N/A	N/A	N/A
1 000–3 000				1,17	0,61	2,76	1,17	0,61	2,26	N/A	N/A	N/A

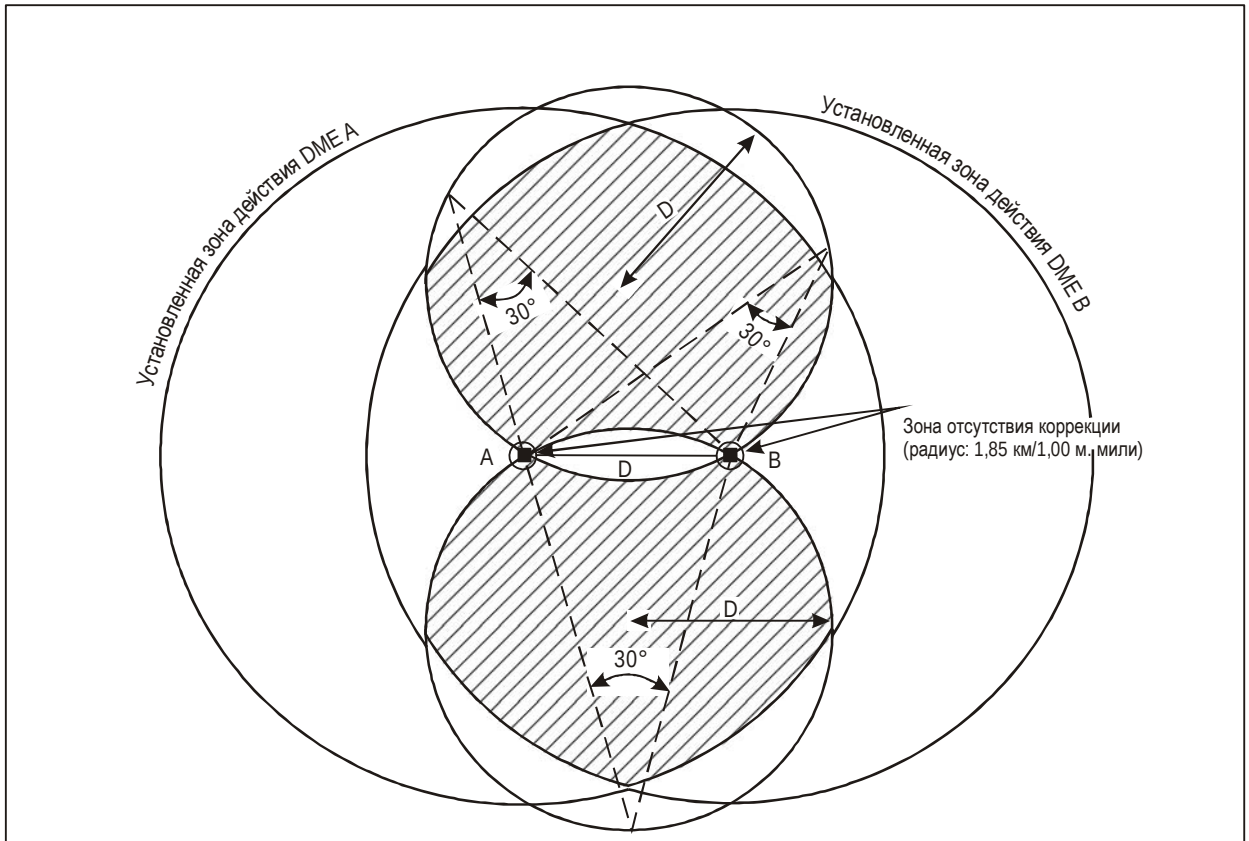
Таблица III-1-3-7. XTT, ATT и половина ширины зоны для DME RNAV (RNAV 5) на этапе полета по маршруту (км) Таблица основана на использовании двух корректирующих станций DME

Маршрут/STAR/SID (>56 км от КТА)		
XTT	*ATT*	*½ A/W*
Для всех абсолютных высот		
6,11	3,98	12,86

Таблица III-1-3-8. XTT, ATT и половина ширины зоны для DME RNAV (RNAV 5) на этапе полета по маршруту (м. мили) Таблица основана на использовании двух корректирующих станций DME

Маршрут/STAR/SID (>30 м. миль от КТА)		
XTT	*ATT*	*½ A/W*
Для всех абсолютных высот		
3,30	2,15	6,95

Примечание. Предполагается, что абсолютная высота, применяемая для расчета всех приведенных выше таблиц, является минимальной абсолютной высотой (округленной до ближайшего более высокого значения) предыдущего участка схемы в случае прибытия/ухода на второй круг. В случае абсолютной высоты разворота для схемы вылета/ухода на второй круг принимается градиент набора высоты 3,3 % или равный наименьшему установленному градиенту набора высоты, если он больше чем 3,3 %. В особых случаях, например аэропорты на больших абсолютных высотах, вместо абсолютной высоты применяется допустимая относительная высота воздушного судна. В этом случае эта высота должна быть увязана с самой низкой станцией DME, расположенной в пределах максимальной дальности приема сигналов DME.



Зона коррекции данных, где применяется правило 30/150°.

Зона коррекции по двум станциям DME, **расположенным на расстоянии** D **друг от друга**

Этап 1. Нанести окружность вокруг каждой станции радиусом, равным установленной зоне действия (DOC), составляющей максимум 370,4 км (200,0 м. мили).

Этап 2. Нанести окружности зоны углов пересечения радиалов DME 30 –150° радиусом, равным расстоянию D, по обеим сторонам станций DME.

Этап 3. Затем нанести окружности зон отсутствия коррекции радиусом 1,85 км (1,00 м. мили) вокруг обеих станций DME.

Зона коррекции по двум DME строится в пределах зоны, где соблюдаются следующие условия:

1. зона находится в пределах DOC/370,4 км (200,0 м. мили);
2. зона соответствует углам пересечения радиалов 30/150°.

Из зоны действия DME/DME исключается зона, находящаяся в пределах:

1. окружностей зоны отсутствия коррекции;
2. зоны между двумя станциями DME.

Рис. III-1-3-1. Максимальная зона коррекции по двум станциям DME A и B

Глава 4

RNAV НА ОСНОВЕ VOR/DME

4.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В настоящей главе изложены критерии построения схем для RNAV на основе VOR/DME в навигационных применениях RNAV 5, которые применимы к операциям только на этапе полета по континентальному маршруту. Эти критерии не подходят для заходов на посадку по VOR/DME.

4.1.1 Опорные средства

Поскольку не представляется возможным узнать, какие станции VOR/DME будет использовать бортовая система для коррекции местоположения, следует провести проверку с целью убедиться в наличии соответствующей зоны действия по крайней мере одного опорного средства в пределах дальности 60 м. миль или 75 м. миль для доплеровского VOR. Разработчику следует выбрать средство VOR/DME, которое обеспечивает оптимальную геометрию для наведения по линии пути в каждой точке пути, с тем чтобы рассчитать XTT, ATT и ½ A/W в этих точках пути.

4.2 ТРЕБОВАНИЯ К БОРТОВОМУ И НАЗЕМНОМУ ОБОРУДОВАНИЮ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К СХЕМАМ НА ОСНОВЕ VOR/DME

Стандартные допущения в отношении бортового и наземного оборудования, на котором основаны схемы VOR/DME, заключаются в следующем:

a) Координаты станций VOR/DME публикуются в соответствии с требованиями WGS-84, а превышения – как AMSL. (Если DME не совмещено с VOR, местоположение и превышение DME следует публиковать отдельно в AIP.)

b) Бортовое оборудование отвечает критериям, приведенным в главе 2 "Внедрение RNAV 5" части B тома II *Руководства по навигации, основанной на характеристиках (PBN)* (Doc 9613) ИКАО.

c) Наземное оборудование отвечает критериям, приведенным в Приложении 10 ИКАО.

4.3 ТОЧНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМЫ RNAV НА ОСНОВЕ VOR/DME

4.3.1 Точность

Эксплуатационные характеристики оборудования зональной навигации таковы, что допуски, определяющие точность использования системы, остаются в пределах значений, указанных в пп. 4.3.2–4.4. Эти значения соответствуют доверительным пределам 2 σ (95 %).

4.3.2 Факторы, определяющие навигационную точность

К факторам, от которых зависит навигационная точность RNAV на основе VOR/DME, относятся:

a) допуск на наземную станцию,

b) допуск на бортовую приемную систему,

c) допуск на технику пилотирования,

d) допуск на вычисления в системе,

e) расстояние от опорного средства.

4.3.3 Точность использования системы

4.3.3.1 Точность использования системы VOR равна точности использования системы VOR, соответствующей ±4,5° для оборудования, не обеспечивающего наведение по линии пути.

4.3.3.2 Точность использования системы DME равна точности использования системы DME (DTT), составляющей $2\sigma = 2\sqrt{\left(\sigma_{1,air}^2 + \sigma_{1,sis}^2\right)}$ для оборудования, не обеспечивающего наведение по линии пути (см. п. 3.5.3.1.3.2 тома I Приложения 10),

где σ_{sis} = 0,05 м. мили;

σ_{air} = MAX{0,085 м. мили, 0,125 % от расстояния (как определено в RTCA DO-189 и TSO-C66c)}.

Примечание. Дополнительная информация о точности использования системы содержится в главе 2 "Контрольные точки района аэродрома" раздела 2 части I.

4.4 ДОПУСК НА ТЕХНИКУ ПИЛОТИРОВАНИЯ

Применяются стандартные значения FTE PANS-OPS, указанные в таблице III-1-1-2.

4.5 ДОПУСК НА ВЫЧИСЛЕНИЯ В СИСТЕМЕ

Предполагается, что допуск на вычисления в системе (ST) составляет 463 м (0,25 м. мили).

4.6 XTT, ATT И ПОЛОВИНА ШИРИНЫ ЗОНЫ

4.6.1 XTT и ATT

Получение поперечного допуска (XTT) и продольного допуска (ATT) в любой контрольной точке производится путем объединения допусков, указанных в пп. 4.3.2–4.5, на основе вычисления квадратного корня из суммы квадратов следующим образом (см. рис. III-1-4-1 и III-1-4-2):

$$XTT = \sqrt{VT^2 + DT^2 + FTT^2 + ST^2};$$

$$ATT = \sqrt{AVT^2 + ADT^2 + ST^2},$$

где D – расстояние от опорного средства до точки пути; D = [D12 + D22]1/2;

D1 – расстояние тангенциальной точки. Тангенциальная точка представляет собой перпендикулярную проекцию опорного средства на номинальную линию пути. Расстояние тангенциальной точки (D1) – расстояние от опорного средства до тангенциальной точки;

D2 – расстояние до тангенциальной точки. Это расстояние представляет собой дистанцию от точки пути до тангенциальной точки (см. рис. III-1-4-1);

α – точность использования системы VOR (°);

DTT – точность использования системы DME;

θ – arctg (D2/D1) (°) (если D1 = 0, θ = 90°);

VT = D1 – D cos (θ + α);

DT = DTT cos θ;

AVT = D2 – D sin (θ – α);

ADT = DTT sin θ.

Примечание. ATT не содержит FTT.

4.6.2 Половина ширины зоны

Половина ширины зоны (½ A/W) в точке пути определяется следующим образом:

$$1{,}5 \times XTT + BV,$$

где 1,5 XTT соответствует 3σ;

BV – значение буфера (значения указаны в таблице III-1-1-3).

Результаты расчетов XTT, ATT и половины ширины зоны приведены в таблицах III-1-4-1 и III-1-4-2.

4.6.3 Зависимость ATT и XTT от линии пути

ATT и XTT зависят от расположения вдоль линии пути. Поэтому, когда в контрольной точке указан разворот, ATT и XTT до и после разворота различны в силу конфигурации отдельных контрольных точек.

Таблица III-1-4-1. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNAV на основе VOR/DME на этапе полета по маршруту (RNAV 5) (км)

D1	*D2*	*0*	*10*	*20*	*30*	*40*	*50*	*60*	*70*	*80*
0	XTT	4,7	4,8	5,3	6,1	7,0	8,0	9,0	10,2	11,3
	ATT	0,5	1,4	2,6	3,9	5,2	6,5	7,8	9,1	10,3
	½ A/W	10,7	9,1	8,9	9,1	10,4	11,9	17,3	17,1	17,6
10	XTT	4,7	4,9	5,5	6,4	7,5	8,7	9,9	11,2	12,6
	ATT	0,5	1,6	3,0	4,4	5,9	7,3	8,8	10,2	11,7
	½ A/W	10,7	11,0	12,0	13,3	14,9	16,7	18,6	20,6	22,6
20	XTT	4,7	4,9	5,5	6,5	7,5	8,7	10,0	11,3	12,6
	ATT	0,5	1,6	3,1	4,5	5,9	7,4	8,8	10,3	11,7
	½ A/W	10,7	11,1	12,0	13,4	15,0	16,8	18,7	20,6	22,6
30	XTT	4,7	4,9	5,6	6,5	7,6	8,8	10,0	11,3	12,7
	ATT	0,5	1,7	3,1	4,6	6,0	7,5	8,9	10,4	11,8
	½ A/W	10,7	11,1	12,1	13,4	15,1	16,9	18,8	20,7	22,7
40	XTT	4,7	5,0	5,6	6,5	7,6	8,8	10,1	11,4	12,7
	ATT	0,5	1,8	3,2	4,6	6,1	7,5	9,0	10,4	11,9
	½ A/W	10,7	11,1	12,1	13,5	15,1	16,9	18,8	20,8	22,8
50	XTT	4,7	5,0	5,6	6,6	7,7	8,9	10,1	11,4	12,8
	ATT	0,6	1,8	3,2	4,7	6,1	7,6	9,0	10,5	11,9
	½ A/W	10,7	11,2	12,2	13,6	15,2	17,0	18,9	20,9	22,9
60	XTT	4,7	5,0	5,7	6,6	7,7	8,9	10,2	11,5	12,8
	ATT	0,6	1,9	3,3	4,7	6,2	7,6	9,1	10,5	12,0
	½ A/W	10,7	11,2	12,2	13,6	15,3	17,1	19,0	21,0	23,0
70	XTT	4,7	5,0	5,7	6,7	7,8	9,0	10,2	11,6	12,9
	ATT	0,6	1,9	3,3	4,8	6,2	7,7	9,1	10,6	12,0
	½ A/W	10,7	11,2	12,3	13,7	15,3	17,2	19,1	21,0	23,0
80	XTT	4,7	5,0	5,7	6,7	7,8	9,0	10,3	11,6	12,9
	ATT	0,7	2,0	3,4	4,8	6,3	7,7	9,2	10,6	12,1
	½ A/W	10,7	11,3	12,3	13,8	15,4	17,2	19,1	21,1	23,1

Таблица III-1-4-2. XTT, ATT и половина ширины зоны для RNAV на основе VOR/DME на этапе полета по маршруту (RNAV 5) (м. мили)

D1	*D2*	*0*	*10*	*20*	*30*	*40*	*50*	*60*	*70*	*80*
0	XTT	2,5	2,6	2,9	3,3	3,8	4,3	4,9	5,5	6,1
	ATT	0,3	0,7	1,4	2,1	2,8	3,5	4,2	4,9	5,6
	½ A/W	5,8	4,9	4,8	4,9	5,6	6,4	9,3	9,2	9,5
10	XTT	2,5	2,6	3,0	3,5	4,0	4,7	5,4	6,1	6,8
	ATT	0,3	0,9	1,6	2,4	3,2	4,0	4,7	5,5	6,3
	½ A/W	5,8	6,0	6,5	7,2	8,1	9,0	10,0	11,1	12,2
20	XTT	2,5	2,7	3,0	3,5	4,1	4,7	5,4	6,1	6,8
	ATT	0,3	0,9	1,7	2,4	3,2	4,0	4,8	5,6	6,3
	½ A/W	5,8	6,0	6,5	7,2	8,1	9,1	10,1	11,1	12,2
30	XTT	2,5	2,7	3,0	3,5	4,1	4,7	5,4	6,1	6,8
	ATT	0,3	0,9	1,7	2,5	3,2	4,0	4,8	5,6	6,4
	½ A/W	5,8	6,0	6,5	7,3	8,1	9,1	10,1	11,2	12,3
40	XTT	2,5	2,7	3,0	3,5	4,1	4,8	5,4	6,2	6,9
	ATT	0,3	0,9	1,7	2,5	3,3	4,1	4,8	5,6	6,4
	½ A/W	5,8	6,0	6,5	7,3	8,2	9,1	10,2	11,2	12,3
50	XTT	2,5	2,7	3,0	3,6	4,1	4,8	5,5	6,2	6,9
	ATT	0,3	1,0	1,7	2,5	3,3	4,1	4,9	5,7	6,4
	½ A/W	5,8	6,0	6,6	7,3	8,2	9,2	10,2	11,3	12,4
60	XTT	2,5	2,7	3,1	3,6	4,2	4,8	5,5	6,2	6,9
	ATT	0,3	1,0	1,8	2,6	3,3	4,1	4,9	5,7	6,5
	½ A/W	5,8	6,0	6,6	7,4	8,3	9,2	10,3	11,3	12,4
70	XTT	2,5	2,7	3,1	3,6	4,2	4,8	5,5	6,2	7,0
	ATT	0,3	1,0	1,8	2,6	3,4	4,1	4,9	5,7	6,5
	½ A/W	5,8	6,1	6,6	7,4	8,3	9,3	10,3	11,4	12,4
80	XTT	2,5	2,7	3,1	3,6	4,2	4,9	5,6	6,3	7,0
	ATT	0,4	1,1	1,8	2,6	3,4	4,2	5,0	5,7	6,5
	½ A/W	5,8	6,1	6,7	7,4	8,3	9,3	10,3	11,4	12,5

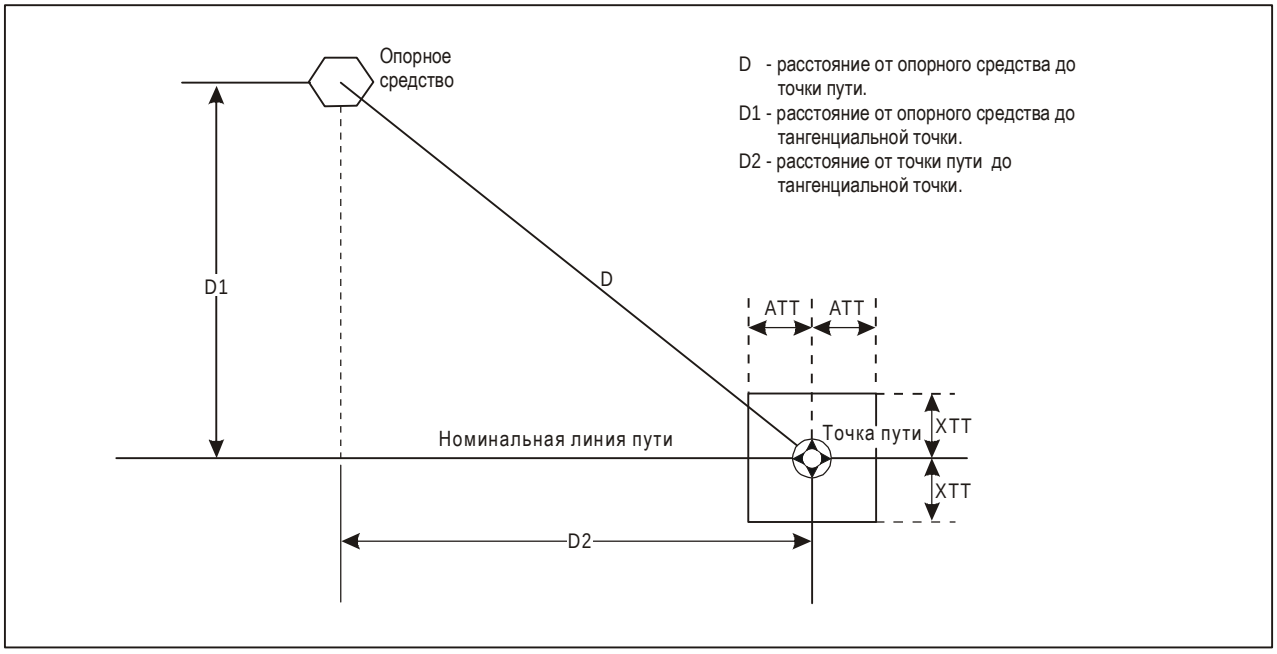


Рис. III-1-4-1. Обозначение точек пути

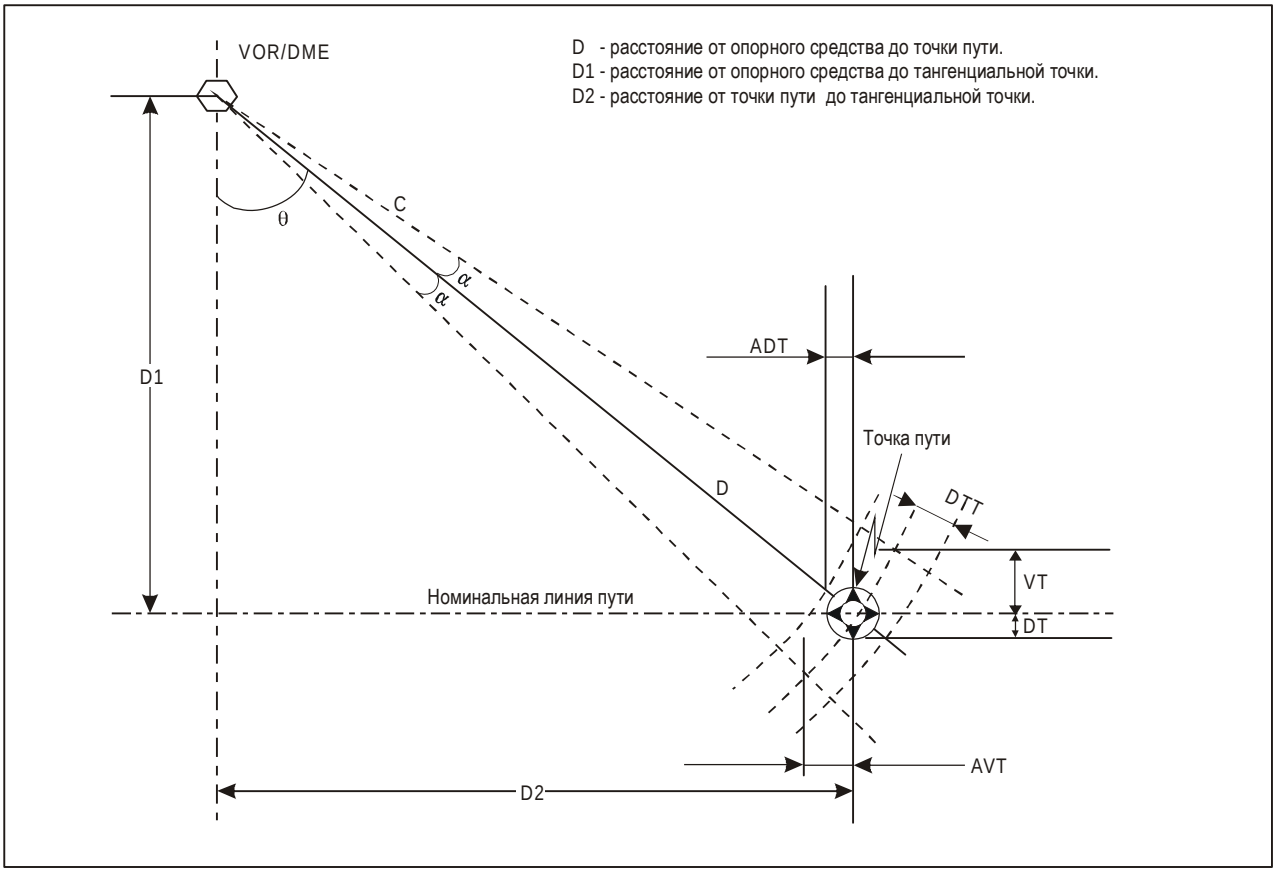


Рис. III-1-4-2. Вычисление допусков на точки пути

Раздел 2

ОБЩИЕ КРИТЕРИИ

Глава 1

МИНИМАЛЬНАЯ ДЛИНА УЧАСТКА, ОГРАНИЧЕННОГО ДВУМЯ ТОЧКАМИ ПУТИ

1.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1.1 Для исключения ситуации, когда точки пути располагаются настолько близко друг к другу, что система RNAV вынуждена обходить их, необходимо учитывать минимальное расстояние между последовательными точками пути. Рассматриваются точки пути двух типов:

a) точка пути "флай-бай" и

b) точка пути "флайовер".

1.1.2 Применительно к участку, ограниченному двумя точками пути, возможны следующие четыре варианта последовательности:

a) две точки пути "флай-бай";

b) точка пути "флай-бай", а затем точка пути "флайовер";

c) две точки пути "флайовер";

d) точка пути "флайовер", а затем точка пути "флай-бай".

Дополнительно также необходимо рассматривать особый случай участка "DER – первая точка пути".

1.1.3 Представленный далее метод основан на теоретических исследованиях и результатах моделирования. Между системами RNAV могут иметь место некоторые различия; используемые этими системами алгоритмы являются сложными. По этим причинам в теоретические формулы были введены упрощения.

1.1.4 Данный метод предназначается не для определения защитной зоны, а для определения минимального расстояния между двумя точками пути на номинальной траектории. По этой причине в теоретических расчетах не учитываются влияние ветра и допуски на точки пути. При необходимости могут быть подобраны большие значения.

1.2 ОПРЕДЕЛЕНИЕ МИНИМАЛЬНОЙ ДЛИНЫ УЧАСТКА RNAV

1.2.1 Общие положения

Для каждой точки пути определяется минимальное расстояние стабилизации. Им является расстояние между точкой пути и точкой, в которой траектория переходит по касательной в номинальную траекторию

(см. рис. III-2-1-1). Для последовательно расположенных точек пути минимальное расстояние между ними представляет собой сумму обоих минимальных расстояний стабилизации. Минимальные расстояния стабилизации для различных значений истинной воздушной скорости и изменения курса (в точке пути) представлены в таблицах.

1.2.2 Таблицы минимального расстояния стабилизации

Минимальное расстояние стабилизации представлено в таблицах III-2-1-1 – III-2-1-20. Эти таблицы созданы с учетом трех следующих условий:

a) единицы измерения (в единицах СИ или не в единицах СИ);

b) тип точки пути ("флай-бай" или "флайовер");

c) величина угла крена (15, 20, 25°).

Для выбора соответствующей таблицы см. таблицу ниже.

Таблицы минимального расстояния стабилизации

Единицы измерения	*Тип точки пути*	*Угол крена*	*Номер таблицы*
Самолет			
(В единицах СИ)	"Флай-бай"	15º	III-2-1-1
		20º	III-2-1-2
		25º	III-2-1-3
	"Флайовер"	15º	III-2-1-4
		20º	III-2-1-5
		25º	III-2-1-6
(Не в единицах СИ)	"Флай-бай"	15º	III-2-1-7
		20º	III-2-1-8
		25º	III-2-1-9
	"Флайовер"	15º	III-2-1-10
		20º	III-2-1-11
		25º	III-2-1-12
Вертолет			
(В единицах СИ)	"Флай-бай"	15º	III-2-1-13
		20º	III-2-1-14
	"Флайовер"	15º	III-2-1-15
		20º	III-2-1-16
(Не в единицах СИ)	"Флай-бай"	15º	III-2-1-17
		20º	III-2-1-18
	"Флайовер"	15º	III-2-1-19
		20º	III-2-1-20

1.2.3 Определение приборной и истинной воздушных скоростей

1.2.3.1 *Воздушные скорости для схем захода на посадку*. Используются скорости, представленные в таблице I-4-1-1 или I-4-1-2 главы 1 раздела 4 части I. Ограниченная скорость используется при необходимости ограничения скоростей. Приборная скорость переводится в истинную воздушную скорость с учетом абсолютной высоты, на которой обеспечивается защита схемы.

1.2.3.2 *Воздушные скорости для схем вылета*. Используются скорости, определенные в главе 3 раздела 3 части I. При необходимости ограничения скорости используется таблица I-3-3-Доб-1 добавления к главе 3 раздела 3 части I, с тем чтобы провести проверку на предмет того, что эти скоростные ограничения не ниже эксплуатационно приемлемых. Приборная скорость переводится в истинную воздушную скорость с учетом абсолютной высоты, набираемой с градиентом 7 % от DER.

1.2.4 Выбор угла крена

1.2.4.1 Угол крена на этапах захода на посадку составляет 25°/(или 3°/с), за исключением этапа ухода на второй круг, для которого угол крена предполагается равным 15°. См. критерии раздела 4 части I.

1.2.4.2 Применительно к этапу вылета, в соответствии с выбором критериев, сделанным в п. 1.2.3.2 "Воздушные скорости для схем вылета", угол крена будет составлять:

a) 15°, если используются критерии главы 3 раздела 3 части II;

b) 15, 20, 25° соответственно расстоянию от DER вдоль линии пути, если используются критерии добавления к главе 3 раздела 3 части I.

1.2.5 Примеры

1.2.5.1 *Две точки пути "флай-бай*". (Рис. III-2-1-2). Для первой точки пути (W1) определяется минимальное расстояние стабилизации (A1) по таблице, соответствующей углу крена и истинной воздушной скорости. Для второй точки пути (W2) определяется минимальное расстояние стабилизации (A2) по таблице, соответствующей углу крена и истинной воздушной скорости. Минимальное расстояние между точкой пути WP1 и WP 2 = A1 + A2

1.2.5.2 *Точка пути "флай-бай", а затем точка пути "флайовер*". (Рис. III-2-1-3). Для первой точки пути (W1) определяется минимальное расстояние стабилизации (A1) соответственно углу крена и истинной воздушной скорости. Поскольку вторая точка пути (W2) является точкой пути "флайовер", минимальное расстояние между WP1 и WP2 равняется A1 + 0 = A1.

1.2.5.3 *Две точки пути "флайовер*". (Рис. III-2-1-4). Для первой точки пути (W1) определяется минимальное расстояние стабилизации (B1) соответственно углу крена и истинной воздушной скорости. Поскольку вторая точка пути является точкой пути "флайовер", минимальное расстояние между WP1 и WP2 равняется B1 + O = B1.

1.2.5.4 *Точка пути "флайовер", а затем точка пути "флай-бай"*. (Рис. III-2-1-5). Для первой точки пути (W1) определяется минимальное расстояние стабилизации (B1) в зависимости от угла крена и истинной воздушной скорости. Для второй точки пути (W2) определяется минимальное расстояние стабилизации (A2) соответственно углу крена и истинной воздушной скорости. Минимальное расстояние между WP1 и WP2 равняется B1 + A2.

1.3 ОСОБЫЙ СЛУЧАЙ ДЛЯ УЧАСТКА: DER – ПЕРВАЯ ТОЧКА ПУТИ

Местоположение первой точки пути должно обеспечивать минимальное расстояние 3,5 км (1,9 м. мили) между DER и самой ранней точкой разворота (линия K на рис. III-3-1-2 главы 1 раздела 3). Может использоваться меньшее расстояние, если PDG превышает 3,3% (см. п. 4.1 главы 4 раздела 3 части I) (рис. III-2-1-6).

1.4 МИНИМАЛЬНОЕ РАССТОЯНИЕ СТАБИЛИЗАЦИИ

(Таблицы III-2-1-1 – III-2-1-20)

1.4.1 Точка пути "флайовер"

1.4.1.1 *Компоненты разворота* в точке пути *"флайовер"*. Для расчета минимального расстояния стабилизации применительно к развороту в точке пути "флайовер" выделены следующие составляющие:

a) ввод в крен в начале разворота в точке пути "флайовер"; затем

b) непосредственный выход на курс под углом 30° относительно следующего участка;

c) вывод из крена на новом курсе;

d) задержка 10 с для учета времени, необходимого для ввода в крен.

1.4.1.2 *Модель разворота в точке пути "флайовер"*. Для моделирования схемы разворота в точке пути "флайовер" его длина разбита на пять участков с L1 по L5 (см. рис. III-2-1-7). Общая длина схемы составляет сумму этих пяти участков.

$L1 = r1 \times \sin \theta$;
$L2 = r1 \times \cos \theta \times \operatorname{tg} \alpha$;
$L3 = r1\,(1/\sin \alpha - 2 \cos \theta / \sin (90° - \alpha))$;
$L4 = r2 \operatorname{tg} (\alpha/2)$;
$L5 = c \times V/3600$;
$L5 = 5V/3600$ (для кат. H),

где α – курс пересечения 30º со следующим участком;
θ – угол разворота;
c – 10 с – время ввода в крен;
r1 – радиус ввода;
r2 – радиус выхода.

В приведенных выше уравнениях,

если расстояния и радиус разворота выражаются в м. милях, V выражается в узлах; или
если расстояния и радиус разворота выражаются в км, V выражается в км/ч.

1.4.1.3 *Угол крена разворота в точке пути "флайовер"*. Для изменений курса, составляющих 50° или более (30° для воздушных судов кат. H), минимальное расстояние стабилизации определяется исходя из того, что угол крена для первого разворота (rl) равен 15, 20 или 25° в зависимости от этапов полета, и 15° – для второго разворота (r2). Для изменений курса, составляющих менее 50° (30° для воздушных судов кат. H), минимальное расстояние стабилизации равно значению, рассчитанному для изменения курса на 50° (30° для воздушных судов кат. H).

1.4.2 Точка пути "флай-бай"

1.4.2.1 *Модель разворота в точке пути "флай-бай"*. Аналогично точке пути "флайовер" разработана модель для расчета минимального расстояния стабилизации применительно к точке пути "флай-бай", как показано на рис. III-2-1-8. Эта модель предусматривает выполнение горизонтального разворота с постоянным радиусом r. Общая длина участка определяется как сумма L1 и L2,

где L1 является расстоянием между точкой пути и точкой начала разворота;

L2 соответствует задержке в 5 с целью учета времени ввода в крен. По сравнению с точкой пути "флайовер" величина задержки по времени является меньшей в связи с меньшим количеством изменений курса.

$L1 = r \times tg\ (\theta/2)$;
$L2 = c \times V/3600$;
$L2 = 3V/3600$ (для кат. H),

где c – 5 с – время ввода в крен;
r – радиус разворота;
θ – угол крена.

В приведенных выше уравнениях:

если расстояния и радиус разворота выражаются в м. милях, V выражается в узлах; или
если расстояния и радиус разворота выражаются в км, V выражается в км/ч.

1.4.2.2 *Угол крена разворота в точке пути "флай-бай"*. Для изменений курса, составляющих 50° или более (30° для воздушных судов кат. H), минимальное расстояние стабилизации определяется исходя из того, что угол крена равен 15, 20 или 25° в зависимости от этапа полета. Для изменений курса, составляющих менее 50° (30° для воздушных судов кат. H), минимальное расстояние стабилизации равно значению, рассчитанному для изменения курса на 50° (30° для воздушных судов кат. H).

1.5 ОПРЕДЕЛЕНИЕ МИНИМАЛЬНОЙ ДЛИНЫ УЧАСТКА RNAV, ОГРАНИЧЕННОГО ПО КРАЙНЕЙ МЕРЕ ОДНОЙ ТОЧКОЙ ПУТИ, КОТОРАЯ НЕ ЯВЛЯЕТСЯ ТОЧКОЙ ПУТИ РАЗВОРОТА

Для введения особых ограничений в пределах прямолинейного участка могут добавляться определенные точки пути, которые не являются точками пути разворота. Что касается точек пути разворота, то они располагаются на расстоянии не менее минимального расстояния D от точки пути, как это определено в таблице III-2-1-21.

Таблица III-2-1-1. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флай-бай" (единицы СИ, угол крена 15º)

Изменение курса (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (км/ч)*														
	< или = 240	*260*	*280*	*300*	*320*	*340*	*360*	*380*	*400*	*440*	*480*	*520*	*560*	*600*	*640*
50	1,1	1,3	1,5	1,6	1,8	2,1	2,3	2,5	2,7	3,3	3,8	4,4	5,1	5,8	6,5
55	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0	2,2	2,5	2,7	3,0	3,6	4,2	4,9	5,6	6,3	7,2
60	1,3	1,5	1,7	1,9	2,2	2,4	2,7	3,0	3,3	3,9	4,6	5,3	6,1	6,9	7,8
65	1,4	1,6	1,9	2,1	2,4	2,6	2,9	3,2	3,5	4,2	5,0	5,8	6,6	7,6	8,6
70	1,5	1,8	2,0	2,3	2,5	2,8	3,2	3,5	3,8	4,6	5,4	6,3	7,2	8,2	9,3
75	1,6	1,9	2,2	2,4	2,8	3,1	3,4	3,8	4,2	5,0	5,9	6,8	7,8	8,9	10,1
80	1,8	2,0	2,3	2,6	3,0	3,3	3,7	4,1	4,5	5,4	6,3	7,4	8,5	9,7	11,0
85	1,9	2,2	2,5	2,8	3,2	3,6	4,0	4,4	4,9	5,8	6,9	8,0	9,2	10,5	11,9
90	2,0	2,3	2,7	3,1	3,5	3,9	4,3	4,8	5,3	6,3	7,4	8,7	10,0	11,4	12,9
95	2,2	2,5	2,9	3,3	3,7	4,2	4,7	5,2	5,7	6,8	8,1	9,4	10,8	12,4	14,0
100	2,3	2,7	3,1	3,6	4,0	4,5	5,0	5,6	6,2	7,4	8,7	10,2	11,8	13,4	15,2
105	2,5	2,9	3,4	3,9	4,4	4,9	5,5	6,1	6,7	8,0	9,5	11,1	12,8	14,6	16,6
110	2,7	3,2	3,7	4,2	4,7	5,3	5,9	6,6	7,3	8,7	10,3	12,1	13,9	15,9	18,1
115	3,0	3,5	4,0	4,6	5,2	5,8	6,5	7,2	7,9	9,5	11,3	13,2	15,2	17,4	19,8
120	3,3	3,8	4,4	5,0	5,7	6,4	7,1	7,9	8,7	10,5	12,4	14,5	16,7	19,1	21,7

* Используется значение 50º, если курс изменяется меньше чем на 50º.

Таблица III-2-1-2. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флай-бай" (единицы СИ, угол крена 20°*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (км/ч)*														
	< или = 240	*260*	*280*	*300*	*320*	*340*	*360*	*380*	*400*	*440*	*480*	*520*	*560*	*600*	*640*
50	0,9	1,0	1,2	1,3	1,5	1,6	1,8	2,0	2,2	2,6	3,0	3,4	3,9	4,5	5,0
55	1,0	1,1	1,3	1,4	1,6	1,8	2,0	2,2	2,4	2,8	3,3	3,8	4,3	4,9	5,5
60	1,1	1,2	1,4	1,5	1,7	1,9	2,1	2,3	2,6	3,0	3,5	4,1	4,7	5,3	6,0
65	1,1	1,3	1,5	1,7	1,9	2,1	2,3	2,5	2,8	3,3	3,8	4,4	5,1	5,8	6,5
70	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0	2,2	2,5	2,7	3,0	3,5	4,2	4,8	5,5	6,3	7,1
75	1,3	1,5	1,7	1,9	2,1	2,4	2,6	2,9	3,2	3,8	4,5	5,2	6,0	6,8	7,7
80	1,4	1,6	1,8	2,0	2,3	2,6	2,9	3,1	3,5	4,1	4,8	5,6	6,5	7,4	8,3
85	1,5	1,7	1,9	2,2	2,5	2,8	3,1	3,4	3,7	4,4	5,2	6,1	7,0	8,0	9,0
90	1,6	1,8	2,1	2,4	2,7	3,0	3,3	3,6	4,0	4,8	5,6	6,6	7,6	8,6	9,7
95	1,7	2,0	2,2	2,5	2,9	3,2	3,6	3,9	4,3	5,2	6,1	7,1	8,2	9,3	10,6
100	1,9	2,1	2,4	2,7	3,1	3,5	3,8	4,2	4,7	5,6	6,6	7,7	8,9	10,1	11,4
105	2,0	2,3	2,6	3,0	3,3	3,7	4,2	4,6	5,1	6,1	7,2	8,3	9,6	11,0	12,4
110	2,2	2,4	2,8	3,2	3,6	4,0	4,5	5,0	5,5	6,6	7,8	9,1	10,5	11,9	13,5
115	2,3	2,7	3,0	3,5	3,9	4,4	4,9	5,4	6,0	7,2	8,5	9,9	11,4	13,0	14,8
120	2,5	2,9	3,3	3,8	4,3	4,8	5,4	5,9	6,5	7,9	9,3	10,8	12,5	14,3	16,2

* 20° или 3°/с.

** Используется значение 50º, если курс изменяется меньше чем на 50º.

ТаблицаIII-2-1-3. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы СИ, угол крена 25°*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (км/ч)*														
	< или = 240	*260*	*280*	*300*	*320*	*340*	*360*	*380*	*400*	*440*	*480*	*520*	*560*	*600*	*640*
50	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,1	2,5	2,8	3,2	3,7	4,1
55	1,0	1,1	1,2	1,2	1,3	1,5	1,6	1,8	2,0	2,3	2,7	3,1	3,5	4,0	4,5
60	1,1	1,2	1,2	1,3	1,4	1,6	1,8	1,9	2,1	2,5	2,9	3,4	3,8	4,3	4,9
65	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,9	2,1	2,3	2,7	3,1	3,6	4,1	4,7	5,3
70	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0	2,2	2,4	2,9	3,4	3,9	4,5	5,1	5,7
75	1,3	1,4	1,5	1,6	1,8	2,0	2,2	2,4	2,6	3,1	3,6	4,2	4,8	5,5	6,2
80	1,4	1,5	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,6	2,8	3,4	3,9	4,6	5,2	5,9	6,7
85	1,5	1,6	1,8	1,9	2,0	2,3	2,5	2,8	3,0	3,6	4,2	4,9	5,6	6,4	7,2
90	1,6	1,7	1,9	2,0	2,2	2,4	2,7	3,0	3,3	3,9	4,6	5,3	6,1	6,9	7,8
95	1,7	1,9	2,0	2,2	2,3	2,6	2,9	3,2	3,5	4,2	4,9	5,7	6,6	7,5	8,4
100	1,9	2,0	2,2	2,3	2,5	2,8	3,1	3,4	3,8	4,5	5,3	6,2	7,1	8,1	9,1
105	2,0	2,2	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3	3,7	4,1	4,9	5,7	6,7	7,7	8,7	9,9
110	2,2	2,3	2,5	2,7	2,9	3,3	3,6	4,0	4,4	5,3	6,2	7,2	8,3	9,5	10,8
115	2,3	2,5	2,7	2,9	3,2	3,5	3,9	4,4	4,8	5,7	6,8	7,9	9,1	10,4	11,7
120	2,5	2,7	3,0	3,2	3,4	3,9	4,3	4,7	5,2	6,3	7,4	8,6	9,9	11,4	12,9

* 25° или 3°/с.

** Используется значение 50°, если курс изменяется меньше чем на 50°.

Таблица III-2-1-4. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы СИ, угол крена 15°)

Изменение курса (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (км/ч)*														
	< или = 240	*260*	*280*	*300*	*320*	*340*	*360*	*380*	*400*	*440*	*480*	*520*	*560*	*600*	*640*
50	3,9	4,5	5,2	5,9	6,7	7,5	8,3	9,2	10,1	12,1	14,3	16,7	19,2	22,0	24,9
55	4,2	4,9	5,6	6,4	7,2	8,0	9,0	9,9	10,9	13,1	15,5	18,1	20,8	23,8	27,0
60	4,5	5,2	6,0	6,8	7,7	8,6	9,6	10,7	11,8	14,1	16,7	19,4	22,4	25,6	29,1
65	4,8	5,6	6,4	7,3	8,2	9,2	10,3	11,4	12,6	15,1	17,9	20,8	24,0	27,5	31,1
70	5,1	5,9	6,8	7,7	8,8	9,8	11,0	12,1	13,4	16,1	19,0	22,2	25,6	29,3	33,2
75	5,4	6,3	7,2	8,2	9,3	10,4	11,6	12,9	14,2	17,1	20,2	23,6	27,2	31,1	35,3
80	5,7	6,6	7,6	8,6	9,8	11,0	12,2	13,6	15,0	18,0	21,3	24,9	28,7	32,9	37,3
85	5,9	6,9	7,9	9,1	10,2	11,5	12,8	14,3	15,7	18,9	22,4	26,2	30,2	34,6	39,2
90	6,2	7,2	8,3	9,5	10,7	12,0	13,4	14,9	16,5	19,8	23,4	27,4	31,6	36,2	41,1
95	6,4	7,5	8,6	9,9	11,2	12,5	14,0	15,5	17,2	20,6	24,4	28,6	33,0	37,8	42,9
100	6,7	7,8	9,0	10,2	11,6	13,0	14,5	16,1	17,8	21,4	25,4	29,7	34,3	39,2	44,5
105	6,9	8,0	9,3	10,6	12,0	13,4	15,0	16,7	18,4	22,2	26,2	30,7	35,5	40,6	46,1
110	7,1	8,3	9,5	10,9	12,3	13,8	15,5	17,2	19,0	22,8	27,0	31,6	36,6	41,8	47,5
115	7,3	8,5	9,8	11,2	12,6	14,2	15,9	17,6	19,5	23,4	27,8	32,5	37,5	43,0	48,8
120	7,4	8,7	10,0	11,4	12,9	14,5	16,2	18,0	19,9	24,0	28,4	33,2	38,4	44,0	49,9

* Используется значение 50°, если курс изменяется меньше чем на 50°.

Таблица III-2-1-5. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы СИ, угол крена 20°*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (км/ч)*														
	< или = 240	*260*	*280*	*300*	*320*	*340*	*360*	*380*	*400*	*440*	*480*	*520*	*560*	*600*	*640*
50	3,2	3,7	4,2	4,8	5,4	6,0	6,6	7,3	8,1	9,7	11,4	13,2	15,2	17,4	19,6
55	3,4	3,9	4,5	5,1	5,7	6,4	7,1	7,9	8,7	10,4	12,2	14,2	16,4	18,7	21,2
60	3,7	4,2	4,8	5,4	6,1	6,9	7,6	8,4	9,3	11,1	13,1	15,3	17,6	20,1	22,7
65	3,9	4,4	5,1	5,8	6,5	7,3	8,1	9,0	9,9	11,8	14,0	16,3	18,8	21,4	24,2
70	4,1	4,7	5,4	6,1	6,9	7,7	8,6	9,5	10,5	12,6	14,8	17,3	19,9	22,8	25,8
75	4,3	4,9	5,7	6,4	7,3	8,1	9,1	10,0	11,1	13,3	15,7	18,3	21,1	24,1	27,3
80	4,5	5,2	5,9	6,8	7,6	8,6	9,5	10,6	11,7	14,0	16,5	19,3	22,2	25,4	28,8
85	4,7	5,4	6,2	7,1	8,0	9,0	10,0	11,1	12,2	14,7	17,3	20,2	23,3	26,6	30,2
90	4,9	5,6	6,5	7,4	8,3	9,4	10,4	11,6	12,7	15,3	18,1	21,1	24,4	27,8	31,6
95	5,1	5,9	6,7	7,7	8,7	9,7	10,8	12,0	13,3	15,9	18,8	22,0	25,4	29,0	32,9
100	5,3	6,1	7,0	7,9	9,0	10,1	11,2	12,4	13,7	16,5	19,5	22,8	26,3	30,1	34,1
105	5,5	6,2	7,2	8,2	9,3	10,4	11,6	12,9	14,2	17,0	20,2	23,5	27,2	31,1	35,2
110	5,6	6,4	7,4	8,4	9,5	10,7	11,9	13,2	14,6	17,5	20,7	24,2	28,0	32,0	36,3
115	5,8	6,6	7,6	8,6	9,7	10,9	12,2	13,6	15,0	18,0	21,3	24,8	28,7	32,8	37,2
120	5,9	6,7	7,7	8,8	10,0	11,2	12,5	13,8	15,3	18,4	21,7	25,4	29,3	33,5	38,1

* 20° или 3°/с.

** Используется значение 50°, если курс изменяется меньше чем на 50°.

Таблица III-2-1-6. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы СИ, угол крена 25°*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (км/ч)*														
	< или = 240	*260*	*280*	*300*	*320*	*340*	*360*	*380*	*400*	*440*	*480*	*520*	*560*	*600*	*640*
50	3,2	3,5	3,8	4,2	4,5	5,1	5,6	6,2	6,8	8,1	9,6	11,1	12,8	14,5	16,4
55	3,4	3,8	4,1	4,4	4,8	5,4	6,0	6,6	7,3	8,7	10,2	11,9	13,7	15,6	17,6
60	3,7	4,0	4,4	4,7	5,1	5,8	6,4	7,1	7,8	9,3	10,9	12,7	14,6	16,6	18,8
65	3,9	4,3	4,6	5,0	5,5	6,1	6,8	7,5	8,2	9,8	11,6	13,5	15,5	17,7	20,0
70	4,1	4,5	4,9	5,3	5,7	6,4	7,2	7,9	8,7	10,4	12,3	14,3	16,4	18,8	21,2
75	4,3	4,7	5,1	5,5	6,0	6,8	7,5	8,3	9,2	11,0	12,9	15,1	17,3	19,8	22,4
80	4,5	5,0	5,4	5,8	6,3	7,1	7,9	8,7	9,6	11,5	13,6	15,8	18,2	20,8	23,5
85	4,7	5,2	5,6	6,1	6,6	7,4	8,2	9,1	10,1	12,0	14,2	16,6	19,1	21,8	24,7
90	4,9	5,4	5,9	6,3	6,9	7,7	8,6	9,5	10,5	12,5	14,8	17,3	19,9	22,7	25,7
95	5,1	5,6	6,1	6,6	7,1	8,0	8,9	9,9	10,9	13,0	15,4	17,9	20,7	23,6	26,8
100	5,3	5,8	6,3	6,8	7,4	8,3	9,2	10,2	11,2	13,5	15,9	18,6	21,4	24,5	27,7
105	5,5	6,0	6,5	7,0	7,6	8,5	9,5	10,5	11,6	13,9	16,4	19,2	22,1	25,2	28,6
110	5,6	6,1	6,6	7,2	7,8	8,7	9,7	10,8	11,9	14,3	16,9	19,7	22,7	26,0	29,4
115	5,8	6,3	6,8	7,3	8,0	9,0	10,0	11,1	12,2	14,6	17,3	20,2	23,3	26,6	30,1
120	5,9	6,4	6,9	7,5	8,1	9,1	10,2	11,3	12,4	14,9	17,7	20,6	23,8	27,2	30,8

* 25° или 3°/с.

** Используется значение 50°, если курс изменяется меньше чем на 50°.

Таблица III-2-1-7. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флай-бай" (единицы, не входящие в систему СИ, угол крена 15°)

Изменение курса (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (уз)*														
	< или = 130	*140*	*150*	*160*	*170*	*180*	*190*	*200*	*210*	*220*	*240*	*260*	*280*	*300*	*340*
50	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,8	2,1	2,4	2,7	3,4
55	0,7	0,7	0,8	0,9	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	2,0	2,3	2,6	3,0	3,7
60	0,7	0,8	0,9	1,0	1,1	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,1	2,5	2,9	3,2	4,1
65	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0	2,3	2,7	3,1	3,5	4,5
70	0,8	0,9	1,1	1,2	1,3	1,5	1,6	1,8	2,0	2,1	2,5	2,9	3,4	3,8	4,9
75	0,9	1,0	1,1	1,3	1,4	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,7	3,2	3,7	4,2	5,3
80	1,0	1,1	1,2	1,4	1,6	1,7	1,9	2,1	2,3	2,5	3,0	3,4	4,0	4,5	5,7
85	1,0	1,2	1,3	1,5	1,7	1,9	2,1	2,3	2,5	2,7	3,2	3,7	4,3	4,9	6,2
90	1,1	1,3	1,4	1,6	1,8	2,0	2,2	2,5	2,7	2,9	3,5	4,0	4,7	5,3	6,8
95	1,2	1,4	1,5	1,7	2,0	2,2	2,4	2,7	2,9	3,2	3,8	4,4	5,0	5,8	7,3
100	1,3	1,5	1,7	1,9	2,1	2,3	2,6	2,9	3,1	3,4	4,1	4,7	5,5	6,2	8,0
105	1,4	1,6	1,8	2,0	2,3	2,5	2,8	3,1	3,4	3,7	4,4	5,2	5,9	6,8	8,7
110	1,5	1,7	2,0	2,2	2,5	2,8	3,1	3,4	3,7	4,1	4,8	5,6	6,5	7,4	9,5
115	1,6	1,9	2,1	2,4	2,7	3,0	3,3	3,7	4,1	4,4	5,3	6,1	7,1	8,1	10,3
120	1,8	2,0	2,3	2,6	3,0	3,3	3,7	4,0	4,4	4,9	5,8	6,7	7,8	8,9	11,4

* Используется значение 50°, если курс изменяется меньше чем на 50°.

Таблица III-2-1-8. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флай-бай" (единицы, не входящие в систему СИ, угол крена 20°*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (уз)*														
	< или = 130	*140*	*150*	*160*	*170*	*180*	*190*	*200*	*210*	*220*	*240*	*260*	*280*	*300*	*340*
50	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,2	1,4	1,6	1,9	2,1	2,6
55	0,5	0,6	0,7	0,8	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,5	1,8	2,0	2,3	2,9
60	0,6	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,7	1,9	2,2	2,5	3,1
65	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,8	2,1	2,4	2,7	3,4
70	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,9	2,3	2,6	2,9	3,7
75	0,7	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,4	1,5	1,6	1,8	2,1	2,4	2,8	3,2	4,0
80	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,5	1,6	1,8	1,9	2,3	2,6	3,0	3,4	4,4
85	0,8	0,9	1,0	1,2	1,3	1,4	1,6	1,7	1,9	2,1	2,4	2,8	3,3	3,7	4,7
90	0,9	1,0	1,1	1,2	1,4	1,5	1,7	1,9	2,1	2,2	2,6	3,1	3,5	4,0	5,1
95	0,9	1,1	1,2	1,3	1,5	1,7	1,8	2,0	2,2	2,4	2,8	3,3	3,8	4,3	5,5
100	1,0	1,1	1,3	1,4	1,6	1,8	2,0	2,2	2,4	2,6	3,1	3,6	4,1	4,7	6,0
105	1,1	1,2	1,4	1,6	1,7	1,9	2,1	2,4	2,6	2,8	3,3	3,9	4,5	5,1	6,5
110	1,2	1,3	1,5	1,7	1,9	2,1	2,3	2,6	2,8	3,1	3,6	4,2	4,9	5,6	7,1
115	1,3	1,4	1,6	1,8	2,1	2,3	2,5	2,8	3,1	3,3	4,0	4,6	5,3	6,1	7,7
120	1,4	1,6	1,8	2,0	2,2	2,5	2,8	3,1	3,3	3,7	4,3	5,0	5,8	6,7	8,5

* 20° или 3°/с.

** Используется значение 50°, если курс изменяется меньше чем на 50°.

Таблица III-2-1-9. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флай-бай" (единицы, не входящие в систему СИ, угол крена 25°*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (уз)*														
	< или = 130	*140*	*150*	*160*	*170*	*180*	*190*	*200*	*210*	*220*	*240*	*260*	*280*	*300*	*340*
50	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,2	1,3	1,5	1,7	2,2
55	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3	1,5	1,7	1,9	2,4
60	0,5	0,6	0,7	0,7	0,8	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0	2,6
65	0,5	0,7	0,7	0,8	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,5	1,7	1,9	2,2	2,8
70	0,6	0,7	0,8	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6	1,8	2,1	2,4	3,0
75	0,6	0,8	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,5	1,7	2,0	2,3	2,6	3,2
80	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6	1,8	2,1	2,4	2,8	3,5
85	0,7	0,9	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6	1,7	2,0	2,3	2,6	3,0	3,8
90	0,7	0,9	1,0	1,1	1,1	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,1	2,5	2,8	3,2	4,1
95	0,8	1,0	1,1	1,1	1,2	1,4	1,5	1,6	1,8	2,0	2,3	2,7	3,1	3,5	4,4
100	0,8	1,1	1,2	1,2	1,3	1,5	1,6	1,8	1,9	2,1	2,5	2,9	3,3	3,8	4,8
105	0,9	1,2	1,2	1,3	1,4	1,6	1,7	1,9	2,1	2,3	2,7	3,1	3,6	4,1	5,2
110	1,0	1,3	1,3	1,4	1,5	1,7	1,9	2,1	2,3	2,5	2,9	3,4	3,9	4,4	5,6
115	1,1	1,4	1,5	1,6	1,7	1,8	2,0	2,2	2,5	2,7	3,2	3,7	4,2	4,8	6,1
120	1,2	1,5	1,6	1,7	1,8	2,0	2,2	2,4	2,7	2,9	3,5	4,0	4,6	5,3	6,7

* 25° или 3°/с.

** Используется значение 50°, если курс изменяется меньше чем на 50°.

Таблица III-2-1-10. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы, не входящие в систему СИ, угол крена 15°)

Изменение курса (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (уз)*														
	< или = 130	*140*	*150*	*160*	*170*	*180*	*190*	*200*	*210*	*220*	*240*	*260*	*280*	*300*	*340*
50	2,1	2,4	2,8	3,1	3,5	3,9	4,3	4,7	5,2	5,7	6,7	7,8	9,0	10,2	13,0
55	2,3	2,6	3,0	3,4	3,8	4,2	4,6	5,1	5,6	6,1	7,2	8,4	9,7	11,1	14,1
60	2,4	2,8	3,2	3,6	4,0	4,5	5,0	5,5	6,0	6,6	7,8	9,1	10,4	11,9	15,2
65	2,6	3,0	3,4	3,8	4,3	4,8	5,3	5,9	6,4	7,0	8,3	9,7	11,2	12,8	16,3
70	2,8	3,2	3,6	4,1	4,6	5,1	5,7	6,2	6,9	7,5	8,9	10,3	11,9	13,6	17,4
75	2,9	3,4	3,8	4,3	4,8	5,4	6,0	6,6	7,3	7,9	9,4	11,0	12,7	14,5	18,5
80	3,1	3,5	4,0	4,6	5,1	5,7	6,3	7,0	7,7	8,4	9,9	11,6	13,4	15,3	19,5
85	3,2	3,7	4,2	4,8	5,4	6,0	6,6	7,3	8,0	8,8	10,4	12,2	14,1	16,1	20,5
90	3,4	3,9	4,4	5,0	5,6	6,3	6,9	7,7	8,4	9,2	10,9	12,7	14,7	16,8	21,5
95	3,5	4,0	4,6	5,2	5,8	6,5	7,2	8,0	8,8	9,6	11,4	13,3	15,3	17,5	22,4
100	3,6	4,2	4,8	5,4	6,1	6,8	7,5	8,3	9,1	10,0	11,8	13,8	15,9	18,2	23,3
105	3,7	4,3	4,9	5,6	6,3	7,0	7,8	8,6	9,4	10,3	12,2	14,3	16,5	18,9	24,1
110	3,9	4,4	5,1	5,7	6,4	7,2	8,0	8,8	9,7	10,6	12,6	14,7	17,0	19,4	24,8
115	4,0	4,6	5,2	5,9	6,6	7,4	8,2	9,1	10,0	10,9	12,9	15,1	17,4	20,0	25,5
120	4,0	4,7	5,3	6,0	6,8	7,5	8,4	9,3	10,2	11,1	13,2	15,4	17,8	20,4	26,1

* Используется значение 50°, если курс изменяется меньше чем на 50°.

Таблица III-2-1-11. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы, не входящие в систему СИ, угол крена 20°*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (уз)*														
	< или = 130	*140*	*150*	*160*	*170*	*180*	*190*	*200*	*210*	*220*	*240*	*260*	*280*	*300*	*340*
50	1,7	2,0	2,2	2,5	2,8	3,1	3,4	3,8	4,1	4,5	5,3	6,2	7,1	8,1	10,3
55	1,9	2,1	2,4	2,7	3,0	3,3	3,7	4,1	4,4	4,9	5,7	6,6	7,6	8,7	11,1
60	2,0	2,2	2,5	2,9	3,2	3,6	3,9	4,3	4,8	5,2	6,1	7,1	8,2	9,3	11,9
65	2,1	2,4	2,7	3,0	3,4	3,8	4,2	4,6	5,1	5,5	6,5	7,6	8,7	10,0	12,7
70	2,2	2,5	2,9	3,2	3,6	4,0	4,4	4,9	5,4	5,9	6,9	8,1	9,3	10,6	13,5
75	2,3	2,6	3,0	3,4	3,8	4,2	4,7	5,2	5,7	6,2	7,3	8,5	9,8	11,2	14,3
80	2,5	2,8	3,2	3,6	4,0	4,5	4,9	5,4	6,0	6,5	7,7	9,0	10,3	11,8	15,1
85	2,6	2,9	3,3	3,7	4,2	4,7	5,2	5,7	6,2	6,8	8,1	9,4	10,9	12,4	15,8
90	2,7	3,0	3,4	3,9	4,4	4,9	5,4	5,9	6,5	7,1	8,4	9,8	11,3	13,0	16,5
95	2,8	3,1	3,6	4,0	4,5	5,1	5,6	6,2	6,8	7,4	8,8	10,2	11,8	13,5	17,2
100	2,9	3,3	3,7	4,2	4,7	5,2	5,8	6,4	7,0	7,7	9,1	10,6	12,2	14,0	17,8
105	3,0	3,4	3,8	4,3	4,8	5,4	6,0	6,6	7,3	7,9	9,4	10,9	12,6	14,4	18,4
110	3,0	3,4	3,9	4,4	5,0	5,6	6,2	6,8	7,5	8,2	9,7	11,3	13,0	14,9	19,0
115	3,1	3,5	4,0	4,5	5,1	5,7	6,3	7,0	7,7	8,4	9,9	11,6	13,3	15,3	19,5
120	3,2	3,6	4,1	4,6	5,2	5,8	6,4	7,1	7,8	8,5	10,1	11,8	13,6	15,6	19,9

* 20° или 3°/с.

** Используется значение 50°, если курс изменяется меньше чем на 50°.

Таблица III-2-1-12. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы, не входящие в систему СИ, угол крена 25°*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (уз)*														
	< или = 130	*140*	*150*	*160*	*170*	*180*	*190*	*200*	*210*	*220*	*240*	*260*	*280*	*300*	*340*
50	1,7	1,9	2,1	2,2	2,4	2,6	2,9	3,2	3,5	3,8	4,5	5,2	6,0	6,8	8,6
55	1,9	2,0	2,2	2,4	2,5	2,8	3,1	3,4	3,7	4,1	4,8	5,6	6,4	7,3	9,2
60	2,0	2,2	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3	3,6	4,0	4,3	5,1	5,9	6,8	7,8	9,9
65	2,1	2,3	2,5	2,7	2,9	3,2	3,5	3,9	4,2	4,6	5,4	6,3	7,2	8,3	10,5
70	2,2	2,4	2,6	2,8	3,0	3,3	3,7	4,1	4,5	4,9	5,7	6,7	7,7	8,7	11,1
75	2,3	2,5	2,7	3,0	3,2	3,5	3,9	4,3	4,7	5,1	6,0	7,0	8,1	9,2	11,7
80	2,5	2,7	2,9	3,1	3,3	3,7	4,1	4,5	4,9	5,4	6,3	7,4	8,5	9,7	12,3
85	2,6	2,8	3,0	3,2	3,5	3,9	4,3	4,7	5,1	5,6	6,6	7,7	8,9	10,1	12,9
90	2,7	2,9	3,1	3,4	3,6	4,0	4,4	4,9	5,4	5,9	6,9	8,0	9,3	10,6	13,5
95	2,8	3,0	3,2	3,5	3,7	4,2	4,6	5,1	5,6	6,1	7,2	8,4	9,6	11,0	14,0
100	2,9	3,1	3,4	3,6	3,9	4,3	4,8	5,2	5,8	6,3	7,4	8,6	10,0	11,4	14,5
105	3,0	3,2	3,5	3,7	4,0	4,4	4,9	5,4	5,9	6,5	7,7	8,9	10,3	11,7	15,0
110	3,0	3,3	3,6	3,8	4,1	4,5	5,0	5,6	6,1	6,7	7,9	9,2	10,6	12,1	15,4
115	3,1	3,4	3,6	3,9	4,2	4,7	5,2	5,7	6,2	6,8	8,1	9,4	10,8	12,4	15,8
120	3,2	3,4	3,7	4,0	4,3	4,8	5,3	5,8	6,4	7,0	8,2	9,6	11,1	12,6	16,1

* 25° или 3°/с.

** Используется значение 50°, если курс изменяется меньше чем на 50°.

Таблица III-2-1-13. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флай-бай" (единицы СИ, угол крена 15°*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (км/ч)*						
	≤ 130	*150*	*170*	*190*	*210*	*230*	*240*
30	0,29	0,34	0,38	0,44	0,52	0,61	0,65
35	0,33	0,38	0,43	0,49	0,58	0,68	0,73
40	0,36	0,41	0,47	0,54	0,65	0,76	0,82
45	0,39	0,45	0,52	0,60	0,71	0,84	0,90
50	0,43	0,50	0,56	0,65	0,78	0,92	0,99
55	0,47	0,54	0,61	0,71	0,85	1,00	1,08
60	0,51	0,58	0,66	0,77	0,92	1,09	1,18
65	0,55	0,63	0,72	0,83	1,00	1,18	1,28
70	0,59	0,68	0,77	0,90	1,08	1,28	1,38
75	0,64	0,74	0,83	0,97	1,17	1,38	1,50
80	0,69	0,79	0,90	1,05	1,26	1,50	1,62
85	0,74	0,85	0,97	1,13	1,36	1,62	1,75
90	0,80	0,92	1,04	1,22	1,47	1,74	1,89
95	0,86	0,99	1,13	1,32	1,59	1,89	2,05
100	0,93	1,07	1,22	1,42	1,72	2,04	2,22
105	1,01	1,16	1,32	1,54	1,86	2,22	2,40
110	1,09	1,26	1,43	1,67	2,02	2,41	2,62
115	1,19	1,37	1,56	1,82	2,21	2,63	2,85
120	1,30	1,50	1,70	1,99	2,42	2,88	3,13

* 15° или 3°/с.

** При изменении курса используется значение 30°, если курс изменяется меньше чем на 30°.

Таблица III-2-1-14. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флай-бай" (единицы СИ, угол крена 20º*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (км/ч)*						
	≤ 130	*150*	*170*	*190*	*210*	*230*	*240*
30	0,29	0,34	0,38	0,43	0,47	0,52	0,54
35	0,33	0,38	0,43	0,48	0,53	0,58	0,60
40	0,36	0,41	0,47	0,53	0,58	0,64	0,66
45	0,39	0,45	0,52	0,58	0,64	0,70	0,73
50	0,43	0,50	0,56	0,63	0,69	0,76	0,79
55	0,47	0,54	0,61	0,68	0,75	0,83	0,86
60	0,51	0,58	0,66	0,74	0,82	0,90	0,94
65	0,55	0,63	0,72	0,80	0,88	0,97	1,01
70	0,59	0,68	0,77	0,86	0,96	1,05	1,09
75	0,64	0,74	0,83	0,93	1,03	1,13	1,18
80	0,69	0,79	0,90	1,00	1,11	1,22	1,27
85	0,74	0,85	0,97	1,08	1,20	1,31	1,37
90	0,80	0,92	1,04	1,17	1,29	1,41	1,47
95	0,86	0,99	1,13	1,26	1,39	1,52	1,59
100	0,93	1,07	1,22	1,36	1,50	1,65	1,72
105	1,01	1,16	1,32	1,47	1,63	1,78	1,86
110	1,09	1,26	1,43	1,60	1,77	1,93	2,02
115	1,19	1,37	1,56	1,74	1,92	2,11	2,20
120	1,30	1,50	1,70	1,90	2,10	2,31	2,41

* 20º или 3º/с.

** Используется значение 30°, если курс изменяется меньше чем на 30°.

Таблица III-2-1-15. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы СИ, угол крена 15º*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (км/ч)*						
	≤ 130	*150*	*170*	*190*	*210*	*230*	*240*
30	1,06	1,22	1,38	1,61	1,93	2,29	2,48
35	1,16	1,34	1,52	1,77	2,13	2,53	2,74
40	1,27	1,47	1,66	1,94	2,34	2,78	3,01
45	1,39	1,60	1,81	2,12	2,56	3,04	3,29
50	1,51	1,74	1,97	2,30	2,78	3,30	3,58
55	1,62	1,87	2,12	2,48	3,00	3,57	3,87
60	1,74	2,01	2,28	2,67	3,23	3,84	4,17
65	1,86	2,15	2,44	2,85	3,45	4,11	4,46
70	1,98	2,29	2,59	3,04	3,68	4,38	4,76
75	2,10	2,43	2,75	3,22	3,90	4,65	5,04
80	2,22	2,56	2,90	3,39	4,11	4,90	5,33
85	2,33	2,69	3,04	3,56	4,32	5,16	5,60
90	2,43	2,81	3,18	3,73	4,52	5,40	5,86
95	2,54	2,93	3,32	3,88	4,71	5,62	6,11
100	2,63	3,04	3,44	4,03	4,89	5,84	6,34
105	2,72	3,14	3,56	4,17	5,06	6,04	6,56
110	2,80	3,23	3,66	4,29	5,21	6,22	6,76
115	2,87	3,32	3,76	4,40	5,35	6,39	6,94
120	2,94	3,39	3,84	4,50	5,47	6,53	7,10

* 15º или 3º/с.

** Используется значение 30°, если курс изменяется меньше чем на 30°.

Таблица III-2-1-16. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы СИ, угол крена 20º*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (км/ч)*						
	≤ 130	*150*	*170*	*190*	*210*	*230*	*240*
30	1,06	1,22	1,38	1,56	1,75	1,96	2,06
35	1,16	1,34	1,52	1,71	1,93	2,14	2,26
40	1,27	1,47	1,66	1,87	2,10	2,34	2,46
45	1,39	1,60	1,81	2,04	2,29	2,54	2,67
50	1,51	1,74	1,97	2,21	2,48	2,75	2,89
55	1,62	1,87	2,12	2,39	2,67	2,96	3,11
60	1,74	2,01	2,28	2,56	2,87	3,18	3,33
65	1,86	2,15	2,44	2,74	3,06	3,39	3,55
70	1,98	2,29	2,59	2,91	3,25	3,60	3,78
75	2,10	2,43	2,75	3,09	3,44	3,81	3,99
80	2,22	2,56	2,90	3,25	3,63	4,01	4,20
85	2,33	2,69	3,04	3,42	3,81	4,21	4,41
90	2,43	2,81	3,18	3,57	3,98	4,40	4,61
95	2,54	2,93	3,32	3,72	4,14	4,58	4,79
100	2,63	3,04	3,44	3,86	4,30	4,74	4,97
105	2,72	3,14	3,56	3,99	4,44	4,90	5,13
110	2,80	3,23	3,66	4,11	4,57	5,05	5,28
115	2,87	3,32	3,76	4,22	4,69	5,18	5,42
120	2,94	3,39	3,84	4,31	4,80	5,29	5,54

* 20º или 3º/с.

** Используется значение 30°, если курс изменяется меньше чем на 30°.

Таблица III-2-1-17. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флай-бай" (единицы, не входящие в систему СИ, угол крена 15º*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (уз)*						
	≤ 70	*80*	*90*	*100*	*110*	*120*	*130*
30	0,16	0,18	0,20	0,23	0,27	0,31	0,35
35	0,18	0,20	0,23	0,25	0,30	0,35	0,40
40	0,19	0,22	0,25	0,28	0,33	0,39	0,44
45	0,21	0,24	0,27	0,31	0,36	0,42	0,49
50	0,23	0,26	0,30	0,34	0,40	0,47	0,54
55	0,25	0,29	0,32	0,37	0,43	0,51	0,59
60	0,27	0,31	0,35	0,40	0,47	0,55	0,64
65	0,29	0,34	0,38	0,43	0,51	0,60	0,69
70	0,32	0,36	0,41	0,46	0,55	0,65	0,75
75	0,34	0,39	0,44	0,50	0,60	0,70	0,81
80	0,37	0,42	0,48	0,54	0,64	0,76	0,88
85	0,40	0,46	0,51	0,58	0,69	0,82	0,95
90	0,43	0,49	0,55	0,63	0,75	0,88	1,03
95	0,46	0,53	0,60	0,68	0,81	0,95	1,11
100	0,50	0,57	0,64	0,73	0,88	1,03	1,20
105	0,54	0,62	0,70	0,79	0,95	1,12	1,31
110	0,59	0,67	0,76	0,86	1,03	1,22	1,42
115	0,64	0,73	0,82	0,94	1,12	1,33	1,55
120	0,70	0,80	0,90	1,03	1,23	1,46	1,70

* 15º или 3º/с.

** Используется значение 30°, если курс изменяется меньше чем на 30°.

Таблица III-2-1-18. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флай-бай" (единицы, не входящие в систему СИ, угол крена 20º*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (уз)*						
	≤ 70	*80*	*90*	*100*	*110*	*120*	*130*
30	0,16	0,18	0,20	0,23	0,25	0,27	0,29
35	0,18	0,20	0,23	0,25	0,28	0,30	0,33
40	0,19	0,22	0,25	0,28	0,30	0,33	0,36
45	0,21	0,24	0,27	0,30	0,33	0,36	0,39
50	0,23	0,26	0,30	0,33	0,36	0,40	0,43
55	0,25	0,29	0,32	0,36	0,40	0,43	0,47
60	0,27	0,31	0,35	0,39	0,43	0,47	0,51
65	0,29	0,34	0,38	0,42	0,46	0,51	0,55
70	0,32	0,36	0,41	0,45	0,50	0,55	0,59
75	0,34	0,39	0,44	0,49	0,54	0,59	0,64
80	0,37	0,42	0,48	0,53	0,58	0,63	0,69
85	0,40	0,46	0,51	0,57	0,63	0,68	0,74
90	0,43	0,49	0,55	0,61	0,68	0,74	0,80
95	0,46	0,53	0,60	0,66	0,73	0,79	0,86
100	0,50	0,57	0,64	0,72	0,79	0,86	0,93
105	0,54	0,62	0,70	0,77	0,85	0,93	1,01
110	0,59	0,67	0,76	0,84	0,93	1,01	1,09
115	0,64	0,73	0,82	0,92	1,01	1,10	1,19
120	0,70	0,80	0,90	1,00	1,10	1,20	1,30

* 20º или 3º/с.

** Используется значение 30°, если курс изменяется меньше чем на 30°.

Таблица III-2-1-19. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы, не входящие в систему СИ, угол крена 15º*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (уз)*						
	≤ 70	*80*	*90*	*100*	*110*	*120*	*130*
30	0,57	0,65	0,73	0,83	0,99	1,16	1,35
35	0,63	0,71	0,80	0,91	1,09	1,28	1,49
40	0,69	0,78	0,88	1,00	1,20	1,41	1,64
45	0,75	0,85	0,96	1,09	1,30	1,54	1,79
50	0,81	0,93	1,04	1,18	1,42	1,67	1,95
55	0,87	1,00	1,12	1,28	1,53	1,81	2,10
60	0,94	1,07	1,21	1,37	1,65	1,94	2,27
65	1,00	1,15	1,29	1,47	1,76	2,08	2,43
70	1,07	1,22	1,37	1,56	1,87	2,21	2,58
75	1,13	1,29	1,46	1,65	1,99	2,35	2,74
80	1,19	1,36	1,53	1,74	2,10	2,48	2,89
85	1,25	1,43	1,61	1,83	2,20	2,60	3,04
90	1,31	1,50	1,69	1,92	2,30	2,73	3,18
95	1,37	1,56	1,76	2,00	2,40	2,84	3,32
100	1,42	1,62	1,82	2,07	2,49	2,95	3,45
105	1,46	1,67	1,88	2,14	2,58	3,05	3,56
110	1,51	1,72	1,94	2,21	2,65	3,14	3,67
115	1,55	1,77	1,99	2,26	2,72	3,23	3,77
120	1,58	1,81	2,03	2,31	2,79	3,30	3,86

* 15º или 3º/с.

** Используется значение 30°, если курс изменяется меньше чем на 30°.

Таблица III-2-1-20. Минимальное расстояние стабилизации между точками пути "флайовер" (единицы, не входящие в систему СИ, угол крена 20º*)

*Изменение курса** (градусы)*	*Истинная воздушная скорость (уз)*						
	≤ 70	*80*	*90*	*100*	*110*	*120*	*130*
30	0,57	0,65	0,73	0,82	0,91	1,01	1,12
35	0,63	0,71	0,80	0,90	1,00	1,11	1,22
40	0,69	0,78	0,88	0,98	1,10	1,21	1,33
45	0,75	0,85	0,96	1,07	1,19	1,32	1,45
50	0,81	0,93	1,04	1,16	1,29	1,43	1,57
55	0,87	1,00	1,12	1,25	1,39	1,54	1,69
60	0,94	1,07	1,21	1,35	1,50	1,65	1,81
65	1,00	1,15	1,29	1,44	1,60	1,76	1,93
70	1,07	1,22	1,37	1,53	1,70	1,87	2,05
75	1,13	1,29	1,46	1,62	1,80	1,98	2,16
80	1,19	1,36	1,53	1,71	1,90	2,09	2,28
85	1,25	1,43	1,61	1,79	1,99	2,19	2,39
90	1,31	1,50	1,69	1,88	2,08	2,29	2,50
95	1,37	1,56	1,76	1,95	2,17	2,38	2,60
100	1,42	1,62	1,82	2,03	2,25	2,47	2,69
105	1,46	1,67	1,88	2,10	2,32	2,55	2,78
110	1,51	1,72	1,94	2,16	2,39	2,63	2,86
115	1,55	1,77	1,99	2,21	2,45	2,69	2,94
120	1,58	1,81	2,03	2,26	2,51	2,75	3,00

* 20º или 3º/с.

** Используется значение 30°, если курс изменяется меньше чем на 30°.

Таблица III-2-1-21. Минимальная длина участка RNAV, ограниченного по крайней мере одной точкой пути, которая не является точкой пути разворота

Этап полета	*D: минимальное расстояние до точки пути**
Маршрут Более 56 км (30 м. миль) от КТА вылета или назначения	9,3 км (5,0 м. мили)
STAR, начальный этап в пределах 56 км (30 м. миль) от КТА	5,6 км (3,0 м. мили)
SID в пределах 28 км (15 м. миль) от DER, промежуточный и конечный этапы захода на посадку	2,8 км (1,5 м. мили)
Уход на второй круг и SID в пределах 56 км (30 м. миль) от КТА	5,6 км (3,0 м. мили)

*Если расстояние стабилизации превышает D, D равно расстоянию стабилизации.

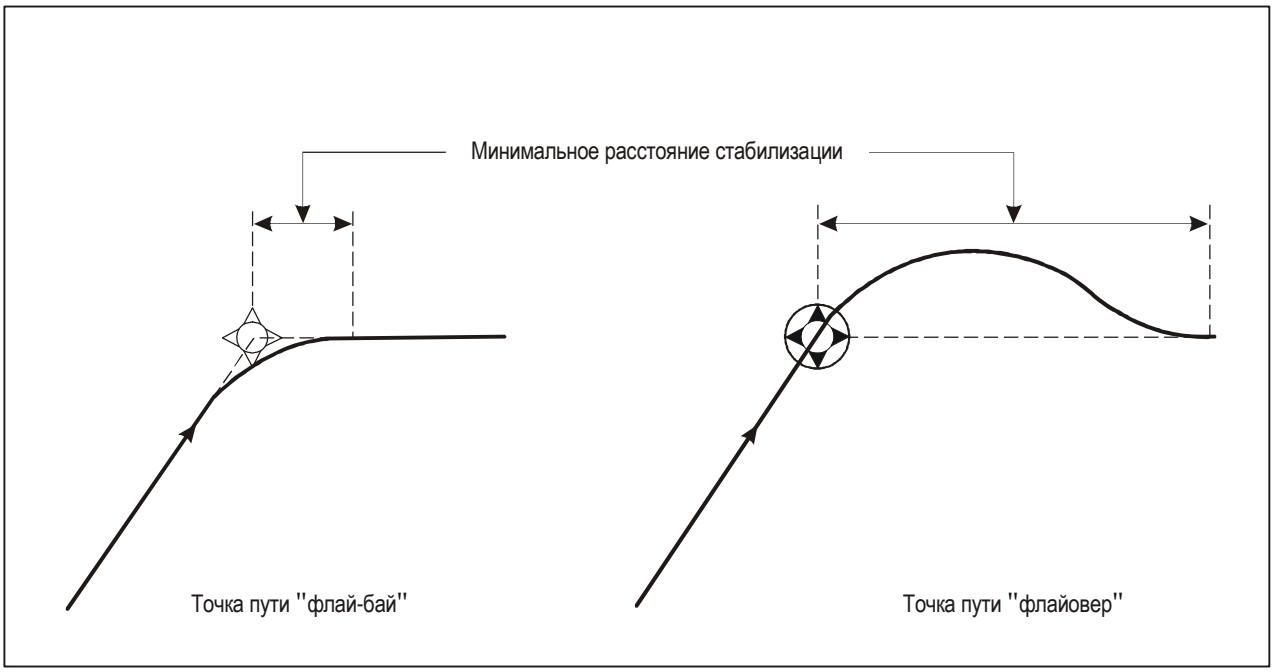


Рис. III-2-1-1. Определение минимального расстояния стабилизации

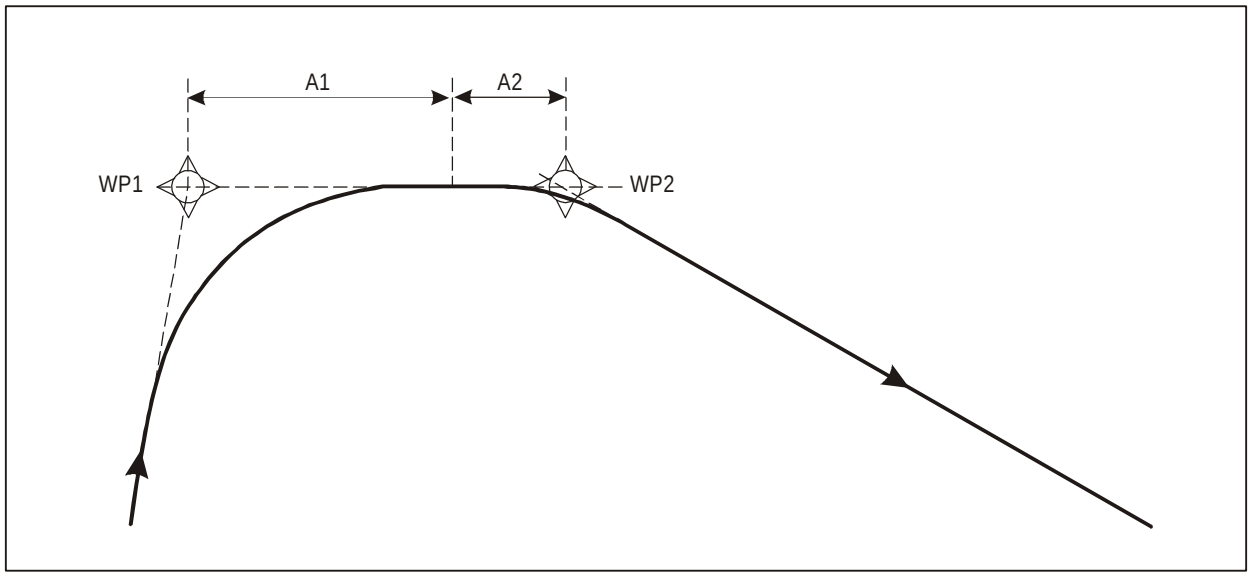


Рис. III-2-1-2. Две точки пути "флай-бай"

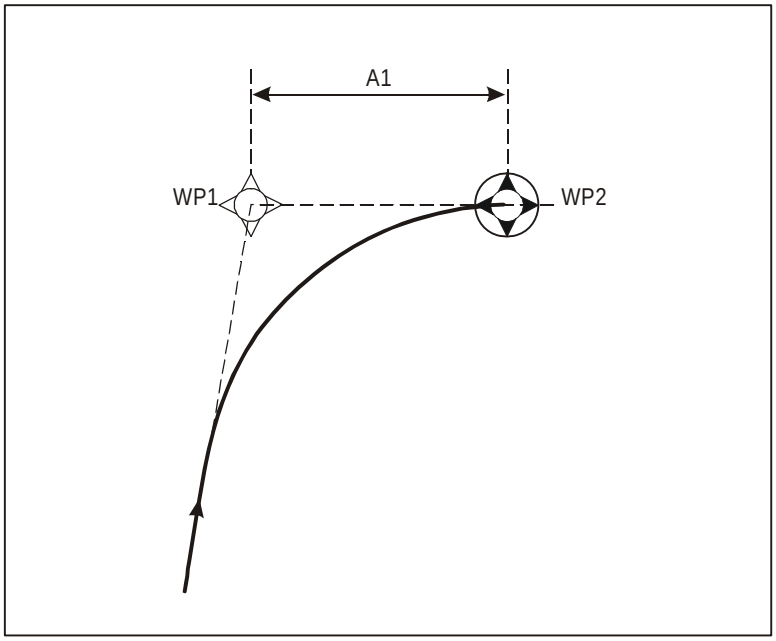


Рис. III-2-1-3. Точка пути "флай-бай", затем точка пути "флайовер"

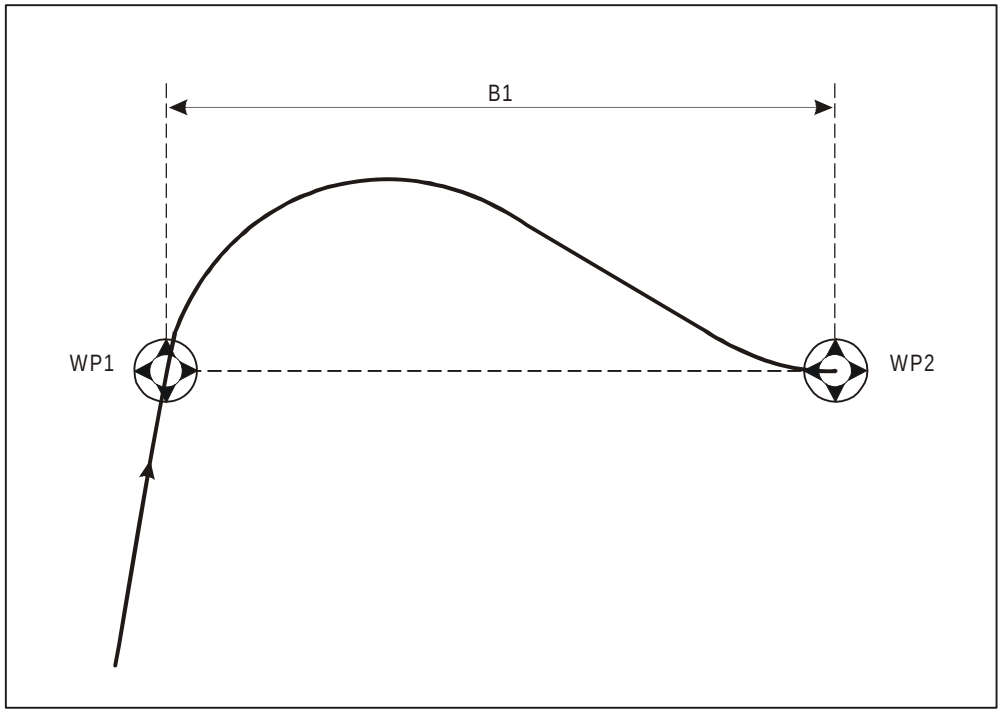


Рис. III-2-1-4. Две точки пути "флайовер"

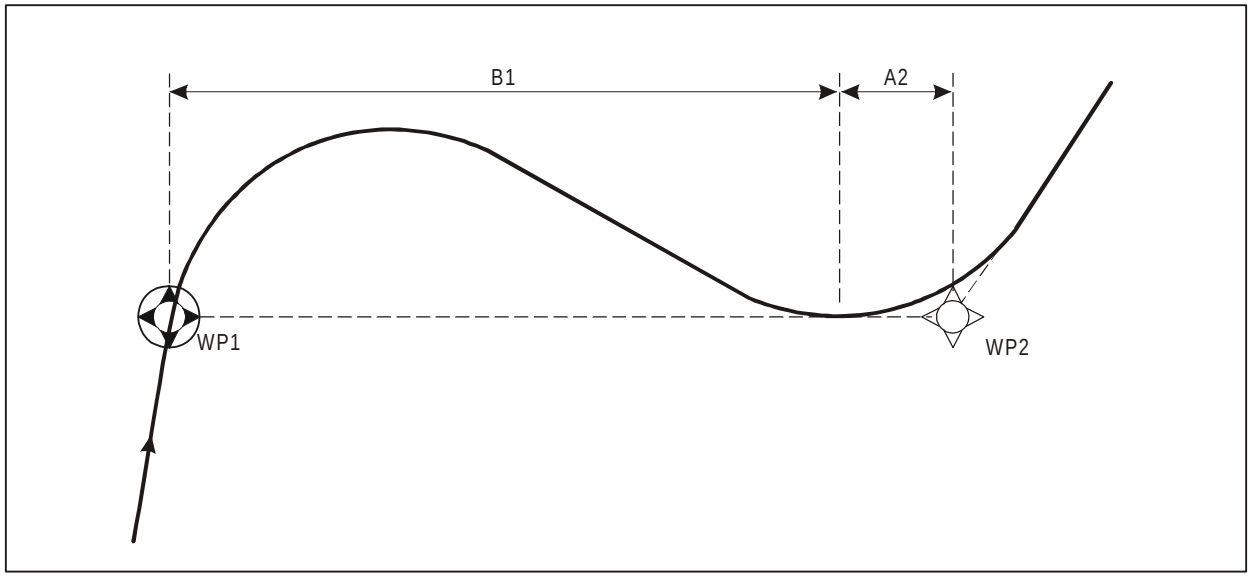


Рис. III-2-1-5. Точка пути "флайовер", а затем точка пути "флай-бай"

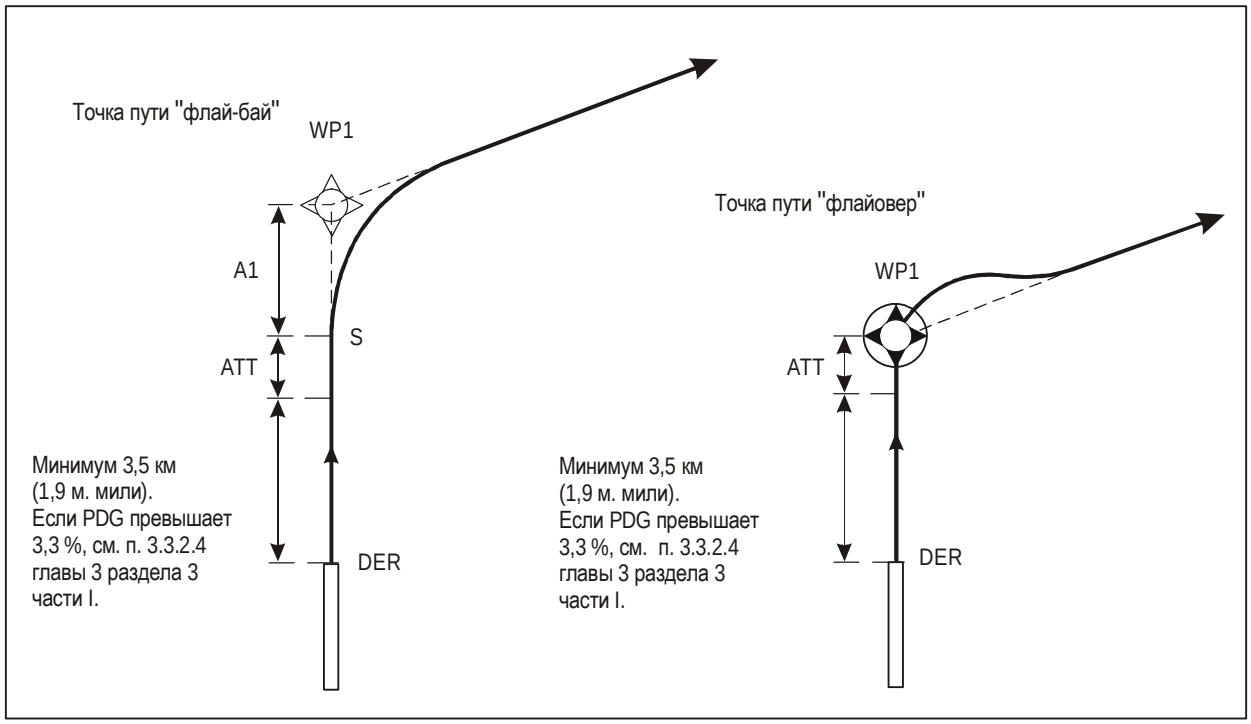


Рис. III-2-1-6. Минимальное расстояние стабилизации: DER - первая точка пути

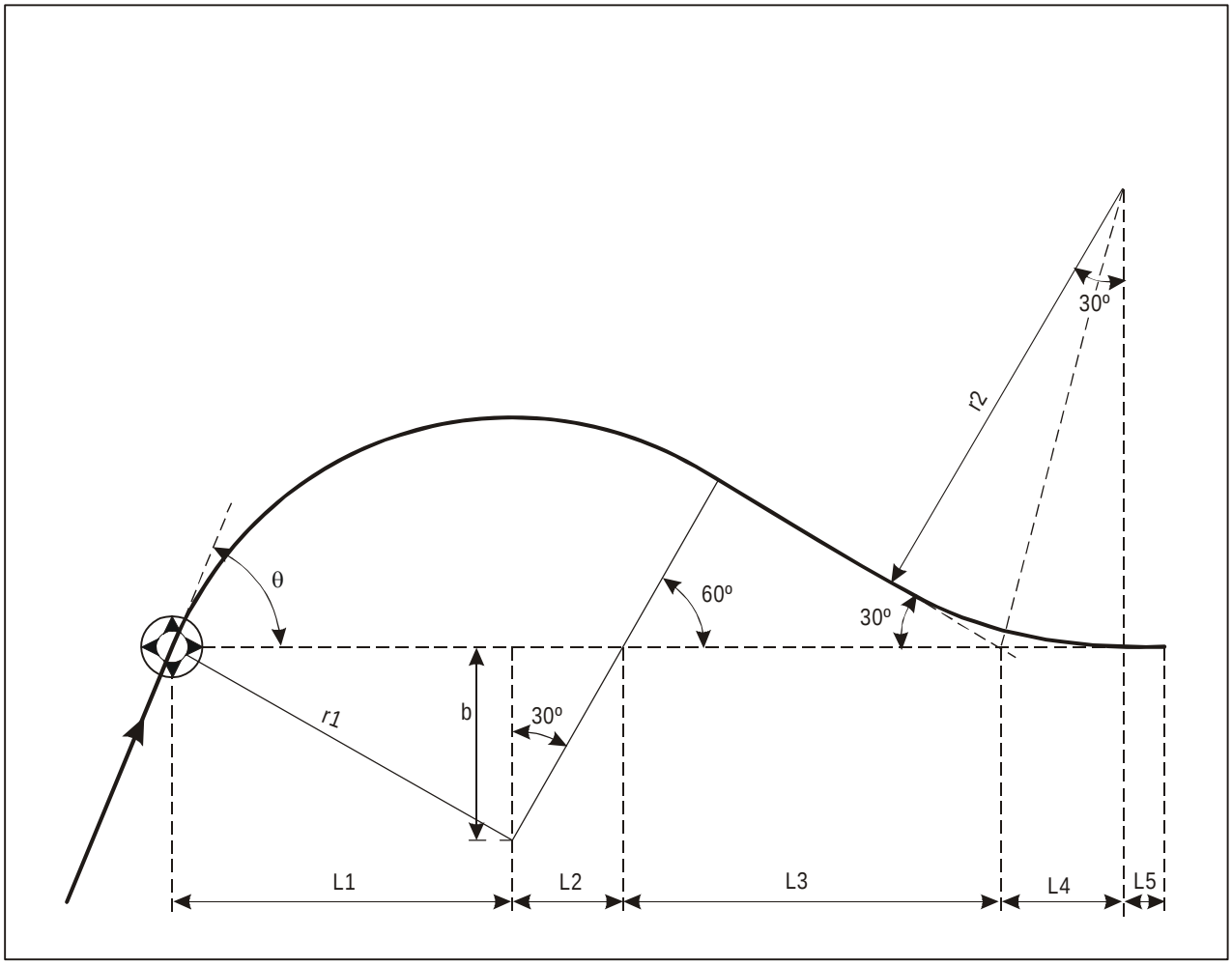


Рис. III-2-1-7. Минимальное расстояние стабилизации: точка пути "флайовер"

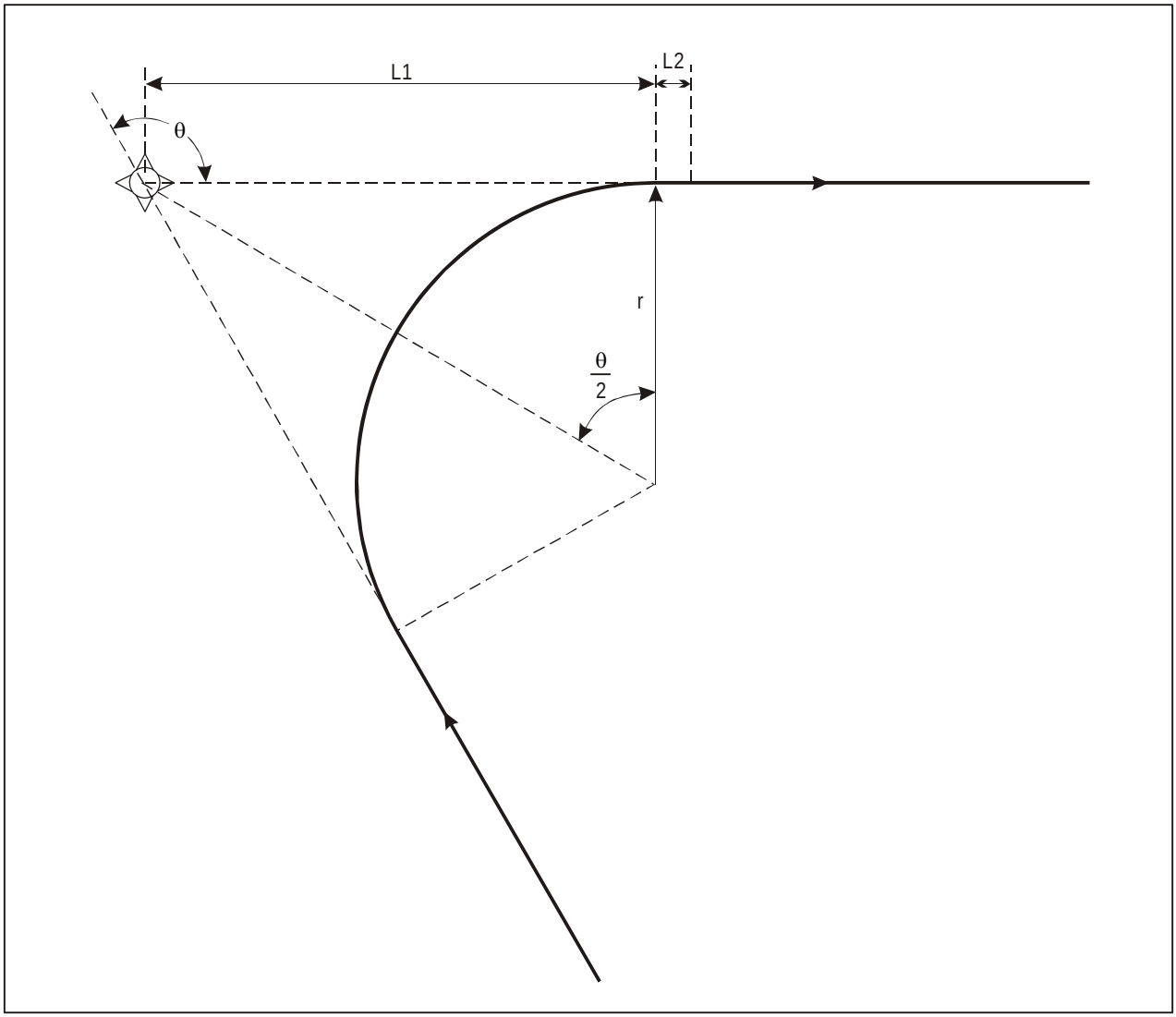


Рис. III-2-1-8. Минимальное расстояние стабилизации: точка пути "флай-бай"

Глава 2

ЗАЩИТА РАЗВОРОТА И ОЦЕНКА ПРЕПЯТСТВИЙ

2.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

2.1.1 В данной главе приводится описание общих критериев, используемых для защиты разворотов во всех схемах RNAV и RNP. Иллюстрации применения этих критериев для различных типов точек пути и указателей окончания траектории приводятся в конце настоящей главы. Общие критерии, определенные в главе 3 раздела 2 части I, применяются с учетом уточнений или изменений в соответствии с критериями настоящей главы.

Примечание. Для разворотов на этапе полета, где применяются маршрутные критерии, вместо положений настоящей главы могут использоваться упрощенные критерии разворота, определенные в главе 8 раздела 3.

2.1.2 Скорость

При построении всех разворотов RNAV и RNP учитываются максимальная и минимальная скорости, определенные для соответствующего этапа полета.

2.1.3 Методы построения разворотов

2.1.3.1 В зависимости от типа разворота, угла разворота и участка полета применяются различные методы защиты разворота.

2.1.3.2 *Разворот в точке разворота (TP).* Разворот в точке разворота может быть определен либо точкой пути "флай-бай", либо точкой пути "флайовер". Для каждого типа точки пути применяются два разных метода построения разворота в зависимости от угла разворота и участка полета:

a) Метод спирали ветра/ограничивающих окружностей используется для:

1) разворотов более, чем на 30º в IAF или IF,

2) разворотов более, чем на 10º в FAF,

3) разворотов в пределах участка ухода на второй круг или вылета.

Примечание. Метод ограничивающих окружностей является упрощенным методом, который может использоваться в качестве альтернативы методу спирали ветра.

Построение описывается в п. 2.3.

b) Метод дуги окружности используется для:

1) разворотов на 30° или менее в IAF или IF или

2) разворотов на 10° или менее в FAF.

Построение описывается в п. 2.2.

2.1.3.3 *Разворот на абсолютной/относительной высоте (разворот TA/H).* Для построения разворота TA/H используется метод спирали ветра/ограничивающих окружностей. Построение описывается в п. 2.3.

2.1.3.4 *Разворот с радиусом от контрольной точки (разворот RF).* Развороты RF используются в схемах RNAV и RNP и строятся другим методом, отличным от метода построения разворотов "флай-бай", "флайовер" или TA/H. Построение описывается в п. 2.4.

2.2 МЕТОД ДУГИ ОКРУЖНОСТИ

2.2.1 Общие положения

Поскольку метод дуги окружности применяется только в пределах участков полета, где точки пути "флайовер" не поощряются (начальный участок захода на посадку, IF и FAF), этот метод обычно будет применяться только в отношении разворотов "флай-бай". Однако, если разворот "флайовер" используется в пределах начального участка захода на посадку, этот метод построения может также применяться вследствие малого угла разворота.

2.2.2 Защита внешней границы разворота

Внешние края соответствующих основной и дополнительной зон предыдущего и следующего участков соединяются дугами окружности. Подлежащие соединению пограничные точки располагаются на перпендикулярах к соответствующим участкам, проведенных от точки пути к внешним краям. Каждая дуга окружности имеет центром точку, где перпендикуляр, делящий прямую линию между двумя соответствующими точками границы, пересекает перпендикуляр к предыдущему участку. См. рис. III-2-2-1.

Примечание. В том случае, если ширина зон предыдущего и следующего участков является одинаковой, центром дуг окружности будет точка пути.

2.2.3 Защита внутренней границы разворота

Внутренняя граница разворота определяется сопряжением соответствующих основной и дополнительной зон до и после точки пути. Точка пересечения края основной зоны предыдущего участка на внутренней стороне разворота с перпендикуляром к следующему участку, проведенному от точки пути, соединяется прямой линией с точкой пересечения края основной зоны следующего участка с перпендикуляром к предыдущему участку, проведенному из точки пути. Аналогичный метод применяется к сопряжению краев дополнительных зон на внутренней стороне разворота. См. рис. III-2-2-1.

2.3 МЕТОД СПИРАЛИ ВЕТРА/ОГРАНИЧИВАЮЩИХ ОКРУЖНОСТЕЙ

2.3.1 Защита внешней границы разворота

2.3.1.1 *Основная зона*. Для внешней защиты используется граница спирали самого неблагоприятного ветра. Для этого может потребоваться использовать до трех спиралей ветра. Имеется два случая соединения основной зоны, полученной методом спирали ветра, с основной зоной следующего участка:

a) если основная зона, полученная с помощью спирали ветра, оказывается в пределах основной зоны следующего участка, эти зоны соединяются линией, проведенной под углом 15° к номинальной линии пути следующего участка по касательной к спирали ветра (см. рис. III-2-2-6, III-2-2-7, III-2-2-9, III-2-2-10, III-2-2-11 и III-2-2-12.

Примечание. В случае участка DF линией пути считается самая поздняя линия пути, определенная линией, проведенной из следующей точки пути по касательной к спирали самого неблагоприятного ветра из основной зоны (см. рис. III-2-2-6, III-2-2-7, III-2-2-9, III-2-2-10 и III-2-2-11);

b) если полученная в результате основная зона оказывается вне основной зоны следующего участка, эти зоны соединяются линией, проведенной под углом 30° к номинальной линии пути следующего участка по касательной к спирали ветра (см. рис. III-2-2-2, III-2-2-3, III-2-2-4, III-2-2-5 и III-2-2-8).

2.3.1.2 Кроме того, для разворотов "флай-бай" в целях защиты воздушных судов в пределах требуемого диапазона скоростей внешняя граница основной зоны продолжается следующим образом:

a) для разворотов на 90° или менее основная зона продолжается посредством проведения линии, параллельной линии пути приближения, и линии, параллельной последующему участку, по касательной к спирали ветра, определенной для максимальной скорости (см. рис. III-2-2-2 и III-2-2-5);

b) для разворотов более чем на 90° основная зона продолжается посредством проведения линии, параллельной линии пути приближения, и перпендикуляра к ней по касательной к спирали ветра, определенной для максимальной скорости (см. рис. III-2-2-4).

2.3.1.3 *Дополнительная зона*. Дополнительная зона устанавливается для всех разворотов при условии, что она имеется в точке разворота. Дополнительная зона имеет постоянную ширину во время разворота, которая равна ширине дополнительной зоны в самой поздней точке разворота. Если граница дополнительной зоны, связанной с разворотом, остается в пределах соответствующей зоны защиты последующего участка, тогда эта граница отклоняется под углом 15° относительно номинальной линии пути, заданной после разворота.

2.3.1.4 *Сужающаяся зона защиты*. Если зона защиты сужается в направлении точки пути и самая поздняя точка разворота расположена после данной точки пути, зона защиты сохраняет значение ширины зоны в точке пути до достижения самой поздней точки разворота. См. рис. III-2-2-3.

2.3.2 Защита внутренней границы разворота

Для защиты внутренней границы разворота применяются следующие правила:

a) если край основной/дополнительной зоны предыдущего участка (в самой ранней точке разворота) лежит в пределах основной/дополнительной зоны следующего участка, край основной/дополнительной зоны отклоняется на 15° относительно номинальной линии пути следующего участка от самой ограничивающей ранней точки разворота. См. рис. III-2-2-3, III-2-2-6, III-2-2-7, III-2-2-9, III-2-2-10, III-2-2-11 и III-2-2-12.

Примечание. В случае участка DF линией пути считается самая ранняя линия пути, определенная линией, проведенной из следующей точки пути до самой ограничивающей ранней точки разворота на внешней стороне основной зоны. См. рис. III-2-2-6, III-2-2-7, III-2-2-9, III-2-2-10 и III-2-2-11;

b) если край основной/дополнительной зоны предыдущего участка (в самой ранней точке разворота) лежит вне основной/дополнительной зоны следующего участка, край основной/дополнительной зоны соединяется в A/2 с номинальной линией пути следующего участка от самой ограничивающей ранней точки разворота. См. рис. III-2-2-2, III-2-2-3, III-2-2-4, III-2-2-5 и III-2-2-8.

2.3.3 Определение самой ранней и самой поздней точек разворота

2.3.3.1 Местоположение самой ранней и самой поздней точек разворота определяется в зависимости от типа точки пути/разворота, как указано в таблице III-2-2-1.

2.3.3.2 *Параметры разворота*. Параметры разворота для определения самой ранней или самой поздней точки разворота содержатся в общих критериях, изложенных в п. 3.1.2 "Параметры разворота" главы 3 раздела 2 части I, за исключением того, что дистанция начала разворота является специфической для разворота RNAV в точке "флай-бай". Этот параметр определяется следующим образом:

для определения самой ранней точки разворота: дистанция начала разворота = $r \operatorname{tg} A/2$;

для определения самой поздней точки разворота: дистанция начала разворота = $Min \left[r \operatorname{tg} A/2,\ r \right]$,

где A – изменение угла линии пути и r – радиус разворота.

2.4 МЕТОД РАЗВОРОТА RF

2.4.1 Общие положения

2.4.1.1 Разворот с радиусом от контрольной точки (RF) представляет собой круговую траекторию постоянного радиуса (см. рис. III-2-2-13), которая определяется:

a) точкой касательной в конце разворота;

b) центром разворота;

c) радиусом разворота.

2.4.1.2 Значение радиуса разворота для этапов прибытия, захода на посадку и вылета определяется следующим образом:

$r = (V+V_w)^2/(127094.\operatorname{tg} \theta)$; r в км; V и V_w в км/ч;

$r = (V+V_w)^2/(68626.\operatorname{tg} \theta)$; r в м. милях; V и V_w в уз,

где V – максимальная истинная скорость воздушного судна в наивысшей точке разворота;
V_w – максимальная скорость ветра в наивысшей точке разворота;
θ – угол крена, необходимый для определения желаемой линии пути (≤25°).

2.4.1.3 *Максимальная TAS*. Максимальная истинная скорость (TAS) должна основываться на приборной скорости (IAS) в точке максимальной относительной высоты во время разворота, скорректированной по максимальному отклонению от значения МСА для аэродрома.

2.4.1.4 *Максимальная скорость ветра*. Максимальная скорость ветра определяется как стандартный ветер ИКАО или, при наличии статистических данных о ветре, как максимальная скорость ветра с 95-процентной вероятностью с любого направления. При отсутствии статистических данных о ветре при выполнении схем SID и ухода на второй круг применяются следующие значения:

– 19 км/ч (10 уз) на или ниже 152 м (500 фут) над превышением аэродрома (AD);

– 37 км/ч (20 уз) от 152 м (500 фут) до или ниже 305 м (1000 фут) над превышением AD;

– 56 км/ч (30 уз) от 305 м (1000 фут) до или ниже 610 м (2000 фут) над превышением AD;

– 74 км/ч (40 уз) от 610 м (2000 фут) до или ниже 915 м (3000 фут) над превышением AD.

2.4.1.5 Для расчета значений абсолютной высоты в конце участка RF с учетом TAS и ветра пройденное расстояние соответствует длине дуги между двумя точками пути, определяемыми номинальным радиусом.

2.4.1.6 Ограничения скорости во время разворота, если таковые применимы, применяются в конце участка RF для схем SID/ухода на второй круг и в начале его для STAR и заходов на посадку.

2.4.1.7 *Угол крена*. Углы крена до 25° могут использоваться для любого разворота на высоте свыше 400 фут над превышением AD. Развороты не инициируются на высоте менее 400 фут над превышением AD.

2.4.1.8 При расчете относительной высоты OIS для препятствий на участке RF в схеме вылета или ухода на второй круг расстояние вычисляется на основе длины дуги с радиусом (r – 186 м) [(r – 0,1 м. мили)].

2.4.1.9 Полуширота зоны рассчитывается на основе XTT и BV, как это изложено в главах 1 и 2 раздела 1 части III, и дополнительно преобразовывается, как указано в нижеследующих пунктах.

2.4.1.10 Радиус разворота составляет не менее, чем:

a) 2 x значение RNP для участков полета по пути приближения и удаления;

b) ½ ширины зоны участков полета по пути приближения и удаления.

2.4.2 Защита внешней границы разворота

2.4.2.1 *Основная зона*. Внешний край основной зоны определяется участком окружности, который:

a) имеет центр в точке O (центр разворота);

b) имеет радиус r + 0,75*XTT + BV/2 + 93 м (0,05 м. мили);

c) ограничен краями примыкающих прямолинейных участков (точки A и C на рис. III-2-2-13).

2.4.2.2 *Дополнительная зона.* Внешний край дополнительной зоны определяется участком окружности, который:

a) имеет центр в точке O;

b) имеет радиус r + 1,5*XTT + BV + 186 м (0,1 м. мили);

c) ограничен краями примыкающих прямолинейных участков (точки B и D на рис. III-2-2-13).

2.4.3 Защита внутренней границы разворота

2.4.3.1 *Основная зона.* Внутренний край основной зоны разворота определяется участком окружности, который:

a) имеет центр в точке O;

b) имеет радиус r – [0,75*XTT + BV/2];

c) ограничен краями примыкающих прямолинейных участков.

2.4.3.2 *Дополнительная зона.* Внешний край дополнительной зоны определяется участком окружности, который:

a) имеет центр в точке O;

b) имеет радиус r – [1,5*XTT + BV];

c) ограничен краями примыкающих прямолинейных участков.

2.4.4 Расширение зоны при разворотах RF

2.4.4.1 При вылете или уходе на второй круг в том случае, если расширение зоны не завершено до начала разворота RF, спиральная дуга продолжается за пределами разворота от точки самого последнего допуска ATT плюс 3 с полета на краю расширения зоны по следующей формуле:

$$r_t = r_s + \left(2\pi r_s \frac{\alpha}{360}\right) \mathrm{tg}\, 15°,$$

где $r_{t,outer}$ – радиус дуги внешней спирали;
$r_{s,outer}$ – расстояние от центра разворота до края внешнего линейного расширения в начальной точке RF;
α – количество градусов по завершении изменения путевого угла. +

2.4.4.2 Внешняя спиральная дуга начинается на некотором расстоянии от точки пути в начале разворота RF, соответствующей самому последнему допуску ATT плюс 3 с полета (время реакции пилота при номинальной TAS плюс попутный ветер). Указанная дуга заканчивается по достижении ½ AW (r + 1,5 XTT + BV + 0,1) или за 15° до очередной точки пути, после чего линейное расширение зоны под углом 15° продолжается на следующем участке. Это показано на рис. III-2-2-14.

2.4.4.3 Внутренняя граница разворота также продолжает расширяться согласно следующей формуле:

$$r_t = r_s - \left(2\pi r_s \frac{\alpha}{360}\right) \mathrm{tg}\, 15°,$$

где $r_{t,inner}$ – радиус дуги внутренней спирали;
$r_{s,inner}$ – расстояние от центра разворота до края внутреннего линейного расширения в начальной точке RF;
α – значение в градусах завершенного изменения путевого угла.

Внутренняя спиральная дуга начинается до точки пути в начале разворота RF на расстоянии, соответствующем самому раннему допуску ATT. Указанная дуга заканчивается по достижении ½ AW (r – [1,5 XTT + BV]) или через 15° после очередной точки пути, после чего линейное расширение зоны под углом 15° продолжается на следующем участке. Это показано на рис. III-2-2-14.

2.5 ОЦЕНКА ПРЕПЯТСТВИЙ

2.5.1 *Определение линии KK'.* Линия KK' представляет собой перпендикуляр к линии полета на участке приближения в самой ранней точке разворота. Она определяет конец прямого участка до разворота и используется для оценки расстояний до препятствий. При разворотах с набором высоты (вылеты и уход на второй круг) измеряемое расстояние всегда представляет собой минимальное расстояние от самой ранней точки начала разворота до препятствия.

2.5.2 *Определение линии NN'N".* Линия NN'N" представляет собой самую раннюю контрольную точку снижения. Для разворотов в точке пути "флай-бай", где определена контрольная точка ступенчатого снижения, самая ранняя точка снижения не совпадает с самой ранней точкой разворота. Линия NN' проводится перпендикулярно предыдущему участку на расстоянии, равном ATT до точки пути. Линия N'N" смещается относительно биссектрисы в направлении предыдущего участка на расстояние, равное ATT и измеренное перпендикулярно к биссектрисе. N' обозначает пересечение двух линий. Расстояние до препятствия от ближайшей точки снижения измеряется от линии NN'N", перпендикулярной биссектрисе. См. рис. III-2-2-2, III-2-2-4 и III-2-2-5.

2.5.3 Близко расположенные препятствия на расстоянии $d_o \leq 9{,}3$ км (5,0 м. мили) не учитываются при определении минимальной абсолютной/относительной высоты (MA/H) участка после точки пути "флай-бай", когда превышение препятствия меньше или равно:

$$\text{Макс. прев.}_{\text{Преп-е}} \leq \text{OCA} - \text{MOC} - d_o \times 0{,}15,$$

где d_0 – расстояние от препятствия до линии NN'N", измеренное перпендикулярно к биссектрисе разворота;
MOC – MOC в основной зоне участка перед данной точкой пути;
OCA – абсолютная высота пролета препятствий участка перед данной точкой пути.

Таблица III-2-2-1. Определение самой ранней и самой поздней точки разворота

Тип точки пути	*Критерии самой ранней и самой поздней точки разворота*
Флайовер (рис. III-2-2-3, III-2-2-6 и III-2-2-7)	Ранняя: ATT до точки пути. Поздняя: ATT + время реакции пилота + задержка угла крена
Флай-бай (рис. III-2-2-2, III-2-2-4 и III-2-2-5)	Ранняя: ATT+ расстояние начала разворота до точки пути. Поздняя: расстояние начала разворота – ATT – время реакции пилота (если значение отрицательное, точка находится за точкой пути)
Вылет с TA/H, после которого следует участок CF (рис. III-2-2-8)	Ранняя: 600 м от стартового конца ВПП (стартовый конец ВПП для взлета/РДР). Поздняя: точка, в которой поверхность, начинающаяся на высоте 5 м над DER, достигает требуемой абсолютной высоты с заданной PDG + время реакции пилота + задержка угла крена
Вылет с TA/H, после которого следует участок DF (рис. III-2-2-9)	Ранняя: 600 м от стартового конца ВПП (стартовый конец ВПП для взлета/РДР). Поздняя: точка, в которой поверхность, начинающаяся на высоте 5 м над DER, достигает требуемой абсолютной высоты с заданным PDG + время реакции пилота + задержка угла крена
Уход на второй круг с TA/H (рис. III-2-2-10)	Ранняя: ATT до MAPt. (В обычном случае означает, что воздушное судно не выполняет разворот до MAPt, даже если оно находится достаточно выше требуемой абсолютной высоты. На IAC в этом случае требуется соответствующее примечание). Поздняя: точка, в которой поверхность, начинающаяся в точке SOC, достигает требуемой абсолютной высоты с градиентом набора высоты 2,5 %, если не указано иное + время реакции пилота + задержка угла крена
Разворот в MAPt (рис. III-2-2-11 и III-2-2-12)	Ранняя: ATT до MAPt. Поздняя: SOC + время реакции пилота + задержка угла крена

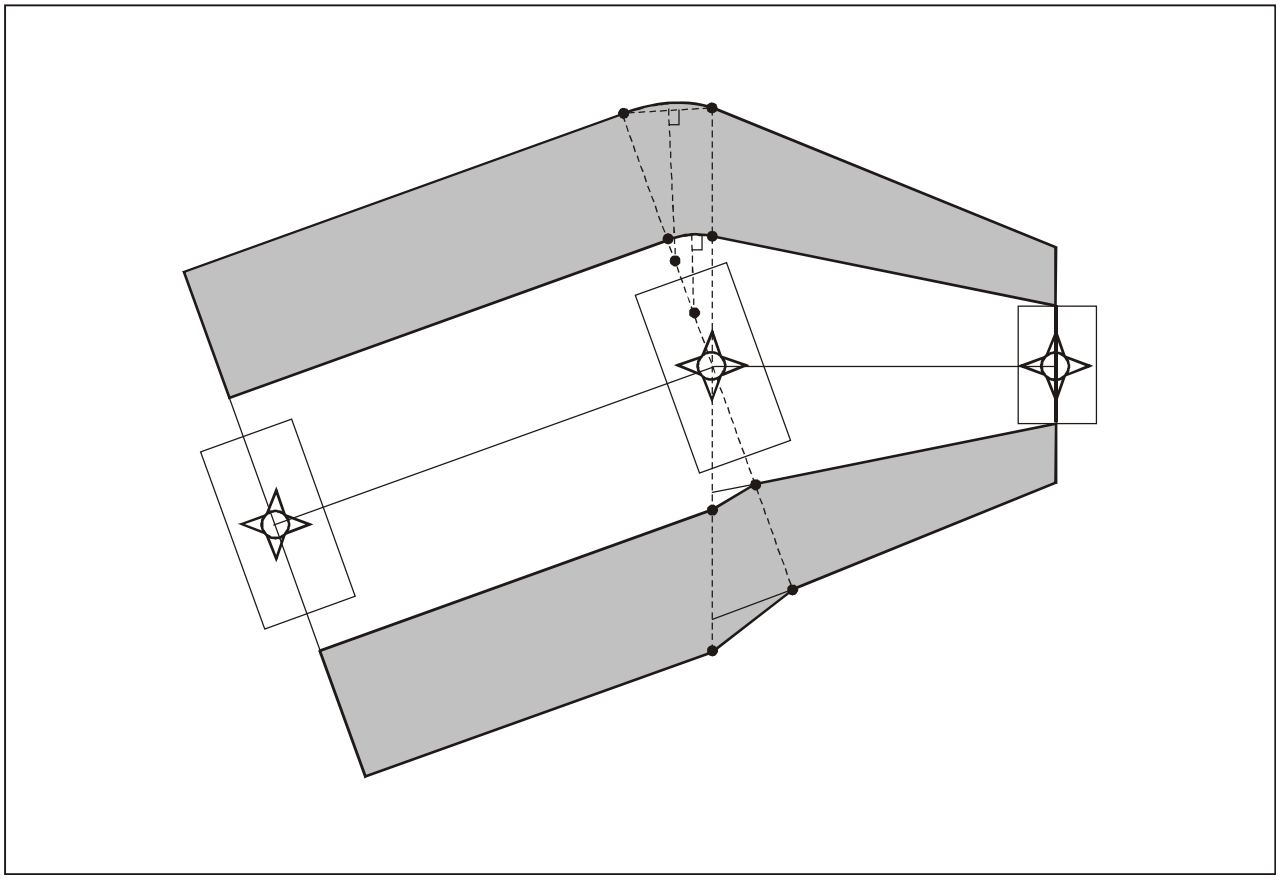


Рис. III-2-2-1. Малый угол разворота: метод дуги окружности

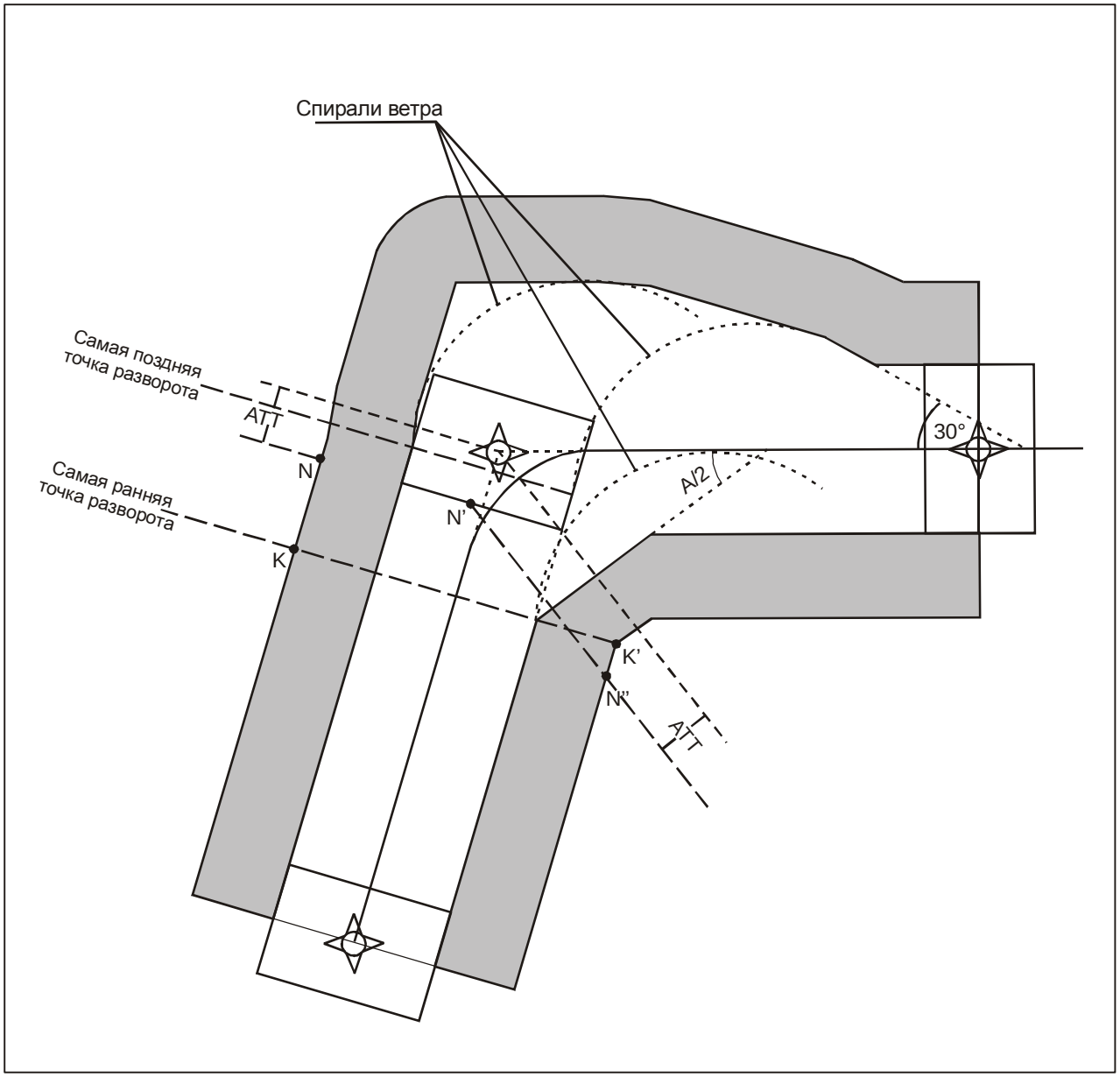


Рис. III-2-2-2. Разворот в точке пути "флай-бай": основная/дополнительная зоны вне разворота

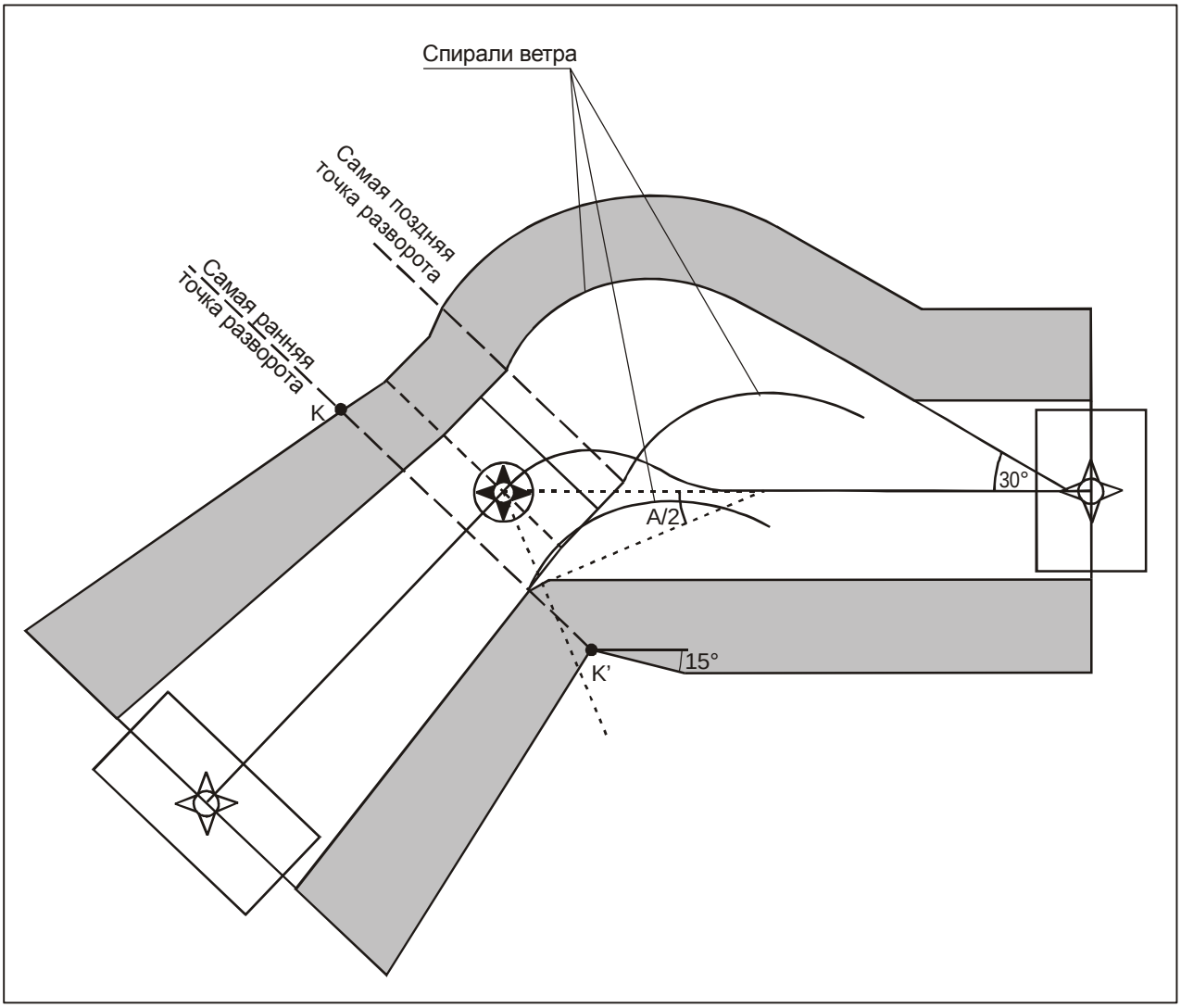


Рис. III-2-2-3. Разворот в точке пути "флайовер" с участком TF после разворота: дополнительная зона внутри на внутренней стороне разворота

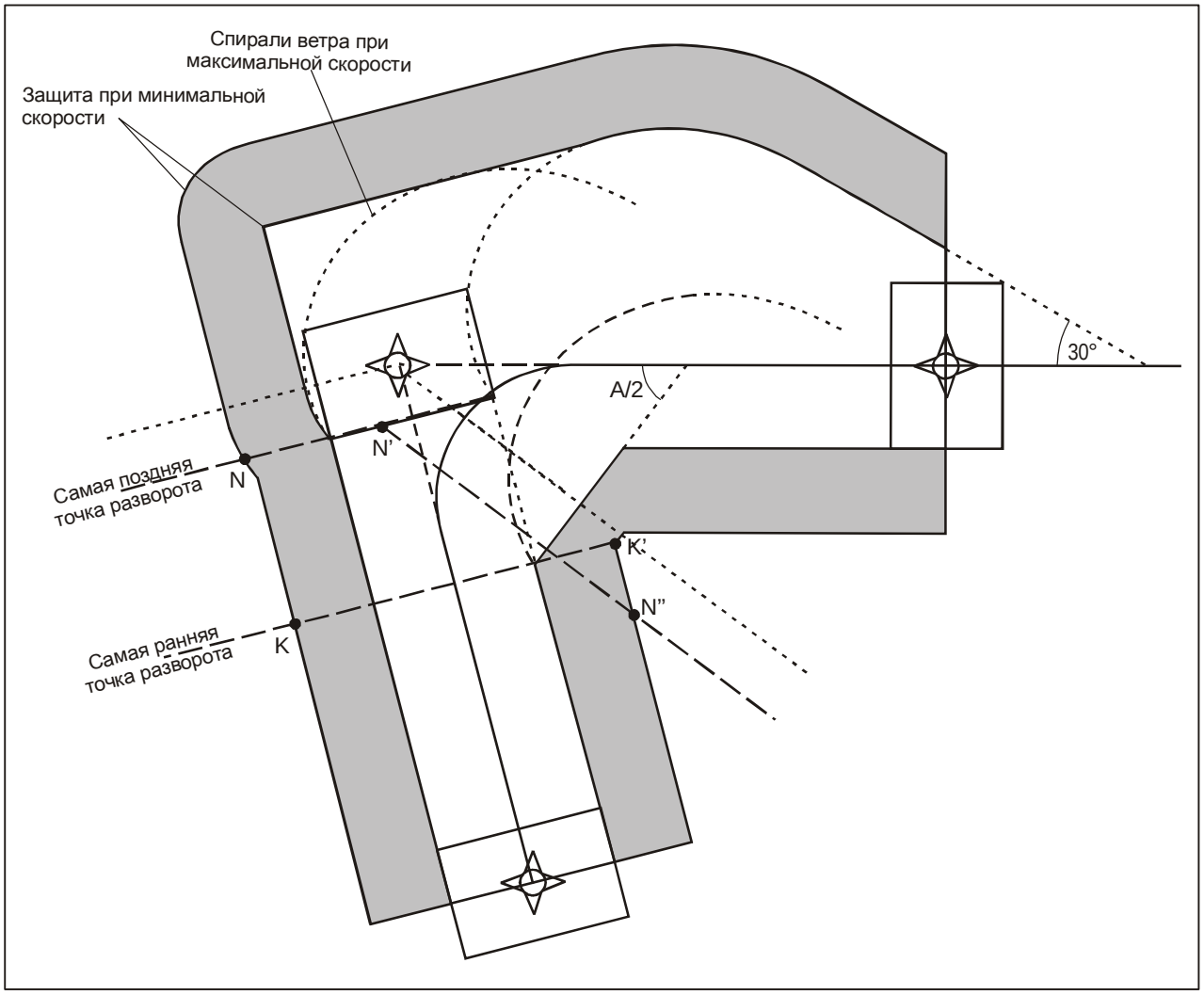


Рис. III-2-2-4. Линия NN'N": разворот в точке пути "флай-бай" под углом > 90°

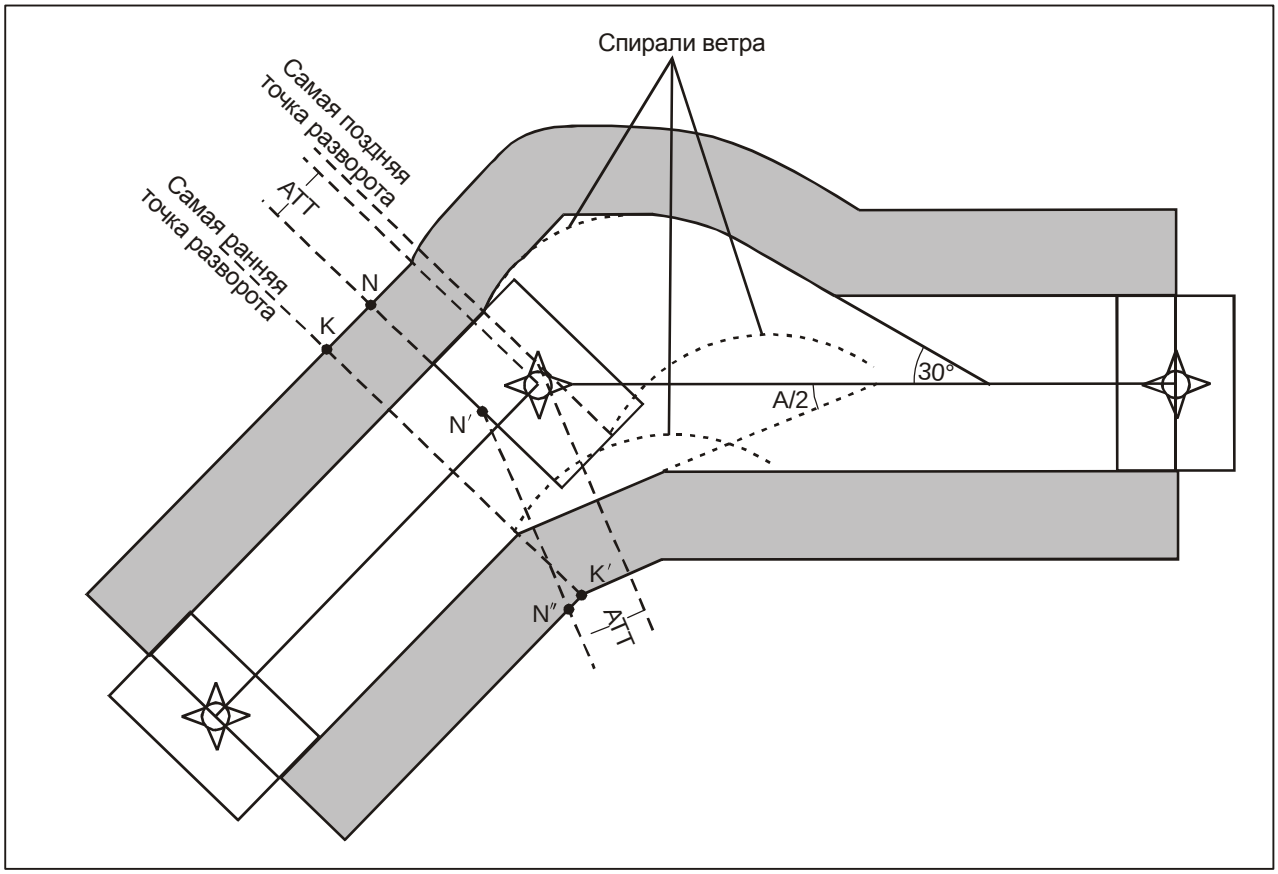


Рис. III-2-2-5. Линия NN'N": разворот в точке пути "флай-бай" под углом ≤ 90°

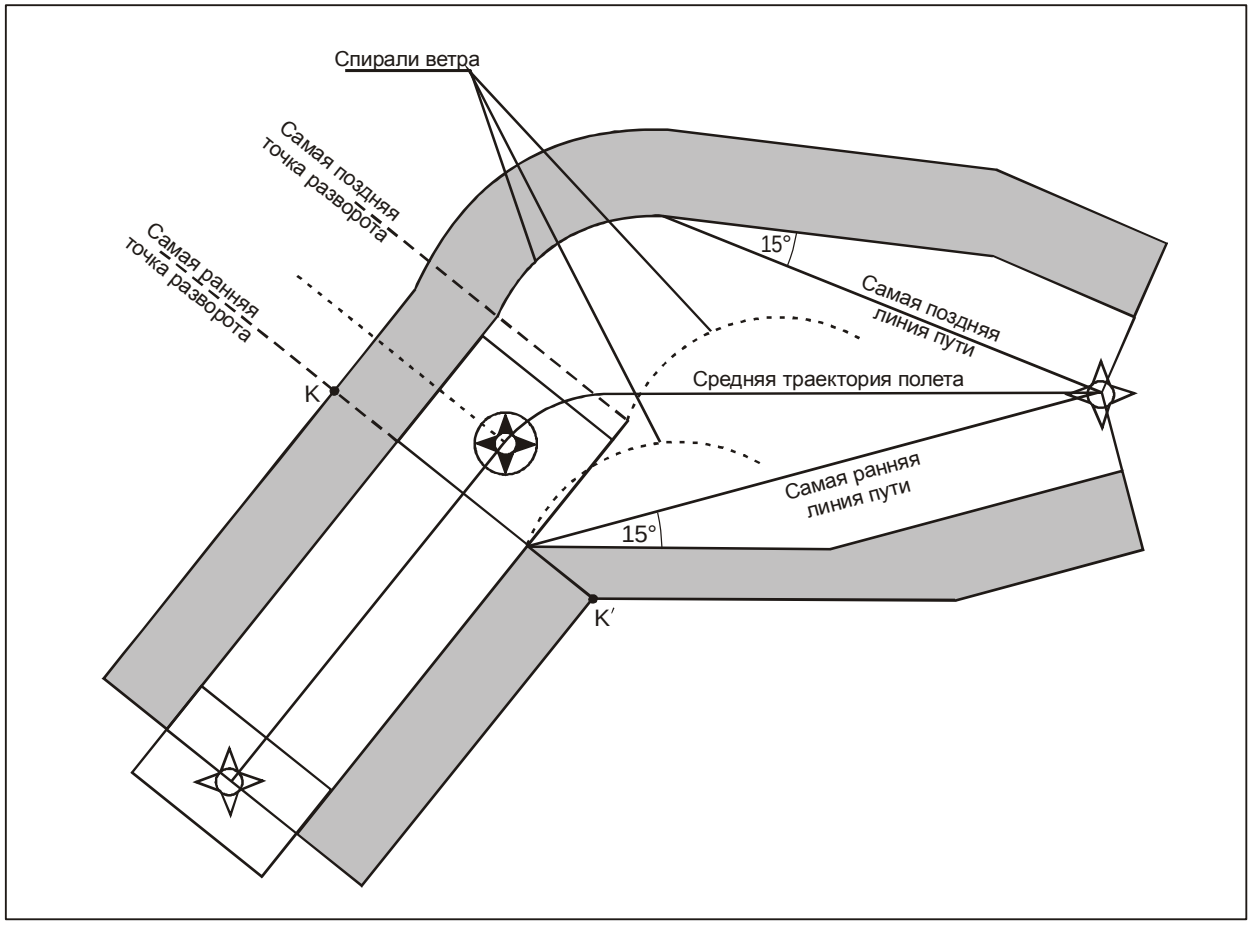


Рис. III-2-2-6. Разворот в точке пути "флайовер", после которого следует участок DF: малый угол разворота

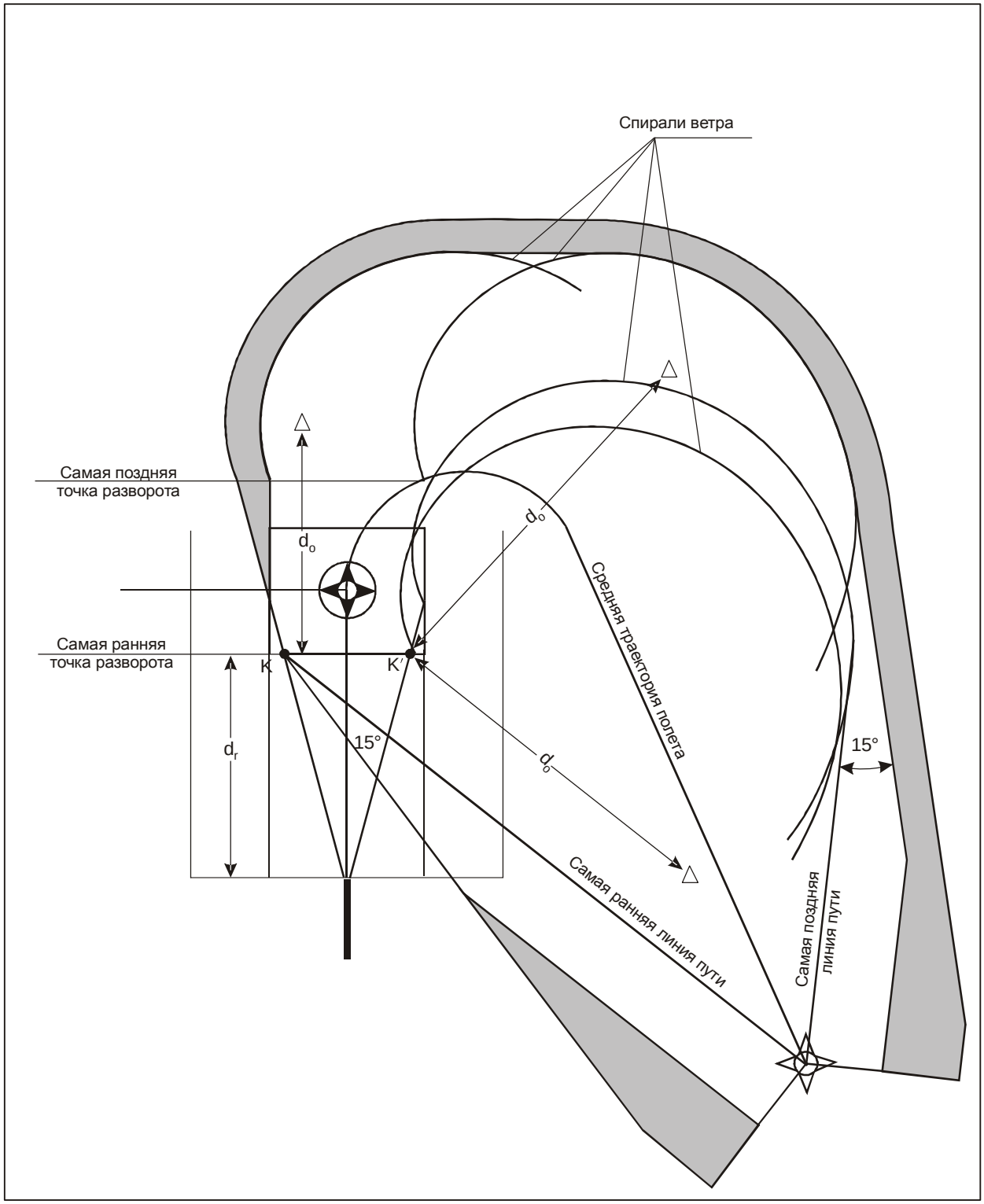


Рис. III-2-2-7. Разворот в точке пути "флайовер", после которого следует участок DF: большой угол разворота

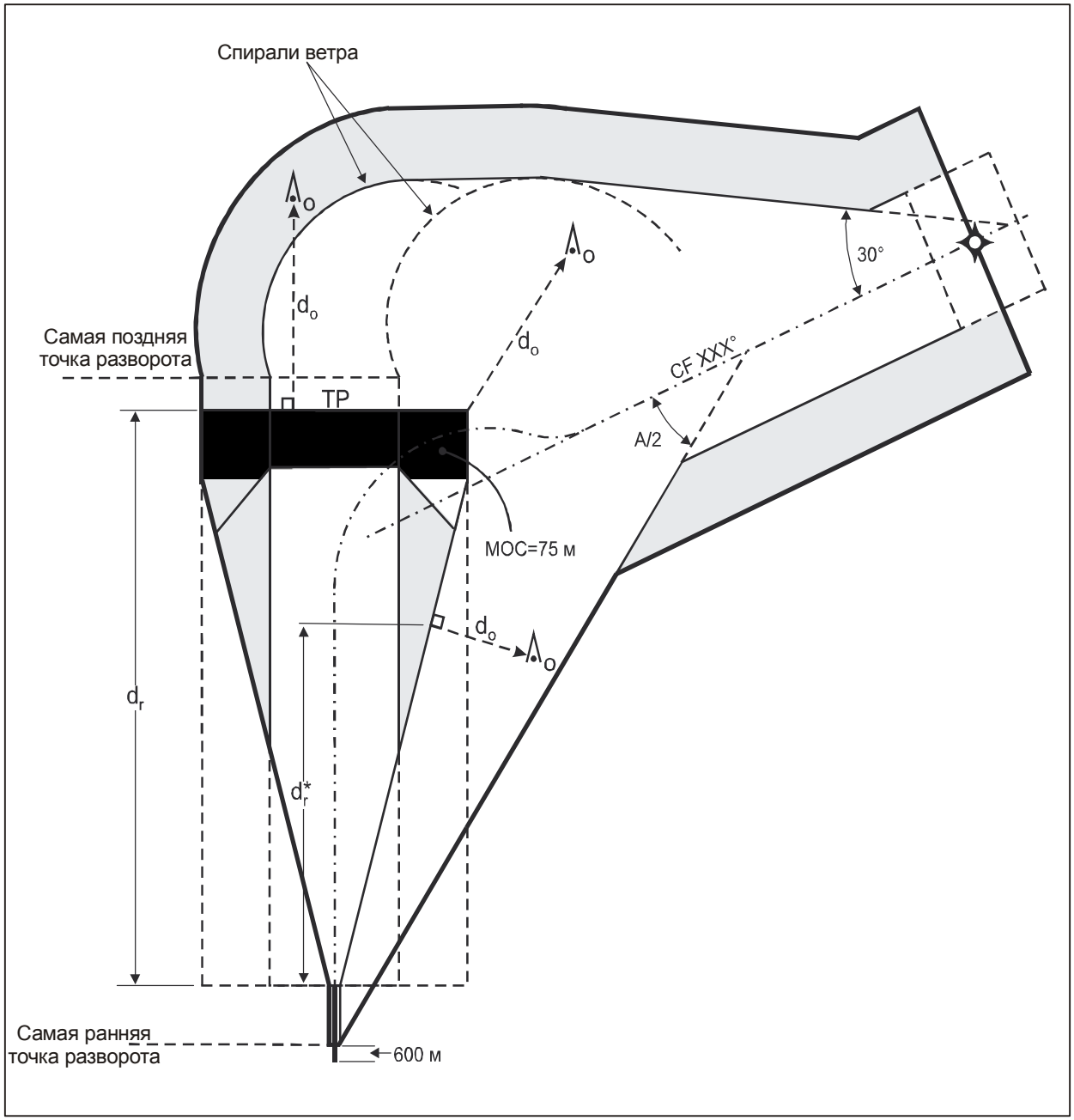


Рис. III-2-2-8. Разворот на абсолютной/относительной высоте, после которого следует участок CF

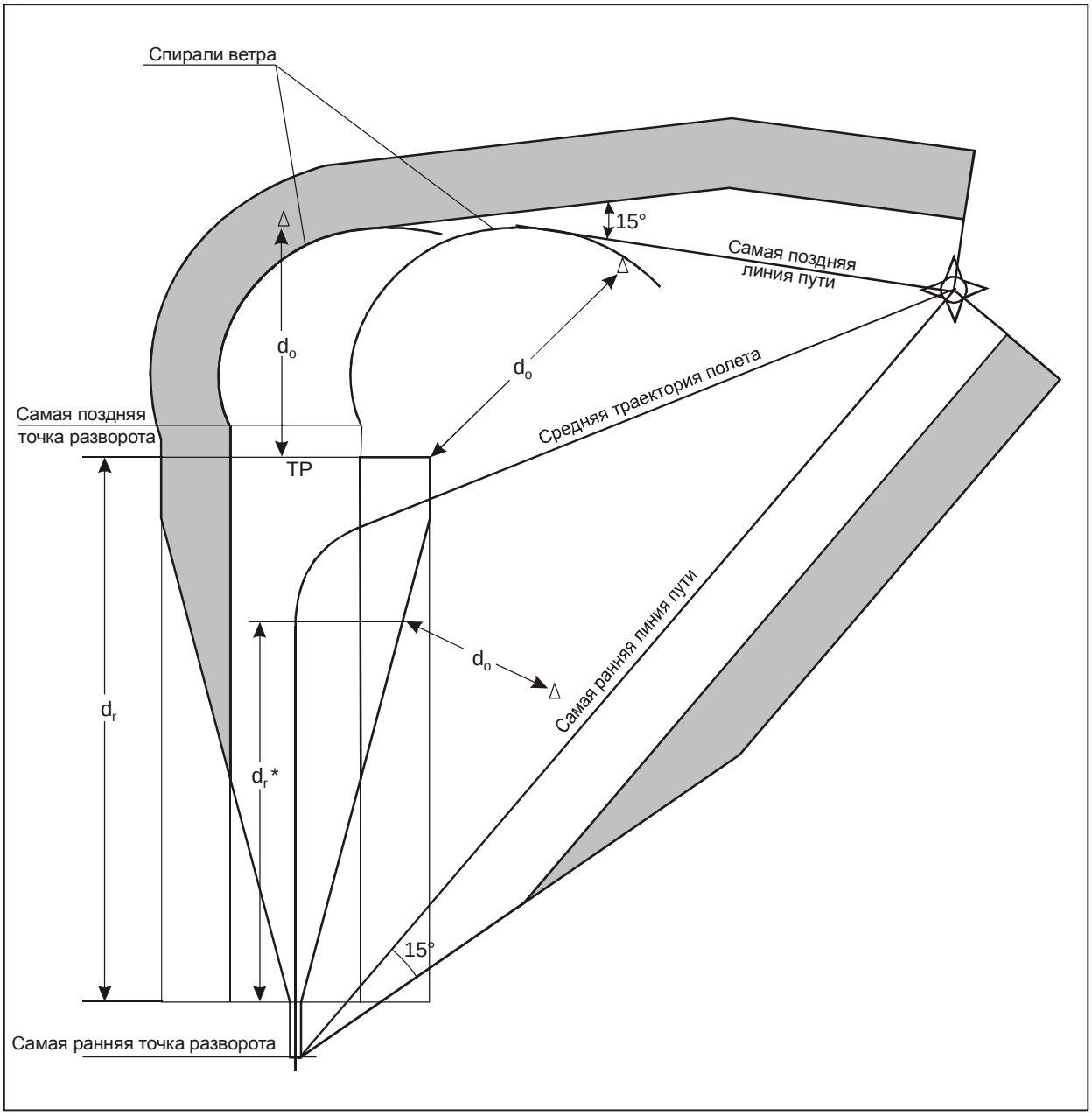


Рис. III-2-2-9. Разворот на абсолютной/относительной высоте, после которого следует участок DF

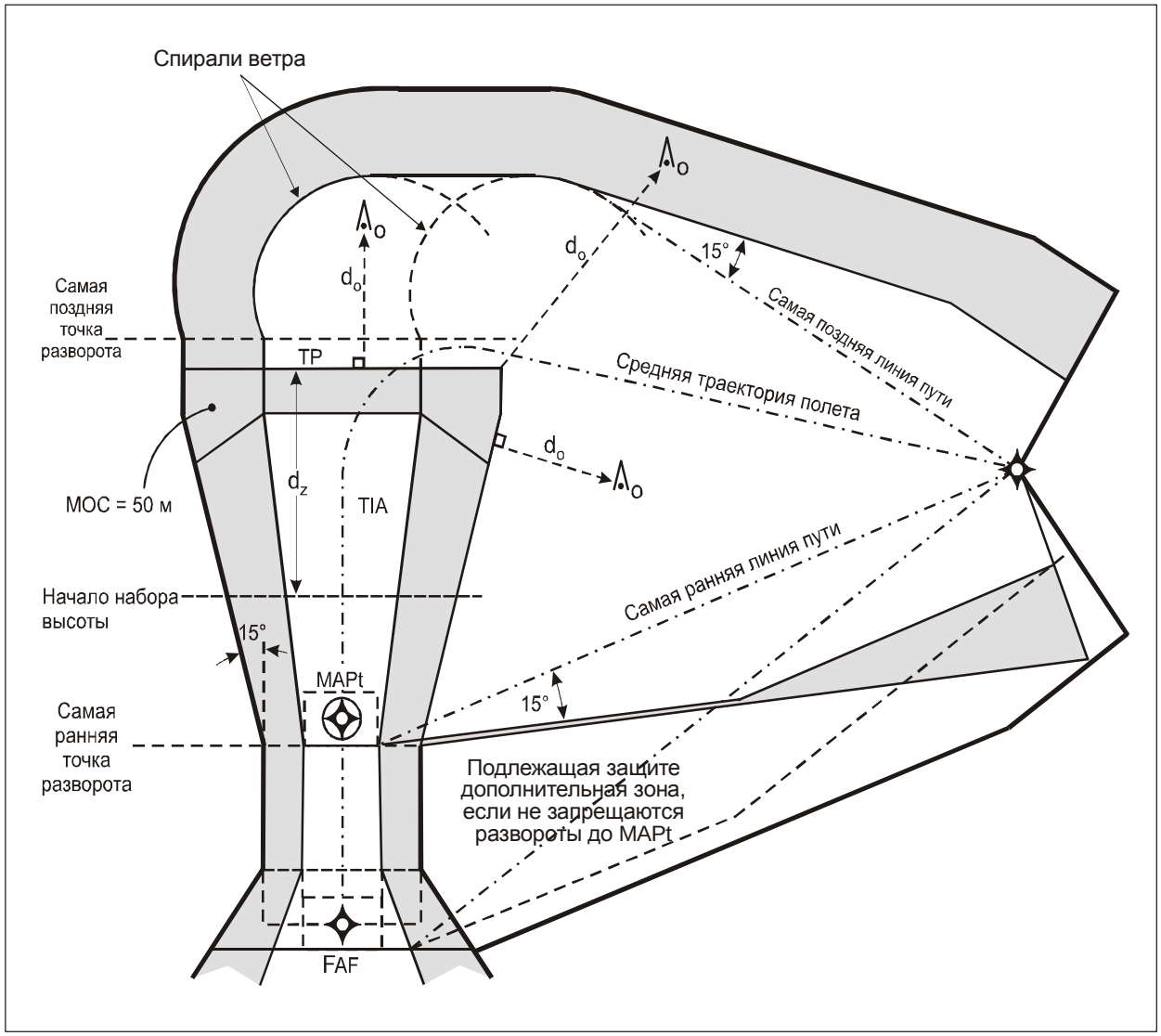


Рис. III-2-2-10. Разворот на абсолютной/относительной высоте при уходе на второй круг, после которого следует участок DF

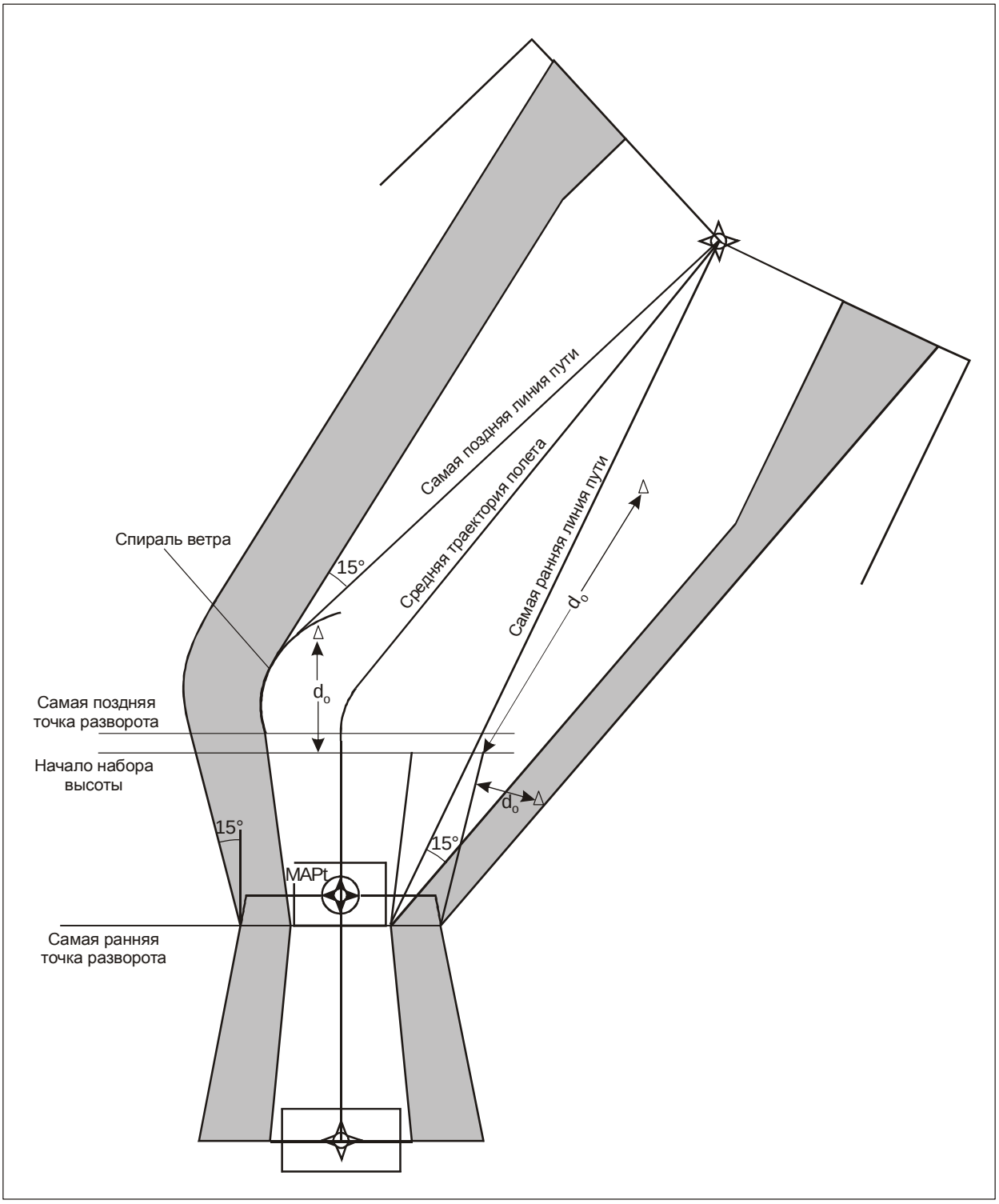


Рис. III-2-2-11. Разворот при уходе на второй круг в MAPt, после которого следует участок DF

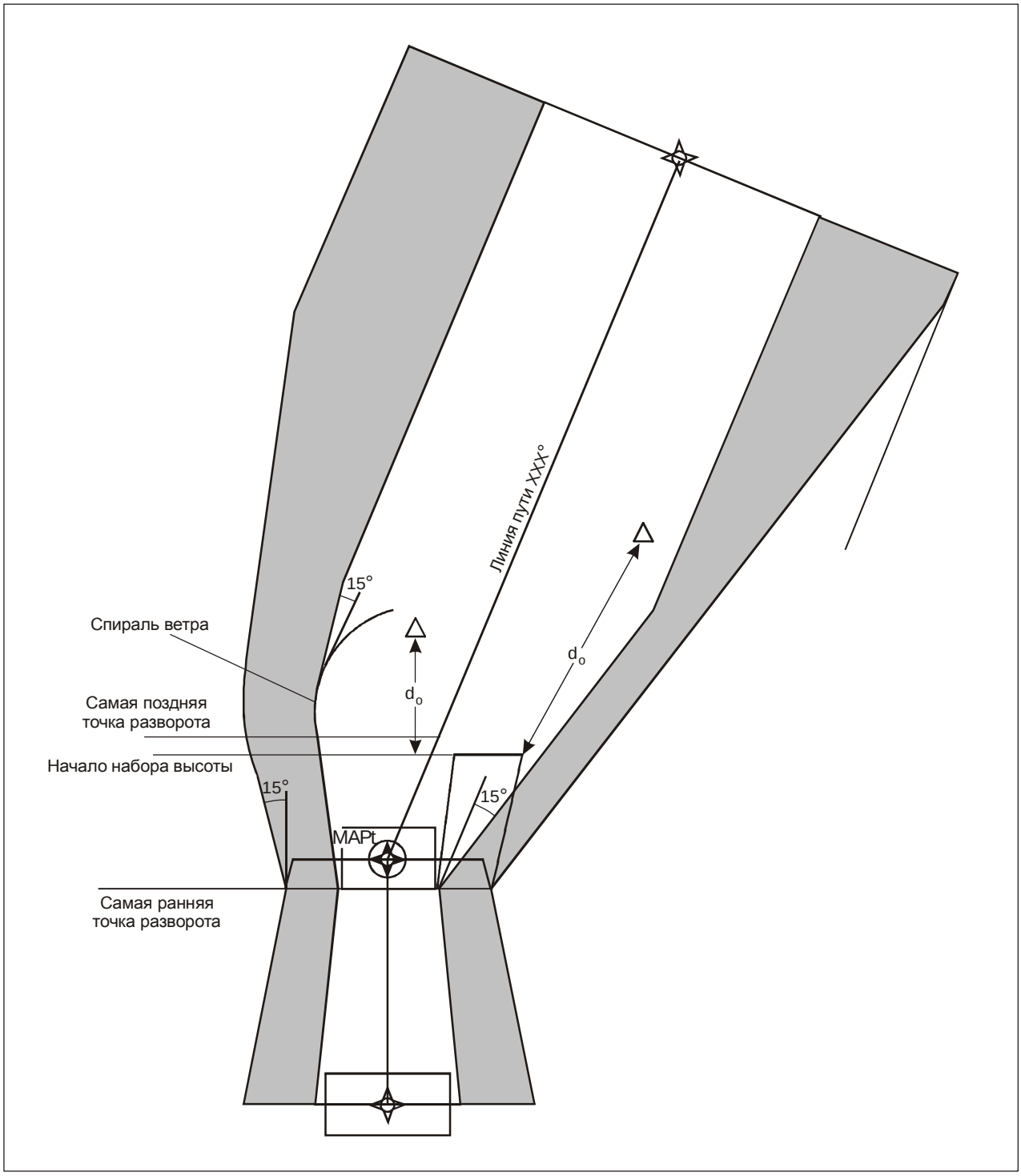


Рис. III-2-2-12. Разворот при уходе на второй круг в MAPt, после которого следует участок TF или CF

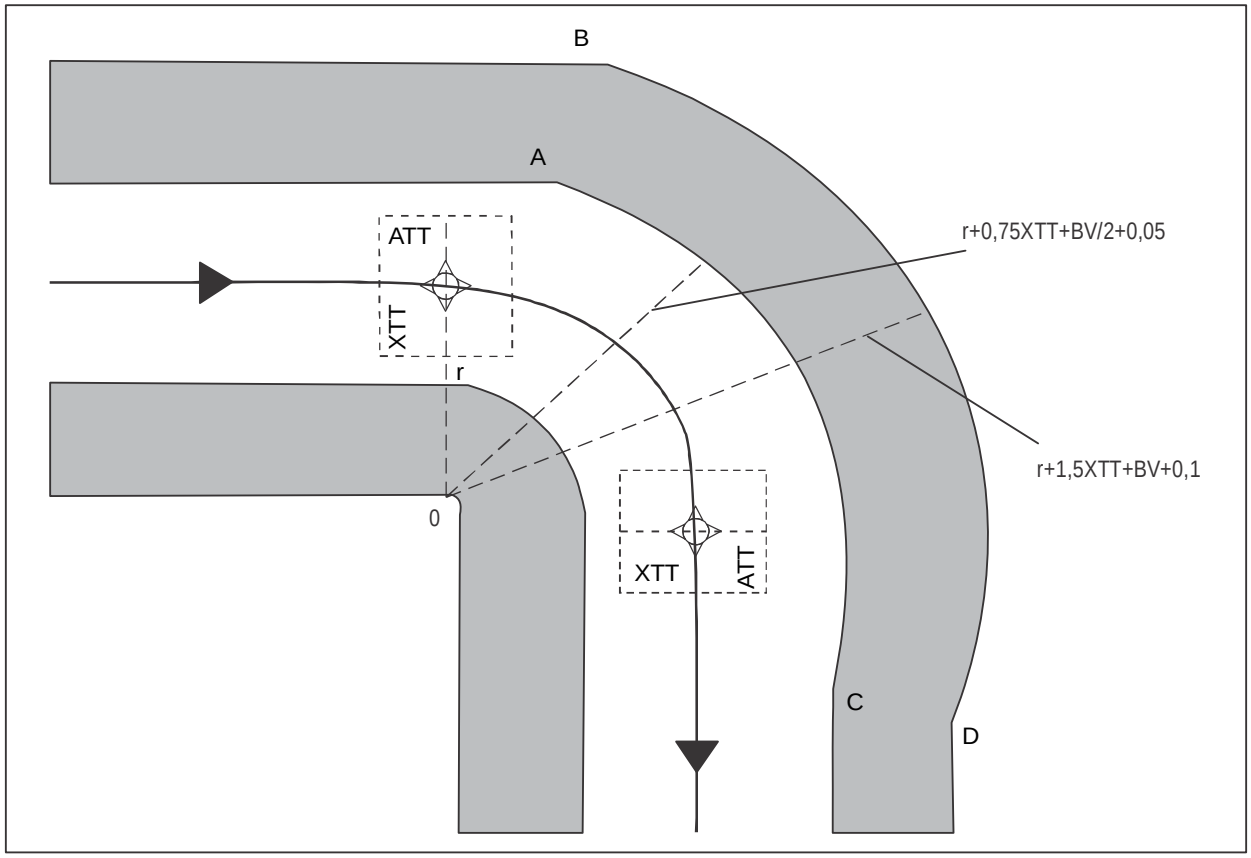


Рис. III-2-2-13. Защита разворота RF

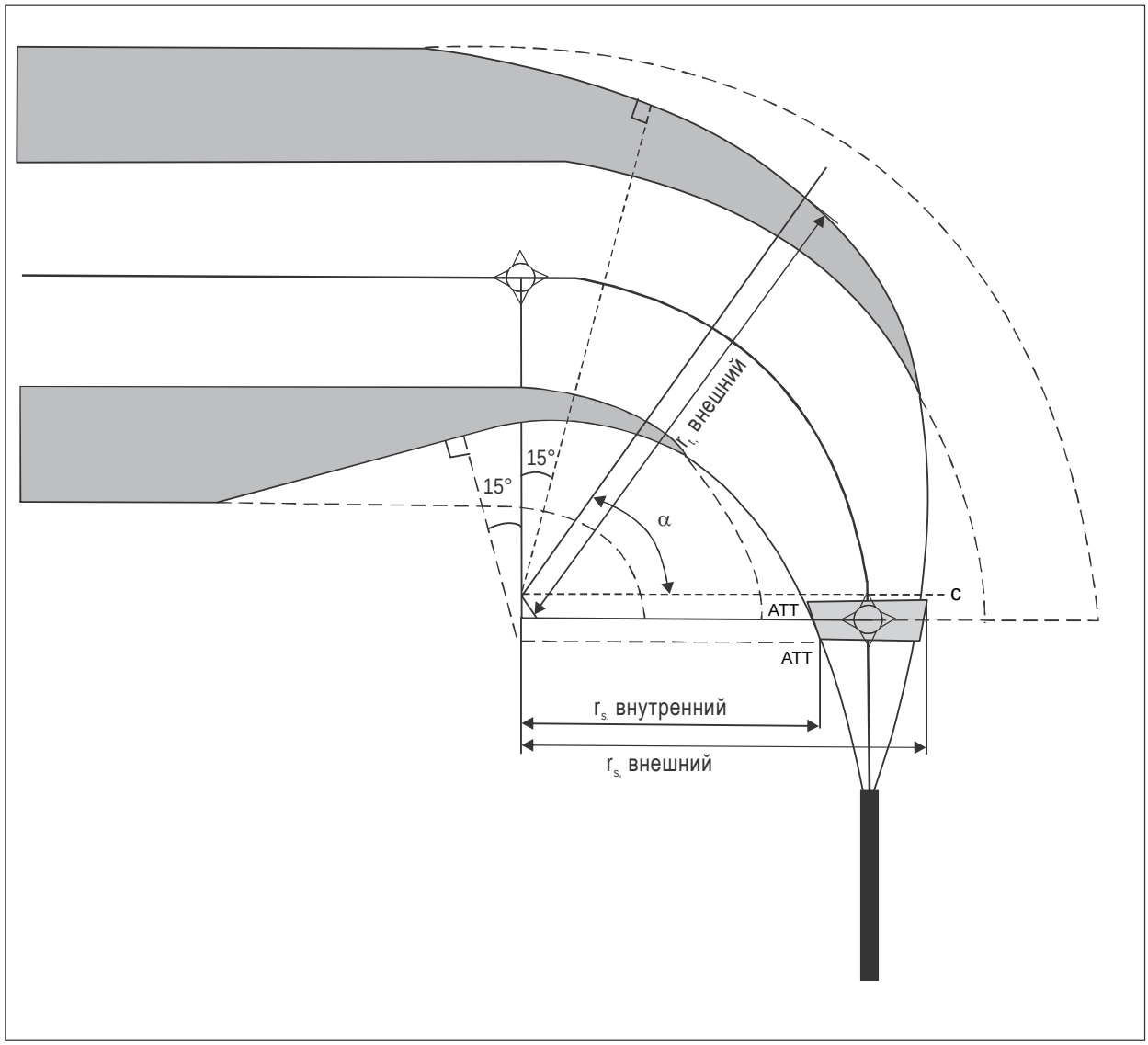


Рис. III-2-2-14. Расширение зоны при развороте RF

Глава 3

ПОСТРОЕНИЕ Т- ИЛИ Y-ОБРАЗНЫХ СХЕМ НА ОСНОВЕ RNAV

3.1 ОБЩАЯ КОНЦЕПЦИЯ

3.1.1 *Введение*. Основой схемы Т- или Y-образной конфигурации неточного захода на посадку на или APV на основе RNAV, является выровненный по оси ВПП конечный участок, которому предшествует промежуточный участок и три начальных участка, расположенных в виде буквы Т или Y по обе стороны относительно линии пути конечного участка захода на посадку и вдоль нее (см. рис. III-2-3-1 и III-2-3-2).

3.1.2 *Район захвата*. Т- или Y-образная конфигурация обеспечивает прямой вход в схему с любого направления, если вход осуществляется из связанного с IAF района захвата. Район захвата определяется углами, принятыми для IAF (см. рис. III-2-3-1 и III-2-3-2).

3.1.3 Боковые начальные участки соответствуют диапазону отклонений по курсу от линии пути промежуточных участков, составляющему от 70 до 90°. Такой конфигурацией предусматривается, что при входе из района захвата требуемое изменение курса в IAF не превышает 110°.

3.1.4 Центральный начальный участок может начинаться в IF.

3.1.5 В тех случаях, когда не обеспечиваются одна или обе IAF, прямой вход со всех направлений осуществить невозможно. В таких случаях в IAF может предусматриваться типовая схема ожидания, обеспечивающая возможность входа в схему с выполнением стандартного разворота.

3.1.6 Абсолютные высоты прибытия в район аэродрома (TAA) могут предоставляться в целях упрощения снижения и входа в схему (см. главу 4).

3.1.7 IAF, IF и FAF определяются точками пути "флай-бай". Участок ухода на второй круг начинается в точке пути "флайовер" (MAPt) и заканчивается в контрольной точке ожидания при уходе на второй круг (MAHF). Для определения точки разворота при уходе на второй круг с разворотом может также устанавливаться контрольная точка разворота при уходе на второй круг (MATF).

3.1.8 Ширина зон определяется в соответствии с допусками, относящимися к навигационной системе, связанной со схемой.

3.2 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

3.2.1 *Выравнивание по направлению*. Расположение смещенных IAF обуславливает необходимость изменения курса на 70–90° в IF. Район захвата для линии пути в направлении к смещенной IAF простирается на 180° относительно IAF, что обеспечивает возможность прямого входа в тех случаях, когда изменение курса в IF составляет 70° или более. Центральная IAF, как правило, находится в створе оси промежуточного участка. Его район захвата составляет 70–90° с каждой стороны линии пути начального участка, угол идентичен изменению курса в IF для соответствующей смещенной IAF (см. рис. III-2-3-1 и III-2-3-2). Для разворотов более чем на 110° в IAF следует использовать входы из сектора 1 или 2 (см. рис. III-2-3-3).

3.2.2 *Длина*. Начальные участки захода на посадку не имеют максимальной длины. Оптимальная длина составляет 9,3 км (5,0 м. мили) (кат. H, 5,5 км (3,0 м. мили)). Минимальная длина участка должна быть не менее расстояния, которое диктуется наибольшей скоростью на начальном этапе захода на посадку (см. таблицы III-2-3-1 и III-2-3-2) воздушных судов наиболее скоростной категории воздушных судов, для которых предназначается заход на посадку. Это расстояние представляет собой сумму минимальных расстояний стабилизации, необходимых в IAF и IF, и может быть получено из таблицы III-2-1-3 или III-2-1-9.

Примечание. Оптимальная длина 9,3 км (5,0 м. мили) обеспечивает минимальную длину участка при скоростях IAS воздушных судов вплоть до 390 км/ч (210 уз) ниже 3050 м (10 000 фут).

3.2.3 *Градиент снижения*. Оптимальный градиент снижения равняется 4% (кат. H, 6,5%). В тех случаях, когда требуется больший градиент для пролета препятствий, максимально допустимое значение составляет 8% (кат. H, 10%). Градиент снижения основывается на кратчайшем расстоянии по линии пути (TRD), допустимом для наиболее скоростных воздушных судов, а не на длине участка.

3.2.4 *Расчет расстояния по линии пути (TRD).* TRD между двумя точками пути "флай-бай" определяется длиной участка, уменьшенного на расстояние стабилизации при выполнении обоих разворотов ($r \operatorname{tg} \theta/2$) и увеличенного на расстояние, пройденное при выполнении разворота от траверза точки пути до точки касания ($2\pi r \times 0{,}50/360$).

$$\text{TRD} = \text{длина участка} - r\left(\operatorname{tg}\theta_1/2 + \operatorname{tg}\theta_2/2\right) + \pi r\left(\theta_1 + \theta_2\right)/360,$$

где θ_1 – угол разворота (°) в начале участка;
θ_2 – угол разворота (°) в конце участка;
r – радиус разворота при угле крена 25°.

Пример для первого разворота на 110° и второго разворота на 70°:

TRD = длина участка – 0,56 r.

3.2.5 *Кратчайшие начальные участки захода на посадку*. Для смещенных начальных участков захода на посадку кратчайшее возможное расстояние по линии пути будет пройдено в том случае, когда разворот на 110° выполняется в IAF, а разворот на 70° – в IF при Y-образной конфигурации схемы и когда выполняется разворот на 90° в IAF или IF при T-образной конфигурации схемы. Для центрального начального участка захода на посадку кратчайшее возможное расстояние по линии пути будет пройдено тогда, когда разворот на 90° выполняется в точке IAF.

3.2.6 *Абсолютная высота входа в схему*. Вход в схему осуществляется на расстоянии 46 км (25 м. миль) на минимальной абсолютной высоте в секторе или абсолютной высоте прибытия в район аэродрома. В том случае, когда точка пути начального этапа захода на посадку является частью воздушного маршрута, вход в схему должен осуществляться на минимальной абсолютной высоте полета по маршруту, применяемой на участке маршрута.

3.2.7 *Обратные схемы*. В том случае, когда предусматриваются отрезки пути всех трех начальных участков, отсутствует необходимость в обратных схемах. Если один из этих отрезков пути отсутствует, в любой из двух или в обеих других точках IAF может быть предусмотрена схема "ипподром". В том случае, когда одним из оставшихся отрезков является центральный отрезок пути IAF, его район захвата корректируется для обеспечения нормальных входов из сектора в обратную схему (см. рис. III-2-3-3).

3.2.8 *Ожидание*. Типовая схема ожидания может предусматриваться в любой точке IAF и должна быть выровнена по направлению с линией пути начального участка.

3.3 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

3.3.1 *Направление*. Везде, где это возможно, промежуточный участок захода на посадку должен, выравниваться по направлению с конечным участком захода на посадку. Если необходим разворот в FAF, он не превышает 30°.

3.3.2 *Длина*. Промежуточный участок состоит из двух отрезков – отрезка разворота на траверзе IF, за которым следует прямолинейный участок непосредственно до FAF. Длина отрезка разворота представляет собой минимальное расстояние стабилизации при заданном угле разворота в IF и может быть определена по таблицам главы 1. Длина прямолинейного отрезка является переменной и составляет не менее 3,7 км (2,0 м. мили), с тем чтобы воздушное судно могло стабилизироваться до пролета FAF.

3.3.3 *Градиент снижения*. Применяются общие критерии п. 4.3.3 "Абсолютная/относительная высота схемы и градиент снижения" главы 4 раздела 4 части I. При необходимости градиент снижения рассчитывается на основе кратчайшего расстояния по линии пути, соответствующего наивысшей скоростной категории воздушных судов, а не длины участка. (В отношении расчета TRD см. п. 3.2.4).

3.3.4 В тех случаях изменения линии пути в FAF уменьшение расстояния по линии пути можно не учитывать, поскольку разница является незначительной (максимальный угол разворота составляет 30°).

3.4 КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

3.4.1 *Выравнивание по направлению*. Оптимальным является расположение конечного участок захода на посадку в створе осевой линией ВПП. Если это невозможно, применяются общие критерии.

3.4.2 *Длина*. Оптимальная длина конечного участка захода на посадку составляет 9,3 км (5,0 м. мили) (кат. H, 3,7 км (2,0 м. мили)).

3.4.3 *Градиент снижения*. Применяются общие критерии п. 5.3 "Градиент снижения" главы 5 раздела 4 части I.

3.5 УЧАСТОК УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

3.5.1 *Точка ухода на второй круг*. Точка ухода на второй круг определяется точкой пути "флайовер".

3.5.2 *Расположение MAPt*. Там, где заход на посадку выровнен по направлению осевой линии ВПП, точка ухода на второй круг располагается на пороге ВПП или до него. В том случае, когда направление конечного участка не выровнено с направлением осевой линии ВПП, оптимальным расположением является пересечение линии пути конечного этапа захода на посадку с продолжением осевой линии ВПП (см. рис. III-3-3-1). Для обеспечения запаса высоты над препятствиями в зоне ухода на второй круг MAPt может располагаться ближе к FAF, но не далее, чем это необходимо, и не далее точки, где ОСН пересекает траекторию снижения с номинальным градиентом 5,2 %/3° на данную ВПП.

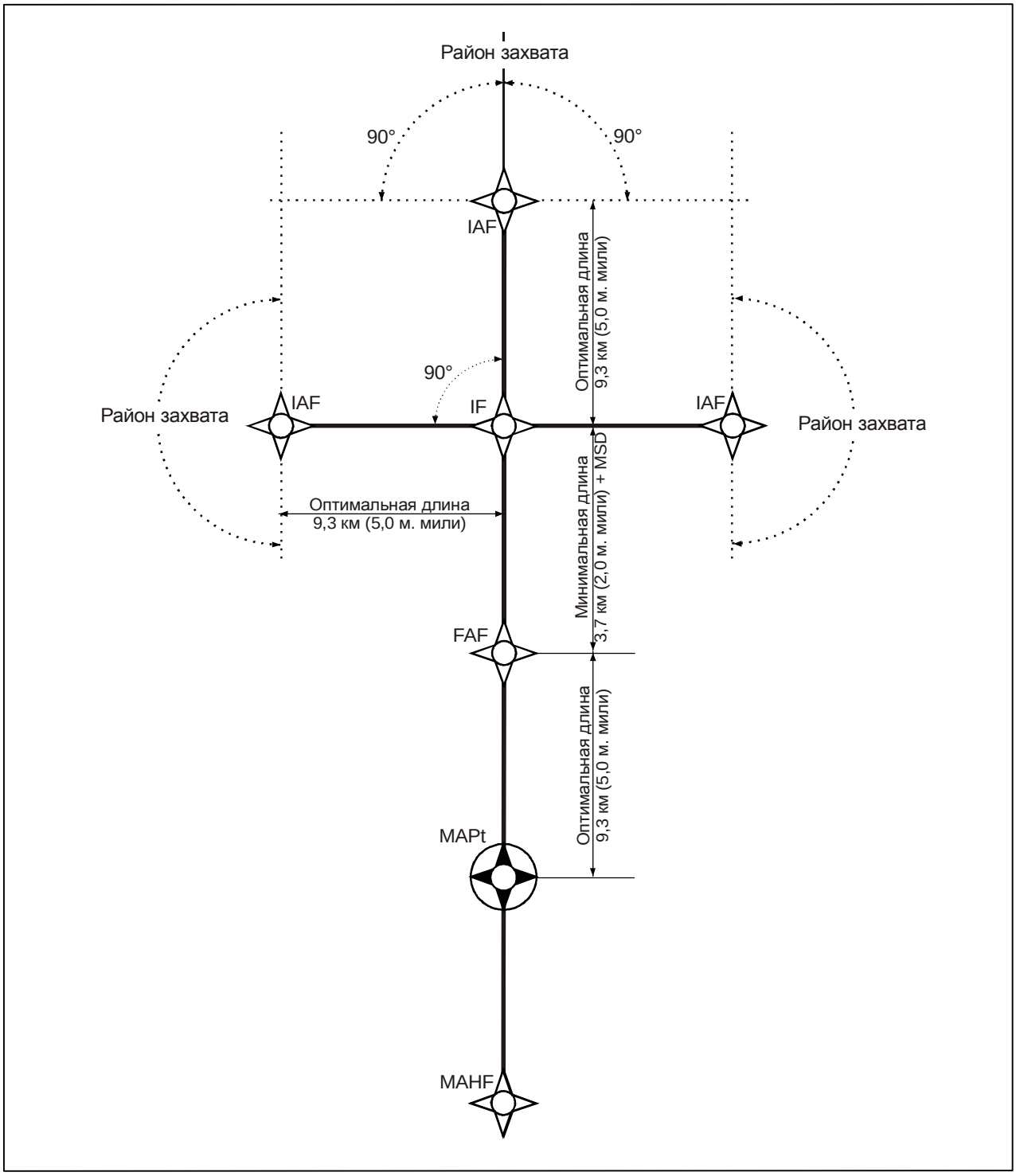


Рис. III-2-3-1. Общая T-образная конфигурация

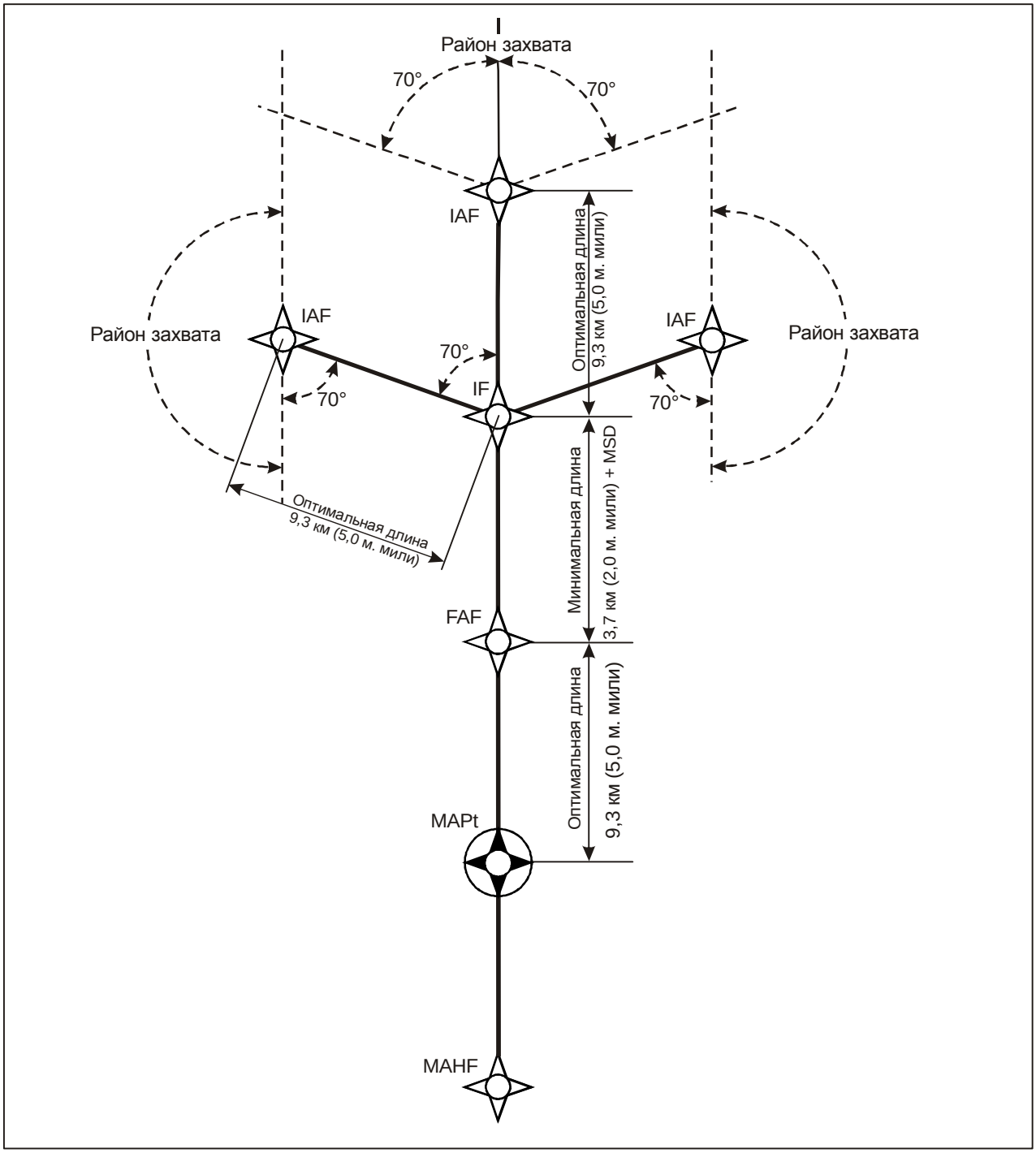


Рис. III-2-3-2. Общая Y-образная конфигурация

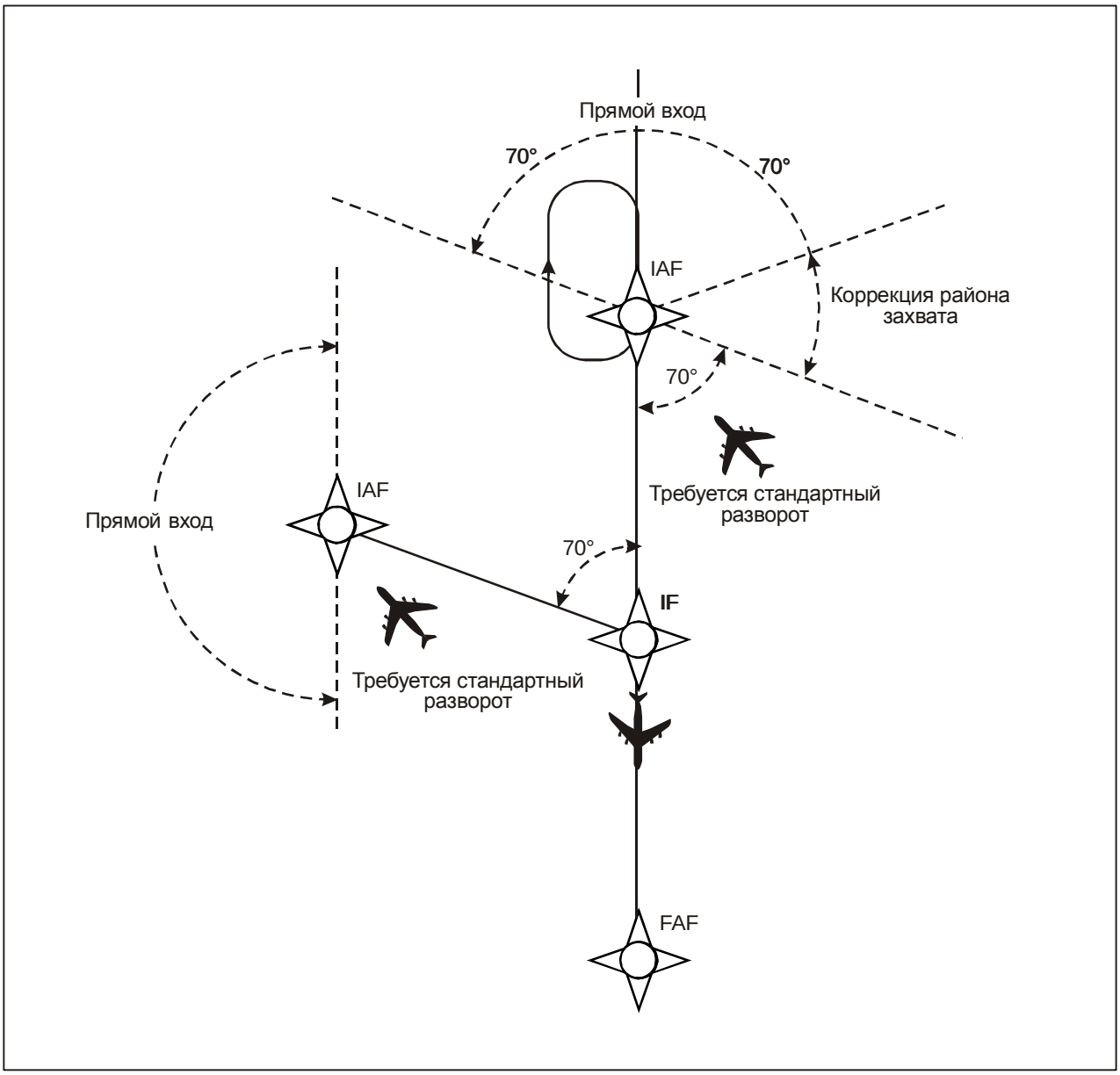


Рис. III-2-3-3. Обратные схемы без смещения на начальном участке

Глава 4

АБСОЛЮТНАЯ ВЫСОТА ПРИБЫТИЯ В РАЙОН АЭРОДРОМА (TAA)

4.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

4.1.1 Абсолютные высоты прибытия в район аэродрома (TAA) следует устанавливать для любой схемы RNAV, имеющей конфигурацию типа "T" или "Y", описание которых приводится в главе 3.

4.1.2 В соответствующих случаях в схеме захода на посадку по приборам на основе RNAV вместо TAA может устанавливаться минимальная абсолютная высота в секторе (MSA).

4.1.3 Опорными точками TAA являются начальная контрольная точка захода на посадку и/или промежуточная контрольная точка.

4.1.4 Каждая TAA рассчитывается путем добавления к наивысшему превышению в рассматриваемой зоне запаса высоты, составляющего по меньшей мере 300 м (1000 фут), и округления результирующей величины до следующего большего значения, кратного соответственно 50 м или 100 фут. Если разница между соседними TAA незначительна (т. е. составляет соответственно 100 м или 300 фут), может быть установлена минимальная абсолютная высота, применимая в качестве всех TAA.

4.1.5 Минимальная абсолютная высота применяется в пределах радиуса 46 км (25 м. миль) от точек пути RNAV, на которых основан заход на посадку по приборам. При полетах над горной местностью минимальный запас высоты над препятствиями должен увеличиваться на 300 м (1000 фут).

4.2 ПОСТРОЕНИЕ

4.2.1 Стандартная конфигурация состоит из трех зон TAA: прямой зоны и левой основной и правой основной зон.

4.2.2 Боковые границы TAA определяются продолжением основных левого и правого начальных участков. Внешние границы зоны определяются дугами радиусом 46 км (25 м. миль) с центром в каждой из трех IAF или в IAF двух основных зон и IF там, где не обеспечивается центральный начальный участок. (См. рис. III-2-4-1 и III-2-4-2).

4.3 БУФЕРНАЯ ЗОНА

Каждая зона TAA окружена буферной зоной шириной 9 км (5 м. миль). Если в пределах буферной зоны высота препятствий превышает самое высокое препятствие в пределах зоны TAA, минимальная абсолютная высота рассчитывается путем добавления запаса высоты, составляющего по меньшей мере 300 м (1000 фут), к самому высокому превышению в буферной зоне и округления результирующей величины вплоть до ближайшего значения, кратного соответственно 50 или 100 фут.

4.4 ДУГИ СТУПЕНЧАТОГО СНИЖЕНИЯ ТАА И ПОДСЕКТОРЫ

4.4.1 Для учета изменения рельефа местности, эксплуатационных ограничений или слишком больших градиентов снижения может быть определена дополнительная круговая граница или "дуга ступенчатого снижения" разделяющая зону абсолютной высоты прибытия в район аэродрома (ТАА) на две зоны с меньшей абсолютной высотой во внутренней зоне. Кроме того, прямая зона ТАА может быть разделена на радиальные подсекторы (см. рис. III-2-4-3 – III-2-4-5).

4.4.2 Число дуг ступенчатого снижения ограничивается одной на одну зону ТАА. Дуга ступенчатого снижения должна находиться на расстоянии не менее 19 км (10 м. миль) от контрольной точки, которая является центром этой дуги, и на расстоянии не менее 19 км (10 м. миль) от границы ТАА, расположенной на расстоянии 25 м. миль, с тем чтобы исключить слишком малые подсекторы.

4.4.3 Прямая зона ТАА может быть также радиально разделена на подсекторы. Минимальный размер любого подсектора прямой зоны ТАА, которой также содержит дугу ступенчатого снижения, соответствует дуге не менее 45°. Минимальный размер любого подсектора прямой зоны ТАА, в котором отсутствует дуга ступенчатого снижения, соответствует дуге не менее 30°.

4.4.4 В левой и правой основных зонах ТАА могут быть только дуги ступенчатого снижения, и дальнейшему делению на радиальные подсекторы они не подлежат.

4.4.5 Ширина буферной зоны между соседними дугами ступенчатого снижения и соседними подсекторами составляет 9 км (5 м. миль).

4.5 ОПУБЛИКОВАНИЕ

4.5.1 ТАА наносится на горизонтальную проекцию карт захода на посадку с помощью "пиктограмм", на которых указывается опорная точка ТАА (IAF или IF), радиус от опорной точки и азимуты границ ТАА. Пиктограмма для каждой зоны ТАА на горизонтальной проекции должна располагаться и ориентироваться относительно направления прибытия к схеме захода на посадку и показывать все минимальные абсолютные высоты ТАА и дуги ступенчатого снижения для данной зоны.

4.5.2 IAF для каждой ТАА обозначается названием точки пути для оказания помощи пилотам в ориентации пиктограммы по отношению к схеме захода на посадку. Название IAF и расстояние границы зоны ТАА от IAF указывается на внешней стороне дуги пиктограммы зоны ТАА. Пиктограммой ТАА при необходимости буквами IF также обозначается местоположение промежуточной контрольной точки, но не идентификатор точки пути IF во избежание неправильного опознавания опорной точки ТАА и для повышения степени ситуативной осведомленности (см. рис. III-2-4-3, III-2-4-4, III-2-4-5).

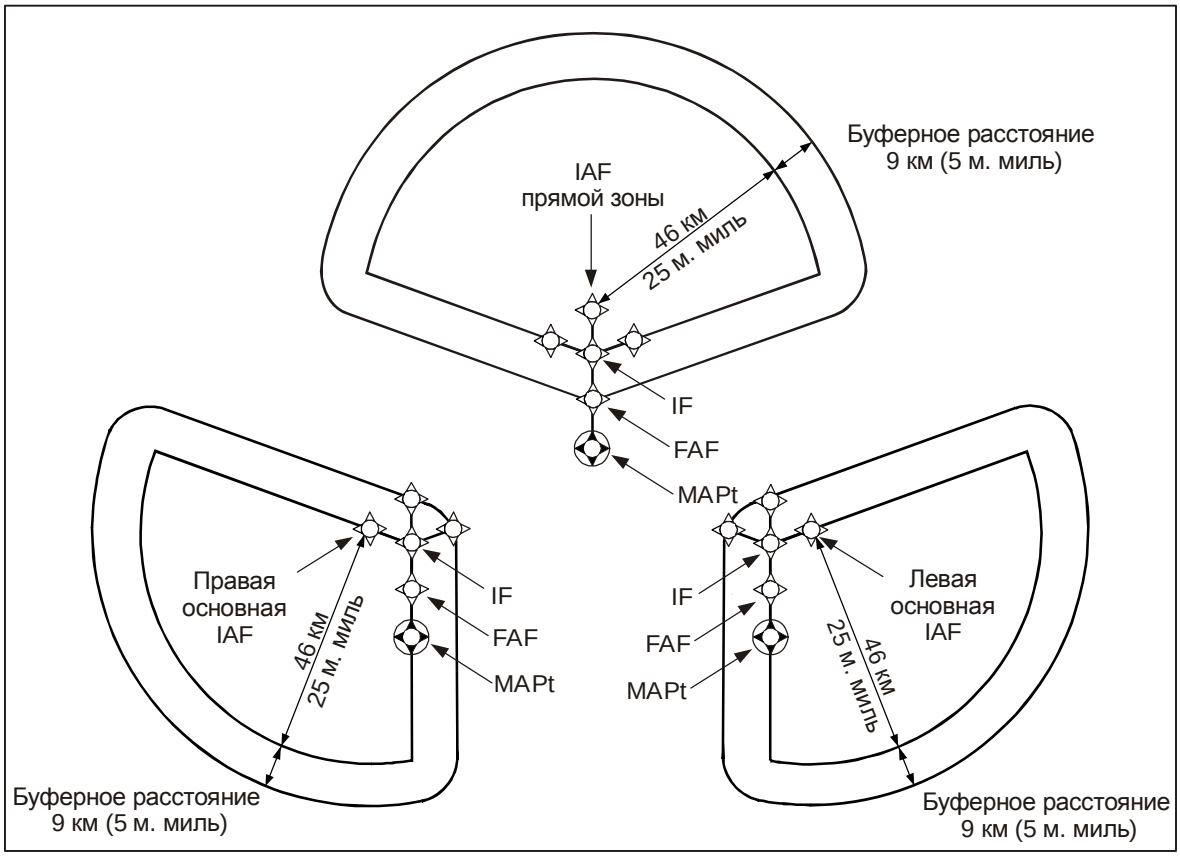


Рис. III-2-4-1. Y-образная конфигурация зон ТАА

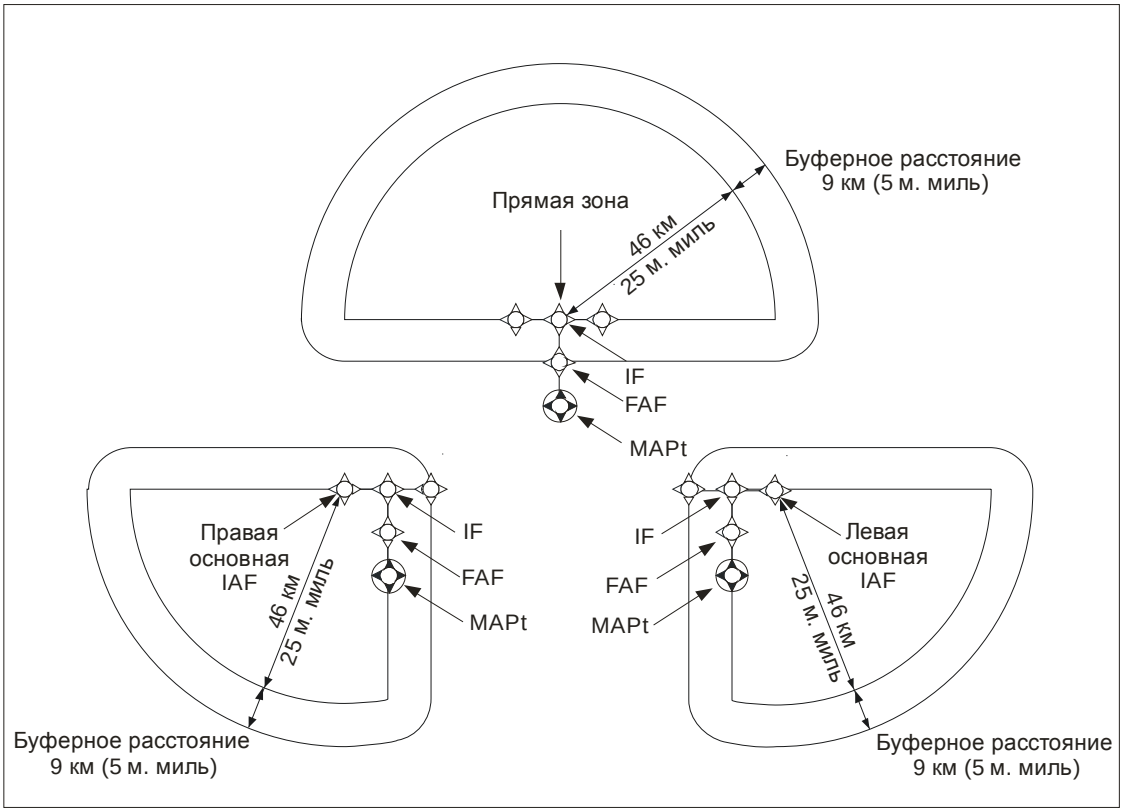


Рис. III-2-4-2. Т-образная конфигурация зон ТАА

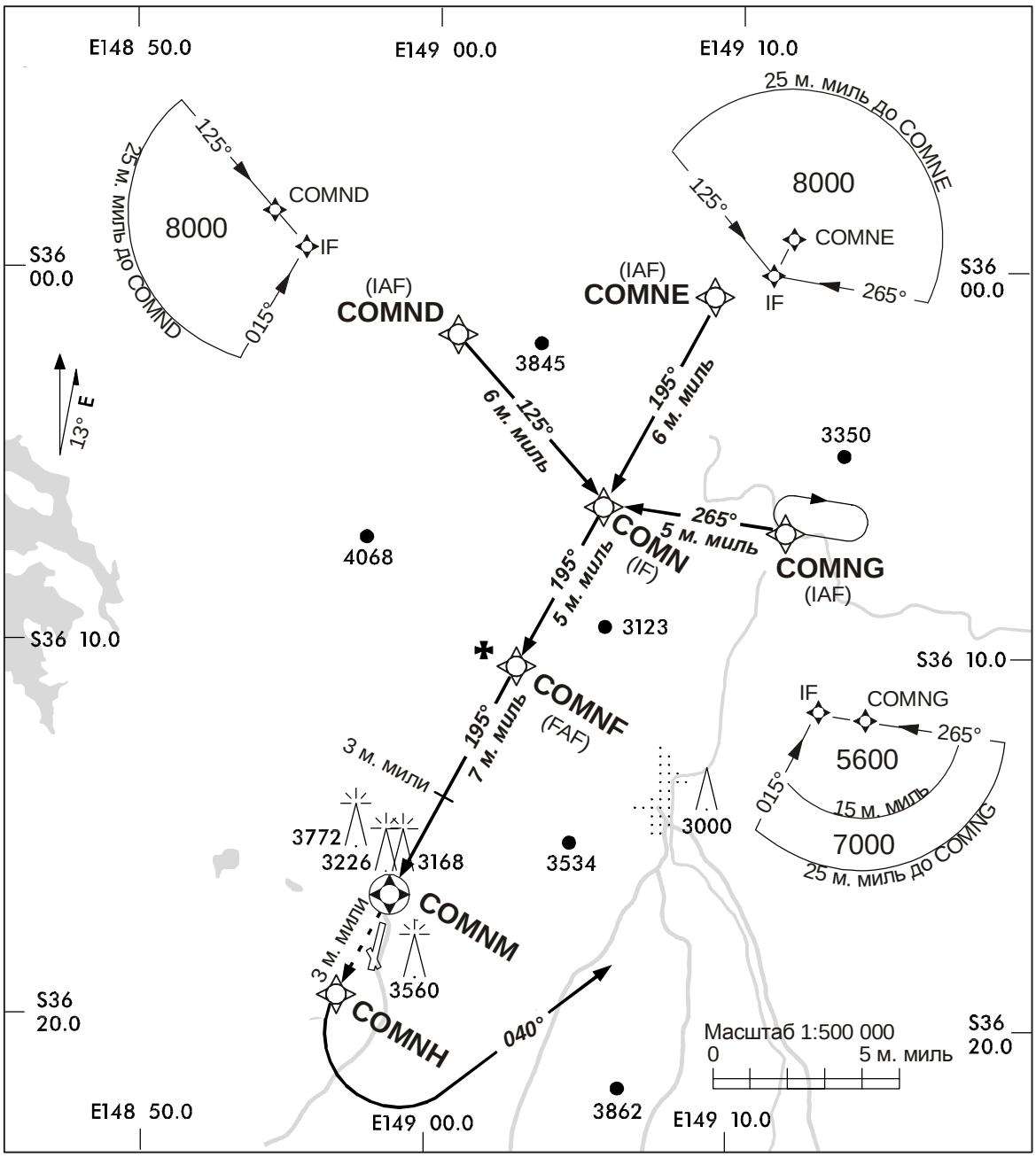


Рис. III-2-4-3 Пиктограммы Y-образного расположения ТАА

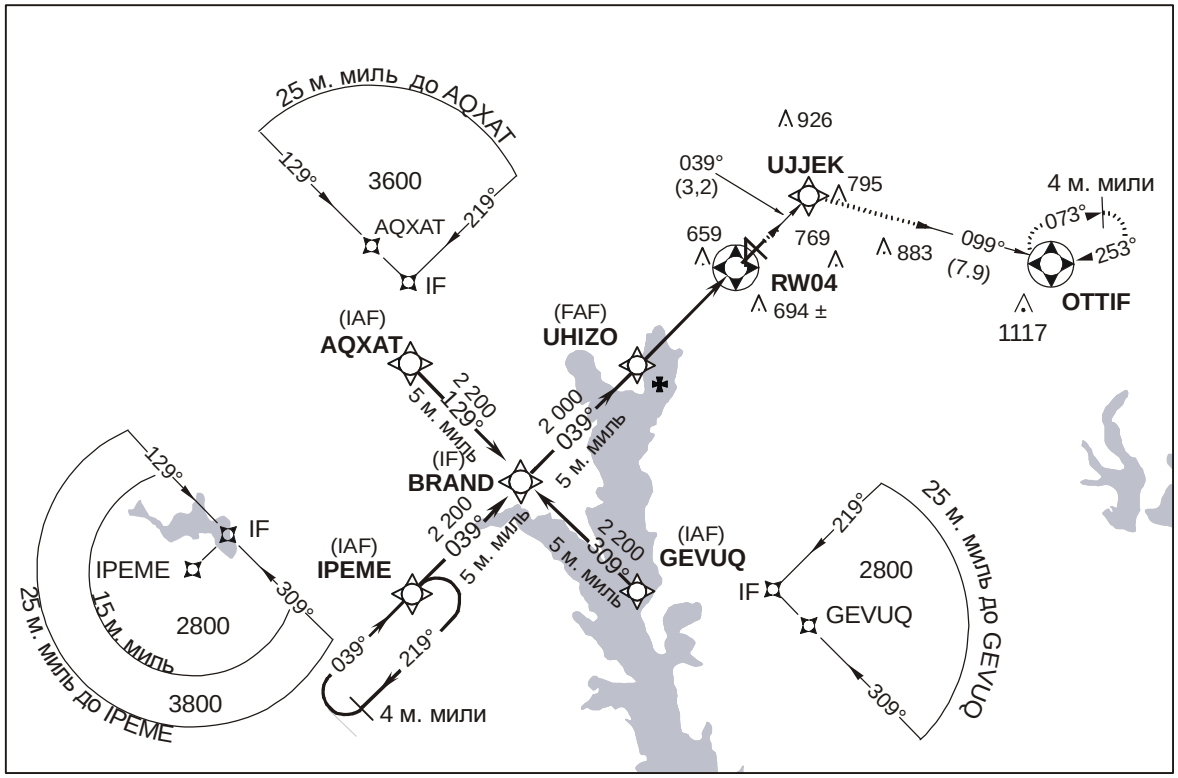


Рис. III-2-4-4. Пиктограммы Т-образного расположения ТАА

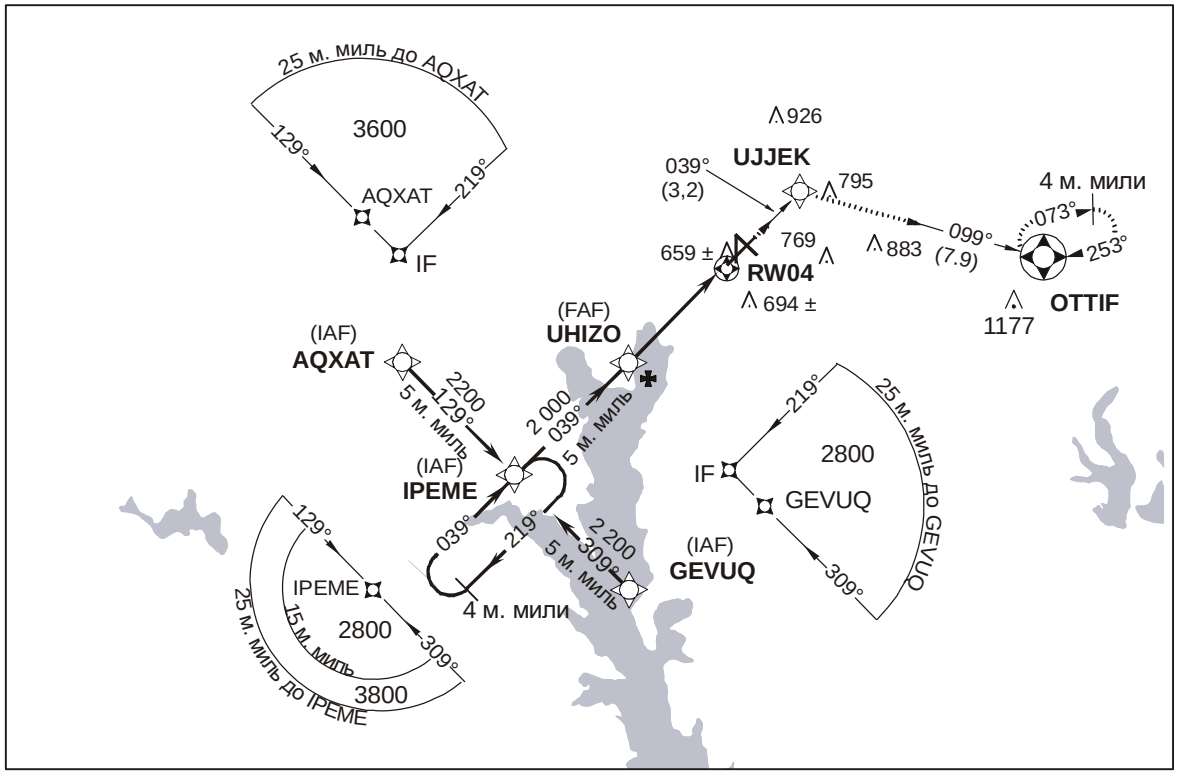


Рис. III-2-4-5. Пиктограммы Т-образного расположения ТАА без центрального начального этапа

Глава 5

КОДИРОВАНИЕ БАЗЫ НАВИГАЦИОННЫХ ДАННЫХ

5.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

5.1.1 Цель настоящей главы заключается в том, чтобы дать рекомендации разработчикам схем относительно элементов, используемых при построении схем, которые облегчат кодирование схем в базах навигационных данных.

5.1.2 Все навигационные данные, используемые в системе RNAV, которая сертифицирована для полетов в районе аэродрома, содержатся в базе навигационных данных. Эти базы данных составлены на основе данных, которые кодируются в соответствии со стандартом авиационной отрасли ARINC 424 "Технические требования к базе данных навигационных систем", или эквивалентным отраслевым стандартом.

5.1.3 Для того чтобы перевести текстовое описание схемы и маршруты, обозначенные на картах, в кодовую форму, приемлемую для навигационных систем, авиационная отрасль разработала концепцию "Траектория и указатель ее окончания" для схем полетов в районе аэродрома.

5.1.3.1 Указатели окончания траекторий, определенные в PANS-OPS, используются для обозначения конкретных линий пути, при условии, что воздушные суда, утвержденные для выполнения схем RNAV, имеют возможность строго выдерживать линии пути, обозначенные соответствующими указателями окончания траектории ARINC 424 или их эквивалентом.

5.1.3.2 Указатели окончания траектории должны использоваться для обозначения каждого участка маршрута RNAV с момента взлета до входа в структуру маршрутов, и от точки, где воздушное судно покидает участок маршрута, до конца схемы (схем) RNAV. Указатели окончания траектории не используются для построения участков маршрута или других маршрутов за пределами воздушного пространства района аэродрома.

5.1.4 Многие воздушные суда оборудованы системами RNAV, которые имеют возможность использовать только поднабор имеющихся указателей окончания траектории ARINC 424. Важно, чтобы разработчик схем учитывал этот момент и согласовывал схему с критериями эксплуатационного утверждения и сертификации, которые должны определять минимальные функции, требуемые от системы RNAV, включая указатели окончания траекторий, которые могут обеспечивать выполнение схемы. Материал настоящей главы и добавления к ней разработаны с учетом большинства воздушных судов, которые, как предполагается, будут утверждены для полетов по схемам SID, STAR и заходов на посадку с применением RNAV. В определенных случаях может использоваться альтернативное кодирование (например, указатели окончания траектории, ограничения скорости и абсолютной высоты) для обеспечения возможности более точного выдерживания конкретными системами RNAV намеченной линии пути – такие действия должны утверждаться соответствующим государственным регламентирующим органом и находятся в компетенции шифровальщика данных и изготовителя бортового оборудования. Кроме того, в настоящей главе рассматриваются также развороты с постоянным радиусом, которые применимы только к системам с возможностями RNP.

5.2 ТИПЫ УКАЗАТЕЛЕЙ ОКОНЧАНИЯ ТРАЕКТОРИЙ

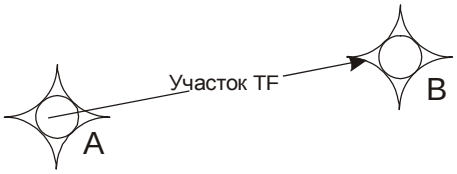
5.2.1 Определение понятия траектории и указателя ее окончания ("Указатель окончания траектории") приводится в главе 1 раздела 1 части I. В настоящее время имеется 23 различных указателя окончания траекторий, определенных в ARINC 424. Однако только 11 из этих указателей окончания траекторий приемлемы для построения схемы с применением RNAV, а также дополнительный указатель окончания траектории, IF, используемый при кодировании схемы в базе данных. Для целей RNP следует использовать меньший поднабор из четырех указателей окончания траекторий: IF, TF, RF и HM. Описание всех кодов схем RNAV приводится ниже:

Начальная контрольная точка (IF)

Кодирование схем RNAV начинается в IF. Сама по себе IF не определяет желательную линию пути, а используется для этой цели вместе с другим типом участка (т. е. TF). Она не используется для построения схемы и не должна публиковаться в описании схемы.

Линия пути до контрольной точки (TF)

Основным прямым участком маршрута для RNAV является маршрут TF. Маршрут TF определяется геодезической траекторией между двумя точками пути. Первой из двух точек пути является либо точка пути окончания предыдущего участка, либо начальная контрольная точка (IF). Промежуточный и конечный участки захода на посадку всегда должны быть маршрутами TF. Во всех случаях, когда FMS требует CF для конечного участка захода на посадку, шифровальщик базы данных может использовать CF вместо TF.

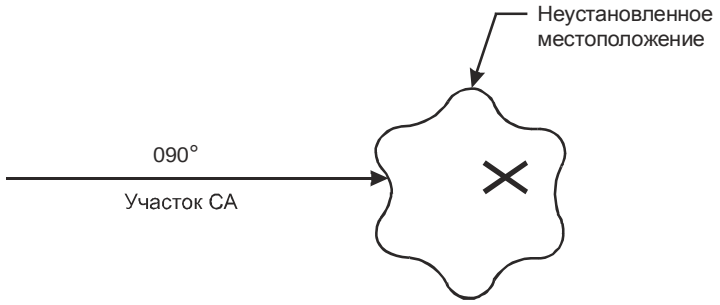


Прямо до контрольной точки (DF)

DF используется для определения участка маршрута от неустановленного местоположения на текущей линии пути воздушного судна до заданной контрольной точки/точки пути. Указатель окончания траектории DF не обеспечивает предсказуемую, повторяющуюся траекторию полета и имеет весьма разнообразное применение. При использовании после FA, VA или CA DF эффективен для рассредоточения линий пути в пределах обширной области, а сочетание CA/DF может использоваться для уменьшения влияния окружающей среды на начальных этапах вылета. DF также обеспечивает самое короткое расстояние пролета от точки разворота (точка пути "флайовер") или с абсолютной высоты разворота до следующей точки пути. Однако использование DF ограничивается рядом особых правил, изложенных в п. 5.3.

Курс до абсолютной высоты (CA)

CA используется для определения направления участка маршрута удаления, который оканчивается на абсолютной высоте в неустановленном местоположении. CA используется вместо FA в качестве указателя окончания начальной траектории в SID для обеспечения защиты от влияния ухода IRS.

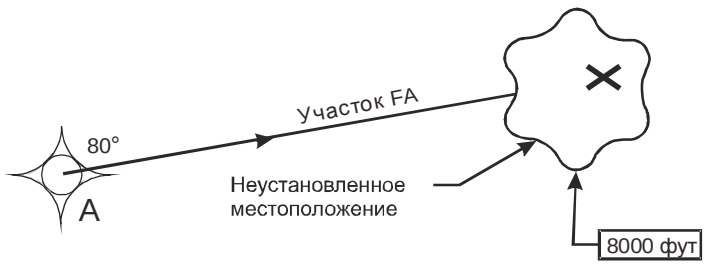


Курс до контрольной точки (CF)

CF определяется как направление движения, которое заканчивается в контрольной точке/точке пути, после которой следует конкретный участок маршрута. Первоначально использование CF в качестве указателя окончания траектории допускалось только для определения конечного участка захода на посадку, а в настоящее время используется с этой целью многими системами RNAV. CF обычно используется после FA или CA в схемах вылета или ухода на второй круг, в которых он эффективен для ограничения разброса линий пути. Комбинация CA/CF может быть эффективной для уменьшения влияния окружающей среды на начальных этапах вылета. Использование CF дополнительно ограничивается рядом особых правил, подробно изложенных в п. 5.3.

Курс от контрольной точки до абсолютной высоты (FA)

FA используется для определения участка маршрута, который начинается в контрольной точке/точке пути и заканчивается в точке, где воздушное судно находится на установленной абсолютной высоте или выше. Местоположение точки достижения абсолютной высоты не указывается. FA не обеспечивает предсказуемую повторяющуюся траекторию полета в связи с тем, что неизвестна точка ее окончания, однако является полезным указателем окончания траектории в схемах ухода на второй круг.

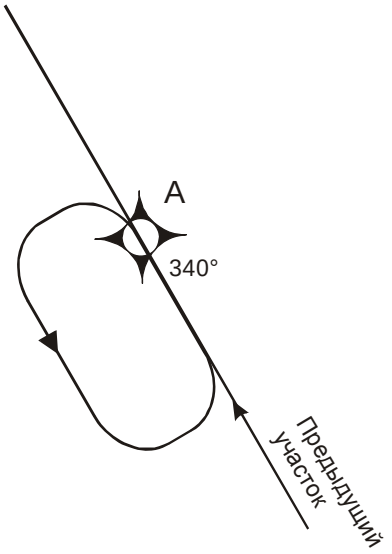


Курс от контрольной точки до завершения режима вручную (FM)

FM используется в тех случаях, когда участок маршрута завершается для начала радиолокационного наведения. Он обеспечивает функцию, аналогичную VM. Воздушное судно продолжает полет по заданному направлению до вмешательства пилота.

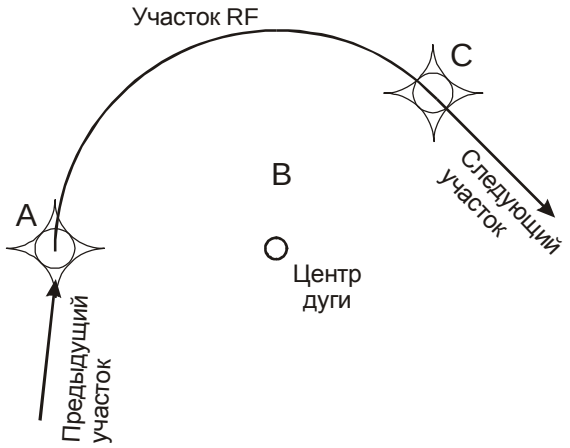
Ожидание/полет по схеме "ипподром" до завершения режима вручную (HM)

HM используется для определения траектории в схеме ожидания, которая завершается вручную летным экипажем.



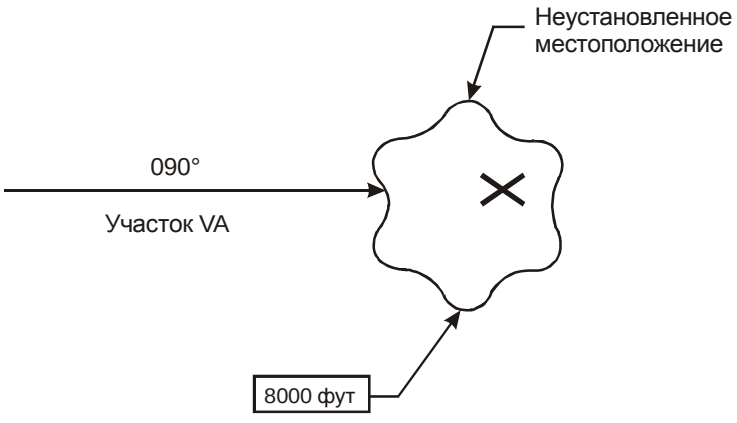
Дуга постоянного радиуса до контрольной точки (RF)

Участок RF представляет собой круговую траекторию вокруг определенного центра разворота, которая заканчивается в точке пути. Начало участка дуги определяется точкой пути окончания предыдущего участка. Данные о точке пути в конце участка дуги, направлении разворота на этом участке и центре разворота содержатся в базе навигационных данных. Радиус рассчитывается системой RNAV как расстояние от центра разворота до точки пути окончания траектории. Для любого разворота в диапазоне 2°–300° может быть определена одна дуга. Как правило, функция RF обеспечивается только в системах, отвечающих требованиям RNP-RNAV, таким как изложенным в EUROCAE ED76()/RTCA DO 236().



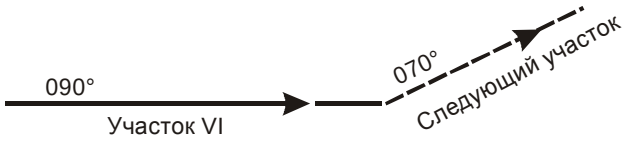
Направление до абсолютной высоты (VA)

VA зачастую используется при вылетах, когда для набора высоты указывается направление, а не линия пути. Этот участок оканчивается на заданной абсолютной высоте в неустановленном месте. Используется только в схемах RNAV для параллельных вылетов, в которых требуются направления начальных участков.



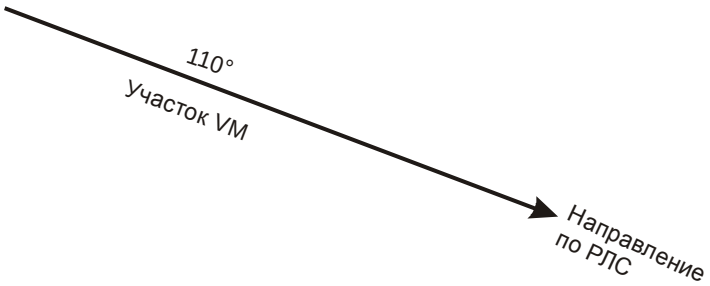
Направление до пересечения (VI)

Участок VI кодируется в том случае, когда воздушному судну задается направление до пересечения им следующего участка. Воздушное судно следует по заданному направлению до пересечения следующего участка.



Направление до завершения режима вручную (VM)

Участок VM может кодироваться в том случае, когда в конце схемы обеспечивается радиолокационное наведение. Этот указатель несет аналогичную функцию, как и для FM. Воздушное судно продолжает движение по заданному направлению до вмешательства пилота.



5.3 ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ПОСТРОЕНИЯ СХЕМ

5.3.1 *Указатели окончания траекторий*. Применение концепции указателей окончания траекторий закреплено во всеобъемлющем своде правил, которые разрабатывались и уточнялись отраслью с 1980 года и опубликованы в виде спецификаций ARINC (ARINC 424 "База данных навигационных систем"). Поскольку разработчик схем имеет дело с определенным набором указателей окончания траекторий, в добавлении к настоящей главе изложены основные правила, связанные с применением этих указателей окончания траекторий. От разработчика схем требуется строго соблюдать эти правила с целью обеспечения правильного кодирования схемы в бортовой базе навигационных данных.

5.3.2 *Другие аспекты построения*. Разработчик схемы должен учитывать следующие факторы для обеспечения однозначного обозначения схемы в базе навигационных данных:

a) эволюции с двойственным описанием их условий, например "набрать высоту XXXX фут к точке пути NNNNN" или "в точке пути YYZZZ, но не ниже XXXX фут выполнить разворот вправо в направлении на (точка пути)", использовать нельзя;

b) ограничения по абсолютной высоте и скорости применяются только в точке пути;

c) публикуется вся подробная информация о любых конкретных ограничениях в отношении схемы.

— — — — — — — —

Добавление к главе 5

ПРАВИЛА КОДИРОВАНИЯ УКАЗАТЕЛЕЙ ОКОНЧАНИЯ ТРАЕКТОРИЙ

1. Приведенные в настоящем добавлении правила и стандарты основаны на ARINC 424-15. Некоторые функции исключены, поскольку либо они еще не реализованы в большинстве бортовых систем, либо разработаны для использования в обычных схемах, а не в схемах RNAV.

2. В таблице III-2-5-Доб-1 определяются указатели окончания траекторий, которые могут использоваться для начального и конечного участков схемы RNAV (SID, STAR, заход на посадку и уход на второй круг).

Таблица III-2-5-Доб-1. Указатели окончания траекторий на начальном и конечном участках

Схема RNAV	*Начальный участок*	*Конечный участок*
SID	CA, CF, VA, VI	CF, DF, FM, RF, TF, VM
STAR	IF	CF, DF, FM, HM, RF, TF, VM
Заход на посадку	IF	CF, TF, RF
Уход на второй круг	CA, CF, DF, FA, HM, RF, VI, VM	CF, DF, FM, HM, RF, TF, VM

3. Если в качестве первого участка последовательности используется курс до контрольной точки (CF), построение схемы валидируется на предмет непредвиденного крена воздушного судна на малых высотах.

Примечание 1. "Конечный участок" при заходе на посадку представляет собой конечный участок захода на посадку.

Примечание 2. С точки зрения построения схемы единственными обоснованными начальными указателями окончания траектории для SID являются CA или CF. Несмотря на то, что в соответствии с ARINC 424 допускается использование FA в качестве начального участка SID, это обуславливает такую же линию пути, как и CA, однако не подходит для некоторых операций воздушных судов, которые полагаются исключительно на входные данные IRU на начальных этапах вылета. В таких случаях IRU с ухудшенными характеристиками определения местоположения может обусловить выполнение воздушным судном неожиданных разворотов сразу после отрыва от земли. В этом контексте CA генерирует такую же линию пути, как и FA. Кроме того, указатель окончания траектории FA при параллельных вылетах может стать причиной значительных отклонений от линии пути ввиду инерциального смещения, предшествующего взлету. VA может использоваться для параллельных вылетов, когда от воздушных судов требуется выдерживать направление, а не линию пути после взлета. Поставщики базы данных могут также использовать VA вместо FA при кодировании эквивалентных SID со смежных параллельных ВПП, с тем чтобы свести к минимуму дублирование кодов (во многих базах данных более старых систем RNAV память составляет менее 200 Кбайт).

Примечание 3. В качестве одного из методов снижения вероятности непредвиденного крена на малых высотах можно рассмотреть до участка типа "курс до контрольной (CF)" использование участка типа "курс до абсолютной высоты (CA)" до высоты минимум 122 м (400 фут) над превышением DER.

Примечание 4. FM или VM может использоваться для окончания "открытых STAR", если обеспечивается радиолокационное наведение на конечный участок захода на посадку. Выбор линии пути (FM) или направления (VM) зависит от требований УВД.

Примечание 5. RF может использоваться только для схем на основе RNP, которые выполняются воздушными судами, оборудованными системами, отвечающими требованиям ARINC 424-17 или более новым требованиям.

Таблица III-2-5-Доб-2. Последовательности указателей окончания траекторий

		Следующий участок											
		IF	**CA**	**CF**	**DF**	**FA**	**FM**	**HM**	**RF**	**TF**	**VA**	**VI**	**VM**
Текущий участок	**CA**												
	CF				1								
	DF				1								
	FA												
	FM												
	HM												
	IF					2	2	2	3				
	RF												
	TF												
	VA												
	VI												
	VM												

4. В таблице III-2-5-Доб-2 "Последовательности указателей окончания траекторий" определяются допустимые последовательности участков. Затененные области указывают на то, что последовательность "текущий участок/следующий участок" не допускается.

Примечание 1. Последовательность CF/DF или DF/DF может использоваться только при намерении пролета окончания первого участка; в других случаях используется альтернативное кодирование.

Примечание 2. Участок IF кодируется только в том случае, если ограничения по абсолютной высоте на каждом конце участка FA или HM являются разными.

Примечание 3. Комбинацию IF/RF разрешается использовать только в начале конечного участка захода на посадку.

5. Применяются следующие основные правила:

a) после FA, CA и VA должен следовать DF или CF (рекомендуется DF);

b) после TF до точки пути "флайовер" может следовать только TF или CF;

c) если на схеме требуется DF после точки пути "флайовер", то предыдущий участок кодируется CF или DF;

d) DF не может следовать за точкой пути "флай-бай";

e) точка пути в начале и в конце участка RF не кодируется как "флайовер".

Примечание 1. Несмотря на то, что большинство вылетов по прямой должно начинаться с последовательности CA/DF для начального прямого участка, если первая точка пути "флай-бай" располагается на удалении менее 3 м. миль от DER, опыт свидетельствует о том, что предпочтительнее начинать с CF.

Примечание 2. Если разворот на начальном этапе вылета ограничивается расстоянием от DER и минимальной абсолютной высотой, применение ограничения по абсолютной высоте в точке пути разворота не гарантирует соблюдение обоих ограничений. Лучше всего кодировать первый участок как CA, а второй участок как CF, при этом выбранное направление второго участка гарантирует, что самый ранний разворот до пересечения произойдет в требуемой точке разворота или после нее.

6. В таблице III-2-5-Доб-3 определяются данные, необходимые для каждого указателя окончания траектории:

Таблица III-2-5-Доб-3. Указатели окончания траекторий (требуемые данные)

Указатель окончания	*Обозначение точки пути*	*Флайовер*	*Направление разворота*	*Рекомендуемое навигационное*	*Расстояние от навигационного*	*Пеленг от навигационного*	*Магнитный курс*	*Длина траектории*	*Ограничение по абсолютной*	*Ограничение по абсолютной*	*Предел скорости*	*Вертикальный угол*	*Центр дуги*
CA			**O**				✓		**6**		**O**		
CF	✓	**1**	**O**	✓	✓	✓	✓		**O**	**O**	**O**	**O**	
DF	✓	**1**	**O**	**O**	**O**	**O**			**O**	**O**	**O**		
FA	✓		**O**	✓	✓	✓	✓		**6**		**O**		
FM	✓		**O**	✓	✓	✓	✓		**O**		**O**		
HM	✓		**O**	**O**	**O**	**O**	✓	✓	**O**		**O**		
IF	✓			**O**	**O**	**O**			**O**	**O**	**O**		
RF	✓	**O**	✓	**O**		**2**	**3**	**5**	**O**	**O**	**O**	**O**	✓
TF	✓	**O**	**O**	**O**	**O**	**O**	**O**	**O**	**O**	**O**	**O**	**O**	
VA			**O**				**4**		**6**		**O**		
VI		**O**	**O**	**O**			**4**		**O**	**O**	**O**		
VM	**O**		**O**				**4**		**O**		**O**		

✓ – требуемые;
O – необязательные;
1 – требуемые только для комбинаций CF/DF и DF/DF;
2 – касательная линия пути приближения;
3 – касательная линия пути удаления;
4 – направление, а не курс;
5 – расстояние по линии пути;
6 – абсолютная высота – на или выше.

Затененные области обозначают данные, которые не применимы к данному указателю окончания траектории.

Глава 6

ПРИМЕНЕНИЕ БЛОКА ДАННЫХ FAS ДЛЯ SBAS И GBAS

6.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В настоящей главе даются рекомендации по построению и применению блока данных FAS. Полное описание блоков данных FAS для SBAS и GBAS дается в добавлениях к данной главе. В описании представлено полное кодирование блоков данных FAS, приведенное в томе I Приложения 10 и стандартах на бортовое оборудование.

6.2 ПОСТРОЕНИЕ

Разработчик схем начинает свою работу с изучения подробной информации о ВПП (геодезические координаты обоих концов ВПП и ориентация ВПП на посадочном конце ВПП) и ознакомления с воздушным пространством и препятствиями, имеющими отношение к заходу на посадку. На основе координат ВПП следует определить типовую траекторию, проходящую над порогом ВПП и выровненную по направлению ВПП. Применяются следующие рекомендации:

a) *Угол наклона глиссады.* Угол наклона глиссады должен соответствовать показаниям PAPI или VASI и, как правило, составляет 3º. На ВПП, оборудованных ILS, обычно желательно совместить GPA с глиссадой ILS для обеспечения выравнивания по направлению с существующими светосигнальными системами и соответствия двух систем захода на посадку. При отсутствии огней или ILS рекомендуемый угол наклона глиссады составляет 3º. Заходы на посадку с более крутым углом наклона глиссады могут устанавливаться в случае необходимости обеспечения пролета препятствий или соблюдения требований воздушного пространства, однако не должны приводить к скорости снижения любого воздушного судна 1 000 фут в минуту.

b) *Относительная высота пересечения порога ВПП.* Для стандартных ВПП при построении траекторий следует использовать относительную высоту пересечения порога ВПП, равную 15 м (50 фут). Для коротких ВПП (например, ВПП с кодовыми номерами 1 и 2) ТСН должна составлять 12 м (40 фут).

c) *Выравнивание захода на посадку по направлению.* Заход на посадку должен быть выровнен по направлению с ВПП на ее пороге. Желаемое выравнивание используется для определения FPAP. Обычно это выравнивание выполняется посредством определения начального местоположения FPAP на взлетном конце ВПП.

d) *Курсовая ширина и GARP.* Инструктивный материал по этим параметрам приводится ниже (п. 6.4.3).

6.3 ТРЕБУЕМЫЕ ПОЛЯ, НЕ ОТНОСЯЩИЕСЯ К БЛОКУ ДАННЫХ FAS

Ортометрическая высота не включается в блок данных FAS, однако она необходима для построения и нанесения на карту схемы. Это значение не защищается CRC как часть блока данных FAS.

6.4 ТРЕБОВАНИЯ К КАЧЕСТВУ

6.4.1 Это является частью процесса обеспечения качества. Требованиями к качеству основных элементов данных FAS являются следующие:

Элемент данных	*Точность*	*Разрешение*	*Целостность*
FPAP (широта и долгота)	0,3 м (1 фут)	0,0005″ (0,01″)	10^{-8}
LTP/FTP (широта и долгота)	0,3 м (1 фут)	0,0005″ (0,01″)	10^{-8}
LTP/FTP (высота над поверхностью эллипсоида)	0,25 м	0,1 м	10^{-8}
TCH при заходе на посадку	0,5 м	0,05 м	10^{-8}
Угол наклона глиссады	0,01°	0,01°	нет
Курсовая ширина	нет	0,25 м	10^{-8}
Смещение Δ-расстояния	нет	8 м	нет

Примечание 1. Значения в скобках соответствуют требованиям добавления 1 к PANS-AIM, если они отличаются от требований Приложения 10. "Нет" означает отсутствие значений.

Примечание 2. Требование к целости данных 1×10^{-8} может быть выполнено посредством проведения летной оценки после определения блока данных FAS при условии, что система летной оценки проверяет CRC и определяет, что траектория захода на посадку является приемлемой.

6.4.2 Расчет и аспекты округления

6.4.2.1 *Необходимость методики округления.* Результаты округляются после завершения всех расчетов. Было продемонстрировано, что разница в методике расчетов или правилах округления может привести к результатам (координаты FPAP), превышающим вышеупомянутые требования к точности. Таким образом, представляется необходимым установить методику определения координат FPAP и результатов расчетов (Δ FPAP), включая правила округления.

6.4.2.2 *Методика округления.* Результаты округляются после завершения всех расчетов. Разрешение основных данных FAS составляет 0,0005 с дуги. Таким образом, предлагается применять следующие правила:

a) входные и выходные значения расчетов округляются до ближайших 0,0005 с дуги;

b) расчеты должны выполняться в единицах, соответствующих долям секунды дуги;

c) правилами округления секунд дуги являются следующие:

1) если цифрой в лишнем десятичном знаке является 0, 1, или 2, последний знак окончательного значения округляется до 0;

2) если цифрой в лишнем десятичном знаке является 3, 4, 5, 6 или 7, последний знак окончательного значения округляется до 5;

3) если цифрой в лишнем десятичном знаке является 8 или 9, последний знак окончательного значения будет равняться 0, а предшествующий знак округляется до 1.

6.4.3 Методика определения FPAP

6.4.3.1 Предлагаемая методика применима для заходов на посадку, выровненных по направлению с ВПП. Для заходов на посадку со смещением еще предстоит определить альтернативный метод.

6.4.3.2 При определении местоположения FPAP возможны два разных случая:

a) отсутствие ILS для захода на посадку;

b) наличие ILS для захода на посадку.

6.4.3.2.1 В случае a) на рис. III-2-6-1 FPAP располагается на дальнем конце ВПП (противоположном от LTP/FTP), GARP – на расстоянии 305 м от FPAP по геодезической линии от LTP/FTP до FPAP, а смещение Δ-расстояния равно 0. Координаты FPAP непосредственно вычисляются на основе съемки WGS-84 (конец ВПП), а координаты GARP определяются геодезическим расчетом пересечения геодезической линии, определяемой (FPAP, LTP/FTP) в точке на расстоянии 305 м от FPAP.

6.4.3.2.2 В случае b) предполагается, что GARP располагается в месте установки курсового радиомаяка, определяемом съемкой WGS-84. Поскольку FPAP не должна располагаться до дальнего конца ВПП, в первую очередь необходимо определить расстояние между курсовым радиомаяком и концом ВПП, рассчитав геодезическое расстояние от курсового радиомаяка до конца ВПП.

6.4.3.2.2.1 Если это расстояние составляет менее 305 м, тогда FPAP устанавливается в конце ВПП (противоположном LTP/FTP), смещение Δ-расстояния равно 0, а GARP не может совпадать с курсовым радиомаяком. См. рис. III-2-6-2. GARP рассчитывается как пересечение геодезической линии, определяемой (FPAP, LTP/FTP) в точке на расстоянии 305 м от FPAP.

6.4.3.2.2.2 Если это расстояние (строго говоря) превышает 305 м, GARP совпадает с курсовым радиомаяком. FPAP определяется посредством расчета пересечения геодезической линии, определяемой LTP/FTP и GARP, в точке на расстоянии 305 м от GARP. В этом случае смещение Δ-расстояния рассчитывается как расстояние между FPAP и концом ВПП (см. рис. III-2-6-3).

6.4.4 Схемы захода на посадку со смещением

Схемы захода на посадку со смещением кодируются как заходы на посадку с прямой. Кодируется FTP, а не LTP. Описание блоков данных FAS в добавлениях к настоящей главе включает кодирование схем захода на посадку со смещением.

6.4.5 Применяемый разработчиками схем формат кодирования

Несмотря на то что в томе I Приложения 10 и в стандартах на бортовое оборудование кратко дается описание кодирования блока данных FAS в двоичном виде, разработчики схем должны кодировать элементы блока данных FAS в буквенно-цифровом формате, приведенном в добавлениях к настоящей главе. Преобразование в двоичный формат является частью функционального требования стандартных программных средств блока данных FAS.

6.4.6 Стандартные программные средства блока данных FAS

Настоятельно рекомендуется использовать стандартные программные средства блока данных FAS. Программные средства должны:

a) определять Δ-смещения от широты и долготы FPAP по вводимым разработчиком схемы данным о широте и долготе FPAP и LTP/FTP;

b) преобразовывать осуществленное разработчиком схемы буквенно-цифровое кодирование полей блока данных FAS в двоичный формат;

c) формировать поле избыточных данных CRC, как описано в Приложении 10, и кодировать в виде шестнадцатеричного значения;

d) обеспечивать механизм обратной связи с целью убедиться, что средства программного обеспечения кодируют то, что имел в виду разработчик схемы.

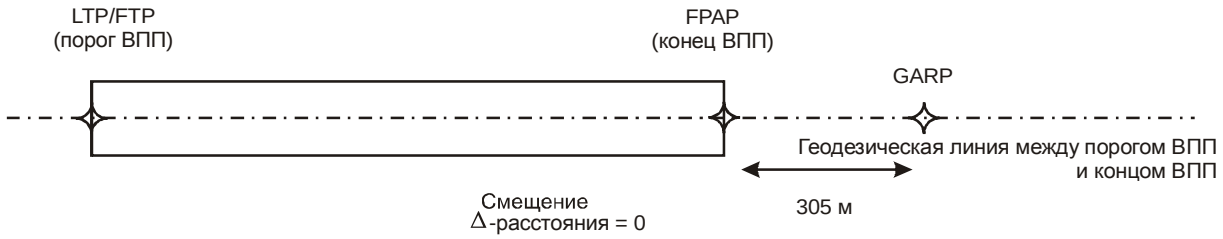


Рис. III-2-6-1. Местоположение FPAP (отсутствие ILS для захода на посадку)

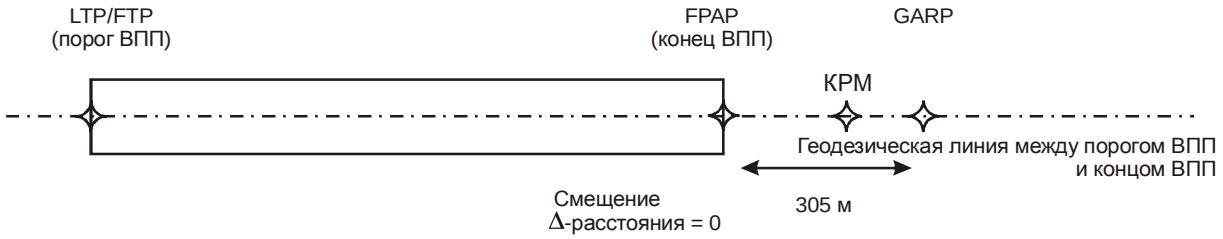


Рис. III-2-6-2. Местоположение FPAP (наличие ILS для захода на посадку и КРМ в пределах 305 м от конца ВПП)

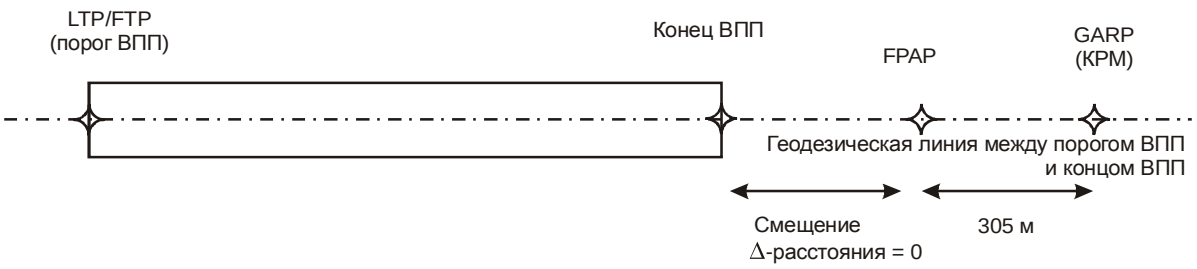


Рис. III-2-6-3. Местоположение FPAP (наличие ILS для захода на посадку и КРМ на расстоянии более 305 м от конца ВПП)

— — — — — — — —

Добавление A к главе 6

ИНФОРМАЦИЯ, КОТОРАЯ ДОЛЖНА ПРЕДОСТАВЛЯТЬСЯ РАЗРАБОТЧИКОМ СХЕМЫ В ОТНОШЕНИИ БЛОКА ДАННЫХ FAS ДЛЯ SBAS

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Блок данных FAS предназначен для защиты данных и для обеспечения того, чтобы намерение разработчика схемы было реализовано в продукте, предоставляемом конечному пользователю. За некоторые элементы блока данных FAS разработчик схемы не несет ответственности. Все данные, используемые в построении блока данных FAS, требуют использования высокоцелостного процесса контроля качества. Разработчик схемы должен обеспечить ввод буквенно-цифровых данных в соответствующие средства программного обеспечения, которые формируют строку двоичных кодов описания блока данных FAS, а также избыточные данные контроля с использованием циклического избыточного кода (CRC). В настоящем добавлении описывается стандартный буквенно-цифровой ввод элементов блока данных FAS.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся блока данных FAS, содержится в пп. 6.6 и 7.11 дополнения D к тому I Приложения 10.

2. СТРУКТУРА И СОДЕРЖАНИЕ БЛОКА ДАННЫХ FAS ДЛЯ SBAS

2.1 Существует 22 поля, включая поле избыточных данных CRC. Двадцать одно поле защищено с помощью CRC. Приводимая здесь информация относится к данным, вводимым разработчиком схемы в средство программного обеспечения, которое формирует двоичную последовательность с цикличным избыточным кодом (CRC), составляющую блок данных FAS для SBAS. В средство программного обеспечения вводится комбинация номера ВПП и буквы, если это применимо.

2.2 *Поля данных FAS.* Ниже представлена дополнительная информация о буквенно-цифровых значениях, вводимых разработчиком схемы в средство программного обеспечения, которое формирует блок данных FAS для схем на основе SBAS.

3. ПОЯСНЕНИЕ ИНФОРМАЦИИ, ВВОДИМОЙ В ПОЛЯ ДАННЫХ БЛОКА ДАННЫХ FAS

3.1 В пояснении дается описание начального процесса подготовки данных для включения в блок данных FAS. Эти данные вводятся в программу, которая используется для расчета CRC в соответствии с Приложением 10. Ниже рассматриваются поля (в общем порядке, как они представлены в блоке данных FAS (пп. a) – u)). Поля, не относящиеся к блоку данных FAS (но содержащие требуемые данные), указаны в пп. v) и w):

a) *Тип операции*. Цифра от 0 до 15, которая обозначает тип конечного участка захода на посадку.

Пример: код для схемы захода на посадку с прямой, включая схемы захода на посадку со смещением. Схемы со смещением рассматриваются как схемы захода на посадку с прямой (коды для других схем зарезервированы для определения в будущем).

b) *Идентификатор поставщика обслуживания SBAS.* Цифра от 0 до 15, которая увязывает схему захода на посадку с конкретным поставщиком обслуживания спутниковой системой захода на посадку, как определено в Приложении 10. Код 15 идентификатора поставщика обслуживания означает, что может использоваться любой поставщик обслуживания (WAAS, EGNOS и т. д.). Код 14 поставщика обслуживания означает, что этот блок данных FAS не должен использоваться SBAS.

c) *Определитель характеристик захода на посадку.* Этот параметр не используется бортовым оборудованием SBAS, и его следует установить на "0" для всех схем, включая кат. I SBAS.

d) *Индикатор маршрута.* Один знак алфавита (Z–A или пробел, опуская I и O), используемый для проведения различия между несколькими схемами захода на посадку на одну ВПП или вертодром.

Кодирование индикатора маршрута совпадает с индикатором аналогичных схем, который используется в обозначении карты. Первая схема полета до концевого участка ВПП кодируется в виде "Z", за исключением случаев, когда схема полета до концевого участка ВПП является единственной. В этом случае поле кодируется как пустое. Дополнительные знаки алфавита присваиваются по нарастающей. Поле индикатора маршрута включает индикатор дублирования схем в идентификаторе карты, если он имеется (указания в отношении идентификации дублирования схем см. в п. 9.5.3 главы 9 раздела 4 части I).

e) *Селектор данных опорной траектории (RPDS).* Это поле зарезервировано для использования GBAS и не используется SBAS.

f) *Идентификатор опорной траектории.* Четырехзначный идентификатор, который используется для подтверждения выбора правильной схемы захода на посадку. Первый знак идентификатора обозначает систему, предоставляющую обслуживание (например, "W" WAAS, "E" EGNOS, "M" MSAS), после чего следует номер ВПП. Последний знак, начиная с буквы "A", но исключая буквы "C", "L" и "R", будет использоваться для обозначения первой схемы, после чего следует очередная буква для каждой схемы на конкретную ВПП. Например, аэропорт имеет три параллельных ВПП, при этом на левой и правой ВПП применяется схема захода на посадку с прямой и схема захода на посадку со смещением, а на центральной ВПП применяется только схема захода на посадку с прямой. Применимы (крайне редко) следующие примеры:

Пример: W09A и W09B будут определять два отдельных блока данных FAS для ВПП 09L.
W09D будет использоваться для определения блока данных FAS для ВПП 09C.
W09E и W09F будут использоваться для определения блоков данных FAS для ВПП 09R.

Для схем захода на посадку только по кругу двузначный номер ВПП следует кодировать в виде значения путевого угла схемы конечного этапа захода на посадку, округленного до ближайших 10° и сокращенного до двух знаков.

Примечание 1. Эти суффиксы не должны указываться в каком-либо определенном порядке, для того чтобы на более позднем этапе можно было добавлять схемы без изменения существующих блоков данных FAS.

Примечание 2. Для значений путевого угла конечного этапа захода на посадку от 355 до 004° сокращенным выражением, округленным до ближайших 10°, является "36".

Для SBAS идентификатор опорной траектории наносится на карту и используется бортовым оборудованием для выдачи экипажу подтверждения о том, что выбранная схема является правильной. В блоках данных FAS для GBAS поле данных RPI используется иным образом (см. добавление B).

g) *Точка посадочного порога ВПП (LTP)/точка фиктивного порога ВПП (FTP) – широта.* Представляет широту порога ВПП, определенную в координатах WGS-84 и введенную с точностью до пяти десятитысячных долей секунды дуги. Пример обозначения широты:

225436.2125N (11 знаков) для 22°54'36,2125" N.

h) *Точка посадочного порога ВПП (LTP)/точка фиктивного порога ВПП (FTP) – долгота.* Представляет долготу порога ВПП, определенную в координатах WGS-84 и введенную с точностью до пяти десятитысячных долей секунды дуги. Пример обозначения долготы:

1093247.8780E (12 знаков) для 109°32'47,8780" E.

i) *Высота LTP/FTP относительно эллипсоида (HAE).* Высота в метрах относительно поверхности референц-эллипсоида WGS-84. Первый знак представляет собой + или –, за которым следует значение разрешения в-десятых долях метра, при этом десятичная точка опускается.

Пример: +00356 (+35,6 м), –00051(–5,1 м), +01566 (+156,6 м), –00022 (–2,2 м).

j) *Точка выставления направления траектории полета (FPAP) – широта.* Эта точка расположена на геодезической линии или продолжении геодезической линии, рассчитанной между LTP и заданным центром противоположного порога ВПП. Она расположена на определенном расстоянии от LTP для обеспечения предписанных углового расширения и курсовой ширины схемы, а также функциональных возможностей воздушного судна. Она используется вместе с LTP для определения бокового выставления вертикальной плоскости, включающей траекторию конечного участка захода на посадку RNAV. На более коротких ВПП FPAP может располагаться вне взлетного конца посадочной ВПП. Широта в FPAP ВПП определяется в координатах WGS-84 и вводится с точностью до пяти десятитысячных долей секунды дуги. Пример обозначения широты:

225436.2125N (11 знаков) для 22°54'36,2125" N.

Примечание 1. В Приложении 10 описывается кодирование широты FPAP как Δ-смещение относительно широты LTP/FTP. Кодирование здесь предполагает, что средства программного обеспечения, формирующие двоичный код блока данных FAS, рассчитывают это смещение.

Примечание 2. Для схем захода на посадку со смещением FPAP располагается на продолжении линии курса конечного этапа захода на посадку на расстоянии от FTP, которое обеспечивает соответствующую боковую курсовую ширину.

k) *FPAP – долгота.* Долгота FPAP ВПП определяется в координатах WGS-84 и вводится с точностью до пяти десятитысячных долей секунды дуги. Пример обозначения долготы:

1093247.8780E (12 знаков) для 109°32'47,8780" E.

Примечание. В Приложении 10 описывается кодирование долготы FPAP как Δ-смещение относительно долготы LTP/FTP. Кодирование здесь предполагает, что средства программного обеспечения, формирующие двоичный код блока данных FAS, рассчитывают это смещение.

l) *Курсовая ширина на пороге ВПП.* Половина ширины (в метрах) курса бокового наведения в LTP/FTP, определяющая боковое смещение, при котором приемник будет обеспечивать отклонение на полную шкалу. В комбинации с расстоянием до FPAP курсовая ширина определяет чувствительность боковых отклонений в процессе захода на посадку. Допустимые значения варьируются от 80 до 143,75 м. Значение курсовой ширины на пороге ВПП округляется до ближайших 0,25 м. В том случае, если схема построена таким образом, что перекрывает схему на основе ILS/MLS, следует использовать значение

курсовой ширины на пороге ВПП из отчета летной проверки системы ILS/MLS. Если курсовая ширина курсового радиомаяка (азимут) составляет менее 80 м, следует использовать 80 м в качестве значения по умолчанию. Для схем захода на посадку со смещением следует использовать курсовую ширину в FTP.

m) *Смещение Δ-расстояния*. Расстояние от дальнего конца ВПП до FPAP. Оно определяет место, где чувствительность бокового наведения изменяется на чувствительность ухода на второй круг. Если идентифицировать дальний конец ВПП невозможно, то в программное средство заносится значение 2040 м.

n) *Порог срабатывания сигнализации в горизонтальной плоскости (HAL)*. HAL – радиус окружности в горизонтальной плоскости (местная плоскость, касательная к эллипсоиду WGS-84) с центром в истинном местоположении, которая описывает область, требуемую для удерживания приборного показания местоположения в горизонтальной плоскости с требуемой вероятностью для конкретного навигационного режима. Диапазон значений составляет от 0 до 50,8 м с разрешением 0,2 м. HAL для схем LPV имеет постоянное значение 40,0 м.

o) *Порог срабатывания сигнализации в вертикальной плоскости (VAL)*. VAL – половина длины участка по вертикали (перпендикуляр к горизонтальной плоскости эллипсоида WGS-84) с центром в истинном местоположении, которая описывает область, требуемую для удерживания приборного показания местоположения в вертикальной плоскости с вероятностью $1{,}0 \times 10^{-7}$ на заход на посадку. Диапазон значений составляет от 0 до 50,8 м с разрешением 0,2 м.

Значение VAL, равное 00.0, указывает на то, что вертикальные отклонения не должны использоваться (т. е. заход на посадку только с боковым наведением (курсовой радиомаяк (LP)).

Фактическое значение VAL для кодирования блока данных FAS должно предоставляться поставщиком обслуживания SBAS.

3.2 Обязательные поля блока данных, не относящиеся к FAS:

Код ИКАО. Первых два индекса кодового номера ИКАО, как определено в документе ИКАО Doc 7910.

Пример: К2, РА.

Ортометрическая высота. Высота LTP/FTP над поверхностью геоида, представляющая собой превышение над MSL с точностью до одной десятой метра без десятичной запятой. Значению предшествует "+" или "–".

Пример: +00362 (36,2 м) –00214 (–21,4 м).

4. ЭЛЕМЕНТЫ ОСНОВНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ РАЗРАБОТЧИКА СХЕМ

Учитывая справочный материал, приведенный в предыдущем пункте, основными данными, необходимыми для определения FAS с точки зрения построения схемы, являются:

a) широта, долгота и высота над/под эллипсоидом WGS-84;

b) широта и долгота FPAP, а также смещение между FPAP и LTP/FTP, называемое Δ FPAP (широта и долгота);

c) относительная высота точки пересечения порога ВПП при заходе на посадку над LTP/FTP;

d) угол наклона глиссады;

e) курсовая ширина на пороге ВПП;

f) расстояние от конца ВПП до FPAP (смещение Δ-расстояния).

Подпункты c), d) и e) определяются разработчиком схем.

Примечание. GPA, как правило, равен 3º. Значение TCH обычно соответствует значению, опубликованному для схемы ILS, если таковая существует. Значение половины курсовой ширины, как правило, составляет 105 м для обеспечения подобия схемам ILS.

После определения FPAP можно рассчитать Δ FPAP и смещение Δ-расстояния.

5. КОДИРОВАНИЕ БЛОКА ДАННЫХ FAS ДЛЯ СХЕМ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ СО СМЕЩЕНИЕМ

5.1 Для схем захода на посадку со смещением без привязки к точке посадочного порога (LTP) блок данных FAS кодируется, как указано в добавлении, со следующими добавлениями:

a) Тип операции

00 – заход на посадку со смещением.

b) Точка посадочного порога ВПП (LTP)/точка фиктивного порога ВПП (FTP): широта

Широта FTP кодируется.

c) Точка посадочного порога ВПП (LTP)/точка фиктивного порога ВПП (FTP): долгота

Долгота FTP кодируется.

d) Высота LTP/FTP относительно эллипсоида (HAE)

HAE FTP кодируется как HAE LTP.

e) Высота пересечения порога ВПП

Высота пересечения глиссады над FTP кодируется.

f) Курсовая ширина на пороге ВПП

Кодируется курсовая ширина в FTP.

g) Смещение Δ-расстояния

Смещение Δ-расстояния кодируется как 0.

5.2 *Местоположение FTP относительно LTP*. Для схем захода на посадку со смещением FTP располагается на радиусе дуги, проведенном из точки пересечения линии курса конечного этапа захода на посадку и

продолжения осевой линии ВПП через LTP. Эта ориентация показана на рис. III-2-6-Доб A-1. Для схем захода на посадку с выходом в створ ВПП, которые не кодируются относительно LTP, FTP располагается на осевой линии ВПП или на ее продолжении.

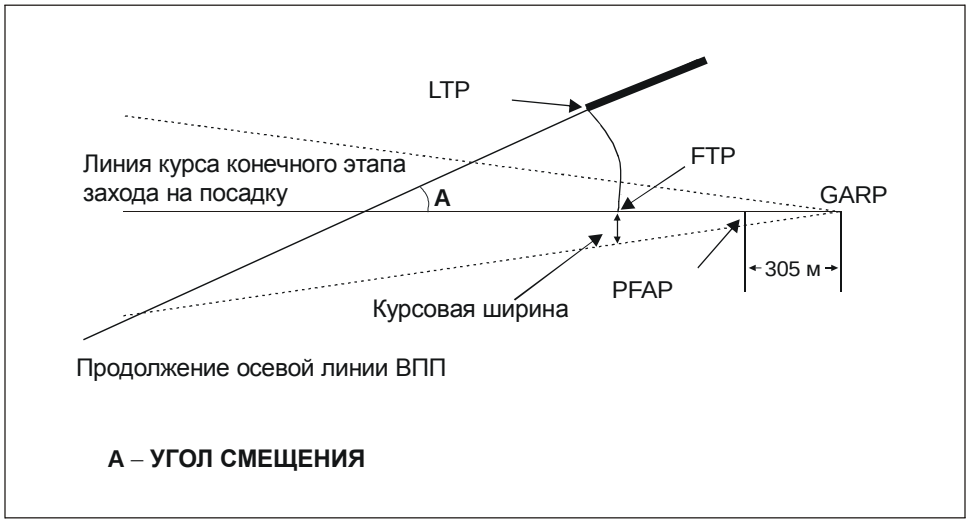


Рис. III-2-6-Доб A-1. Местоположение FTP относительно LTP

— — — — — — — —

Добавление B к главе 6

ИНФОРМАЦИЯ, КОТОРАЯ ДОЛЖНА ПРЕДОСТАВЛЯТЬСЯ РАЗРАБОТЧИКОМ СХЕМЫ В ОТНОШЕНИИ БЛОКА ДАННЫХ FAS ДЛЯ GBAS

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Разработчик схемы должен обеспечить ввод буквенно-цифровых данных в соответствующие средства программного обеспечения, которые формируют строку двоичных кодов описания блока данных FAS, а также рассчитать избыточные данные циклического избыточного кода (CRC). Стандартный буквенно-цифровой ввод элементов блока данных FAS описывается в настоящем добавлении.

1.2 Все данные, используемые в построении блока данных FAS, требуют использования высокоцелостного процесса контроля качества. Содержание блока данных FAS обеспечивается защитой с помощью этого процесса контроля качества. Средства программного обеспечения, используемые в этом процессе контроля качества, должны гарантировать, что намерение разработчика схемы реализовано в продукте, предоставляемом конечному пользователю.

2. СТРУКТУРА И СОДЕРЖАНИЕ БЛОКА ДАННЫХ FAS ДЛЯ GBAS

2.1 *Структура.* Имеется 20 полей, включая поле избыточных данных CRC. Первые 19 полей данных защищены CRC. Дополнительная информация относительно диапазона значений и разрешения для ввода информации в поля данных приводится в таблице B-66 в добавлении B тома I Приложения 10.

Примечание. Более подробная информация о кодировании блока данных FAS GBAS содержится в разделе 3.6.4.5 и таблице B-66 добавления B и пп. 6.6 и 7.11 дополнения D тома I Приложения 10.

2.2 *Географическая взаимосвязь между элементами блока данных FAS.* Географическая взаимосвязь различных элементов блока данных FAS для схемы GLS без смещения показана на рис. III-3-6-1.

2.3 До 3 ноября 2021 года. *Содержание.* Поля данных FAS содержат параметры, которые определяют единичный точный заход на посадку. Параметры данных FAS определяются следующим образом:

Тип операции. Тип операции всегда схема захода на посадку с прямой. Схемы со смещением рассматриваются как схемы захода на посадку с прямой.

Значения:

0 = заход на посадку с прямой,
значения 1–15 пока не используются (резервные).

Обозначение поставщика обслуживания SBAS. Указывает поставщика обслуживания SBAS, связанного с отдельным блоком данных FAS. Хотя GBAS не использует информацию в этом поле, для точных заходов на посадку на основе GBAS это поле кодируется 14.

Определитель характеристик захода на посадку. Указывает характеристики точного захода на посадку APV, кат. I, кат. II или кат. III.

Значения:

0 = APV (нет критериев для данного определителя характеристик захода на посадку),
1 = зарезервировано для кат. I,
2 = зарезервировано для кат. II,
3 = зарезервировано для кат. III.

Индикатор маршрута. Однобуквенный идентификатор используется для проведения различия между множественными схемами захода на посадку GLS на ту же ВПП. Поле индикатора маршрута включает индикатор дублирования схем в идентификаторе карты, если он имеется (указания в отношении идентификации дублирования схем см. в п. 9.5.3 главы 9 раздела 4 части I).

Селектор данных опорной траектории (RPDS) и идентификатор опорной траектории (RPI). Значения для включения в эти поля определяются в консультации с системотехниками и специалистами по организации спектра.

Набор данных FAS. (широта, долгота LTP/FTP, относительная высота LTP/FTP, широта, долгота FPAP, TCH захода на посадку). Широта и долгота LTP/FTP и FPAP определены в координатах WGS-84 и вносятся с разрешением 5/10 000 секунды дуги.

Широта LTP/FTP. Широта LTP/FTP в WGS-84.

Пример: *DDMMSS.0005N, где:*
DD=градусы
MM=минуты
SS=секунды
N=северное полушарие

Примечание. Средство программного обеспечения может принимать данные, заменяющие стандартное обозначение полушария "+" для северного полушария и "–" для южного полушария.

Долгота LTP/FTP: Долгота LTP/FTP в WGS-84.

Пример: *DDDMMSS.0005W, где:*
DDD=градусы
MM=минуты
SS=секунды
W=западное полушарие

Примечание. Средство программного обеспечения может принимать данные, заменяющие стандартное обозначение полушария "+" для восточного полушария и "–" для западного полушария.

Относительная высота LTP/FTP. Относительная высота LTP/FTP относительно эллипсоида WGS-84.

Δ широты FPAP. Разница между широтой FPAP и LTP/FTP в секундах дуги.

Δ долготы FPAP. Разница между долготой FPAP и LTP/FTP в секундах дуги.

Примечание 1. Ожидается, что разработчик схемы представит данные о широте/долготе FPAP (WGS-84), а средство программного обеспечения, используемое для кодирования блока данных FAS, выведет ΔFPAP по широте и долготе на основе этой информации, а также широты LTP/FTP.

Примечание 2. FPAP представляет собой точку на той же относительной высоте, что и LTP/FTP, которая используется для определения выравнивания при заходе на посадку. Точка начала углового отклонения в боковом направлении называется азимутальной опорной точкой GBAS (GARP), которая определена на удалении 305 м (1000 фут) за точкой FPAP вдоль траектории FAS.

Курсовая ширина. Боковое смещение в метрах от траектории, определенной FAS на LTP/FTP, при котором достигается полномасштабное отклонение индикатора изменения курса.

Δ смещения по расстоянию. Расстояние в метрах от дальнего конца ВПП до FPAP. Если идентифицировать дальний конец ВПП невозможно, например, при заходе на посадку со смещением или если FPAP расположен до дальнего конца ВПП, то в поле данных заносится значение 2040 м.

2.3 С 4 ноября 2021 года. *Содержание*. Поля данных FAS содержат параметры, которые определяют единичный точный заход на посадку. Параметры данных FAS определяются следующим образом:

Тип операции. Тип операции всегда схема захода на посадку с прямой. Схемы со смещением рассматриваются как схемы захода на посадку с прямой.

Значения:

0 = заход на посадку с прямой,
значения 1–15 пока не используются (резервные).

Обозначение поставщика обслуживания SBAS. Указывает поставщика обслуживания SBAS, связанного с отдельным блоком данных FAS. Хотя GBAS не использует информацию в этом поле, для точных заходов на посадку на основе GBAS это поле кодируется 14.

Определитель характеристик захода на посадку. Указывает тип подлежащего использованию обслуживания при заходе на посадку по GBAS (GAST).

Значения:

0 = GAST A или B (нет критериев для данного определителя характеристик захода на посадку),
1 = GAST C,
2 = GAST C и D,
3–7 = зарезервировано для будущего использования.

Примечание. Пояснение типов обслуживания GBAS при заходе на посадку приводится в разделе 7 дополнения D тома I Приложения 10.

Индикатор маршрута. Однобуквенный идентификатор используется для проведения различия между множественными схемами захода на посадку GLS на ту же ВПП. Поле индикатора маршрута включает индикатор дублирования схем в идентификаторе карты, если он имеется (указания в отношении идентификации дублирования схем см. в п. 9.5.3 главы 9 раздела 4 части I).

Селектор данных опорной траектории (RPDS) и идентификатор опорной траектории (RPI). Значения для включения в эти поля определяются в консультации с системотехниками и специалистами по организации спектра.

Набор данных FAS. (широта, долгота LTP/FTP, относительная высота LTP/FTP, широта, долгота FPAP, ТСН захода на посадку). Широта и долгота LTP/FTP и FPAP определены в координатах WGS-84 и вносятся с разрешением 5/10 000 секунды дуги.

Широта LTP/FTP. Широта LTP/FTP в WGS-84.

Пример: *DDMMSS.0005N, где:*
DD=градусы
MM=минуты
SS=секунды
N=северное полушарие

Примечание. Средство программного обеспечения может принимать данные, заменяющие стандартное обозначение полушария "+" для северного полушария и "–" для южного полушария.

Долгота LTP/FTP: Долгота LTP/FTP в WGS-84.

Пример: *DDDMMSS.0005W, где:*
DDD=градусы
MM=минуты
SS=секунды
W=западное полушарие

Примечание. Средство программного обеспечения может принимать данные, заменяющие стандартное обозначение полушария "+" для восточного полушария и "–" для западного полушария.

Относительная высота LTP/FTP. Относительная высота LTP/FTP относительно эллипсоида WGS-84.

Δ широты FPAP. Разница между широтой FPAP и LTP/FTP в секундах дуги.

Δ долготы FPAP. Разница между долготой FPAP и LTP/FTP в секундах дуги.

Примечание 1. Ожидается, что разработчик схемы представит данные о широте/долготе FPAP (WGS-84), а средство программного обеспечения, используемое для кодирования блока данных FAS, выведет ΔFPAP по широте и долготе на основе этой информации, а также широты LTP/FTP.

Примечание 2. FPAP представляет собой точку на той же относительной высоте, что и LTP/FTP, которая используется для определения выравнивания при заходе на посадку. Точка начала углового отклонения в боковом направлении называется азимутальной опорной точкой GBAS (GARP), которая определена на удалении 305 м (1000 фут) за точкой FPAP вдоль траектории FAS.

Курсовая ширина. Боковое смещение в метрах от траектории, определенной FAS на LTP/FTP, при котором достигается полномасштабное отклонение индикатора изменения курса.

Δ смещения по расстоянию. Расстояние в метрах от дальнего конца ВПП до FPAP. Если идентифицировать дальний конец ВПП невозможно, например, при заходе на посадку со смещением или если FPAP расположен до дальнего конца ВПП, то в поле данных заносится значение 2040 м.

Раздел 3

ПОСТРОЕНИЕ СХЕМ

Глава 1

СХЕМЫ ВЫЛЕТА

1.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1.1 Применение

1.1.1.1 В настоящей главе содержится описание критериев для схем вылета на основе PBN (см. таблицу III-1-1-1).

1.1.1.2 В схемах вылета на основе PBN используются общие критерии раздела 3 части I и разделов 1 и 2 части III, дополненные или измененные критериями настоящей главы.

1.1.2 Дополнительные зоны

Принцип дополнительных зон применяется в отношении прямолинейных участков (см. пп. 1.2 и 1.3 главы 1 раздела 2 части I). Дополнительные зоны ограничиваются той частью схемы, где полная ширина основной зоны по меньшей мере равна половине приведенной в таблице III-3-1-1 ширины зоны в первой точке пути. См. рис. III-3-1-1.

1.1.3 Минимальная длина участка

Соответствующие минимальным длинам расстояния приведены в таблицах главы 1 раздела 2. Для построения средней траектории полета см. добавление к главе 3 раздела 3 части I.

1.1.4 Ширина зон

1.1.4.1 Полная ширина зоны представляет собой результат соединения различных по ширине зон, представляемых в соответствующих контрольных точках. В отношении расчета ширины зон и допусков, положенных в основу этих расчетов применительно к соответствующему датчику, см. пункт, озаглавленный "XTT, ATT и половина ширины зоны" в разделе 1. Это:

a) п. 3.6 главы 3 раздела 1 в отношении DME/DME;

b) п. 2.2 главы 2 раздела 1 в отношении GNSS.

1.1.4.2 В том случае, если допускается использование нескольких разных датчиков, например в схеме RNAV 1, в каждой точке пути применяются бóльшие значения XTT, ATT и ½ A/W.

1.2 ВЫЛЕТЫ ПО ПРЯМОЙ

Выравнивание по направлению в начальной части линии пути вылета ($\alpha \leq 15^{o}$) зависит от местоположения первой после взлетного конца ВПП (DER) точки пути.

1.3 ШИРИНА ЗОНЫ В НАЧАЛЕ ВЫЛЕТА

1.3.1 При построении ширины зоны в начале вылета применяются общие критерии (см. раздел 3 части I) в пределах до достижения расходящимися границами внешней границы воображаемой зоны (см. рис. III-3-1-2), после чего она продолжается с шириной воображаемой зоны до первой точки пути схемы вылета. Воображаемая зона начинается в DER и продолжается до первой точки пути. Половина ширины этой зоны в DER и в первой точке пути изменяется в зависимости от типа датчика (см. таблицу III-3-1-1).

1.3.2 После начального расширения от DER ширина зоны изменяется в точке, расположенной на расстоянии 15 м. миль от КТА, а затем в точке, расположенной на расстоянии 30 м. миль от КТА. При каждом изменении расширение под углом 15° с обеих сторон линии пути используется в соответствии с методикой, изложенной в п. 1.5.3 главы 1 раздела 1. См. рис. III-3-1-2.

1.4 ВЫЛЕТЫ С РАЗВОРОТОМ

1.4.1 Общие положения

1.4.1.1 Могут предписываться четыре вида разворотов:

a) разворот в точке пути "флай-бай";

b) разворот в точке пути "флайовер" (который соответствует развороту в заданной ТР);

c) разворот на абсолютной/относительной высоте;

d) развороты с заданным радиусом (RF).

1.4.1.2 При разворотах в точках пути "флай-бай" и "флайовер", для того чтобы воздушное судно правильно выполнило разворот, необходимо, чтобы каждый отдельно задаваемый разворот составлял по крайней мере 5° и не превышал 120°. Однако максимальное значение 120° не относится к случаю разворота (на абсолютной/ относительной высоте или в заданной ТР) со "свободным" возвращением к точке пути. Разворот RF составляет 2 – 358°.

1.4.1.3 К любому участку разворота с радиусом до контрольной точки (RF) применяются измененные критерии вылета по прямой. Методика построения разворотов RF при вылете следующая:

a) На начальном этапе вылета при использовании GNSS значение ATT в любой точке траектории сокращается пропорционально до значений половины ширины зоны (определяемой расширением зоны) по следующей формуле с использованием единиц измерения системы СИ:

$$\text{Сокращенное значение ATT} = \left\{ \frac{ATT - 120}{\frac{½\ AW - 150}{\text{tg}\,15°}} \right\} x + 120,$$

где x – расстояние в метрах от DER;
ATT – полное значение, соответствующее точности RNP (см. п. 2.2.2 главы 2 раздела I);
120 м представляют собой сокращенное значение ATT в DER;
½ AW – значение, соответствующее точности RNP (см. п. 2.2.3 главы 2 раздела 1).

Значение ATT не сокращается, если начальный этап вылета основан на других источниках определения местоположения.

b) Минимальное расстояние от DER до точки пути в начале разворота RF составляет 1852 м (1 м. миля). Если PDG не достигает 120 м (394 фут) над DER перед самым ранним ATT в начале участка RF, публикуется дополнительный градиент набора высоты от точки, находящейся на высоте 35 фут над DER, до высоты по крайней мере 400 фут над абсолютной высотой аэродрома (AD) в самом раннем ATT, а также указывается соответствующее ограничение по абсолютной высоте в точке пути.

c) Длина линии пути от DER до конца RF рассчитывается вдоль номинальной линии пути на основе номинального радиуса.

d) Относительная высота над аэродромом и соответствующее значение заданной IAS в конце участка RF основаны на градиенте набора высоты вдоль номинальной линии пути, установленном проектировщиком, но не менее 10 %. Может публиковаться ограничение скорости в конце участка RF, если требуется меньший радиус.

e) Значение TAS в конце RF рассчитывается с использованием соответствующей величины максимальной температуры выше значения MCA для аэродрома. До проведения расчета фактического радиуса разворота к TAS прибавляется соответствующее значение скорости ветра.

f) Если MOC меньше или равен 75 м (246 фут) (кат. H, 65 м (213 фут)), как это определено в главе 2 раздела 3 части I, OIS понижается для учета геометрии фюзеляжа (BG) от точки "ATT" перед началом участка RF. От этой точки до достижения защиты BG поверхность OIS сохраняется горизонтальной. Во время разворота RF до достижения значения MOC 75 м (246 фут) (кат. H, 65 м (213 фут)) выдерживается параметр 0,8 % D + BG OIS.

$$\text{BG} = \text{полуразмах крыла} * \sin(\alpha + 5),$$

где α – угол крена;
полуразмах крыла = 40 м (132 фут).

Это проиллюстрировано на рис. III-3-1-1.

g) Градиент OIS, равный 2,5 %, основан на линии пути между двумя точками пути, определяемыми радиусом r – 186 м (r – 0,1 м. мили) с градиентом PDG 3,3 %.

1.4.2 Защита разворота

Материал, касающийся защиты разворота в точке пути "флай-бай ", точке пути "флайовер" на абсолютной/ относительной высоте разворота или разворота RF, содержится в главе 2 "Защита разворота и оценка препятствий" раздела 2.

Таблица III-3-1-1. Половина ширины воображаемой зоны

Тип схемы	*Половина ширины зоны*
RNAV 2	4,19 км (2,26 м. мили); если позволяет цикл обновления данных DME, то 3704 м (2,00 м. мили)
RNAV 1	3111 м (1,68 м. мили); если позволяет цикл обновления данных DME, то 3704 м (2,00 м. мили)
RNP 1	3704 м (2,00 м. мили)

1.4.3 Опубликование

К разворотам RF при вылете применяются следующие критерии:

a) В тех случаях, когда PDG не достигает 120 м (394 фут) в начале разворота RF, публикуются дополнительный градиент и ограничение по абсолютной высоте в точке пути.

b) Последовательность дескриптора траектории для начальных участков должна быть следующей: IF/TF/RF/TF или IF/TF/RF/RF/TF.

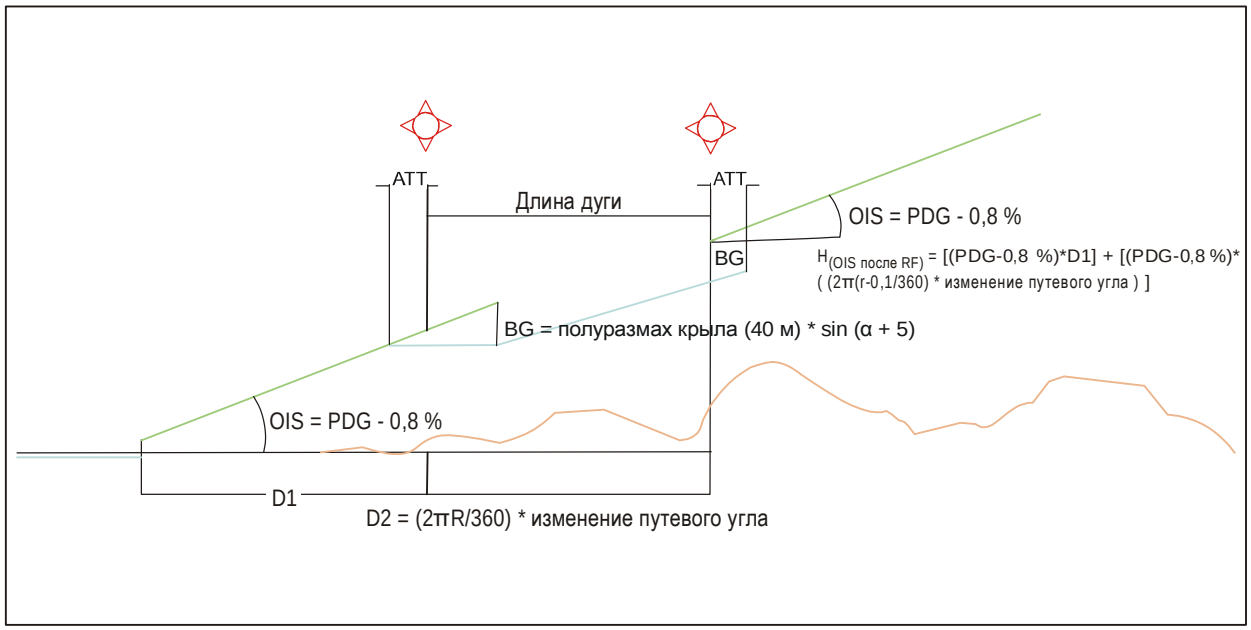


Рис. III-3-1-1. Начальный этап вылета с разворотом RF

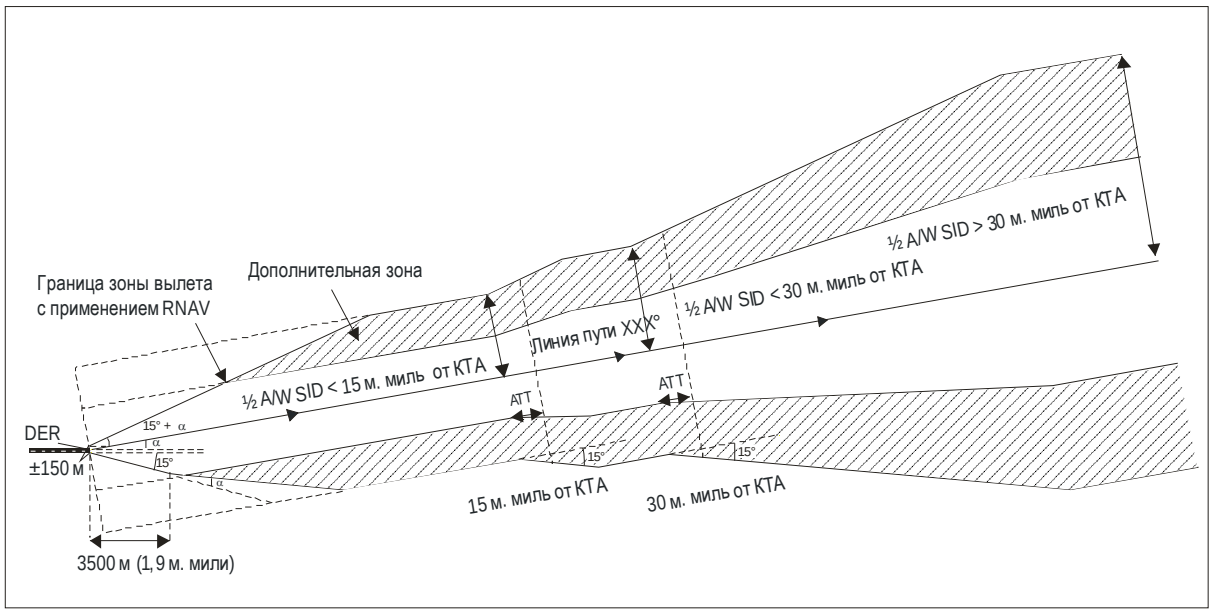


Рис. III-3-1-2. Вылет по прямой

Глава 2

СХЕМЫ ПРИБЫТИЯ И ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

2.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

2.1.1 Применение

2.1.1.1 В настоящей главе приводится описание критериев прибытия, начального и промежуточного этапов захода на посадку и конечного этапа ухода на второй круг, применимых к схемам на основе PBN (см. таблицу III-1-1-1). При классификации заходов на посадку (NPA, APV и точные) критерии, относящиеся к конечному этапу захода на посадку, начальному и промежуточному этапам ухода на второй круг, носят специфический характер и рассматриваются в отдельных главах.

Примечание. Критерии для схем на основе RNP AR APCH изложены в Руководстве по построению схем на основе санкционированных требуемых навигационных характеристик (RNP AR) *(Doc 9905).*

2.1.1.2 К схемам прибытия и захода на посадку на основе PBN применяются общие критерии части I и разделов 1 и 2 части III, дополненные или измененные критериями настоящей главы.

2.1.2 Дополнительные зоны

В отношении дополнительных зон применяются общие критерии (см. пп. 1.2 и 1.3 главы 1 раздела 2 части I).

2.1.3 Минимальная длина участка

Расстояния, соответствующие минимальным длинам, приведены в таблицах главы 1 раздела 2.

2.1.4 Ширина зон

2.1.4.1 В отношении расчета ширины зон и допусков, положенных в основу этих расчетов применительно к соответствующему датчику, см. пункты в разделе 1, озаглавленные "XTT, ATT и половина ширины зоны". Это:

a) п. 3.6 главы 3 раздела 1 в отношении DME/DME;

b) п. 2.2 главы 2 раздела 1 в отношении GNSS.

2.1.4.2 Полная ширина зоны представляет собой результат соединения различных по ширине зон в соответствующих контрольных точках, за исключением сопряжений промежуточного участка и конечного участка захода на посадку, а также участка полета по маршруту и начального участка захода на посадку, где применяется методика, изложенная в п. 1.5 главы 1 раздела 1 части III.

2.1.5 Концепция построения Y- или T-образных схем на основе RNAV

В отношении подробного описания Y- или T-образных схем неточного захода на посадку см. главу 3 "Построение T- или Y-образных схем на основе RNAV" раздела 2.

2.2 МАРШРУТЫ ПРИБЫТИЯ

2.2.1 Общие положения

Критерии пролета препятствий на этапе прибытия применяются до начальной или промежуточной контрольной точки захода на посадку (см. главу 2 раздела 4 части I). См. рис. III-3-2-1 и III-3-2-2.

2.2.2 Минимальная абсолютная высота в секторе/абсолютная высота прибытия в район аэродрома

В отношении абсолютной высоты прибытия в район аэродрома см. главу 4 "Абсолютная высота прибытия в район аэродрома (TAA)" раздела 2. Там, где не обеспечиваются TAA, публикуется минимальная абсолютная высота в секторе. Применяются положения главы 8 "Минимальная абсолютная высота в секторе (MSA)" раздела 4 части I, за исключением того, что в случае GNSS устанавливается только один сектор для любого направления. Центром сектора является задаваемая широтой и долготой контрольная точка аэродрома.

2.3 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

2.3.1 Прямолинейные участки

2.3.1.1 *Направление начального участка захода на посадку*

2.3.1.1.1 Для схем неточного захода на посадку угол пересечения между линией пути начального этапа захода на посадку и другими начальными линиями пути не превышает 120°. Следует избегать изменения линии пути в точке пути более чем на 90°. Развороты более чем на 90° должны обеспечиваться посредством использования нескольких точек пути или участка RF.

2.3.1.1.2 Угол пересечения между линией пути начального этапа захода на посадку и линией пути промежуточного этапа не превышает 90°.

2.3.1.1.3 До 3 ноября 2021 года для схем захода на посадку с вертикальным наведением и схем точного захода на посадку угол пересечения между линией пути начального этапа захода на посадку и линией пути промежуточного этапа не превышает 90°.

2.3.1.2 *Длина зоны начального этапа захода на посадку.* Применительно к GNSS оптимальная длина начального участка захода на посадку составляет 9 км (5 м. миль) (кат. H, 6 км (3 м. мили)). Если начальному участку предшествует маршрут прибытия, минимальная длина составляет 11,1 км (6 м. миль) для обеспечения сопряжения.

2.3.1.3 *Ширина зоны начального этапа захода на посадку.* Применяются общие критерии п. 3.3.3 "Зона" главы 3 раздела 4 части I, измененные согласно положениям настоящей главы. Полная ширина зоны является

результатом соединения ширины различных зон в соответствующих контрольных точках. Используется принцип дополнительных зон. В отношении значений ширины зоны см. п. 2.14 "Ширина зон".

2.3.2 Защита разворота

В отношении защиты разворота в точке пути "флай-бай ", точке пути "флайовер" или разворота с заданным радиусом см. главу 2 "Защита разворота и оценка препятствий" раздела 2.

(См. также примеры на рис. III-3-2-3.)

2.3.3 Обратные схемы

Схемы для RNAV следует разрабатывать так, чтобы избежать необходимости обратных схем. Однако, если схемой требуется обращение линии пути, устанавливается схема "ипподром".

2.4 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

2.4.1 Выравнивание промежуточного этапа захода на посадку по направлению

2.4.1.1 До 3 ноября 2021 года для схем неточного захода на посадку везде, где это возможно, промежуточный участок захода на посадку должен совпадать по направлению с конечным участком захода на посадку. В тех случаях, когда разворот в FAF считается необходимым, он не превышает 30° (кат. H, 60°) при развороте в точке пути "флай-бай". В тех случаях, когда промежуточный участок включает участок RF, применяются критерии, содержащиеся в п. 2.4.1.4. Развороты в точке пути "флайовер" не разрешаются.

2.4.1.1 С 4 ноября 2021 года для схем неточного захода на посадку на основе базовой GNSS везде, где это возможно, промежуточный участок захода на посадку должен совпадать по направлению с конечным участком захода на посадку. В тех случаях, когда разворот в FAF считается необходимым, он не превышает 30° (кат. H, 60°) при развороте в точке пути "флай-бай". В тех случаях, когда промежуточный участок включает участок RF, применяются критерии, содержащиеся в п. 2.4.1.4. Развороты в точке пути "флайовер" не разрешаются.

2.4.1.2 Для схем захода на посадку с барометрическим вертикальным наведением промежуточный участок должен совпадать по направлению с конечным участком захода на посадку. В тех случаях, когда требуется разворот в FAF с использованием точки пути "флай-бай", угол не превышает 15° (кат. H, 30º). Развороты в точке пути "флайовер" не разрешаются. В тех случаях, когда промежуточный участок включает участок RF, применяются критерии, содержащиеся в п. 2.4.1.4.

2.4.1.3 До 3 ноября 2021 года для схем захода на посадку SBAS APV I и кат. I промежуточный участок должен совпадать по направлению с конечным участком захода на посадку. Развороты в точке пути "флай-бай" и "флайовер" в FAF/FAP не разрешаются. В тех случаях, когда промежуточный участок включает участок RF, применяются критерии, содержащиеся в п. 2.4.1.4.

2.4.1.3 С 4 ноября 2021 года для схем захода на посадку на основе SBAS или GBAS промежуточный участок совпадает по направлению с конечным участком захода на посадку. Развороты в точке пути "флай-бай" и "флайовер" в FAF/FAP не разрешаются. В тех случаях, когда промежуточный участок включает разворот RF на курс конечного этапа захода на посадку, он заканчивается до FAP в контрольной точке, совпадающей по направлению с курсом конечного этапа захода на посадку, а в отношении SBAS и GBAS соответственно применяются критерии п. 5.3 "Промежуточный участок захода на посадку" главы 5 раздела 3 части III и в п. 6.3 "Промежуточный участок захода на посадку" главы 6 раздела 3 части III.

2.4.1.4 До 3 ноября 2021 года в тех случаях, когда промежуточный участок включает участок RF, который заканчивается в FAF, применяются следующие критерии:

a) изменение путевого угла на участке RF не превышает 45°;

b) минимальный радиус составляет 4,72 м (2,55 м. мили) (см. рис. III-3-2-1).

2.4.1.4 С 4 ноября 2021 года в тех случаях, когда промежуточный участок включает участок RF, который заканчивается в FAF, применяются следующие критерии:

a) изменение путевого угла на участке RF не превышает 45°;

b) минимальный радиус составляет 4,72 км (2,55 м. мили).

2.4.1.5 До 3 ноября 2021 года для схем точного захода на посадку, за исключением схемы SBAS кат. I, промежуточный участок захода на посадку совпадает по направлению с конечным участком захода на посадку.

2.4.2 Длина промежуточного участка захода на посадку

2.4.2.1 Промежуточный участок с разворотом в IF при использовании точки пути "флай-бай" включает две составляющие:

a) составляющую разворота, за которой следует

b) прямолинейная составляющая непосредственно перед конечной точкой пути захода на посадку.

2.4.2.2 Длина прямолинейной составляющей является переменной величиной, однако не должна быть менее 3,70 км (2,00 м. мили). Этим обеспечивается стабилизация воздушного судна до пролета конечной точки пути захода на посадку. Длина составляющей разворота представляет собой соответствующее углу разворота в IF минимальное расстояние стабилизации, которое может быть определено по таблицам III-2-1-3 или III-2-1-9.

2.4.2.3 До 3 ноября 2021 года в тех случаях, когда на промежуточном участке применяется RF, полная длина промежуточного участка, включая криволинейный и прямолинейный участки, составляет не менее 3704 м (2 м. мили).

2.4.2.3 С 4 ноября 2021 года в тех случаях, когда на промежуточном участке применяется RF, полная длина промежуточного участка, включая криволинейный и прямолинейный участки, составляет не менее 3,70 км (2 м. мили) и не более 18,5 км (10 м. миль).

2.4.2.4 В отношении GLS применяются особые критерии (см. главу 6).

2.4.3 Ширина зоны промежуточного участка захода на посадку

Полная ширина зоны выводится из ширины зон в IF и FAF:

a) для заходов на посадку по LNAV см. п. III-3-3-2-3 и рис. III-3-3-2;

b) для заходов на посадку по SBAS см. п. III-3-5-3.3.

Применяется принцип дополнительных зон.

2.4.4 Защита разворотов в FAF

См. главу 2 "Защита разворота и оценка препятствий" раздела 2.

2.5 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С РАЗВОРОТОМ

До 3 ноября 2021 года применяются общие критерии п. 6.4.2 "Общие положения" и п. 6.4.3 "Параметры разворота" См. также п. 6.4.6.4 "Запас высоты в зоне разворота" и п. 6.4.7 "Точка разворота, заданная MAPt" главы 6 раздела 4 части I. В отношении защиты разворота и оценки препятствий см. главу 2 "Защита разворота и оценка препятствий" раздела 2. Для схем ухода на второй круг с использованием приемников GNSS, которые не обеспечивают непрерывное наведение по линии пути после MAPt, при построении первого сегмента ухода на второй круг следует использовать только участок DF.

С 4 ноября 2021 года применяются общие критерии п. 6.4.2 "Общие положения", п. 6.4.3 "Параметры разворота", п. 6.4.6.4 "Запас высоты в зоне разворота" и п. 6.4.7 "Точка разворота, заданная в MAPt" главы 6 раздела 4 части I. В отношении защиты разворота и оценки препятствий см. главу 2 "Защита разворота и оценка препятствий" раздела 2. Для схем ухода на второй круг с использованием приемников GNSS, которые не обеспечивают непрерывное наведение по линии пути после MAPt, при построении первого сегмента ухода на второй круг следует использовать только участок DF.

2.6 ОКОНЧАНИЕ УЧАСТКА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

Точка пути, определяющая окончание участка ухода на второй круг, располагается в точке или после точки, где воздушное судно, набирающее высоту с минимальным предписанным градиентом для каждого участка, достигает соответственно минимальной абсолютной высоты этапа полета по маршруту или в зоне ожидания.

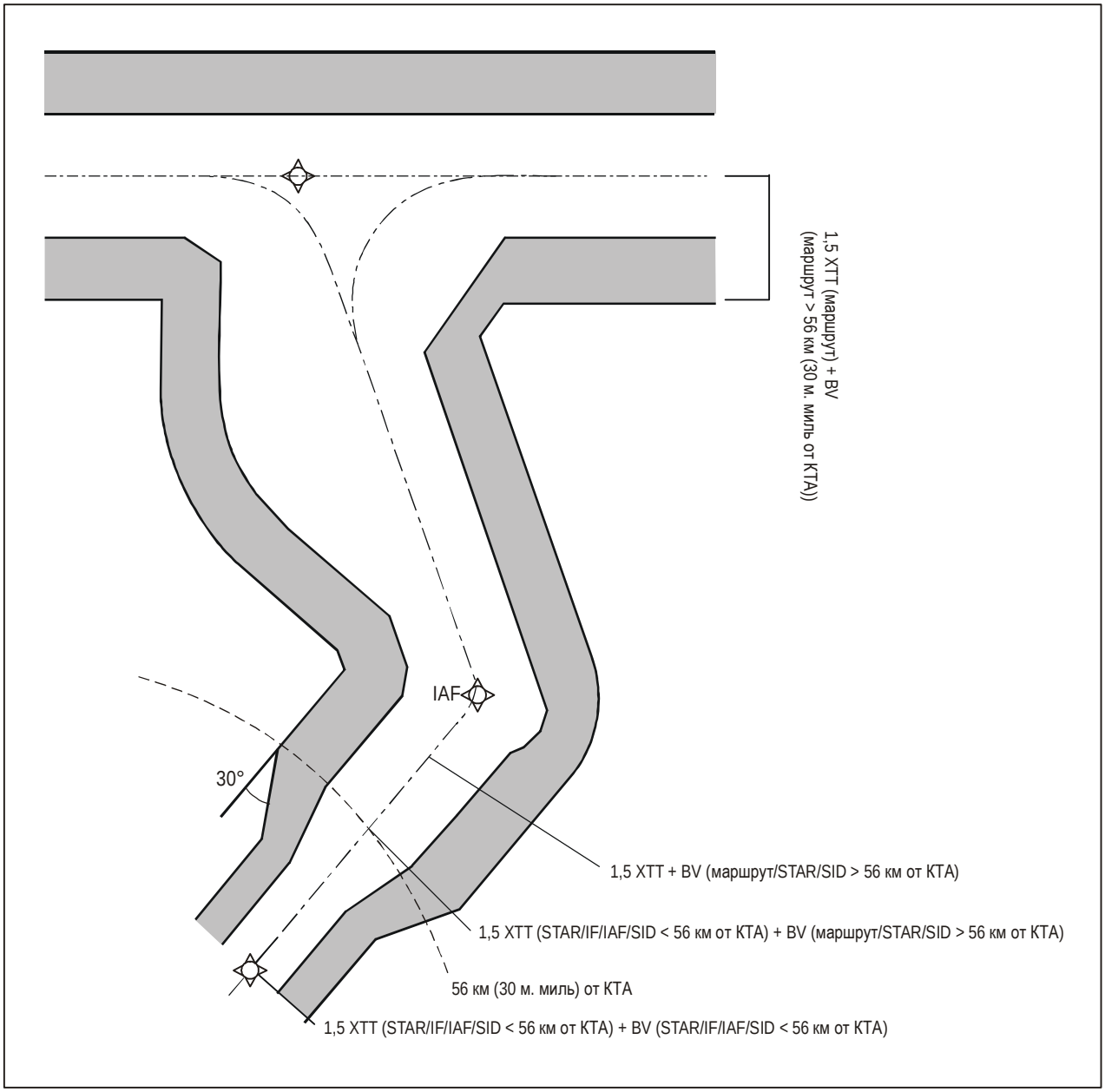


Рис. III-3-2-1. Прибытие: IAF находится на расстоянии, превышающем или равном 56 км (30 м. миль) от КТА

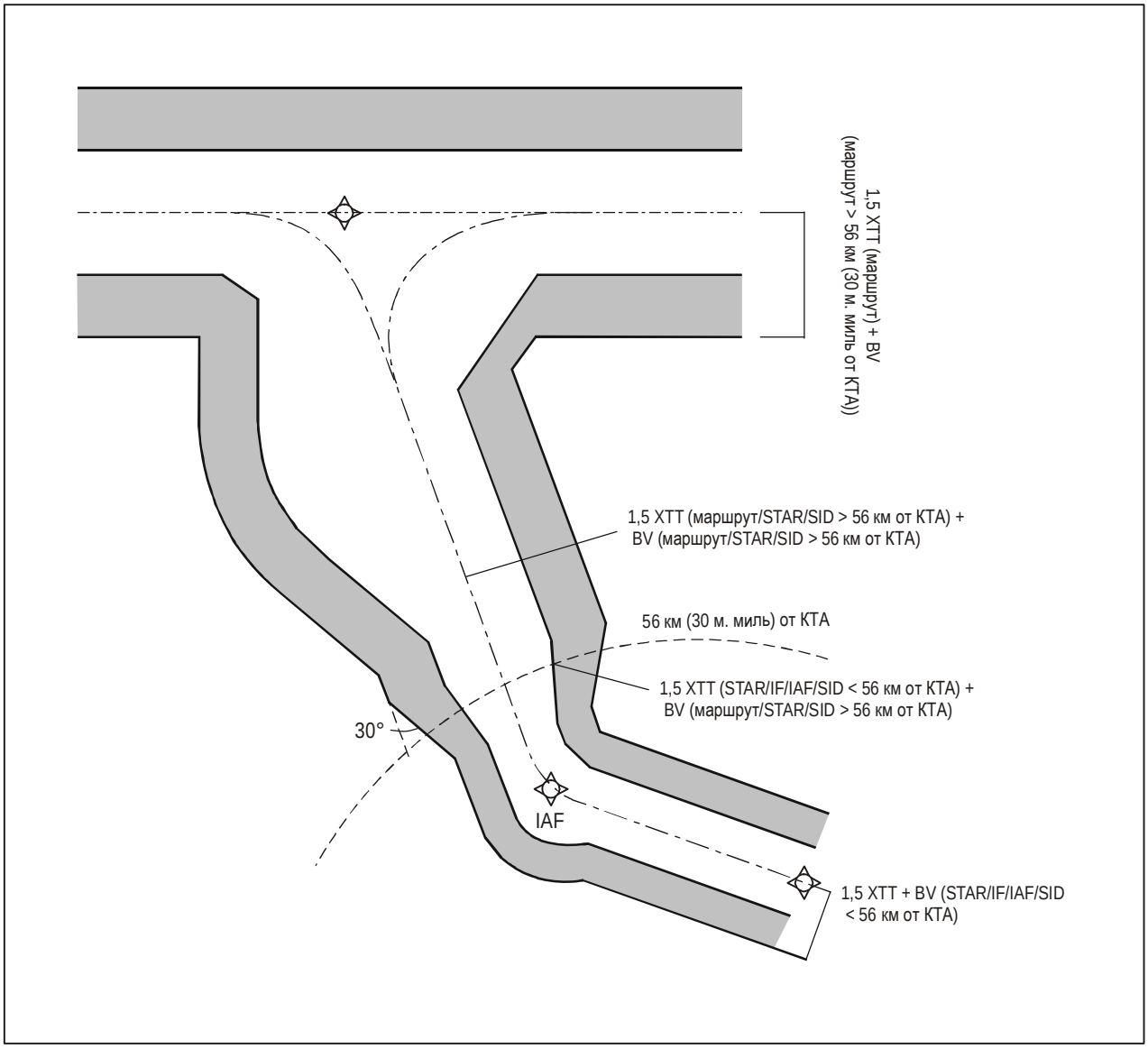


Рис. III-3-2-2. Прибытие: IAF находится на расстоянии менее 56 км (30 м. миль) от КТА

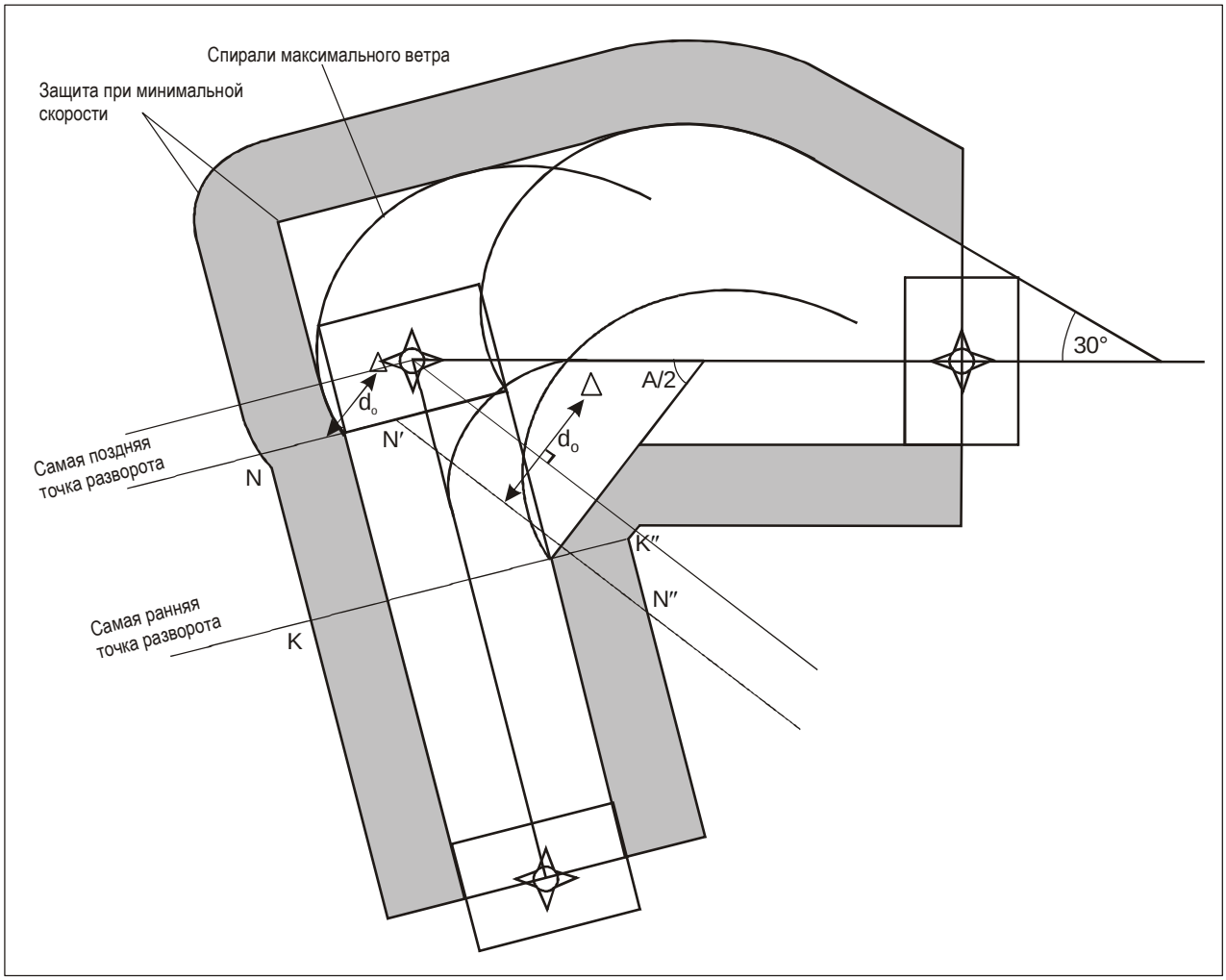


Рис. III-3-2-3. Разворот в точке пути "флай-бай"

Глава 3

СХЕМЫ НЕТОЧНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

3.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

3.1.1 Применение

3.1.1.1 В настоящей главе приводится описание критериев неточного захода на посадку, применимых к схемам RNP APCH.

3.1.1.2 Применяются общие критерии раздела 3 части I и разделов 1 и 2 части III, дополненные и измененные критериями настоящей главы.

3.2 КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

3.2.1 Выравнивание конечного этапа захода на посадку по направлению

Линия пути конечного этапа захода на посадку должна выравниваться по направлению осевой линии ВПП; если это невозможно, применяются критерии п. 5.2 "Выравнивание по направлению" главы 5 раздела 4 части I.

3.2.2 Длина конечного участка

Оптимальная длина составляет 9,3 км (5,0 м. мили) (кат. H, 3,7 км (1,0 м. мили)), однако, как правило, она не должна превышать 18,5 км (10,0 м. мили). Минимальная длина конечного участка и расстояние между FAF и порогом ВПП составляет не менее 5,6 км (3,0 м. мили), за исключением кат. H.

3.2.3 Ширина зоны конечного участка захода на посадку

3.2.3.1 Используется принцип дополнительных зон.

3.2.3.2 Зона конечного участка захода на посадку формируется на основе половины ширины зоны, опубликованной для MAPt, и посредством применения методики соединения, изложенной в п. 1.5.3 главы 1 раздела 1 части III.

3.2.3.3 Относительно ширины зон см. главу 2 "RNAV на основе GNSS" раздела 1 части III.

3.2.3.4 Препятствия, расположенные на удалении от FAF/FAP и в зоне расширения разворота, предписанного до FAF, в пределах зоны промежуточного участка захода на посадку и за пределами зоны конечного участка захода на посадку, не учитываются при расчете запаса высоты над препятствиями на конечном участке захода на посадку (см. рис. III-3-3-5 и рис. III-3-3-6).

3.2.4 Запас высоты над препятствиями

Минимальный запас высоты над препятствиями в основной зоне составляет 75 м (246 фут).

3.2.5 Градиент снижения

Применяются общие критерии п. 5.3 "Градиент снижения" главы 5 раздела 4 части I.

3.3 НАЧАЛЬНЫЙ И ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТКИ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

Применяются общие критерии, измененные критериями настоящего пункта.

3.3.1 Точка ухода на второй круг (MAPt)

Точка ухода на второй круг (MAPt) определяется точкой пути "флайовер".

3.3.2 Расположение MAPt

Применительно к заходам на посадку, выровненным по направлению ВПП, точка ухода на второй круг располагается у порога ВПП или до него. Там, где конечный участок не выровнен по направлению осевой линии ВПП, оптимальным расположением является пересечение лини пути конечного этапа захода на посадку с продолжением осевой лини ВПП. (См. рис. III-3-3-1.) При необходимости MAPt может быть перенесена от порога ВПП в направлении FAF при условии, что OCA/H не меньше, чем абсолютная/относительная высота в MAPt при номинальном градиенте снижения 5,2 % (3°) или при опубликованном градиенте снижения, если он больше. При этом условии может потребоваться увеличение OCA/H.

3.3.3 Длина зоны ухода на второй круг

Минимальные расстояния между MAPt и MATF или MAHF, определяющие протяженность участка, содержатся в таблице III-2-1-4 или III-2-1-10.

3.3.4 Ширина зоны ухода на второй круг

3.3.4.1 Самая ранняя точка ухода на второй круг (MAPt) определяется величиной ATT в MAPt. Относительно значений ATT см. п. 2.2 главы 2 раздела 1 для GNSS.

3.3.4.2 Зона расширяется от этой точки с углом 15º в каждую сторону относительно линии пути ухода на второй круг до достижения ширины зоны, соответствующей самой ранней MATF (основная зона плюс дополнительная зона). См. рис. III-3-3-2 и III-3-3-3.

3.3.5 Ширина применимой к SBAS зоны ухода на второй круг

3.3.5.1 *Уход на второй круг по прямой*

Для прямого участка от MAPt до ближайшей точки разворота при уходе на второй круг с разворотом система остается в режиме NPA. Следовательно, половина ширины зоны равна 1,76 км (0,95 м. мили) и продольный

допуск составляет ±0,44 км (0,24 м. мили) вплоть до точки начала разворота. Применяется принцип дополнительных зон. См. рис. III-3-3-4.

3.3.5.2 *Уход на второй круг с разворотом*

В самой ранней точке разворота при уходе на второй круг с разворотом система переключается в режим района аэродрома. Следовательно, для последующего участка половина ширины зоны равна 3,7 км (2,0 м. мили) [(для вертолетов – 3,42 км (1,85 м. мили)] вплоть до 15 м. миль от КТА и 4,63 км (2,5 м. мили) [(для вертолетов – 4,07 км (2,20 м. мили)] вплоть до 30 м. миль от КТА.

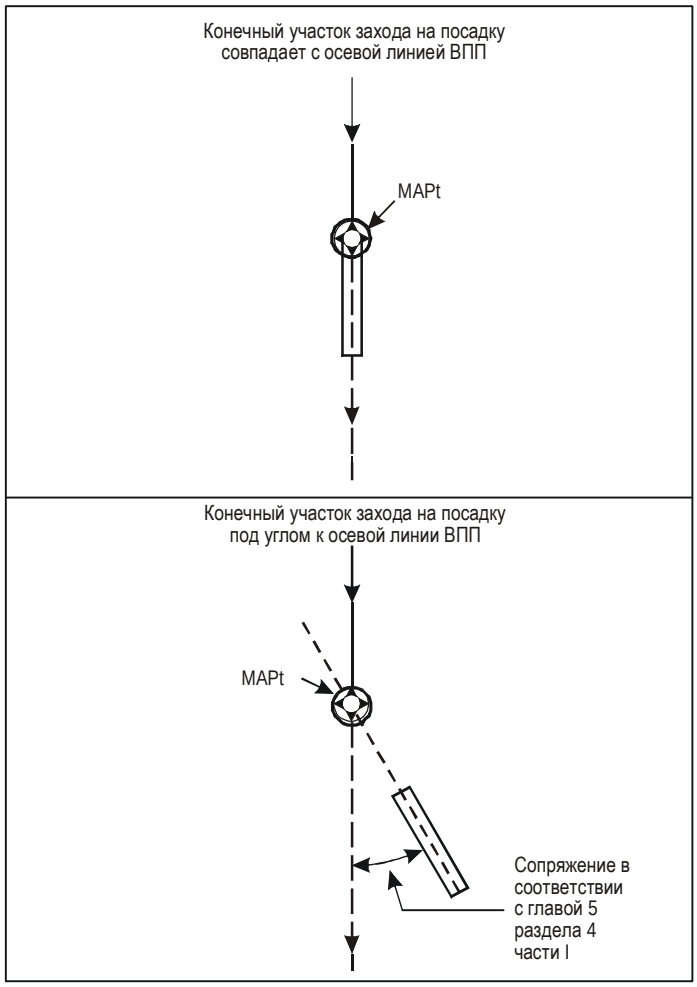


Рис. III-3-3-1. Местоположение MAPt

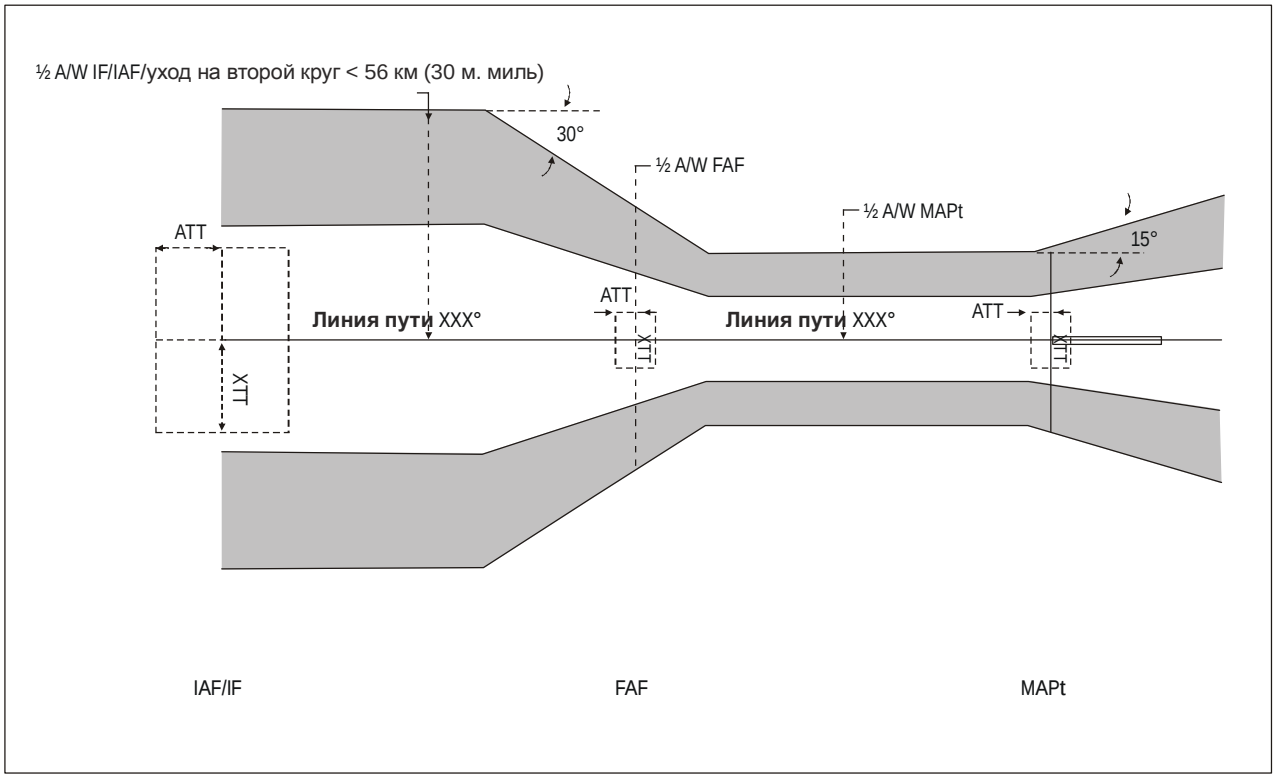


Рис. III-3-3-2. Зоны на основе RNP APCH

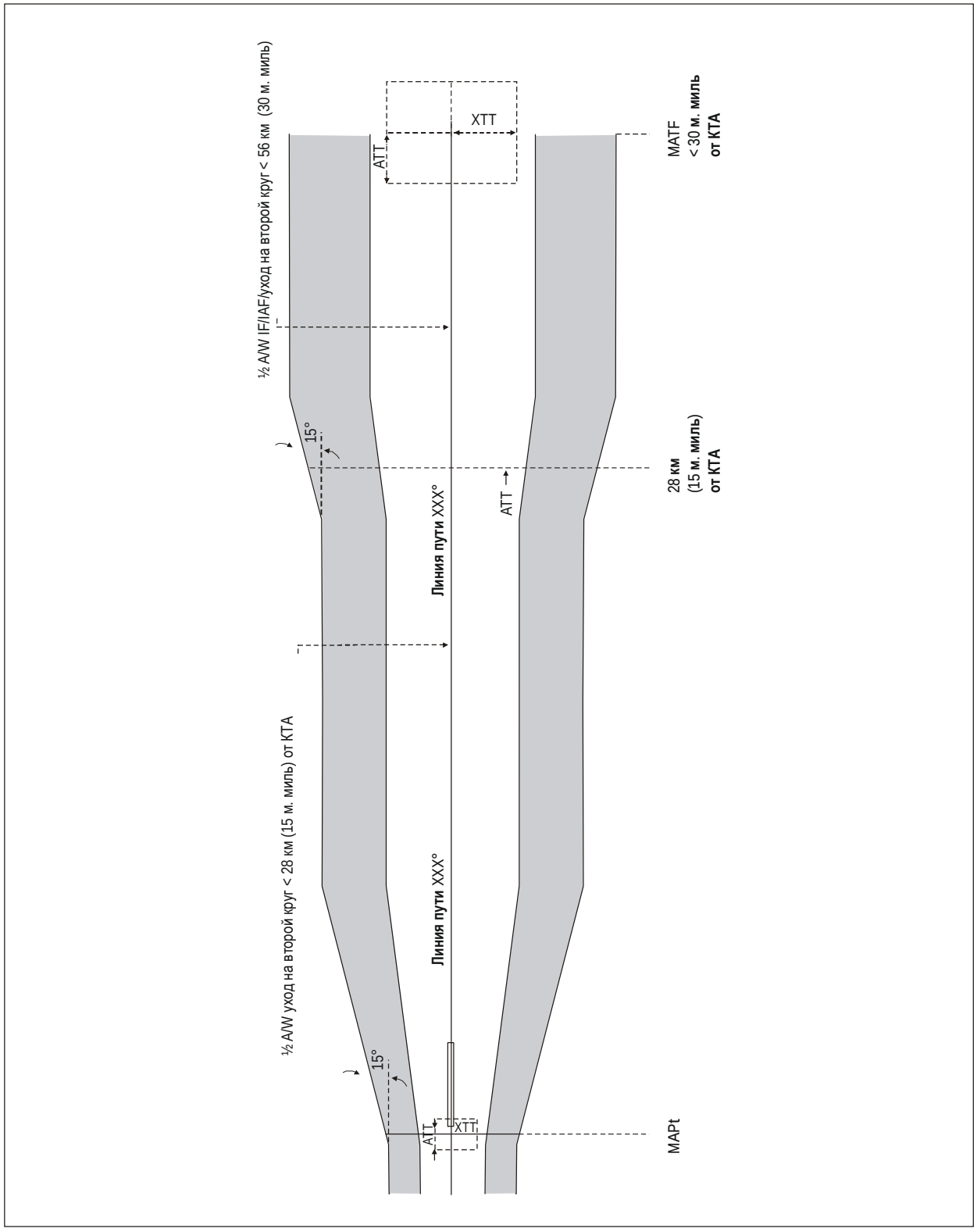


Рис. III-3-3-3. Зоны ухода на второй круг на основе RNP APCH

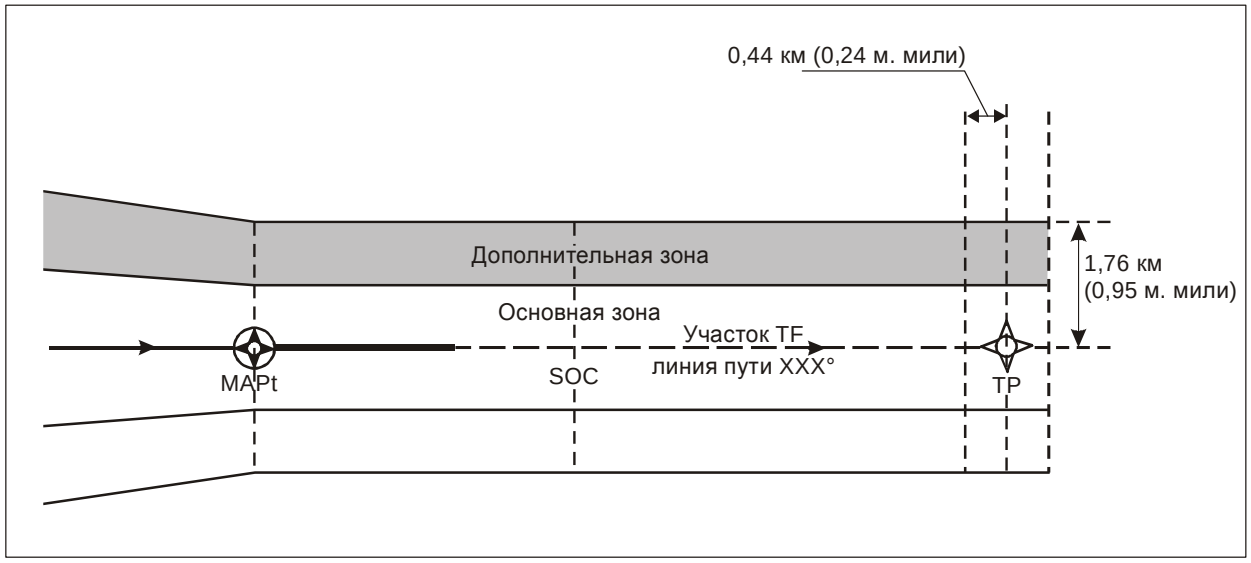


Рис. III-3-3-4. Участок ухода на второй круг по прямой применительно к SBAS

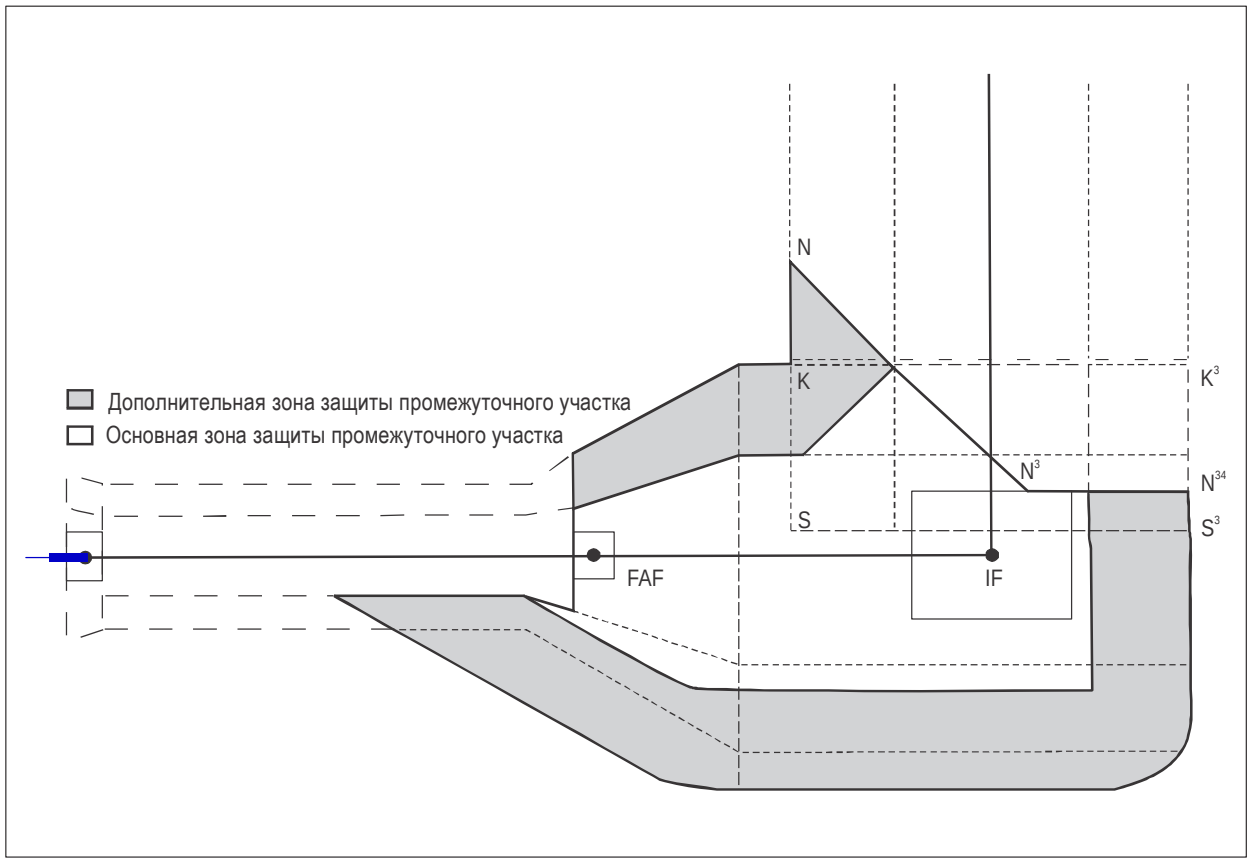


Рис. III-3-3-5. Зона промежуточного участка захода на посадку

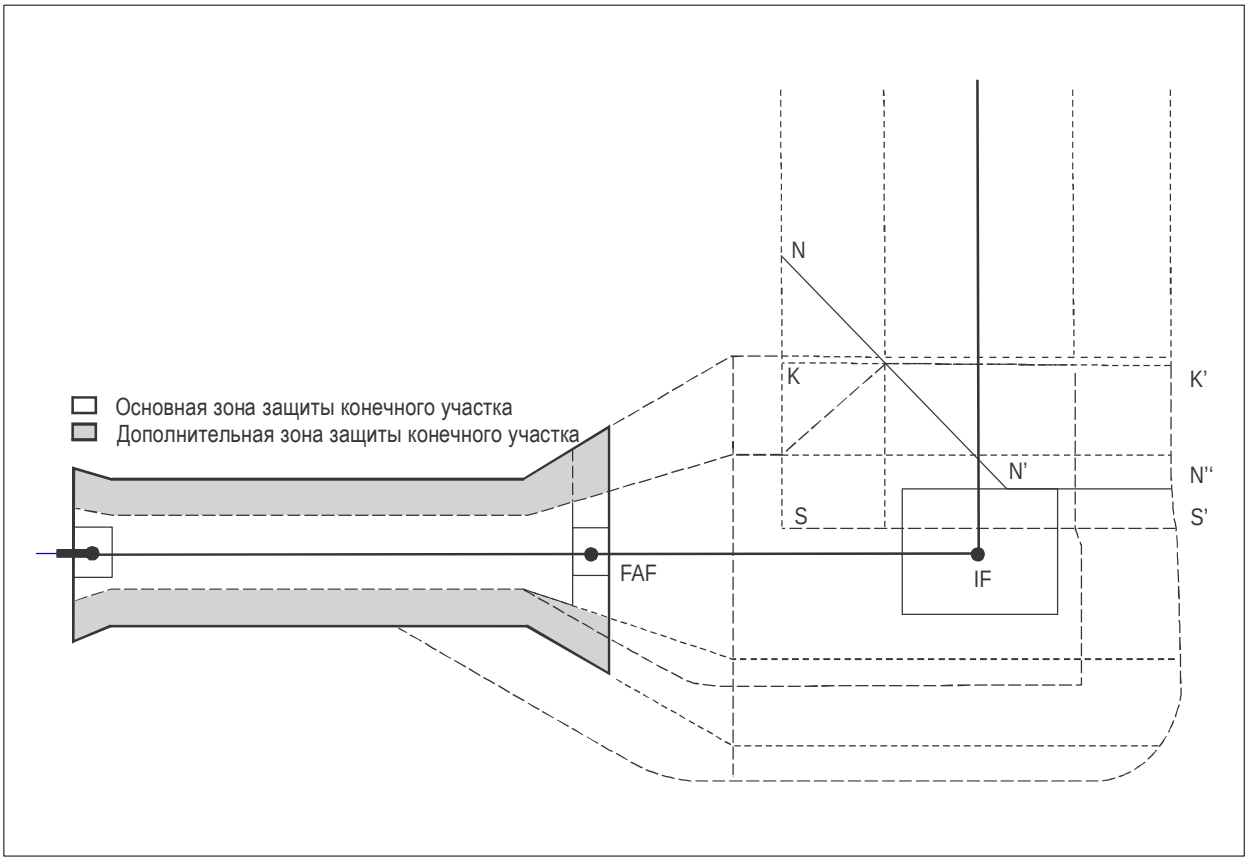


Рис. III-3-3-6. Зона конечного участка захода на посадку

Глава 4

APV/БАРОМЕТРИЧЕСКАЯ ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ (баро-VNAV)

Примечание 1. Данная глава основана на воздушных судах, удовлетворяющих критериям APV/баро-VNAV, изложенным в дополнении A к тому II Руководства по навигации, основанной на характеристиках (PBN) *(Doc 9613), и применима к таким воздушным судам.*

Примечание 2. В настоящей главе все расстояния и высоты, относящиеся к поверхностям пролета препятствий, выражены в единицах системы СИ. Расстояния и высоты измеряются относительно порога ВПП (значения до/выше порога считаются положительными, значения после/ниже порога считаются отрицательными). Если требуется использовать единицы, не относящиеся к системе СИ, необходимо сделать соответствующие преобразования.

4.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

4.1.1 В данной главе приводится описание вертикальной составляющей критериев схем APV/баро-VNAV. Применяются общие критерии и положения разделов 1, 2 и 3, дополненные или измененные в соответствии с критериями настоящей главы.

4.1.2 Схемы захода на посадку баро-VNAV классифицируются как схемы APV, применяемые в трехмерных (3D) операциях типа A. В них вместо MDA/H используется DA/H и не определяется ни FAF, ни точка ухода на второй круг (MAPt). В них используются аналогичные ILS поверхности оценки препятствий, которые, однако, основываются на специальных системах горизонтального наведения.

4.1.3 Схемы баро-VNAV применяются только совместно со схемами LNAV. FAF и MAPt относятся только к LNAV и используются для определения боковых зон и горизонтального наведения, но не применяются для целей вертикальной навигации.

Примечание. Критерии, связанные с характеристиками боковой навигации (LNAV), основаны на критериях RNP APCH, изложенных в главе 3.

4.1.4 Дистанционная установка высотомера в схемах баро-VNAV не допускается.

Примечание. Источник дистанционной установки высотомера может наноситься на карту для соответствующей схемы, основанной только на LNAV.

4.2 СТАНДАРТНЫЕ УСЛОВИЯ

4.2.1 Угол наклона траектории в вертикальной плоскости (VPA)

4.2.1.1 Эффективный VPA будет отличаться от публикуемого VPA, так как он зависит от температуры и превышения аэродрома. Оптимальный угол VPA составляет 3°. Публикуемое значение VPA является таким, чтобы эффективный угол VPA в течение года был максимально близок к 3,0º для данного превышения аэродрома и преобладающих температур. Для определения оптимального публикуемого значения VPA следует использовать таблицу III-3-4-1. Применяются следующие условия:

– эффективный VPA при самой низкой преобладающей температуре остается больше или равным 2,5°;

– эффективный VPA при самой высокой преобладающей температуре остается меньше или равным 3,5°.

4.2.1.2 Публикуемые для схем полетов значения угла VPA составляют не менее 2,5°. Схема с опубликованным VPA, превышающим 3,5°, является нестандартной схемой. Она подлежит исследованию с точки зрения аэронавигационных аспектов и специальному утверждению национальным компетентным органом (см. п. 5.3.1.2 главы 5 раздела 4 части I и добавление B к главе 5).

Таблица III-3-4-1. Значения эффективного в сравнении с опубликованным VPA как функция от превышения аэродрома и температуры (зеленый – оптимальный; желтый – нестандартный; оранжевый – запрещенный)

	Публикуемый VPA 2,8°			*Публикуемый VPA 3,0°*			*Публикуемый VPA 3,2°*		
Температура (C°)	*Превышение аэродрома*			*Превышение аэродрома*			*Превышение аэродрома*		
	MSL	*3 000 фут*	*6 000 фут*	*MSL*	*3 000 фут*	*6 000 фут*	*MSL*	*3 000 фут*	*6 000 фут*
50	3,14	3,21	3,28	3,37	3,44	3,51	3,59	3,67	3,75
40	3,05	3,11	3,18	3,26	3,33	3,40	3,48	3,55	3,63
30	2,95	3,01	3,07	3,16	3,22	3,29	3,37	3,44	3,51
20	2,85	2,91	2,97	3,05	3,12	3,18	3,26	3,32	3,40
10	2,75	2,81	2,87	2,95	3,01	3,07	3,14	3,21	3,28
0	2,65	2,71	2,77	2,84	2,90	2,96	3,03	3,10	3,16
-10	2,55	2,61	2,66	2,74	2,79	2,85	2,92	2,98	3,04
-20	2,46	2,51	2,56	2,63	2,69	2,74	2,81	2,87	2,93
-30	2,36	2,41	2,46	2,53	2,58	2,63	2,70	2,75	2,81
-40	2,26	2,31	2,36	2,42	2,47	2,53	2,58	2,64	2,70
-50	2,16	2,21	2,26	2,32	2,36	2,42	2,47	2,52	2,58

4.2.2 Относительная высота опорной точки составляет 15 м (50 фут).

4.2.3 Высоты всех препятствий отсчитываются от превышения порога ВПП.

4.3 УЧАСТОК APV

4.3.1 Общие положения

Участок APV при заходе на посадку на основе баро-VNAV включает конечный участок снижения для посадки, а также начальный и промежуточный участки ухода на второй круг. Его следует выравнивать по продолжению осевой линии ВПП. Если физически невозможно выровнять конечный участок захода на посадку по осевой линии ВПП, см. п. 4.6. Разрешается разворот в точке FAF вплоть до 15°.

4.3.2 APV-OAS

APV-OAS начинается в точке конечного этапа захода на посадку (FAP), которая расположена в месте пересечения вертикальной траектории и минимальной относительной высоты, указанной для предыдущего участка в условиях MCA. FAP не должна располагаться на расстоянии более 19 км (10 м. миль) перед порогом ВПП. APV-OAS заканчивается в MAHF, MATF или на абсолютной высоте разворота, в зависимости от того, какая из этих точек ближе. Критерии ухода на второй круг при LNAV применяются после окончания APV-OAS. LNAV FAF и MAPt используются в целях определения конфигурации зон и поверхностей, определения любой исходной схемы LNAV и для кодирования базы данных.

4.3.3 Система отсчета

См. п. 6.4.8.2 "Система отсчета" главы 6.

4.3.4 Определение OAS

4.3.4.1 OAS используется для определения подлежащих учету препятствий и состоит из следующих поверхностей:

a) поверхности конечного этапа захода на посадку (FAS);

b) горизонтальной поверхности;

c) поверхности этапа ухода на второй круг (поверхность Z).

Поверхность конечного этапа захода на посадку ограничивается в боковой плоскости краями основной зоны LNAV. Каждая поверхность имеет примыкающие боковые поверхности. Верхние/внешние края боковых поверхностей APV-OAS совпадают в боковой плоскости с внешними краями дополнительной зоны LNAV. Нижние/внутренние края боковых поверхностей APV-OAS совпадают в боковой плоскости с краями основной зоны LNAV (см. рис. III-3-4-1 и рис. III-3-4-2).

4.3.4.2 *Поверхность конечного этапа захода на посадку.* Начало поверхности конечного этапа захода на посадку (FAS) находится на уровне порога ВПП и удалено от него на расстояние 444 м (ATT) перед точкой, в которой опубликованная вертикальная траектория достигает установленной относительной высоты над порогом ВПП. Эта высота, H_i, представляет собой зависимое от абсолютной высоты значение на протяжении

всего конечного участка захода на посадку (см. ниже). Поверхность конечного этапа захода на посадку простирается до пересечения с горизонтальной поверхностью OCS промежуточного участка. Такое пересечение может произойти до или после FAP. В тех случаях, когда это пересечение происходит после FAP, поверхность OCS промежуточного участка продолжается в пределах конечного участка захода на посадку и становится OCS конечного участка захода на посадку вплоть до точки ее пересечения с поверхностью конечного этапа захода на посадку.

Значение H_i является следующим:

a) H_0 = 75 м ниже 5000 фут над MSL;

b) H_{5000} = 105 м на высоте от 5000 и 10 000 фут над MSL;

c) $H_{10\,000}$ = 120 м на высоте 10 000 фут над MSL или выше.

Подробные правила применения H_i приводятся в пп. 4.3.4.2.4 и 4.3.4.2.5 и на рис. III-3-4-4.

4.3.4.2.1 Для определения угла VPA может потребоваться метод итерации. Вначале значение VPA выбирается на основе принципов, изложенных в п. 4.2.1. Осуществляется построение схемы, затем рассчитывается значение OCA/H с учетом указанного VPA и определяется минимальная возможная температура. Если результат оказывается удовлетворительным, значения VPA, OCA/H и минимальной температуры публикуются. Если результат неудовлетворительный, то значения VPA и минимальной температуры корректируются, пока не будет найдено оптимальное решение.

4.3.4.2.2 *Определение минимальной публикуемой температуры*. Минимальная публикуемая температура зависит от минимального значения VPA (поправка на температуру определяется согласно добавлению A к настоящей главе) следующим образом:

a) Рассчитывается минимальное значение VPA для предлагаемой минимальной публикуемой температуры. Если минимальный угол VPA менее 2,5°, то либо увеличивается публикуемое значение VPA для обеспечения того, чтобы минимальный VPA был равен или превышал 2,5°, либо увеличивается минимальная публикуемая температура для этой схемы.

b) Пересматривается протяженность предыдущего участка, с тем чтобы обеспечить соблюдение соответствующих требований к минимальному расстоянию перед пересечением вертикальной траектории.

Примечание 1. Подлежащая опубликованию минимальная температура представляет собой баланс между эксплуатационной готовностью ВПП, зависящей от погоды (видимость и высота нижней границы облаков), и низкой температуры.

Примечание 2. Ограничения в отношении минимальной температуры не применяются к воздушным судам, оборудованным бортовыми электронными системами с утвержденной функцией температурной компенсации на конечном этапе захода на посадку, при том условии, что минимальная температура не ниже температуры, на которую сертифицировано оборудование, или к электронному оборудованию SBAS, утвержденному для выполнения схем баро-VNAV.

4.3.4.2.3 *Боковые поверхности конечного этапа захода на посадку*. Нижние/внутренние края боковых поверхностей конечного этапа захода на посадку определяются краями FAS. Внешние края боковых поверхностей конечного этапа захода на посадку определяются краями дополнительной зоны LNAV на высоте H_i над FAS.

4.3.4.2.4 *Поверхности этапа захода на посадку выше 5000 фут* (см. рис. III-3-4-4). В тех случаях, когда горизонтальная OCS промежуточного участка расположена выше 5000 фут над MSL, поверхность FAS, распо

ложенная выше 5000 фут, заменяется пересмотренной поверхностью конечного этапа захода на посадку FAS' на высоте 5000 – 10 000 фут и пересмотренной поверхностью конечного этапа захода на посадку FAS" выше 10 000 фут. Поверхности FAS", FAS' и FAS соединяются горизонтальными плоскостями на высоте соответственно 10 000 и 5000 фут.

Параметры $X_{FAS'}$ и tg $\alpha_{FAS'}$ рассчитываются по формуле, приведенной в п. 4.3.4.2.5 с применением значения H_{5000}, равного 105 м.

Параметры $X_{FAS"}$ и tg $\alpha_{FAS"}$ рассчитываются по формуле, приведенной в п. 4.3.4.2.5 с применением значения $H_{10\,000}$, равного 120 м.

Связанные с FAS' внешние края поверхности конечного этапа захода на посадку определяются краями дополнительных зон LNAV, расположенными на высоте 105 м над FAS'. Связанные с FAS" внешние края поверхности конечного этапа захода на посадку определяются краями дополнительных зон LNAV, расположенными на высоте 120 м над FAS".

Внешние края боковых поверхностей, связанные с горизонтальными плоскостями, соединяющими FAS", FAS' и FAS, сокращаются соответственно с 120 до 105 м и с 105 до 75 м. Это приводит к образованию искривленных боковых поверхностей, примыкающих к горизонтальным плоскостям.

4.3.4.2.5 *Расчет угла FAS, начала FAS и относительной высоты FAS.*

Угол поверхности FAS (αFAS) определяется следующим образом:

tg α_{FAS} = (относительная высота в FAP – Δh – H_i) * tg VPA/(относительная высота в FAP – H_i) (см. добавление A и рис. III-3-4-3).

Начало поверхности FAS на уровне порога ВПП определяется следующим образом:

X_{FAS} = [(H_i – RDH)/ tgVPA] + ATT.

Относительная высота FAS (h_{FAS}) на удалении *x* относительно порога ВПП определяется следующим образом:

h_{FAS} = (x – x_{FAS}) * tg α_{FAS} вплоть до 5000 фут или OCS промежуточного участка, в зависимости от того, какая величина меньше.

4.3.4.2.6 *Превышение FAS над 5000 и 10 000 фут*. В тех случаях, когда расчеты h_{FAS} показывают, что значение превышения FAS больше 5000 фут над MSL, то начиная от этой координаты *x* и далее значение H_0, равное 75 м, заменяется на H_{5000}, равное 105 м. В этом случае tg $\alpha_{FAS'}$, $X_{FAS'}$ и $h_{FAS'}$ рассчитываются путем применения значения 105 м (H_{5000}). Если $h_{FAS'}$ показывает, что превышение FAS' составляет менее 5000 фут над MSL, то значение превышения FAS' устанавливается равным 5000 фут над MSL в точке *x*. Если $h_{FAS'}$ показывает, что превышение FAS' больше 5000 фут (но меньше 10 000 фут над MSL), то $h_{FAS'}$ представляет собой превышение FAS' в точке *x* (см. п. 4.3.4.2.4 и рис. III-3-4-4). Аналогичный перерасчет осуществляется в том случае, если применение значения в 105 м (H_{5000}) дает результат, когда превышение FAS'' оказывается больше 10 000 фут.

4.3.4.3 *Горизонтальная плоскость*. Горизонтальная плоскость определяется как поверхность на уровне порога ВПП, ограниченная основной зоной LNAV между началом FAS (см. п. 4.3.4.2.5) и началом поверхности ухода на второй круг Z (Xz). Нижние/внутренние края боковых поверхностей горизонтальной плоскости определяются краями основной зоны LNAV на уровне порога ВПП. Верхние/внешние края боковых поверхностей определяются внешними краями дополнительных зон LNAV на относительной высоте H_i над порогом

ВПП в начале X_{FAS} и внешними краями зоны LNAV, сокращаясь до 30 м над порогом ВПП в АТТ перед порогом ВПП и продолжаясь на высоте 30 м над порогом ВПП вплоть до Xz.

4.3.4.4 *Поверхность ухода на второй круг (Z)*

4.3.4.4.1 Поверхность ухода на второй круг (Xz) начинается на уровне порога ВПП на расстоянии от –900 до –1400 м относительно порога ВПП. Ее номинальный градиент составляет 2,5 %. При наличии возможности получения эксплуатационной выгоды путем опубликования градиентов набора высоты при уходе на второй круг, превышающих номинальный градиент 2,5 %, поверхность Z и примыкающие боковые поверхности могут быть скорректированы для более высоких значений градиента. В случае опубликования значения ОСА/Н для градиента ухода на второй круг, превышающего 2,5 %, публикуется также ОСА/Н для градиента ухода на второй круг, равного 2,5 %. Поверхность Z ограничивается в боковой плоскости основной зоной LNAV. Нижние/внутренние края примыкающих боковых поверхностей определяются краями основной зоны ухода на второй круг LNAV и внешними краями дополнительных зон LNAV, расположенными на 30 м над поверхностью ухода на второй круг (Z).

4.3.4.4.2 Начало поверхности Z зависит от категории воздушного судна следующим образом:

a) кат. A и B: Xz = –900 м;

b) кат. C: Xz = –1100 м;

c) кат. D: Xz = –1400 м.

4.3.4.4.3 При значении превышения летного поля более 900 м (2953 фут) или опубликовании значения VPA более 3,2°, начало поверхности Z (Xz) определяется по следующей формуле:

Xz = min [значение указано в п. 4.3.4.4.2, (HL – RDH)/tgVPA – (ATT + 2* TAS*sinVPA/γ *(TAS + Vw))],

где HL – потеря высоты;
VPA – опубликованный VPA;
TAS – максимальная истинная воздушная скорость, основанная на самой высокой скорости захода напосадку для каждой категории воздушного судна (см. таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2) с учетом превышения аэродрома и температуры МСА + 15°C;
γ – снижение вертикальной скорости [0,08g (2,56 фут/с2)];
Vw – 10 уз.

4.3.5 Окончание участка APV

Участок APV заканчивается в самой ранней точке MAPt, если разворот предписывается в MAPt, в самой ранней точке MATF или на линии K-K для разворота на абсолютной высоте, либо в точке MAHF, в зависимости от того, какая из этих точек достигается раньше. В любом случае самая ранняя точка разворота не располагается до SOC. В случае разворота в MAPt самой низкой возможной высотой ОСН является потеря высоты над относительной высотой в плоскости VPA’ (см. п. 4.4.1) в самой ранней точке MAPt.

4.4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСН ДЛЯ УЧАСТКА APV

4.4.1 Классификация препятствий

4.4.1.1 Учитываемые препятствия подразделяются на препятствия захода на посадку и препятствия ухода на второй круг. Стандартным методом классификации является следующий:

a) препятствиями захода на посадку являются те, которые располагаются между началом конечного участка захода на посадку и началом поверхности Z;

b) препятствиями ухода на второй круг являются те, которые расположены в оставшейся части участка ухода на второй круг (см. рис. III-3-4-5 a)).

4.4.1.2

a) Препятствия, расположенные до начала поверхности Z, выступающей за поверхность конечного участка захода на посадку или горизонтальную плоскость, могут рассматриваться как препятствия ухода на второй круг, если они выступают за поверхность VPA', параллельную опубликованной VPA и начинающуюся в точке Xz, т. е. относительная высота препятствия больше чем [(x – Xz) tgVPA] (см. рис. III-3-4-5 b)).

b) Препятствия, расположенные до начала поверхности Z, выступающей за боковую поверхность FAS или за горизонтальную боковую поверхность, могут рассматриваться как препятствия ухода на второй круг, если они выступают за боковую поверхность VPA, определяемую следующим образом вдоль продольного расстояния препятствия (см. рис. III-3-4-6):

   – внутренний край: край основной зоны LNAV на относительной высоте VPA;
   – внешний край: внешний край дополнительной зоны LNAV на 30 м выше относительной высоты VPA.

4.4.2 Препятствия захода на посадку

4.4.2.1 Для препятствий конечного этапа захода на посадку, выступающих за FAS или горизонтальную плоскость, ОСН конечного участка захода на посадку определяется путем прибавления связанного с категорией ВС запаса на потерю высоты к значению относительной высоты препятствия (см. п. 4. 5).

4.4.2.2 Для препятствий конечного этапа захода на посадку, выступающих за боковую поверхность конечного участка захода на посадку или боковую поверхность, примыкающую к горизонтальной плоскости, значение ОСН конечного этапа захода на посадку определяется путем прибавления величины, уменьшаемой линейно от полного значения потери относительной высоты на внутреннем крае боковой поверхности до нуля на внешнем крае боковое поверхности, к величине относительной высоты препятствия.

4.4.3 Препятствия ухода на второй круг

4.4.3.1 Для препятствий ухода на второй круг, выступающих за поверхность конечного участка захода на посадку, горизонтальную плоскость или поверхность Z, относительная высота эквивалентного препятствия захода на посадку рассчитывается по следующей формуле:

$$h_a = \frac{h_{ma} * \text{ctg } Z + (X - X_z)}{[\text{ctg } Z + \text{ctg } \theta]},$$

где h_a – относительная высота эквивалентного препятствия захода на посадку;
h_{ma} – относительная высота препятствия ухода на второй круг;
ctg Z – котангенс угла поверхности Z;
ctg θ – котангенс VPA;
X_z – координата X поверхности промежуточного участка захода на посадку (Z);
X – расстояние до препятствия от порога ВПП (положительное до порога, отрицательное после порога).

4.4.3.2 Для препятствий ухода на второй круг, выступающих за боковую поверхность, VPA или боковую поверхность ухода на второй круг, относительная высота эквивалентного препятствия захода на посадку рассчитывается по следующей формуле:

$$h_a = \frac{h'_{ma} * \text{ctg } Z + (X - X_z)}{[\text{ctg } Z + \text{ctg } \theta]},$$

где h'_{ma} – величина возвышения над боковой поверхностью плюс относительная высота внутреннего края боковой поверхности вдоль продольного расстояния выступающего препятствия (см. рис. III-3-4-6).

4.4.3.3 ОСН ухода на второй круг определяется путем прибавления применимого значения потери высоты к относительной высоте самого высокого эквивалентного препятствия, ha, рассчитанной в соответствии с пп. 4.4.3.1 и 4.4.3.2.

4.4.4 Относительная высота пролета препятствий

ОСН этапа захода на посадку представляет собой максимальное значение ОСН конечного участка захода на посадку и ОСН участка ухода на второй круг, вычисляемое в соответствии с пп. 4.4.2 и 4.4.3.

4.5 ЗАПАСЫ НА ПОТЕРЮ ВЫСОТЫ

4.5.1 Ко всем препятствиям захода на посадку и эквивалентным препятствиям захода на посадку применяются запасы на потерю высоты при использовании барометрического высотомера. Их подробное описание приводится в таблице III-3-4-2.

Таблица III-3-4-2. Запасы на потерю высоты

	Запас при использовании радиовысотомера [1]		*Запас при использовании барометрического высотомера*	
Категория воздушного судна (V_{at})	*Метры*	*Футы*	*Метры*	*Футы*
A – 169 км/ч (90 уз)	13	42	40	130
B – 223 км/ч (120 уз)	18	59	43	142
C – 260 км/ч (140 уз)	22	71	46	150
D – 306 км/ч (165 уз)	26	85	49	161

1. Запасы по радиовысотомеру приводятся только для корректировки на большие углы глиссады и аэропорты со значительным превышением, а не для вычисления ОСН.

4.5.2 Корректировка на значительное превышение летного поля и большие углы наклона глиссады

4.5.2.1 *Значительное превышение летного поля.* Значения в таблице III-3-4-2 корректируются на превышение летного поля, составляющее более 900 м (2953 фут). Указанные в таблице запасы увеличиваются на 2 % от величины запаса по радиовысотомеру на каждые 300 м (984 фут) превышения летного поля.

4.5.2.2 *Большие углы наклона глиссады.* В исключительных случаях для углов наклона глиссады более 3,2° запасы увеличиваются на 5 % от величины запаса по радиовысотомеру с каждым увеличением угла глиссады на 0,1° между 3,2 и 3,5°.

4.5.3 Корректировка на воздушные суда с нестандартными значениями потери высоты

Приводимые в таблице III-3-4-2 значения рассчитываются с учетом воздушных судов, использующих нормальные ручные схемы ухода на второй круг от ОСА/Н на номинальной траектории захода на посадку. Указанные в таблице значения могут быть скорректированы для конкретных типов воздушных судов при наличии надлежащих подтверждающих летных и теоретических данных, т. е. значений потери высоты, соответствующих вероятности 1×10^{-5} (на основе частоты уходов на второй круг, равной 10^{-2}).

4.5.4 Запасы на конкретное значение V_{at}

В тех случаях, когда для конкретных значений V_{at} требуется определить запас на потерю высоты/высотомер, применяются следующие формулы (см. также таблицу II-1-1-4):

Запас = (0,068 V_{at} + 28,3) м, когда V_{at} в км/ч;

Запас = (0,125 V_{at} + 28,3) м, когда V_{at} в уз,

где V_{at} – скорость в точке порога ВПП, основанная на величине 1,3 скорости сваливания в посадочной конфигурации при максимальной сертифицированной посадочной массе.

Примечание. Указанные уравнения исходят из того, что аэродинамические и динамические характеристики воздушного судна непосредственным образом связаны с категорией скорости. Таким образом, расчетные запасы на потерю высоты могут не отражать реалистическим образом ситуацию с небольшим воздушным судном при скорости V_{at} свыше 165 уз с максимальной посадочной массой.

4.6 ЗАХОД НА ПОСАДКУ НА ОСНОВЕ БАРО-VNAV С ВЫРАВНИВАНИЕМ СМЕЩЕННОЙ ЛИНИИ ПУТИ КОНЕЧНОГО УЧАСТКА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

4.6.1 Использование захода на посадку на основе баро-VNAV с выравниванием смещения

4.6.1.1 В некоторых случаях выровнять конечный участок захода на посадку по осевой линии ВПП может быть физически невозможно из-за наличия препятствий. Смещенная линия пути конечного участка захода на посадку не устанавливается в качестве приема снижения шума.

Линия пути конечного участка захода на посадку пересекается с продолжением осевой линии ВПП:

a) под углом, не превышающим 15°,

b) на расстоянии D до порога, обеспечивающем по крайней мере минимальное расстояние стабилизации (MSD) до точки, в которой опубликованный VPA достигает высоты 75 м (246 фут) над превышением порога (см. рис. III-3-4-7).

4.6.1.2 Минимальное расстояние стабилизации (MSD) является суммой значений L1 и L2, где:

L1 – расстояние между точкой пересечения и концом разворота;
L2 – трехсекундная задержка для учета дистанции вывода из крена;
$L1 = r \times \tan(\theta/2)$;
$L2 = 3 \times V/3600$;

r – радиус разворота, рассчитанный с углом крена 15° и TAS (на превышении аэродрома), соответствующей IAS на конечном этапе захода на посадку + 19 км/ч (10 уз.);
θ – угол разворота.

Если в вышеприведенных уравнениях расстояния и радиусы указаны в морских милях, то V указывается в узлах или
если расстояния и радиусы указаны в км, то V указывается в км/ч.

4.6.1.3 Общая схема показана на рис. III-3-4-7.

4.6.2 Критерии пролета препятствий

Применяются положения пп. 4.1-4.6 за исключением следующего:

a) все поверхности пролета препятствий и расчеты соответствуют фиктивной ВПП, выровненной по линии пути конечного участка захода на посадку. Эта фиктивная ВПП имеет то же превышение посадочного порога, как и фактическая ВПП;

b) OCA/H для этой схемы по крайней мере равна абсолютной/относительной высоте опубликованного VPA в точке пересечения + MSD × tanVPA (см. рис. III-3-4-7).

4.7 ОПУБЛИКОВАНИЕ

4.7.1 Применяются общие критерии, изложенные в п. 9.5 "Присвоение названий схемам для карт прибытия и захода на посадку" главы 9 раздела 4 части I. Карте захода на посадку по приборам дается обозначение "$RNAV_{(GNSS)}$ или RNP Rwy XX" в соответствии с главой 1 раздела 5 части III. В окне минимальных значений на карте указываются значения OCA/H для полетов по NPA (LNAV) и APV/баро-VNAV (LNAV/VNAV).

4.7.2 Значения OCA/H публикуются в соответствии с п. 5.5 "Опубликование" главы 5 раздела 4 части I.

4.7.3 Кроме того, публикуется следующая информация:

a) RDH (относительная высота опорной точки пути (для APV и PA);

b) VPA (градусы и сотые доли для баз данных/градусы и десятые доли для карт);

c) минимальная температура, для которой разрешены полеты с использованием APV/баро-VNAV;

d) температура, при которой эффективный VPA превысит 3,5°;

e) FAF и MAPt LNAV только для целей кодирования базы данных.

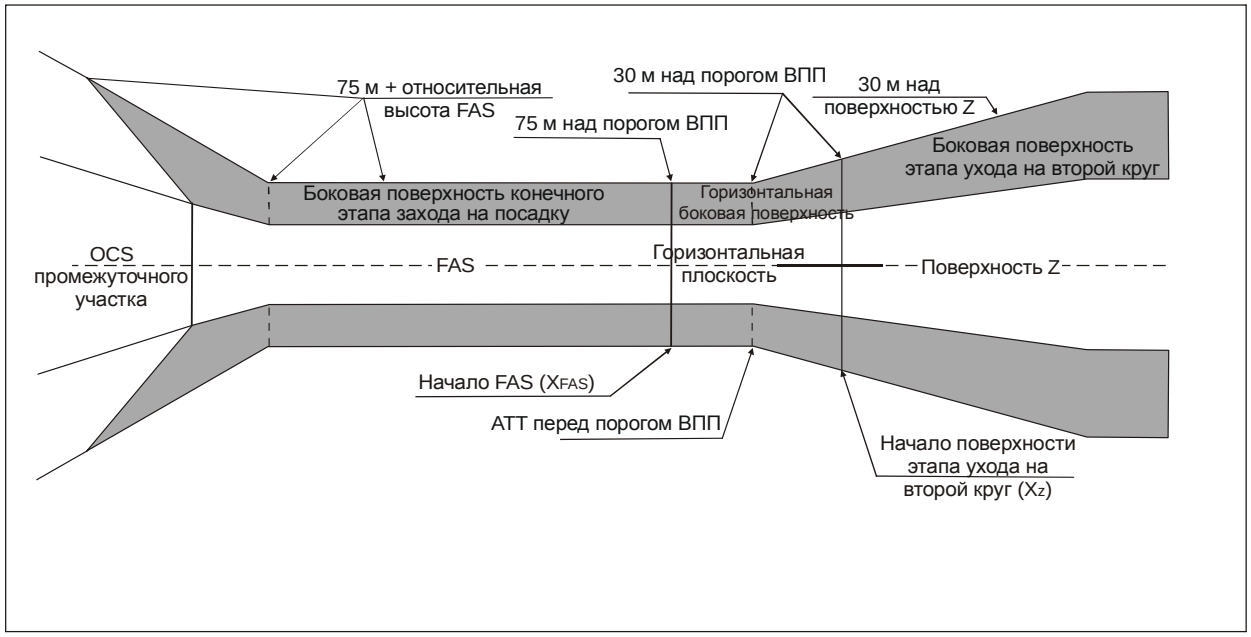


Рис. III-3-4-1. Зона APV/баро-VNAV: вид APV OAS в плане (OCS аэродрома и промежуточного участка находится на высоте 5000 фут или ниже)

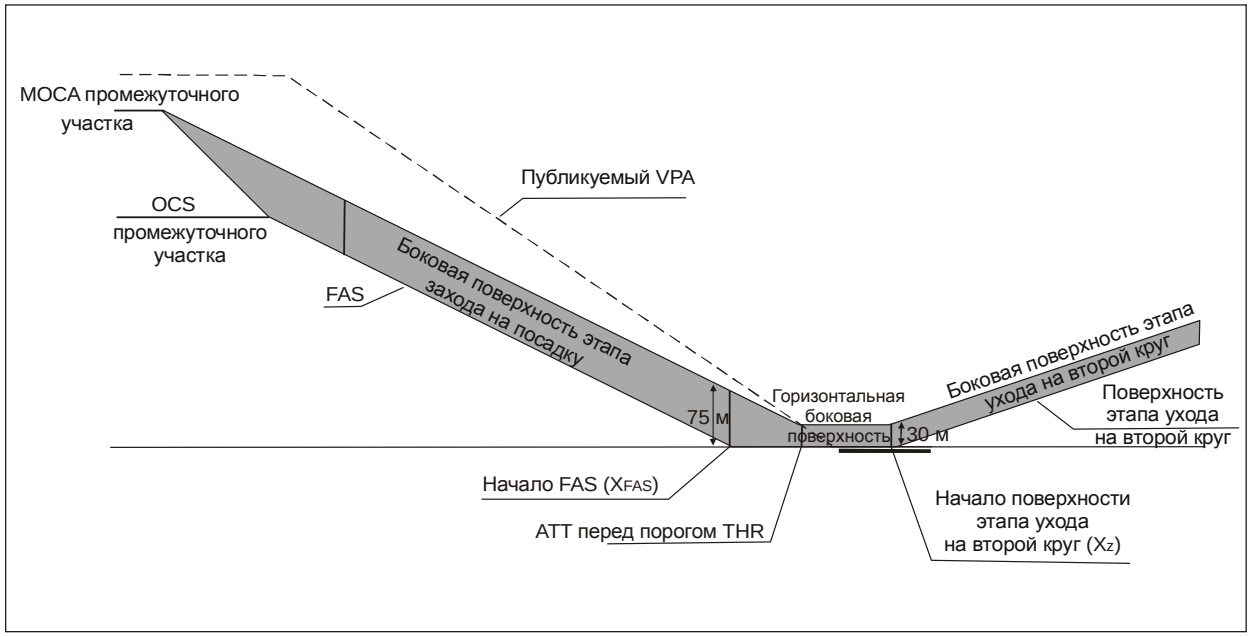


Рис. III-3-4-2. OAS баро-VNAV: вид сбоку (OCS аэродрома и промежуточного участка находится на высоте 5000 фут или ниже)

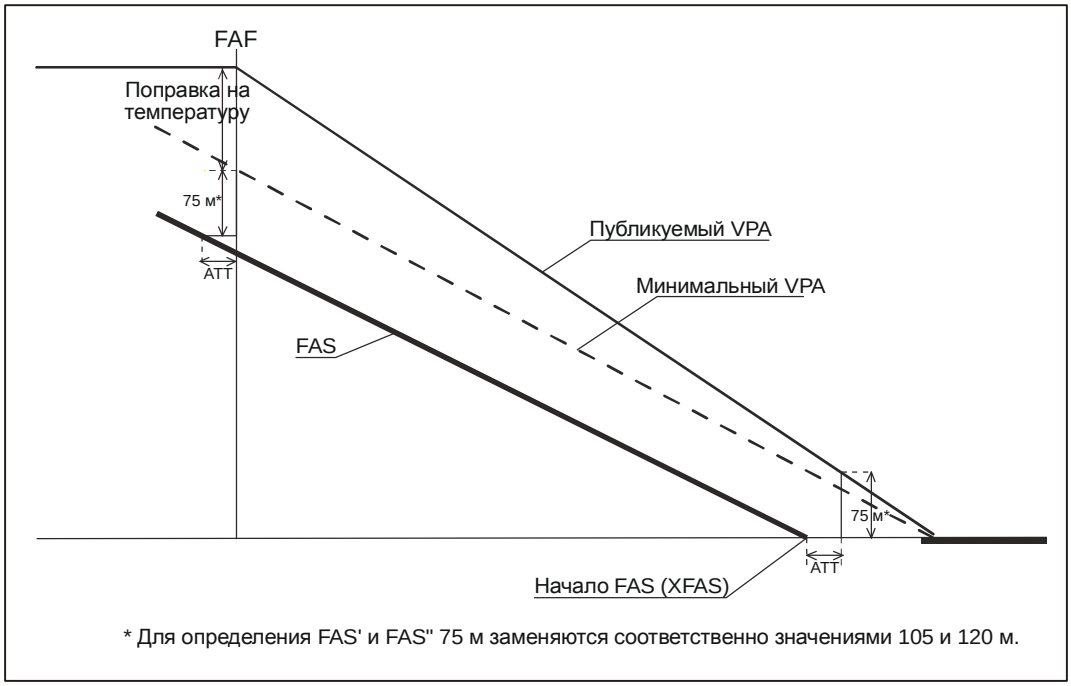


Рис. III-3-4-3. Поверхность конечного этапа захода на посадку с применением VNAV и минимального VPA

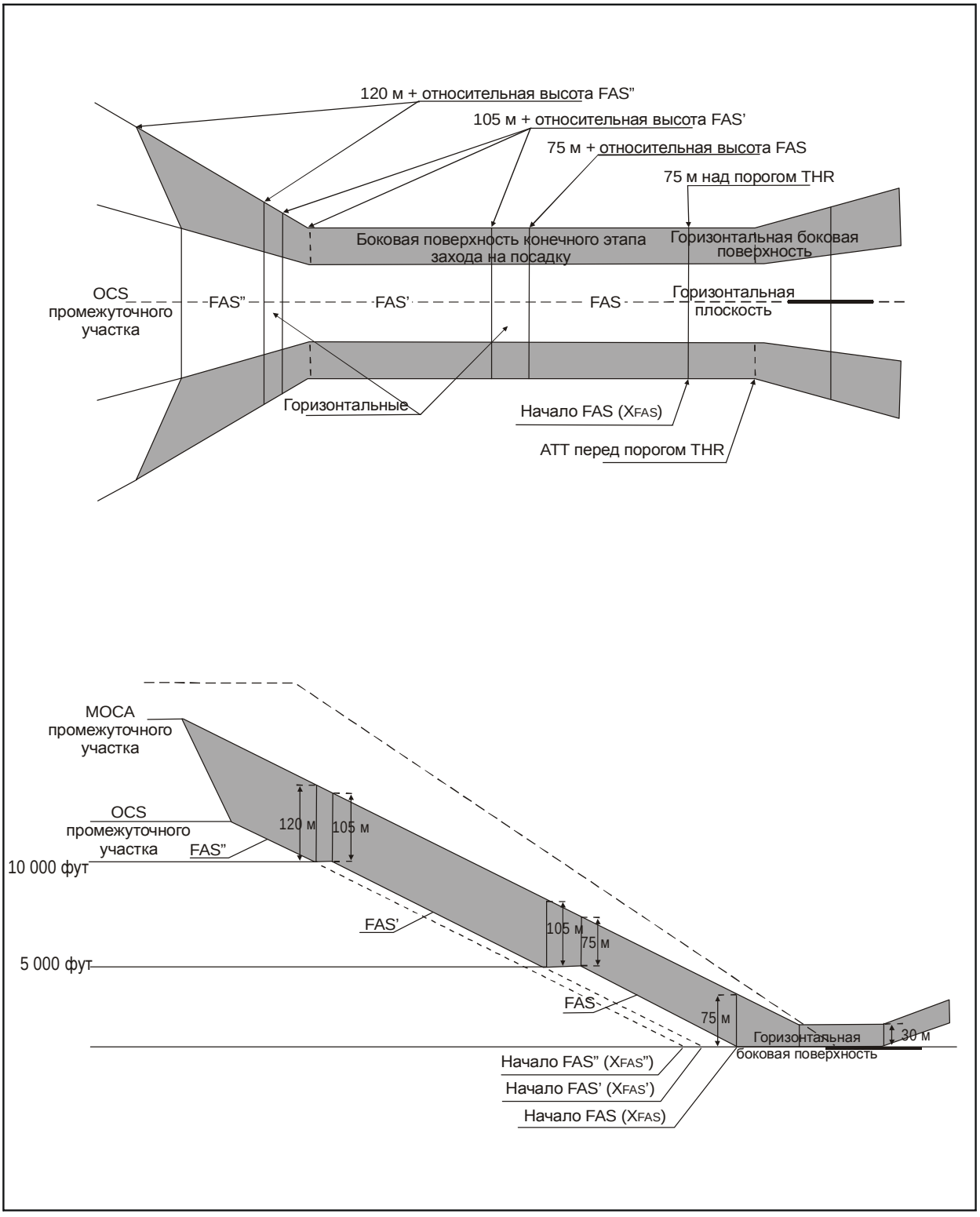
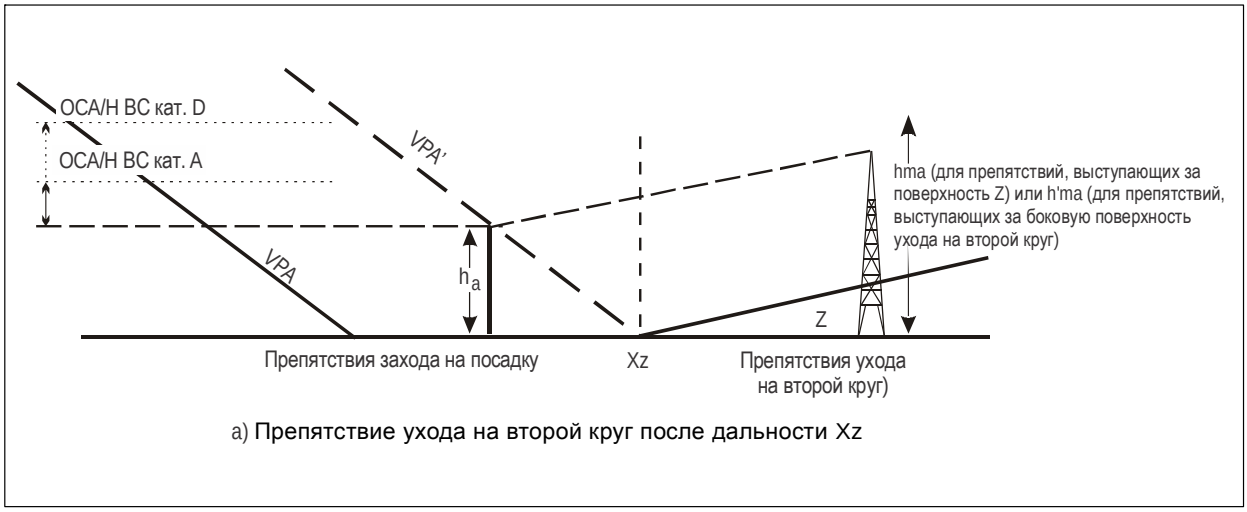
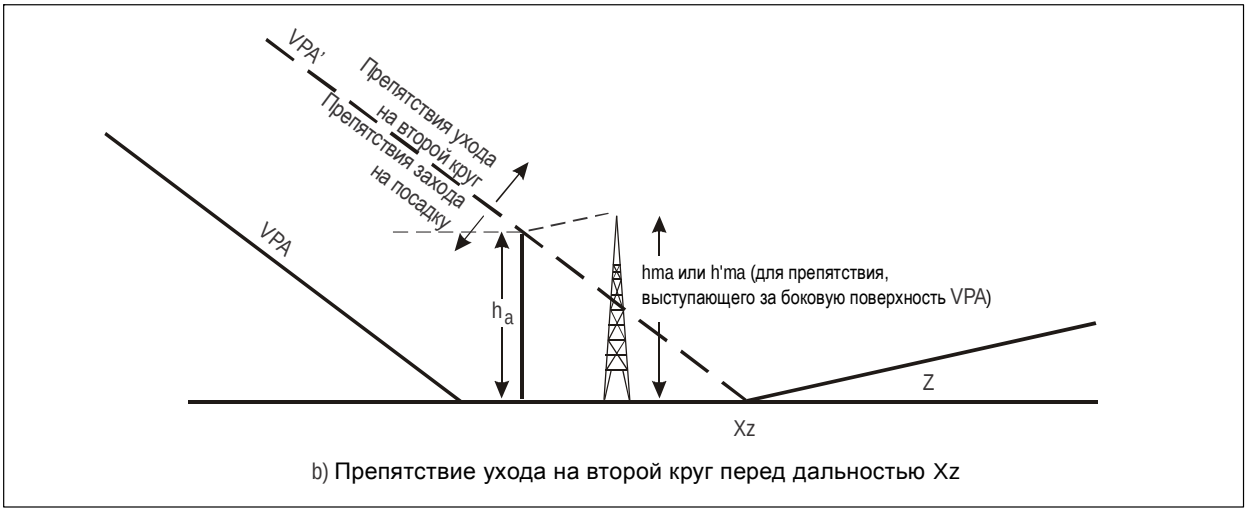


Рис. III-3-4-4. Поверхности конечного этапа захода на посадку на высоте более 5000 фут



a) Препятствие ухода на второй круг после дальности Xz



b) Препятствие ухода на второй круг перед дальностью Xz

Рис. III-3-4-5 a) и b). Препятствия ухода на второй круг

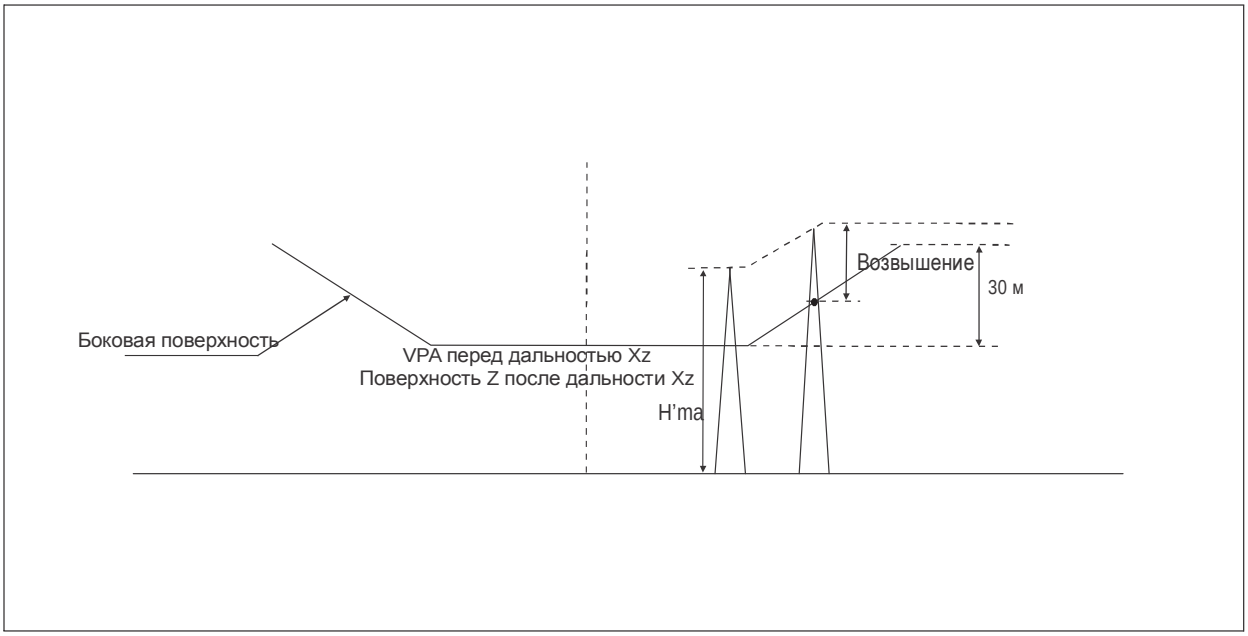


Рис. III-3-4-6. Возвышение над боковой поверхностью этапа ухода на второй круг

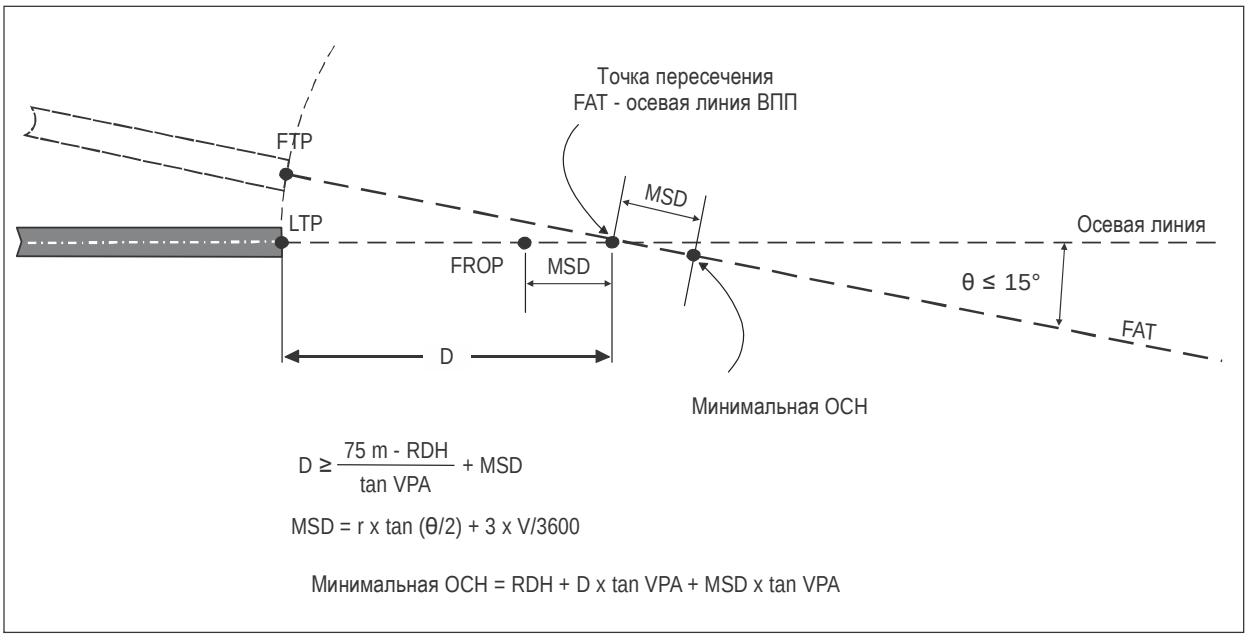


Рис. III-3-4-7. Баро-VNAV с выравниванием смещенной линии пути конечного участка захода на посадку

Добавление A к главе 4

ПОПРАВКА НА ТЕМПЕРАТУРУ

1.1 Требование к поправке на температуру

Рассчитанные минимальные безопасные абсолютные/относительные высоты должны корректироваться в том случае, когда температура окружающего воздуха на поверхности гораздо ниже, чем температура, предусматриваемая стандартной атмосферой.

1.2 Табличные поправки

Для расчета угла FAS следует определить поправку на низкую температуру из таблиц III-3-4-Доб A-1 – III-3-4-Доб A-6 (см. п. 3).

1.3 Расчет поправок

1.3.1 Для расчета поправки на температуру (Δh) для определения угла наклона FAS и эффективного VPA применить следующую формулу:

$$\Delta h = (-\Delta T_{STD}/L_o)\ln[1 + L_o h_{FAP}/(T_o + L_o h_{THR})],$$

где ΔT_{STD} – отклонение температуры от температуры стандартного дня (МСА);
L_o – стандартный вертикальный градиент температуры в зависимости от барометрической абсолютной высоты в первом слое (уровень моря – тропопауза) МСА (–0,0065°/м);
h_{FAP} – предусмотренная схемой относительная высота над порогом ВПП в точке FAP;
T_o – стандартная температура на уровне моря (288,15K);
h_{THR} – превышение порога ВПП над средним уровнем моря.

Примечание. Формула расчета поправки на температуру основана на уравнении 24 из Engineering Science Data Unit Publication, Performance Volume 2, Item Number 770221, в котором предполагается использование нестандартной атмосферы. Для целей проверки можно использовать таблицы III-3-4-Доб A-1 – III-3-4-Доб A-3.

1.4 ДОПУЩЕНИЕ В ОТНОШЕНИИ ВЕРТИКАЛЬНЫХ ГРАДИЕНТОВ ТЕМПЕРАТУРЫ

В приведенном выше уравнении предполагается постоянный "близкий к стандартному" вертикальный градиент температуры. Фактический вертикальный градиент может значительно отличаться от предполагаемого стандарта в зависимости от широты и времени года. Однако поправки, полученные с помощью данного метода расчета, являются действительными вплоть до 11 000 м (36 000 фут).

Таблица III-3-4-Доб A-1. Поправка на температуру для использования при расчете угла наклона FAS и эффективного VPA (м) (в системе СИ)

Температура на аэродроме (°C)	*Относительная высота FAP над порогом ВПП на уровне моря (м)*								
	300	*450*	*600*	*750*	*900*	*1 050*	*1 200*	*1 350*	*1 500*
50	–37	–55	–73	–92	–110	–129	–148	–167	–185
40	–26	–39	–52	–66	–79	–92	–106	–119	–132
30	–16	–24	–31	–39	–47	–55	–63	–71	–79
20	–5	–8	–10	–13	–16	–18	–21	–24	–26
10	5	8	10	13	16	18	21	24	26
0	16	24	31	39	47	55	63	71	79
–10	26	39	52	66	79	92	106	119	132
–20	37	55	73	92	110	129	148	167	185
–30	47	71	94	118	142	166	190	214	238
–40	57	86	115	144	174	203	232	262	291
–50	68	102	136	171	205	240	274	309	344

Таблица III-3-4-Доб A-2. Поправка на температуру для использования при расчете угла наклона FAS и эффективного VPA (м) (в системе СИ)

Температура на аэродроме (°C)	*Относительная высота FAP над порогом ВПП на уровне 900 м (3000 фут) AMSL (м)*								
	300	*450*	*600*	*750*	*900*	*1 050*	*1 200*	*1 350*	*1 500*
50	–44	–65	–87	–109	–132	–154	–176	–198	–221
40	–33	–49	–66	–83	–99	–116	–133	–150	–167
30	–22	–33	–45	–56	–67	–79	–90	–101	–113
20	–12	–17	–23	–29	–35	–41	–47	–53	–59
10	–1	–1	–2	–2	–3	–3	–4	–4	–5
0	10	15	20	25	29	34	39	44	49
–10	20	31	41	51	62	72	83	93	104
–20	31	47	62	78	94	110	126	142	158
–30	42	63	84	105	126	147	169	190	212
–40	52	79	105	132	158	185	212	239	266
–50	63	95	127	159	191	223	255	287	320

Таблица III-3-4-Доб A-3. Поправка на температуру для использования при расчете угла наклона FAS и эффективного VPA (м) (в системе СИ)

Температура на аэродроме (°C)	*Относительная высота FAP над порогом ВПП на уровне 1800 м (6000 фут) AMSL (м)*								
	300	*450*	*600*	*750*	*900*	*1 050*	*1 200*	*1 350*	*1 500*
50	–51	–76	–102	–128	–154	–180	–206	–232	–258
40	–40	–60	–80	–100	–121	–141	–162	–182	–203
30	–29	–44	–58	–73	–88	–103	–118	–132	–147
20	–18	–27	–37	–46	–55	–64	–74	–83	–92
10	–7	–11	–15	–18	–22	–26	–30	–33	–37
0	4	5	7	9	11	13	15	16	18
–10	14	22	29	36	44	51	59	66	73
–20	25	38	51	64	77	90	103	116	129
–30	36	54	73	91	110	128	147	165	184
–40	47	71	95	119	142	167	191	215	239
–50	58	87	117	146	175	205	235	265	294

Таблица III-3-4-Доб A-4. Поправка на температуру для использования при расчете угла наклона FAS и эффективного VPA (фут) (не в системе СИ)

Температура на аэродроме (°C)	*Относительная высота FAP над порогом ВПП на уровне моря (фут)*								
	1 000	*1 500*	*2 000*	*2 500*	*3 000*	*3 500*	*4 000*	*4 500*	*5 000*
50	–122	–183	–245	–306	–368	–430	–493	–555	–618
40	–87	–131	–175	–219	–263	–307	–352	–397	–441
30	–52	–78	–105	–131	–158	–184	–211	–238	–265
20	–17	–26	–35	–44	–53	–61	–70	–79	–88
10	17	26	35	44	53	61	70	79	88
0	52	78	105	131	158	184	211	238	265
–10	87	131	175	219	263	307	352	397	441
–20	122	183	245	306	368	430	493	555	618
–30	157	235	315	394	473	553	633	714	795
–40	192	288	384	481	579	676	774	872	971
–50	226	340	454	569	684	799	915	1 031	1 148

Таблица III-3-4-Доб A-5. Поправка на температуру для использования при расчете угла наклона FAS и эффективного VPA (фут) (не в системе СИ)

Температура на аэродроме (°C)	*Относительная высота FAP над порогом ВПП на уровне 3000 фут AMSL (фут)*								
	1 000	*1 500*	*2 000*	*2 500*	*3 000*	*3 500*	*4 000*	*4 500*	*5 000*
50	–146	–219	–292	–366	–440	–514	–589	–663	–738
40	–110	–165	–221	–277	–332	–389	–445	–501	–558
30	–74	–112	–149	–187	–225	–263	–301	–339	–378
20	–39	–58	–78	–98	–118	–137	–157	–177	–197
10	–3	–5	–7	–8	–10	–12	–14	–15	–17
0	32	48	65	81	97	114	130	147	163
–10	68	102	136	170	205	239	274	309	344
–20	103	155	207	260	312	365	418	471	524
–30	139	209	279	349	420	490	562	633	704
–40	174	262	350	438	527	616	705	795	885
–50	210	316	421	528	635	742	849	957	1 065

Таблица III-3-4-Доб A-6. Поправка на температуру для использования при расчете угла наклона FAS и эффективного VPA (фут) (не в системе СИ)

Температура на аэродроме (°C)	*Относительная высота FAP над порогом ВПП на уровне 6000 фут AMSL (фут)*								
	1 000	*1 500*	*2 000*	*2 500*	*3 000*	*3 500*	*4 000*	*4 500*	*5 000*
50	–170	–256	–342	–428	–515	–602	–689	–776	–864
40	–134	–201	–269	–337	–405	–473	–542	–611	–680
30	–98	–147	–196	–246	–295	–345	–395	–445	–496
20	–61	–92	–123	–154	–185	–217	–248	–280	–311
10	–25	–38	–50	–63	–76	–88	–101	–114	–127
0	11	17	23	28	34	40	46	52	57
–10	48	72	96	120	144	168	193	217	242
–20	84	126	169	211	254	297	340	383	426
–30	120	181	241	302	364	425	486	548	610
–40	157	235	314	394	473	553	633	714	795
–50	193	290	387	485	583	681	780	879	979

— — — — — — — —

Добавление B к главе 4

АЛГОРИТМ ДЛЯ РАСЧЕТА ВЫСОТЫ ПОВЕРХНОСТИ, ОПРЕДЕЛЯЕМОЙ ЧЕТЫРЬМЯ ТОЧКАМИ В ПРОСТРАНСТВЕ

Высота (Z) точки на боковой поверхности OAS, расположенной в (X, Y) между началом FAS на уровне порога ВПП (X_{FAS}) и ATT перед THR на уровне порога ВПП, может быть рассчитана с помощью четырех вершин поверхности (X1, Y1, Z1), (X2, Y2, Z2), (X3, Y3, Z3), (X4, Y4, Z4) и следующих формул (см. рис. III-3-4-Доб B-1).

Расчет Z в (X, Y):

X5 = X;
Y5 = Y1 + (Y2 - Y1) × ((X1 - X) / (X1 - X2));
Z5 = Z1 + (Z2 - Z1) × ((X1 - X) / (X1 - X2)).

X6 = X;
Y6 = Y3 + (Y4 - Y3) × ((X3 - X) / (X3 - X4));
Z6 = Z3 + (Z4 - Z3) × ((X3 - X) / (X3 - X4)).

Завершение расчета вычислением требуемой относительной высоты Z в следующем порядке:

Z = Z5 + (Z6 - Z5) × ((Y - Y5) / (Y6 - Y5)).

Определение вершин:

X1= X3 = X_{FAS};
X2 = X4 = ATT;
Y1 и Y2 – удаление края основной зоны соответственно в X_{FAS} и X_{Zi} ATT;
Y3 и Y4 – удаление края дополнительной зоны соответственно в X_{FAS} и X_{Zi} ATT;
Z1 = Z2 = 0;
Z3 = Hi;
Z4 = 30m.

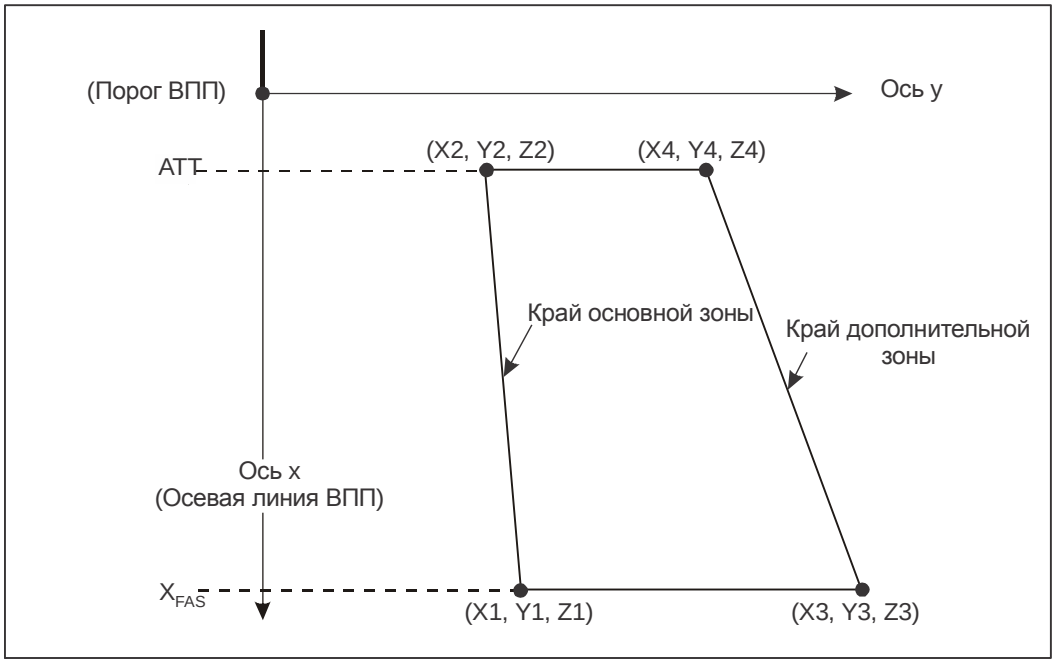


Рис. III-3-4-Доб B-1. Схематичное изображение вершин поверхностей

Глава 5

КРИТЕРИИ НЕТОЧНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ, APV I И ТОЧНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПО КАТЕГОРИИ I С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ SBAS

5.1 ВВЕДЕНИЕ

5.1.1 Построение схемы

В настоящей главе описываются критерии SBAS для участка NPA, APV I и схемы кат. I, которые являются специфическими для характеристик систем SBAS. В настоящей главе поверхность OAS SBAS во всех случаях относится как к APV I OAS SBAS, так и к OAS SBAS участка кат. I. Участок APV I или кат. I включает конечный участок захода на посадку, а также начальный и промежуточный этапы участка ухода на второй круг. Другие этапы полета по своему характеру являются общими и изложены в главах 1 и 2 раздела 3 части III.

Примечание. Схема SBAS для операций категории I может быть построена с использованием модели CRM для категории I ILS и/или поверхности OAS для ILS категории I. Требования GNSS для схем категории I SBAS приводятся в пп. 3.3.6–3.3.13 дополнения D к тому I Приложения 10.

5.1.2 Стандартные условия

Стандартные допущения, на основе которых разрабатываются схемы, содержатся в приводимом далее перечне. Предусмотрены положения, касающиеся корректировок в соответствующих случаях. Корректировки обязательны, когда условия отличаются от стандартных в худшую сторону, и не обязательны, когда это специально оговорено.

а) Максимальные размеры воздушных судов принимаются равными следующим значениям:

Категория воздушных судов	*Размах крыла*	*Вертикальное расстояние между траекториями колес и центром навигации (м)*
H	30	3
A,B	60	6
C, D	65	7
D_L	80	8

Примечание 1. При необходимости публикуется OCA/H для воздушных судов категории D_L.

Примечание 2. Указанные размеры охватывают существующие типы воздушных судов. Они выбраны для упрощения расчета ОСА/Н и опубликования минимумов, связанных с категорией воздушных судов. Предполагается, что эти размеры не предназначены для использования в других документах ИКАО в иных целях, чем расчеты ОСА/Н.

Примечание 3. Воздушные суда существующей категории E обычно не являются гражданскими транспортными воздушными судами и их размеры не обязательно связаны с V_{at} при максимальной посадочной массе. По этой причине они должны рассматриваться отдельно на индивидуальной основе;

b) градиент набора высоты при уходе на второй круг: 2,5 %;

c) угол наклона глиссады:

1) минимальный/оптимальный: 3,0°,

2) максимальный: 3,5°;

d) относительная высота опорной точки: 15 м (50 фут);

e) относительная высота всех препятствий отсчитывается от превышения порога ВПП.

5.1.3 Абсолютная/относительная высота пролета препятствий (ОСА/Н)

Критерии SBAS в настоящей главе позволяют вычислить ОСА/Н для каждой категории воздушных судов.

ОСА/Н обеспечивает запас высоты над препятствиями от начала конечного участка захода на посадку до конца промежуточного участка ухода на второй круг.

Примечание. Согласно Приложению 6 ОСА/Н является лишь одним из факторов, которые учитываются при установлении относительной высоты принятия решения.

5.2 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

См. п. 2.3.1.1 "Выравнивание начального участка захода на посадку по направлению" главы 2.

5.3 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

5.3.1 *Общие положения*. На промежуточном участке захода на посадку может использоваться любой датчик; однако переход на навигацию SBAS осуществляется за 3,7 км (2,0 м. мили) до FAF.

5.3.2 До 3 ноября 2021 года. *Выравнивание.* Промежуточный участок захода на посадку в схеме SBAS выравнивается по направлению конечного участка захода на посадку.

5.3.2 С 4 ноября 2021 года. *Выравнивание.* Промежуточный участок захода на посадку в схеме SBAS выравнивается по направлению конечного участка захода на посадку. В отношении разворотов с постоянным радиусом до контрольной точки (RF) на курс конечного этапа захода на посадку см. п. 5.3.5 ниже.

5.3.3 С 4 ноября 2021 года. *Длина промежуточного участка захода на посадку*. Длина участка должна быть достаточной, с тем чтобы воздушное судно могло стабилизироваться и выйти на курс конечного этапа захода на посадку до пересечения глиссады, учитывая при этом угол пересечения с курсом конечного этапа

захода на посадку. Минимальные значения расстояния между пересечением курса конечного этапа захода на посадку и точкой входа в глиссаду указаны в таблице III-3-6-1. В отношении разворотов RF на курс конечного этапа захода на посадку см. п. 5.3.5 ниже.

5.3.3 До 3 ноября 2021 года. *Ширина зоны*. От точки, расположенной на расстоянии 3,7 км (2,0 м. мили) до FAF, зона равномерно сужается, обеспечивая соответствие величине горизонтального расстояния между поверхностями X APV I OAS SBAS в FAF. Ширина дополнительной зоны уменьшается до нуля в точке сопряжения с поверхностями конечного этапа захода на посадку (см. рис. III-3-5-1 a), III-3-5-1 c), III-3-5-1 d)).

5.3.4 С 4 ноября 2021 года. *Ширина зоны*. От точки, расположенной на расстоянии 3,7 км (2,0 м. мили) до FAF, зона равномерно сужается, обеспечивая соответствие величине горизонтального расстояния между поверхностями X APV I OAS SBAS в FAF. Ширина дополнительной зоны уменьшается до нуля в точке сопряжения с поверхностями конечного этапа захода на посадку (см. рис. III-3-5-1 a), III-3-5-1 c), III-3-5-1 d)). В отношении разворотов RF на курс конечного этапа захода на посадку см. п. 5.3.5 ниже.

Примечание. В зависимости от длины конечного участка захода на посадку ширина поверхности X APV I или кат. I OAS SBAS в контрольной точке конечного участка захода на посадку может быть меньше, чем 3,52 км (1,90 м. мили). В этом случае для обеспечения защиты воздушного судна, которое начинает ранний уход на второй круг, значение 3,52 км (1,90 м. мили) (для вертолетов 2,96 км (1,60 м. мили)) учитывается для ширины зоны промежуточного участка захода на посадку в контрольной точке конечного участка захода на посадку (см. рис. III-3-5-1 b)).

5.3.5 Разворот RF на курс конечного этапа захода на посадку

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

5.3.5.1 Промежуточный участок захода на посадку может включать маршрут PBN, заканчивающийся разворотом "радиус - контрольная точка" на курс конечного этапа захода на посадку. В этом случае разворот RF заканчивается в точке пути, совпадающей по направлению с курсом конечного этапа захода на посадку. Местоположение этой точки пути считается точкой пересечения курса конечного этапа захода на посадку. См. таблицу III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III в отношении навигационных спецификаций, которые можно использовать для промежуточного участка захода на посадку.

5.3.5.2 Минимальное расстояние между пересечением курса конечного этапа захода на посадку и точкой входа в глиссаду в таблице III-3-6-1 применяется до температур МСА +30° и до пересечений точки входа в глиссаду на 3000 фут над превышением аэродрома. В случае превышения любых из этих значений применяются критерии в добавлении D к главе 1 раздела 1 части II. Когда эти допущения по температуре и относительной высоте пересечения накладывают слишком большие ограничения, можно применять добавление D к главе 1 раздела 1 части II. Максимальная общая длина промежуточного участка захода на посадку не превышает 18,5 км (10 м. миль).

5.3.5.3 Снижение на промежуточном участке выполняется в соответствии с общими критериями в п. 4.3.3 "Абсолютная/относительная высота схемы и градиент снижения" главы 4 раздела 4 части I. Если необходимо снижение после разворота RF на курс конечного этапа захода на посадку, применяются критерии в добавлении D к главе 1 раздела 1 части II, а запас высоты над препятствиями во всей промежуточной зоне захода на посадку обеспечивается согласно п. 4.3.2 "Запас высоты над препятствиями" главы 4 раздела 4 части I. Ограничением по абсолютной высоте в точке окончания разворота RF является "диапазон" абсолютных высот. Верхний предел указанного диапазона соответствует расчетам в добавлении D к главе 1 раздела 1 части II или равен абсолютной высоте пересечения, если применяется минимальная длина в п. 5.3.5.2. Нижний предел диапазона соответствует требованиям к минимальной абсолютной высоте разворота RF.

Примечание. Если в результате расчетов получена одна и та же абсолютная высота для верхнего и нижнего пределов диапазона, ограничением в точке окончания разворота RF становится значение "на" абсолютной высоте.

5.3.5.4 Для построения разворота RF и его сопряжения с OAS конечного участка захода на посадку применяются критерии в п. 1.3.6.4 главы 1 раздела 1 части II.

5.4 УЧАСТОК APV I ИЛИ КАТ. I

5.4.1 *Общие положения*. Участок APV I или кат. I выравнивается по осевой линии ВПП и включает конечный участок захода на посадку, начальный и промежуточный участки ухода на второй круг.

5.4.2 *Начало участка*. Участок APV I или кат. I начинается в точке конечного этапа захода на посадку (пересечение номинальной траектории в вертикальной плоскости с минимальной абсолютной высотой, установленной для предыдущего участка). Для целей кодирования базы навигационных данных точка пути, располагаемая в FAP, не рассматривается как контрольная точка снижения. Поверхности OAS SBAS продолжаются на промежуточном участке захода на посадку, но не выходят за его пределы (см. рис. III-3-5-2).

Примечание. Инструктивный материал в отношении определения расстояния до FAP от порога ВПП содержится в добавлении C к главе 1 раздела 1 части II.

5.4.3 *Точка ухода на второй круг.* Точка ухода на второй круг определяется пересечением номинальной траектории в вертикальной плоскости с абсолютной/относительной высотой принятия решения (DA/H). DA/H устанавливается равной OCA/H, определяемой согласно положениям пп. 5.4.5 и 5.5, или превышает ее.

5.4.4 *Окончание участка*. Участок APV I или кат. I заканчивается в точке, где начинается конечный этап ухода на второй круг, или там, где половина ширины поверхности набора высоты при уходе на второй круг, Z, составляет 1,76 км (0,95 м. мили) (для вертолетов 1,48 км (0,8 м. мили)), в зависимости от того, что наступит раньше.

5.4.5 Запас высоты над препятствиями на участке APV I или кат. I SBAS

5.4.5.1 *Общие положения*. При расчете OCA/H используется комплект поверхностей оценки препятствий (OAS APV I или OAS кат. I SBAS). Если OAS APV I SBAS не пересекаются, OCA/H по-прежнему определяется запасами по категории воздушных судов. Однако, если OAS APV I SBAS пересекаются, запас на категорию воздушного судна добавляется к самому высокому препятствию захода на посадку или к скорректированной относительной высоте самого большого превышения препятствия ухода на второй круг, в зависимости от того, что больше. Эта величина становится OCA/H.

5.4.5.2 Размеры OAS SBAS связаны с конфигурацией захода на посадку (расстояние GARP/THR, GP, RDH) и типом схемы SBAS (APV I или кат. I). Препятствия, выступающие за OAS SBAS, подразделяются на два класса: препятствия захода на посадку и препятствия ухода на второй круг. Для расчета соответствующей OCA/H определяется и добавляется к запасу, связанному с категорией воздушного судна, относительная высота самого высокого препятствия захода на посадку или скорректированное превышение над поверхностью ухода на второй круг (см. п. 5.4.5.9.2). Таким образом, на конкретном аэродроме для операций SBAS может быть опубликована таблица значений OCA/H для каждой категории воздушных судов.

Примечание. На данном этапе единственным применимым методом расчета OCA/H на участке APV I является только метод APV I-OAS SBAS. Для этих схем в настоящее время разрабатывается CRM. Для расчета значения OCA/H SBAS кат. I разрешается использовать CRM ILS кат. I.

5.4.5.3 *Определение поверхностей*. APV I OAS SBAS включает до семи наклонных плоских поверхностей (обозначенных буквами W, W', X, Y и Z), расположенных симметрично по обе стороны от линии пути участка APV I или кат. I, и горизонтальной плоскости, проходящей через порог ВПП (см. рис. III-3-5-2). Поверхность OAS SBAS кат. I включает следующие наклонные поверхности: W, X, Y и Z, которые равны поверхностям OAS кат. I ILS. Конфигурация наклонных поверхностей точно определяется четырьмя простыми линейными уравнениями вида z = Ax + By + C. В этих уравнениях x и y обозначают координаты местоположения, а z – относительную высоту поверхности, соответствующую этому местоположению. Для каждой поверхности с помощью программы OAS PANS-OPS (см. http://www.icao.int/safety/AirNavigation/OPS/Pages/PANS-OPS-OAS-Software.aspx) получен комплект постоянных величин A, B и C, соответствующий эксплуатационному диапазону расстояний GARP/THR и GP. Отдельные комплекты постоянных предусмотрены для APV I или кат. I. Для OAS кат. I SBAS используются постоянные величины OAS кат. I ILS. Эти постоянные могут изменяться программой для учета:

a) градиента набора высоты при уходе на второй круг;

b) размеров конкретных воздушных судов;

c) относительной высоты RDH выше номинального значения.

Поверхности Y и Z OAS SBAS ограничиваются сбоку коридором, соответствующим половине ширины зоны, равной 1,76 км (0,95 м. мили) (для вертолетов 1,48 км (0,8 м. мили)) (см. рис. III-3-5-2).

5.4.5.4 *Система отсчета*. Расположение препятствий указывается в обычной системе координат x, y, z, началом которой служит порог ВПП (см. рис. III-3-5-3). Ось x параллельна линии пути точного участка, при этом положительные значения по оси x соответствуют измерениям до порога ВПП, а отрицательные –измерениям за порогом ВПП. Ось y расположена перпендикулярно к оси x. Хотя рис. III-3-5-3 представлен в обычном виде, при всех расчетах, связанных с геометрией OAS SBAS, значения координаты y всегда считаются положительными. Все размеры, связанные с OAS SBAS, указываются только в метрах. Ось z располагается вертикально, при этом высоты над порогом ВПП имеют положительные значения.

5.4.5.5 *Постоянные величины OAS SBAS: детализация*. Применительно к схемам SBAS постоянные величины A, B и C для каждой наклонной поверхности определяются с помощью программы OAS PANS-OPS. Программа OAS PANS-OPS дает коэффициенты для углов GP от 2,5º до 3,5º с приращением 0,1º, а также для любого расстояния "GARP-порог ВПП" от 2000 м до 4500 м. Пример выходных данных, полученных с помощью программы OAS PANS-OPS, показан на рис. III-3-5-4.

5.4.5.6 *Расчет относительных высот APV I OAS SBAS*. Расчет относительной высоты z любой наклонной поверхности для местоположения с координатами x', y' следует начинать с получения соответствующих постоянных величин с помощью программы OAS PANS-OPS. Затем эти величины подставляются в уравнение z = Ax' + By' + C. Если неясно, какая из APV I OAS SBAS находится над местом расположения препятствия, этот расчет следует повторить для других наклонных поверхностей. Относительная высота APV I-OAS SBAS представляет собой наибольшую из относительных высот плоскостей X, Y, Z и относительную высоту из наименьших относительных высот плоскости W-W' (нулевую, если относительные высоты плоскостей имеют отрицательные значения). Относительные высоты OAS SBAS кат. I рассчитываются аналогично с использованием постоянных величин OAS кат. I ILS.

В случае OAS APV I плоскости W и W' пересекаются и учитываемая плоскостьW-W' всегда ниже этих двух плоскостей, т. е. относительная высота OAS = max [ZX; ZY; ZZ; min ZW; ZW'],

где ZX, ZY, ZZ, ZW и ZW' представляют собой относительные высоты плоскостей X, Y, Z, W и W'.

Примечание. В программе PANS-OPS также имеется калькулятор OCH, который указывает относительную высоту поверхности Z OAS SBAS над любым местоположением с координатами X и Y. Он учитывает все корректировки, установленные в отношении конфигурации захода на посадку APV I или кат. I, размеров воздушного судна, градиента набора высоты при уходе на второй круг и RDH.

5.4.5.7 *Построение шаблонов OAS SBAS*. Шаблоны или горизонтальные проекции контуров OAS SBAS, выполненные в масштабе карты, иногда используются в целях выявления препятствий для детальной топографической съемки (см. рис. III-3-5-5). Данные по OAS SBAS, содержащиеся в программе PANS-OPS, включают координаты точек пересечения наклонных поверхностей на уровне порога ВПП и на расстоянии 1,9 км (1,0 м. миля) сбоку от линии пути конечного этапа захода на посадку (см. рис. III-3-5-5). Координаты пересечения на уровне порога ВПП отмечены буквами C, D и E.

5.4.5.8 *Корректировка постоянных величин OAS SBAS.* Корректировки постоянных OAS SBAS для конкретных размеров воздушных судов и RDH отличаются от корректировки на 15 м, применяемой в соответствии с п. 1.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS" главы 1 раздела 1 части II.

5.4.5.9 *Определение OCA/H*

5.4.5.9.1 *Общие положения*. OCA/H определяется путем учета всех препятствий, которые выступают за поверхности OAS SBAS, относящиеся к рассматриваемому типу операции. Поверхности, которые применяются к каждому уровню характеристик операции, являются следующими:

Операция типа A, 3-мерная: APV I OAS SBAS.

Операция типа B, 3-мерная: OAS кат. I SBAS.

5.4.5.9.2 *Определение препятствий захода на посадку и ухода на второй круг*. Учитываемые препятствия, как определено в п. 5.4.5.9.1, подразделяются на препятствия захода на посадку и препятствия ухода на второй круг. Самым простым методом классификации является метод дальностей: препятствиями захода на посадку являются те, которые располагаются между FAP и X_E после порога ВПП, а препятствиями ухода на второй круг являются те, которые расположены в оставшейся части участка APV I или кат. I (см. рис. III-3-5-6). Однако в некоторых случаях такой подход может привести к чрезмерному проигрышу из-за определенных препятствий ухода на второй круг. По усмотрению соответствующего полномочного органа препятствиями ухода на второй круг могут считаться те, которые выступают за плоскость, параллельную поверхности GP с началом в X_E (см. рис. III-3-5-7), т. е. препятствия, относительная высота которых больше, чем $[(X_E + x) \tan \theta]$.

5.4.5.9.3 *Расчет OCA/H*. После определения препятствий захода на посадку и ухода на второй круг одним из приведенных выше методов, OCA/H вычисляется следующим образом:

a) определяется относительная высота самого высокого препятствия захода на посадку;;

b) относительные высоты всех препятствий ухода на второй круг уменьшаются до относительных высот эквивалентных препятствий захода на посадку по приведенной ниже формуле;

c) определяется OCA/H посредством добавления запаса, соответствующего категории воздушных судов (см. таблицу II-1-1-2 "Запас на потерю высоты/высотомер"), к относительной высоте самого высокого препятствия захода на посадку (реального или эквивалентного)

$$h_a = \frac{h_{ma} * \cot Z + (X - X_E)}{[\cot Z + \cot \theta]},$$

где:

h_a – относительная высота эквивалентного препятствия захода на посадку;

h_{ma} – относительная высота препятствия ухода на второй круг;
θ – GPA;
Z – угол наклона поверхности ухода на второй круг;
X – расстояние от порога ВПП до препятствия (отрицательное значение за порогом ВПП);
X_E = 900 + (38/tan θ) для APV I;
Для кат. H, X_E = 700 + (38/tan θ) для APV I;
h_{ma}, X и X_E выражаются в метрах (м).

5.4.5.9.4 *Корректировка больших превышений аэродромов и больших углов наклона глиссады*

5.4.5.9.4.1 *Запас на потерю высоты (HL)/высотомер.* Указанные в таблице II-1-1-2 запасы корректируются следующим образом:

a) для превышений аэродромов более 900 м (2953 фут) табличные запасы увеличиваются на 2 % от запаса для радиовысотомера на каждые 300 м (984 фут) превышения аэродрома;

b) для углов наклона глиссады более 3,2º в исключительных случаях запасы увеличиваются на 5 % от запаса для радиовысотомера на каждое увеличение на 0,1º угла наклона глиссады в диапазоне 3,2–3,5º.

5.4.5.9.4.2 *Большой угол наклона глиссады.* Схемы с углами наклона глиссады более 3,5° или любым углом при номинальной скорости снижения (V_{at} для типа воздушного судна умноженная на синус угла наклона глиссады) более 5 м/с (1000 фут/мин) являются нестандартными для воздушных судов с неподвижным крылом. Для них требуется следующее:

a) увеличить запас на потерю высоты (который может зависеть от типа воздушного судна);

b) скорректировать начало поверхности ухода на второй круг;

c) скорректировать наклон поверхностей APV I-OAS W и W' SBAS или для OAS кат. I SBAS поверхности W;

d) провести повторную съемку препятствий;

e) ввести соответствующие эксплуатационные ограничения.

Такие схемы обычно используются эксплуатантами и воздушными судами, имеющими особое утверждение, и увязываются с соответствующими ограничениями в отношении воздушных судов и летных экипажей. Для воздушных судов с неподвижным крылом они не используются в качестве приемов снижения шума.

5.4.5.9.4.3 В добавлении указаны необходимые изменения в построении схем с углами наклона глиссады вплоть до 6,3° (11 %) и изложены соответствующие аспекты эксплуатации/сертификации.

5.5 УЧАСТОК УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

5.5.1 Общие положения

5.5.1.1 Критерии конечного этапа ухода на второй круг основаны на общих критериях (см. главу 6 раздела 4 части I) с некоторыми изменениями, позволяющими учесть различные зоны и поверхности, связанные с участком APV I или участком операции кат. I, и возможные изменения OCA/H на этом участке, в зависимости от категории воздушных судов.

5.5.1.2 База отсчета при определении расстояний и градиентов в расчетах запаса высоты над препятствиями называется "началом набора высоты" (SOC). Она определяется относительной высотой и дальностью, на которой плоскость GP' достигает абсолютной высоты OCA/H – HL (где OCA/H и HL относятся к воздушным судам одной категории).

5.5.1.3 Если выявленные на конечном участке ухода на второй круг препятствия приводят к увеличению любого из значений OCA/H, рассчитанных для участка APV I или участка операции кат. I, может дополнительно указываться больший градиент для поверхности ухода на второй круг (Z), если это обеспечит запас высоты над этими препятствиями при определенном пониженном значении OCA/H (см. п. 6.2.2.2 главы 6 раздела 4 части I).

5.5.2 Уход на второй круг по прямой

5.5.2.1 *Окончание участка APV I или участка операции кат. I.* Участок APV I или участок операции кат. I заканчивается в точке, где половина ширины поверхности Z составляет 1,76 км (0,95 м. мили) (для вертолетов 1,48 км (0,8 м. мили)). На прямом участке конечного этапа ухода на второй круг половина ширины зоны составляет 1,76 км (0,95 м. мили) (для вертолетов 1,48 км (0,8 м. мили)). Дополнительные зоны не применяются. (См. рис. III-3-5-8).

5.5.2.2 *Запас высоты над препятствиями.* (См. рис. III-3-5-9). Превышение/относительная высота препятствия в этой зоне конечного этапа ухода на второй круг составляет менее:

$$(OCA/H_{APV} - HL) + d_o \text{ tg } Z ,$$

где OCA/H_{APV} и HL относятся к одной и той же категории воздушных судов;
d_o измеряется от SOC параллельно линии пути ухода на второй круг по прямой;
Z является углом между поверхностью ухода на второй круг и горизонтальной плоскостью.

Если не представляется возможным выполнить это требование, предусматривается разворот для обхода данного препятствия или, если это не представляется возможным, увеличивается OCA/H.

5.5.3 Уход на второй круг с разворотом

5.5.3.1 *Общие положения*. В схемах на основе SBAS разворот при уходе на второй круг предписывается в заданной TP. Развороты на заданной абсолютной/относительной высоте или "как можно раньше" не могут осуществляться, учитывая возможности существующих в настоящее время приемников SBAS. Используемые критерии зависят от размещения разворота относительно порога ВПП и нормального окончания участка APV I или участка операции кат. I и заключаются в следующем:

a) *разворот вне участка APV I или участка операции кат.T I.* Если разворот предусматривается после дальности нормального окончания участка APV I или участка операции кат. I, применяются общие критерии п. 6.4.6.4 главы 6 раздела 4 части I со следующими исключениями:

   1) OCA/H заменяется на (OCA/H_{APV} – HL);

   3) поскольку SOC и OCA/H связаны между собой, невозможно получить запас высоты над препятствиями способами, используемыми в общих критериях путем независимой коррекции OCA/H или MAPt;

b) *разворот в пределах участка APV I или участка операции кат. I.* Если разворот предусматривается в такой заданной TP, что самая ранняя TP находится в пределах дальности нормального окончания, то применяются критерии, указанные ниже в пп. 5.5.3.2 и 5.5.3.3.

5.5.3.2 *Разворот в заданной ТР после порога ВПП, когда самая ранняя ТР располагается до нормального окончания участка APV I или участка операции кат. I.* В тех случаях, когда разворот устанавливается в заданной ТР после порога ВПП и самая ранняя ТР располагается до дальности нормального окончания участка APV I или участка операции кат. I, участок APV I или участок операции кат. I сокращается и заканчивается в самой ранней ТР. Это позволяет рассчитать OCA/HAPV и (OCA/HAPV – HL); затем определяется SOC.

5.5.3.2.1 *Зона.* Зона разворота строится в соответствии с п. 6.4.6 "Разворот, начинающийся в заданной точке разворота" главы 6 раздела 4 части I, за исключением того, что она основывается на ширине контуров поверхности Y OAS SBAS в самой ранней и самой поздней ТР (см. рис. III-3-5-10).

5.5.3.2.2 *Запас высоты над препятствиями.* Превышение/относительная высота препятствий составляет менее, чем:

$$(OCA/H_{APV} – HL) + d_o \text{ tg } Z – MOC,$$

где d_o = d_z + кратчайшее расстояние от препятствия до линии K-K';
d_z – горизонтальное расстояние от SOC до самой ранней ТР;
MOC = 50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)) для разворота более чем на 15°;
30 м (98 фут) для разворотов на 15° или менее.

Если превышение/относительная высота препятствия превосходит OCA/H_{APV}, для получения необходимого запаса увеличивается OCA/H_{APV} или переносится ТР.

5.5.3.3 *Разворот в заданной ТР до порога ВПП.* Для обхода препятствий, расположенных в начале прямого участка ухода на второй круг, может быть предусмотрен разворот в заданной ТР до порога ВПП (см. рис. III-3-5-11, препятствие 0_1). Для такой схемы строится блок данных конечного участка захода на посадку (FAS) с использованием точки фиктивного порога ВПП (FTP), расположенной в ТР.

5.5.3.3.1 *Точка разворота*. Для обхода препятствий, расположенных прямо по курсу воздушного судна, выбирается самая поздняя точка разворота. В этом случае точка разворота (ТР) наносится до самой поздней ТР на расстоянии, эквивалентном 0,6 км (0,3 м. мили) плюс 6 секунд полета (реакция пилота и время установления угла крена) со скоростью на конечном участке ухода на второй круг (или максимальной опубликованной скорости ухода на второй круг) плюс скорость попутного ветра 56 км/ч (30 уз). При таком развороте SOC совпадает с самой ранней ТР и участок APV I или участок операции кат. I заканчивается в этой точке. OCA/HAPV равняется абсолютной/относительной высоте SOC, увеличенной на значение HL.

5.5.3.3.2 *Зона.* Зона разворота строится в соответствии с главой 6 раздела 4 части I, за исключением того, что она основывается на ширине контуров поверхности Y OAS SBAS в самой ранней и самой поздней ТР (см. рис. III-3-5-11).

5.5.3.3.3 *Запас высоты над препятствиями.* Превышение/относительная высота препятствий составляет менее чем:

$$(OCA/H_{APV} – HL) + d_o \text{ tg } Z – MOC ,$$

где d_o – кратчайшее расстояние от препятствия до линии K-K’,

а MOC составляет:

50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)) для разворотов более чем на 15° и 30 м (98 фут) для разворотов на 15° или менее.

5.6 ОДНОВРЕМЕННЫЕ ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ НА ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ИЛИ ПОЧТИ ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ОБОРУДОВАННЫЕ ВПП

(Применяется до 3 ноября 2021 года; с 4 ноября 2021 года настоящий раздел 5.6 будет полностью исключен)

Примечание. Инструктивный материал содержится в Руководстве по одновременному использованию параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП (SOIR) *(Doc 9643).*

5.6.1 Общие положения

В том случае, когда предполагается использовать схему с вертикальным наведением на основе SBAS на параллельные ВПП одновременно со схемой с вертикальным наведением по ILS, MLS, GLS или иной схемой с вертикальным наведением на основе SBAS, при построении обеих схем применяются следующие дополнительные критерии:

a) максимальный угол захвата линии пути конечного этапа захода на посадку составляет 30º. Точка захвата линии пути конечного этапа захода на посадку должна располагаться на расстоянии по крайней мере 3,7 км (2,0 м. мили) до точки захвата глиссады;

b) минимальные абсолютные высоты на промежуточных участках двух схем отличаются как минимум на 300 м (1000 фут);

c) номинальные линии пути двух схем ухода на второй круг отклоняются по крайней мере на 30º, соответствующие развороты при уходе на второй круг указываются как "при первой практической возможности", при этом возможно потребуется построение схемы (схем) ухода на второй круг.

5.6.2 Пролет препятствий

Критерии пролета препятствий для схем на основе APV I и кат. I SBAS, указанные в соответствующих главах, применяются к каждой схеме параллельного захода на посадку. В дополнение к этим критериям проводится проверка препятствий в зоне, расположенной на противоположной стороне другой параллельной ВПП, для обеспечения защиты ранних разворотов, необходимых для уклонения от потенциального воздушного судна-нарушителя с соседней ВПП. Эта проверка может осуществляться с использованием комплекта отдельно определенных поверхностей оценки препятствий параллельных заходов на посадку (PAOAS). Пример метода оценки препятствий для этих схем приведен в добавлении D к главе 1 раздела 1 части II.

5.7 ЗАХОД НА ПОСАДКУ SBAS СО СМЕЩЕНИЕМ ПО НАПРАВЛЕНИЮ ЛИНИИ ПУТИ КОНЕЧНОГО УЧАСТКА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

5.7.1 Использование схемы захода на посадку SBAS со смещением по направлению

5.7.1.1 В определенных случаях может оказаться нецелесообразным выравнивание конечного участка захода на посадку по осевой линии ВПП в связи с создаваемыми препятствиями затруднениями. Смещенная линия пути конечного участка захода на посадку не используется в качестве меры снижения шума. Линия пути конечного участка захода на посадку пересекает продолжение осевой линии ВПП:

a) под углом не более 5°;

b) в точке, где номинальная глиссада достигает относительной высоты, называемой относительной высотой пересечения, по крайней мере равной 55 м (180 фут) над превышением порога ВПП.

5.7.1.2 На этой схеме указывается примечание "смещение линии пути конечного участка захода на посадку…градусов" (десятые доли градуса).

5.7.1.3 Общая схема расположения приведена на рис. III-3-6-24.

5.7.2 Критерии пролета препятствий

Применяются положения пп. 5.1–5.5, за исключением следующего:

a) все поверхности пролета препятствий и расчеты соответствуют фиктивной ВПП, выровненной по линии пути конечного участка захода на посадку. Эта фиктивная ВПП имеет такую же длину и такое же превышение посадочного порога ВПП, как и фактическая ВПП. FTP аналогична LTP, а курсовая ширина в FTP аналогична курсовой ширине в LTP для схемы с выравниванием линий пути. DCP расположена на высоте 15 м (50 фут) над FTP;

b) OCA/H для данной схемы по крайней мере составляет: абсолютная/относительная высота пересечения + 20 м (66 фут).

5.8 NPA SBAS

5.8.1 *Конечный участок захода на посадку.* Основная зона конечного этапа захода на посадку образуется с использованием внешних продольных границ поверхностей X, начинающихся от порога ВПП и простирающихся до FAF. Дополнительная зона простирается в боковом направлении до достижения половины ширины в 0,95 м. мили (0,8 м. мили для вертолетов).

5.8.1.1 *Поверхности половины ширины конечного участка захода на посадку.* Половина ширины поверхности конечного этапа захода на посадку определяется по следующим формулам:

Y_{LTP} = [–0,0031 (GARP – LTP) + 182,83] м;

θ_x = [–0,0006 (GARP – LTP) + 9,4367]°,

где Y_{LTP} – половина ширины поверхности конечного этапа захода на посадку в точке LTP/FTP;

θx – угол расширения поверхности конечного этапа захода на посадку в направлении от LTP/FTP;

W/2 (половина ширины) рассчитывается следующим образом: Y_{LTP} + расстояние от LTP/FTP, умноженное на tg θ_x.

5.8.2 До 3 ноября 2021 года. *Промежуточный участок.* Общая ширина зоны соответствует положениям п. 2.4.3 главы 2 "Ширина зоны промежуточного участка захода на посадку". С расстояния в 3,7 км (2,0 м. мили) до FAF эта зона равномерно сужается, обеспечивая соответствие продольным границам поверхности X в точке FAF. Ширина дополнительной зоны уменьшается до нуля в точке FAF, если DD" больше 0,95 м. мили, и до 0,95 м. мили, если линия DD" меньше 0,95 м. мили (см. рис. III-3-5-12 и III-3-5-13).

5.8.2 С 4 ноября 2021 года. *Промежуточный участок.* Общая ширина зоны соответствует положениям п. 2.4.3 главы 2 "Ширина зоны промежуточного участка захода на посадку". С расстояния в 3,7 км (2,0 м. мили) до FAF эта зона равномерно сужается, обеспечивая соответствие продольным границам поверхности X в точке FAF. Ширина дополнительной зоны уменьшается до нуля в точке FAF, если DD" больше 1759 м (0,95 м. мили), и до 1759 м (0,95 м. мили), если линия DD" меньше 0,95 м. мили (см. рис. III-3-5-12 и III-3-5-13).). Если промежуточный участок содержит разворот RF на курс конечного этапа захода на посадку, он должен

заканчиваться в контрольной точке, которая выравнивается по курсу конечного этапа захода на посадку, на минимальном расстоянии 1852 м (1,0 м. миля) до FAF.

5.8.3 *Участок ухода на второй круг.* Зона ухода на второй круг начинается в точке раннего допуска ATT точки MAPt с расширением зоны под углом 15° с каждой стороны внешней границы конечного этапа захода на посадку. Когда расширенная половина ширины достигает надлежащего размера для уровней навигационной точности RNP или RNAV, установленных для наведения на этапе ухода на второй круг, применяются дополнительные зоны.

5.8.3.1 Оценка препятствий и установление OCA/H осуществляются таким же образом, что и критерии LNAV.

5.9 ОПУБЛИКОВАНИЕ

5.9.1 Применяются общие критерии п. 9.5 "Присвоение названий схемам для карт прибытия и захода на посадку" главы 9 раздела 4 части I. Карта захода на посадку по приборам для схемы захода на посадку по SBAS озаглавливается $RNAV_{(GNSS)}$ или RNP Rwy XX в соответствии с главой 1 раздела 5 части III.

5.9.2 С 4 ноября 2021 года в тех случаях, когда на промежуточном участке захода на посадку используется разворот RF на курс конечного этапа захода на посадку, точка пути в конце разворота RF публикуется с ограничением по "диапазону" абсолютных высот или по значению "на" абсолютной высоте (см. примечание к п. 5.3.5.3).

5.9.3 *Публикация значений OCA/H для схем захода на посадку по SBAS.* Значения OCA/H публикуются для тех категорий воздушных судов, для которых разработана данная схема. Значения соответствуют следующим стандартным условиям:

a) заход на посадку с барометрическим высотомером;

b) стандартные размеры воздушных судов (см. п. 6.1.3);

c) градиент набора высоты при уходе на второй круг 2,5 %.

Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом могут согласовываться подлежащие опубликованию дополнительные значения OCA/H на том основании, что изменения выполнены согласно п. 5.4.5.7.

5.9.4 *Графа минимумов.* Все значения OCA/Hs для схем APV I и кат. I SBAS публикуются как строки минимумов LPV. Все значения OCA/H для неточного захода на посадку по SBAS публикуются как строки минимумов LP (курсовое наведение). Строки минимумов LPV и LP не публикуются на одной карте.

5.9.5 *Дополнительный градиент для конечного этапа участка ухода на второй круг.* Если выявленные в пределах конечного этапа участка ухода на второй круг препятствия обуславливают увеличение любой из OCA/H, рассчитанных для точного участка, может быть также указан дополнительно более высокий градиент поверхности ухода на второй круг (Z) при условии, что им будет обеспечиваться запас высоты над этими препятствиями для определенной более низкой OCA/H (см. п. 6.2 "Градиент набора высоты и MOC" главы 6 раздела 4 части I).

Примечание. Дополнительные требования к составлению карт PBN приводятся в главе 1 раздела 5 части III.

5.9.6 *Блок данных для конечного участка захода на посадку (FAS DB).* Подробное описание FAS DB приводится в главе 6 раздела 3 части III. Он публикуется в текстовом виде с обратной стороны карты захода на посадку или на отдельном листе и содержит по крайней мере данные, приведенные в таблице III-3-5-1.

Таблица III-3-5-1. Пример текстового описания данных, требующихся для блока данных конечного участка захода на посадку

Содержание данных	*Примеры данных*
Тип операции	0
Идентификатор поставщика обслуживания SBAS	1
Идентификатор аэропорта	LFLC
Номер ВПП	26
Буква ВПП	
Определитель характеристик захода на посадку	0
Индикатор маршрута	Z
Селектор данных опорной траектории	0
Идентификатор опорной траектории	E26A
Широта LTP/FTP	454718.3185N
Долгота LTP/FTP	0031114.4545E
Высота LTP/FTP относительно эллипсоида	372.3
Широта FPAP	454705.1260N
Долгота FPAP	0030900.4790E
Относительная высота пересечения порога ВПП (TCH) при заходе на посадку	15
Селектор единиц TCH при заходе на посадку	1
Угол наклона глиссады (GPA)	3
Курсовая ширина на пороге ВПП	105
Смещение Δ-расстояния	48
Порог срабатывания сигнализации в горизонтальной плоскости (HAL)	40
Порог срабатывания сигнализации в вертикальной плоскости (VAL)	0
Конечный участок захода на посадку (CRC)	AB8761C6

5.9.7 *Подлежащая опубликованию информация DB FAS SBAS*. Для схем на основе SBAS публикуется следующая информация:

a) *Номер канала*. Индивидуальный в глобальном масштабе номер канала в диапазоне 40 000 – 99 999.

b) *Идентификатор опорной траектории (RPI)*. RPI, как он определен в п. 3.5 добавления B к главе 6 раздела 2 части III, в рамках информации о схеме. Это требуется для составления карт и кодирования базы данных.

c) *Поставщик обслуживания SBAS*. Поскольку в схемах SBAS с вертикальным наведением информация от различных SBAS не может смешиваться, первая буква в поле идентификатора опорной траектории (RPI) может быть использована для идентификации поставщика обслуживания.

Примеры:

W17A для WAAS,
E22A для EGNOS.

d) *Ортометрическая высота FPAP и LTP*. Поле "ортометрической высоты" представляет собой установленную топографической съемкой высоту точки относительно среднего уровня моря (MSL). Она включается в данные о схеме и выражается в метрах с разрешающей способностью одна десятая метра.

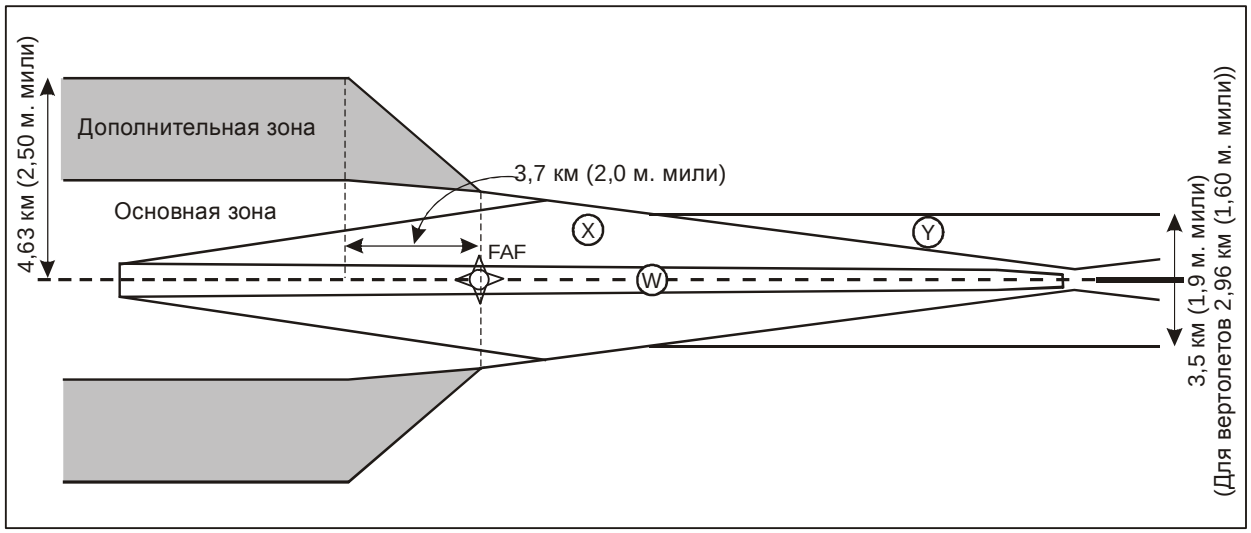


Рис. III-3-5-1 a). Зона промежуточного участка захода на посадку (полностью основанная на SBAS). FAF дальше от порога ВПП (ширина поверхности X в FAF больше, чем 3,7 км (2,0 м. мили))

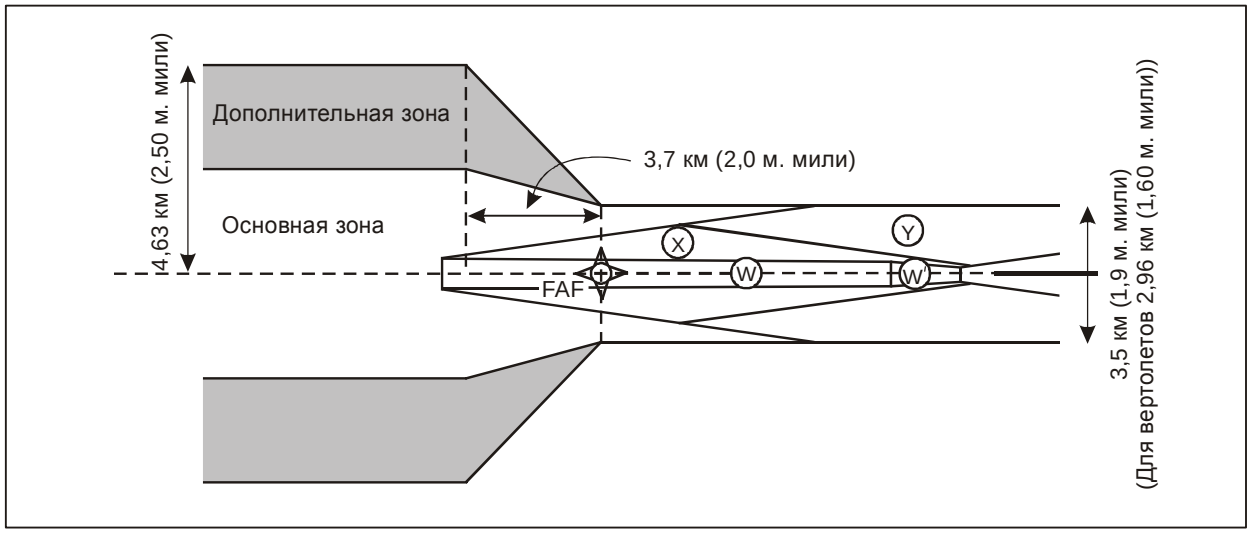


Рис. III-3-5-1 b). Зона промежуточного участка захода на посадку (полностью основанная на SBAS). FAF ближе к порогу ВПП (ширина поверхности X в FAF меньше, чем 3,7 км (2,0 м. мили))

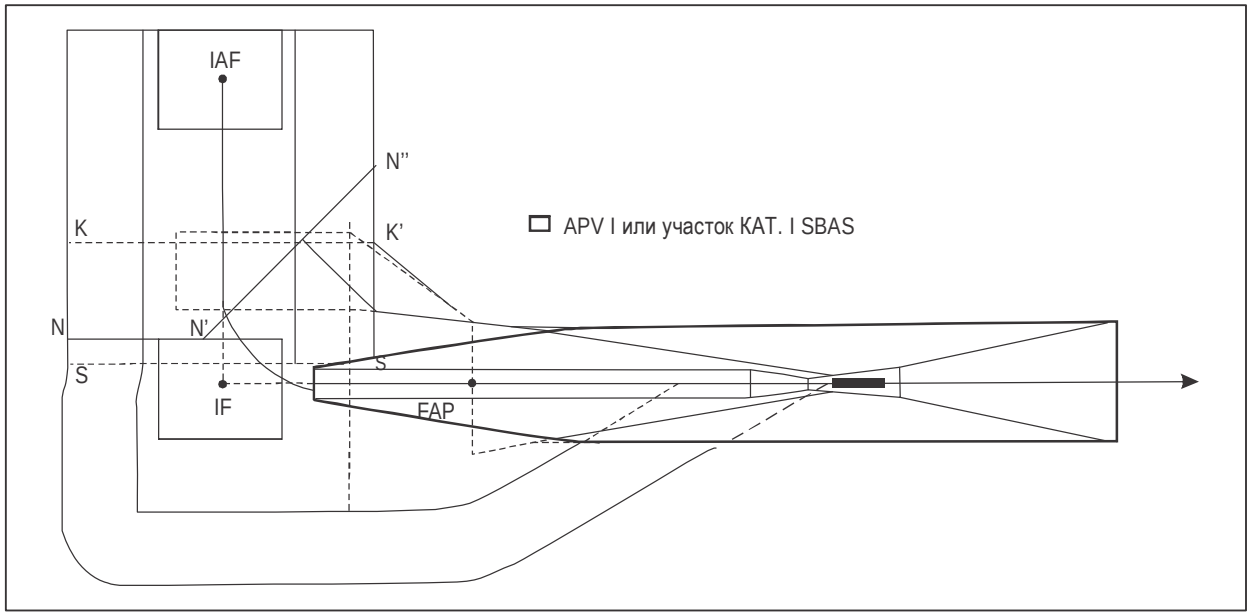


Рис. III-3-5-1 c). Зона промежуточного участка захода на посадку (полностью основанная на SBAS) с разворотом в IF

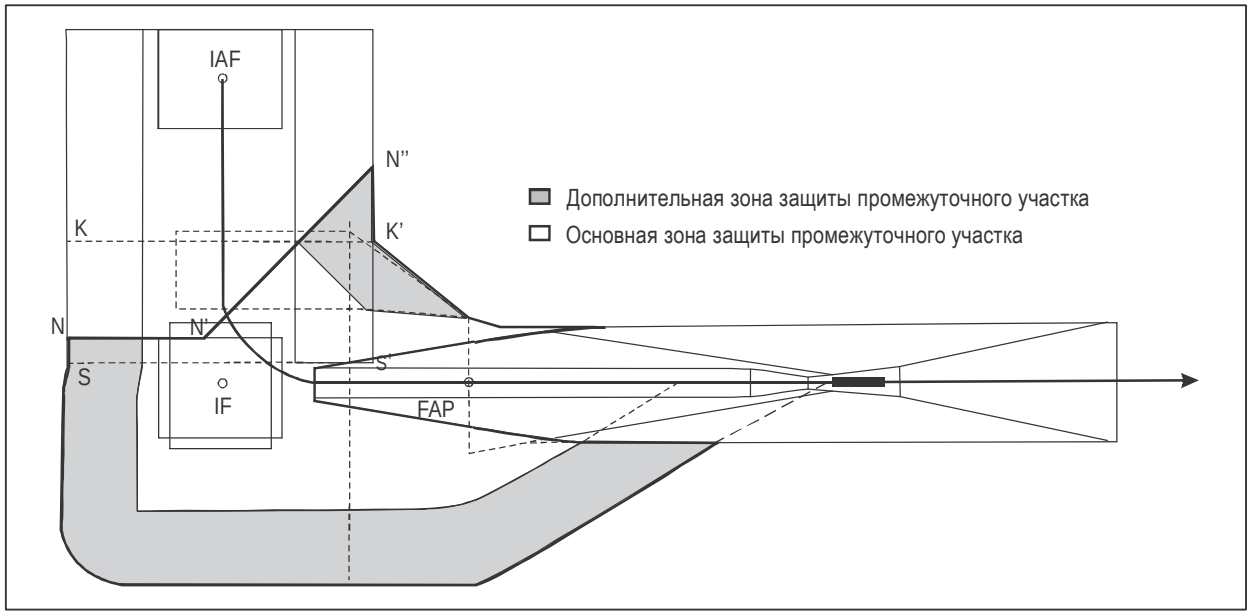


Рис. III-3-5-1 d). Поверхности оценки препятствий SBAS с разворотом в IF

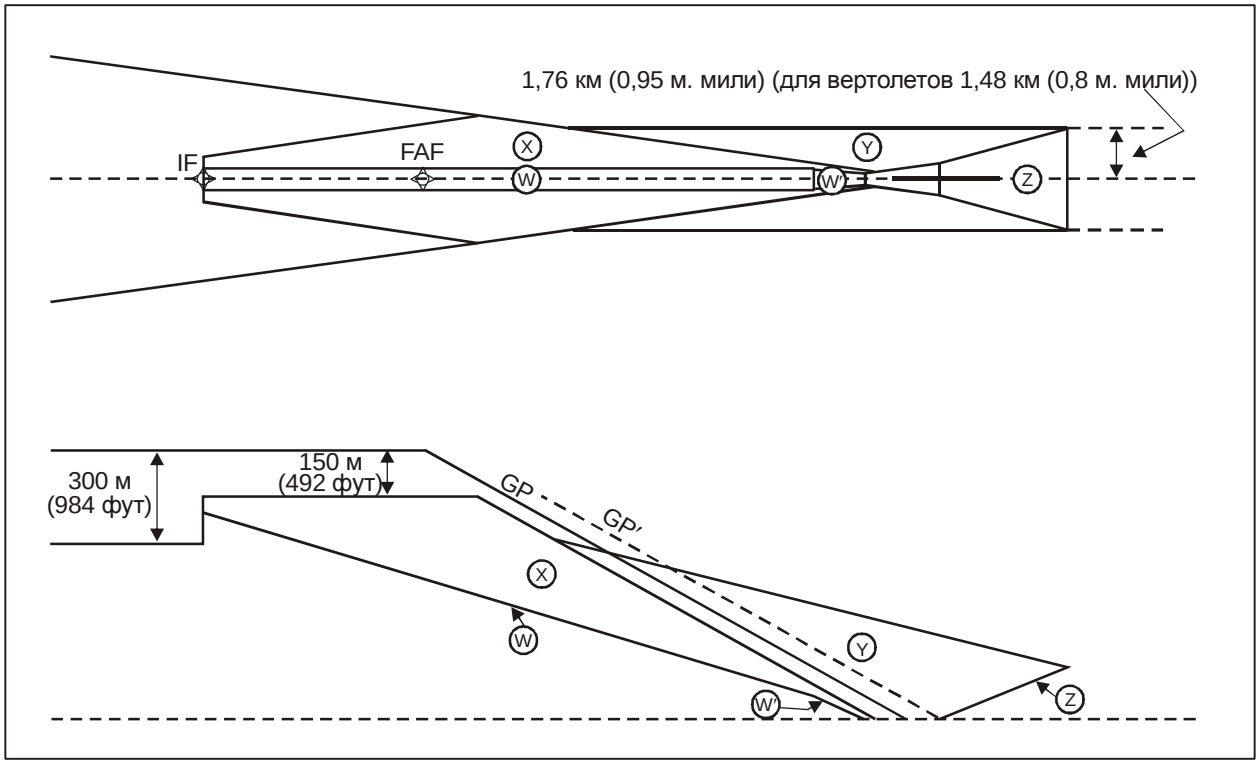


Рис. III-3-5-2. Иллюстрация APV I-поверхностей оценки препятствий SBAS (вид в плане и вид сбоку)

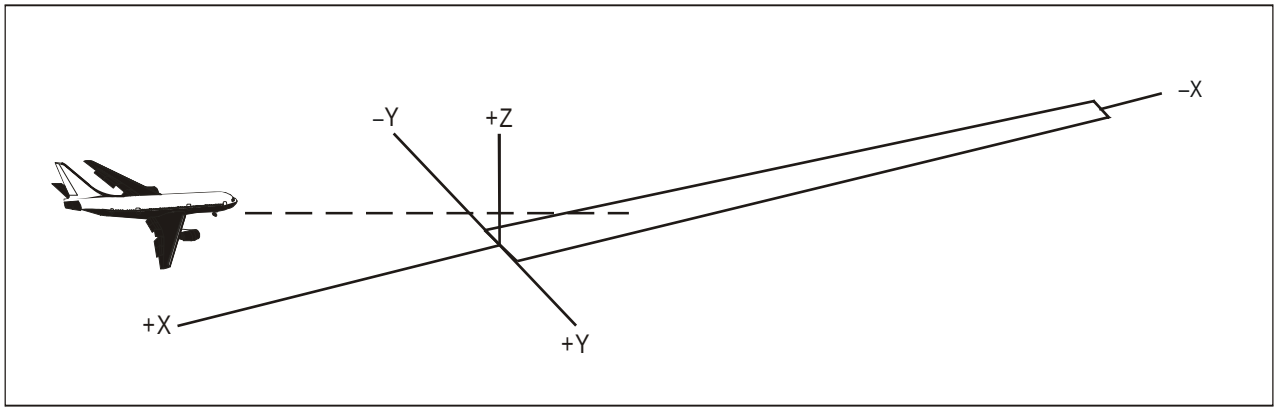


Рис. III-3-5-3. Система координат

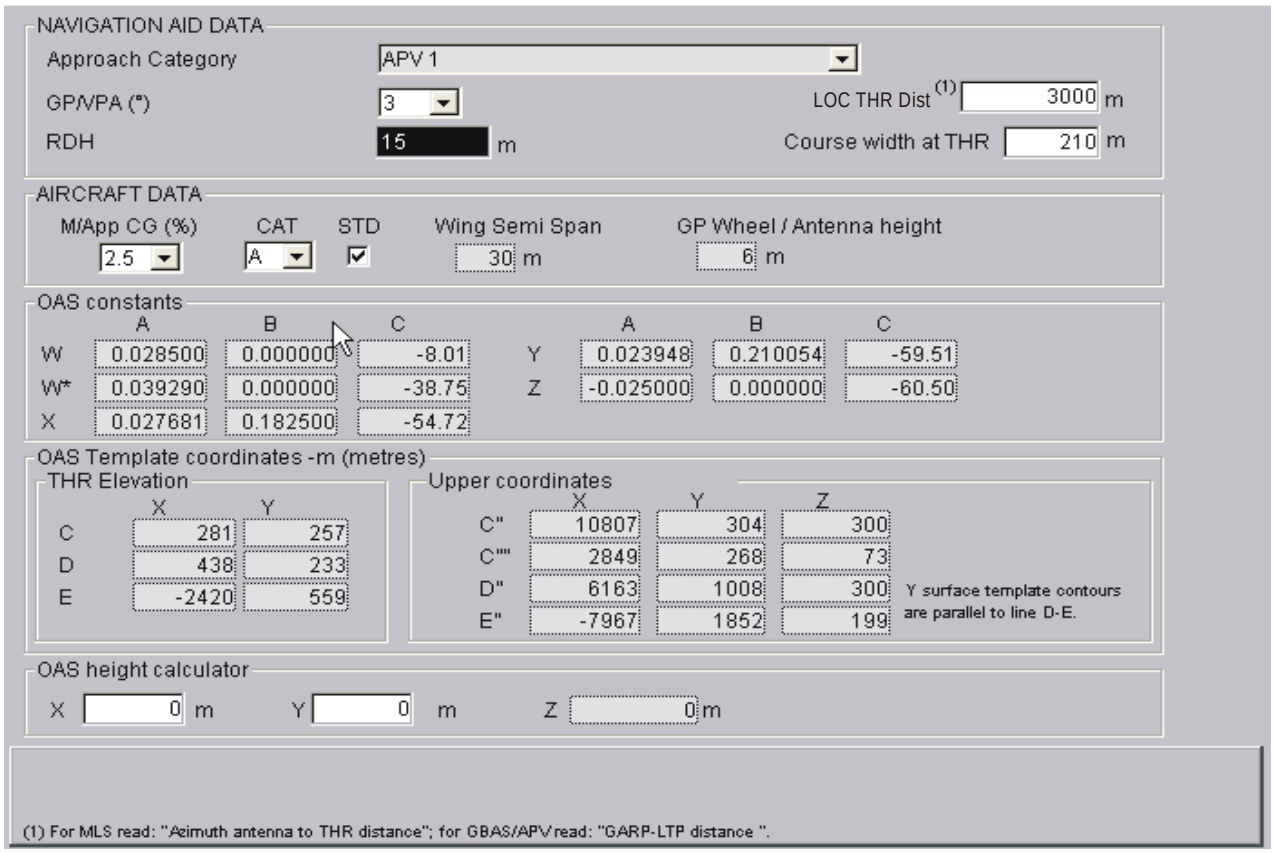


Рис. III-3-5-4. Пример изображения на экране входных/выходных данных программы PANS-OPS

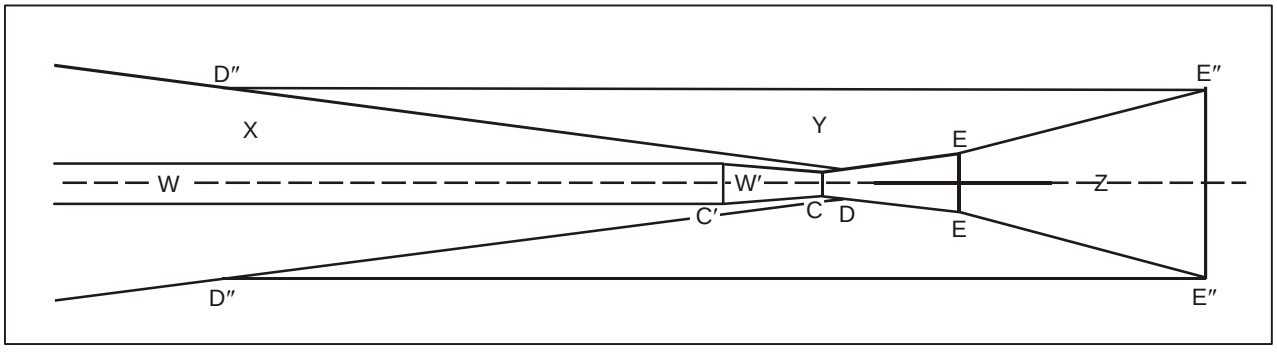


Рис. III-3-5-5. Типичные контуры APV I-OAS SBAS для воздушных судов стандартного размера

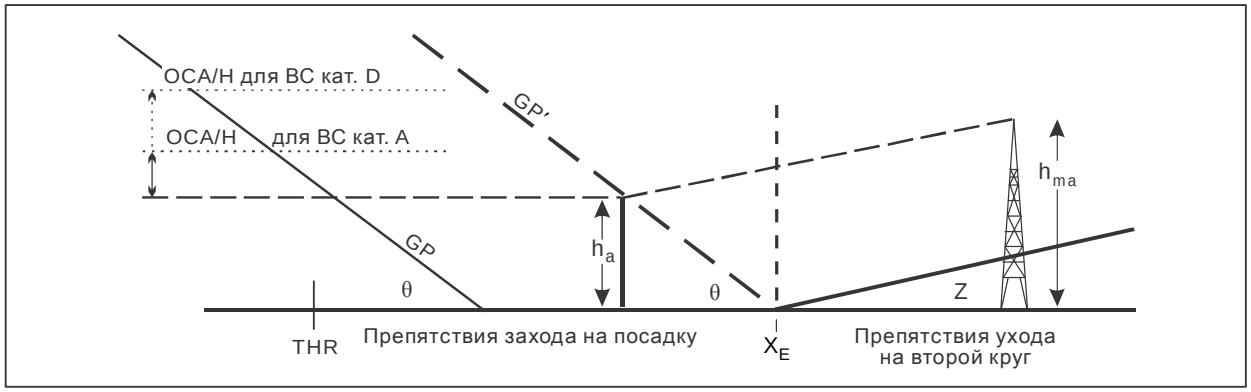


Рис. III-3-5-6. Препятствия ухода на второй круг после дальности X_E

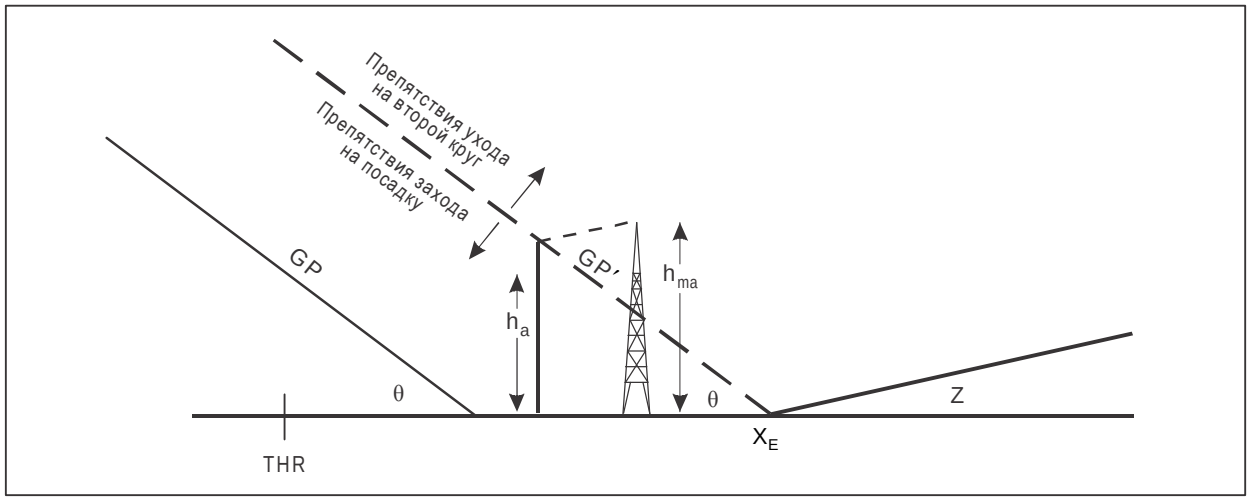


Рис. III-3-5-7. Препятствия ухода на второй круг до дальности X_E

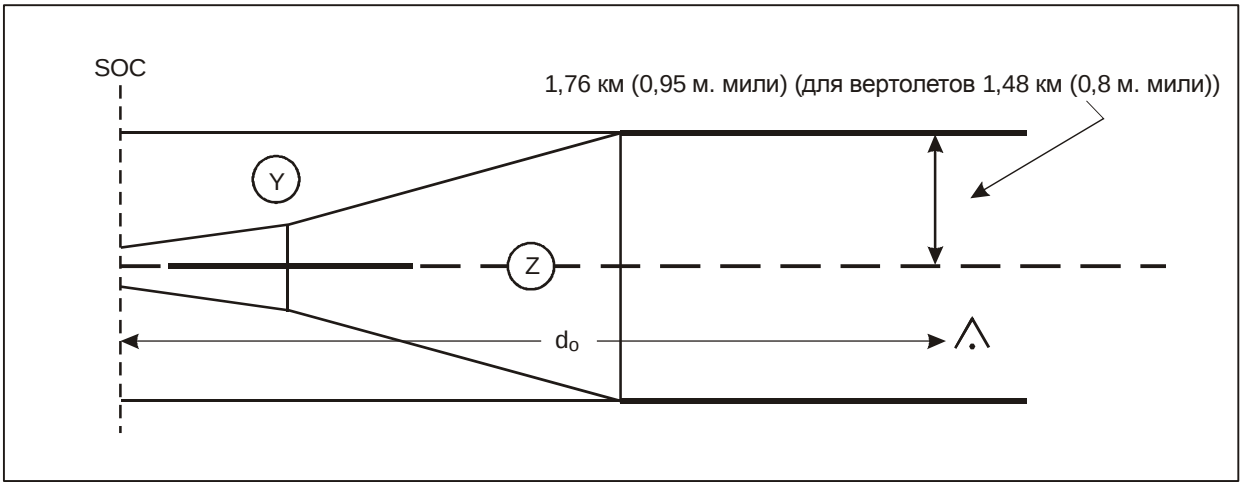


Рис. III-3-5-8. Конечный участок ухода на второй круг по прямой

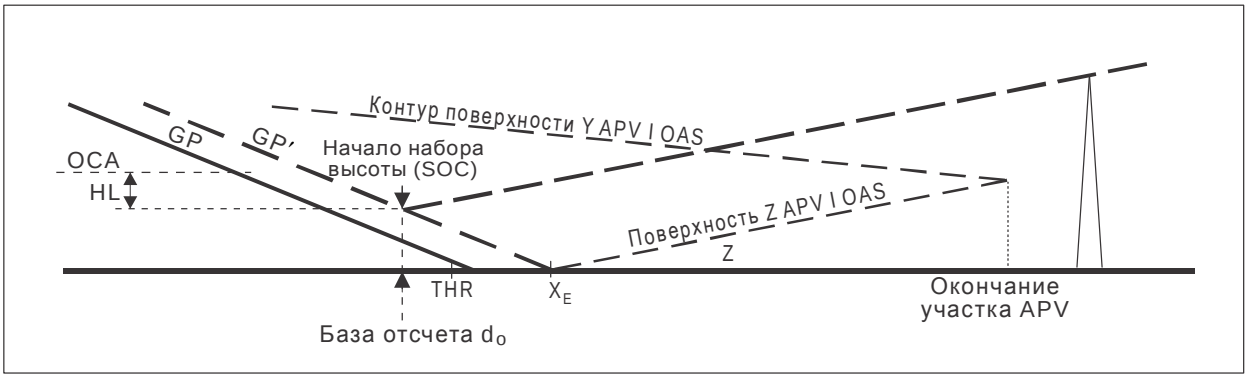


Рис. III-3-5-9. Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг по прямой

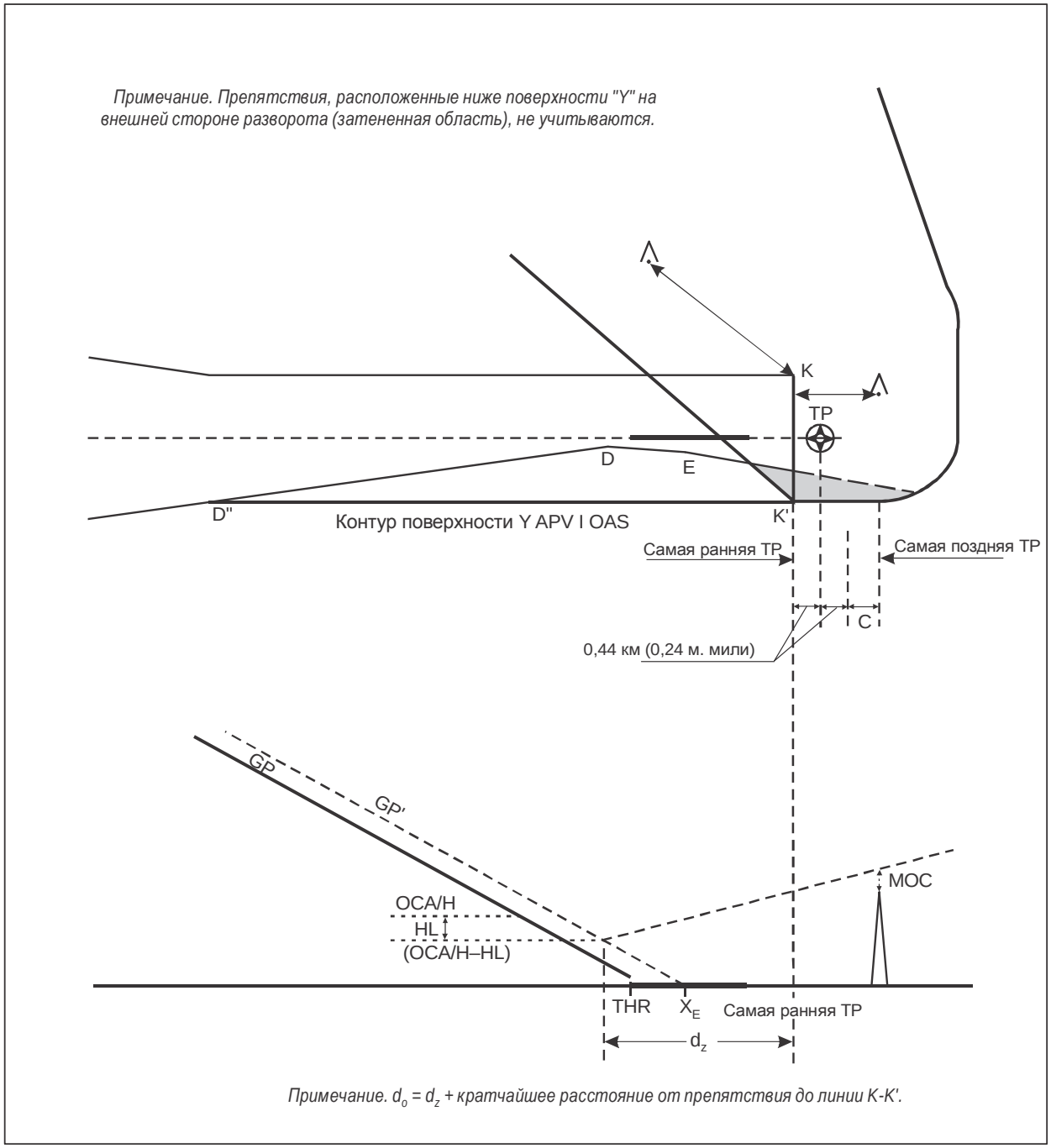


Рис. III-3-5-10. Разворот в заданной TP (точка пути "флайовер") после порога ВПП

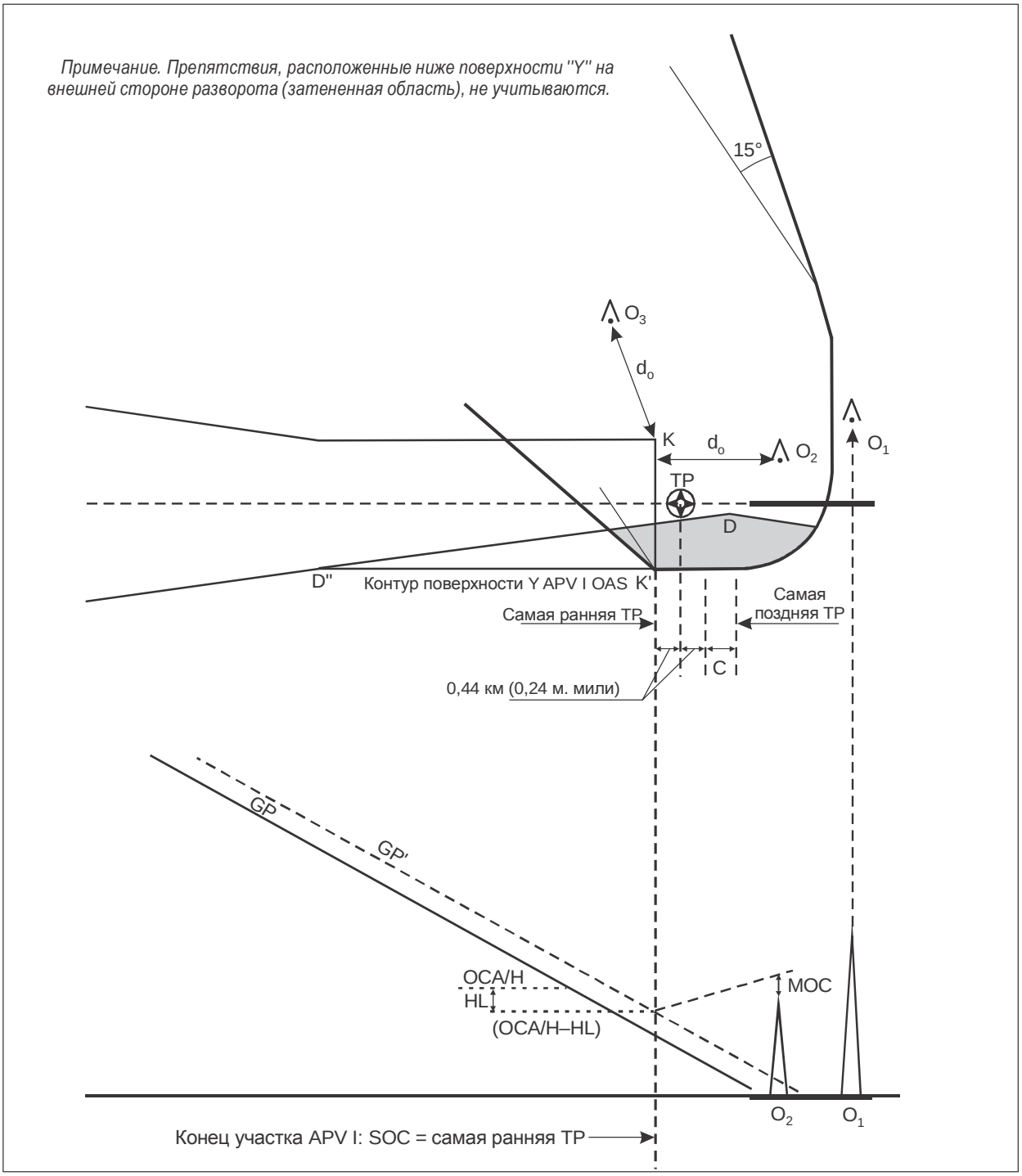


Рис. III-3-5-11. Разворот в заданной TP (точка пути "флайовер") перед порогом ВПП

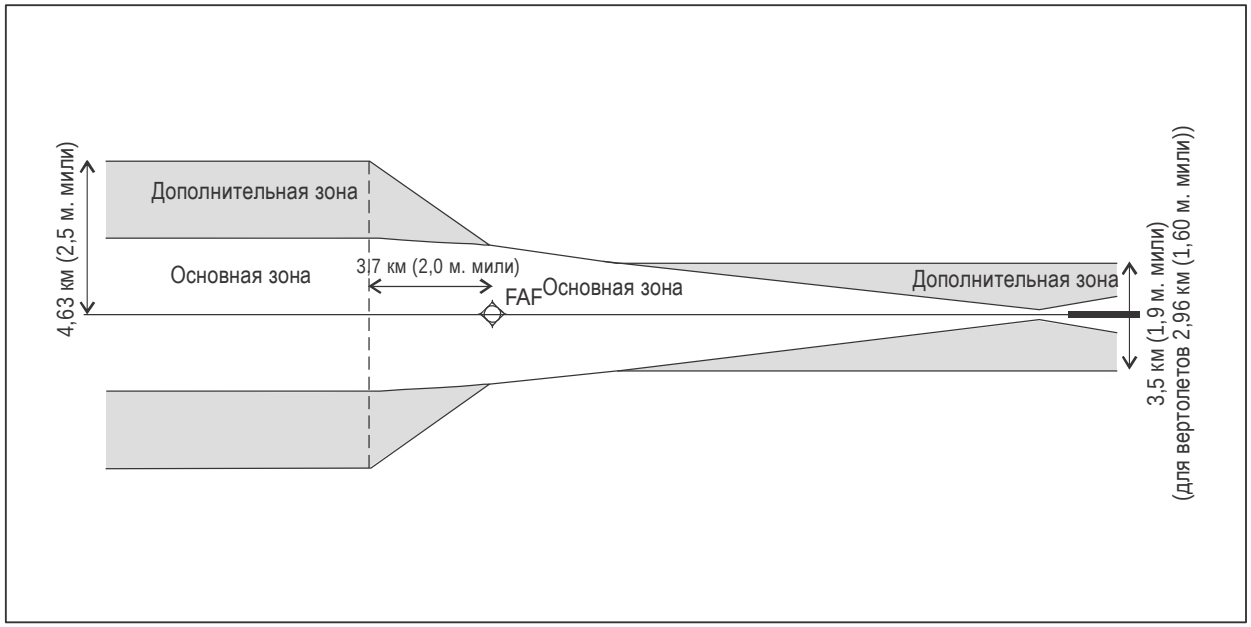


Рис. III-3-5-12. Промежуточный и конечный участки захода на посадку FAF дальше от порога ВПП (ширина поверхности X в FAF больше, чем 3,5 км (1,9 м. мили))

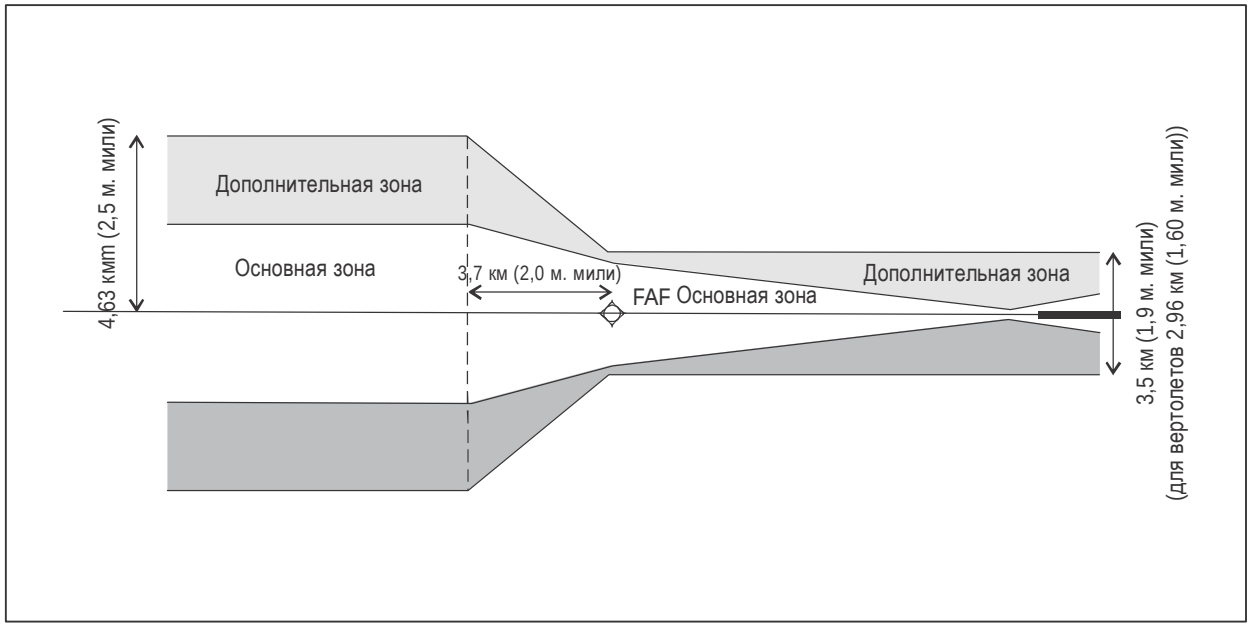


Рис. III-3-5-13. Промежуточный и конечный участки захода на посадку FAF ближе к порогу ВПП (ширина поверхности X в FAF меньше, чем 3,5 км (1,9 м. мили))

— — — — — — — —

Добавление к главе 5

ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ ПО ГЛИССАДАМ С БОЛЬШИМ УГЛОМ НАКЛОНА ВПЛОТЬ ДО 6,3º (11 %)

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Для воздушных судов с неподвижным крылом углы наклона глиссады, превышающие стандартные значения (см. п. 5.1), следует использовать при построении схемы захода на посадку только для целей пролета препятствий и не должны использоваться в качестве приемов снижения шума. Такие схемы являются не стандартными и требуют специального утверждения.

1.2 Использование критериев APV I или кат. I SBAS в настоящем добавлении ограничивается схемами с углом наклона глиссады менее или равным 6,3º (11 %).

2. ПОСТРОЕНИЕ СХЕМЫ

2.1 Критерии пролета препятствий

Следующие критерии пролета препятствий следует скорректировать для особого угла наклона глиссады:

a) поверхности W и W' поверхности APV I-OAS SBAS;

b) начало поверхности Z поверхности APV I-OAS SBAS;

c) запас на потерю высоты/высотомер (см. п. 3).

2.2 Определение коэффициентов APV I-OAS SBAS

- *Поверхность W*: коэффициент A_W определяется по формуле:

  $A_W = 0{,}0239 + 0{,}0092\ (\theta - 2{,}5)$,

  в которой θ – угол наклона глиссады в градусах.

  Коэффициент $C_W = -6{,}45$.

- *Поверхность W':* коэффициенты A_W и C_W определяются по формуле:

  $A_{W'} = \mathrm{tg}(0{,}75\theta)$,

  $C_{W'} = -50 + \mathrm{RDH}\ \mathrm{tg}(0{,}75\theta)/\mathrm{tg}(\theta)$ для APV I,

где RDH – относительная высота опорной точки (м);
θ – угол наклона глиссады.

- *Поверхности X и Y:* коэффициенты поверхностей X и Y для глиссады с углом 3,5° на соответствующем расстоянии GARP/порог ВПП используются для всех углов наклона глиссады более 3,5°.

- *Поверхность Z:* коэффициент C_z для поверхности Z определяется по формуле:

$C_Z = –A_Z X_E$,

где A_Z – коэффициент A для выбранного градиента ухода на второй круг, а X_E – новая координата начала поверхности Z:

$X_E = – [900 + (38/tg\theta) + 50(\theta–3{,}5°)/0{,}1°]$ для APV I.

Для кат. H $X_E = – [700 + (38/tg\theta) + 50(\theta–3{,}5°)/0{,}1°]$ для APV I.

2.3 Определение относительной высоты эквивалентного препятствия ухода на второй круг

Используется формула:

$h_a = [h_{ma} \text{ ct } Z + (x – X_E)]/(\text{ctg } Z + \text{ctg } \theta)$,

где h_a – относительная высота эквивалентного препятствия захода на посадку;
h_{ma} – относительная высота препятствия ухода на второй круг;
θ – угол наклона глиссады;
Z – угол поверхности ухода на второй круг;
X_E – новая координата начала поверхности Z;
x – расстояние от порога ВПП до препятствия (отрицательное значение за порогом ВПП).

2.4 Повторная съемка препятствий

При изменении конфигурации APV I OAS SBAS может потребоваться провести повторную съемку препятствий.

2.5 Опубликование

На карте захода на посадку по приборам помещается специальное примечание о том, что для использования такой схемы требуются соответствующие воздушные суда и квалификация экипажей (см. п. 11.10.8.8 Приложения 4).

3. ЗАПАС НА ПОТЕРЮ ВЫСОТЫ И ДРУГИЕ СООБРАЖЕНИЯ

3.1 Запасы на потерю высоты для углов наклона глиссады более 3,5º

Запас на потерю высоты может быть определен посредством экстраполяции из формул, приведенных в п. 1.4.8.8.3.1 главы 1 и п. 3.4.8.8.3.1 главы 3 раздела 1 части II, озаглавленных "Запасы на потерю высоты (HL)/высотомер". Однако такая экстраполяция может оказаться недействительной для углов наклона глиссады более 3,5 или менее 3,5º, если номинальная скорость снижения (V_{at} для типа воздушного судна умноженная на синус угла наклона глиссады) превышает 5 м/с (1000 фут/мин), если только в ходе летных сертификационных испытаний не проверено влияние:

a) конфигурации с минимальным лобовым сопротивлением;

b) сдвига ветра;

c) законов управления;

d) пилотажных характеристик;

e) минимальной мощности для противообледенительной обработки;

f) модификации GPWS;

g) использования командного пилотажного прибора/автопилота;

h) времени раскрутки двигателя;

i) увеличения Vat с учетом пилотажных характеристик.

3.2 Дополнительные эксплуатационные соображения относительно запаса на потерю высоты

Кроме того, запас на потерю высоты может оказаться недостаточным, если такие эксплуатационные аспекты, как конфигурация, полет с отказавшим двигателем, максимальный и минимальный пределы попутного ветра – встречного ветра, GPWS, метеорологические минимумы, визуальные средства, квалификация экипажа и т. д.

Глава 6

СХЕМЫ ТОЧНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ: GLS

6.1 ВВЕДЕНИЕ

6.1.1 Применение

До 3 ноября 2021 года критерии для GLS, изложенные в настоящей главе, основаны на критериях ILS и связаны с характеристиками наземного и бортового оборудования и целостностью, требуемыми для соблюдения эксплуатационных минимумов кат. I, приведенных в Приложении 10. Иллюстрация конкретных определений, используемых в данной главе, приводится на рис. III-3-6-1.

Примечание 1. Поскольку конкретные критерии для GLS кат. I находятся в стадии подготовки, в основу критериев, содержащихся в данной главе, положен эквивалентный метод ILS кат. I. Требования к заходам на посадку по кат. II и III для включения в Приложение 10 находятся в стадии разработки; на период доработки этих требований будут предоставлены критерии построения схем.

Примечание 2. GBAS – это наземная система функционального дополнения GNSS. Наземные средства включают опорные приемники GBAS, процессор, который генерирует сообщения для радиовещания, и систему радиовещания для ОВЧ-данных (VDB). VDB автоматически настраивается путем выбора номера канала в диапазоне от 20 000 до 39 999.

Примечание 3. Стандарты минимальных эксплуатационных характеристик для датчиков приведены в документе RTCA DO-253C или эквивалентных документах.

Примечание 4. Минимальная зона действия по кат. I для каждого конца ВПП, обслуживаемого системой, приведена в п. 3.7.3.5.3 главы 3 тома I Приложения 10, а также в п. 7.3 и на рис. D-4 главы 7 дополнения D.

С 4 ноября 2021 года критерии для GLS, изложенные в настоящей главе, основаны на критериях ILS и связаны с характеристиками наземного и бортового оборудования и целостностью, требуемыми для соблюдения эксплуатационных минимумов, приведенных в Приложении 10. Иллюстрация конкретных определений, используемых в данной главе, приводится на рис. III-3-6-1.

Примечание 1. Поскольку конкретные критерии для GLS находятся в стадии подготовки, в основу критериев, содержащихся в данной главе, положен эквивалентный метод ILS.

Примечание 2. GBAS – это наземная система функционального дополнения GNSS. Наземные средства включают опорные приемники GBAS, процессор, который генерирует сообщения для радиовещания, и систему радиовещания для ОВЧ-данных (VDB). VDB автоматически настраивается путем выбора номера канала в диапазоне от 20 000 до 39 999.

Примечание 3. Стандарты минимальных эксплуатационных характеристик для датчиков приведены в документе RTCA DO-253C или эквивалентных документах.

Примечание 4. Минимальная зона действия по кат. I для каждого конца ВПП, обслуживаемого системой, приведена в п. 3.7.3.5.3 главы 3 тома I Приложения 10, а также в п. 7.3 и на рис. D-4 главы 7 дополнения D.

6.1.2 Построение схемы

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

Схема в пределах от этапа полета по маршруту до конечного участка захода на посадку по GLS, а также на конечном этапе ухода на второй круг соответствует общим критериям. Различия определяются физическими требованиями, предъявляемыми к точному участку GLS, который включает конечный участок захода на посадку, а также начальный и промежуточный этапы участка ухода на второй круг. Эти требования связаны с характеристиками системы GBAS кат. I.

6.1.2 Построение схемы

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

Схема в пределах от этапа полета по маршруту до конечного участка захода на посадку по GLS, а также на конечном этапе ухода на второй круг соответствует общим критериям. Различия определяются физическими требованиями, предъявляемыми к точному участку GLS, который включает конечный участок захода на посадку, а также начальный и промежуточный этапы участка ухода на второй круг. Эти требования связаны с характеристиками системы GBAS.

6.1.3 Стандартные условия

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

Стандартные допущения, на основе которых разрабатываются схемы, содержатся в приводимом далее перечне. Предусмотрены положения, касающиеся корректировок в соответствующих случаях. Корректировки обязательны, когда условия отличаются от стандартных в худшую сторону, и не обязательны, когда это специально оговорено (см. п. 6.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS"):

а) Максимальные размеры воздушных судов принимаются равными следующим значениям:

Категория воздушных судов	*Размах крыла*	*Вертикальное расстояние между траекториями колес и глиссадной нтенны (м)*
H	30	3
A, B	60	6
C, D	65	7
D_L	80	8

Примечание 1. При необходимости публикуется OCA/H для воздушных судов категории D_L.

Примечание 2. Указанные размеры охватывают существующие типы воздушных судов. Они выбраны для упрощения расчетов OCA/H и опубликования минимумов, связанных с категорией воздушных судов. Предполагается, что эти размеры не предназначены для использования в других документах ИКАО в иных целях, чем расчеты OCA/H. Использование поверхностей OAS для расчета OCA/H может привести к значительным расхождениям между категориями воздушных судов из-за небольших различий в размерах. По этой причине во всех случаях предпочтительно использовать модель риска столкновения (п. 6.4.9), которая позволит более реально учитывать как относительную высоту, так и местоположение препятствий.

Примечание 3. Воздушные суда существующей категории E обычно не являются гражданскими транспортными воздушными судами, и их размеры необязательно связаны с V_{at} при максимальной посадочной массе. По этой причине они должны рассматриваться отдельно на индивидуальной основе.

b) Градиент набора высоты при уходе на второй круг: 2,5 %.

c) Курсовая ширина GLS: 210 м (±105 м с центром по курсу конечного этапа захода на посадку) у порога ВПП.

d) Угол наклона глиссады:

1) минимальный/оптимальный: 3,0º;

2) максимальный: 3,5º.

e) Относительная высота опорной точки GLS: 15 м (50 фут).

f) Относительная высота всех препятствий отсчитывается от превышения порога ВПП. Разработчик схемы указывает величину волны геоида (N) для каждого порога ВПП.

g) Дельта продольного смещения равняется 0.

6.1.3.1 *Данные, касающиеся конечного участка захода на посадку (FAS).* Конечный участок захода на посадку определяется данными, подготовленными разработчиком схемы. Поэтому точность траектории полностью зависит от точности и целостности исходных данных, касающихся данной ВПП, и выполненных разработчиком расчетов. Полное описание траектории, включая глиссаду, ширину сектора бокового наведения, выравнивание по направлению и всех других параметров, описывающих траекторию, производится разработчиком и не зависит от местоположения наземных средств. Параметры траектории разрабатываются с использованием геодезических и геометрических расчетов, и эти параметры форматируются в блок данных FAS согласно описанию, приведенному в добавлении к настоящей главе. Затем данные суммируются для выполнения контроля с использованием циклического избыточного кода (CRC), и полный блок передается пользователям для обеспечения целостности в течение всего процесса включения данных о траектории в систему GBAS для передачи в бортовые системы пользователей. Полное описание блока данных FAS включено в дополнение C.5 *Руководства по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368) вместе с примером процесса и результатов.

6.1.3 Стандартные условия
(Применяется с 4 ноября 2021 года)

6.1.3.1 Стандартные допущения, на основе которых разрабатываются схемы, содержатся в приводимом далее перечне. Предусмотрены положения, касающиеся корректировок в соответствующих случаях. Корректировки обязательны, когда условия отличаются от стандартных в худшую сторону, и не обязательны, когда это специально оговорено (см. п. 6.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS"):

a) Максимальные размеры воздушных судов принимаются равными следующим значениям:

Категория воздушных судов	*Размах крыла (м)*	*Вертикальное расстояние между траекториями колес и точкой контроля наведения (м)*
H	30	3
A, B	60	6
C, D	65	7
D_L	80	8

Примечание 1. При необходимости публикуется ОСА/Н для воздушных судов категории D_L.

Примечание 2. Указанные размеры охватывают существующие типы воздушных судов. Они выбраны для упрощения расчетов ОСА/Н и опубликования минимумов, связанных с категорией воздушных судов. Предполагается, что эти размеры не предназначены для использования в других документах ИКАО в иных целях, чем расчеты ОСА/Н. Использование поверхностей OAS для расчета ОСА/Н может привести к значительным расхождениям между категориями воздушных судов из-за небольших различий в размерах. По этой причине во всех случаях предпочтительно использовать модель риска столкновения (п. 6.4.9), которая позволит более реально учитывать как относительную высоту, так и местоположение препятствий.

Примечание 3. Воздушные суда существующей категории E обычно не являются гражданскими транспортными воздушными судами, и их размеры необязательно связаны с V_{at} при максимальной посадочной массе. По этой причине они должны рассматриваться отдельно на индивидуальной основе.

b) Градиент набора высоты при уходе на второй круг: 2,5 %.

c) Курсовая ширина GLS: 210 м (±105 м с каждой стороны линии пути конечного этапа захода на посадку) у порога ВПП.

d) Угол наклона глиссады:

   1) минимальный: 2,5º;

   2) оптимальный: 3,0º;

   3) максимальный: 3,5º (3,2º для полетов по кат. II/III).

e) Относительная высота опорной точки GLS: 15 м (50 фут).

f) Относительная высота всех препятствий отсчитывается от превышения порога ВПП. Разработчик схемы указывает величину волны геоида (N) для каждого порога ВПП.

g) Дельта продольного смещения равняется 0 (см. также п. 6.1.3.2).

h) Полет по кат. II с командным пилотажным прибором.

i) Для полетов по кат. II и III препятствия за пределы внутренней поверхности захода на посадку, внутренней переходной поверхности и поверхности ухода на второй круг при прерванной посадке не выступают. В тех случаях, когда ОСА/Н кат. II выше чем уровень внутренней горизонтальной поверхности, но ниже 600 м, могут обеспечиваться полеты по кат. III при условии, что внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность ухода на второй круг при прерванной посадке простираются до уровня ОСА/Н кат. II для обеспечения полетов по кат. III (см. рис. II-1-1-8a).

6.1.3.2 Данные, касающиеся конечного участка захода на посадку (FAS). Конечный участок захода на посадку определяется данными, подготовленными разработчиком схемы. Поэтому точность траектории полностью зависит от точности и целостности исходных данных, касающихся данной ВПП, и выполненных разработчиком расчетов. Полное описание траектории, включая глиссаду, ширину сектора бокового наведения, выравнивание по направлению и всех других параметров, описывающих траекторию, производится разработчиком и не зависит от местоположения наземных средств. Параметры траектории разрабатываются с использованием геодезических и геометрических расчетов, и эти параметры форматируются в блок данных FAS согласно описанию, приведенному в добавлении к настоящей главе. Затем данные суммируются для выполнения контроля с использованием циклического избыточного кода (CRC), и полный блок передается пользователям для обеспечения целостности в течение всего процесса включения данных о траектории в систему GBAS для

передачи в бортовые системы пользователей. Полное описание блока данных FAS включено в дополнение C.5 *Руководства по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368) вместе с примером процесса и результатов.

6.1.3.3 Помимо ограничений, указанных для кат. I GLS (добавление B к главе 6 раздела 2 части III тома II PANS-OPS), для схем кат. II/III применяются следующие ограничения:

a) FTP не допускается – LTP располагается в месте желаемого порога ВПП;

b) FPAP располагается на продолжении осевой линии ВПП;

c) применяется протокол аутентификации;

d) определитель характеристик захода на посадку устанавливается в соответствии с желаемыми характеристиками.

Примечание. Дополнительные ограничения для нескольких элементов блока данных FAS в случае применения схем кат. II/III GBAS содержатся в пп. 3.6.7.2.4, 3.6.7.2.4.5 добавления B тома I Приложения 10).

6.1.4 Абсолютная/относительная высота пролета препятствий (OCA/H)

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

Критерии GLS позволяют вычислить OCA/H для каждой категории воздушных судов (см. п. 1.8 "Категории воздушных судов" главы 1 раздела 4 части I). Там, где производятся статистические расчеты, величины OCA/H сопоставляются с общим заданным уровнем безопасности, выраженным через риск столкновения с препятствиями, равный 1×10^{-7}, т. е. 1 к 10 млн на каждый заход на посадку. OCA/H обеспечивает запас высоты над препятствиями от начала конечного участка захода на посадку до конца промежуточного участка ухода на второй круг.

Примечание. Согласно Приложению 6 OCA/H является лишь одним из факторов, которые учитываются эксплуатантом при установлении относительной высоты принятия решения.

6.1.4 Абсолютная/относительная высота пролета препятствий (OCA/H)

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

6.1.4.1 Критерии GLS позволяют вычислить OCA/H для каждой категории воздушных судов (см. п. 1.8 "Категории воздушных судов" главы 1 раздела 4 части I). Там, где производятся статистические расчеты, величины OCA/H сопоставляются с общим заданным уровнем безопасности, выраженным через риск столкновения с препятствиями, равный 1×10^{-7}, т. е. 1 к 10 млн на каждый заход на посадку. OCA/H обеспечивает запас высоты над препятствиями от начала конечного участка захода на посадку до конца промежуточного участка ухода на второй круг.

6.1.4.2 Для того чтобы при расчетах учитывать в отношении полетов по кат. II эксплуатационные преимущества улучшенных характеристик выдерживания линий курса и глиссады, которые имеют автопилоты, отвечающие национальным нормам сертификации (в противоположность командным пилотажным приборам), а также учитывать улучшенные характеристики набора высоты при уходе на второй круг для полетов по кат. I, II и III, включен дополнительный материал.

6.1.4.3 При расчетах могут также учитываться эксплуатационные преимущества воздушных судов с размерами, отличающимися от стандартных, принятых в основных расчетах. OCA/H не связана с полетами по кат. III. Эти полеты обеспечиваются определенными Приложением 14 поверхностями ограничения препятствий в сочетании с перекрывающей защитой, обеспечиваемой критериями кат. II.

6.1.5 Методы расчета OCA/H

6.1.5.1 *Общие положения.* Представлены три метода расчета OCA/H, в которых в порядке их изложения постепенно увеличивается степень сложности учета препятствий. Предполагается наличие стандартных условий (указаны в п. 6.1.3), если не введены корректировки на нестандартные условия.

6.1.5.2 *Первый метод.* В первом методе используется определенный комплект поверхностей, полученных на основе поверхностей ограничения препятствий точного захода на посадку Приложения 14, и поверхности ухода на второй круг, указанной в п. 6.4.7.2 "Определение основных поверхностей ILS", называемых далее "основными поверхностями ILS". Там, где существуют указанные в п. 6.1.3 стандартные условия и отсутствуют пересечения препятствиями основных поверхностей ILS (см. п. 6.4.7.1 "Общие положения"), OCA/H для кат. I определяется запасами, соответствующими категориям воздушных судов. В случае пересечения препятствиями основных поверхностей ILS OCA/H рассчитывается в соответствии с п. 6.4.7.3 "Определение OCA/H с помощью основных поверхностей ILS".

6.1.5.3 *Второй метод.* Во втором методе используется комплект поверхностей оценки препятствий (OAS), находящихся над основными поверхностями ILS (см. п. 6.4.8.3 "Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)"). При отсутствии пересечения препятствиями OAS и при условии, что плотность препятствий, находящихся под OAS, является приемлемой с эксплуатационной точки зрения (см. п. 6.4.8.9 "Влияние плотности препятствий на OCA/H"), OCA/H для кат. I по-прежнему определяется запасами, соответствующими категориям воздушных судов. Однако в случае пересечения препятствиями OAS запас для соответствующей категории воздушных судов добавляется к относительной высоте наивысшего препятствия, которое относится к заходу на посадку, или к скорректированной относительной высоте, соответствующей наибольшему пересечению препятствием, которое относится к уходу на второй круг, при этом берется наибольшая величина. Эта величина становится значением OCA/H.

6.1.5.4 *Третий метод.* Третий метод, в котором используется модель риска столкновения (CRM), применяется либо в качестве альтернативы к использованию критериев OAS (второй метод), либо в тех случаях, когда плотность препятствий под OAS считается чрезмерной. CRM принимает все объекты в качестве входных данных и производит для любой конкретной величины OCA/H оценку риска, связанного с отдельными препятствиями, и накопленного риска, связанного со всеми препятствиями. Она предназначена для обоснованного с эксплуатационной точки зрения выбора величины OCA/H.

Примечание 1. Пока специальные распределения для GBAS, подлежащие включению в существующую CRM, находятся в состоянии разработки, следует применять используемую CRM ILS.

Примечание 2. CRM не учитывает характеристики вертолетов. CRM можно использовать, но метод должен быть консервативным.

6.1.6 Ссылки

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

Следующий материал относится к содержанию настоящей главы и расширяет его:

a) исходная информация, относящаяся к получению OAS (п. 1 дополнения к части II) и характеристикам бортового и наземного оборудования, использованным при получении OAS (п. 2);

b) уход на второй круг с разворотом после точного захода на посадку (добавление A к главе 1 раздела 1 части II);

c) независимые параллельные заходы на посадку на близко расположенные параллельные ВПП (добавление D к главе 1 раздела 1 части II);

d) определение относительных высот и расстояний глиссады снижения ILS/угла места MLS (добавление C к главе 1 раздела 1 части II);

e) программа OAS PANS-OPS (общедоступный веб-сайт ИКАО (www.icao.int), раздел Publications).

Примеры расчета OCA/H приведены в *Руководстве по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368).

6.1.6 Ссылки

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

Следующий материал относится к содержанию настоящей главы и расширяет его:

a) исходная информация, относящаяся к получению OAS (п. 1 дополнения к части II) и характеристикам бортового и наземного оборудования, использованным при получении OAS (п. 2);

b) уход на второй круг с разворотом после точного захода на посадку (добавление A к главе 1 раздела 1 части II);

c) определение относительных высот и расстояний глиссады снижения ILS/угла места MLS (добавление C к главе 1 раздела 1 части II);

d) программа OAS PANS-OPS (общедоступный веб-сайт ИКАО (www.icao.int);

e) минимальное расстояние между пересечениями линии курса и глиссады после разворота с постоянным радиусом до контрольной точки (RF) на курс курсового радиомаяка (добавление D к главе 1 раздела 1 части II).

Примеры расчета OCA/H приведены в *Руководстве по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368).

6.1.7 GLS с неработающим глиссадным радиомаяком

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

Схема для GLS с неработающим глиссадным радиомаяком является схемой неточного захода на посадку. Применяются положения главы 3 "Схемы неточного захода на посадку".

6.2 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

6.2.1 Общие положения

До 3 ноября 2021 года начальный участок захода на посадку по схеме на основе GLS должен обеспечивать расположение воздушного судна в зоне действия GBAS на линии пути или курсе, облегчающих захват направления конечного этапа захода на посадку. Поэтому применяемые к начальному участку общие критерии (см. главу 2), изменяются в соответствии с положениями, содержащимися в п. 6.2.2 "Выравнивание начального участка захода на посадку по направлению" и п. 6.2.3 "Зона начального участка захода на посадку". Начальный участок захода на посадку может определяться маршрутом RNAV или RNP с использованием систем RNAV или RNP для наведения на линию пути. На этом этапе полета могут использоваться только системы, способные обеспечивать точность навигации в 1 м. милю или более высокую точность. Навигационные спецификации,

которые могут использоваться на начальном участке захода на посадку, приведены в таблице III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III. Маршрут RNAV или RNP заканчивается в точке IF, определяемой RNAV или RNP, на курсе конечного этапа захода на посадку. Построение разворотов RNAV/RNP применяется к разворотам в пределах начального участка и для разворота в точке IF на курсе конечного этапа захода на посадку (см. рис. III-3-6-5 и III-3-6-6). К начальным участкам захода на посадку в схемах RNAV и RNP применяются критерии, приведенные в соответствующих главах части III. Если на начальном участке захода на посадку на основе RNAV или RNP требуется выполнить разворот на обратный курс, то может использоваться только схема типа "ипподром". Контрольная точка и участок приближения находятся на курсе конечного этапа захода на посадку и участке приближения, определяемом GBAS.

С 4 ноября 2021 года начальный участок захода на посадку по схеме на основе GLS должен обеспечивать расположение воздушного судна в зоне действия GBAS на линии пути или курсе, облегчающих захват направления конечного этапа захода на посадку. Поэтому применяемые к начальному участку общие критерии (см. главу 2), изменяются в соответствии с положениями, содержащимися в п. 6.2.2 "Выравнивание начального участка захода на посадку по направлению" и п. 6.2.3 "Зона начального участка захода на посадку". Начальный участок захода на посадку может определяться маршрутом RNAV или RNP с использованием систем RNAV или RNP для наведения на линию пути. На этом этапе полета могут использоваться только системы, способные обеспечивать точность навигации в 1852 м (1 м. милю) или более высокую точность. Навигационные спецификации, которые могут использоваться на начальном участке захода на посадку, приведены в таблице III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III. Маршрут RNAV или RNP заканчивается в точке IF, определяемой RNAV или RNP, на курсе конечного этапа захода на посадку (за исключением случаев, когда на промежуточном участке захода на посадку используется разворот RF на курс конечного этапа захода на посадку в соответствии с критериями в п. 6.3.6 ниже). Построение разворотов RNAV/RNP применяется к разворотам в пределах начального участка и для разворота в точке IF на курсе конечного этапа захода на посадку (см. рис. III-3-6-5 и III-3-6-6). К начальным участкам захода на посадку в схемах RNAV и RNP применяются критерии, приведенные в соответствующих главах части III. Если на начальном участке захода на посадку на основе RNAV или RNP требуется выполнить разворот на обратный курс, то может использоваться только схема типа "ипподром". Контрольная точка и участок приближения находятся на курсе конечного этапа захода на посадку и участке приближения, определяемом GBAS.

6.2.2 Выравнивание начального участка захода на посадку по направлению

Угол пересечения линий пути начального и промежуточного этапов захода на посадку не должен превышать 90°. Для обеспечения возможности захвата автопилотом курса конечного этапа захода на посадку желательно, чтобы угол пересечения не превышал 30º. Если угол превышает 70°, для содействия развороту на линию пути промежуточного этапа захода на посадку обозначается упреждение не менее 4 км (2 м. мили) (кат. H, 1,9 км (1 м. миля)) с помощью радиала, пеленга, выдаваемого радиолокатором направления, или информации DME. Если угол превышает 90°, следует рассмотреть вопрос использования обратной схемы, схемы "ипподром" или схемы счисления пути (DR) (см. добавление A "Начальный этап захода на посадку с использованием счисления пути (DR)" к главе 3 раздела 4 части I).

6.2.3 Зона начального участка захода на посадку

До 3 ноября 2021 года зона соответствует указанной в общих критериях (см. часть I). Единственным исключением из этих критериев является то, что промежуточная контрольная точка захода на посадку (IF) должна находиться в пределах зоны действия GBAS, обычно на расстоянии, не превышающем 37 км (20 м. миль) от точки посадочного порога ВПП (LTP). В случае использования радиолокатора для наведения по линии пути к IF, зона определяется в соответствии с п. 6.2 "Начальный участок захода на посадку" главы 6 раздела 2 части II.

С 4 ноября 2021 года зона соответствует указанной в общих критериях (см. часть I). Единственным исключением из этих критериев является то, что промежуточная контрольная точка захода на посадку (IF)

должна находиться в пределах зоны действия GBAS (за исключением случаев, когда на промежуточном участке захода на посадку используется разворот RF на курс конечного этапа захода на посадку в соответствии с критериями в п. 6.3.6 ниже), обычно на расстоянии, не превышающем 37 км (20 м. миль) от точки посадочного порога ВПП (LTP). В случае использования радиолокатора для наведения по линии пути к IF, зона определяется в соответствии с п. 6.2 "Начальный участок захода на посадку" главы 6 раздела 2 части II.

6.3 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

6.3.1 Общие положения

6.3.1.1 До 3 ноября 2021 года промежуточный участок захода на посадку по схеме на основе GLS, отличается от общих критериев тем, что:

a) выравниванием по направлению обеспечивается совпадение с курсом конечного этапа захода на посадку;

b) длина может быть уменьшена;

c) в определенных случаях могут быть ликвидированы дополнительные зоны.

6.3.1.1 С 4 ноября 2021 года промежуточный участок захода на посадку по схеме на основе GLS, отличается от общих критериев тем, что:

a) выравниванием по направлению обеспечивается совпадение с курсом конечного этапа захода на посадку;

b) длина может быть уменьшена;

c) в определенных случаях могут быть ликвидированы дополнительные зоны;

d) если используется разворот RF на курс конечного этапа захода на посадку, применяются специальные критерии в п. 6.3.6.

6.3.1.2 До 3 ноября 2021 года основная и дополнительная зоны в FAP определяются параметрами поверхностей ILS. Поэтому применяются содержащиеся в главе 5 общие критерии, за исключением упомянутых далее в пп. 6.3.2–6.3.5 положений относительно направления участка, длины и ширины зоны, а также запаса высоты над препятствиями. В схемах RNAV к промежуточным участкам захода на посадку применяются критерии, приведенные в соответствующих главах по RNAV.

6.3.1.2 С 4 ноября 2021 года основная и дополнительная зоны в FAP определяются параметрами поверхностей ILS. Поэтому применяются содержащиеся в главе 5 общие критерии, за исключением упомянутых далее в пп. 6.3.2–6.3.6 положений относительно направления участка, длины и ширины зоны, а также запаса высоты над препятствиями. В схемах RNAV к промежуточным участкам захода на посадку применяются критерии, приведенные в соответствующих главах по RNAV.

6.3.2 Выравнивание промежуточного участка захода на посадку по направлению

До 3 ноября 2021 года промежуточный участок схемы захода на посадку по GLS выравнивается по конечному участку захода на посадку.

С 4 ноября 2021 года промежуточный участок схемы захода на посадку по GLS выравнивается по конечному участку захода на посадку, за исключением случаев, когда используется разворот RF на курс конечного этапа захода на посадку (см. п. 6.3.6 ниже).

6.3.3 Длина промежуточного участка захода на посадку

6.3.3.1 Оптимальная длина промежуточного участка захода на посадку составляет 9 км (5 м. миль) (кат. H, 3,7 км (2,0 м. мили)). Этот участок должен обеспечивать возможность выхода на курс конечного этапа захода на посадку и входа в глиссаду.

6.3.3.2 Длина участка, с учетом угла пересечения курса конечного этапа захода на посадку, должна быть достаточной для стабилизации воздушного судна и обеспечения устойчивого положения на курсе конечного этапа захода на посадку до точки входа в глиссаду.

6.3.3.3 До 3 ноября 2021 года минимальные значения расстояния между точками пересечения с направлением конечного этапа захода на посадку и с глиссадой указаны в таблице III-3-6-1; однако эти минимальные значения следует применять только когда используемое воздушное пространство ограничено. Максимальная длина участка регулируется требованием в отношении того, что он должен быть полностью расположен в пределах зоны действия GBAS, как правило, не превышая расстояния 37 км (20 м. миль) от точки посадочного порога ВПП (LTP).

6.3.3.3 С 4 ноября 2021 года минимальные значения расстояния между точками пересечения с направлением конечного этапа захода на посадку и с глиссадой указаны в таблице III-3-6-1; однако эти минимальные значения следует применять только когда используемое воздушное пространство ограничено. Максимальная длина участка регулируется требованием в отношении того, что он должен быть полностью расположен в пределах зоны действия GBAS, как правило, не превышая расстояния 37 км (20 м. миль) от точки посадочного порога ВПП (LTP). В отношении разворотов RF на курс конечного этапа захода на посадку см. п. 6.3.6 ниже.

6.3.4 Ширина зоны промежуточного участка захода на посадку

6.3.4.1 Полная ширина в начале промежуточного участка захода на посадку определяется полной конечной шириной начального участка захода на посадку и равномерно сужается, обеспечивая соответствие величине горизонтального расстояния между поверхностями X OAS в FAP (см. п. 6.4.8.3 "Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)").

6.3.4.2 В целях обеспечения запаса высоты над препятствиями промежуточный участок захода на посадку обычно разделяется на основную зону, к каждой стороне которой примыкает дополнительная зона. Если, однако, на начальном участке захода на посадку используется линия пути DR, основная зона промежуточного участка захода на посадку продолжается на всю его ширину, а дополнительные зоны не применяются.

6.3.4.3 Основная зона определяется путем соединения основной зоны начального этапа захода на посадку с поверхностями конечного этапа захода на посадку (в FAP). В месте сопряжения с начальным участком захода на посадку ширина каждой дополнительной зоны равна половине ширины основной зоны. Ширина дополнительной зоны уменьшается до нуля в месте сопряжения с поверхностями конечного этапа захода на посадку (см. рис. III-3-6-2).

6.3.4.4 В тех случаях, когда до выхода на курс конечного этапа захода на посадку задается маневр типа "ипподром" или обратный маневр, применяются положения п. 4.4.4 "Разворот не над навигационным средством" главы 4 раздела 4 части I, навигационным средством является сама точка GARP, а FAF заменяется на FAP (см. рис. III-3-6-3).

6.3.5 Запас высоты над препятствиями на промежуточном участке захода на посадку

Запас высоты над препятствиями такой же, как запас, определенный в главе 4 "Промежуточный участок захода на посадку" раздела 4 части I, за исключением случаев, когда схемой допускается заход на посадку с

прямой, в котором воздушное судно стабилизируется на курсе конечного этапа захода на посадку до пересечения IF. В этом случае учитывать препятствия в дополнительных зонах для целей обеспечения запаса высоты над препятствиями не требуется.

6.3.6 Разворот RF на курс конечного этапа захода на посадку

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

6.3.6.1 Промежуточный участок захода на посадку может включать маршрут PBN, заканчивающийся разворотом "радиус - контрольная точка" на курс конечного этапа захода на посадку. В этом случае разворот RF заканчивается в точке пути, расположенной на курсе конечного этапа захода на посадку. Местоположение этой точки пути считается точкой пересечения курсового радиомаяка. См. таблицу III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III в отношении навигационных спецификаций, которые можно использовать для промежуточного участка захода на посадку.

6.3.6.2 Минимальное расстояние между пересечениями курса конечного этапа захода на посадку и точкой входа в глиссаду в таблице III-3-6-1 применяется до температур МСА +30° и до пересечения точки входа в глиссаду на 3000 фут над превышением аэродрома. В случае превышения любых из этих значений применяются критерии добавления D к главе 1 раздела 1 части II. Когда эти допущения по температуре и относительной высоте пересечения накладывают слишком большие ограничения, можно применять добавление D к главе 1 раздела 1 части II. Максимальная общая длина промежуточного участка захода на посадку не превышает 18,5 км (10 м. миль). Кроме того, в случае полетов по категории II и III минимальное расстояние между точкой окончания разворота RF и посадочным порогом составляет 9,3 км (5 м. миль).

6.3.6.3 Снижение на промежуточном участке захода на посадку выполняется в соответствии с общими критериями в п. 4.3.3 "Абсолютная/относительная высота схемы и градиент снижения" главы 4 раздела 4 части I. Если необходимо снижение после разворота RF на курс конечного этапа захода на посадку, применяются критерии добавления D к главе 1 раздела 1 части II, а запас высоты над препятствиями во всей промежуточной зоне захода на посадку обеспечивается согласно п. 4.3.2 "Запас высоты над препятствиями" главы 4 раздела 4 части I. Ограничением по абсолютной высоте в точке окончания разворота RF является "диапазон" абсолютных высот. Верхний предел диапазона соответствует расчетам добавления D к главе 1 раздела 1 части II или равен абсолютной высоте пересечения, если применяется минимальная длина в п. 6.3.6.2. Нижний предел диапазона соответствует минимальным требованиям к абсолютной высоте разворота RF.

Примечание. Если в результате расчетов получена одна и та же абсолютная высота для верхнего и нижнего пределов диапазона, ограничением в точке окончания разворота RF становится значение "на" абсолютной высоте.

6.3.6.4 Критерии построения разворота RF, указанные в п. 2.4 "Метод разворота RF" главы 2 раздела 2 части III, применяются со следующими добавлениями (см. рис. III-3-6-4):

a) границы разворота RF продолжаются на один продольный допуск (ATT) после точки окончания разворота RF, исходя из значений ширины и допуска на контрольную точку навигационной спецификации, относящейся к развороту RF;

b) границей последующего участка является линия D”-E”, а продолжение линии D-D” считается исключительно основной зоной;

c) если ограничивающие дуги (либо основные, либо дополнительные) на внутренней стороне разворота пересекают продолжение линии D-D”, в этом случае это продолжение линии становится границей зоны после пересечения, иначе границы RF соединяются с последующим участком на расстоянии одного

допуска АТТ после точки окончания разворота линией под углом 30° к курсу конечного этапа захода на посадку;

d) если ограничивающие дуги (либо основные, либо дополнительные) на внешней стороне разворота не пересекают продолжение линии D-D", в этом случае дуги соединяются с продолжением линии по касательной с расширением под углом 15° от курса по азимуту, иначе границы RF соединяются с последующим участком на расстоянии одного допуска АТТ после точки окончания разворота линией под углом 30° к курсу конечного этапа захода на посадку.

6.4 ТОЧНЫЙ УЧАСТОК

6.4.1 Общие положения

Точный участок схемы на основе GLS выравнивается по курсу конечного этапа захода на посадку и включает этап конечного снижения для посадки, начальный и промежуточный этапы участка ухода на второй круг (см. рис. III-3-6-7).

6.4.2 Начало участка

Точный участок начинается в точке конечного этапа захода на посадку, которой является пересечение номинальной глиссады с минимальной абсолютной высотой, указанной для предшествующего участка. Обычно FAP не должна располагаться на расстоянии более 18,5 км (10,0 м. мили) перед порогом ВПП, если не обеспечено надлежащее наведение по глиссаде на удалениях, бóльших указанного в Приложении 10 минимума.

6.4.3 Контрольная проверка глиссады

В местоположении FAP необходима контрольная точка, чтобы обеспечить возможность сравнения индикации глиссады с показаниями бортового высотомера

6.4.4 Контрольная точка снижения

Контрольная точка снижения располагается так, чтобы начать конечный участок захода на посадку, и она становится точкой конечного этапа захода на посадку, обеспечивая плавное сопряжение МОС предыдущего участка с точными поверхностями. Обычно контрольная точка снижения не должна располагаться на расстоянии более 18,5 км (10,0 м. мили) перед порогом ВПП, если не обеспечено надлежащее наведение по глиссаде на удалениях, бóльших указанного в Приложении 10 минимума. Допуск на контрольную точку снижения не требуется учитывать вследствие обеспечиваемой точности определения ее местоположения.

Примечание. Инструктивный материал по определению расстояния от посадочного порога ВПП до контрольной точки снижения содержится в добавлении С к главе 1 раздела 1 части II.

6.4.4.1 Положения п. 2.7.4 главы 2 раздела 2 части I, которые позволяют не принимать во внимание препятствия, расположенные вблизи контрольной точки, применяются к зоне, расположенной в пределах точных поверхностей ниже градиента 15 %.

6.4.5 Уход на второй круг

Уход на второй круг начинается не ниже пересечения номинальной глиссады с абсолютной/относительной высотой принятия решения (DA/H). DA/H устанавливается равной OCA/H, определяемой согласно положениям пп. 6.4.7 – 6.4.9 и п. 6.5, или превышает ее.

6.4.6 Окончание участка

Точный участок обычно заканчивается в точке, где начинается конечный этап ухода на второй круг (см. п. 6.2.3 "Конечный этап" главы 6 раздела 4 части I) или там, где поверхность Z набора высоты при уходе на второй круг, начинающаяся на расстоянии 900 м за порогом ВПП, достигает относительной высоты 300 м (1000 фут) над порогом ВПП, в зависимости от того, что ниже.

6.4.7 Использование основных поверхностей ILS для обеспечения запаса высоты над препятствиями на точном участке для полетов по GLS

6.4.7.1 *Общие положения*. Зона, требуемая для точного участка, ограничена в целом основными поверхностями ILS, определяемыми в п. 6.4.7.2. При стандартных условиях (см. п. 6.1.3 "Стандартные условия") отсутствуют ограничения в отношении объектов, находящихся ниже этих поверхностей. Объекты или части объектов, возвышающиеся над этими поверхностями, должны:

a) иметь минимальную массу и быть ломкими или

b) учитываться при расчете OCA/H.

6.4.7.2 *Определение основных поверхностей ILS.* Рассматриваемые поверхности соответствуют выборке из перечня поверхностей ограничения препятствий, указанных в Приложении 14 для ВПП точного захода на посадку с кодовыми номерами 3 или 4. Этими поверхностями являются (см. рис. III-3-6-8):

a) поверхность захода на посадку, продолжающаяся до точки конечного этапа захода на посадку (первая часть с градиентом 2 %, вторая часть с градиентом 2,5 %, как изложено в Приложении 14);

b) летная полоса, предполагаемая горизонтальной и расположенной на уровне превышения порога ВПП;

c) поверхность ухода на второй круг. Это наклонная поверхность, которая:

   1) начинается в точке на расстоянии 900 м за порогом ВПП (кат. H, при необходимости может рассматриваться точка начала на расстоянии 700 м за порогом ВПП) на уровне превышения порога ВПП;

   2) возвышается с градиентом 2,5 %;

   3) расширяется таким образом, чтобы оставаться между переходными поверхностями. Она продолжается с постоянным расширением до уровня внутренней горизонтальной поверхности, а затем продолжается с тем же градиентом до окончания точного участка, но с расширением 25 %;

d) продленные переходные поверхности, которые простираются в продольном направлении вдоль боковых сторон поверхности захода на посадку и поверхности ухода на второй круг, а также продолжаются до относительной высоты 300 м над превышением порога ВПП.

6.4.7.3 *Определение OCA/H с помощью основных поверхностей ILS*

6.4.7.3.1 До 3 ноября 2021 года там, где основные поверхности ILS, указанные в п. 6.4.7.2, не пересекаются препятствиями, OCA/H для категории I определяется запасами, указанными в таблице III-3-6-3. Препятствия могут не учитываться, если они расположены ниже переходной поверхности, определенной Приложением 14 для ВПП с кодовыми номерами 3 и 4, независимо от фактического кодового номера ВПП (т. е. поверхности для кодовых номеров 3 и 4 используются для оценки препятствий на ВПП с кодовыми номерами 1 и 2).

6.4.7.3.1 С 4 ноября 2021 года там, где основные поверхности ILS, указанные в п. 6.4.7.2, не пересекаются препятствиями, OCA/H для категорий I и II определяется запасами, указанными в таблице III-3-6-3, а полеты по кат. III выполняются без ограничений. Препятствия могут не учитываться, если они расположены ниже переходной поверхности, определенной Приложением 14 для ВПП с кодовыми номерами 3 и 4, независимо от фактического кодового номера ВПП (т. е. поверхности для кодовых номеров 3 и 4 используются для оценки препятствий на ВПП с кодовыми номерами 1 и 2).

6.4.7.3.2 До 3 ноября 2021 года, если упомянутые выше основные поверхности ILS пересекаются объектами, не относящимися к приведенным в таблице III-3-6-2, значение OCA/H может быть рассчитано путем непосредственного добавления запасов на потерю высоты/высотомер к препятствиям (см. п. 6.4.8.8). Препятствия, приведенные в таблице III-3-6-2, могут быть исключены в случае соответствия курсовой ширины GLS стандартному значению 210 м (см. п. 6.1.3).

6.4.7.3.2 С 4 ноября 2021 года, если упомянутые выше основные поверхности ILS пересекаются объектами, не относящимися к приведенным в таблице III-3-6-2, значение OCA/H может быть рассчитано путем непосредственного добавления запасов на потерю высоты/высотомер к препятствиям (см. п. 6.4.8.8). Препятствия, приведенные в таблице III-3-6-2, могут быть исключены в случае соответствия курсовой ширины GLS стандартному значению (см. п. 6.1.3).

6.4.7.3.3 Объект, который проникает через любую из основных поверхностей ILS и становится критическим препятствием, но который в силу своего функционального назначения необходимо сохранять в целях удовлетворения аэронавигационных требований, может при определенных условиях не приниматься во внимание при расчетах OCA/H при наличии следующего положения. Соответствующим полномочным органом должно быть установлено, что та часть, которая проникает через поверхность, имеет минимальную массу, ломкое крепление и не окажет неблагоприятного влияния на безопасность полетов воздушных судов.

6.4.8 Использование критериев поверхностей оценки препятствий (OAS) для обеспечения запаса высоты над препятствием на точном участке для полетов по GLS

6.4.8.1 *Общие положения*

6.4.8.1.1 До 3 ноября 2021 года. В этом разделе приведено описание поверхностей OAS, постоянных величин, которые используются для определения этих поверхностей и условий, при которых могут выполняться корректировки. Размеры OAS связаны с конфигурацией схемы на основе GLS (расстояние GARP – LTP, угол наклона глиссады), а также с категорией полетов. (Для GLS применима только категория I). Применительно к полетам на конкретном летном поле по GLS кат. I может быть опубликована таблица значений OCA/H по каждой категории воздушных судов.

6.4.8.1.1 С 4 ноября 2021 года. В этом разделе приведено описание поверхностей OAS, постоянных величин, которые используются для определения этих поверхностей и условий, при которых могут выполняться корректировки. Размеры OAS связаны с конфигурацией схемы на основе GLS (расстояние GARP – LTP, угол наклона глиссады), с категорией полетов и другими факторами, включая геометрию воздушных судов, градиент

набора высоты при уходе на второй круг. Применительно к полетам на конкретном летном поле по GLS кат. I и II может быть опубликована таблица значений OCA/H по каждой категории воздушных судов.

6.4.8.1.2 Включенный дополнительный материал позволяет соответствующим полномочным органам произвести с практической точки зрения оценку выгод от заявляемых улучшенных характеристик и связанных с этим условий (см. п. 6.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS")

6.4.8.1.3 Отмечается, что OAS не предназначены для замены поверхностей Приложения 14 в качестве планировочных, устраняющих ограничения в отношении увеличения препятствий. Необходимо учитывать плотность препятствий между основными поверхностями ILS и OAS (см. п. 6.4.8.9 "Влияние плотности препятствий на OCA/H").

6.4.8.2 *Система отсчета*

Расположение препятствий указывается в обычной системе координат x, y, z, началом которой служит порог ВПП. См. рис. III-3-6-12. Ось x параллельна линии пути точного участка, при этом положительные значения по оси x соответствуют измерениям до посадочного порога, а отрицательные – измерениям за посадочным порогом. Ось y расположена перпендикулярно к оси x. Хотя рис. III-3-6-12 представлен в обычном виде, *при всех расчетах, связанных с геометрией OAS, значения координаты y всегда считаются положительными*. Ось z является вертикальной, при этом относительные высоты над порогом имеют положительные значения. Все размеры, связанные с OAS, указываются только в метрах. Размеры должны включать любые корректировки, необходимые для учета допусков в данных топографической съемки (см. п. 1.8 "Точность картографических данных" главы 1 раздела 2 части I).

6.4.8.3 *Определение поверхностей оценки препятствий (OAS)*

6.4.8.3.1 OAS состоит из шести наклонных плоских поверхностей (обозначаемых буквами W, X, Y и Z), расположенных симметрично по обе стороны от линии пути точного участка, и горизонтальной плоскости, проходящей через порог ВПП (см. рис. III-3-6-10 и III-3-6-11). Конфигурация наклонных поверхностей точно определяется четырьмя линейными уравнениями вида $z = Ax + By + C$. В этих уравнениях x и y обозначают координаты местоположения, а z – относительную высоту поверхности, соответствующую этому местоположению (см. рис. III-3-6-9).

6.4.8.3.2 Для каждой поверхности с помощью программы OAS PANS-OPS получен комплект постоянных величин (A, B и C), соответствующий эксплуатационному диапазону расстояний "GARP – порог ВПП" и углов наклона глиссады. Эти постоянные величины могут изменяться согласно п. 6.4.8.7 "Корректировка постоянных величин OAS".

6.4.8.3.3 До 3 ноября 2021 года, за исключением поверхностей W и X, OAS категории I ограничиваются длиной точного участка и~~,~~ максимальной относительной высотой 300 м.

6.4.8.3.3 С 4 ноября 2021 года, за исключением поверхностей W и X, OAS категории I ограничиваются длиной точного участка и максимальной относительной высотой 300 м. OAS категории II ограничиваются максимальной относительной высотой 150 м.

6.4.8.3.4 Там, где поверхность захода на посадку и переходная поверхность ограничения препятствий Приложения 14, предусмотренные для ВПП точного захода на посадку с кодовыми номерами 3 и 4, проникают внутрь OAS, поверхности Приложения 14 становятся поверхностями OAS (т. е. поверхности для кодовых номеров 3 и 4 используются для оценки препятствий на ВПП с кодовыми номерами 1 и 2). Поверхности ограничения препятствий Приложения 14: внутренняя поверхность захода на посадку, внутренняя переходная поверхность и поверхность прерванной посадки обеспечивают защиту при полетах по категории III при условии,

что OCA/H категории II находится на уровне или ниже уровня верхней части этих поверхностей, которые могут быть продолжены, если необходимо, до высоты 60 м (см. рис. III-3-6-8).

6.4.8.4 *Постоянные величины OAS: детализация*

Применительно к полетам по категории I постоянные величины A, B и C для каждой наклонной поверхности определяются с помощью программы OAS PANS-OPS. Программа OAS PANS-OPS дает коэффициенты для углов глиссады от 2,5 до 3,5° с приращением 0,1°, а также для любого расстояния GARP – LTP от 2000 до 4500 м. Экстраполяция за эти пределы не разрешается. Если вводится расстояние GARP – LTP, выходящее за эти пределы, программа OAS PANS-OPS дает коэффициенты соответственно для 2000 или 4500 м, которые должны быть использованы. Пример выходных данных, полученных с помощью программы OAS PANS-OPS, показан на рис. III-3-6-14.

6.4.8.5 *Расчет относительных высот OAS*

Расчет относительной высоты z любой наклонной поверхности для местоположения с координатами x', y' следует начинать с получения соответствующих постоянных величин с помощью программы OAS PANS-OPS. Затем эти величины подставляются в уравнение $z = Ax' + By' + C$. Если не ясно, какая из OAS находится над местом расположения препятствия, этот расчет следует повторить для других наклонных поверхностей. Относительная высота OAS представляет собой наибольшую из относительных высот плоскостей (нулевую, если относительные высоты плоскостей имеют отрицательные значения).

Примечание. До 3 ноября 2021 года в программе OAS PANS-OPS также имеется калькулятор OCH, который указывает относительную высоту z поверхности OAS над любым местоположением с координатами x и y. Он учитывает все корректировки, установленные в отношении расположения ILS, размеров воздушного судна, градиента набора высоты при уходе на второй круг и GLS RDH.

Примечание. С 4 ноября 2021 года в программе OAS PANS-OPS также имеется калькулятор OCH, который указывает относительную высоту z поверхности OAS над любым местоположением с координатами x и y. Он учитывает все корректировки, установленные в отношении расположения ILS, размеров воздушного судна, градиента набора высоты при уходе на второй круг и RDH.

6.4.8.6 *Построение шаблонов OAS*

До 3 ноября 2021 года шаблоны, т. е. горизонтальные проекции контуров OAS, выполненные в масштабе карты, иногда используются в целях выявления препятствий для детальной топографической съемки (см. рис. III-3-6-13). Данные по OAS, содержащиеся в программе OAS PANS-OPS, включают координаты точек пересечения наклонных поверхностей на уровне порога ВПП и на 300 м над уровнем порога ВПП для категории I (см. рис. III-3-6-14). Координаты пересечения на уровне порога отмечены буквами C, D и E.

С 4 ноября 2021 года шаблоны, т. е. горизонтальные проекции контуров OAS, выполненные в масштабе карты, иногда используются в целях выявления препятствий для детальной топографической съемки (см. рис. III-3-6-11). Данные по OAS, содержащиеся в программе OAS PANS-OPS, включают координаты точек пересечения наклонных поверхностей на уровне порога ВПП и на 300 м над уровнем порога ВПП для категории I (см. рис. III-3-6-12). Они находятся на высоте 150 м для категории II. Координаты пересечения на уровне порога отмечены буквами C, D и E.

6.4.8.7 *Корректировка постоянных величин OAS*

6.4.8.7.1 *Общие положения.* В следующих далее пунктах приводится описание корректировок, которые могут быть выполнены в отношении постоянных величин OAS. Эти корректировки являются обязательными в тех случаях, когда не обеспечивается соответствие стандартным условиям (см. п. 6.1.3 "Стандартные условия"). Корректировки могут не производиться в обязательном порядке в тех случаях, когда это оговаривается. Примеры расчетов см. в *Руководстве по построению схем полетов по приборам* (Doc 9368).

6.4.8.7.2 До 3 ноября 2021 года. *Причины корректировки постоянных величин.* Изменением постоянных величин с помощью программы OAS PANS-OPS может быть учтено следующее:

a) размеры конкретных воздушных судов;

b) относительная высота GLS DCP;

c) курсовая ширина GLS более 210 м у порога ВПП;

d) градиент набора высоты при уходе на второй круг.

6.4.8.7.2 С 4 ноября 2021 года. *Причины корректировки постоянных величин.* Изменением постоянных величин с помощью программы OAS PANS-OPS может быть учтено следующее:

a) размеры конкретных воздушных судов;

b) относительная высота DCP;

c) курсовая ширина более 210 м у порога ВПП (+/- 105 м с каждой стороны линии пути конечного этапа захода на посадку);

d) градиент набора высоты при уходе на второй круг;

e) улучшенные характеристики выдерживания линии курса и глиссады в связи с использованием автопилотов, сертифицированных для полетов по категории II (см. п. 6.4.8.7.6 ниже).

6.4.8.7.3 До 3 ноября 2021 года. *Конкретные размеры воздушных судов.* Корректировка обязательна, если размеры воздушных судов превышают указанные в п. 6.1.3 "Стандартные условия", и не обязательна для воздушных судов меньших размеров. Программа OAS PANS-OPS автоматически корректирует коэффициенты OAS и координаты шаблонов для стандартных размеров воздушных судов категорий A, B, C, D и D_L. Аналогично это делается в отношении размеров конкретных воздушных судов любой категории. При этом используется следующая формула корректировки коэффициента C для поверхностей W, W*, X и Y:

поверхность W*: $C_w{*}corr = C_w{*} – (t – 6)$;

поверхность X: $C_xcorr = C_x – B_x \times P$;

поверхность Y: $C_ycorr = C_y – B_y \times P$,

где P = [t/B_x или $s + (t-3)/B_x$), берется максимальная величина] – [$6/B_x$ или $30 + 3/B_x$, берется максимальная величина];

s – полуразмах крыла;

t – вертикальное расстояние между траекториями глиссадной антенны и нижней части колес.

6.4.8.7.3 С 4 ноября 2021 года. *Конкретные размеры воздушных судов.* Корректировка обязательна, если размах крыла воздушных судов превышает указанный в п. 6.1.3 "Стандартные условия", и не обязателен для воздушных судов с меньшим размахом крыла. Программа OAS PANS-OPS автоматически корректирует коэффициенты OAS и координаты шаблонов для стандартных размеров воздушных судов категорий A, B, C, D и D_L. Аналогично это делается в отношении размеров конкретных воздушных судов любой категории. При этом используется следующая формула корректировки коэффициента C для поверхностей X и Y:

поверхность X: $C_x corr = C_x – B_x \times P$;

поверхность Y: $C_y corr = C_y – B_y \times P$,

где P = [t/B_x или $s + (t-3)/B_x$), берется максимальная величина] – [$6/B_x$ или $30 + 3/B_x$, берется максимальная величина];

s – полуразмах крыла;

t – вертикальное расстояние между траекториями точки контроля наведением и нижней части колес, как указано в п. 6.1.3 a).

6.4.8.7.4 *Относительная высота базовой точки пересечения (RDH).* Постоянные величины соответствуют относительной высоте опорной точки RDH, составляющей 15 м. Корректировка постоянных величин OAS обязательна для RDH менее 15 м и не обязательна для RDH более 15 м. Программа OAS PANS-OPS корректирует коэффициенты OAS и координаты шаблонов путем следующего исправления табличных значений коэффициента C для поверхностей W, W*, X и Y:

$$C_{corr} = C + (RDH – 15),$$

где C_{corr} – исправленная величина коэффициента C для соответствующей поверхности;

C – приводимая в таблице величина.

6.4.8.7.5 До 3 ноября 2021 года. *Курсовая ширина GLS более 210 м у порога ВПП.* В тех случаях, когда курсовая ширина GLS у порога ВПП превышает номинальную величину 210 м (+/- 105 м с каждой стороны линии пути конечного этапа захода на посадку), используется метод модели риска столкновения (CRM), описание которого приводится в п. 6.4.9. Корректировка для курсовой ширины менее 210 м не производится и заблокирована в программе OAS PANS-OPS.

6.4.8.7.5 С 4 ноября 2021 года. *Курсовая ширина более 210 м у порога ВПП.* В тех случаях, когда курсовая ширина у порога ВПП превышает номинальную величину 210 м (+/- 105 м с каждой стороны линии пути конечного этапа захода на посадку), используется метод модели риска столкновения (CRM), описание которого приводится в п. 6.4.9. Корректировка для курсовой ширины менее 210 м не производится и заблокирована в программе OAS PANS-OPS.

6.4.8.7.6 С 4 ноября 2021 года *использование автопилота (заход на посадку в автоматическом режиме) при категории II.* OAS категории II могут быть уменьшены в связи с улучшенным выдерживанием линий курса и глиссады теми автопилотами, которые сертифицированы для полетов соответствующим полномочным органом. Это уменьшение достигается с помощью программы OAS PANS-OPS путем использования измененных постоянных величин A, B и C для поверхности X и введения дополнительной поверхности (обозначаемой W*) (см. рис. II-1-1-11c)). Использование этих уменьшенных поверхностей не следует разрешать при заходах на посадку в неавтоматическом режиме.

6.4.8.7.6 С 4 ноября 2021 года этот пункт станет п. 6.4.8.7.7. *Градиент при уходе на второй круг.* Если может быть обеспечен градиент набора высоты при уходе на второй круг лучше номинального градиента 2,5 %,

поверхности Y и Z могут корректироваться. Это осуществляется выбором в программе OAS PANS-OPS желаемого градиента набора высоты при уходе на второй круг. Затем программой корректируются постоянные величины поверхностей Y и Z.

6.4.8.8 *Определение OCA/H с помощью OAS*

6.4.8.8.1 До 3 ноября 2021 года. *Общие положения*. OCA/H определяется путем учета всех препятствий, которые проникают через основные поверхности ILS, определенные в п. 6.4.7.2, а также через поверхности OAS, относящиеся к рассматриваемой категории I полетов по GLS. Перечисленные в п. 6.4.7.3 "Определение OCA/H с помощью основных поверхностей ILS" исключения относительно препятствий, проникающих через основные поверхности ILS, могут применяться к препятствиям, проникающим через OAS, при условии соответствия критериям, перечисленным в этом параграфе. Для полетов по GLS, категория I, применяются OAS категории I ILS.

6.4.8.8.1 С 4 ноября 2021 года. *Общие положения*. OCA/H определяется путем учета всех препятствий, которые выступают за основные поверхности ILS, определенные в п. 6.4.7.2, а также за поверхности OAS, относящиеся к полетам рассматриваемой категории I. Перечисленные в п. 6.4.7.3 "Определение OCA/H с помощью основных поверхностей ILS" исключения относительно препятствий, выступающих за основные поверхности ILS, могут применяться к препятствиям, выступающих за OAS, при условии соответствия критериям, перечисленным в этом пункте. Для полетов по категории I применяются OAS категории I ILS; для полетов по кат. II и III применяются OAS кат. II, а также те участки OAS кат. I, которые находятся за пределами кат. II, выше 150 м над порогом.

6.4.8.8.2 *Расчет значений OCA/H с помощью OAS*. Подлежащие учету препятствия делятся, как определено далее в п. 6.4.8.8.2.1 "Этапы вычислений OCA/H", на препятствия захода на посадку и препятствия ухода на второй круг. Стандартным методом классификации является следующий: препятствиями захода на посадку являются те, которые расположены между FAP и дальностью 900 м (кат. H, при необходимости 700 м) за порогом. Препятствиями ухода на второй круг являются те, которые расположены в пределах оставшейся части точного участка (см. рис. III-3-6-15). Однако в некоторых случаях такая классификация может привести к чрезмерному проигрышу из-за некоторых препятствий, относящихся к уходу на второй круг (см. п. 1.9 дополнения A к части II). По усмотрению соответствующего полномочного органа к препятствиям ухода на второй круг могут быть отнесены те, которые возвышаются над плоской поверхностью, параллельной плоскости глиссады и начинающейся на расстоянии –900 м (кат. H, при необходимости – 700 м) (см. рис. III-3-6-16), то есть препятствия, относительная высота которых больше, чем [(900 + x) tg θ].

6.4.8.8.2.1 *Этапы вычислений OCA/H*

a) Определяется относительная высота самого высокого препятствия захода на посадку.

b) Относительные высоты всех препятствий ухода на второй круг (hma) приводятся к относительным высотам эквивалентных препятствий захода на посадку (ha) с помощью приведенной далее формулы и определяется наивысшее эквивалентное препятствие захода на посадку.

c) Определяется самое высокое препятствие по результатам этапов a) и b). Это дает доминирующее препятствие.

d) К относительной высоте самого высокого доминирующего препятствия добавляется запас, соответствующий категории воздушных судов (таблица III-3-6-3).

$$\frac{h_{ma}}{\text{ctg } Z + (-x_z + x)},$$

$$h_a = \frac{}{\text{ctg } Z + \text{ctg } \theta}$$

где h_a – относительная высота эквивалентного препятствия захода на посадку;

h_{ma} – относительная высота препятствия ухода на второй круг;

θ – угол наклона глиссады;

Z – угол наклона поверхности ухода на второй круг;

x – расстояние от точки посадочного порога ВПП до препятствия (отрицательное значение за LTP);

x_z – расстояние от порога ВПП до начала поверхности Z (–900 м (кат. H, –700 м)).

6.4.8.8.3 *Корректировка на значительные превышения летных полей и большие углы наклона глиссады*

6.4.8.8.3.1 Запасы корректируются следующим образом:

a) для превышения летного поля, составляющего более 900 м (2953 фут), приводимые в таблице запасы увеличиваются на 2 % от величины запаса по радиовысотомеру на каждые 300 м (1000 фут) превышения летного поля;

b) для углов наклона глиссады, превышающих в исключительных случаях 3,2°, содержащиеся в таблице запасы увеличиваются на 5 % от запаса по радиовысотомеру с каждым увеличением угла наклона глиссады на 0,1° между 3,2 и 3,5°.

6.4.8.8.3.1.1 Схемы с углами наклона глиссады более 3,5° или с любым углом, при котором номинальная скорость снижения (V_{at} для типа воздушного судна x синус угла наклона глиссады) превышает 5 м/с (1000 фут/мин), являются нестандартными. Они требуют следующего:

a) увеличения запаса на потерю высоты (который может зависеть от конкретного типа воздушного судна);

b) корректировки начала поверхности ухода на второй круг;

c) корректировки уклона поверхности W;

d) повторного обследования препятствий;

e) применения соответствующих эксплуатационных ограничений.

Применение таких схем как правило ограничивается специально утвержденными для этой цели эксплуатантами и воздушными судами и связано с соответствующими ограничениями в отношении воздушного судна и летного экипажа. Такие схемы не должны использоваться в качестве эксплуатационных приемов снижения шума.

6.4.8.8.3.1.2 В добавлении B в главе 1 раздела 1 части II приводятся требуемые изменения к построению схем и соответствующие эксплуатационные/сертификационные аспекты.

Пример: воздушное судно категории C. Превышение аэродрома:

1650 м над уровнем моря; угол наклона глиссады 3,5°.

Табличные поправки: радиовысотомер 22 м.

(Таблица III-3-6-3) барометрический высотомер 46 м.

Поправка на превышение аэродрома:

$$22 \times \frac{2}{100} \times \frac{1650}{300} = 2,42 \text{ м}.$$

Поправка на угол наклона глиссады:

$$22 \times \frac{5}{100} \times \frac{3,5 - 3,2}{0,1} = 3,30 \text{ м}.$$

Суммарная поправка 5,72 округляется до 6 м.

Уточненный запас для радиовысотомера: 22 + 6 = 28 м.

Уточненный запас для барометрического высотомера: 46 + 6 = 52 м.

6.4.8.8.3.2 До 3 ноября 2021 года. *Исключения и корректировки величин в таблице III-3-6-3.* Величины в таблице III-3-6-3 вычислены с учетом воздушных судов, на которых используется обычное ручное управление при уходе на второй круг, начатом на ОСА/Н и на номинальной траектории захода на посадку. Этими величинами не учитывается боковое смещение препятствия, так же как и вероятность такого смещения воздушного судна. Если требуется учитывать такие объединенные вероятности, используется рассматриваемая в п. 6.4.9 CRM. Величины в таблице III-3-6-3 могут корректироваться применительно к конкретным типам воздушных судов при условии наличия надлежащего летного и теоретического подтверждения, т. е. значения потери высоты для вероятности 1×10^{-5} (соответствует частоте уходов на второй круг 10^{-2}).

6.4.8.8.3.2 С 4 ноября 2021 года. *Исключения и корректировки величин в таблице III-3-6-3.* Величины в таблице III-3-6-3 вычислены с учетом воздушных судов, на которых используется обычное ручное управление при уходе на второй круг, начатом на ОСА/Н и на номинальной траектории захода на посадку. Значения в таблице III-3-6-3 не применяются к полетам по категории III. Этими величинами не учитывается боковое смещение препятствия, так же как и вероятность такого смещения воздушного судна. Если требуется учитывать такие объединенные вероятности, используется рассматриваемая в п. 6.4.9 CRM. Величины в таблице III-3-6-3 могут корректироваться применительно к конкретным типам воздушных судов при условии наличия надлежащего летного и теоретического подтверждения, т. е. значения потери высоты для вероятности 1×10^{-5} (соответствует частоте уходов на второй круг 10^{-2}).

6.4.8.8.3.3 *Проверка радиовысотомера.* Если публикуются значения ОСА/Н по радиовысотомеру, повторяемость показаний радиовысотомера подтверждается проверками в ходе эксплуатации.

6.4.8.8.3.4 *Запасы на потерю высоты (HL)/высотомер для конкретной скорости пересечения порога ВПП.* Если требуется запас на потерю высоты/высотомер для конкретной V_{at}, применяются следующие формулы (см. также таблицу III-3-6-4):

Использование радиовысотомера:

запас = (0,096 V_{at} – 3,2) м, когда V_{at} в км/час;

запас = (0,177 V_{at} – 3,2) м, когда V_{at} в уз.

Использование барометрического высотомера:

запас = (0,068 V_{at} + 28,3) м, когда V_{at} в км/ч;

запас = (0,125 V_{at} + 28,3) м, когда V_{at} в уз,

где V_{at} – скорость пересечения порога ВПП, основанная на скорости, превышающей в 1,3 раза скорость сваливания в посадочной конфигурации при максимальной сертифицированной посадочной массе.

Примечание. Данные уравнения основаны на допущении о том, что аэродинамические и динамические характеристики воздушных судов непосредственно связаны со скоростной категорией. Таким образом, рассчитанные запасы на потерю высоты/высотомер могут быть фактически нерепрезентативными для небольших воздушных судов, у которых V_{at} *при максимальной посадочной массе превышает 165 уз.*

6.4.8.8.3.5 *Запасы на потерю высоты/высотомер для конкретной скорости пересечения порога ВПП (вертолеты).* Для производства полетов вертолетов концепция V_{at} не применяется. Величины потери высоты перечислены в таблице III-3-6-3.

6.4.8.9 *Влияние плотности препятствий на OCA/H*. Для оценки приемлемости плотности препятствий под OAS, может использоваться CRM, описание которой приводится в п. 6.4.9. Это может оказать определенную помощь на основе сравнения условий аэродрома и оценки уровня риска связанного с данными величинами OCA/H. Следует подчеркнуть, что такая оценка не заменяет основанного на практике заключения.

6.4.9 Запас высоты над препятствиями на точном участке: применение модели риска столкновения (CRM) для полетов по GLS

Примечание. CRM, специально предназначенные для GLS, в настоящее время разрабатывается.

6.4.9.1 До 3 ноября 2021 года. *Общие положения*. CRM ILS представляет собой программу вычислительной машины, устанавливающую выражаемый в числовом отношении риск, который может сравниваться с заданным уровнем безопасности для воздушных судов, выполняющих полет до указанной OCA/H. Эта CRM ILS может использоваться для оценки операций по категории I GLS, пока не разработана специальная CRM GLS. Описание программы CRM ILS и инструкции по ее использованию, включая точный формат как данных, требуемых в качестве входных, так и результатов, приведены в *Руководстве по использованию модели риска столкновения (CRM) для полетов по ILS* (Doc 9274).

6.4.9.1 С 4 ноября 2021 года. *Общие положения*. CRM ILS представляет собой программу вычислительной машины, устанавливающую выражаемый в числовом отношении риск, который может сравниваться с заданным уровнем безопасности для воздушных судов, выполняющих полет до указанной OCA/H. Эта CRM ILS может использоваться для оценки операций по GLS, пока не разработана специальная CRM GLS. Описание программы CRM ILS и инструкции по ее использованию, включая точный формат как данных, требуемых в качестве входных, так и результатов, приведены в *Руководстве по использованию модели риска столкновения (CRM) для полетов по ILS* (Doc 9274).

6.4.9.2 *Входные данные.* В качестве входных данных для CRM требуется следующее:

a) *Сведения об аэродроме:* название, расположение порога ВПП и ориентация ВПП, превышение порога ВПП над MSL и данные о предшествующем участке.

b) До 3 ноября 2021 года. *Параметры GLS:* категория (только кат. I), угол наклона глиссады, расстояние GARP – LTP, курсовая ширина GLS и относительная высота DCP.

b) С 4 ноября 2021 года. *Параметры GLS:* категория, угол наклона глиссады, расстояние GARP – LTP, курсовая ширина и относительная высота DCP.

c) *Параметры ухода на второй круг:* абсолютная/относительная высота принятия решения (относительная высота пролета препятствий) и точка разворота при уходе на второй круг.

d) *Параметры воздушных судов:* тип, высота относительно колес (от антенны до нижней точки колес) и полуразмах крыла, категория воздушного судна (A, B, C, D или D_L) и градиент набора высоты при уходе на второй круг.

Примечание. CRM не учитывает воздушные суда категории E.

e) *Данные о препятствиях:* границы препятствий (либо координаты x и y относительно порога ВПП, либо координаты по координатной сетке карты) и относительная высота препятствий (либо над превышением порога ВПП, либо над MSL). Для оценки плотности необходимо включать все препятствия, проникающие через основные поверхности ILS, описание которых приведено в п. 6.4.7.2.

6.4.9.3 *Выходные данные и применение.* Выходными данными программы являются общий (полный) риск столкновения с препятствиями воздушных судов, выполняющих полет до указанной OCA/H, и в процессе ухода на второй круг. Используя различные варианты выходных данных, может быть представлена иная информация.

6.4.9.3.1 Например, могут быть даны значения риска, связанные с индивидуальными препятствиями, и эти значения риска могут быть представлены либо в зависимости от удаления препятствий, либо в более пригодной форме в порядке изменения величины риска, с тем чтобы пользователь мог сразу видеть, с какими препятствиями связаны основные компоненты полного риска.

6.4.9.3.2 Пользователь путем повторных прогонов CRM с соответствующими параметрами может оценивать влияние на безопасность полетов любого изменения параметров; как правило варьируя угол наклона глиссады или увеличивая/уменьшая значение OCA/H. Рассчитанное значение риска сравнивается с установленным допустимым уровнем риска (не хуже, чем 1×10^{-7} на заход на посадку), который соответствует общему целевому уровню безопасности полетов.

6.4.9.4 *Определение OCA/H.* Определение OCA/H представляет собой процесс последовательных прогонов CRM с меняющимися значениями OCA/H до тех пор, пока рассчитанное значение риска не будет соответствовать целевому уровню безопасности полетов (т. е. лучше, чем 1×10^{-7} на заход на посадку).

6.5 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ ПОСЛЕ ТОЧНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ (КОНЕЧНЫЙ ЭТАП УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ)

6.5.1 Общие положения

Критерии конечного этапа ухода на второй круг основаны на общих критериях (см. главу 7). Некоторые изменения позволяют учесть различные зоны и поверхности, связанные с точным участком GLS, и возможные изменения OCA/H на этом участке в зависимости от категорий воздушных судов. Построение зоны соответствует навигационной системе, указанной для ухода на второй круг.

6.5.1.1 База отсчета при определении расстояний и градиентов в расчетах запаса высоты над препятствиями называется "началом набора высоты" (SOC). Она определяется относительно высотой и дальностью, на которой плоскость GP’ – плоскость, параллельная глиссаде и начинающаяся на расстоянии –900 м (кат. H, –700 м) и на уровне порога ВПП – достигает абсолютной высоты OCA/H – HL. Построение зоны осуществляется с учетом навигационной системы, указанной для ухода на второй круг, (когда OCA/H и HL относятся к одной и той же категории воздушных судов).

6.5.1.2 Если выявленные на конечном этапе участка ухода на второй круг препятствия приводят к увеличению любого из значений OCA/H, рассчитанных для точного участка, для целей понижения OCA/H может дополнительно указываться больший градиент для поверхности Z (см. п. 6.2.2.2 "Градиент набора высоты на промежуточном этапе" главы 6 раздела 4 части I).

6.5.1.3 Для наведения на линию пути может использоваться уход на второй круг с использованием систем RNAV или RNP. На этом этапе полета могут использоваться только системы, способные обеспечивать точность навигации в 1 м. милю или более высокую точность. Навигационные спецификации, которые могут использоваться на участке ухода на второй круг, приведены в таблице III-1-1-1 главы 1 раздела 1 части III.

6.5.2 Уход на второй круг по прямой

6.5.2.1 *Общие положения*. Точный участок заканчивается в точке, где поверхность Z достигает относительной высоты 300 м над LTP порога ВПП. Ширина поверхности Z на такой дальности определяет начальную ширину зоны конечного этапа ухода на второй круг, которая строится, как показано на рис. III-3-6-17. Дополнительные зоны отсутствуют.

6.5.2.2 *Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг по прямой*. (См. рис. III-3-6-18.) Превышение/относительная высота препятствия в этой зоне конечного этапа ухода на второй круг составляет менее

$$(OCA/H_{ps} - HL) + d_o \operatorname{tg} Z,$$

где OCA/H точного участка (OCA/H_{ps}) и HL (значение в таблице III-3-6-3) относятся к одной и той же категории воздушных судов;

d_o измеряется от SOC параллельно линии пути ухода на второй круг по прямой;

Z является углом между поверхностью ухода на второй круг и горизонтальной плоскостью.

Если не представляется возможным выполнить это требование, предусматривается разворот для обхода рассматриваемого препятствия. Если разворот неэффективен, увеличивается OCA/H.

6.5.2.3 До 3 ноября 2021 года переход от обычной навигации к уходу на второй круг по RNAV или RNP может определяться контрольной точкой RNAV или RNP, расположенной на продолжении курса конечного этапа захода на посадку, или разворотом на абсолютной высоте прямо до точки пути (см. рис. III-3-6-24. Если линия пути, обозначенная RNAV или RNP, находится на одной прямой с курсом по азимуту, то зона на траверзе SOC расширяется под углом 15° от линии пути до тех пор, пока она не достигнет применимой ширины зоны RNAV или RNP, построенной на продолжении курса конечного этапа захода на посадку. В области между боковыми границами поверхности Z и внешними границами зоны оценка препятствий основывается на поверхности Y и математической экстраполяции поверхности Y, где зона находится за пределами боковых границ контура OAS в 300 м. Поверхность Z продолжает расширяться под тем же углом до тех пор, пока она не достигнет ширины зоны RNAV или RNP. Дополнительные зоны применяются с точки, в которой ширина поверхности Z достигает ширины основной зоны RNAV или RNP (см. рис. III-3-6-22). Запас высоты над препятствиями до этой точки для продолженных поверхностей Y и Z такой же, как на точном участке (см. п. 1.4.8 "Использование критериев поверхностей оценки препятствий (OAS) для обеспечения запаса высоты над препятствием на точном участке"), и применяется также далее ко всем частям поверхности Z, которые находятся в пределах основной зоны RNAV или RNP. Принцип дополнительных зон применяется между границей основной зоны RNAV или RNP и границей всей зоны. Если препятствие пересекает продолженную поверхность Y или Z в пределах дополнительной зоны, его относительная высота/превышение составляет менее:

$$(OCA/H_{ps} - HL) + d_o \tan Z + M,$$

где:

a) OCA/H точного участка (OCA/Hps) и HL (значение в таблице III-3-6-3) относятся к одной и той же категории воздушных судов;

b) do измеряется от SOC параллельно линии пути ухода на второй круг по прямой;

c) Z является углом между поверхностью ухода на второй круг и горизонтальной плоскостью;

d) M является нулем на границе основной зоны, линейно увеличивающейся до 30 м (98 фут) на границе всей зоны.

6.5.2.3 С 4 ноября 2021 года переход от обычной навигации к уходу на второй круг по RNAV или RNP может определяться контрольной точкой RNAV или RNP, расположенной на продолжении курса конечного этапа захода на посадку, или разворотом на абсолютной высоте прямо до точки пути (см. рис. III-3-6-24). Если линия пути, обозначенная RNAV или RNP, находится на одной прямой с продолжением курса конечного этапа захода на посадку, то зона на траверзе SOC расширяется под углом 15° от линии пути до тех пор, пока она не достигнет применимой ширины зоны RNAV или RNP, построенной на продолжении курса конечного этапа захода на посадку. В области между боковыми границами поверхности Z и внешними границами зоны оценка препятствий основывается на поверхности Y и математической экстраполяции поверхности Y, где зона находится за пределами боковых границ контура OAS в 300 м. Поверхность Z продолжает расширяться под тем же углом до тех пор, пока она не достигнет ширины зоны RNAV или RNP. Дополнительные зоны применяются с точки, в которой ширина поверхности Z достигает ширины основной зоны RNAV или RNP (см. рис. III-3-6-22). Запас высоты над препятствиями до этой точки для продолженных поверхностей Y и Z такой же, как на точном участке (см. п. 6.4.8 "Использование критериев поверхностей оценки препятствий (OAS) для обеспечения запаса высоты над препятствием на точном участке"), и применяется также далее ко всем частям поверхности Z, которые находятся в пределах основной зоны RNAV или RNP. Принцип дополнительных зон применяется между границей основной зоны RNAV или RNP и границей всей зоны. Если препятствие пересекает продолженную поверхность Y или Z в пределах дополнительной зоны, его относительная высота/превышение составляет менее:

$$(OCA/H_{ps} - HL) + d_o \tan Z + M,$$

где:

a) OCA/H точного участка (OCA/Hps) и HL (значение в таблице III-3-6-3) относятся к одной и той же категории воздушных судов;

b) do измеряется от SOC параллельно линии пути ухода на второй круг с прямой;

c) Z является углом между поверхностью ухода на второй круг и горизонтальной плоскостью;

d) M является нулем на границе основной зоны, линейно увеличивающейся до 30 м (98 фут) на границе всей зоны.

6.5.2.4 С 4 ноября 2021 года, если препятствия выступают за дополнительную зону менее чем на "M", как указано в п. 6.5.2.3 d) выше, этим можно пренебречь при расчетах OCA/H.

6.5.3 Уход на второй круг с разворотом

6.5.3.1 *Общие положения.* Развороты могут предусматриваться в заданной ТР, на заданной абсолютной/относительной высоте или "как можно раньше". Используемые критерии зависят от размещения разворота относительно нормального окончания точного участка и заключаются в следующем:

a) *разворот после нормального окончания точного участка*. Если разворот предусматривается после нормального окончания точного участка, применяются критерии п. 6.4.5 главы 6 раздела 4 части I "Разворот, начатый на заданной абсолютной/относительной высоте" со следующими исключениями:

1) OCA/H заменяется на (OCA/H – HL) согласно п. 6.5.2.2 "Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг по прямой";

2) поскольку SOC и OCA/H связаны между собой, невозможно получить запас высоты над препятствиями способами, используемыми при неточных заходах на посадку путем независимой коррекции OCA/H или MAPt;

b) *разворот до нормального окончания точного участка*. Если разворот предусматривается на заданной абсолютной/относительной высоте менее 300 м над порогом или в такой заданной TP, что самая ранняя TP находится в пределах дальности нормального окончания, то применяются критерии, указанные ниже в пп. 6.5.3.2 и 6.5.3.3;

c) для ухода на второй круг с использованием RNAV или RNP развороты в точках пути "флай-бай" или "флайовер" следует ограничивать 90°. Развороты RF не допускаются в качестве первых участков RNP ухода на второй круг, так как в таком случае не будет задана касательная линия пути входа по RNP. В этом случае требуется, чтобы участок TF с первой точкой пути на продолженном курсе КРМ предшествовал участку RF;

d) самое раннее местоположение первой контрольной точки RNAV или RNP находится на расстоянии ATT после SOC (см. рис. III-3-6-25). Если точка обозначает разворот в точке пути "флай-бай", добавляется дополнительное расстояние d1 + 3V/3600, где V является TAS, до контрольной точки (d1 = r tan A/2);

e) для ухода на второй круг по RNAV или RNP применяются стандартное построение разворота RNAV/RNP и MOC разворота (50 м (164 фут) для разворотов более 15º и 30 м (98 фут) для всех других разворотов) после самой ранней точки разворота. Дополнительные зоны применяются между стандартной шириной основной зоны RNAV или RNP и границей всей зоны за исключением того, что препятствия, находящиеся под поверхностью Y на внешней стороне разворота, рассматривать не нужно. См. рис. III-3-6-22 и III-3-6-23.

Примечание. Корректировка положения заданной TP или заданной абсолютной высоты разворота может потребовать перечерчивания соответствующих зон и перерасчета запасов высоты. В результате этого могут быть исключены некоторые препятствия или добавлены новые. Таким образом, для получения минимального значения OCA/H – в особенности, когда имеют место значительные ограничения, обусловленные препятствиями, – может потребоваться коррекция заданной TP или абсолютной высоты начала разворота методом подбора (см. добавление A к главе 1 раздела 1 части II).

6.5.3.2 *Разворот на заданной абсолютной/относительной высоте менее 300 м над порогом ВПП.*

6.5.3.2.1 Применяются общие критерии (см. п. 6.4.5 "Разворот, начатый на заданной абсолютной/ относительной высоте" главы 6 раздела 4 части I) с детализацией и изменениями, содержащимися в настоящем разделе. Построение зоны начала разворота и последующей фазы разворота показано на рис. III-3-6-19.

6.5.3.2.2 *Абсолютная/относительная высота разворота*. Точный участок заканчивается в TP. Это дает возможность рассчитывать OCA/ H_{ps} и (OCA/H_{ps} – HL). Затем определяется SOC и рассчитывается абсолютная/ относительная высота разворота (TNA/H) по следующей формуле:

$$TNA/H = OCA/H_{ps} – HL + d_z \, tg \, Z,$$

где d_z – горизонтальное расстояние от SOC до TP;

OCA/H_{ps} = OCA/H, вычисленной для точного участка.

Если TP совпадает с SOC, то на карте размещается примечание: "разворот как можно раньше на… (курс или средство)" и достаточный объем информации для определения местоположения и относительной высоты препятствий, обуславливающих необходимость выполнения разворота.

6.5.3.2.3 *Зоны*

6.5.3.2.3.1 *Зона начала разворота.* (см. рис. III-3-6-19). Зона начала разворота ограничивается 300-метровым контуром поверхности Y для категории I и заканчивается на дальности TP.

Примечание. Считается, что самая ранняя TP располагается в начале 300-метрового контура поверхности Y для категории I (точка D"), если только не указывается контрольная точка, предназначенная для ограничения ранних разворотов (см. п. 6.5.3.2.6 "Защита ранних разворотов").

6.5.3.2.3.2 *Зона разворота.* Границы разворота строятся, как указано в общих положениях (п. 6.4.3 "Параметры разворота" главы 6 раздела 4 части I).

6.5.3.2.4 *Запас высоты над препятствиями*

a) *Запас высоты над препятствиями в зоне начала разворота.* Превышение/относительная высота препятствий в зоне начала разворота составляет менее:

   1) абсолютная/относительная высота разворота – 50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)) для разворотов более чем на 15º;

   2) абсолютная/относительная высота разворота – 30 м (98 фут) для разворотов на 15º или менее, за исключением препятствий, расположенных ниже поверхности Y с внешней стороны разворота, которые не нужно учитывать при вычислении абсолютной/относительной высоты разворота.

b) *Запас высоты над препятствиями в зоне разворота.* Превышение/относительная высота препятствий в зоне разворота и далее составляет менее:

$$\text{абсолютная/относительная высота разворота} + d_o \operatorname{tg} Z - \text{МОС},$$

   где d_o измеряется от препятствия до ближайшей точки на границе зоны начала разворота, а МОС составляет:

   1) 50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)) для разворотов более чем на 15º;

   2) 30 м (98 фут) для разворотов на 15º или менее,

   линейно уменьшаясь до нуля на внешней границе дополнительных зон, если они имеются.

6.5.3.2.5 *Корректировка абсолютной/относительной высоты разворота.* Если критерии, указанные выше в п. 6.5.3.2.4 a) и/или b) "Запас высоты над препятствиями", не могут быть выполнены, абсолютная/относительная высота разворота корректируется. Это может быть сделано двумя способами:

a) *корректировка абсолютной/относительной высоты разворота без изменения OCA/H:* это означает, что TP будет перемещена и соответственно перечерчены зоны;

b) *увеличение абсолютной/относительной высоты разворота за счет увеличения OCA/H:* в результате этого увеличивается абсолютная высота разворота над одной и той же TP. Зоны разворота остаются неизменными.

6.5.3.2.6 *Защита ранних разворотов.* В тех случаях, когда в опубликованной схеме не указывается контрольная точка с целью ограничения разворотов для воздушных судов, выполняющих уход на второй круг с большей, чем заданная, абсолютной/относительной высоты разворота, производится дополнительная проверка препятствий (см. п. 6.4.5.6 "Обеспечение защиты ранних разворотов" главы 6 раздела 4 части I).

6.5.3.3 *Разворот в заданной TP, когда самая ранняя TP располагается до нормального окончания точного участка*

6.5.3.3.1 В тех случаях, когда разворот устанавливается в заданной TP и самая ранняя TP располагается до дальности нормального окончания точного участка, точный участок заканчивается в самой ранней TP. Это позволяет рассчитать OCA/H_{ps} и (OCA/H_{ps} – HL); затем определяется SOC.

6.5.3.3.2 В тех случаях, когда схема предусматривает выполнение разворота в заданной TP, на схеме должна указываться следующая информация:

a) TP, когда она задается контрольной точкой; или

b) радиал пересечения VOR, пеленг NDB или расстояние по DME, когда отсутствует наведение по линии пути (см. п. 2.6.4 "Контрольные точки ухода на второй круг" главы 2 раздела 2 части I).

6.5.3.3.3 *Зона разворота.* Зона разворота строится в соответствии с п. 6.4.6.3 главы 6 раздела 4 части I, за исключением того, что она соответствует ширине 300-метровых контуров поверхности Y OAS в самой ранней и поздней TP (см. рис. III-3-6-20).

6.5.3.3.4 *Запас высоты над препятствиями.* Превышение/относительная высота препятствий составляет менее чем:

$$(OCA/H_{ps} - HL) + d_o \operatorname{tg} Z - MOC,$$

где d_o – d_z + кратчайшее расстояние от препятствия до линии К-К;

d_z – горизонтальное расстояние от SOC до самой ранней TP,

а MOC составляет:

50 м (164 фут) (кат. H, 40 м (132 фут)) для разворотов более чем на 15°;

30 м (98 фут) для разворотов на 15° или менее.

Если превышение/относительная высоты препятствия превосходит данное значение, необходимо увеличить OCA/H или перенести TP для получения необходимого запаса (см. добавление A главы 1 раздела 1 части II).

6.6 ОДНОВРЕМЕННЫЕ ТОЧНЫЕ ЗАХОДЫ НА ПОСАДКУ ПО ILS И/ИЛИ MLS НА ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ИЛИ ПОЧТИ ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ВПП

(Применяется до 3 ноября 2021 года; с 4 ноября 2021 года настоящий раздел 6.6 будет полностью исключен)

Примечание. Инструктивный материал содержится в Руководстве по одновременному использованию параллельных или почти параллельных оборудованных ВПП *(Doc 9643).*

6.6.1 Общие положения

В тех случаях, когда предполагается одновременно использовать схемы точного захода на посадку на параллельных ВПП, при построении обеих схем применяются следующие дополнительные критерии:

a) максимальный угол пересечения с направлением конечного этапа захода на посадку составляет 30º. Точка пересечения с направлением курса конечного этапа захода на посадку располагается на расстоянии по крайней мере 3,7 км (2,0 м. мили) до точки входа в глиссаду;

b) минимальные абсолютные высоты на промежуточных участках обеих схем различаются по крайней мере на 300 м (1000 фут);

c) номинальные линии пути обеих схем ухода на второй круг расходятся по крайней мере на 30º. Связанные с уходом на второй круг развороты определяются как развороты, выполняемые "как ранее", могут предусматривать построение схемы (схем) ухода на второй круг.

Одна система GBAS может обслуживать обе ВПП.

6.6.2 Запас высоты над препятствиями

Относящиеся к точным заходам на посадку критерии пролета препятствий, в том виде как они указаны в определенных главах, применяются к каждой схеме параллельных точных заходов на посадку. В дополнение к этим критериям в целях защиты ранних разворотов, необходимых для уклонения от воздушных судов, которые могут вторгаться со стороны соседней ВПП, производится проверка препятствий в зоне, расположенной сбоку от ВПП со стороны, противоположной соседней ВПП. Такая проверка может выполняться с использованием ряда специально определенных поверхностей оценки препятствий параллельных заходов на посадку (PAOAS). Пример метода оценки препятствий для данных схем приводится в добавлении D к главе 1 раздела 1 части II.

6.7 GLS КАТЕГОРИИ I СО СМЕЩЕНИЕМ ПО АЗИМУТУ ЛИНИИ ПУТИ КОНЕЧНОГО УЧАСТКА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

6.7.1 Использование схемы захода на посадку по GLS кат. I , расположенной по направлению смещенной по азимуту линии пути конечного участка захода на посадку

Линия пути конечного участка захода на посадку пересекает продолжение осевой линии ВПП:

a) под углом не более 5º;

b) в точке, где номинальная глиссада достигает относительной высоты, называемой относительной высотой пересечения, по крайней мере равной 55 м (180 фут) над превышением порога ВПП. На этой схеме

указывается примечание "смещение линии пути конечного участка захода на посадку … градусов" (десятые доли градуса).

Общая схема расположения приведена на рис. III-3-6-21.

6.7.2 Критерии пролета препятствий

Применяются положения пп. 6.1 – 6.6, за исключением следующего:

a) все поверхности пролета препятствий и расчеты соответствуют фиктивной ВПП, выровненной по линии пути конечного участка захода на посадку. Эта фиктивная ВПП имеет такую же длину и такое же превышение посадочного порога ВПП, как и фактическая ВПП. FTP аналогична LTP для схем с выравниванием линии пути. Курсовая ширина GLS в FTP аналогична курсовой ширине в LTP. DCP расположена на высоте 15 м (50 фут) над FTP;

b) OCA/H для данной схемы по крайней мере составляет: абсолютная/относительная высота пересечения + 20 м (66 фут).

6.8 ОПУБЛИКОВАНИЕ

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

6.8.1 Общие положения

Применяются общие критерии главы 9 раздела 4 части I, дополненные критериями в п. 1.3.4 главы 1 раздела 5 части III в части примечаний на картах. Карта захода на посадку по приборам для схемы захода на посадку по GLS озаглавливается GLS Rwy XX. Если применительно к одной и той же ВПП публикуется несколько заходов на посадку по GLS, используется условное название идентичных схем.

6.8.2 Опубликование значений OCA/H

Опубликование значений OCA/H для схем захода на посадку по GLS категории I. Соответствующие значения OCA или OCH публикуются для тех категорий воздушных судов, для которых разработана данная схема. Значения соответствуют следующим стандартным условиям:

a) полет по категории с барометрическим высотомером;

b) стандартные размеры воздушных судов (см. п. 6.1.3);

c) градиент набора высоты при уходе на второй круг 2,5 %.

Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом могут согласовываться подлежащие опубликованию дополнительные значения OCA/H на том основании, что изменения выполнены согласно п. 6.4.8.7.

6.8.3 Графа минимумов

Применительно к каждой категории воздушных судов может быть опубликована таблица значений OCA/H для полетов по категории I на конкретном летном поле.

6.8.4 Схемы с нестандартными углами наклона глиссады

Схемы с углами наклона глиссады более 3,5º или с любым углом, при котором номинальная скорость снижения превышает 5 м/с (1000 фут/мин), являются нестандартными и связаны с ограничениями (см. п. 6.4.8.8.3.1). Обычно применение таких схем ограничивается эксплуатантами и воздушными судами, имеющими специальное одобрение, а их публикация сопровождается указанием на карте захода на посадку соответствующих ограничений в отношении воздушного судна и экипажа.

6.8.5 Дополнительный градиент для конечного этапа участка ухода на второй круг

Если выявленные в пределах конечного этапа участка ухода на второй круг препятствия обусловливают увеличение любой из OCA/H, рассчитанных для точного участка, может быть указан дополнительно более высокий градиент поверхности ухода на второй круг (Z) при условии, что им будет обеспечиваться запас высоты над этими препятствиями для определенной более низкой OCA/H (см. п. 6.2.2.2 "Градиент набора высоты на промежуточном этапе" главы 6 раздела 4 части I).

6.8.6 Развороты

6.8.6.1 *Разворот на заданной абсолютной/относительной высоте.* Если точка разворота расположена в SOC, на карте приводится примечание "разворот как можно раньше на… (курс или средство)" и размещается информация, достаточная для опознавания положения и относительной высоты препятствий, обуславливающих необходимость разворота.

6.8.6.2 *Разворот в заданной ТР.* В том случае, когда схемой предусматривается выполнение разворота в заданной ТР, на схеме необходимо совместно со схемой публиковать следующую информацию:

a) ТР, если она определяется контрольной точкой; или

b) радиал пересечения VOR, пеленг NDB или расстояние DME, когда отсутствует наведение по линии пути (см. п. 2.6.4 "Контрольные точки ухода на второй круг" главы 2 раздела 2 части I).

6.8.7 Идентификатор опорной траектории

Идентификатор опорной траектории (RPI). RPI, описание которого приводится в п. 3.5 добавления B к главе 6 раздела 2 части III, публикуется вместе с информацией о схеме.

6.8.8 Номер канала

Номер канала GBAS. Номер канала для данной схемы, описание которого приводится в п. 7.7 дополнения D к тому I Приложения 10, публикуется вместе с информацией о схеме.

6.8.9 Подробные данные об опорной точке GBAS

Информация об опорной точке GBAS. Вместе с информацией о схеме публикуется следующая информация об опорной точке GBAS: широта/долгота приемников опорной точки GBAS, идентификатор, радиус обслуживаемого объема, превышение MSL и относительная высота эллипсоида.

6.7 ОПУБЛИКОВАНИЕ

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

6.7.1 Общие положения

6.7.1.1 Применяются общие критерии главы 9 раздела 4 части I, дополненные критериями в п. 1.3.4 главы 1 раздела 5 части III в части примечаний на картах. Карта захода на посадку по приборам для схемы захода на посадку по GLS озаглавливается GLS Rwy XX. Если применительно к одной и той же ВПП публикуется несколько заходов на посадку по GLS, используется условное название идентичных схем.

6.7.1.2 В тех случаях, когда на промежуточном участке захода на посадку используется маршрут PBN с разворотом RF на курс конечного этапа захода на посадку, последним пунктом в описании схемы PBN является точка пути в конце разворота RF с ограничением по "диапазону" абсолютных высот или по значению "на" абсолютной высоте (см. *примечание* к п. 6.3.6.3).

6.7.2 Опубликование значений OCA/H

Опубликование значений OCA/H для схем захода на посадку по GLS категории I. Соответствующие значения OCA или OCH публикуются для тех категорий воздушных судов, для которых разработана данная схема. Значения соответствуют следующим стандартным условиям:

a) полет по категории с барометрическим высотомером;

b) стандартные размеры воздушных судов (см. п. 6.1.3);

c) градиент набора высоты при уходе на второй круг 2,5 %.

Эксплуатантами и соответствующим полномочным органом могут согласовываться подлежащие опубликованию дополнительные значения OCA/H на том основании, что изменения выполнены согласно п. 6.4.8.7.

6.7.3 Графа минимумов

Применительно к каждой категории воздушных судов может быть опубликована таблица значений OCA/H для полетов по категории I на конкретном летном поле.

6.7.4 Схемы с нестандартными углами наклона глиссады

Схемы с углами наклона глиссады более 3,5° или с любым углом, при котором номинальная скорость снижения превышает 5 м/с (1000 фут/мин), являются нестандартными и связаны с ограничениями (см. п. 6.4.8.8.3.1). Обычно применение таких схем ограничивается эксплуатантами и воздушными судами, имеющими специальное одобрение, а их публикация сопровождается указанием на карте захода на посадку соответствующих ограничений в отношении воздушного судна и экипажа.

6.7.5 Дополнительный градиент для конечного этапа участка ухода на второй круг

Если выявленные в пределах конечного этапа участка ухода на второй круг препятствия обусловливают увеличение любой из OCA/H, рассчитанных для точного участка, может быть указан дополнительно более высокий градиент поверхности ухода на второй круг (Z) при условии, что им будет обеспечиваться запас высоты

над этими препятствиями для определенной более низкой OCA/H (см. п. 6.2.2.2 "Градиент набора высоты на промежуточном этапе" главы 6 раздела 4 части I).

6.7.6 Развороты

6.7.6.1 Разворот на заданной абсолютной/относительной высоте. Если точка разворота расположена в SOC, на карте приводится примечание "разворот как можно раньше на… (курс или средство)" и размещается информация, достаточная для опознавания положения и относительной высоты препятствий, обуславливающих необходимость разворота.

6.7.6.2 Разворот в заданной ТР. В том случае, когда схемой предусматривается выполнение разворота в заданной ТР, на схеме необходимо совместно со схемой публиковать следующую информацию:

a) ТР, если она определяется контрольной точкой; или

b) радиал пересечения VOR, пеленг NDB или расстояние DME, когда отсутствует наведение по линии пути (см. п. 2.6.4 "Контрольные точки ухода на второй круг" главы 2 раздела 2 части I).

6.7.7 Идентификатор опорной траектории

Идентификатор опорной траектории (RPI). RPI, описание которого приводится в п. 3.5 добавления B к главе 6 раздела 2 части III, публикуется вместе с информацией о схеме.

6.7.8 Номер канала

Номер канала GBAS. Номер канала для данной схемы, описание которого приводится в п. 7.7 дополнения D к тому I Приложения 10, публикуется вместе с информацией о схеме.

6.7.9 Подробные данные об опорной точке GBAS

Информация об опорной точке GBAS. Вместе с информацией о схеме публикуется следующая информация об опорной точке GBAS: широта/долгота приемников опорной точки GBAS, идентификатор, радиус обслуживаемого объема, превышение MSL и относительная высота эллипсоида.

Таблица III-3-6-1. Минимальное расстояние между пересечением курса конечного этапа захода на посадку и точкой входа в глиссаду

Угол пересечения конечного этапа захода на посадку (градусы)	*Категории A/B/H*	*Категории C/D/D_L/E*
Разворот RF на курс конечного этапа захода на посадку < 15	1,8 км (1,0 м. мили) 2,8 км (1,5 м. мили)	1,8 км (1,0 м. мили) 2,8 км (1,5 м. мили)
16–30	3,7 км (2,0 м. мили)	3,7 км (2,0 м. мили)
31–60	3,7 км (2,0 м. мили)	4,6 км (2,5 м. мили)
61–90 или в пределах схемы типа "ипподром" или обратной схемы	3,7 км (2,0 м. мили)	5,6 км (3,0 м. мили)

Таблица III-3-6-2. Объекты, которые могут не приниматься во внимание в расчетах ОСА/H

	Максимальная относительная высота над порогом ВПП	*Минимальное боковое удаление от осевой линии ВПП*
Антенна глиссадного радиомаяка	17 м (55 фут)	120 м
Рулящее воздушное судно	22 м (72 фут)	150 м
Воздушное судно на площадке ожидания и в пределах между порогом ВПП и –250 м (только для кат. I)	15 м (50 фут)	75 м

Таблица III-3-6-3. Запасы на потерю высоты/высотомер

	Запас при использовании радиовысотомера		*Запас при использовании барометрического высотомера*	
Категория воздушного судна (V_{at})	Метры	Футы	Метры	Футы
A – 169 км/ч (90 уз)	13	42	40	130
B – 223 км/ч (120 уз)	l8	59	43	142
C – 260 км/ч (140 уз)	22	71	46	150
D/D_L – 306 км/ч (165 уз)	26	85	49	161
H – 167 км/ч (90 уз)	8	25	35	115

Примечание 1. Для воздушных судов категории H – максимальная скорость на конечном участке захода на посадку, а не $V_{at.}$

Примечание 2. Воздушные суда категории E относятся непосредственно к уравнениям, приведенным в п. 6.4.8.8.3.4.

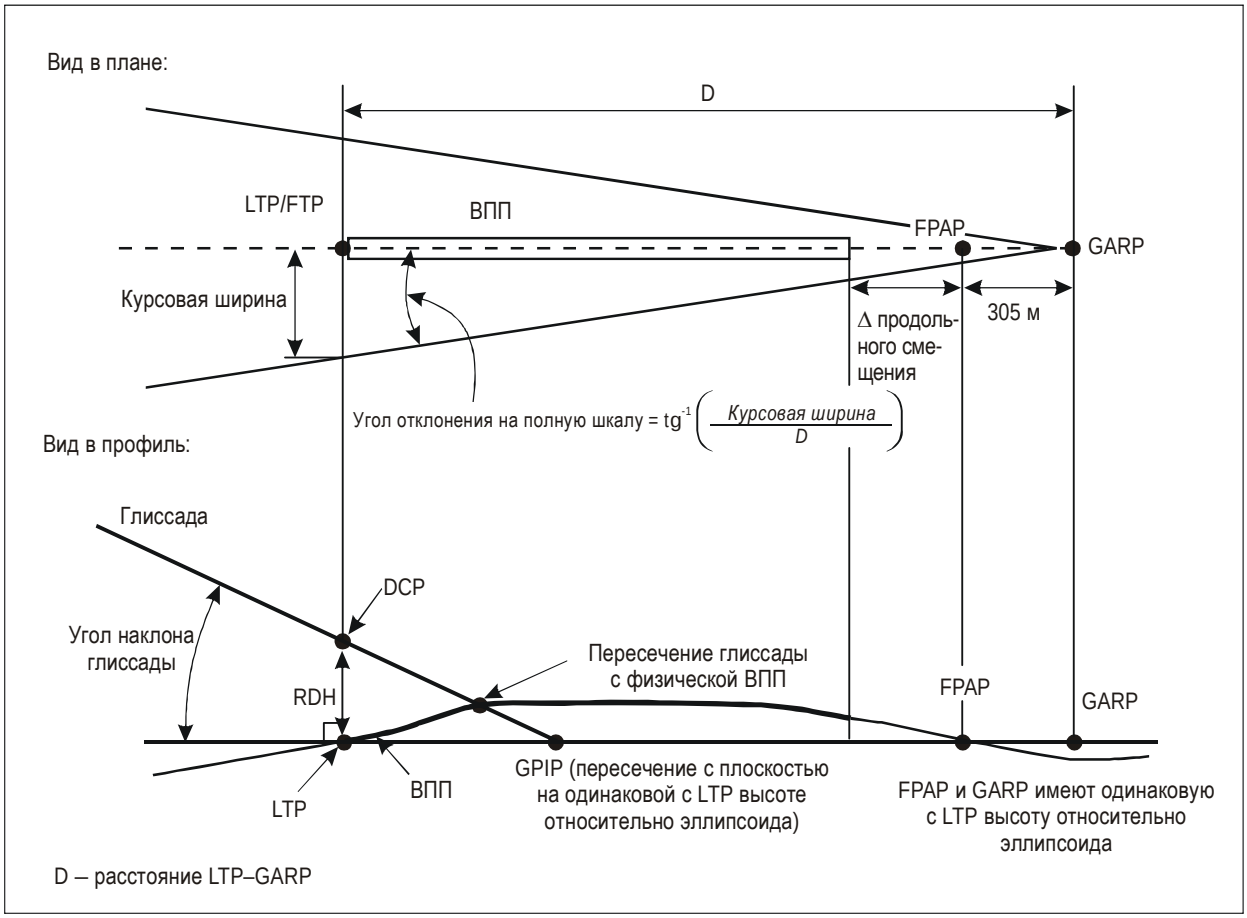


Рис. III-3-6-1. Иллюстрация определений

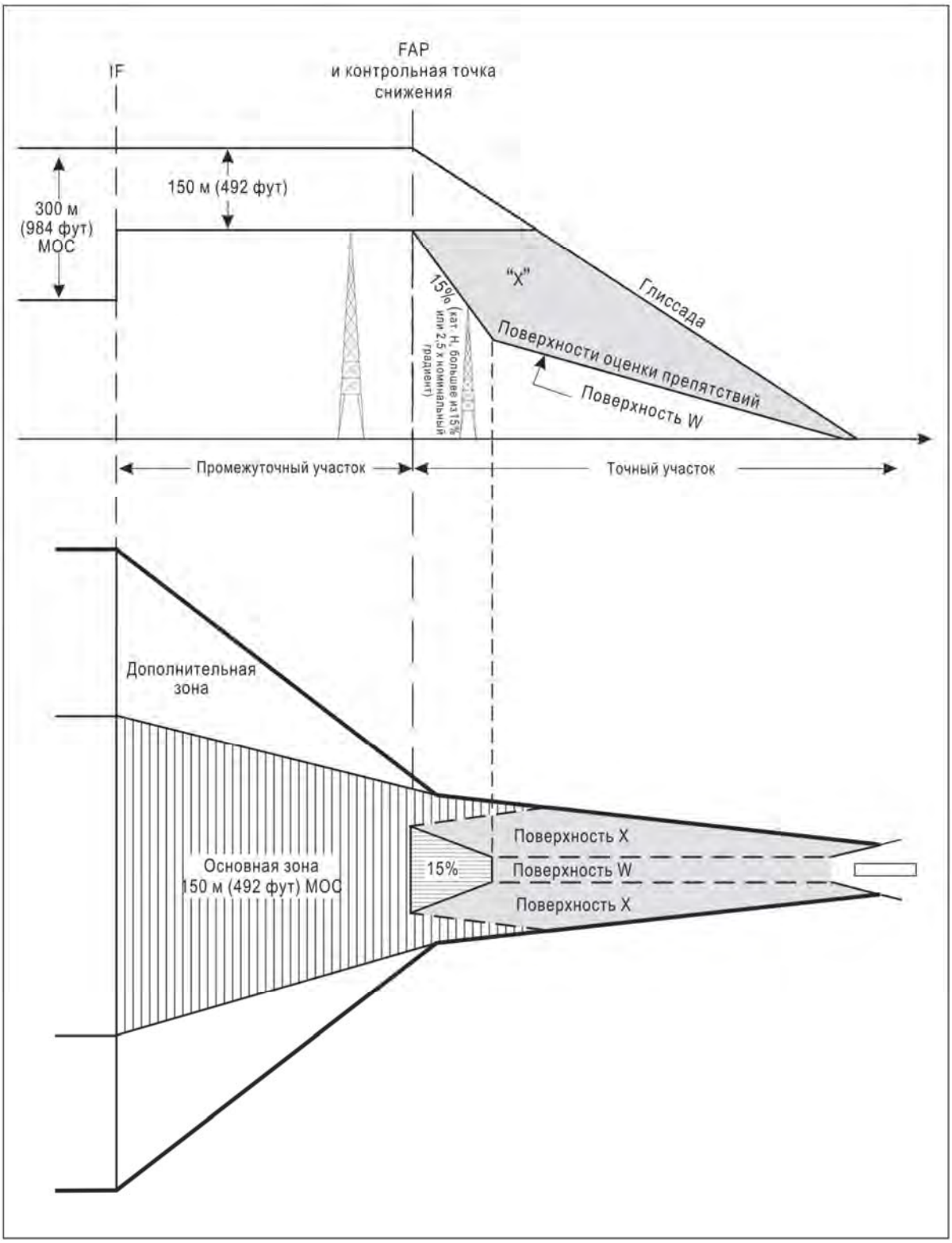


Рис. III-3-6-2. Конечная контрольная точка захода на посадку, определяемая контрольной точкой снижения

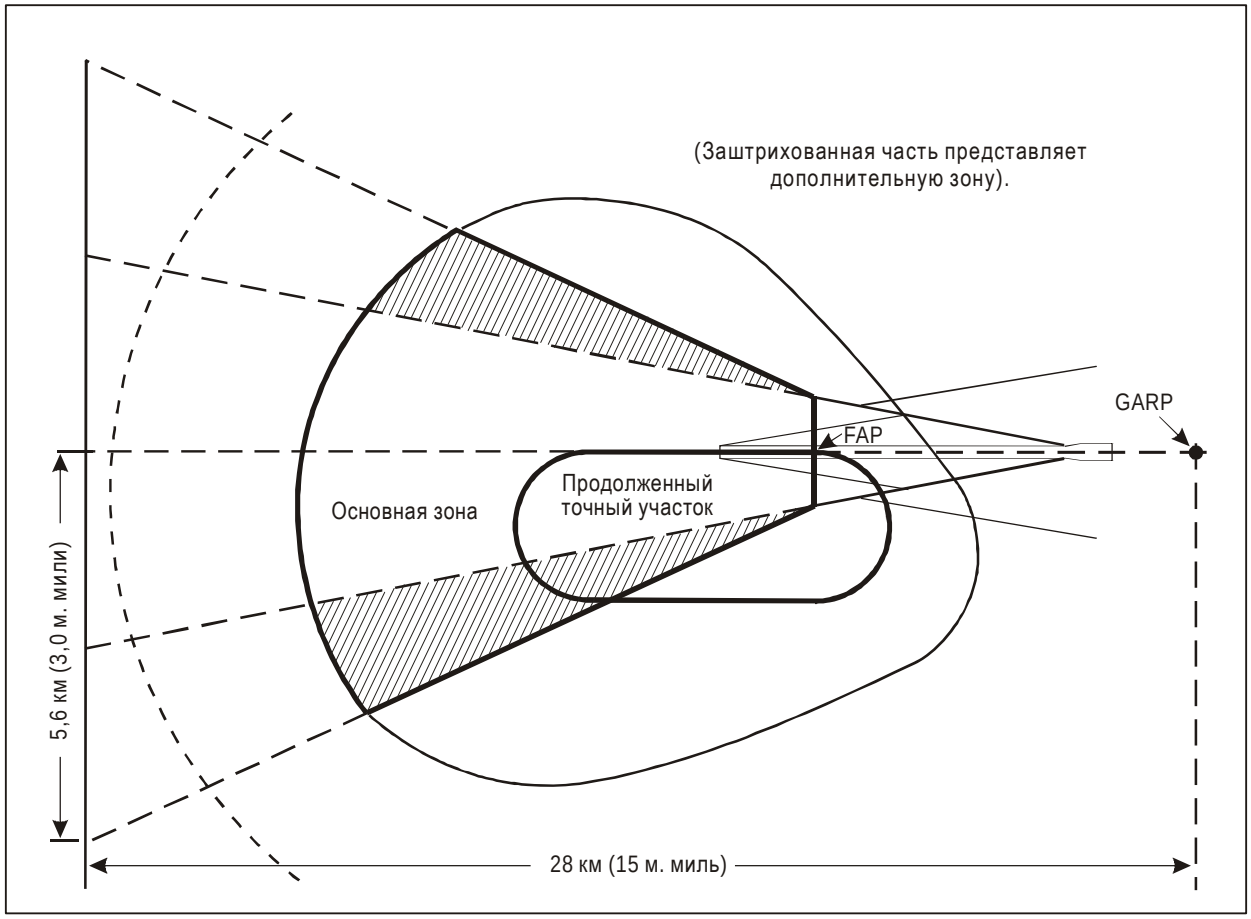


Рис. III-3-6-3. Зона промежуточного этапа захода на посадку. Заход на посадку по GLS с использованием обратной схемы или схемы "ипподром"

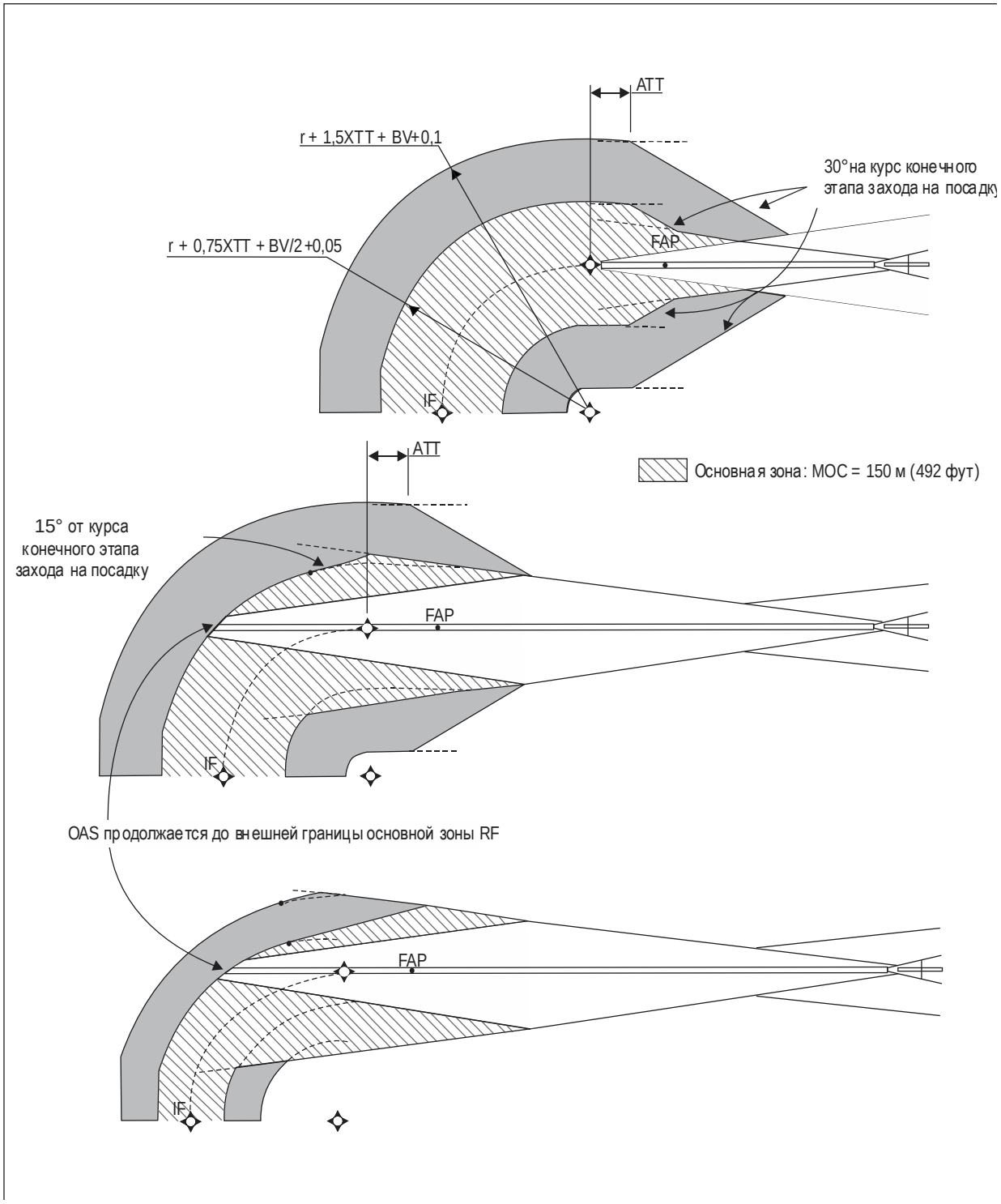


Рис. III-3-6-4. Построение зоны для разворотов "радиус-контрольная точка" на курс конечного этапа захода на посадку
(Применяется с 4 ноября 2021 года)

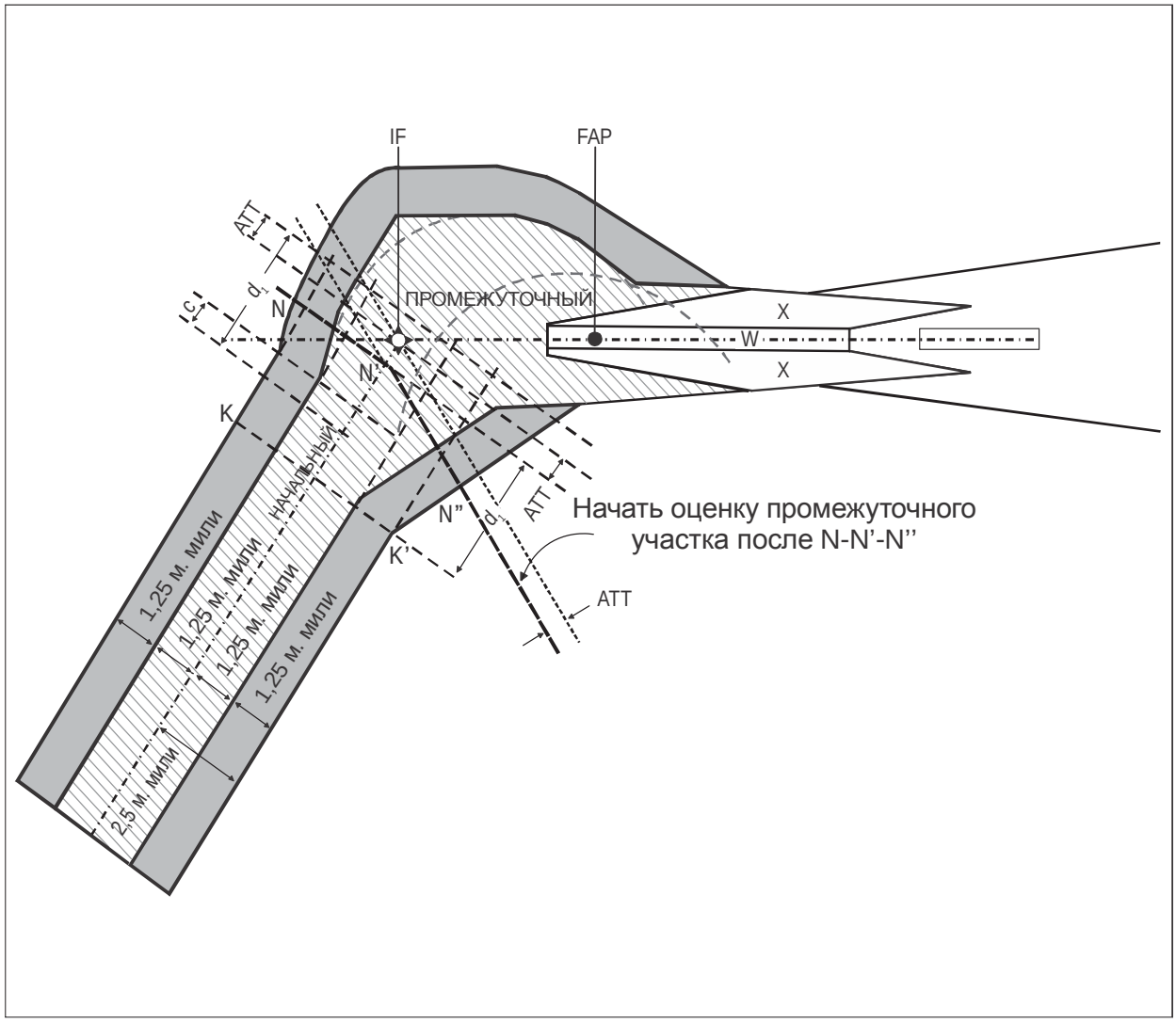


Рис. III-3-6-5. Пример: переход от RNAV 1 или RNP 1 к GBAS, угол захвата 60°

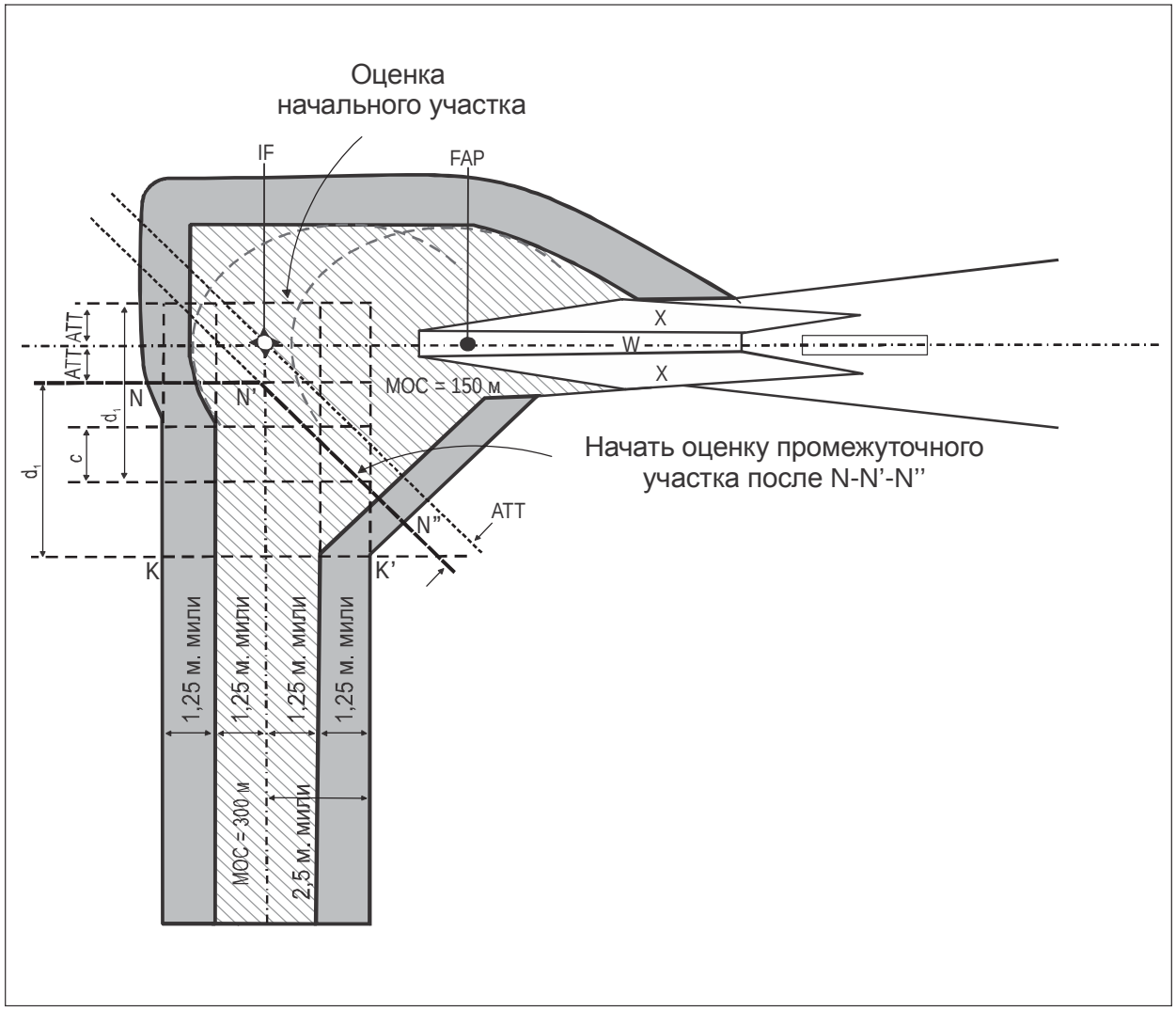


Рис. III-3-6-6. Пример: переход от RNAV 1 или RNP 1 к GBAS, угол захвата 90° (максимальный)

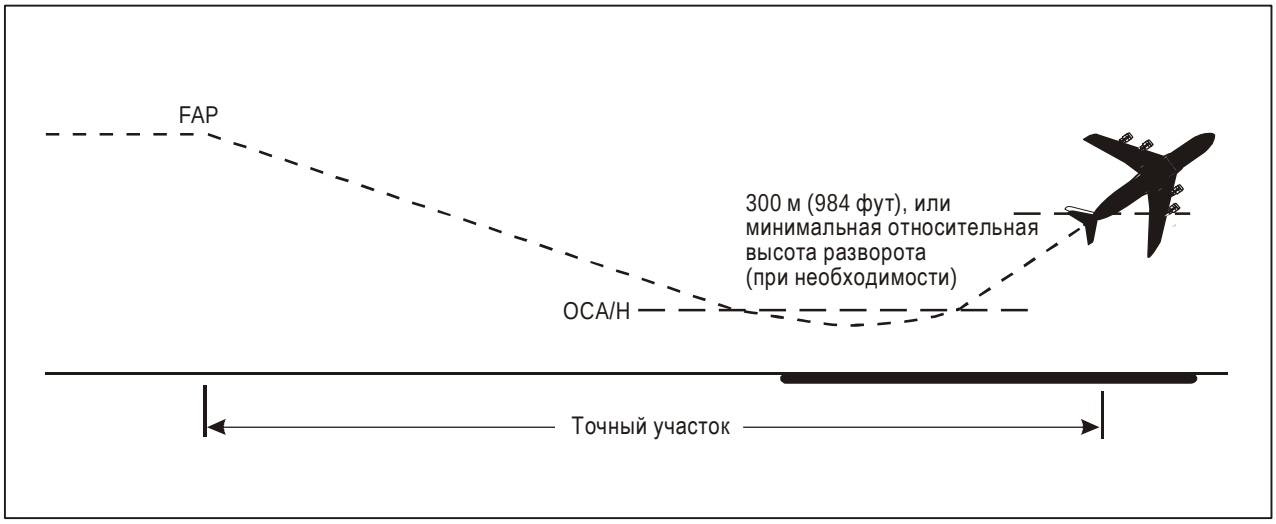


Рис. III-3-6-7. Точный участок

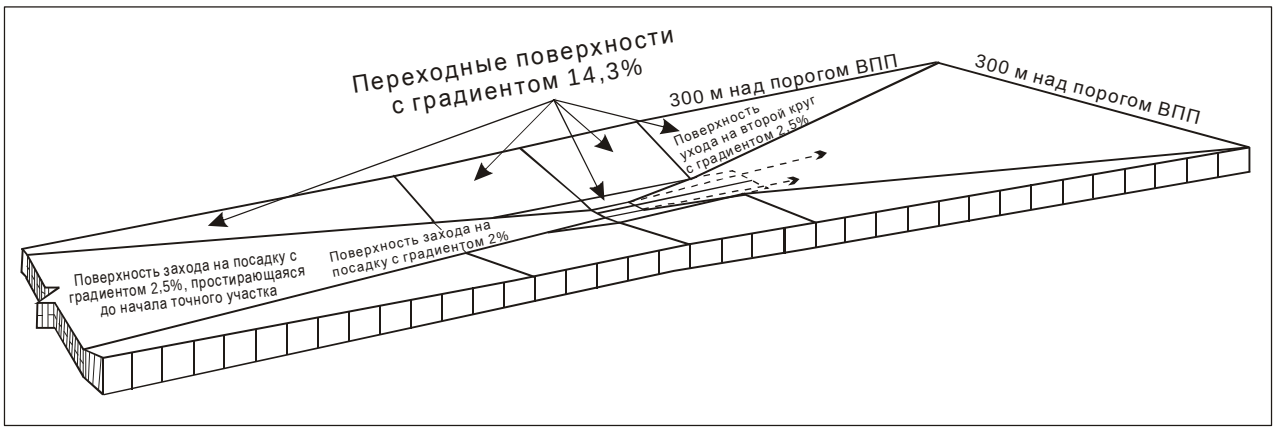
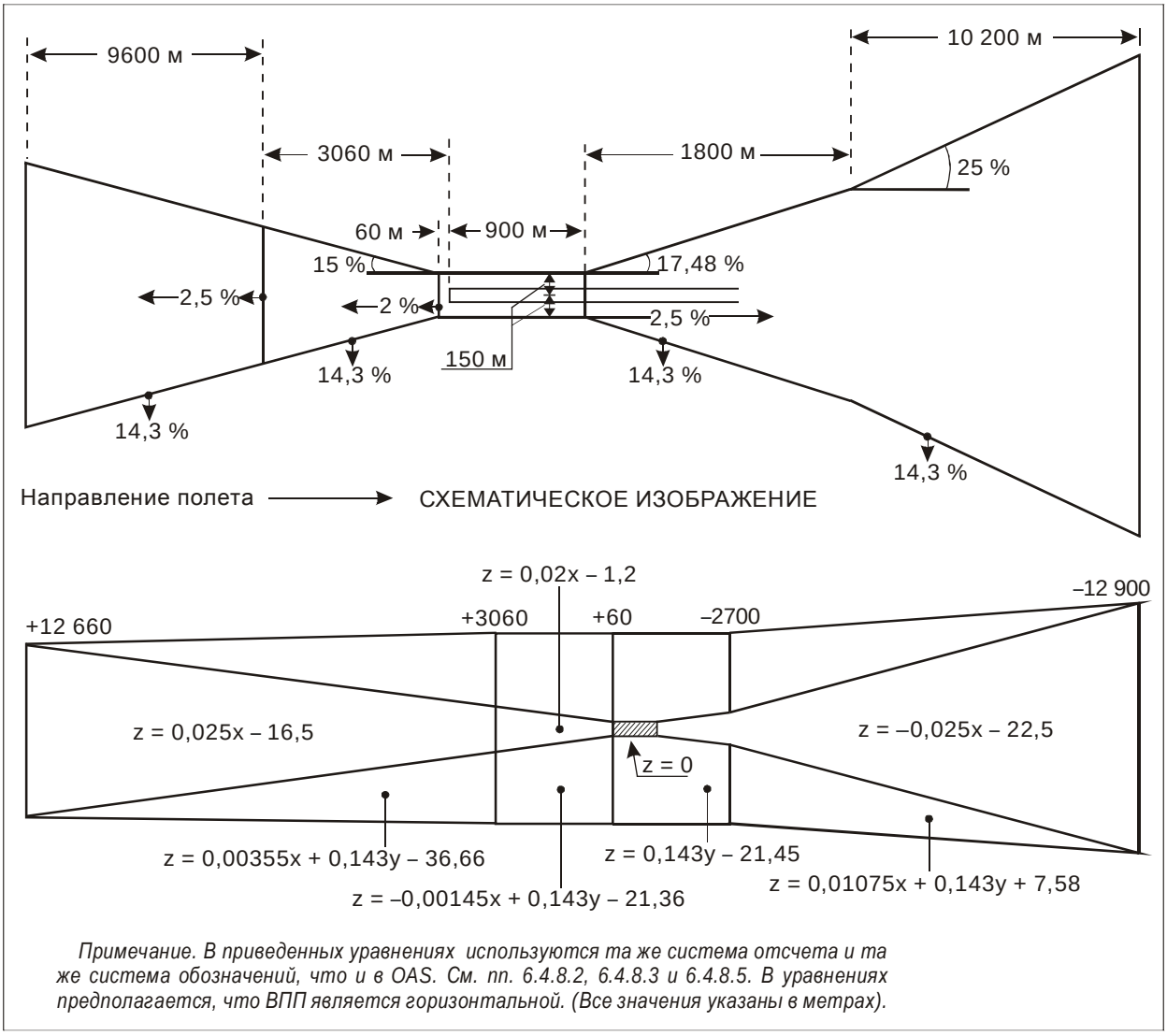


Рис. III-3-6-8. Иллюстрация основных поверхностей ILS, описанных в п. 6.4.7.2 главы 6 раздела 3 части III



Примечание. В приведенных уравнениях используются та же система отсчета и та же система обозначений, что и в OAS. См. пп. 6.4.8.2, 6.4.8.3 и 6.4.8.5. В уравнениях предполагается, что ВПП является горизонтальной. (Все значения указаны в метрах).

Рис. III-3-6-9. Уравнения поверхностей: основные поверхности ILS

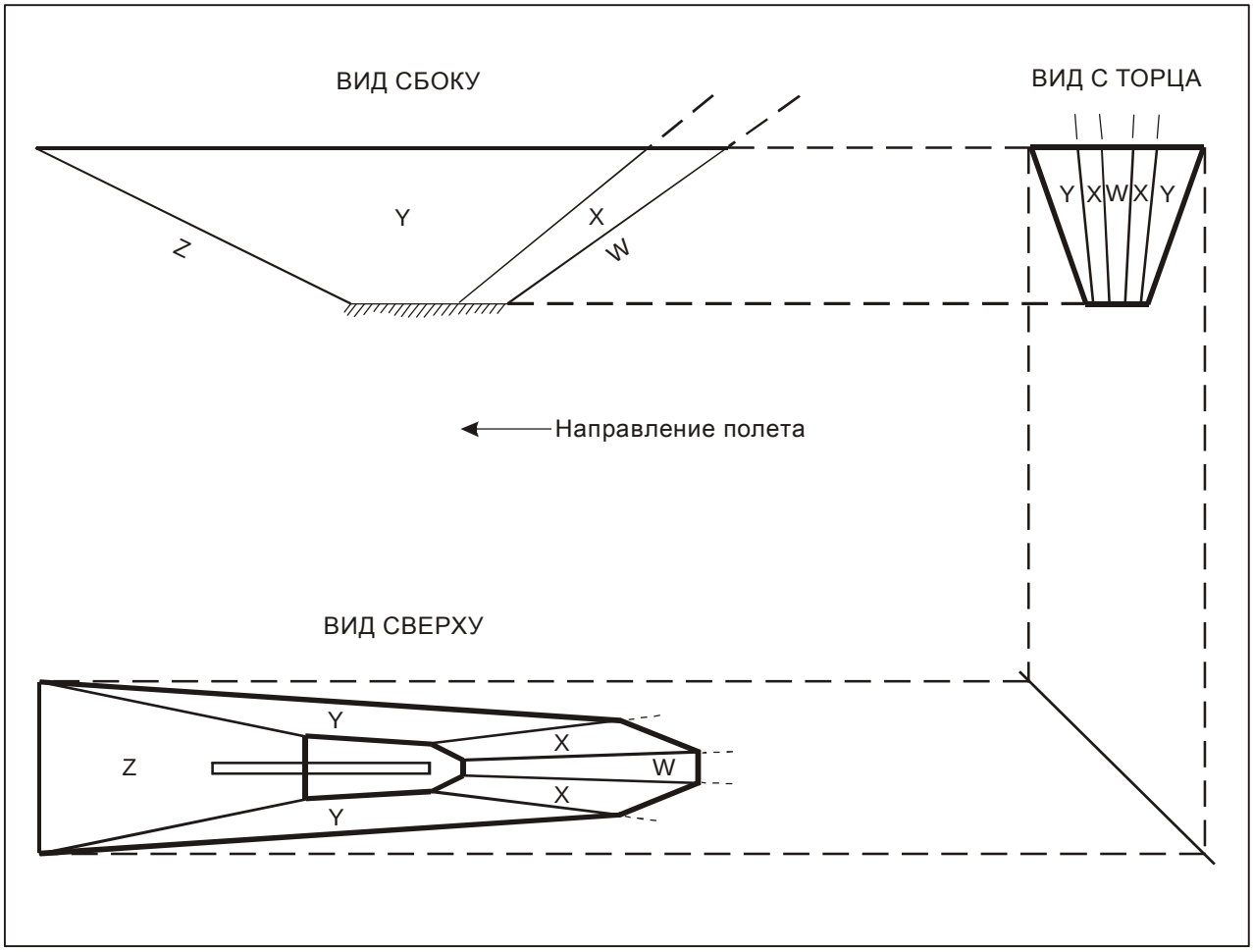


Рис. III-3-6-10. Поверхности оценки препятствий для ILS для полетов по GLS

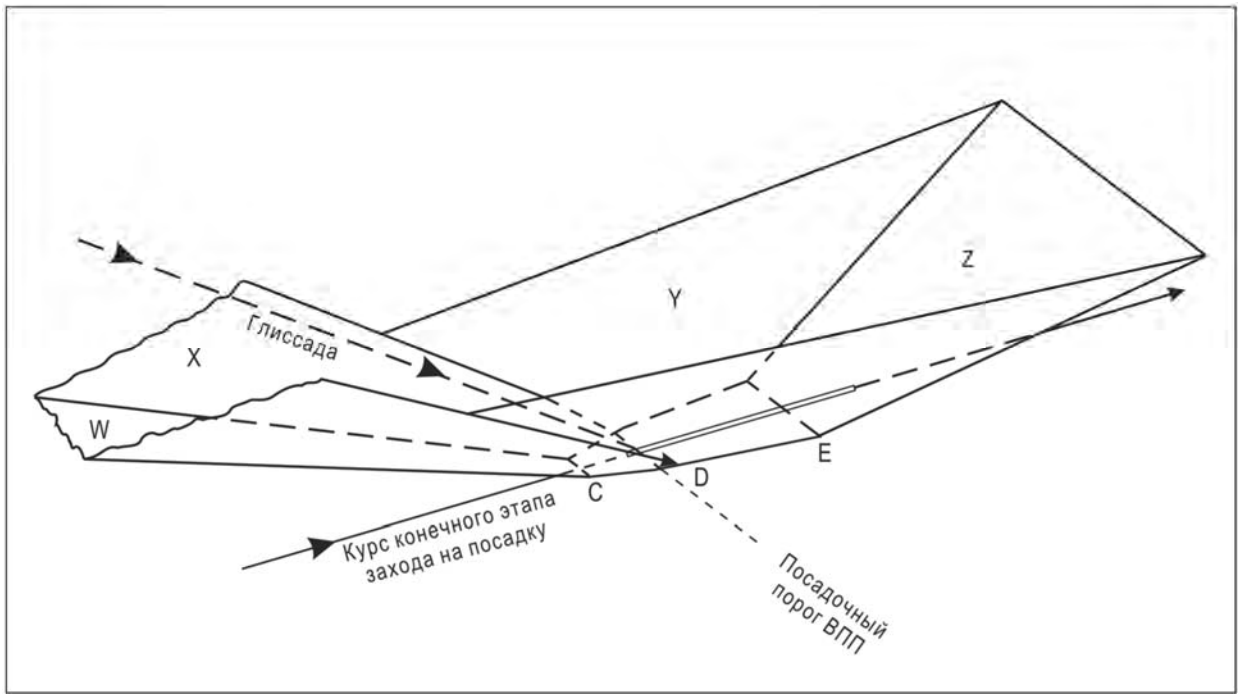


Рис. III-3-6-11. Иллюстрация поверхностей оценки препятствий ILS для полетов по GLS: вид в перспективе

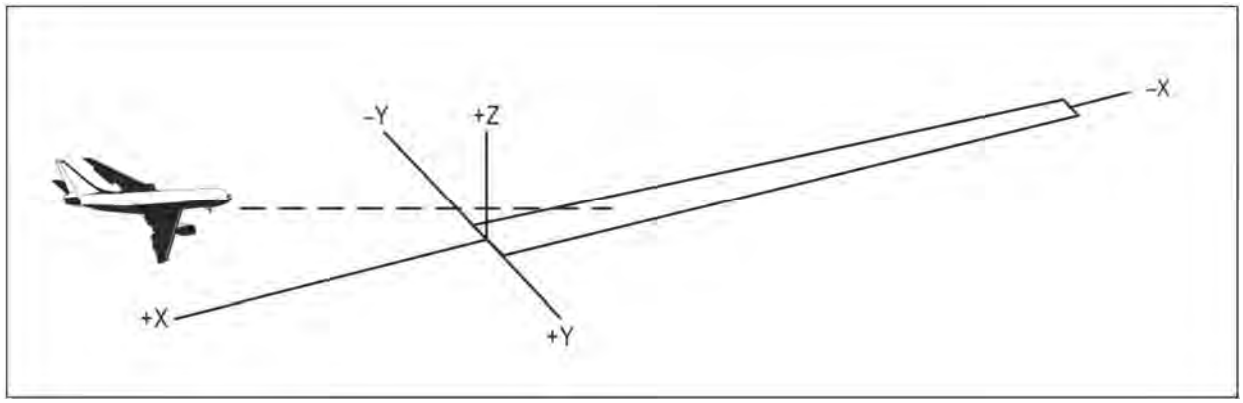
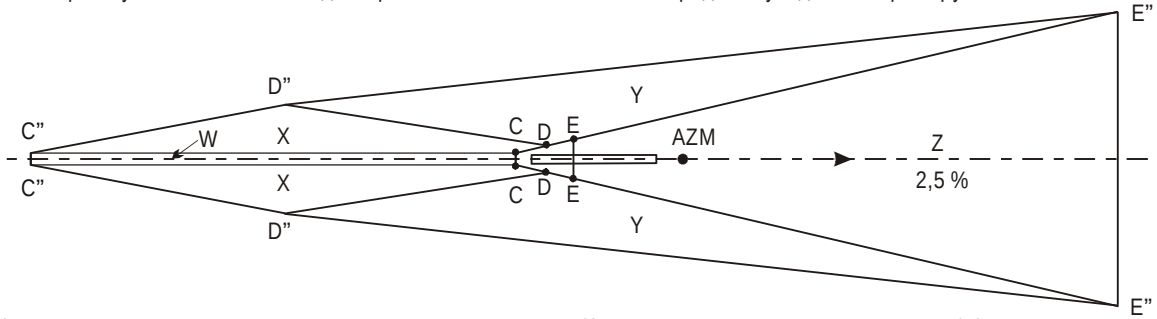


Рис. III-3-6-12. Система координат

A. Категория I/угол наклона глиссады 3°/расстояние AZM-THR 3000 м/градиент ухода на второй круг 2,5 %.



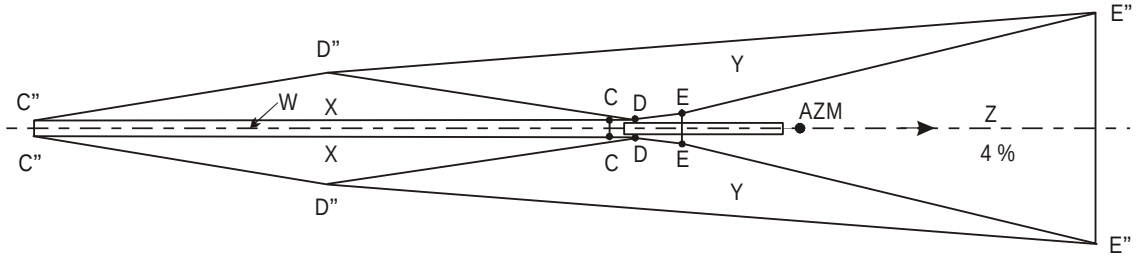
Уравнения поверхностей оценки препятствий:

W I z = 0,0285x – 8,01;
X I z = 0,027681x + 0,1825y – 16,72;
Y I z = 0,023948x + 0,210054y – 21,51;
Z I z = –0,025x – 22,50.

Координаты точек C, D, E, C”, D”, E”, (м)

	C	D	E	C”	D”	E”
x	281	-286	-900	10 807	5 438	-12 900
y	49	135	205	96	910	3 001
z	0	0	0	300	300	300

B. Категория I/угол наклона глиссады 3°/расстояние AZM-THR 3000 м/градиент ухода на второй круг 4 %.



Уравнения поверхностей оценки препятствий:

W I z = 0,0285x – 8,01;
X I z = 0,027681x + 0,1825y – 16,72;
Y I z = 0,020158x + 0,238021y – 26,37;
Z I z = –0,04x – 36,00.

Координаты точек C, D, E, C”, D”, E”, (м)

	C	D	E	C”	D”	E”
x	281	-286	-900	10 807	5 438	-8 400
y	49	135	187	96	910	2 082
z	0	0	0	300	300	300

Рис. III-3-6-13. Типичные контуры OAS для воздушных судов стандартных размеров

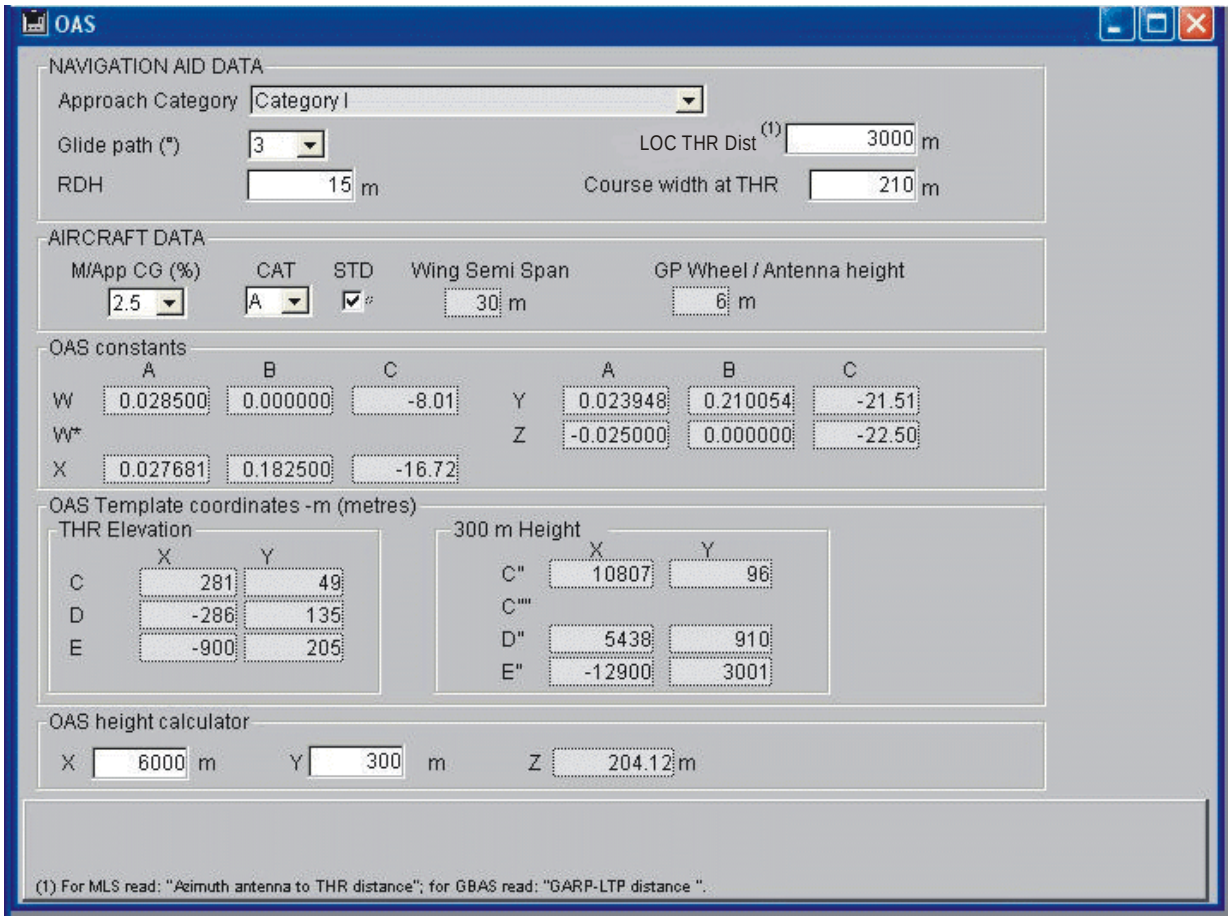


Рис. III-3-6-14. Выходные данные OAS, выдаваемые программой OAS PANS-OPS

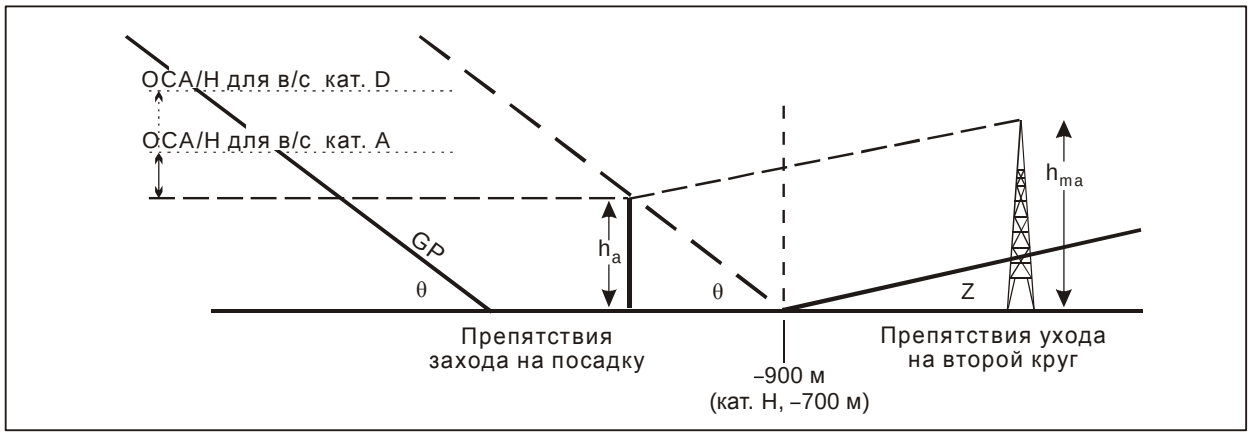


Рис. III-3-6-15. Препятствие ухода на второй круг, расположенное за дальностью –900 м

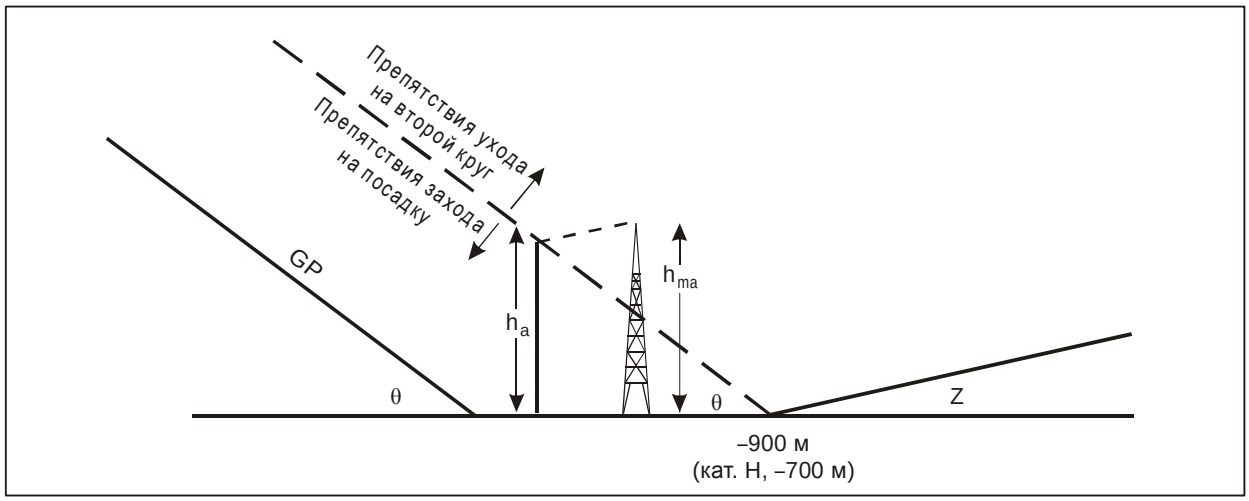


Рис. III-3-6-16. Препятствие ухода на второй круг, расположенное до дальности –900 м

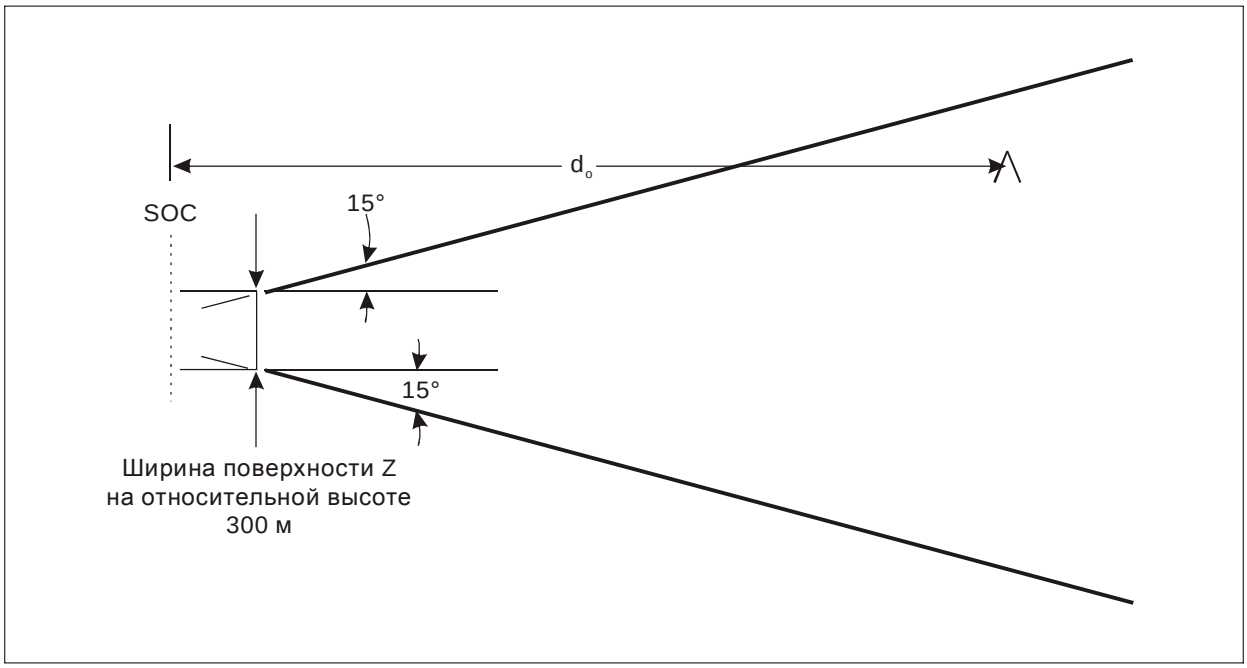


Рис. III-3-6-17. Конечный участок ухода на второй круг по прямой

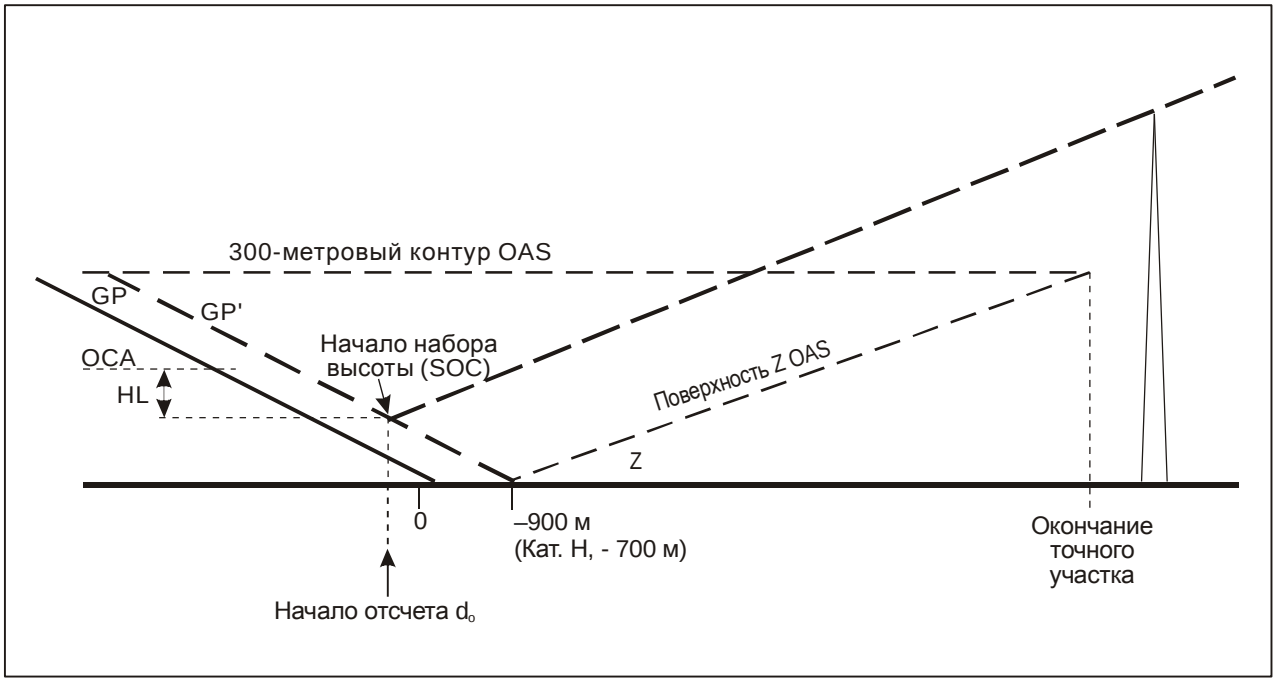


Рис. III-3-6-18. Запас высоты над препятствиями при уходе на второй круг по прямой

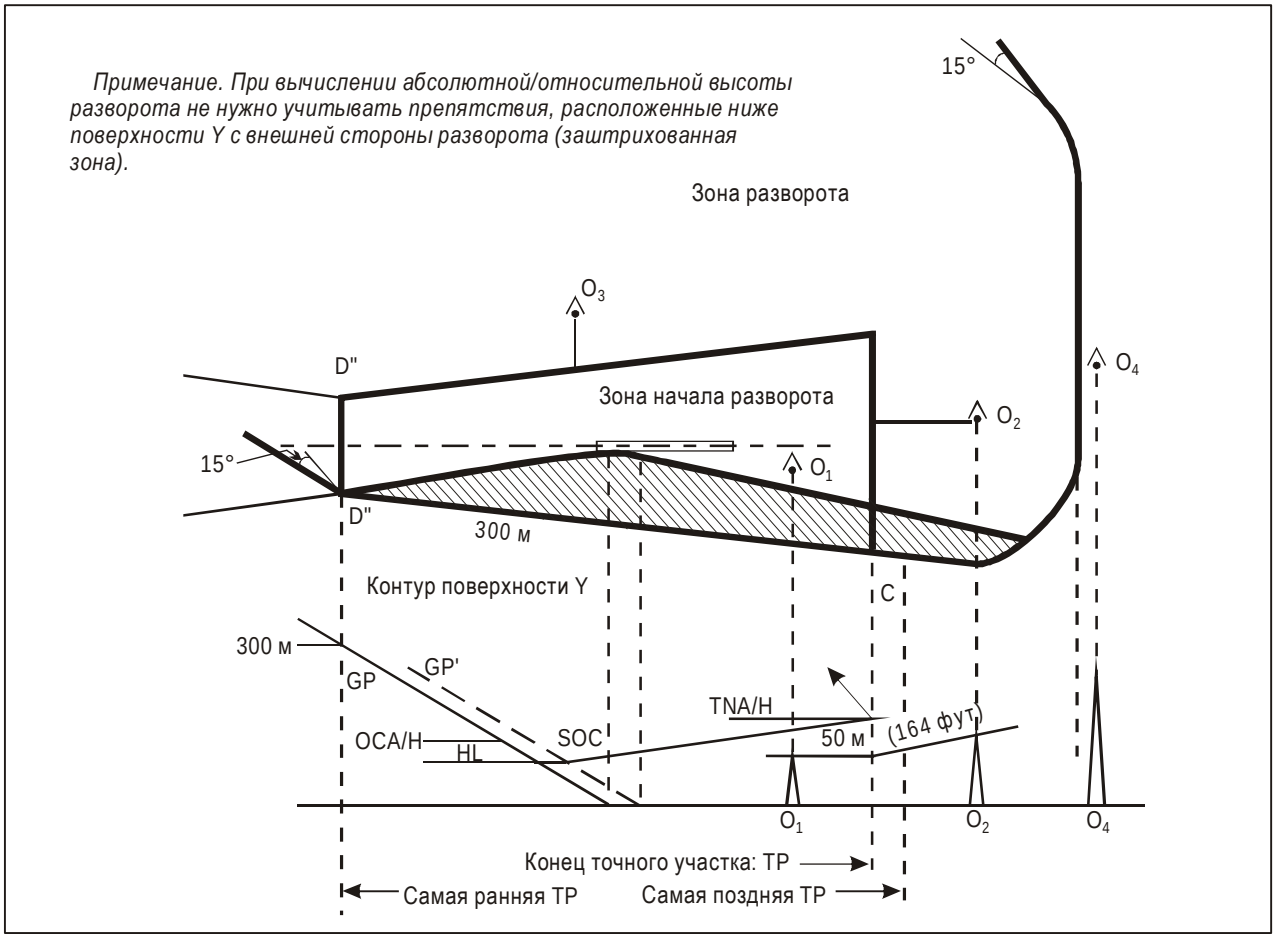
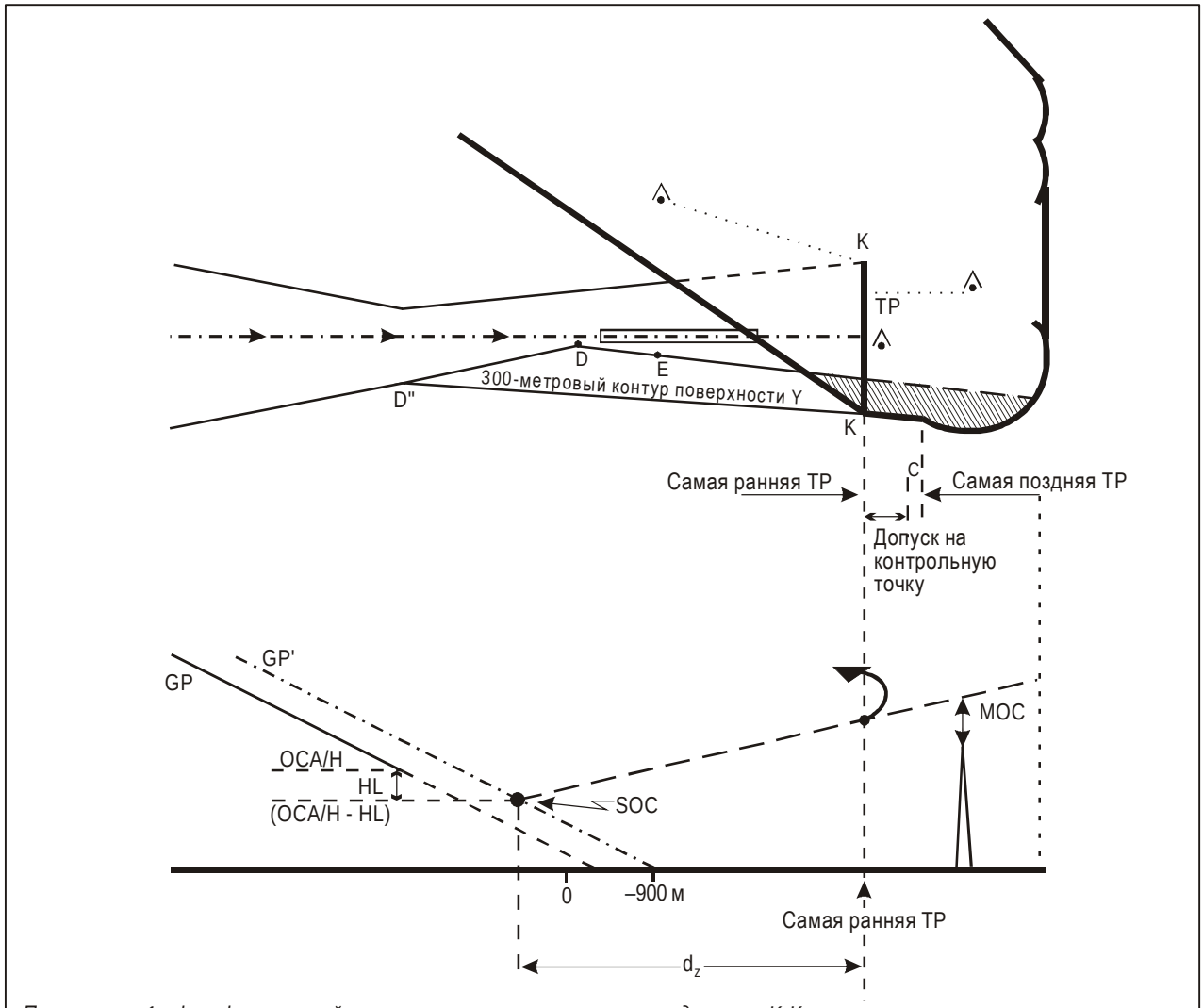


Рис. III-3-6-19. Разворот на заданной абсолютной высоте



Примечание 1. d_o = d_z + кратчайшее расстояние от препятствия до линии K-K.
Примечание 2. Препятствия, расположенные ниже поверхности Y (заштрихованная зона), учитывать не требуется.

Рис. III-3-6-20. Разворот с заданной TP (при наличии контрольной точки TP)

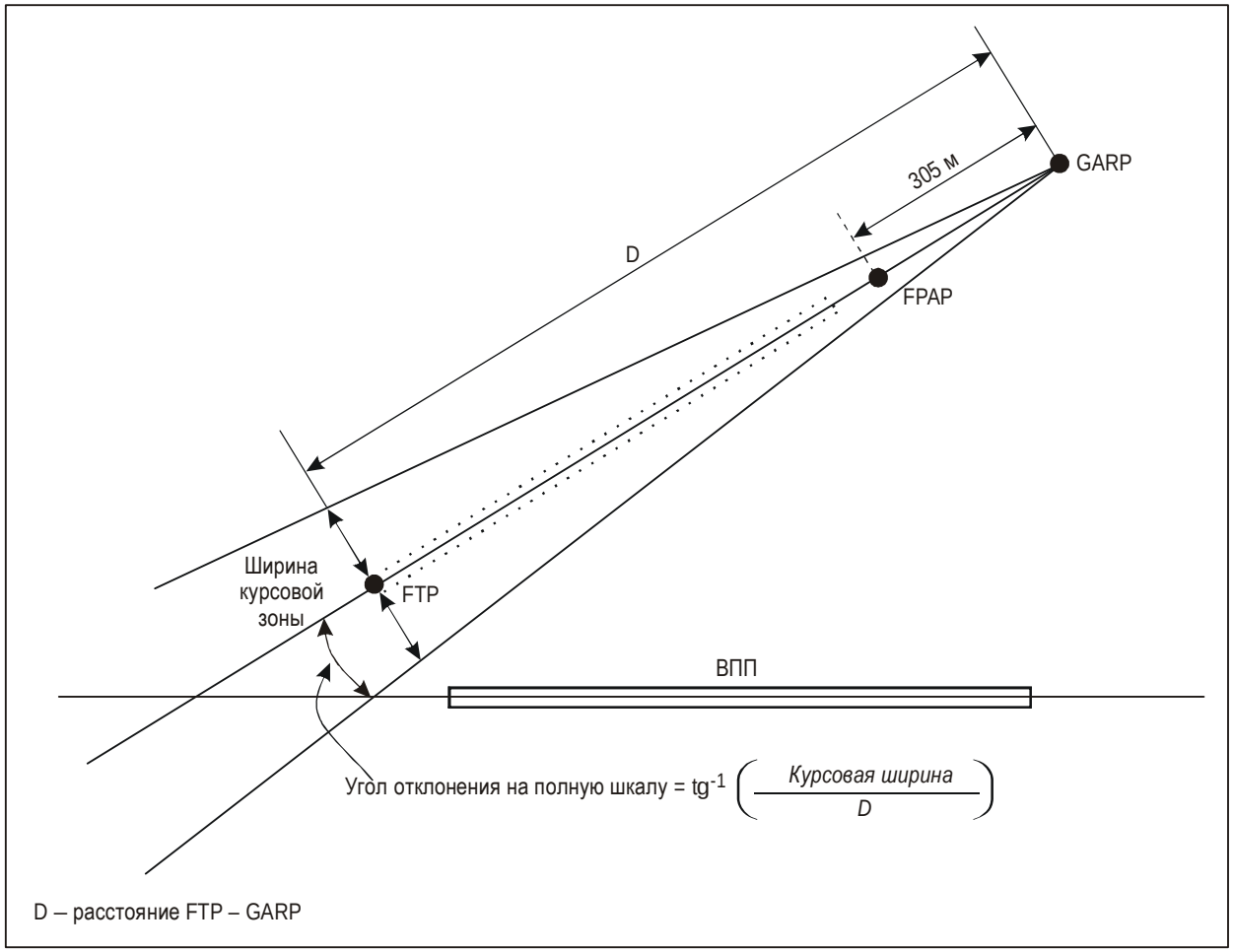


Рис. III-3-6-21. Выравнивание курса конечного этапа захода на посадку по GLS кат. I со смещенным азимутом

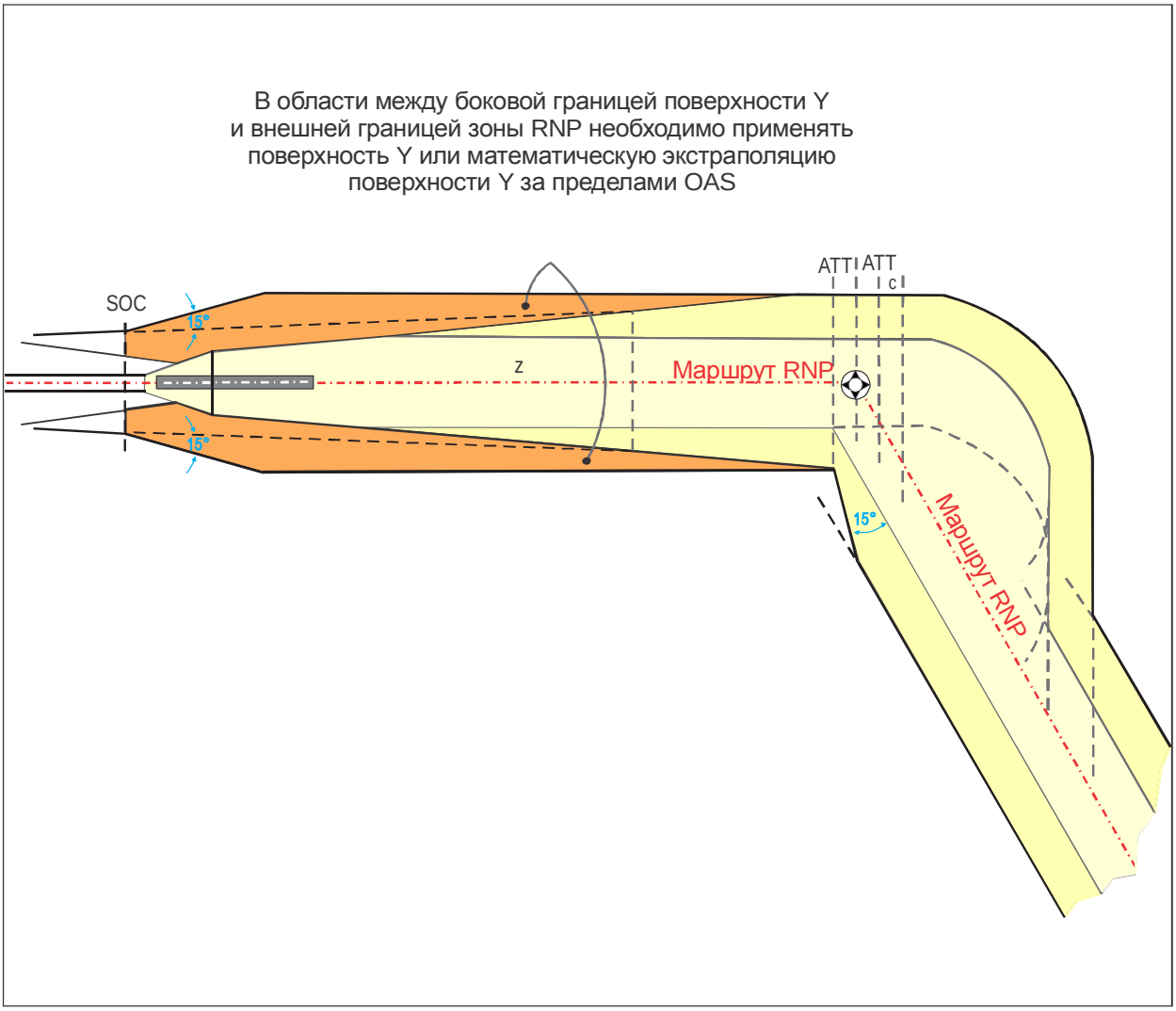


Рис. III-3-6-22. Пример: переход к RNP 1, разворот в точке пути "флайовер" после точного участка

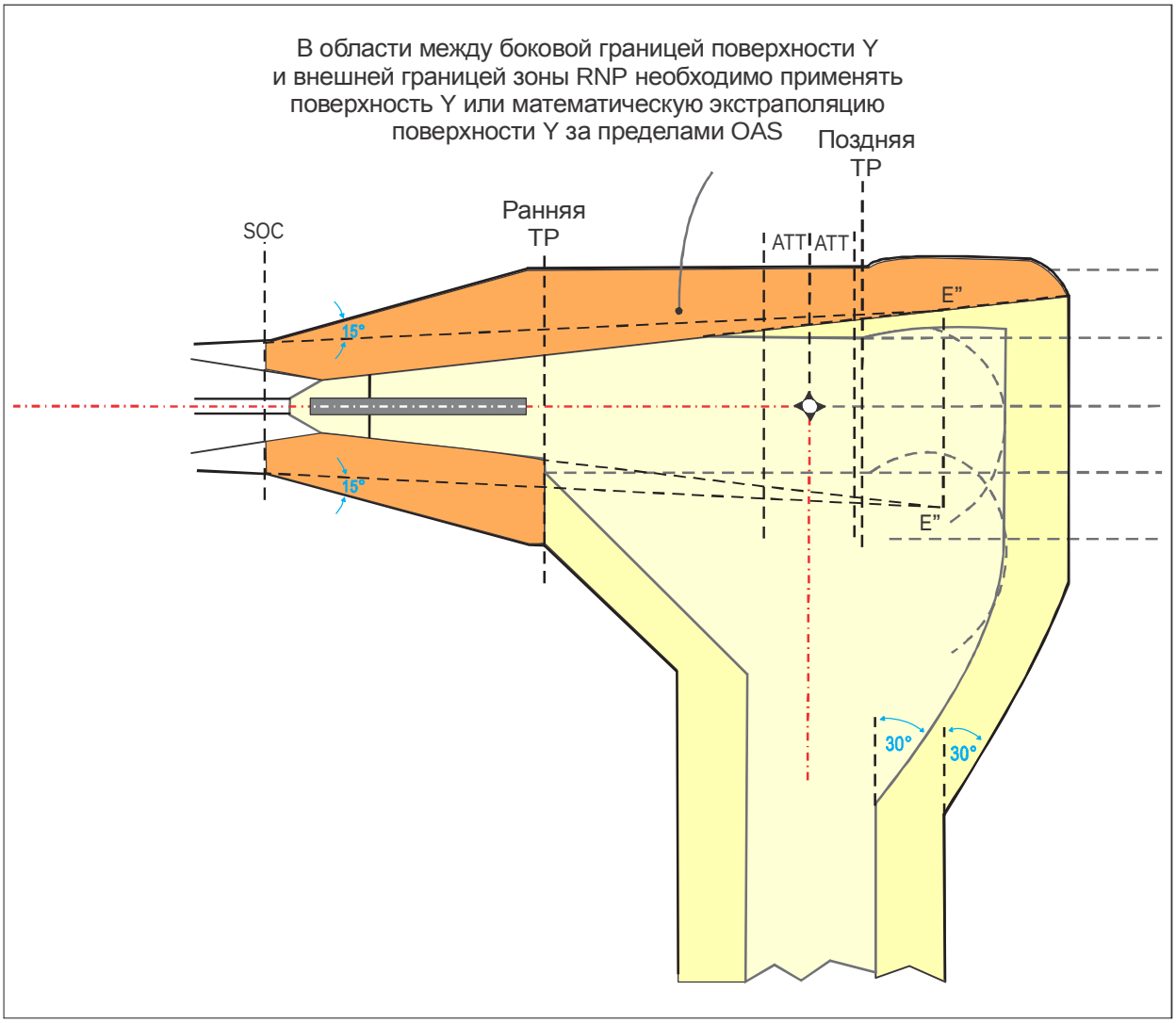


Рис. III-3-6-23. Пример: переход к RNAV 1 или RNP 1, разворот в точке пути "флай-бай" до окончания точного участка

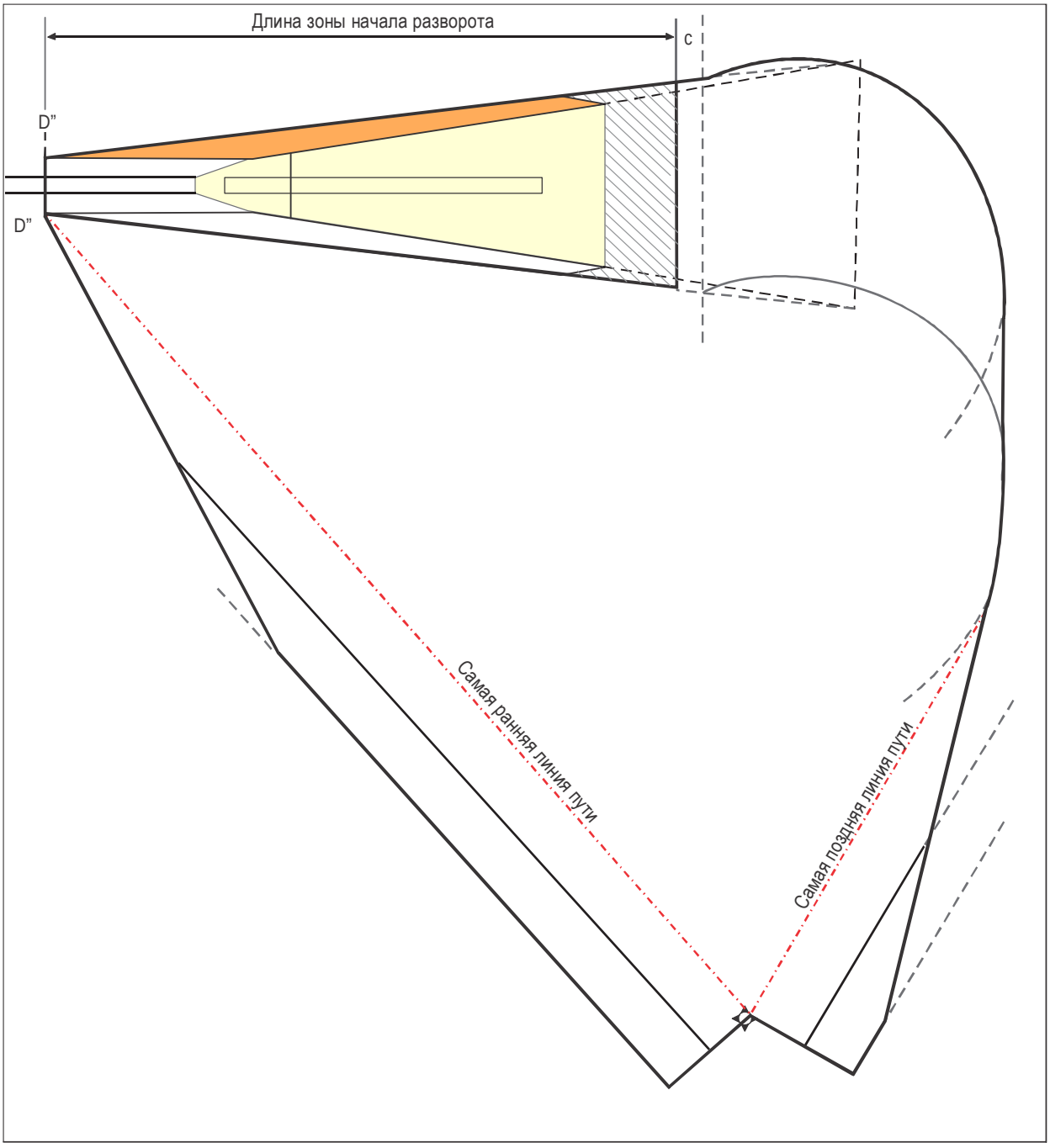


Рис. III-3-6-24. Пример: разворот на абсолютной высоте прямо до контрольной точки RNAV 1 или RNP 1

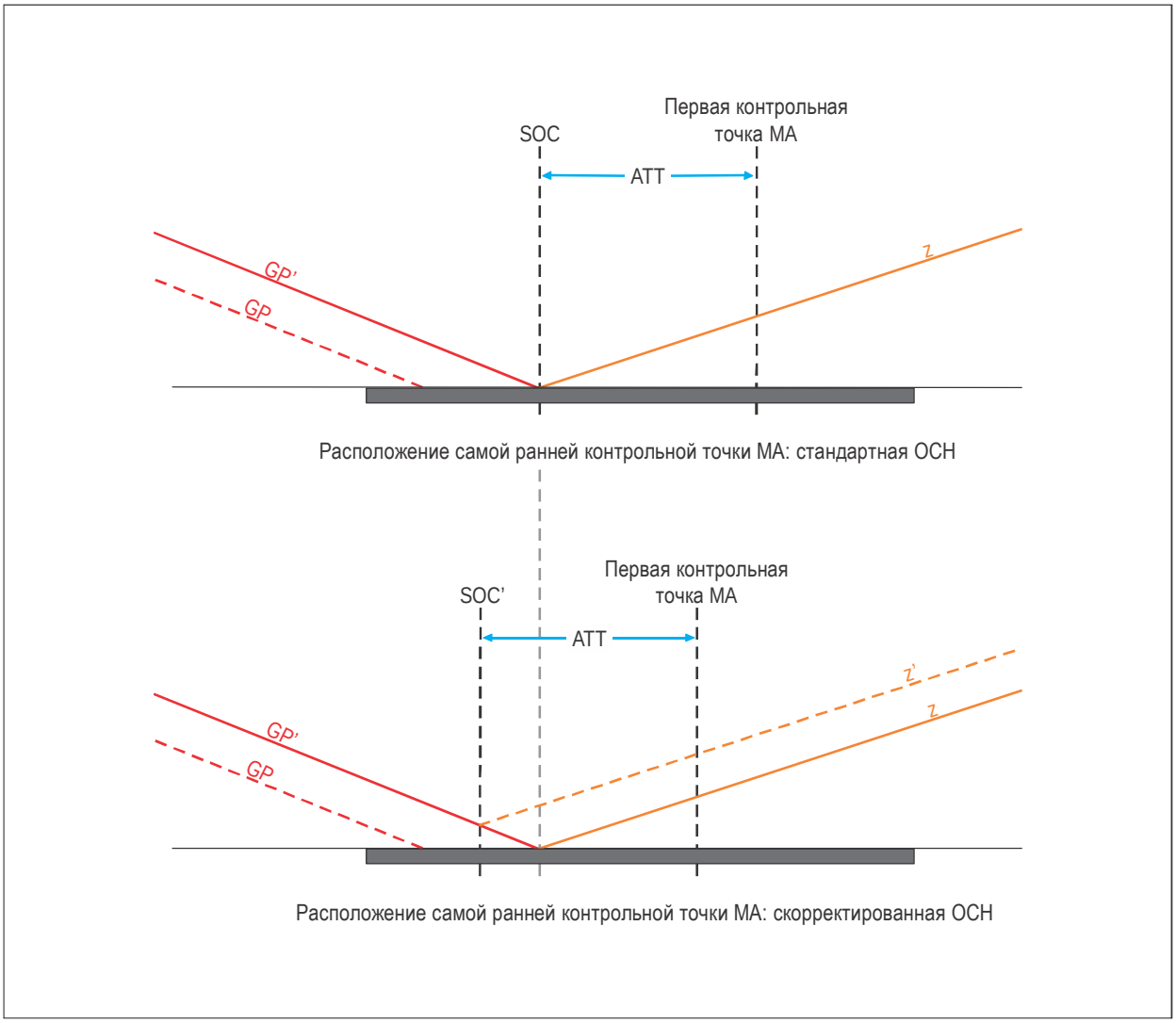


Рис. III-3-6-25. Расположение самой ранней контрольной точки для ухода на второй круг по RNAV или RNP

Глава 7

СХЕМЫ ОЖИДАНИЯ

7.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

7.1.1 В настоящей главе содержатся критерии, касающиеся ожидания на основе RNAV.

7.1.2 Схемы ожидания могут строиться для операций с использованием навигационных спецификаций, которые требуют и не требуют оснащения воздушных судов оборудованием с функцией ожидания.

7.1.2.1 *Навигационные спецификации, требующие наличия систем RNAV с функцией ожидания.* Воздушные суда, оборудованные системами RNAV, обладают гибкостью при выдерживании определяемых оборудованием RNAV линий пути и использовании схем менее консервативных, чем применяемые при обычном ожидании. К вытекающим из этого преимуществам относятся оптимальное использование воздушного пространства в связи с размещением и ориентацией зон ожидания и, при определенных обстоятельствах, уменьшение воздушного пространства зоны ожидания. Единственной навигационной спецификацией, требующей применения системы зональной навигации с функцией ожидания, является advanced RNP.

7.1.2.2 *Навигационные спецификации, не требующие наличия системы RNAV с функцией ожидания.* Для системы RNAV без какой-либо функции ожидания можно определить схему ожидания на основе RNAV, подлежащую выполнению вручную на основе точки пути. Для построения зоны пролета препятствий для этого типа ожидания используется шаблон обычного ожидания.

7.1.3 Системы управления полетом обычно функционируют на основе базы навигационных данных.

7.1.4 *Расположение и число типовых схем ожидания.* Чтобы избежать скоплений, в каждой схеме следует предусматривать только один типовой маршрут ожидания. Обычным местоположением является одна из IAF. Точка пути ожидании при уходе на второй круг рассматривается в качестве точки пути "флайовер".

7.2 ТИПЫ СХЕМ ОЖИДАНИЯ НА ОСНОВЕ RNAV

7.2.1 Можно установить следующие два типа схем ожидания на основе RNAV:

a) ожидание с применением RNAV при наличии точки пути:

   1) для полетов, требующих наличия систем RNAV с функцией ожидания;

   2) для полетов, не требующих наличия RNAV с функцией ожидания;

b) ожидание в зоне RNAV. Этот тип ожидания может применяться для обоих типов полетов, указанных в п. 7.1.2.

Применяются общие критерии, содержащиеся в добавлении C к главе 3 раздела 4 части I и касающиеся обычного ожидания с использованием определяемого по расстоянию участка удаления, измененные согласно критериям, перечисленным по каждому виду ожидания.

7.2.2 *Ожидание с применением RNAV при наличии точки пути*
(См. рис. III-3-7-1 A.)

7.2.2.1 *Полеты, требующие наличия систем RNAV с функцией ожидания:*

a) Предполагается, что система RNAV способна компенсировать влияние ветра с внешней стороны разворота на линию пути удаления путем уменьшения угла крена.

b) Длина участка удаления схемы ожидания равняется, по крайней мере, одному диаметру разворота.

c) Предполагается, что система RNAV способна корректировать снос на прямолинейных участках.

d) Допуск по курсу не учитывается на прямолинейных участках.

7.2.2.2 *Полеты, не требующие наличия систем RNAV с функцией ожидания (т. е. приемники GNSS класса A)*

a) Этот тип ожидания будет выполняться вручную, при этом наведение по линии пути RNAV обеспечивается только на линии пути приближения.

b) Никакая компенсация влияния ветра или коррекции сноса системой RNAV не учитывается.

c) Конец участка удаления в схеме ожидания определяется по времени или по расстоянию от точки пути ожидания (WD), обеспечиваемой системой RNAV.

7.2.3 *Ожидание в зоне*. Данный вид ожидания предусматривает круговую зону с центром в заданной точке пути, достаточно большой для удержания типовой схемы ожидания "ипподром" при любой ее ориентации. (См. рис. III-3-7-1 B.)

7.3 ПРАВИЛА ВХОДА

7.3.1 Ожидание с применением RNAV при наличии точки пути

Правила входа в схему ожидания на основе RNAV с точкой пути аналогичны используемым при обычном ожидании.

7.3.2 Ожидание в зоне

Разрешается любая схема входа с удерживанием в пределах заданной зоны.

7.4. ДОПУСК НА КОНТРОЛЬНУЮ ТОЧКУ

7.4.1 Допуск на контрольную точку является бóльшим из допусков на контрольную точку отдельных датчиков, разрешаемых для применения при использовании навигационных спецификаций. Допуски на контрольную точку DME/DME и GNSS приведены соответственно в п. 3.6 главы 3 и п. 2.2 главы 2 раздела 1.

Примечание. В некоторых региональных операциях допускается использование VOR/DME.

7.4.2 В отношении допуска на контрольную точку VOR/DME применяются два следующих пункта.

7.4.2.1 *Допуск на контрольную точку: ожидание при наличии точки пути.* Допуски на точку пути, применяемые при построении зон допуска на контрольную точку в случае точки пути (VT, DT, AVT, ADT), рассчитываются согласно п. 4.6 "XTT, ATT и половина ширины зоны" главы 4 раздела 1.

7.4.2.2 *Допуск на контрольную точку: ожидание в зоне.* Для получения круговой зоны ожидания необходимо построить круговую зону допуска на точку пути с центром в точке пути схемы ожидания. Радиус (R^t) этой зоны допуска задается как:

$$R^t = \max(DTT, D \sin \alpha),$$

где α – точность использования системы VOR;
DTT – точность использования системы DME;
D – расстояние от точки пути ожидания до VOR/DME.

7.5 ПОСТРОЕНИЕ ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ

7.5.1 Зона ожидания RNAV при наличии точки пути

Построение зоны ожидания выполняется путем применения методов, указанных в п. 1.3 "Построение зоны ожидания" главы 1 раздела 4 части II, к зоне допуска на точку пути.

7.5.2 Построение зоны защиты для ожидания на основе RNAV при наличии точки пути

7.5.2.1 Применяются общие критерии, описание которых содержится в п. 3.3 "Зона защиты схем "ипподром" и схемы ожидания" добавления C "Построение зон запаса высоты над препятствиями для обратных схем и схем ожидания" к главе 3 раздела 4 части I, измененные критериями настоящего пункта. Критерии сгруппированы соответственно трем этапам (см. п. 1 добавления A).

7.5.2.2 Этот аддитивный метод расчета допуска, называемый методом вычерчивания по шаблону (TTT), описывается в добавлении A.

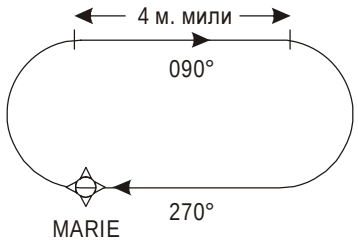
7.5.3 Ожидание в зоне RNAV

Зона ожидания образуется путем вращения основной зоны защиты ожидания вокруг применяемой к точке пути зоны допуска на контрольную точку, описание которой приводится в п. 7.4.2.2. (См. рис. III-3-7-1 B) и III-3-7-2.)

7.6 ОПУБЛИКОВАНИЕ СХЕМ ОЖИДАНИЯ НА ОСНОВЕ RNAV

7.6.1 Ожидание на основе RNAV для систем RNAV с функцией ожидания

Для этого типа ожидания участок удаления определяется его длиной. Длина участка удаления публикуется на карте захода на посадку и выражается в километрах (морских милях).



7.6.2 Ожидание на основе RNAV для всех систем RNAV

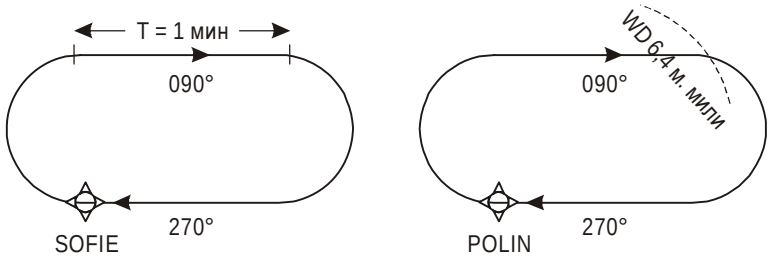
7.6.2.1 При выполнении ожидания вручную участок удаления определяется либо по времени, либо по расстоянию от точки пути ожидания.

7.6.2.2 В том случае, если над одной и той же точкой пути могут быть построены схемы ожидания на основе RNAV двух типов (одна выполняется вручную, а другая с применением системы с функцией ожидания), публикуется длина участка удаления и либо время, либо WD.

7.6.2.3 Для кодирования схемы ожидания в системе с функцией ожидания подлежащее кодированию расстояние на участке удаления указывается в таблице описания схемы на обратной стороне карты или на отдельном листе, на который дана надлежащая ссылка (см. пример, приведенный ниже).

Пример:

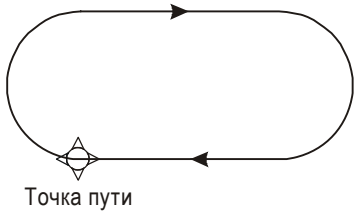
Идентификатор траектории	*Идентификатор контрольной точки (название точки пути)*	*Курс приближения °M (°T)*	*Расстояние участка*	*Направление разворота*	*Минимальная абсолютная высота*	*Максимальная абсолютная высота*	*Ограничение скорости*	*Магнитное склонение*	*Навигационная спецификация*
Ожидание	POLIN	270 (272,3)	4,0	П	2 000	6 000	250	–2,3	RNAV 1



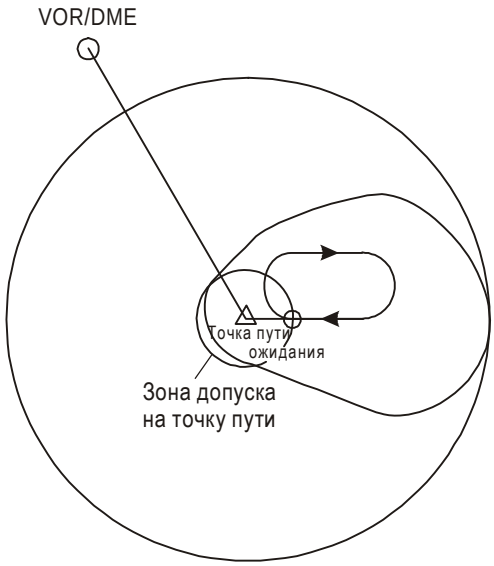
7.6.2.4 В том случае, если участок удаления определяется по расстоянию от точки пути ожидания, расстояние от точки пути (WD) публикуется на карте захода на посадку и выражается с точностью до десятых долей километра (десятых долей морской мили).

Примечание. Точка пути ожидания на карте может не представлять собой точку пути "флайовер", однако предполагается, что пилот и/или бортовая навигационная система будут рассматривать эту точку пути как точку пути "флайовер" при выполнении схемы ожидания (исходная информация и обоснование даются в добавлении A).

7.6.2.5 См. добавление B по определению секторов RNAV.



A. Ожидание с применением RNAV при наличии точки пути



B. Ожидание в зоне с применением RNAV

Рис. III-3-7-1. Типы схем ожидания с применением RNAV

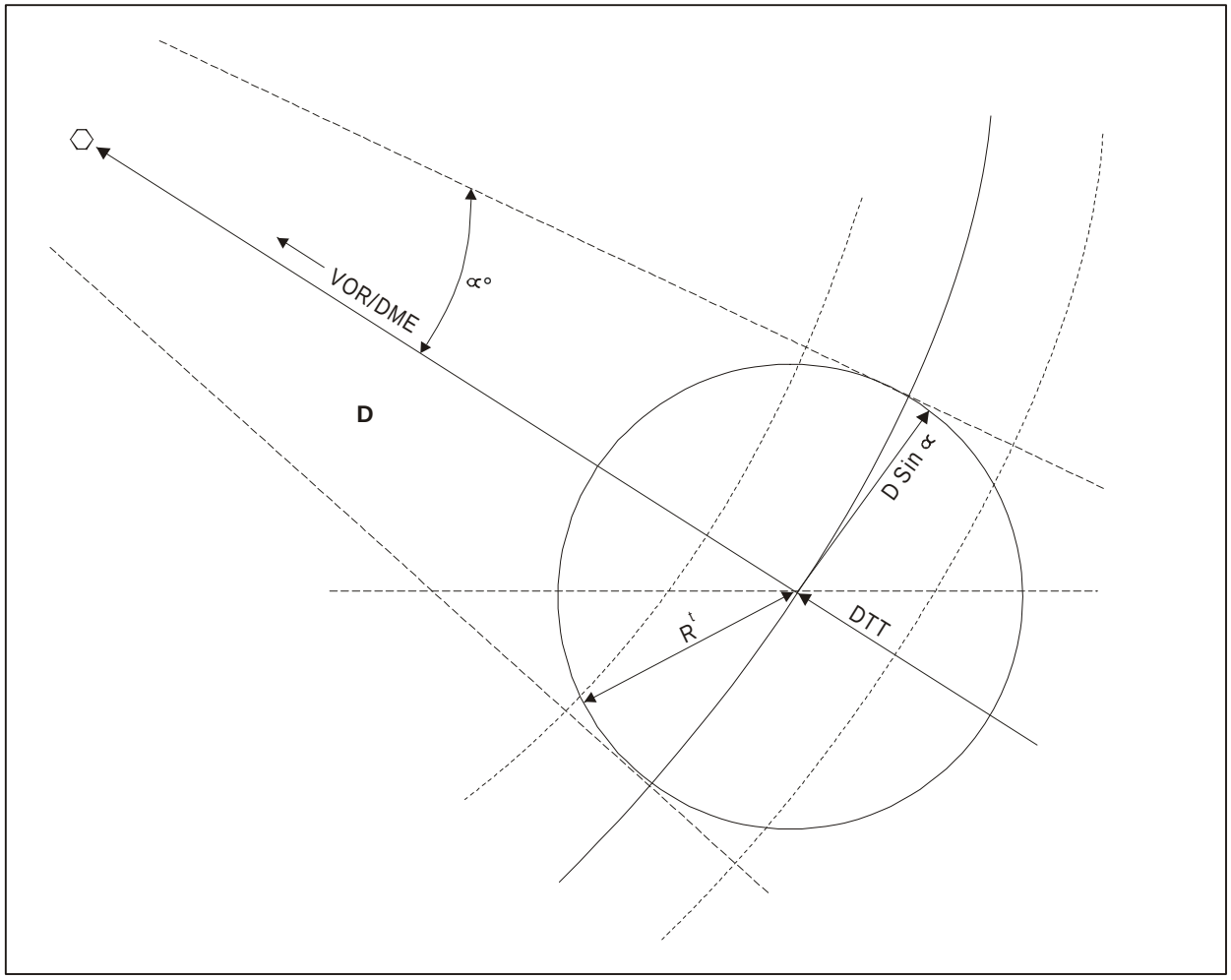


Рис. III-3-7-2. Построение зон допуска на точку пути

— — — — — — — —

Добавление A к главе 7

ПОСТРОЕНИЕ ЗОНЫ ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ ДЛЯ СХЕМЫ ОЖИДАНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ RNAV НА ОСНОВЕ VOR/DME, DME/DME И GNSS

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Построение зоны ожидания осуществляется в три следующих этапа:

a) построение шаблона,

b) построение основной зоны,

c) построение зоны входа.

2. ПОСТРОЕНИЕ ШАБЛОНА

2.1 Системы RNAV с функцией ожидания

Шаблон ожидания RNAV строится с использованием следующих принципов (см. в качестве примера рис. III-3-7-Доб A-1):

a) выбирается расстояние удаления: D является длиной участка удаления; D равняется по меньшей мере диаметру разворота с округлением до ближайшего большего км (м. мили);

b) проводится номинальная траектория; точка "i" размещается в конце участка удаления;

c) проводится линия защиты разворота более чем на 180º, аналогично случаю обычного шаблона (см. диаграмму I-4-3-Доб C-6 в добавлении C к главе 3 раздела 4 части I);

d) проводится линия, параллельная линии пути удаления и касательная к линии (2);

e) из точки "i" вычерчивается перпендикуляр к линии пути удаления;

f) линии (3) и (4) пересекаются в i1;

g) точка "a" обычного шаблона размещается в "i", затем в "i1" с осями, в обоих случаях параллельными участку удаления, проводится линия защиты разворота более чем на 180º, проводится касательная T к этим линиям защиты;

h) линии (6) и (2) соединяются касательной T1;

i) линии (6) и (2) соединяются касательной T2;

j) точка E размещается на шаблоне (см. п. 3.3.2.2.4.7 добавления C к главе 3 раздела 4 части I) и определяются XE и YE по следующим формулам (которые отличаются от используемых в п. 3.3.2.2.4.7 добавления C к главе 3 раздела 4 части I):

$$XE = 2r + D + 11v + \left(11 + \frac{90}{R} + 11 + \frac{105}{R}\right)W',$$

$$YE = 11v.\cos 20° + r.\sin 20° + r + \left(11 + \frac{20}{R} + \frac{90}{R} + 11 + \frac{15}{R}\right)W'.$$

(См. рис. III-3-7-Доб A-2 a) и III-3-7-Доб A-2 b)).

2.2 Системы RNAV без функции ожидания

Строится обычный шаблон ожидания в соответствии с п. 3.3.2 добавления C к главе 3 раздела 4 части I.

3. ПОСТРОЕНИЕ ОСНОВНОЙ ЗОНЫ

3.1 Зона допуска на точку ожидания

Вокруг точки ожидания A вычерчивается связанный с точкой пути допуск на контрольную точку RNAV и точки A1, A2, A3 и A4 размещаются по четырем углам этой зоны.

3.2 Построение основной зоны

3.2.1 *Система RNAV с функцией ожидания*

(См. рис. III-3-7-Доб A-3.)

a) Точка "a" шаблона RNAV последовательно помещается в точках A1, A2, A3 и A4 для построения кривых "1", "2", "3" и "4";

b) проводятся общие касательные к кривым "1" и "2", "2" и "4", "3" и "4", "3" и "1".

3.2.2 *Система RNAV без функции ожидания*

3.2.2.1 *Участок удаления схемы ожидания, определяемый по времени* (см. рис. III-3-7-Доб A-4).

a) Точка "a" обычного шаблона помещается последовательно в точках A1, A2, A3 и A4 для построения кривых "1", "2", "3" и "4";

b) проводятся общие касательные к кривым "1" и "2", "2" и "4", "3" и "4", "3" и "1".

3.2.2.2 *Участок удаления схемы ожидания, определяемый по расстоянию* (см. рис. III-3-7-Доб A-5).

3.2.2.2.1 *Защита разворота на линию пути удаления и участка удаления*

a) Точка "a" обычного шаблона размещается в A1 с осью, параллельной линии пути приближения, вычерчиваются кривая "1" (часть контура шаблона) и окружность с центром "g" и радиусом WG;

b) точка "a" обычного шаблона размещается в A3 с осью, параллельной линии пути приближения, вычерчиваются кривая "2" (часть контура шаблона) и линия "3" (защита участка удаления в направлении стороны зоны без маневрирования);

c) проводится общая касательная к кривым "1" и "2"; прямолинейная часть кривой "1" и линия "3" продолжаются в направлении конца участка удаления.

3.2.2.2.2 *Расчет предельного расстояния удаления: WD*

WD представляет собой расстояние между точкой пути ожидания и вертикальной проекции конца линии пути удаления на эллипсоид WGS-84.

Параметры расстояния выбираются и рассчитываются в следующем порядке:

a) выбор длины участка удаления: ds;

ds – горизонтальная длина участка удаления; ds должна соответствовать зависимости ds > vt, где t – время удаления, как определено в п. 3.5.5 "Время удаления" главы 3 раздела 4 части I для схем типа "ипподром" и п. 1.3.2.2 "Расчет времени удаления" главы 1 раздела 4 части II для схем ожидания;

b) расчет предельного расстояния удаления: WD;

WD – горизонтальное расстояние между точкой ожидания и вертикальной проекции конца линии пути удаления:

$$WD = (ds^2 + 4\,r^2)^{1/2};$$

c) минимальное значение WD.

Кроме того, для гарантии того, что на этом этапе не пересекается зона, включающая конец разворота на линию пути удаления, предельное расстояние удаления является таковым, что на этом расстоянии не пересекается зона, включающая конец разворота на линию пути удаления. Практически, окружность с центром в "точке ожидания" и радиусом WD не пересекается с окружностью с центром "g" и радиусом W_G, вычерченной как описано в п. 3.2.2.2.1 a).

Если рассчитанное в подпункте b) расстояние является таковым, что имеет место пересечение, WD увеличивается до значения, отвечающего этим критериям.

Примечание. Минимальное значение WD, отвечающее этим критериям, может быть также определено с использованием следующей формулы:

$$WD = [(ATT + 11v)^2 + (2r + XTT)^2]^{1/2} + Wg;$$

d) WD затем округляется до ближайшей большей одной десятой км (или м. мили).

3.2.2.2.3 *Зона, включающая конец участка удаления*

a) Из точки A проводятся линия пути приближения "RP" и две линии "RP1" и "RP2" на расстоянии, равном XTT с каждой ее стороны,

   где XTT – поперечный допуск на точку ожидания;

b) из центра в точке A вычерчиваются дуги "D" радиусом WD, "D1" радиусом WD-ATT, "D2" радиусом WD+ATT,

   где ATT – продольный допуск на точку ожидания;

c) точка C1 располагается в пересечении продолжения кривой "1" с дугой D2;

d) точки C2 и C3 располагаются в пересечении продолжения линии "3" с дугами D1 и D2;

e) если воздушное судно выходит на линию пути приближения в схеме ожидания на основе RNAV до достижения предельного расстояния удаления WD, предполагается, что пилот удаляется от линии пути RNAV без какого-либо отклонения от оси схемы, и поэтому:

   если C2 и C3 располагаются дальше от оси схемы, чем RP2 (см. рис. III-3-7-Доб A-6 a)), C2 и C3 заменяются пересечением RP2 соответственно с дугами D1 и D2;

   если только C3 располагается дальше от оси схемы, чем RP2 (см. рис. III-3-7-Доб A-6 b)), C3 заменяется пересечением RP2 с дугой D2, добавляется точка C'2 в пересечении линии "3" с RP2.

3.2.2.3 *Защита разворота на линию пути приближения*

Шаблон разворачивается на 180º и затем:

a) точка "a" шаблона помещается в точку C1 с осью, параллельной линии пути приближения, и строится кривая "4" (часть линии защиты разворота более чем на 180º);

b) точка "a" шаблона перемещается вдоль дуги D2 от C1 до C3 (с осью параллельной линии пути приближения и в противоположном от нее направлении) и строится дуга "5";

c) точка "a" шаблона помещается в точки C2, C3 и в конечном итоге в C'2 и строятся дуги "6", "7" и наконец "8" и общая к ним касательная;

d) вычерчивается касательная к кривым "7" и "2".

4. ПОСТРОЕНИЕ ЗОН ВХОДА

4.1 Система RNAV с функцией ожидания

(См. рис. III-3-7-Доб A-7.)

Вычерчивается проходящая через точки A1 и A3 окружность с центром в точке "A"; применяется метод, пояснение которого приводится в п. 3.3.3.2.1 добавления C к главе 3 раздела 4 части I, с использованием шаблона ожидания на основе RNAV.

4.2 Система RNAV без функции ожидания

4.2.1 *Участок удаления схемы ожидания, определяемый по времени*

(См. рис. III-3-7-Доб A-8.)

Вычерчивается проходящая через точки A1 и A3 окружность с центром в точке "A"; применяется метод, пояснение которого приводится в п. 3.3.3.2.1 добавления C к главе 3 раздела 4 части I, с использованием обычного шаблона ожидания.

4.2.2 *Участок удаления схемы ожидания, определяемый по расстоянию*

(См. рис. III-3-7-Доб A-9.)

Зоны входа с любого направления определяются в соответствии с принципами, аналогичными принципам ожидания в контрольной точке VOR/DME (приближение к станции). См. п. 1.2.1 "Порядок входа" главы 1 раздела 4 части II и п. 3.3.4.1.2, касающийся построения зон, в добавлении C к главе 3 раздела 4 части I.

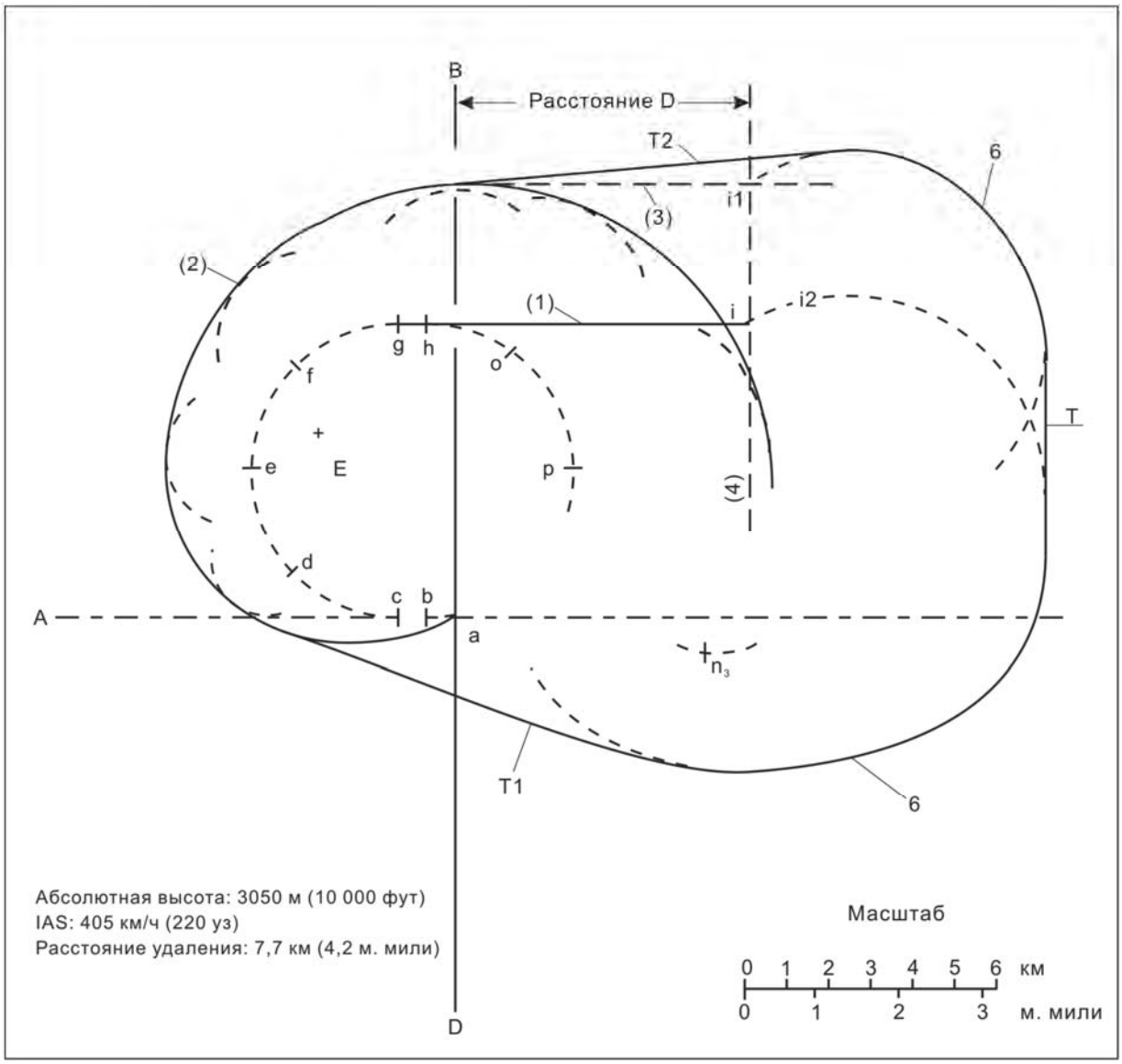


Рис. III-3-7-Доб A-1. Шаблон RNAV для систем RNAV с функцией ожидания

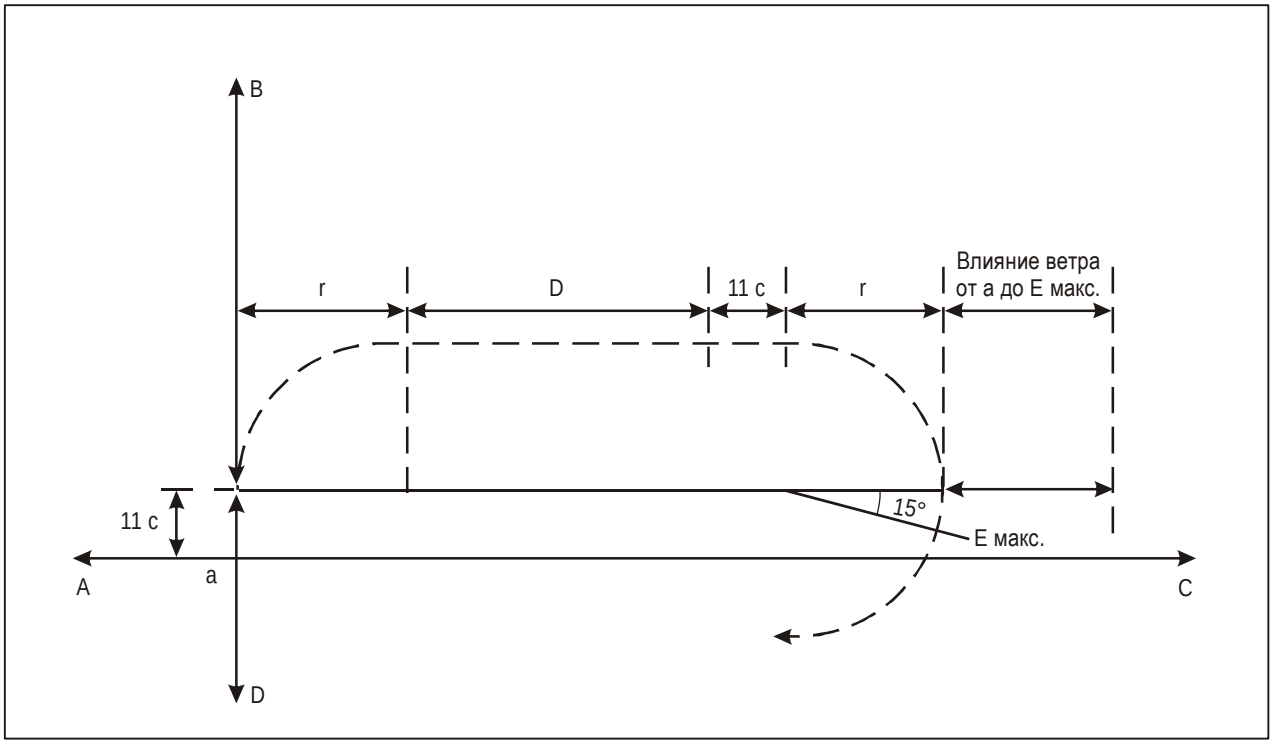


Рис. III-3-7-Доб A-2 a). Ожидание с применением RNAV: расчет XE

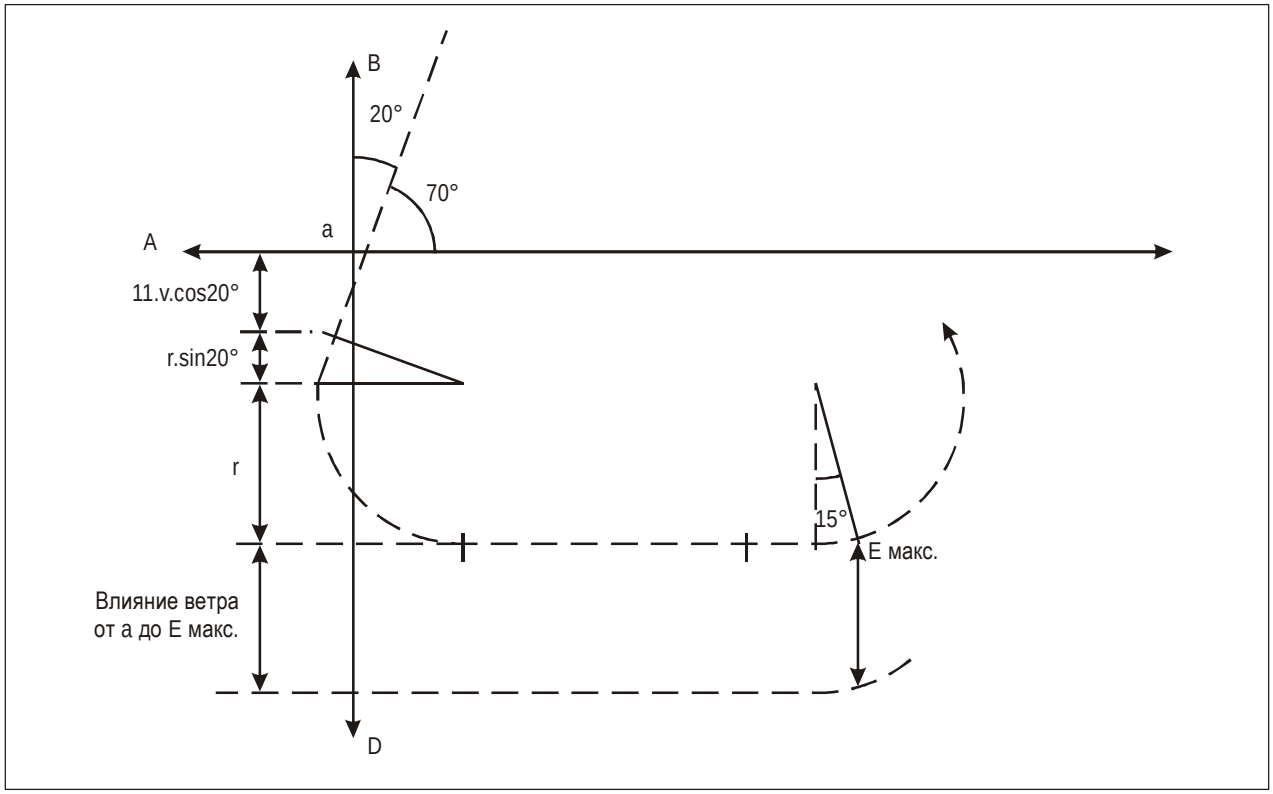


Рис. III-3-7-Доб A-2 b). Ожидание с применением RNAV: расчет YE

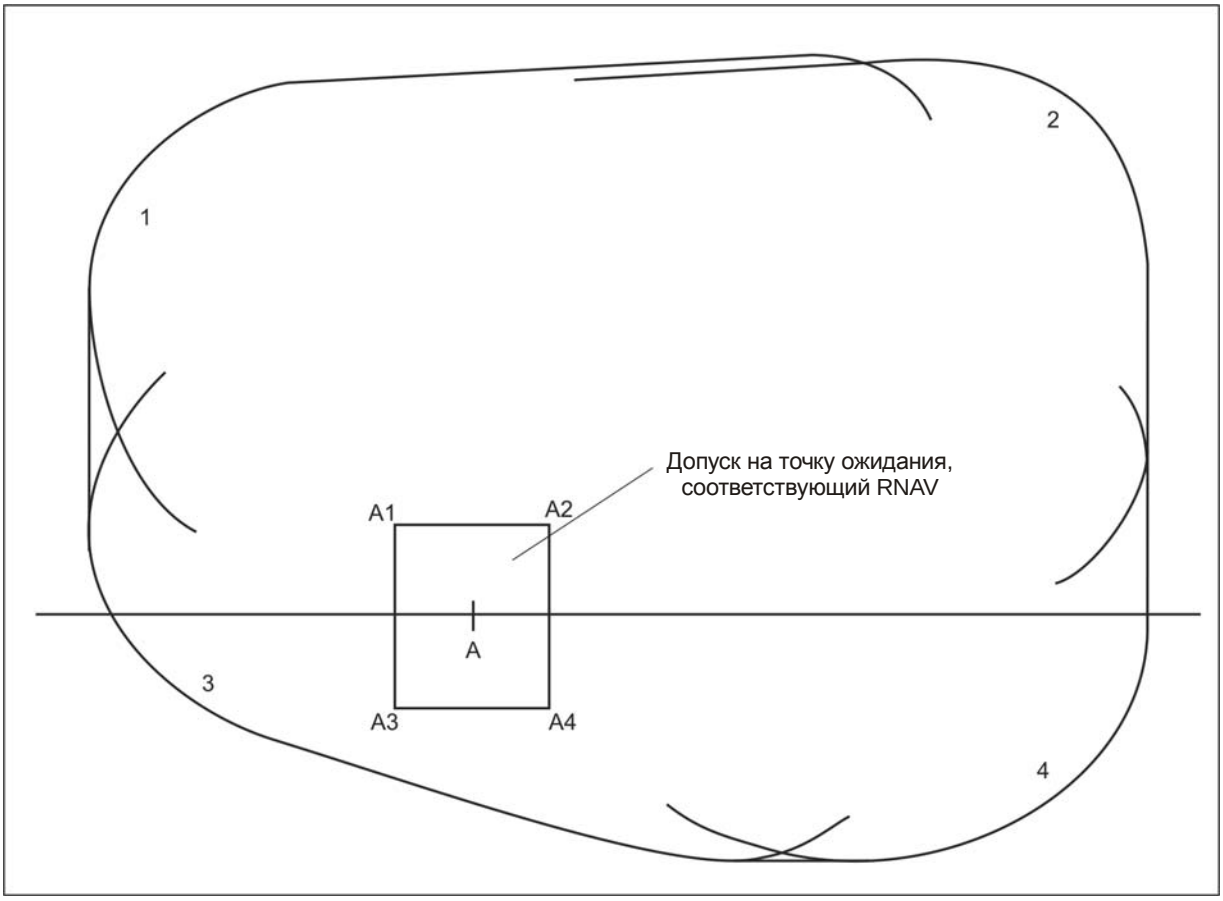


Рис. III-3-7-Доб A-3. Основная зона RNAV для системы RNAV с функцией ожидания

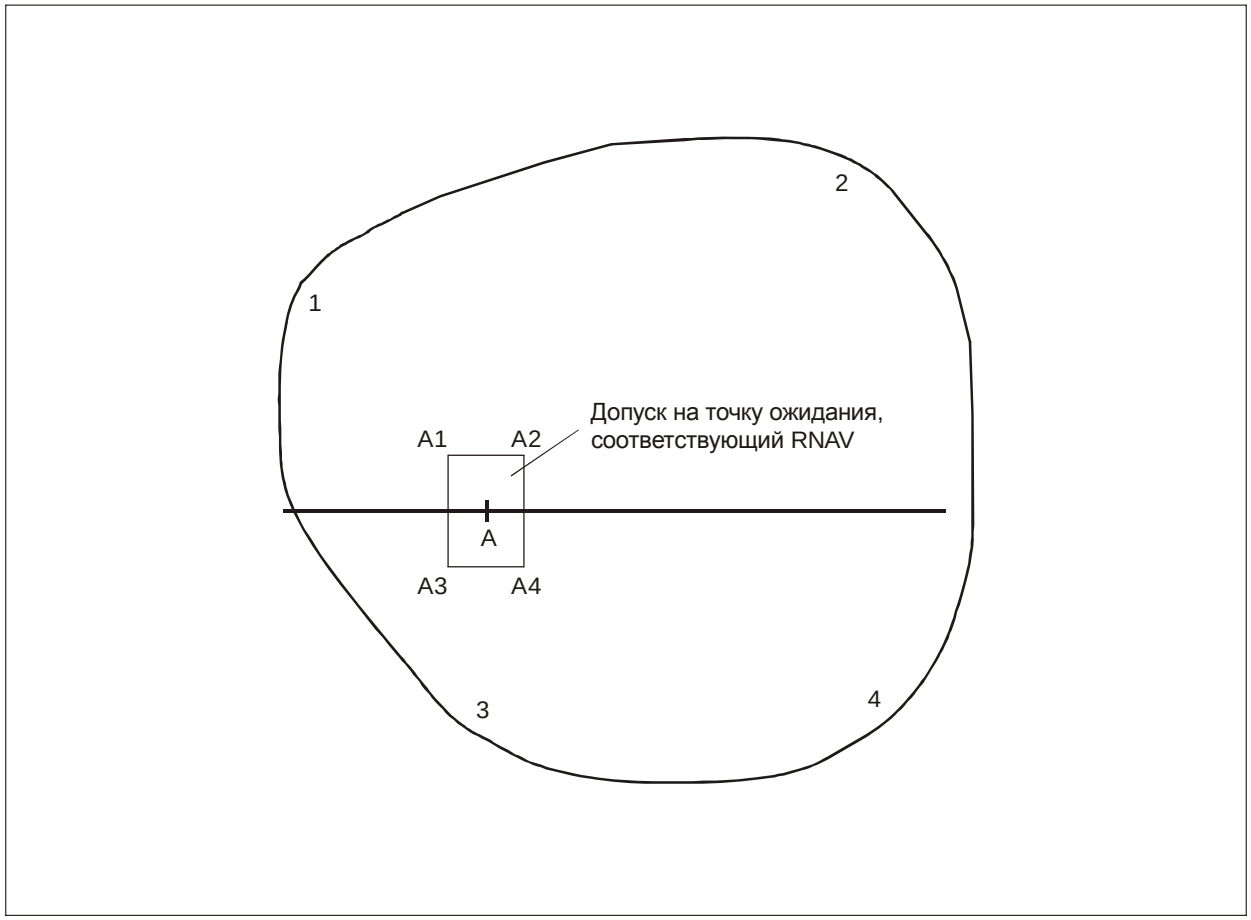


Рис. III-3-7-Доб A-4. Основная зона ожидания RNAV для системы RNAV без функции ожидания: участок удаления определяется по времени

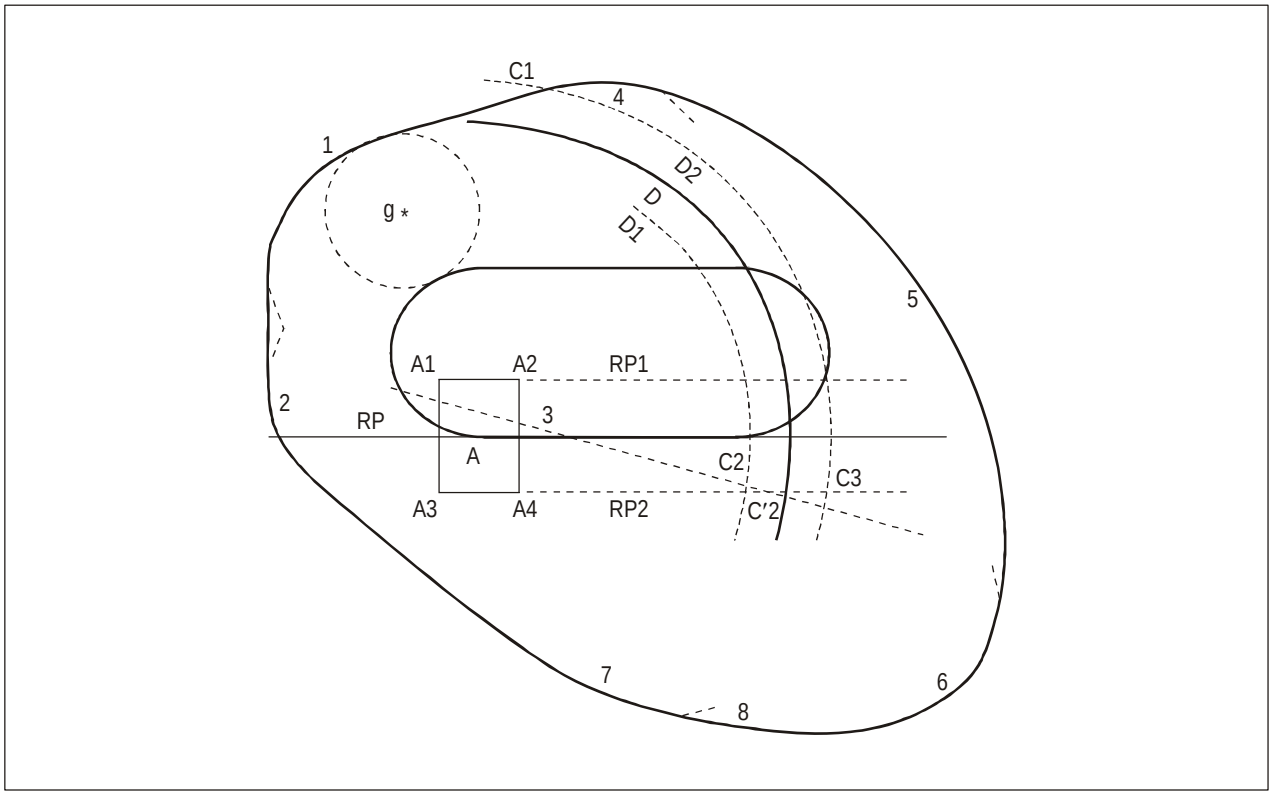


Рис. III-3-7-Доб A-5. Основная зона ожидания RNAV для системы RNAV без функции ожидания: участок удаления определяется по расстоянию

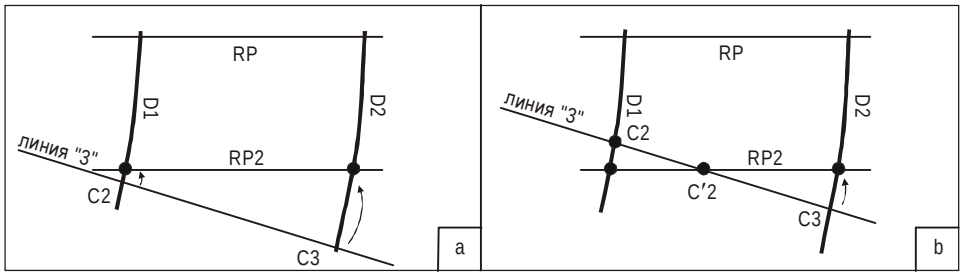


Рис. III-3-7-Доб A-6. Зона, включающая конец участка удаления (см. п. 3.2.2.2.3 e))

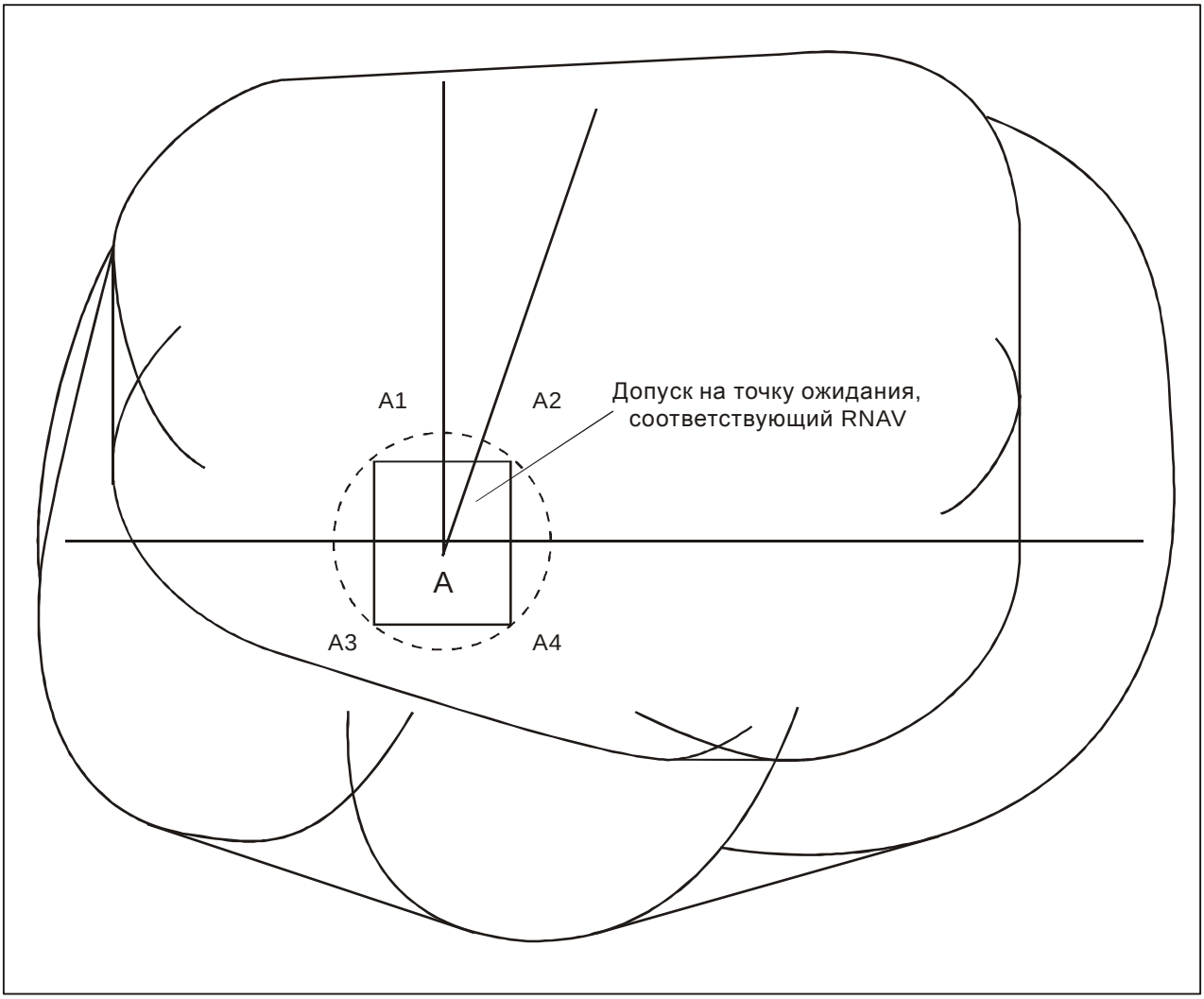


Рис. III-3-7-Доб A-7. Зона ожидания RNAV, включая защиту схем входа для системы RNAV с функцией ожидания

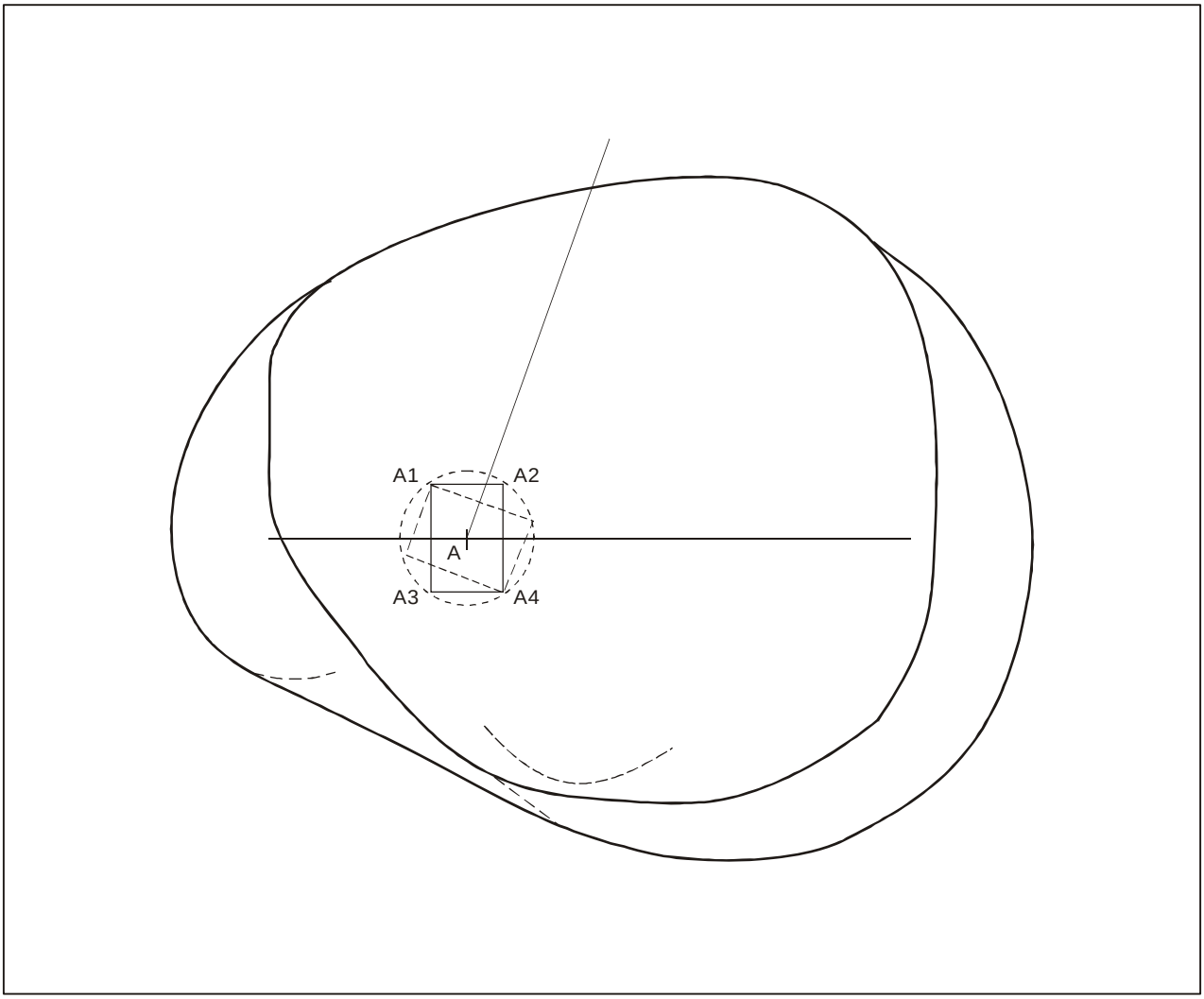


Рис. III-3-7-Доб A-8. Зона ожидания RNAV, включая защиту схем входа для системы RNAV без функции ожидания: участок удаления определяется по времени

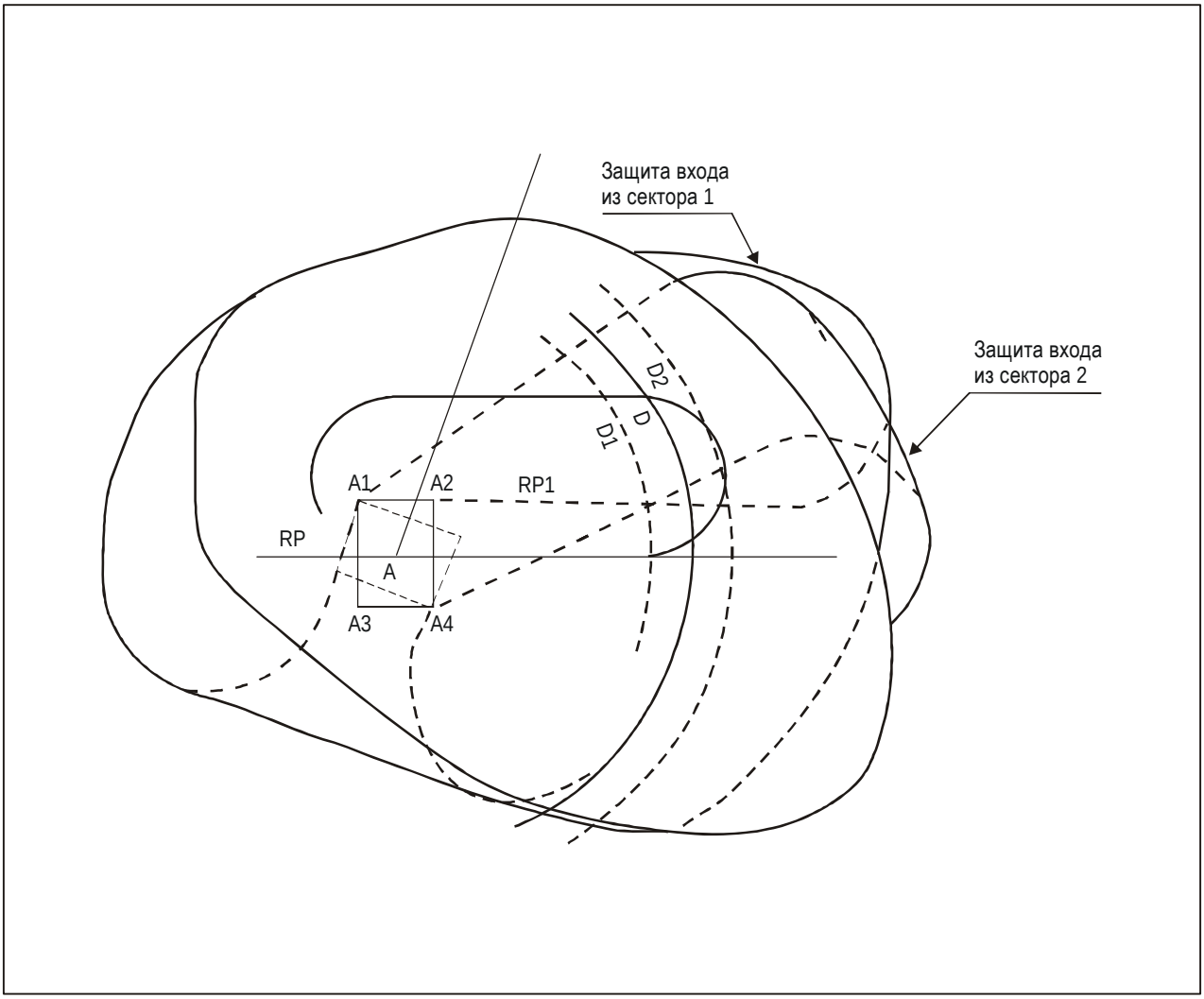


Рис. III-3-7-Доб A-9. Схема ожидания RNAV, включая защиту схем входа для системы RNAV без функции ожидания: участок удаления определяется по расстоянию

— — — — — — — —

Добавление B к главе 7

ПРИМЕР АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВХОДОВ В СХЕМУ ОЖИДАНИЯ НА ОСНОВЕ ЗОНАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ (RNAV) ПРИ СОКРАЩЕННЫХ ЗОНАХ ВХОДА В СХЕМУ ОЖИДАНИЯ

1.1 ВВЕДЕНИЕ

1.1.1 Обычные входы, описание которых приведено в главе 1 раздела 4 части II, основаны на том, что согласно схемам для VOR и NDB в начале входа необходимо пролететь станцию или контрольную точку ожидания. При подобном виде ожидания это требует дополнительной защиты схем входа.

1.1.2 При использовании соответствующей системы RNAV необходимость пролета станции или точки пути ожидания отсутствует. В настоящем добавлении дан пример альтернативных входов, "поглощающих воздушное пространство" меньшего объема по сравнению с обычными входами. Настоящий материал приводится для сведения изготовителей. Дата начала эксплуатационного применения будет установлена в будущем.

1.2 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СЕКТОРОВ ВХОДА

a) Наносится контурная линия схемы ожидания (см. рис. III-3-7-Доб B-1);

b) через точку пути ожидания, под углом 70º к оси участка приближения проводится линия.

Воздушное пространство, как показано, делится этими линиями на четыре сектора (1, 2, 3 и 4).

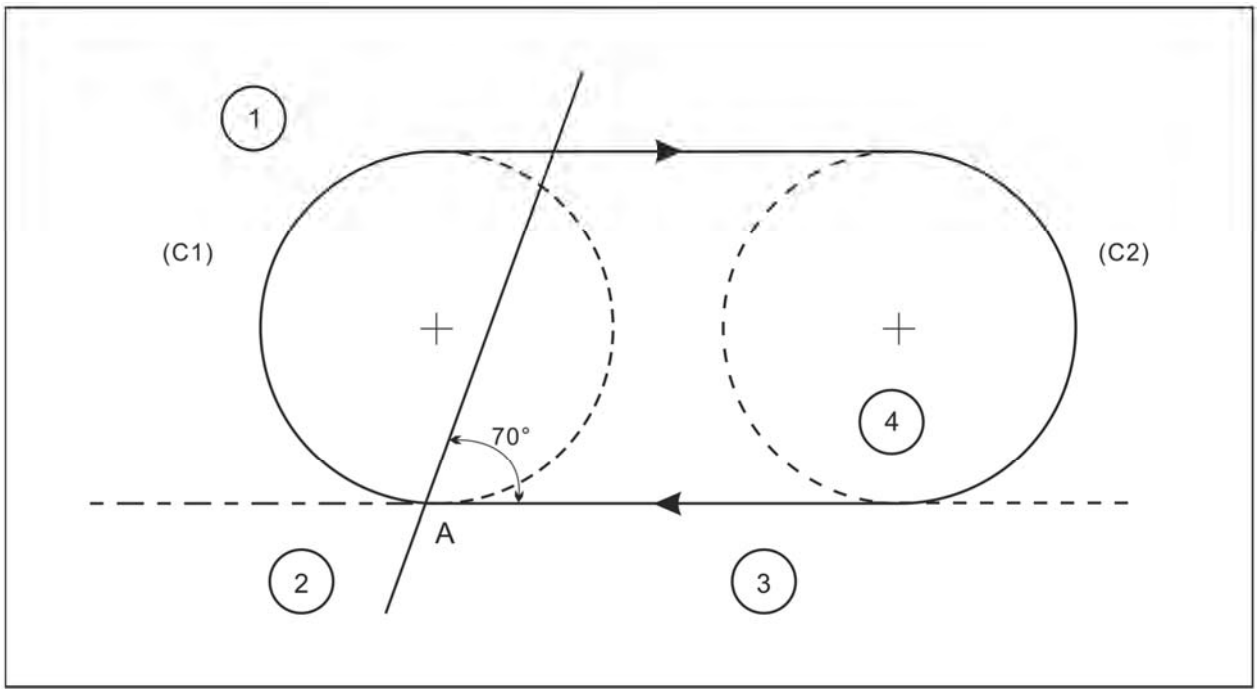


Рис. III-3-7-Доб B-1. Секторы входа

Глава 8

МАРШРУТНЫЕ СХЕМЫ

8.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

8.1.1 Применение

8.1.1.1 В настоящей главе приведены маршрутные критерии для RNAV 5, RNP 4, RNAV 2 и RNAV 1. Применяются общие критерии, изложенные в разделе 3 "Маршрутные критерии" части II, со следующими изменениями: зоны на прямолинейных участках имеют постоянную ширину (угловые ограничения не применяются).

8.1.1.2 Применяются общие критерии части I и разделов 1 и 2 части III, дополненные или измененные критериями настоящей главы.

8.1.2 Дополнительные зоны

Применяются общие критерии дополнительных зон (см. пп. 1.2 и 1.3 главы 1 раздела 2 части I).

8.1.3 Ширина зоны

Расчеты ширины зоны и используемые в этих расчетах основные допуски приведены в п. "XTT, ATT и половина ширины зоны" раздела 1 части III для соответствующего датчика. Ими являются:

a) GNSS, п. 2.2 главы 2 раздела 1;

b) DME/DME, п. 3.6 главы 3 раздела 1;

c) VOR/DME, п. 4.6 главы 4 раздела 1.

Полная ширина зоны представляет собой результат соединения различных по ширине зон в соответствующих контрольных точках, за исключением сопряжений участка полета по маршруту и начального участка захода на посадку, а также участка полета по маршруту и участка вылета, где применяется методика, изложенная в п. 1.4 главы 1 раздела 1 части III.

8.1.4 Определение разворотов

Разворот в точке пути "флай-бай" является единственным разворотом, допускаемым при полетах по маршруту с применением RNAV.

8.1.5 Разворот в точке пути "флай-бай"

8.1.5.1 *Общие положения*

В отношении защиты разворота и оценки препятствий см. п. 2.3 "Метод спирали ветра/ограничивающих окружностей" главы 2 раздела 2.

8.1.6 Минимальные абсолютные высоты

См. главу 1 раздела 3 части II.

Раздел 4

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА

(Подлежит разработке)

Раздел 5

ПУБЛИКАЦИЯ

Глава 1

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ, КАСАЮЩИЕСЯ ПУБЛИКАЦИИ И СОСТАВЛЕНИЯ КАРТ

1.1 ВВЕДЕНИЕ

Применяются измененные в настоящей главе общие критерии, изложенные в главе 5 "Публикуемая информация для схем вылета" раздела 3 части I и главы 9 "Составление карт/AIP" раздела 4 части I. Особые требования к публикации базы аэронавигационных данных содержатся в главе 2.

1.2 УВЕДОМЛЕНИЕ О РАЗЛИЧИЯХ В AIP

Защита от препятствий схем PBN в большинстве случаев основывается на фактической линии пути. Эта линия пути определяется рядом параметров, включая, в частности, местоположение и тип точки пути, угол наклона траектории в вертикальной плоскости, максимальную скорость, минимальную абсолютную высоту, минимальный угол крена и указатель окончания траектории, связанный с каждым участком схемы. Если какие-либо из этих параметров отличаются от Стандартов, Рекомендуемой практики и Правил ИКАО, они должны считаться общими для всех схем PBN с четким указанием в разделе GEN AIP (см. GEN 1.7 части 1 добавления 2 к PANS-AIM).

1.3 ВЫЛЕТ И ПРИБЫТИЕ

1.3.1 *Названия карт*. Названия карт соответствуют требованиям п. 2.2 Приложения 4. Требуемая навигационная спецификация для любой опубликованной схемы публикуется в AIP государства либо на карте, либо в разделе 1.5 ENR.

1.3.2 Обозначение карт

1.3.2.1 На карте обозначаются маршруты вылета и маршруты прибытия согласно п. 9.5 и п. 10.5 Приложения 4 и в ее название включается слово RNAV или RNP, в зависимости от навигационной спецификации.

1.3.2.2 На карте следует указывать индивидуальный для данного аэродрома идентификатор, который может включать ссылку на ВПП, контрольную точку или NAVAID.

1.3.3 Обозначение маршрутов

1.3.3.1 Каждому маршруту присваивается индекс, являющийся индивидуальным для данного аэродрома. Индекс определяется в соответствии с добавлением 3 Приложения 11. Кроме того, первые четыре буквы любого 5LNC, используемые в индексе маршрута, являются индивидуальными для данного аэродрома.

Примечание 1. В бортовой базе навигационных данных для обозначения маршрута используется максимум шесть знаков. Если кодированный индекс маршрута включает более шести знаков, пятый знак пятибуквенного кодового названия (5 LNC) в обозначении маршрута в базе навигационных данных не кодируется.

Примечание 2. Кодированный индекс маршрута и название навигационной спецификации могут наноситься на карту вдоль маршрута в горизонтальной проекции.

1.3.3.2 Отдельные карты должны публиковаться только в том случае, когда маршруты различаются по горизонтали или вертикали. При эксплуатационной необходимости отдельные карты могут публиковаться по каждому датчику или комбинации датчиков.

1.3.4 *Примечания на картах.* Дополнительные требования схемы указываются в виде примечаний на карте. Относящиеся к PBN элементы отделяются и публикуются в окне требований PBN на горизонтальной проекции карты непосредственно под идентификатором карты. В окне требований PBN указываются обозначение навигационной спецификации, использованное при построении схемы, любые ограничения навигационного датчика и любые требуемые функциональные возможности, которые описываются в качестве факультативных вариантов в навигационной спецификации (т. е. не включены в основную навигационную спецификацию), как это показано ниже:

a) Навигационная спецификация:

   – RNAV 5;

   – RNAV 1;

   – RNP 1;

   – advanced RNP (уточняется уровень навигационной точности RNP, например RNP 2, RNP 1);

   – RNP 0,3.

b) Ограничения навигационного датчика, например:

   – требуется GNSS;

c) Функциональные требования:

   – требуется RF.

Примечание. Объемный текст может приводиться на обратной стороне карты.

1.3.5 Описание

Участок RF отображается, как показано на рис. III-5-1-2 ниже. Расстояние вдоль линии пути участка RF наносится на карту, но на участке RF не указывается значение путевого угла. Радиус и центр дуги не наносятся на карту, а включаются в описание схемы.

1.4 ЗАХОД НА ПОСАДКУ

1.4.1 *Названия карт.* Названия карт соответствуют требованиям п. 2.2 Приложения 4.

1.4.2 Обозначение карт

1.4.2.1 Карта обозначается в соответствии с п. 11.6 Приложения 4.

1.4.2.2 До 30 ноября 2022 года обозначение карт захода на посадку с изображением схем, которые отвечают критериям навигационной спецификации RNP APCH, включает сокращение $RNAV_{(GNSS)}$ (например, $RNAV_{(GNSS)}$ RWY 23) или элемент, указанный в п. 1.4.2.3.

Примечание. В циркуляре 353 ИКАО содержится инструктивный материал для оказания помощи государствам и другим заинтересованным сторонам в переходе от RNAV к RNP в обозначении карт захода на посадку. Этот инструктивный материал включает глобальный план перехода на основе регионального плана перехода с указанием временных интервалов для отдельных регионов, которые связаны с числом циклов AIRAC, а не с конкретными датами.

1.4.2.3 С 1 декабря 2022 года обозначение карт захода на посадку с изображением схем, которые отвечают критериям навигационных спецификаций RNP APCH, включает элемент RNP (например, RNP RWY 23). В обозначение также включается индекс в скобках (в случае возникновения исключительных условий), как это указано в таблице III-5-1-1.

Таблица III-5-1-1. Условия, когда в обозначении карт применяется индекс

Условия	*Индекс*	*Пример*
На схеме только строка минимумов LPV	Только LPV	RNP RWY 23 (только LPV)
На схеме только строка минимумов LNAV/VNAV	Только LNAV/VNAV	RNP RWY 23 (только LNAV/VNAV)
На схеме строки минимумов LPV и LNAV/VNAV, но отсутствуют минимумы LNAV	Только LPV, LNAV/VNAV	RNP RWY 23 (только LPV, LNAV/VNAV)
На схеме только строка минимумов LP	Только LP	RNP RWY 23 (только LP)

1.4.2.4 До 30 ноября 2022 года обозначение карт захода на посадку с изображением схем, которые отвечают навигационной спецификации RNP AR APCH, включает сокращение $RNAV_{(RNP)}$ (например, $RNAV_{(RNP)}$ RWY 23) или элемент, указанный в п. 1.4.2.5.

Примечание. В циркуляре 353 ИКАО содержится инструктивный материал для оказания помощи государствам и другим заинтересованным сторонам в переходе от RNAV к RNP в обозначении карт захода на посадку. Этот инструктивный материал включает глобальный план перехода на основе регионального плана перехода с указанием временны́х интервалов для отдельных регионов, которые связаны с числом циклов AIRAC, а не с конкретными датами.

1.4.2.5 С 1 декабря 2022 года обозначение карт захода на посадку с изображением схем, которые отвечают навигационной спецификации RNP AR APCH, включает элемент RNP с индексом в скобках (AR) (например, RNP RWY 23 (AR)).

1.4.2.6 В обозначение карты включается обозначение ВПП для посадки с прямой или буквенный индекс (a, b, c и т. д.) для захода на посадку по кругу (см. главу 9 раздела 4 части I).

1.4.2.7 В том случае, когда для одной и той же ВПП используется несколько схем захода на посадку с применением PBN, применяются критерии двойного обозначения, определенные в главе 9 раздела 4 части I.

В том случае, если схема захода на посадку с применением PBN объединяется с другой схемой захода на посадку по PBN на одной карте, применяются комплексные критерии схем, определенные в главе 9 раздела 4 части I.

Примечание. Текст в скобках, который относится к обозначению схемы, не является частью разрешения УВД.

1.4.3 *Примечания на картах*. При изменении или опубликовании новых схем захода на посадку по PBN дополнительные требования схемы указываются в виде примечаний на карте. Относящиеся к PBN элементы отделяются и публикуются в окне требований PBN, которые включают обозначение навигационной спецификации, использованной при построении схемы, и любые факультативные требования, не включенные в основную навигационную спецификацию, как это показано ниже:

a) Навигационные спецификации:

- RNAV 1;
- RNP 1;
- RNP APCH;
- RNP AR APCH;
- advanced RNP;
- RNP 0,3.

b) Факультативные требования:

- RNP APCH: требуется RF;
- RNP AR APCH: требуется RF, RNP < 0,3, уход на второй круг RNP < 1;
- advanced RNP: RNP < 1 на начальном и промежуточном участках;
- RNP 0,3: требуется RF.

1.4.4 Описание

1.4.4.1 Любое требование RF указывается на карте в соответствии с пп. 1.3.4 и 1.3.5 выше.

1.4.4.2 Разные требования к навигационной точности RNP для различных этапов начального участка приводятся на карте с примечанием. На карте может быть приведено требуемое примечание с указанием соответствующего участка или примечание к схеме со ссылкой на соответствующий участок. Если один и тот же уровень навигационной точности RNP применяется ко всем начальным и промежуточным участкам, тогда следует использовать общее примечание к схеме, указанное в п. 1.4.3.

1.4.5 Минимумы

Минимумы для схем захода на посадку обозначаются на карте следующим образом:

Обозначение минимумов	*Соответствующая навигационная спецификация*
LNAV	RNP APCH
LNAV/VNAV	RNP APCH
LP	RNP APCH
LPV	RNP APCH
RNP 0,x	RNP AR APCH

1.5 ФОРМАЛЬНОЕ ТЕКСТОВОЕ ИЛИ ТАБЛИЧНОЕ ОПИСАНИЕ СХЕМЫ

1.5.1 *Общие положения*. Точное, полное и однозначное описание схемы RNAV является важным требованием к публикации при кодировании базы данных. Это достигается посредством комбинации соответствующей карты и дополнительного текстового или табличного описания схемы, подлежащего использованию в кодере базы данных. В том случае, если применяются стандартные допущения для построения схемы, например скорость и угол крена, то нет необходимости включать эти конкретные параметры в описание каждой схемы.

1.5.2 До 3 ноября 2021 года схема RNAV определяется одной или несколькими точками пути, каждая из которых сопровождается названием, указателем окончания траектории и комплектом постоянных величин.

1.5.2 С 4 ноября 2021 года схема RNAV определяется одной или несколькими точками пути, каждая из которых сопровождается названием, указателем окончания траектории и комплектом постоянных величин. Хотя "рекомендуемые" и "расчетные" абсолютные высоты/эшелоны полета могут обозначаться на картах, они не кодируются в навигационных базах данных.

1.5.3 Текстовое или табличное описание схемы исключительно для обеспечения кодирования базы навигационных данных включает все элементы данных, указанные в главе 2, и публикуется на обратной стороне карты или на отдельном листе с надлежащими ссылками (см. пп. 9.9.4.3, 10.9.4.3 и 11.10.9 Приложения 4). В нижеследующих пунктах приводятся три примера (методы формального, сокращенного и табличного описания. Метод табличного описания представлен в таблице III-5-1-3). Табличное описание следует использовать в том случае, если пролет препятствия зависит от применения специального указателя окончания траектории.

1.5.4 *Формальное текстовое описание*. При формальном текстовом описании применяются следующие принципы:

(*Точка пути*) (подчеркнутая) обозначает "флайовер".

(*Точка пути*) (не подчеркнутая) обозначает "флай-бай" или точку пути RF.

До (точка пути) обозначает указатель окончания траектории TF.

До (точка пути) с курсом XXX° обозначает указатель окончания траектории CF.

Прямо до (точка пути) обозначает указатель окончания траектории DF.

(Точка пути) {R, NN.N, обозначение центра дуги} обозначает указатель окончания траектории RF, радиус и центр разворота с постоянным радиусом в воздушном пространстве района аэродрома.

Набрать высоту по заданному путевому углу XXX°, на yyy фут или выше разворот вправо/влево обозначает указатель окончания траектории CA.

От (точка пути) по заданному путевому углу XXX°, на yyy фут или выше разворот вправо/влево обозначает указатель окончания траектории FA.

Набрать высоту по направлению XXX,° на yyy фут или выше разворот влево/вправо обозначает указатель окончания траектории VA.

Продолжайте по направлению XXX° обозначает указатель окончания траектории VM.

Продолжайте по линии пути XXX° обозначает указатель окончания траектории FM.

(Точка пути) {HM, направление разворота, линии пути приближения, длина участка/время} обозначает указатель окончания траектории HM.

Метод формального описания иллюстрируется в таблице III-5-1-2.

1.5.5 Сокращенное описание

1.5.5.1 Описание может быть сокращено посредством помещения ограничений участка (скорость, линия пути и абсолютная высота) в квадратные скобки. Если этим ограничениям не предшествует наименование точки пути, последняя рассчитанная линия пути выдерживается до достижения ограничения.

1.5.5.2 Каждое ограничение кодируется в формате UNNNNNCD, где:

U может быть одной из следующих букв:

A – для абсолютной высоты в футах AMSL;

F – для эшелона полета;

K – для приборной воздушной скорости в узлах;

M – для градусов относительно магнитного меридиана;

T – для градусов относительно истинного меридиана;

NNNNN – число от 000 до 99999;

C может иметь одно из следующих значений:

"+" – для "на или выше";

"-" – для "на или ниже";

пробел – для "в";

D – используется для указания направления разворота в условных переходах или переходах "флайовер":

L – для "разворот влево";

R – для "разворот вправо".

Несколько ограничений должны быть разделены точкой с запятой (;).

1.5.5.3 Отдельные точки пути в схеме вместе со своими соответствующими ограничениями должны быть разделены дефисом (-), за исключением случаев, когда следующий участок требует указателя окончания траектории DF; в этом случае следует использовать стрелку (→).

1.5.5.4 Методы формального и сокращенного описания иллюстрируются в таблице III-5-1-2.

1.6 НАИМЕНОВАНИЕ ТОЧЕК ПУТИ

1.6.1 Точки пути, используемые для обеспечения схем на основе RNAV SID, STAR и схем захода на посадку по приборам, обозначаются либо отдельным пятибуквенным удобопроизносимым "кодовым названием", либо пятибуквенно-цифровым кодовым названием. Применяются следующие принципы:

a) точки пути обозначаются пятибуквенно-цифровым кодовым названием только в том случае, если они используются для точек пути, специфических для одного аэродрома, которому надлежащим образом присвоен четырехбуквенный индекс местоположения (согласно Doc 7910);

b) согласно Приложению 11 отдельное пятибуквенное удобопроизносимое "кодовое название" применяется в следующих случаях:

1) конечная точка пути схемы SID;

2) начальная точка пути схемы STAR;

3) точки пути, являющиеся общими для нескольких узловых диспетчерских районов, или используются в схеме, являющейся общей для нескольких аэропортов, которые не используются для полета по маршруту;

4) точки пути для целей УВД.

1.6.2 При использовании пятибуквенно-цифровых кодовых названий применяются следующие критерии:

a) принятое условное пятибуквенно-цифровое кодовое название применяется ко всем аэродромам в пределах государства;

b) пятибуквенно-цифровые кодовые названия должны содержать знаки, взятые из индекса аэропорта и/или знаки, указывающие на использование основной точки, при этом все комбинации содержат не более трех цифр;

c) условное обозначение и правила применения публикуются в AIP государства;

d) пятибуквенно-цифровое кодовое название является специфическим в пределах района аэродрома, в котором оно используется;

e) поскольку глобальная уникальность не может быть обеспечена, все точки пути, имеющие пятибуквенно-цифровые кодовые названия, должны быть четко указаны в AIP как точки пути в районе аэродрома;

f) поскольку глобальная уникальность пятибуквенно-цифровых кодовых названий точек пути не может быть обеспечена, то для исключения любой вероятности неправильного выбора пилотом органам УВД не следует в случае любого изменения маршрута при выходе из маршрутной структуры и входе в схему полетов в районе аэродрома использовать точки пути, обозначенные пятибуквенно-цифровыми кодовыми названиями.

1.7 КООРДИНАТЫ ОСНОВНОЙ ТОЧКИ И ЦЕНТРА ДУГИ

Координаты центров дуг и основных точек в системе WGS-84, используемые для обеспечения прилетов, вылетов и заходов на посадку по приборам с применением RNAV, приводятся в табличной форме, как показано в таблице III-5-1-4.

Таблица III-5-1-2. Иллюстрация методов формального и сокращенного описания

Формальное описание	*Сокращенное описание*	*Ожидаемый указатель окончания траектории*	*Требуемая точка пути "флайовер"*
Набор высоты по линии пути 047°M, на 800 фут или выше разворот вправо	[M047, A800+; R]	CA	N
Набор высоты по направлению 047°M, на 800 фут или выше разворот вправо	[HDG M047, A800+, R]	VA	N
Прямо до ARDAG на 3000 фут	→ARDAG[A3000]	DF	N
До PF035 на 2000 фут или ниже	PF035[A2000-]	TF	Y
До PF025 на 4000 фут или выше, продолжение по направлению 265°M и ожидание радиолокационного наведения	PF025[A4000], [HDG, M265]	TF, VM или FM	N
До OTR по курсу 090°M с 210 уз	OTR[M090; K210]	CF	N
До DF006 минимум на 2000 фут, максимум 4000 фут, минимальная скорость 210 уз	DF006[A2000+; A4000-; K210+]	TF	Y
До PD750 с 250 уз, разворот вправо с радиусом 3,7 м. мили до PD751	PD750[K250]-PD751[R, 3.7, 0543451.2N 0021234.7E]	TF, RF	N, N
До STO на ЭП 100 или выше, разворот влево, прямо до WW039 на ЭП 070 или выше, до WW038 на 5000 фут или выше	STO[F100+; L]→WW039[F070+]-WW038[A5000+]	TF, DF, TF	Y, N, N

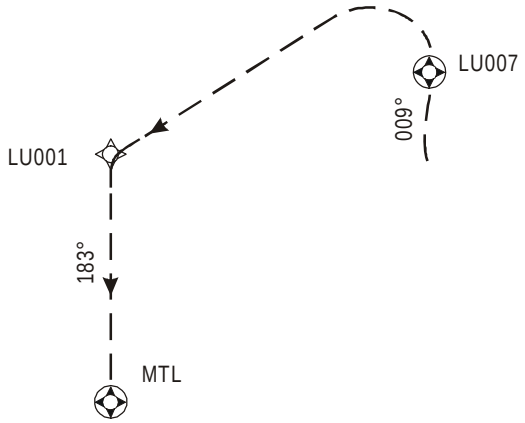
Таблица III-5-1-3. Иллюстрация метода табличного описания

Серийный номер	*Указатель окончания траектории*	*Обозначение точки пути*	*Флай-овер*	*Путевой угол М (Т)*	*Магнитное склонение*	*Расстояние (км)*	*Направление разворота*	*Абсолютная высота (м)*	*Скорость (км/ч)*	*Угол в вертикальной плоскости/ относительная высота пересечения порога*	*Навигационные характеристики*
001	CA	–	–	221 (223,5)	–2,3	–	–	@150	–	–	B-RNP 1
002	DF	FOKSI	–	–	–2,3	–	R	–	–	–	B-RNP 1
003	TF	EF974	–	043 (045,7)	–2,3	12,0	–	+1400	–	–	B-RNP 1
004	RF центр: EF991 r = 5,240 м.мили	EF975	–	–	–2,3	13,7	R	–	–450	–	B-RNP 1
005	TF	EF976	Y	145 (147,3)	–2,3	9,6	–	+1550	–	–	B-RNP 1
006	TF	TARTO	–	110 (112,3)	–2,3	28,2	–	–	–	–	B-RNP 1

Серийный номер	*Указатель окончания траектории*	*Обозначение точки пути*	*Флай-овер*	*Путевой угол М (Т)*	*Магнитное склонение*	*Расстояние (км)*	*Направление разворота*	*Абсолютная высота (м)*	*Скорость (км/ч)*	*Угол в вертикальной плоскости/ относительная высота пересечения порога*	*Навигационные характеристики*
001	IF	SUSER	–	–	+2,2	–	–	+1550	–470	–	RNP APCH
002	TF	EF974	–	048 (045,7)	+2,2	12,0	–	+1400	–	–	RNP APCH
003	RF центр: EF991 r =5,240 м. мили	EF975	–	–	+2,2	13,7	R	–	-450	–	RNP APCH
004	TF	EF976	–	348 (345,8)	+2,2	9,6	–	@900	–270	–	RNP APCH
005	TF	RW35L	Y	348 (345,8)	+2,2	9,3	–	@150	–	–3,0/50	RNP APCH
006	FA	RW35L	–	348 (345,8)	+2,2	–	–	+250	–	–	RNP APCH
007	DF	SUSER	Y		+2,2	–	L	+1550	–	–	RNP APCH
008	HM	SUSER	–	048 (045,7)	+2,2	7,4	R	+1550	–450	–	RNP APCH

Таблица III-5-1-4. Примеры координат точки пути и центра дуги

Обозначение точки пути	*Координаты*
EF974	43°34'23,8N 116°22'54,7W
EF975	43°35'39,1N 116°20'27,9W
Обозначение центра дуги RF	*Координаты*
EF991	43°32'58,2N 116°19'41,6W



(Вылет): набор высоты по оси ВПП. В точке пути “флайовер” LU007 выполнить разворот влево в направлении точки пути “флай-бай” LU001 и выйти на маршрут LU001/MTL.

Рис. III-5-1-1. Пример описательного текста

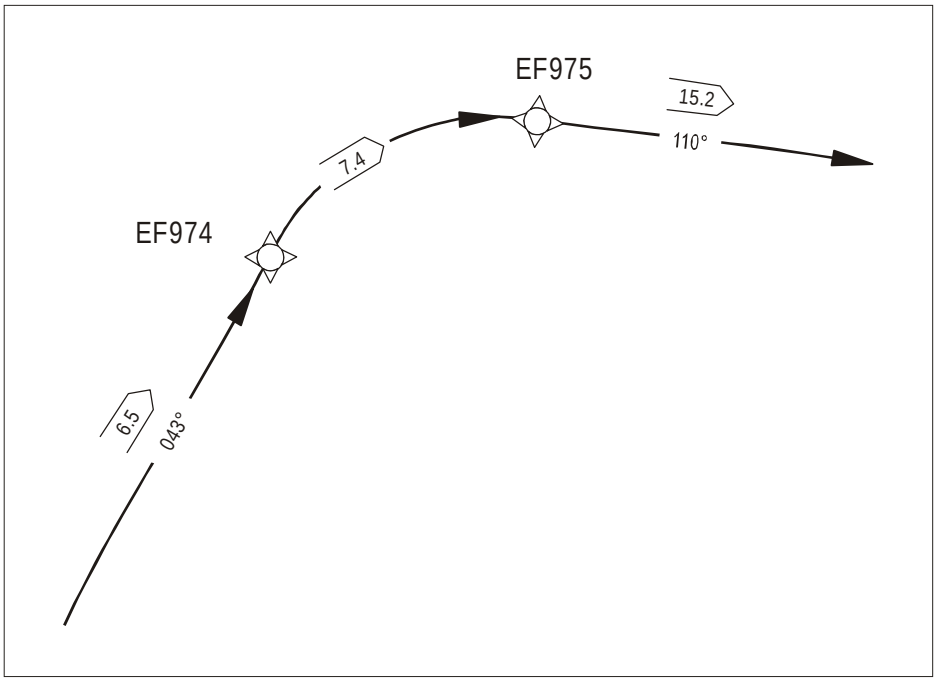


Рис. III-5-1-2. Описание участка RF

Глава 2

ТРЕБОВАНИЯ К ПУБЛИКАЦИИ БАЗЫ АЭРОНАВИГАЦИОННЫХ ДАННЫХ

2.1 Для стандартных схем вылета по приборам (SID) RNAV в табличной форме или в виде формального текстового описания на обратной стороне карты или на отдельном листе с надлежащими ссылками (см. п. 9.9.4.3 Приложения 4) публикуются следующие данные:

a) обозначение схемы;

b) требуемые навигационные характеристики или соответствующая основа для утверждения схемы;

c) однозначное описание траектории и метода окончания каждого указанного участка;

d) наименования, кодированные обозначения или наименования-коды и географические координаты в градусах, минутах, секундах и десятых долях секунды всех основных точек, определяющих маршрут, включая аннотацию относительно того, является ли основная точка точкой "флай-бай" или точкой "флайовер";

e) геодезическое расстояние с точностью до ближайшей десятой доли километра или десятой доли морской мили между последовательными заданными основными точками;

f) истинная линия пути с точностью до ближайшей десятой доли градуса и линия пути относительно магнитного меридиана с точностью до ближайшего градуса между последовательными основными точками;

g) верхний и нижний предел абсолютной высоты в основной точке с точностью соответственно до ближайших 50 м или 100 фут/эшелона полета с округлением в большую сторону;

h) предел скорости в основной точке, выраженный в единицах, кратных 10 уз;

i) примечания;

j) относящиеся к схеме ожидания RNAV данные, включая:

   1) обозначение схемы ожидания (если таковое имеется);

   2) контрольную точку ожидания (навигационное средство) или точку пути с географическими координатами в градусах, минутах, секундах и десятых долях секунды;

   3) истинную линию пути приближения с точностью до ближайшей десятой доли градуса и линию пути относительно магнитного меридиана с точностью до ближайшего градуса;

   4) максимальную приборную воздушную скорость, выраженную в единицах, кратных 10 уз;

5) минимальный и максимальный уровень ожидания с точностью до ближайших 50 м или 100 фут/эшелона полета с округлением в бóльшую сторону;

6) время/расстояние по линии пути удаления с точностью до ближайшей десятой доли километра или десятой доли морской мили;

7) направление разворота.

2.2 Для стандартных схем прибытия по приборам (STAR) RNAV в табличной форме или в виде формального текстового описания на обратной стороне карты или на отдельном листе с надлежащими ссылками (см. п. 10.9.4.3 Приложения 4) публикуются следующие данные:

a) обозначение схемы;

b) требуемые навигационные характеристики или соответствующая основа для утверждения схемы;

c) однозначное описание траектории и метода окончания каждого указанного участка;

d) наименования, кодированные обозначения или наименования-коды и географические координаты в градусах, минутах, секундах и десятых долях секунды всех основных точек, определяющих маршрут, включая аннотацию относительно того, является ли основная точка точкой "флай-бай" или точкой "флайовер";

e) геодезическое расстояние с точностью до ближайшей десятой доли километра или десятой доли морской мили между последовательными заданными основными точками;

f) истинная линия пути с точностью до ближайшей десятой доли градуса и линия пути относительно магнитного меридиана с точностью до ближайшего градуса между последовательными основными точками;

g) верхний и нижний предел абсолютной высоты в основной точке с точностью соответственно до ближайших 50 м или 100 фут/эшелона полета с округлением в большую сторону;

h) предел скорости в основной точке, выраженный в единицах, кратных 10 уз;

i) угол наклона траектории в вертикальной плоскости с точностью до ближайшей одной сотой градуса;

j) примечания;

k) относящиеся к схеме ожидания RNAV данные, включая:

1) обозначение схемы ожидания (если таковое имеется);

2) контрольную точку ожидания (навигационное средство) или точку пути с географическими координатами в градусах, минутах, секундах и десятых долях секунды;

3) истинную линию пути приближения с точностью до ближайшей десятой доли градуса и линию пути относительно магнитного меридиана с точностью до ближайшего градуса;

4) максимальную приборную воздушную скорость, выраженную в единицах, кратных 10 уз;

5) минимальный и максимальный уровень ожидания с точностью до ближайших 50 м или 100 фут/эшелона полета с округлением в бóльшую сторону;

6) время/расстояние по линии пути удаления с точностью до ближайшей десятой доли километра или десятой доли морской мили;

7) направление разворота.

2.3 Для схем захода на посадку по приборам RNAV в табличной форме или в виде формального текстового описания на обратной стороне карты или на отдельном листе с надлежащими ссылками (см. п. 11.10.9 Приложения 4) публикуются следующие данные:

a) обозначение схемы;

b) требуемые навигационные характеристики или соответствующая основа для утверждения схемы;

c) однозначное описание траектории, включая (в случае схем на основе SBAS) текстовое представление блока данных FAS (как это изложено в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III; добавлении к главе 3 части IV и проиллюстрировано на рис. III-3-5-12), и метода окончания каждого указанного участка;

d) наименования, кодированные обозначения или наименования-коды и географические координаты в градусах, минутах, секундах и десятых долях секунды всех основных точек, определяющих маршрут, включая аннотацию относительно того, является ли основная точка точкой "флай-бай" или точкой "флайовер";

e) геодезическое расстояние с точностью до ближайшей десятой доли километра или десятой доли морской мили между последовательными заданными основными точками;

f) истинная линия пути с точностью до ближайшей десятой доли градуса и линия пути относительно магнитного меридиана с точностью до ближайшего градуса между последовательными основными точками;

g) верхний и нижний предел абсолютной высоты в основной точке с точностью соответственно до ближайших 50 м или 100 фут/эшелона полета с округлением в большую сторону;

h) предел скорости в основной точке, выраженный в единицах, кратных 10 уз;

i) угол наклона траектории в вертикальной плоскости на конечном участке захода на посадку с точностью до ближайшей одной сотой градуса;

j) высота пересечения порога ВПП с точностью до ближайшего фута;

k) примечания;

l) относящиеся к схеме ожидания RNAV данные, включая:

1) обозначение схемы ожидания (если таковое имеется);

2) контрольную точку ожидания (навигационное средство) или точку пути с географическими координатами в градусах, минутах, секундах и десятых долях секунды;

3) истинную линию пути приближения с точностью до ближайшей десятой доли градуса и линию пути относительно магнитного меридиана с точностью до ближайшего градуса;

4) направление разворота;

5) максимальную приборную воздушную скорость, выраженную в единицах, кратных 10 уз;

6) минимальный и максимальный уровень ожидания с точностью до ближайших 50 м или 100 фут/ эшелона полета с округлением в большую сторону;

7) время/расстояние по линии пути удаления с точностью до ближайшей десятой доли километра или десятой доли морской мили.

Дополнение к части III

ВЫВЕДЕНИЕ ПОВЕРХНОСТЕЙ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ (OAS) SBAS

1. ДОПУЩЕНИЯ

Лежащая в основе выведения OAS SBAS методология основана на следующих допущениях:

a) характеристики сигналов в пространстве соответствуют требованиям тома I Приложения 10;

b) бортовое электронное оборудование GNSS соответствует требованиям RTCA DO-229D *"Стандарты минимальных эксплуатационных характеристик (MOPS) для бортового электронного оборудования глобальной системы определения местоположения/системы функционального дополнения широкой зоны действия"* или эквивалентного сертификационного стандарта IFR;

c) угловая индикация генерирует вертикальные и горизонтальные погрешности техники пилотирования (FTE), сопоставимые со значениями ILS;

d) боковые и вертикальные FTE являются независимыми;

e) наблюдаемые коэффициенты корреляции SBAS совпадают с коэффициентами корреляции ILS;

f) применительно к схемам на основе SBAS с участком ухода на второй круг, совпадающим по направлению в пределах 3° с конечным курсом захода на посадку и обозначенным как участок TF, система переходит в режим конечного этапа захода на посадку LNAV до точки начала разворота в первой точке пути схемы ухода на второй круг;

g) абсолютная/относительная высота принятия решения (DA/DH) считывается с баровысотомера.

Примечание. Первой точкой пути схемы ухода на второй круг является точка пути после точки посадочного порога ВПП (LTP).

2. ПОВЕРХНОСТИ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ APV I И КАТЕГОРИИ I SBAS

Данные критерии основаны на двух видах поверхности оценки препятствий:

a) поверхности конечного участка захода на посадку и

b) поверхности ухода на второй круг.

2.1 Поверхности конечного участка захода на посадку

2.1.1 Поверхности вдоль осевой линии ВПП

2.1.1.1 Вдоль осевой линии ВПП определяются две поверхности (W' и W). Поверхность W' определяется вблизи от порога ВПП путем применения значения, равного полному отклонению по вертикали, определенному в DO-229D (п. 2, 2.4.4.4), плюс значение VAL при номинальном GPA. При удалении от порога поверхность W' возвышается над поверхностью W, которая затем заменяет ее.

2.1.1.2 Точка пути, расположенная в FAP для кодирования в базе навигационных данных, не рассматривается как контрольная точка снижения, и OAS APV I и кат. I простирается до промежуточного участка.

2.1.2 Боковые поверхности

2.1.2.1 Поверхность X выводится из поверхности X ILS, которая понижается на значение, равное значению VAL, связанному с соответствующим уровнем характеристик APV I, минус 12 м. При этом допускается, что:

a) значения FTE в боковой и вертикальной плоскостях независимы и совпадают с ILS;

b) значение NSE в боковой плоскости совпадает со значением, принятым для ILS;

c) основные параметры NSE в вертикальной плоскости при операции APV I не выше, чем у ILS;

d) коэффициенты корреляции NSE APV I SBAS стабильно низкие или совпадают по величине с наблюдаемыми коэффициентами корреляции ILS.

2.1.2.2 Ввиду того что требования к APV I в боковой плоскости в Приложении 10 эквивалентны требованиям к характеристикам курсового радиомаяка для ILS категории I, поверхность X ограничена сбоку линией DD", образуемой ILS/LOC.

2.2 Поверхности ухода на второй круг

2.2.1 Поверхность вдоль осевой линии ВПП

Поверхность ухода на второй круг, сравнимая с поверхностью ILS Z, определяется вдоль осевой линии ВПП. Данная поверхность должна защищать воздушное судно, летящее выше вертикальной номинальной траектории на заключительном участке захода на посадку, при условии, что DA/H считывается с баровысотомера. Для этой цели необходимо сместить исходное положение поверхности APV I Z от ВПП на расстояние, превышающее значение в 900 м для критерия ILS. Это значение в 900 м возрастает на значение VAL, связанное с соответствующим уровнем характеристик APV I, минус 12 м, поделенное на тангенс угла наклона глиссады на конечном участке захода на посадку.

$$\frac{(VAL - 12)}{\operatorname{tg} GPA}.$$

2.2.2 Боковые поверхности

2.2.2.1 В тех случаях, когда начальный участок ухода на второй круг кодируется как участок TF и выравнивается по направлению конечного этапа захода на посадку в пределах 3º, система выдерживает режим конечного этапа захода на посадку по LNAV до первой точки разворота. В результате уход на второй круг на конечном участке защищается коридором, составляющим полширины зоны, равной 1,76 км (0,95 м. мили) (кат. H 1,48 км (0,8 м. мили)).

2.2.2.2 Критерии ухода на второй круг учитывают воздушное судно, инициирующее уход на второй круг выше ОСН.

2.2.2.3 Связующая поверхность, сравнимая с поверхностью Y ILS, образуется между поверхностью конечного участка захода на посадку X и поверхностью ухода на второй круг Z. Эта поверхность Y, определяемая границей поверхности X, допускает градиент набора высоты в 2,5 % и расширение в 20 %. Она ограничена сбоку полушириной зоны, равной 1,76 км (0,95 м. мили) (кат. H 1,48 км (0,8 м. мили)), связанной с наведением при уходе на второй круг.

2.2.2.4 Поверхности пролета препятствий в схемах точного захода на посадку по категории I SBAS рассматриваются в главе 5 раздела 3 части III тома II.

Примечание 1. Высококачественное наведение по линии пути на заключительном участке захода на посадку, наряду с непрерывным боковым наведением во время ухода на второй круг по прямой, оправдывает использование 20-процентного расширения для поверхности Y. Это расширение не следует менять, с тем чтобы обеспечить сопоставимость между категориями полетов, как в случае ILS (см. дополнение к части II).

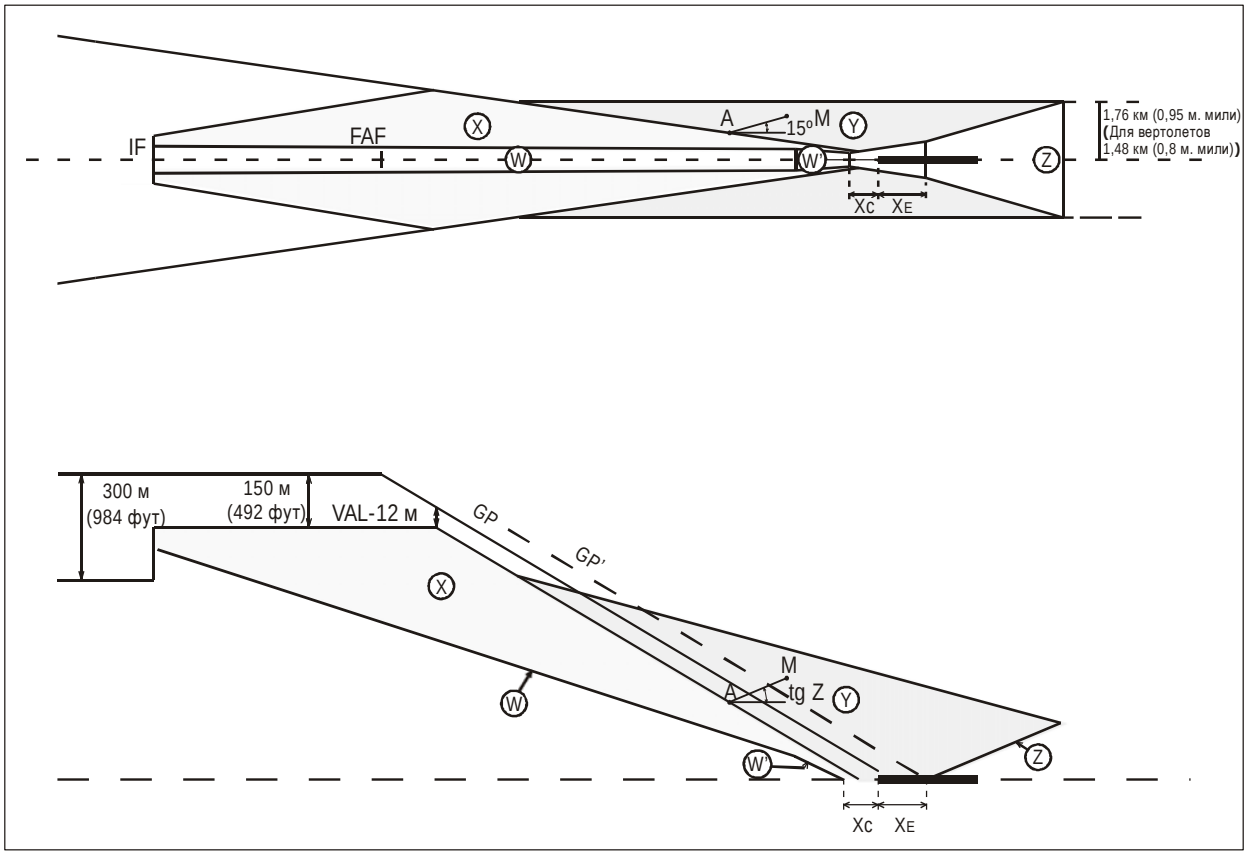


Рис. III-Доп-1. Иллюстрация поверхностей оценки препятствий APV I SBAS

Правила
аэронавигационного обслуживания

ПРОИЗВОДСТВО ПОЛЕТОВ

Часть IV

ВЕРТОЛЕТЫ

Глава 1

СХЕМЫ ВЫЛЕТА PBN ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРИЕМНИКОВ GNSS ИЛИ SBAS

1.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1.1 Применение

1.1.1.1 В настоящей главе приводится описание критериев для схем вылета на основе PBN (RNAV и RNP), которые являются специфическими для операций вертолетов и включают критерии разработки схем вылета с оборудованных вертодромов или ВПП либо с мест посадки. Критерии вылета из вертодромов и мест посадки учитываются в схемах вылета до точки в пространстве (PinS).

1.1.1.2 Общие критерии раздела 3 части I и разделов 1, 2 и 3 части III, дополненные или измененные критериями, содержащимися в настоящей главе, применяются к схемам вылета вертолетов на основе RNAV и RNP.

1.2 ВЫЛЕТ ВЕРТОЛЕТОВ С ОБОРУДОВАННЫХ ВЕРТОДРОМОВ ИЛИ ВПП

(Подлежит разработке)

1.3 ВЫЛЕТЫ ВЕРТОЛЕТОВ С ВЕРТОДРОМОВ ИЛИ МЕСТ ПОСАДКИ ДО ТОЧКИ В ПРОСТРАНСТВЕ (PinS)

1.3.1 Вылет до PinS. Общие положения

1.3.1.1 *Описание.* Схема вылета до PinS состоит из визуального участка, за которым следует участок полета по приборам. Визуальный участок вылета начинается от вертодрома или места посадки и заканчивается в начальной контрольной точке вылета (IDF) на минимальной абсолютной высоте пересечения (MCA) IDF или выше. Схемы вылета до PinS строятся вплоть до точки IDF путем применения критериев визуального участка, изложенных в настоящей главе, и далее за IDF путем применения соответствующих критериев PBN, которые определены в главе 2 раздела 1 части III. В том случае, когда выполнение критериев визуального участка оказывается возможным, схема вылета до PinS помечается инструкцией "выполняйте полет визуально". Если критерии визуального участка не могут быть удовлетворены, схема помечается инструкцией "выполняйте полет по ПВП". В последнем случае на визуальном участке защита от препятствий не обеспечивается. Защита от препятствий после IDF является такой же, как и при вылете до PinS с инструкцией "выполняйте полет визуально".

Примечание 1. Термин "выполняйте полет по ПВП" означает, что пилот может соблюдать ПВП на визуальном участке, чтобы обнаруживать и избегать препятствия, и может пересечь IDF на высоте MCA или выше.

Примечание 2. Термин "выполняйте полет визуально" означает, что пилоты могут осуществлять полет по визуальным ориентирам и обнаруживать и избегать препятствия в условиях видимости, достаточной для возвращения на вертодром, если они не могут продолжать полет визуально для пересечения IDF на высоте MCA IDF или выше. Визуальный полет может выполняться на высоте ниже минимума, требуемого для ПВП.

1.3.1.2 Участок "выполняйте полет визуально" может быть прямым визуальным участком (визуальный участок, на котором полет выполняется по прямой от вертодрома или места посадки до IDF) или участком визуального маневрирования (взлет начинается в направлении, отличном от полета по прямой до IDF).

1.3.2 Вылет до PinS. Этап полета по приборам. Описание и защита

1.3.2.1 *Применение критериев PBN.* Для построения участка полета по приборам в схеме вылета используются соответствующие навигационные спецификации для вертолета, указанные в главе 2 раздела 1 части III. Указанная навигационная информация также используется при полете по визуальному участку для облегчения идентификации точки IDF, и поэтому для этих схем могут применяться только датчики GNSS.

1.3.2.1.1 *Допуск на контрольную точку IDF.* Подробное описание значений ATT, XTT и половины ширины зоны в точке IDF приводится в главе 2 раздела 1 части III.

1.3.2.1.2 Переход от визуального участка к участку полета по приборам в сфере вылета до PinS происходит в точке IDF и требует сопряжения критериев визуального участка с применимыми зонами защиты PBN в точке IDF.

1.3.2.2 *Участок полета по приборам схемы вылета до PinS.* Участок полета по приборам состоит из одного или нескольких участков и продолжается до достижения минимальной абсолютной высоты полета по маршруту.

1.3.2.2.1 *Расчетный градиент схемы (PDG).* Стандартный PDG составляет 5,0 %. Он начинается на высоте MCA точки IDF.

1.3.2.2.2 *Множественные PDG.* При наличии в схеме вылета до PinS множественных PDG последующие градиенты схемы вылета равны PDG предыдущего участка или меньше его.

1.3.2.2.3 *Минимальный запас высоты над препятствиями (MOC).* Между самой ранней IDF и IDF значение MOC равно 30 м (100 фут). Между IDF и самой поздней IDF значение MOC увеличивается на величину, соответствующую PDG, а затем после самой поздней IDF увеличивается на 0,8 % от расстояния от самой поздней IDF до достижения MOC маршрута (300 м (1000 фут), 600 м (2000 фут) в горной местности). Альтернативой увеличению PDG до значения выше стандартной величины в 5 % после IDF является увеличение значения MCA точки IDF, чтобы обеспечить необходимый запас высоты над препятствием на последующем участке схемы вылета, выдерживая при этом меньший градиент PDG.

1.3.2.2.4 *Размеры OIS при полете по ППП.* Размеры OIS являются следующими:

a) *Начало*. OIS при полете по ППП начинается в самой ранней точке IDF.

b) *Половина ширины зон для вылета до PinS (участок полета по приборам).* См. главу 2 раздела 1 части III.

c) *Вертикальные размеры OIS при полете по ППП.* Поверхность OIS является горизонтальной на высоте MCA точки IDF минус MOC от самой ранней IDF до самой поздней IDF. Затем ее градиент принимает значение, равное (PDG минус 0,8 %).

1.3.3 Вылет до PinS с инструкцией "продолжайте полет визуально" Прямой визуальный участок (прямой VS)

(Применяется до 3 ноября 2021 года)

1.3.3.1 Защита прямого VS обеспечивается одной поверхностью OCS прямого визуального участка и одной визуальной поверхностью OIS.

1.3.3.2 *Изменение линии пути в точке IDF*. Максимальное изменение линии пути в IDF составляет 30°.

1.3.3.3 *Расчетный градиент визуального участка (VSDG)*. Номинальный VSDG составляет 13,3 % до достижения на высоте MCA точки IDF. Это соответствует значению пролета препятствий 0,8 % над поверхностью OCS прямого визуального участка (см. п. 1.3.3.7). VSDG составляет не менее 0,8 % выше предусмотренной в Приложении 14 поверхности набора высоты при взлете.

1.3.3.4 VSDG можно уменьшить, если предусмотренная в Приложении 14 поверхность набора высоты при взлете для места посадки соответствует категории градиентов наклона A или B (см. главу 4 тома II Приложения 14).

1.3.3.5 *Начальная контрольная точка вылета (IDF)*. IDF располагается в таком месте, чтобы:

a) обеспечить достаточный визуальный ориентир для полета от вертодрома или места посадки до IDF и дать возможность вертолету пересечь IDF на высоте MCA или выше;

b) обеспечить минимальную стартовую относительную высоту для полета на последующем участке ППП.

1.3.3.6 *Протяженность визуального участка*. Протяженность визуального участка измеряется от зоны защиты внешнего края вертодрома или места посадки до IDF. Минимальная протяженность визуального участка составляет 1482 м (0,8 м. мили).

1.3.3.7 Визуальная поверхность OIS (см. п. 1.3.3.9) заканчивается в пределах боковых границ зоны защиты участка полета по приборам. Если для участка полета по приборам используется навигационная спецификация RNAV 1/RNP 1, результирующая максимальная протяженность визуального участка будет следующей:

a) при отсутствии изменения линии пути в IDF максимальная протяженность визуального участка составляет 13,9 км (7,5 м. мили);

b) для 0º <изменение линии пути ≤ 10º максимальная протяженность визуального участка составляет 11,9 км (6,4 м. мили);

c) для 10º < изменение линии пути ≤ 20º максимальная протяженность визуального участка составляет 9,3 км (5,0 м. мили);

d) для 20º < изменение линии пути ≤ 30º максимальная протяженность визуального участка составляет 6,5 км (3,5 м. мили).

1.3.3.8 *Поверхность OCS прямого визуального участка*

a) *Выравнивание по направлению*. OCS прямого визуального участка выравнивается симметрично относительно осевой линии поверхности набора высоты при взлете.

b) *Начало*. OCS прямого визуального участка начинается на внешнем крае зоны безопасности (SA) вертодрома или места посадки.

c) *Ширина*. Ширина OCS прямого визуального участка в его начальной точке равна ширине SA. Внешние края расширяются от их начала на краю SA симметрично по обе стороны от осевой линии поверхности набора высоты при взлете до общей максимальной ширины 120 м, и в этой точке края становятся параллельными осевой линии. Для обеспечения полетов только в дневное время расширение поверхности составляет 10 %. Для полетов в ночное время угол расширения увеличивается до 15 %.

d) *Наклон*. Превышение начальной точки OCS прямого визуального участка соответствует превышению вертодрома или места посадки. Угол наклона составляет VSDG минус 0,8 % (номинально 12,5 %) от превышения вертодрома/места посадки до точки, в которой поверхность достигает уровня 30 м (100 фут) ниже IDF на высоте MCA, после чего она становится горизонтальной.

e) *Окончание.* OCS прямого визуального участка заканчивается в ATT после номинальной IDF.

1.3.3.9 *Поверхность обозначения препятствий (OIS) визуального участка*. Цель визуальной OIS заключается в обозначении препятствий для нанесения их на карту. Размеры визуальной OIS являются следующими:

a) *Выравнивание по направлению*. Визуальная OIS строится симметрично относительно прямой линии пути от вертодрома/места посадки до IDF.

b) *Начало*. Начало перпендикулярно линии пути прямого визуального участка (VS) на границе зоны безопасности вертодрома или места посадки.

c) *Ширина*. Половина ширины зоны в начальной точке составляет 45 м (150 фут), и зона расширяется под углом 15°, пока она не соединится с защитной зоной участка полета по приборам (см. п. 1.3.3.10).

d) *Наклон*. Визуальная OIS начинается на уровне превышения вертодрома/места посадки и восходит до значения высоты MCA точки IDF минус 30 м (100 фут) от номинальной IDF. Градиент OIS визуального участка меньше или равен градиенту OCS прямого визуального участка. В результате некоторые сочетания IDF MCA, VSDG и протяженности VS будут невозможными.

1.3.3.10 *Сопряжение визуального участка с критериями PBN в точке IDF*. На рис. IV-1-1 отображено вертикальное сопряжение визуальной OIS с OIS RNP 1/RNAV 1 в точке IDF. На рис. IV-1-2 отображено продольное сопряжение поверхности в точке IDF (с изменением линии пути в точке IDF). Боковое расширение визуальной OIS вначале меньше половины ширины основной зоны участка полета по приборам. Часть основной и дополнительной зон стягиваются визуальной OIS, поэтому нет необходимости их учитывать при оценке препятствий, поскольку расширение на визуальном участке производится методом счисления пути.

1.3.3.11 *Возвышение над OCS прямого визуального участка*. Ни одно препятствие не возвышается над OCS прямого визуального участка. Такого возвышения можно не допустить путем увеличения наклона OCS прямого визуального участка и результирующего увеличения VSDG, если это оправдано в эксплуатационном отношении (см. рис. IV-1-3). Решение о таком увеличении согласовывается с соответствующими эксплуатантами.

1.3.3.12 *Возвышение над OIS визуального участка.* Препятствия, которые возвышаются над OIS визуального участка, фиксируются документально и наносятся на карту. Если это приводит к перегруженности карты информацией, см. положения п. 1.9 главы 1 раздела 2 части I "Представление существенных препятствий и высотных отметок на картах". Осуществляется оценка визуальной OIS, и, если рекомендуется авиационным исследованием, любые возвышающиеся над ней препятствия должны быть освещены и маркированы.

1.3.3.13 *Компенсация возвышения препятствий на участке полета по приборам.* Чтобы избежать возвышения препятствий над OIS участка полета по ППП, следует увеличить значение MCA точки IDF таким образом, чтобы OIS ППП сохраняла запас высоты, либо выполнить разворот, вместо увеличения PDG до значения, превышающего стандартные 5 %. Результирующий VSDG увеличивается и определяется изменением значения превышения между границей зоны безопасности вертодрома или места посадки и пересмотренной MCA точки IDF (см. рис. IV-1-4).

1.3.3 Вылет до PinS с инструкцией "продолжайте полет визуально" Прямой визуальный участок (прямой VS)

(Применяется с 4 ноября 2021 года)

1.3.3.1 Защита прямого VS обеспечивается одной поверхностью OCS прямого визуального участка и одной визуальной поверхностью OIS.

1.3.3.2 Изменение линии пути в точке IDF. Максимальное изменение линии пути в IDF составляет 30°.

1.3.3.3 Расчетный градиент визуального участка (VSDG). Номинальный VSDG составляет 13,3 % до достижения на высоте MCA точки IDF. Это соответствует значению пролета препятствий 0,8 % над поверхностью OCS прямого визуального участка (см. п. 1.3.3.7). VSDG составляет не менее 0,8 % выше предусмотренной в Приложении 14 поверхности набора высоты при взлете.

1.3.3.4 VSDG можно уменьшить, если предусмотренная в Приложении 14 поверхность набора высоты при взлете для места посадки соответствует категории градиентов наклона A или B (см. главу 4 тома II Приложения 14).

1.3.3.5 Начальная контрольная точка вылета (IDF). IDF располагается в таком месте, чтобы:

a) обеспечить достаточный визуальный ориентир для полета от вертодрома или места посадки до IDF и дать возможность вертолету пересечь IDF на высоте MCA или выше;

b) обеспечить минимальную стартовую относительную высоту для полета на последующем участке ППП.

1.3.3.6 Протяженность визуального участка. Протяженность визуального участка измеряется от зоны защиты внешнего края вертодрома или места посадки до IDF. Протяженность визуального участка должна обеспечить возможность набора вертолетом высоты до MCA IDF и увеличения скорости до V_{mini} по достижении IDF. Минимальная протяженность визуального участка составляет 1,00 км (0,54 м. мили).

1.3.3.7 Визуальная поверхность OIS (см. п. 1.3.3.9) заканчивается в пределах боковых границ зоны защиты участка полета по приборам. Если для участка полета по приборам используется навигационная спецификация RNAV 1/RNP 1, результирующая максимальная протяженность визуального участка будет следующей:

a) при отсутствии изменения линии пути в IDF максимальная протяженность визуального участка составляет 13,9 км (7,5 м. мили);

b) для 0º < изменение линии пути ≤ 10º максимальная протяженность визуального участка составляет 11,9 км (6,4 м. мили);

c) для 10º < изменение линии пути ≤ 20º максимальная протяженность визуального участка составляет 9,3 км (5,0 м. мили);

d) для 20º < изменение линии пути ≤ 30º максимальная протяженность визуального участка составляет 6,5 км (3,5 м. мили).

1.3.3.8 Поверхность OCS прямого визуального участка

a) *Выравнивание по направлению*. OCS прямого визуального участка выравнивается симметрично относительно осевой линии поверхности набора высоты при взлете.

b) *Начало*. OCS прямого визуального участка начинается на внешнем крае зоны безопасности (SA) вертодрома или места посадки.

c) *Ширина*. Ширина OCS прямого визуального участка в его начальной точке равна ширине SA. Внешние края расширяются от их начала на краю SA симметрично по обе стороны от осевой линии поверхности набора высоты при взлете до общей максимальной ширины 120 м, и в этой точке края становятся параллельными осевой линии. Для обеспечения полетов только в дневное время расширение поверхности составляет 10 %. Для полетов в ночное время угол расширения увеличивается до 15 %.

d) *Наклон*. Превышение начальной точки OCS прямого визуального участка соответствует превышению вертодрома или места посадки. Угол наклона составляет VSDG минус 0,8 % (номинально 12,5 %) от превышения вертодрома/места посадки до точки, в которой поверхность достигает уровня 30 м (100 фут) ниже IDF на высоте MCA, после чего она становится горизонтальной.

e) *Окончание.* OCS прямого визуального участка заканчивается в ATT после номинальной IDF.

1.3.3.9 Поверхность обозначения препятствий (OIS) визуального участка. Цель визуальной OIS заключается в обозначении препятствий для нанесения их на карту. Размеры визуальной OIS являются следующими:

a) *Выравнивание по направлению*. Визуальная OIS строится симметрично относительно прямой линии пути от вертодрома/места посадки до IDF.

b) *Начало*. Начало перпендикулярно линии пути прямого визуального участка (VS) на границе зоны безопасности вертодрома или места посадки.

c) *Ширина*. Половина ширины зоны в начальной точке составляет 45 м (150 фут), и зона расширяется под углом 15°, пока она не соединится с защитной зоной участка полета по приборам (см. п. 1.3.3.13).

d) *Наклон*. Визуальная OIS начинается на уровне превышения вертодрома/места посадки и восходит до значения высоты MCA точки IDF минус 30 м (100 фут) от номинальной IDF. Градиент OIS визуального участка меньше или равен градиенту OCS прямого визуального участка. В результате некоторые сочетания IDF MCA, VSDG и протяженности VS будут невозможными.

1.3.3.10 Переход к полету в ПМУ на прямом визуальном участке. Переход к полету в ПМУ на прямом визуальном участке до IDF можно осуществлять при условии соблюдения следующих условий:

a) описание схемы начинается с установленного курса от вертодрома или места посадки до IDF;

b) прямой визуальный участок имеет дополнительную защиту от препятствий со второй OCS, имеющей размеры, указанные в п. 1.3.3.11.

Примечание. Эксплуатационные условия, при которых можно осуществить переход к полету в ПМУ на прямом VS до IDF приведены в главе 3 раздела 7 части II тома I PANS-OPS.

1.3.3.11 Требования в отношении OCS на раннем этапе перехода к полету в ПМУ до IDF. Для перехода к полету в ПМУ до IDF осуществляется построение горизонтальной OCS на превышении MCA IDF минус 30 м с боковыми размерами, соответствующими OIS прямого визуального участка. Препятствия за эту OCS не выступают.

1.3.3.12 Требования в отношении примечаний на картах. В тех случаях, когда разрабатывается схема вылета до PinS с прямым VS и с OCS на раннем этапе перехода к полету в ПМУ на прямом VS, как указано в п. 1.3.3.11, такая схема обозначается на карте отдельно от схем PinS с VS маневрирования и на карте приводится примечание о том, что переход к полету в ПМУ и на MCA или выше до пересечения IDF разрешается.

1.3.3.13 Сопряжение визуального участка с критериями PBN в точке IDF. На рис. IV-1-1 отображено вертикальное сопряжение визуальной OIS с OIS RNP 1/RNAV 1 в точке IDF. На рис. IV-1-2 отображено продольное сопряжение поверхности в точке IDF (с изменением линии пути в точке IDF). Боковое расширение визуальной OIS вначале меньше половины ширины основной зоны участка полета по приборам. Часть основной и дополнительной зон стягиваются визуальной OIS, поэтому нет необходимости их учитывать при оценке препятствий, поскольку расширение на визуальном участке производится методом счисления пути

1.3.3.14 Возвышение над OCS прямого визуального участка. Ни одно препятствие не возвышается над OCS прямого визуального участка. Такого возвышения можно не допустить путем увеличения наклона OCS прямого визуального участка и результирующего увеличения VSDG, если это оправдано в эксплуатационном отношении (см. рис. IV-1-3). Решение о таком увеличении согласовывается с соответствующими эксплуатантами.

1.3.3.15 Возвышение над OIS визуального участка. Препятствия, которые возвышаются над OIS визуального участка, фиксируются документально и наносятся на карту. Если это приводит к перегруженности карты информацией, см. положения п. 1.9 главы 1 раздела 2 части I "Представление существенных препятствий и высотных отметок на картах". Осуществляется оценка визуальной OIS, и, если рекомендуется авиационным исследованием, любые возвышающиеся над ней препятствия должны быть освещены и маркированы.

1.3.3.16 Компенсация возвышения препятствий на участке полета по приборам. Чтобы избежать возвышения препятствий над OIS участка полета по ППП, следует увеличить значение MCA точки IDF таким образом, чтобы OIS ППП сохраняла запас высоты, либо выполнить разворот, вместо увеличения PDG до значения, превышающего стандартные 5 %. Результирующий VSDG увеличивается и определяется изменением значения превышения между границей зоны безопасности вертодрома или места посадки и пересмотренной MCA точки IDF (см. рис. IV-1-4).

1.3.4 Вылет до PinS с инструкцией "выполняйте полет визуально". Визуальный участок маневрирования

1.3.4.1 *Защита визуального участка (VS) маневрирования.* Визуальный участок маневрирования защищен при выполнении следующего маневра: пилот осуществляет взлет в направлении, отличном от полета по прямой в точке IDF, и затем выполняет визуальные маневры для входа в схему начального участка полета по приборам в точке IDF.

1.3.4.2 До 3 ноября 2021 года VS маневрирования защищен одной наклонной начальной-визуальной OCS и одной визуальной OIS.

Примечание. Обеспечиваемая на этом VS защита сравнима с той, которая обеспечивается для участков захода на посадку до PinS, за которыми следует VS маневрирования (см. п. 2.9.3 главы 2).

1.3.4.2 С 4 ноября 2021 года VS маневрирования защищен одной наклонной визуальной OCS и одной визуальной OIS.

Примечание. Обеспечиваемая на этом VS защита сравнима с той, которая обеспечивается для участков захода на посадку до PinS, за которыми следует VS маневрирования (см. п. 2.9.3 главы 2).

1.3.4.3 *VSDG для VS маневрирования*. Номинальный VSDG составляет 13,3 %. Это соответствует значению пролета препятствий 0,8 % над наклонной начальной визуальной OCS (см. п. 1.3.4.5). VSDG составляет не менее 0,8 % выше предусмотренной в Приложении 14 поверхности набора высоты при взлете.

1.3.4.4 *Минимальная относительная высота пересечения точки IDF.* (MCH представляет собой фактическую относительную высоту над вертодромом/местом посадки). Значение MCH точки IDF в схеме вылета до PinS с визуальным участком маневрирования составляет не менее 90 м (295 фут) над превышением вертодрома/места посадки.

1.3.4.5 До 3 ноября 2021 года. *Наклонная начальная визуальная OCS*

a) *Выравнивание по направлению*. Наклонная начальная визуальная OCS выравнивается симметрично по направлению осевой линии поверхности набора высоты при взлете.

Примечание. В тех случаях, когда необходимо учитывать несколько поверхностей набора высоты при взлете, визуальная OCS разрабатывается для каждой из них.

b) *Начало*. Наклонная начальная визуальная OCS начинается на внешнем крае зоны безопасности (SA) вертодрома или места посадки.

c) *Ширина*. Ширина наклонной начальной визуальной OCS в ее начале равна ширине SA. Внешние края расширяются от их начала на краю SA симметрично по обе стороны от осевой линии поверхности набора высоты при взлете до общей максимальной ширины 120 м, и в этой точке края становятся параллельными осевой линии. Для обеспечения полетов только в дневное время расширение поверхности составляет 10 %. Для полетов в ночное время угол расширения увеличивается до 15 %.

d) *Наклон*. Превышение точки начала наклонной начальной визуальной OCS соответствует превышению вертодрома или места посадки. Наклонная начальная визуальная OCS имеет номинальный наклон в 12,5 % от превышения вертодрома/места посадки до точки, где эта поверхность достигает относительной высоты 152 м (500 фут) над превышением вертодрома/места посадки.

1.3.4.5 С 4 ноября 2021 года. *Наклонная визуальная OCS*

a) *Выравнивание по направлению*. Наклонная визуальная OCS выравнивается симметрично по направлению осевой линии поверхности набора высоты при взлете.

Примечание. В тех случаях, когда необходимо учитывать несколько поверхностей набора высоты при взлете, визуальная OCS разрабатывается для каждой из них.

b) *Начало*. Наклонная визуальная OCS начинается на внешнем крае зоны безопасности (SA) вертодрома или места посадки.

c) *Ширина*. Ширина наклонной визуальной OCS в ее начале равна ширине SA. Внешние края расширяются от их начала на краю SA симметрично по обе стороны от осевой линии поверхности набора высоты при взлете до общей максимальной ширины 120 м, и в этой точке края становятся параллельными осевой линии. Для обеспечения полетов только в дневное время расширение поверхности составляет 10 %. Для полетов в ночное время угол расширения увеличивается до 15 %.

d) *Наклон*. Превышение точки начала наклонной визуальной OCS соответствует превышению вертодрома или места посадки. Наклонная визуальная OCS имеет номинальный наклон в 12,5 % от превышения вертодрома/места посадки до точки, где эта поверхность достигает относительной высоты 152 м (500 фут) над превышением вертодрома/места посадки.

1.3.4.6 *Визуальная OIS*

1.3.4.6.1 Визуальная OIS обеспечивает ситуационную осведомленность в зоне (называемой "зона маневрирования"), в которой пилот предположительно будет визуально выполнять маневры от начальной линии пути вылета в целях входа в схему начального участка полета по приборам в точке IDF.

1.3.4.6.2 *Описание "зоны маневрирования"*

1.3.4.6.2.1 Зона маневрирования определяется на основе следующих правил:

a) пилот осуществляет первоначальный набор высоты по осевой линии поверхности набора высоты при взлете до достижения наибольшей из следующих относительных высот, прежде чем приступить к маневрированию для полета к точке IDF:

   1) MCH/2 точки IDF;

   2) 90 м (295 фут) над превышением вертодрома/места посадки;

b) пилот продолжает набор высоты и увеличивает скорость, с тем чтобы пересечь IDF на высоте MCA точки IDF или выше.

1.3.4.6.2.2 Внешние границы зоны маневрирования основаны на следующих предполагаемых траекториях наихудшего случая (см. рис. IV-1-5):

a) *первая траектория*: пилот производит набор высоты в соответствии с вышеуказанным п. 1.3.4.5.2.1 a) и затем выполняет разворот вправо для полета к точке IDF;

b) *вторая траектория*: пилот производит набор высоты в соответствии с вышеуказанным п. 1.3.4.5.2.1 a) и затем выполняет разворот влево для полета к точке IDF.

1.3.4.6.2.3 "Зоной маневрирования" является зона, представляющая все линии, которые начинаются в точке IDF и соединяются с "зоной разворота", выровненной симметрично по направлению осевой линии поверхности набора высоты при взлете.

Примечание. В том случае, когда необходимо учитывать несколько поверхностей набора высоты при взлете, конечная "зона маневрирования" представляет собой сумму всех установленных "зон маневрирования".

1.3.4.6.2.4 *Описание "зоны разворота"* (см. таблицу IV-1-1 и рис. IV-1-6).

1.3.4.6.2.4.1 "Зона разворота" определяется углом α с каждой стороны осевой линии поверхности набора высоты при взлете (для учета правового разворота и левого разворота) и радиусом r.

Примечание. Размер "зоны маневрирования" может быть уменьшен, если недалеко от вертодрома/места посадки расположено значительное препятствие. В этом случае после завершения начального набора высоты выполнение полета в направлении точки IDF при одном развороте запрещено. Как следствие, "зона разворота" устанавливается только с одной стороны осевой линии поверхности набора высоты при взлете (см. рис. IV-1-9).

Таблица IV-1-1
Определение "зоны разворота" для ряда значений MCH IDF MCH

a) Единицы измерения в метрах для MCH IDF MCH и r:

MCH IDF	93 м*	123 м*	153 м*	183 м*	213 м*	243 м*	273 м*	304 м*
r	1 482 м	1 482 м	1 482 м	1 482 м	1 667 м	1 852 м	2 037 м	2 222 м
α	50°	50°	50°	50°	45°	40°	35°	30°
* Относительная высота над превышением вертодрома/места посадки.								

b) Единицы измерения в футах для MCH IDF и в морских милях для r:

MCH IDF	300 фут*	400 фут*	500 фут*	600 фут*	700 фут*	800 фут*	900 фут*	1000 фут*
r	0,8 м. мили	0,8 м. мили	0,8 м. мили	0,8 м. мили	0,9 м. мили	1м. миля	1,1 м. мили	1,2 м. мили
α	50°	50°	50°	50°	45°	40°	35°	30°
* Относительная высота над превышением вертодрома/места посадки.								

Примечание. С учетом буфера в 741 м (0,4 м. мили), который будет применяться к этим величинам при определении OIS (см. п. 1.3.4.5.3.2), указанные значения являются приемлемыми для всех эксплуатационных сценариев в отношении температуры и превышения вертодрома или места посадки.

1.3.4.6.2.4.2 *Радиус (r) "зоны разворота":*

a) если значение MCH IDF равно или меньше 183 м (600 фут) над превышением вертодрома/места посадки, значение r является постоянным и равно 1482 м (0,8 м. мили);

b) если значение MCH IDF схемы больше 183 м (600 фут) над превышением вертодрома/места посадки, значение r возрастает линейно (185 м (0,1 м. мили) на каждые дополнительные 30 м (100 фут) выше 183 м (600 фут)).

1.3.4.6.2.4.3 *Угол (α) "зоны разворота":*

a) если значение MCH IDF схемы равно или меньше 183 м (600 фут) над превышением вертодрома/места посадки, значение α является постоянным и равно 50°;

b) если значение MCH IDF схемы больше 183 м (600 фут) над превышением вертодрома/места посадки и равно или меньше 304 м (1000 фут) над превышением вертодрома/места посадки, значение α уменьшается линейно (5° на каждые дополнительные 30 м (100 фут) над уровнем 183 м (600 фут));

c) если значение MCH IDF схемы больше 304 м (1000 фут) над превышением вертодрома/места посадки, значение α является постоянным и равно 30°.

Примечание. В тех случаях, когда это дает эксплуатационные преимущества, в целях продления результирующей "зоны маневрирования" "зона разворота" может быть продлена под более широким углом с одной стороны или с обеих сторон осевой линии поверхности набора высоты при взлете.

1.3.4.6.3 *Определение OIS*

1.3.4.6.3.1 Поверхность OIS определяется "зоной маневрирования" с дополнительным буфером, равным 741 м (0,4 м. мили) (см. рис. IV-1-7).

Примечание. В тех случаях, когда начальный этап взлета может выполняться в любом направлении, OIS представляет собой поверхность, выровненную симметрично по направлению линии курса между HRP и IDF, которая соединяется по касательной с окружностью с центром в точке IDF и радиусом 741 м (0,4 м. мили) и с окружностью с центром в точке HRP и радиусом, равным (r + значение дополнительного буфера) (см. рис. IV-1-8).

1.3.4.6.3.2 OIS обозначает в "зоне маневрирования" препятствия, находящиеся на 150 фут (или выше этой отметки) ниже минимальной относительной высоты, до которой пилот производит начальный набор высоты, прежде чем приступить к маневрированию для полета к IDF. Исходя из вышеуказанных допущений, OIS представляет собой поверхность, окружающую "зону маневрирования" и устанавливаемую на большей из следующих относительных высот:

a) MCH/2 IDF – 46 м (150 фут);

b) 46 м (150 фут) над превышением вертодрома/места посадки.

1.3.4.6.3.3 До 3 ноября 2021 года препятствия, выступающие за OIS, наносятся на карту и могут иметь маркировку и/или освещение, когда это практически осуществимо.

1.3.4.6.3.3 С 4 ноября 2021 года. *Запас высоты над препятствиями.* Ни одно препятствие не выступает за наклонную визуальную OCS. Препятствия, выступающие за OIS, наносятся на карту и могут иметь маркировку и/или освещение, когда это практически осуществимо.

1.3.4.7 *Ограничения максимальной скорости.* При полете на визуальном участке маневрирования никаких ограничений максимальной скорости не существует.

1.3.4.8 До 3 ноября 2021 года. *Протяженность визуального участка маневрирования.* Минимальное расстояние от HRP до IDF составляет 0,8 м. мили.

1.3.4.8 С 4 ноября 2021 года. *Протяженность визуального участка маневрирования.* Протяженность визуального участка должна обеспечить возможность набора вертолетом высоты до MCA IDF и увеличения скорости до V_{mini} по достижении IDF. Минимальная протяженность визуального участка составляет 1,00 км (0,54 м. мили).

1.3.4.9 С 4 ноября 2021 года. *Переход к полету в ПМУ на участке визуального маневрирования.* Переход к полету в ПМУ не осуществляется до пересечения IDF на MCA или выше.

1.3.4.9 С 4 ноября 2021 года п. 1.3.4.9 будет п. 1.3.4.10. *Изменение линии пути в IDF.* Изменение линии пути в IDF составляет менее 30° для всех возможных визуальных траекторий. Как следствие, угол между направлением начального участка полета по приборам после IDF и направлением "самых крайних" визуальных траекторий, соответствующих границам "зоны маневрирования", составляет менее 30° (см. рис. IV-1-7 и IV-1-8).

1.3.5 Вылет до PinS с инструкцией "выполняйте полет по ПВП"
Визуальный участок

1.3.5.1 В тех случаях, когда инструкция "выполняйте полет визуально" непригодна или невозможна, разрабатывается схема вылета до PinS с инструкцией "выполняйте полет по ПВП".

1.3.5.2 До 3 ноября 2021 года. *Отсутствие защиты от препятствий на визуальном участке.* Пилот соблюдает ПВП для обнаружения и обхода препятствий, следуя от вертодрома или места посадки до IDF с пересечением ее на высоте MCA IDF или выше.

1.3.5.2 С 4 ноября 2021 года. *Отсутствие защиты от препятствий на визуальном участке.* Пилот соблюдает ПВП для обнаружения и обхода препятствий, следуя от вертодрома или места посадки до IDF с пересечением ее на высоте MCA IDF или выше. Поскольку на визуальном участке защита от препятствий отсутствует, переход к полету в ПМУ не осуществляется до пересечения IDF.

1.4 ОПУБЛИКОВАНИЕ

Примечание. Принципы, регламентирующие обозначение стандартных маршрутов вылета, изложены в добавлении 3 Приложения 11. Спецификации, касающиеся карт стандартных маршрутов вылета по приборам, содержатся в Приложении 4.

1.4.1 Горизонтальная проекция карты включает примечание о том, что данная схема относится только к кат. H.

1.4.2 IDF обычно наносится на карту как точка пути "флай-бай". Если по соображениям эксплуатации IDF должна представлять собой точку пути "флайовер", ее следует наносить на карту как точку пути "флайовер".

1.4.3 *Градиенты набора высоты на участке полета по приборам* На карте указываются значения PDG больше 5 % вместе с точкой или абсолютной высотой, к которым они относятся.

1.4.4 *Градиенты набора высоты на участке визуального полета.* На карте указываются значения VSDG для прямого VS и VS маневрирования.

1.4.5 *Нанесение MCA на карту*. Значения IDF и всех других установленных MCA наносятся на горизонтальную проекцию карты рядом с точками пути, к которым они относятся.

1.4.6 *Линии пути и длина участков.* На карту наносятся линии пути и длина участков.

1.4.7 *Препятствия.* На карту наносятся препятствия, выступающие за визуальную OIS.

1.4.8 *Дополнительная информация для прямого визуального участка и визуального участка маневрирования (manoeuvring-VS)*

1.4.8.1 На карте указывается(ются) осевая(ые) линия(и) и направление(я) поверхности(ей) набора высоты при взлете, учитываемые для обеспечения защиты прямого визуального участка и/или визуального участка маневрирования.

1.4.8.2 Прямой визуальный участок и/или визуальный участок маневрирования представляются на карте в виде врезки на горизонтальной проекции карты, или на дополнительном листе, или на обратной стороне карты.

Отображенная информация наносится на карту в масштабе. Если прямой визуальный участок и/или визуальный участок маневрирования не отображаются на врезке, горизонтальная проекция карты содержит примечание, отсылающее пилота к дополнительному листу или обратной стороне карты. При наличии визуального участка маневрирования отображается "зона маневрирования".

1.4.8.3 Если "зона маневрирования" уменьшена в размере в целях учета значительного препятствия, воздушного пространства ограниченного использования или экологически чувствительных зон, расположенных возле вертодрома/места посадки, на карту наносятся следующие элементы:

a) границы зоны маневрирования;

b) местоположение значительного препятствия/воздушного пространства ограниченного использования/ экологически чувствительной зоны;

c) границы любой зоны "запрета на маневры", помеченной как "маневры запрещены".

1.4.8.4 Схема вылета имеет в соответствующих случаях примечания "выполняйте полет визуально до IDF" или "выполняйте полет по ПВП до IDF".

1.4.8.5 С 4 ноября 2021 года. *Требования в отношении примечаний на картах.* В тех случаях, когда разрабатывается схема вылета до PinS с прямым VS и с OCS на раннем этапе перехода к полету в ПМУ на прямом VS, как указано в п. 1.3.3.11, такая схема обозначается на карте отдельно от схем PinS с VS маневрирования и на карте приводится примечание о том, что переход к полету в ПМУ до пересечения IDF на MCA или выше разрешается.

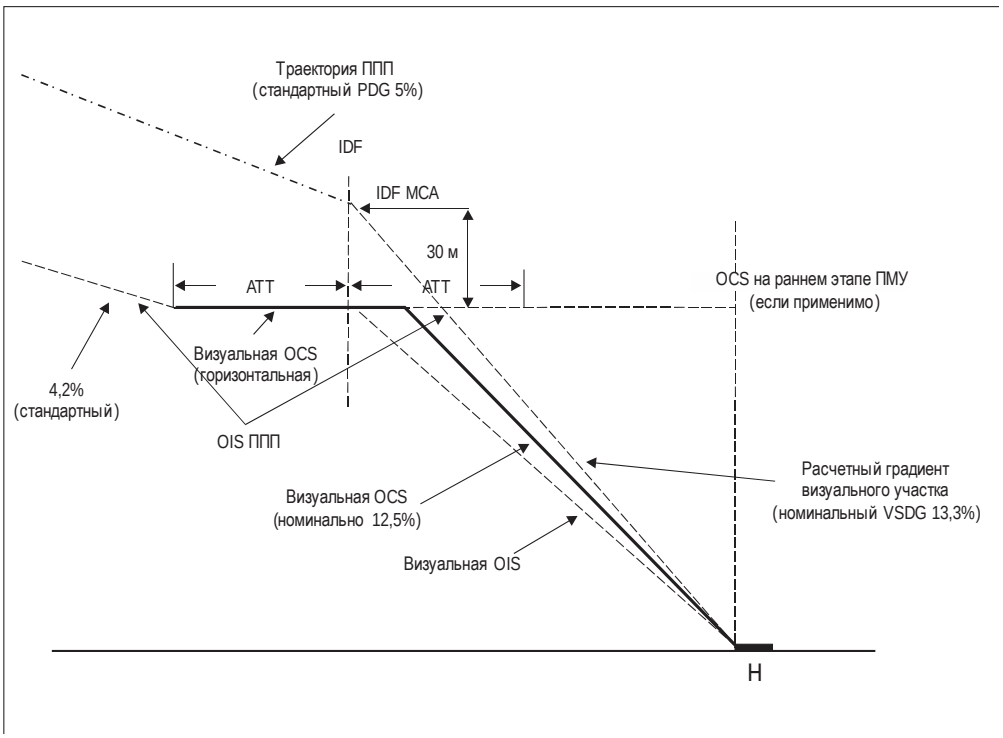


Рис. IV-1-1. Вертикальное сопряжение OIS визуального участка и факультативной OCS на раннем этапе перехода к полету в ПМУ

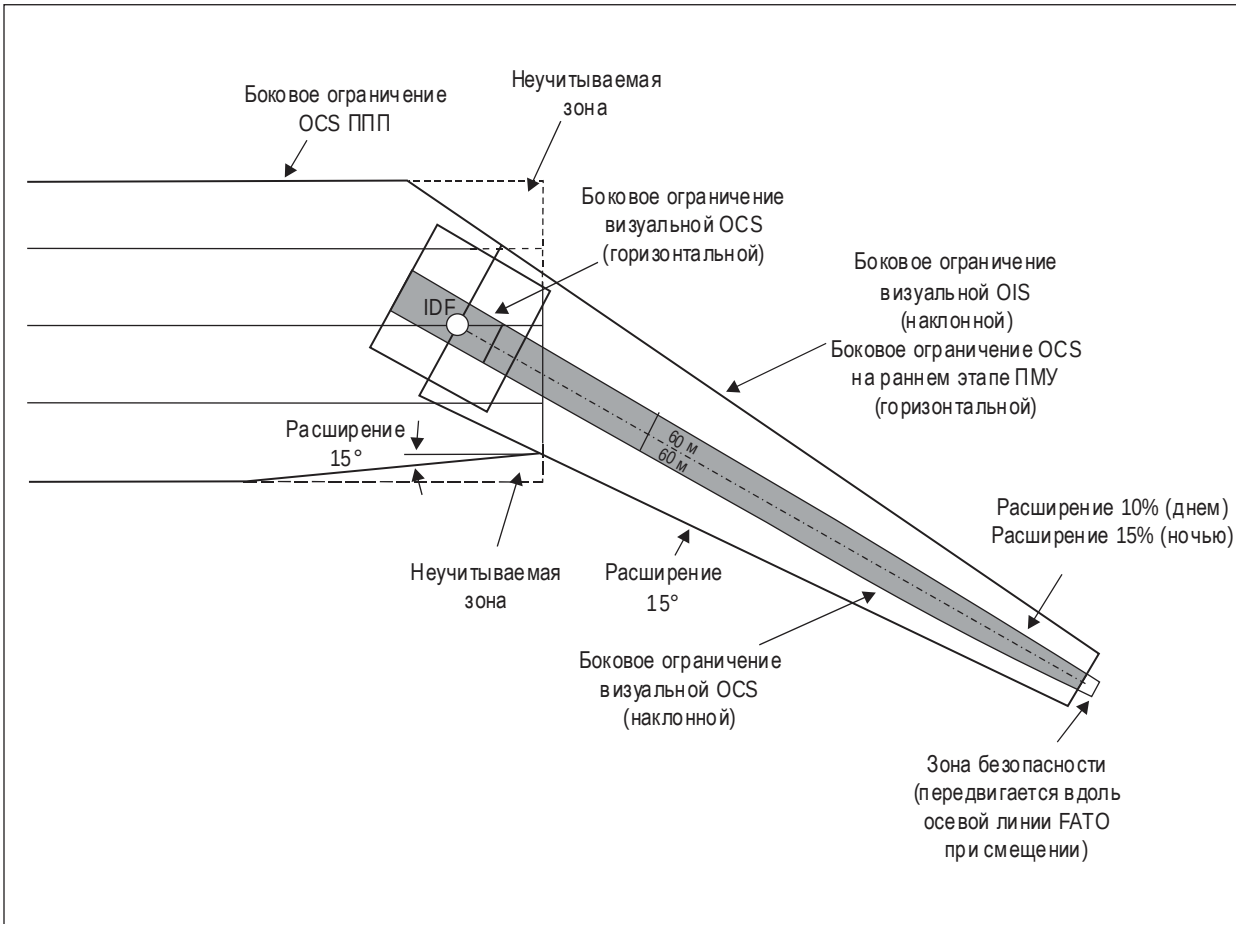


Рис. IV-1-2. Боковое сопряжение с изменением линии пути

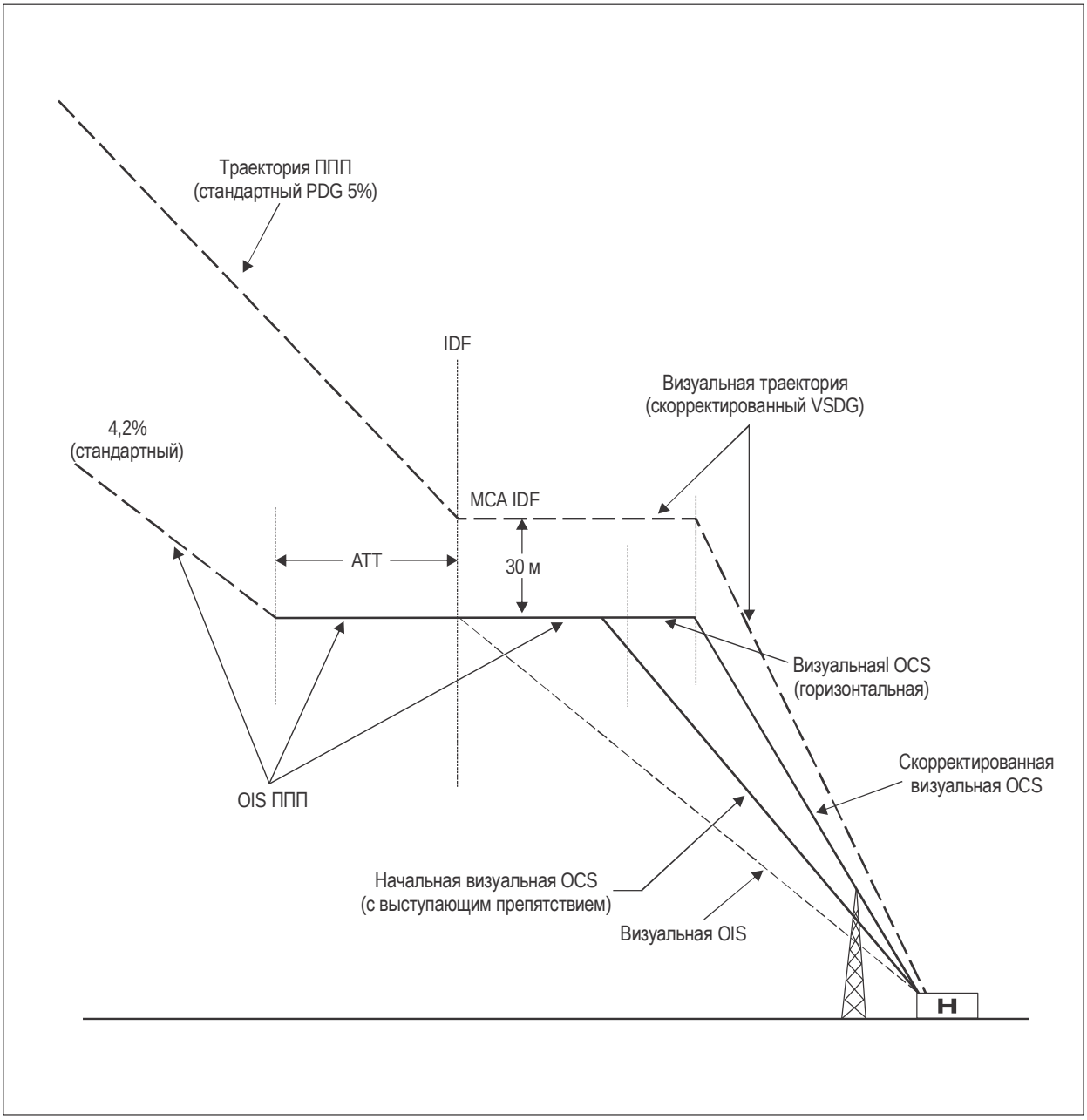


Рис. IV-1-3. Компенсация возвышения препятствия над OIS путем увеличения VSDG

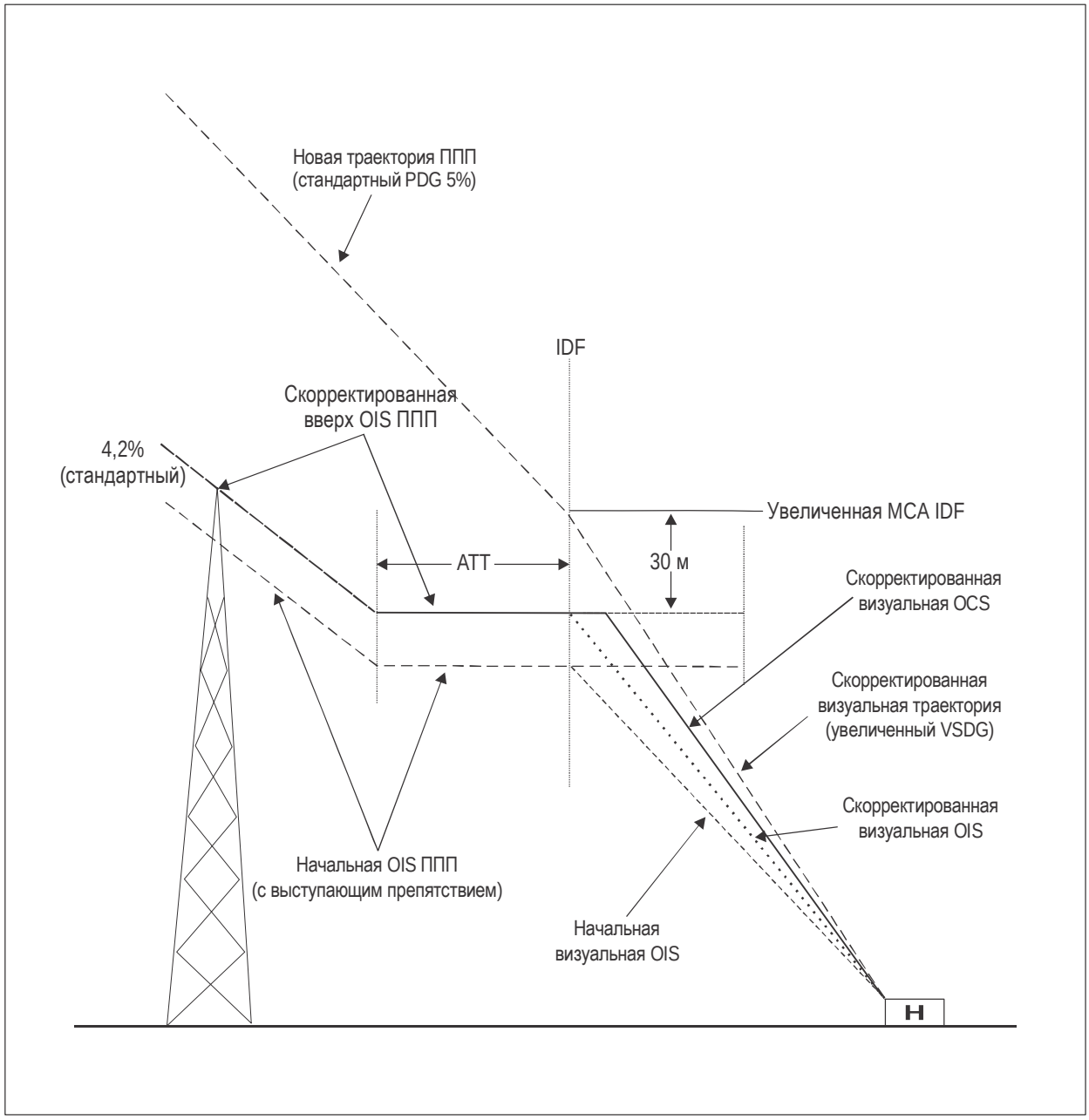


Рис. IV-1-4. Компенсация возвышения препятствия на участке полета по приборам путем увеличения MCA IDF

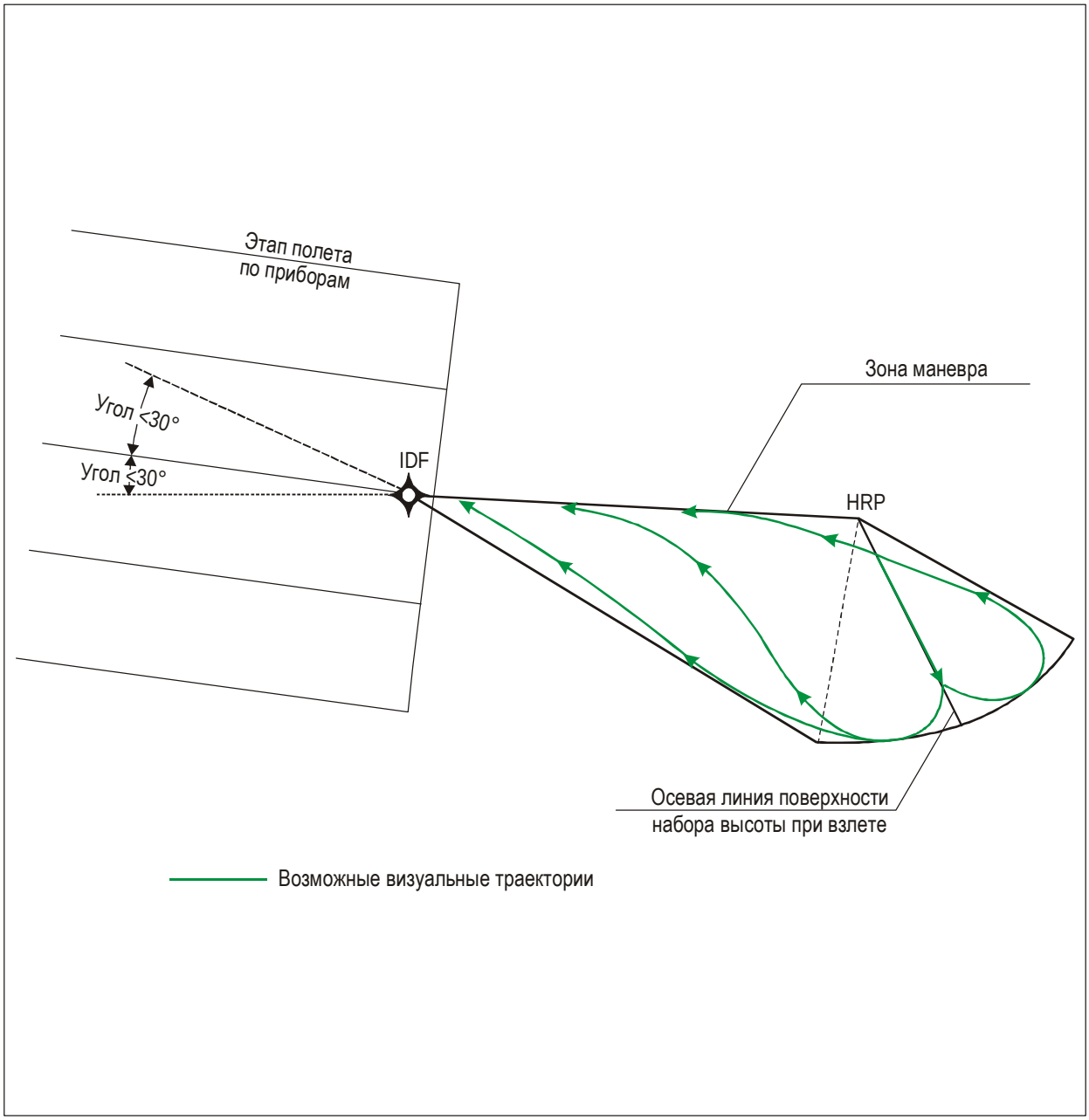


Рис. IV-1-5. Представление возможных траекторий на визуальном участке маневрирования, определяющих "зону маневрирования" для заданной осевой линии поверхности набора высоты при взлете

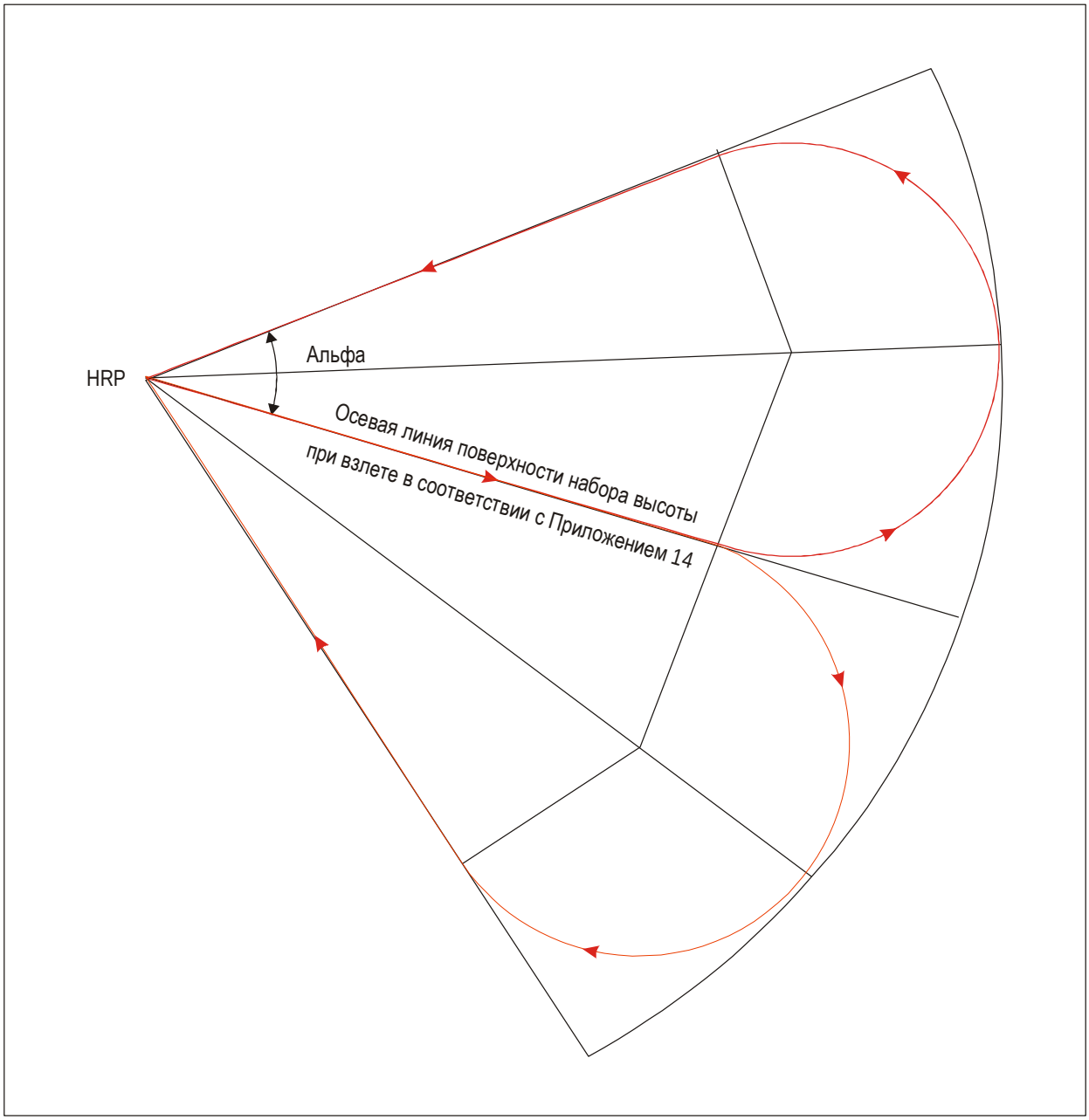


Рис. IV-1-6. Описание "зоны разворота" на визуальном участке маневрирования

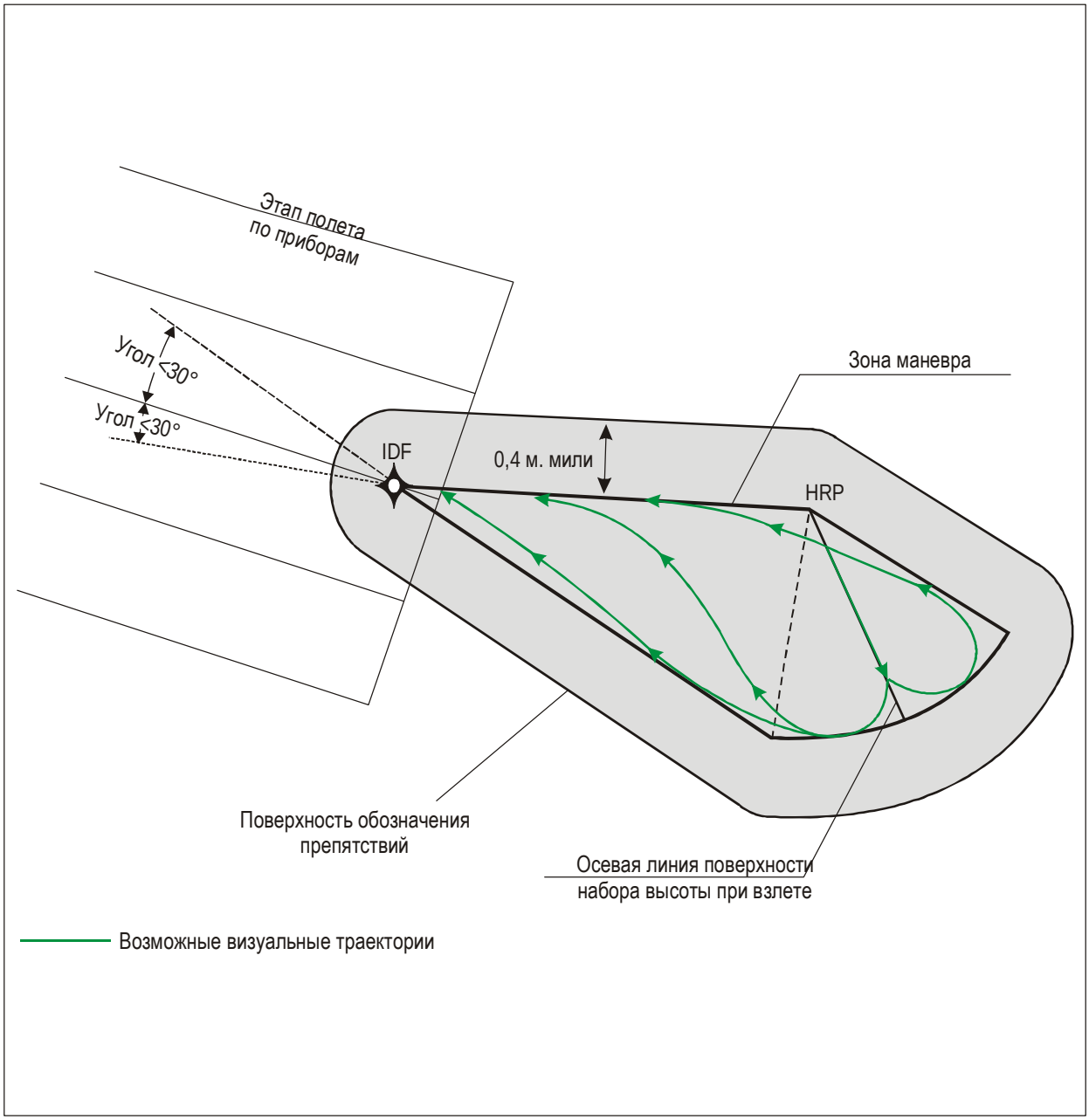


Рис. IV-1-7. Представление горизонтальной OIS в случае визуального участка маневрирования при заданной осевой линии поверхности набора высоты при взлете

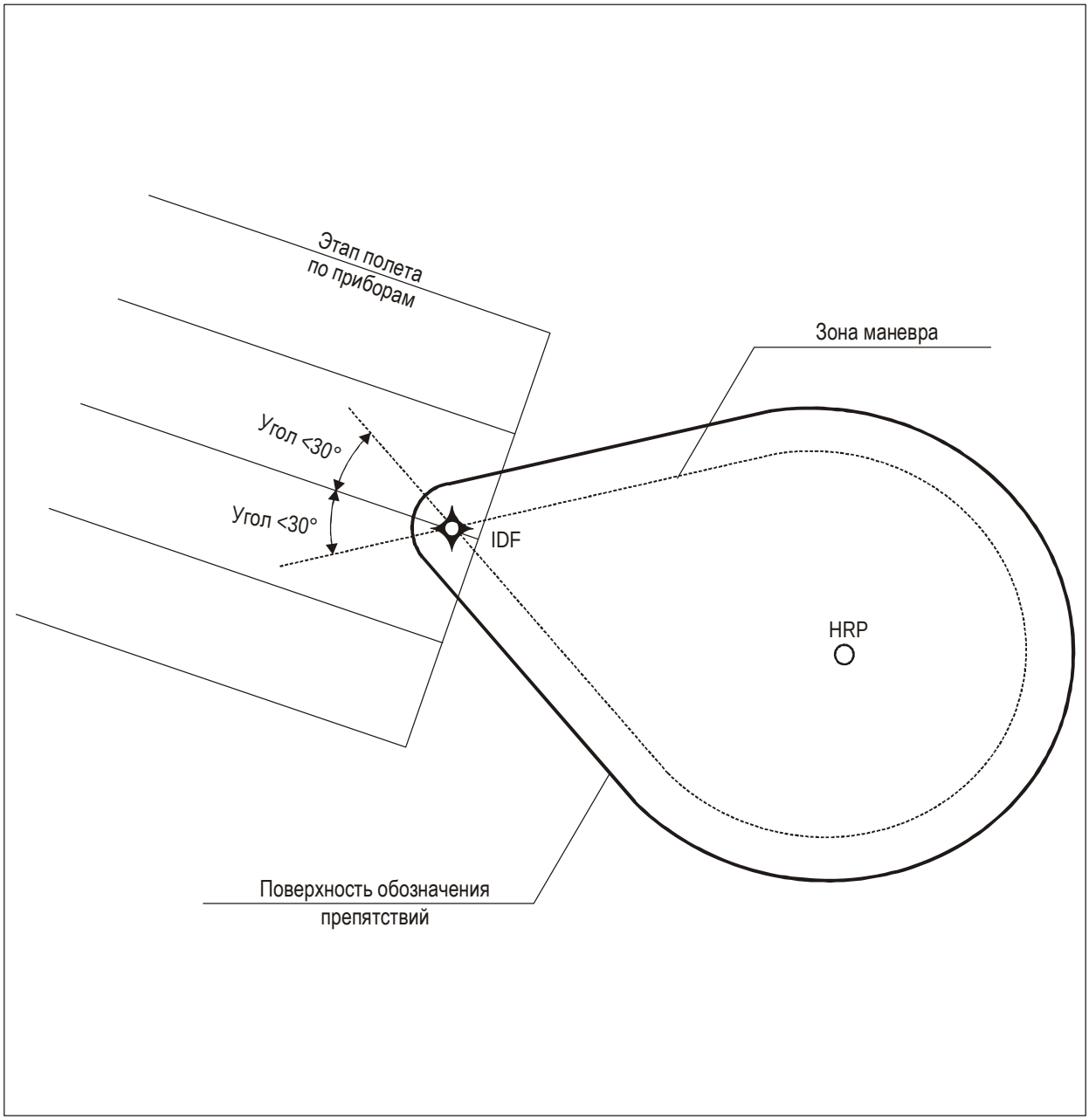
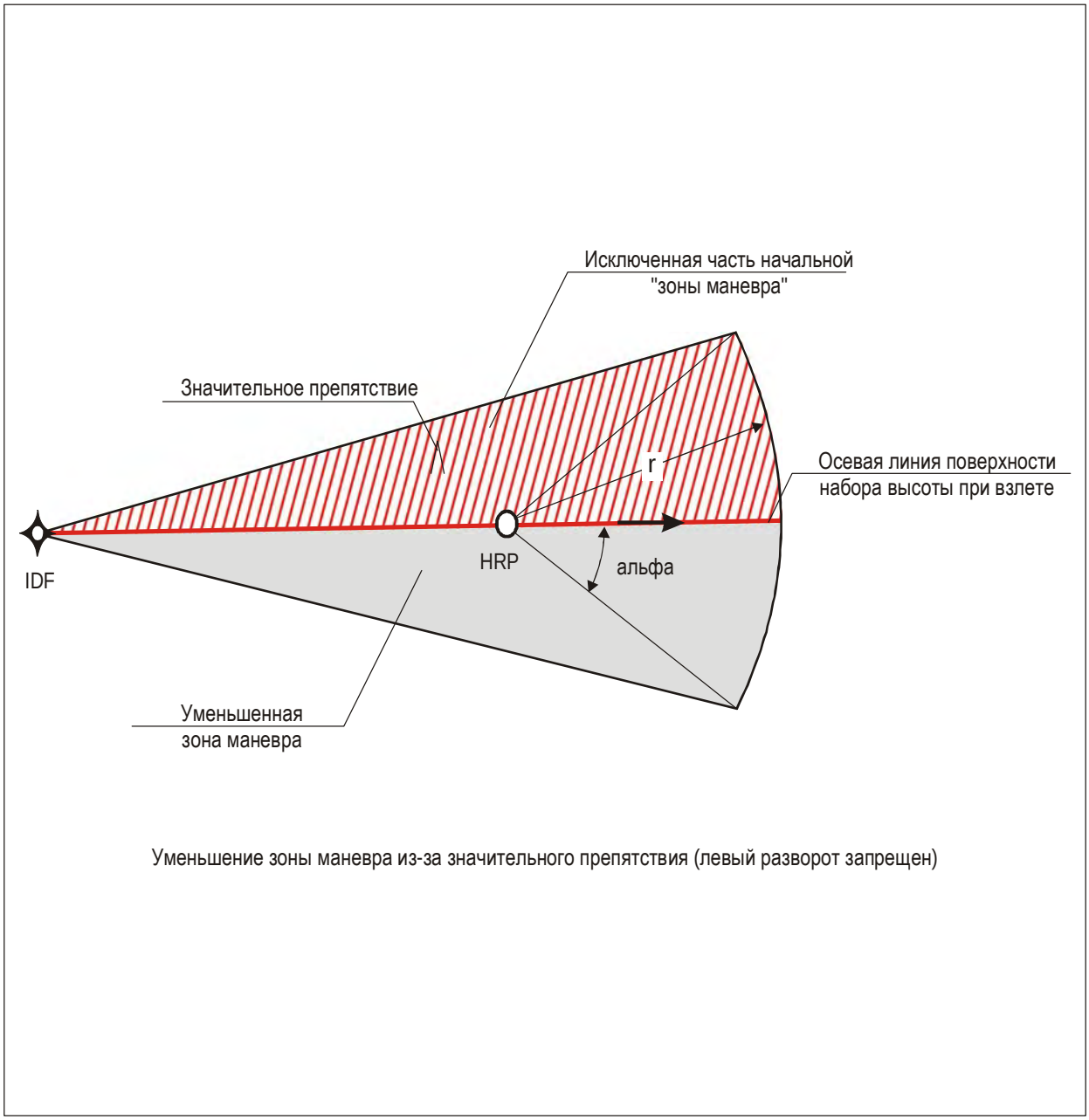


Рис. IV-1-8. Представление горизонтальной OIS в случае визуального участка маневрирования, когда начальный этап взлета может выполняться в любом направлении



Уменьшение зоны маневра из-за значительного препятствия (левый разворот запрещен)

Рис. IV-1-9. Уменьшение визуального участка маневрирования в "зоне маневрирования" из-за значительного препятствия

Глава 2

СХЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ RNP APCH ДО ТОЧКИ В ПРОСТРАНСТВЕ (PinS) ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МИНИМУМОВ LNAV

2.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

2.1.1 В отношении схем захода на посадку с применением зональной навигации (RNAV) на основе приемников GNSS используются изложенные в разделе 4 части I, а также в главе 2 раздела 2 части III общие критерии, дополняемые или изменяемые согласно критериям настоящей главы. Такие специальные схемы захода на посадку по приборам могут быть разработаны для использования вертолетами. Предполагается, что эти специальные схемы создаются с использованием принятых для категорий самолетов обычных методов и способов, которые поясняются в других разделах настоящего документа.

2.1.2 *Специфические параметры для вертолетов*. В настоящей главе определяются такие параметры, как воздушная скорость, градиенты снижения и набора высоты, используемые исключительно при построении схем для вертолетов. Допуски на контрольные точки и ширина зон определяются в главе 2 "RNAV на основе GNSS" раздела 1 части III. Эти параметры установлены в соответствии с летно-техническими характеристиками вертолетов и эксплуатационными требованиями, относящимися к выполнению полета по схеме.

2.1.3 *Скорости захода на посадку*. Когда вертолет выходит на абсолютную/относительную высоту пролета препятствий (OCA/H), он должен располагать достаточным расстоянием для уменьшения скорости и перехода к полету по визуальным ориентирам. Чем больше скорость захода на посадку на конечном участке, тем большее требуется расстояние для уменьшения скорости. В настоящей главе представлены критерии, предназначенные для вертолетов, выполняющих полет на конечном участке захода на посадку и участке ухода на второй круг со скоростями не более 90 KIAS, а также для вертолетов, выполняющих полет на конечном участке захода на посадку и участке ухода на второй круг со скоростями не более 70 KIAS. Ограничение воздушной скорости при уходе на второй круг действует до тех пор, пока вертолет не выйдет на курс приближения к точке пути ожидания при уходе на второй круг или не достигнет границы запаса высоты над препятствиями.

Примечание. Если указанные в п. 2.1.3 воздушные скорости недостаточны, то при построении схем можно выбрать другие значения воздушной скорости при условии, что значения воздушной скорости, использованные при построении схем, указываются на карте.

2.1.4 *Дополнительные зоны*. В отношении дополнительных зон применяются общие критерии, дополненные или измененные согласно настоящей главе.

2.1.5 *Сертификация/эксплуатационное утверждение*. Воздушные суда, оборудованные приемником GNSS, описание которого приведено в главе 2 раздела 1 части III, и для которых эксплуатант имеет разрешение полномочного органа на выполнение полетов на основе RNP APCH, могут использовать эти системы для выполнения заходов на посадку.

2.2 ТОЧНОСТЬ СИСТЕМЫ RNAV GNSS

Применяются критерии, изложенные в главе 2 раздела 1 части III, дополненные или измененные согласно настоящей главе.

2.3 МАРШРУТЫ ПРИБЫТИЯ

2.3.1 Применяются положения главы 2 раздела 3 части III.

2.3.2 *Минимальная абсолютная высота в секторе/абсолютная высота прибытия в район вертодрома*. В отношении использования минимальной абсолютной высоты в секторе применяются положения главы 8 раздела 4 части I. Центром этого сектора является PRP/MAPt. PRP/MAPt должна быть предусмотрена в базе данных в качестве контрольной точки, предназначенной для той же цели, что и КТА при заходах на посадку на аэродромы. В отношении использования абсолютной высоты прибытия в район вертодрома применяются положения главы 4 раздела 2 части III.

2.4 КРИТЕРИИ В РАЙОНЕ ВЕРТОДРОМА

2.4.1 *Конфигурация захода на посадку*. Основная T/Y-образная конфигурация схем захода на посадку обеспечивает гибкость и стандартизацию разработки схем, и в этой связи она должна рассматриваться в качестве исходного варианта при построении схем.

2.4.2 *Ожидание*. Применительно к типовым схемам ожидания линия пути участка приближения должна быть такой же, как линия пути начального участка, если контрольной точкой ожидания является IAF, или промежуточного участка, если контрольной точкой ожидания является IF. Угол расхождения линии пути участка приближения с линией пути начального или промежуточного участка соответственно не должен превышать 30°.

2.4.3 Начальный и промежуточный участки имеют минимальную длину, которая обеспечивает дистанцию разворота/минимальное расстояние стабилизации (MSD). Длина составляющей разворота представляет собой минимальное расстояние стабилизации для разворота на соответствующий угол в IAF и IF и может быть определена по формулам, приведенным в главе 1 раздела 2 части III.

2.4.4 Защита зон разворота обеспечивается в соответствии с положениями главы 3 раздела 2 части I и главы 2 раздела 2 части III.

2.5 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

2.5.1 Начальный участок захода на посадку начинается в IAF и заканчивается в IF.

2.5.2 *Выравнивание по направлению*. Линия пути начального участка захода на посадку не расходится с линией пути промежуточного участка более чем на 120°.

2.5.3 *Зона*. В отношении зон начального, промежуточного и конечного этапов захода на посадку см. рис. IV-2-1. См. также рис. III-3-3-2 главы 3 раздела 3 части III.

2.5.3.1 *Длина*. Начальный участок захода на посадку не должен превышать 18,52 км (10,00 м. мили), если, исходя из требований эксплуатации, более длинный участок не является необходимым. IAF формируется в пределах 46,30 км (25,00 м. мили) от PRP. Минимальная длина определяется величиной необходимого разворота в IAF. Начальный участок захода на посадку рассчитывается для вертолетов, выполняющих полет по схеме со скоростями до 220 км/ч (120 KIAS). В тех случаях, когда это диктуется соображениями эксплуатации, этот участок может быть рассчитан на воздушные скорости не более 165 км/ч (90 KIAS), в случае которых схеме захода на посадку сопровождается примечанием: "Скорость ограничена 165 км/ч (90 KIAS)".

2.5.3.2 *Ширина зоны*. См. таблицы III-1-2-9 и III-1-2-10 главы 2 раздела 1 части III.

2.5.4 *Запас высоты над препятствиями*. Зона, обеспечиваемая запасом высоты над препятствиями, простирается от самой ранней IAF до номинального местоположения IF. В отношении запаса высоты над препятствиями применяются общие критерии; см. п. 3.3.4 главы 3 раздела 4 части I. В основной зоне требуемый запас высоты над препятствиями составляет 300 м (1000 фут), который равномерно уменьшается от кромки основной зоны до нуля на внешней кромке дополнительной зоны.

2.5.5 *Градиент снижения*. Оптимальный градиент снижения составляет 6,5 %. В тех случаях, когда требуется больший градиент снижения, рекомендуемый максимум составляет 10 %; однако, когда это диктуется соображениями эксплуатации, может разрешаться градиент вплоть до 13,2 % при условии, что скорость ограничивается до максимума IAS 165 км/ч (IAS 90 уз) и используемый градиент указывается на картах захода на посадку.

2.6 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

2.6.1 Промежуточный участок захода на посадку начинается в IF и заканчивается в FAF Рекомендуемой в IF является точка пути "флай-бай", если только по соображениям эксплуатации не требуется использовать точку пути "флайовер".

Примечание. FAF всегда определяется точкой пути "флай-бай", даже если нет разворота над FAF.

2.6.2 Промежуточный участок захода на посадку должен выравниваться по направлению конечного участка захода на посадку. При необходимости разворота в FAF он не превышает 60°.

Примечание. Некоторые бортовые системы не переключаются на режим захода на посадку при изменении линии пути в точке FAF > 30°.

2.6.3 *Зона*. См. рис. III-3-3-2 "Промежуточный и конечный участки захода на посадку" главы 3 раздела 3 части III.

2.6.3.1 *Длина*. Оптимальная длина равна 5,56 км (3,00 м. мили). Его длина составляет не менее 3,70 км (2,00 м. мили) и не более 18,52 км (10 м. миль). Минимальная длина определяется величиной необходимого в IF разворота. Промежуточный участок захода на посадку строится для вертолетов, выполняющих полет по схеме со скоростями до 220 км/ч (120 KIAS). В тех случаях, когда это диктуется соображениями эксплуатации, этот участок может быть рассчитан на воздушные скорости не более 165 км/ч (90 KIAS), в случае которых схема захода на посадку сопровождается примечанием "Скорость ограничена 165 км/ч (90 KIAS)".

2.6.3.2 *Ширина*. См. таблицы III-1-2-9 и III-1-2-10 главы 2 раздела 1 части III.

2.6.4 *Запас высоты над препятствиями*. Зона учета препятствий простирается от самой ранней IF до номинального местоположения FAF. В отношении запаса высоты над препятствиями применяются общие критерии; см. п. 4.3.2 главы 4 раздела 4 части I. В основной зоне запас высоты над препятствиями составляет 150 м (492 фут), который равномерно уменьшается от кромки основной зоны до нуля на внешней кромке дополнительной зоны.

2.6.5 *Градиент снижения*. Оптимальный градиент снижения составляет 6,5 %. Максимально допустимый градиент составляет 10 %. В тех случаях, когда это диктуется соображениями эксплуатации, может разрешаться значение градиента до 13,2 % при условии, что скорость ограничивается до максимума IAS 165 км/ч (IAS 90 уз) и используемый градиент указывается на картах захода на посадку. Градиент снижения должен рассчитываться согласно п. 3.3.3 "Градиент снижения" главы 3 раздела 2 части III.

2.7 КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

2.7.1 Конечный участок захода на посадку начинается в FAF ("флай-бай") и заканчивается в MAPt ("флайовер"). Все заходы на посадку выполняются до точки в пространстве, в которой пилот должен иметь

достаточный визуальный контакт с ориентирами для продолжения захода на посадку и посадки в намеченном месте посадки или начать уход на второй круг.

2.7.2 *Выравнивание по направлению*. Применительно к заходам на посадку до точки в пространстве требования в отношении выравнивания конечного участка захода на посадку отсутствуют.

2.7.3 *Зона*. См. рис. III-3-3-2 главы 3 раздела 3 части III.

2.7.3.1 Зона учета препятствий начинается в местоположении самой ранней FAF и заканчивается в номинальном местоположении MAPt.

2.7.3.2 До 3 ноября 2021 года. *Длина.* Оптимальная длина составляет 5,92 км (3,20 м. мили). Минимальная длина определяется величиной необходимого разворота в FAF. Схемы обычно рассчитываются применительно к вертолетам, выполняющим заходы на посадку со скоростями до 130 км/ч (70 KIAS). В особых случаях, когда конечный участок может быть рассчитан на использование скоростей вплоть до 165 км/ч (90 KIAS), уход на второй круг также должен быть рассчитан на использование скорости 165 км/ч (90 KIAS). Максимальная скорость, на которую рассчитываются конечный участок захода на посадку и участок ухода на второй круг, должна быть четко указана на карте захода на посадку.

2.7.3.2 С 4 ноября 2021 года. *Длина.* Оптимальная длина составляет 5,92 км (3,20 м. мили). Минимальная длина определяется величиной необходимого разворота в FAF (см. таблицу 1-4-5-1). Схемы обычно рассчитываются применительно к вертолетам, выполняющим заходы на посадку со скоростями до 130 км/ч (70 KIAS). В особых случаях, когда конечный участок может быть рассчитан на использование скоростей вплоть до 165 км/ч (90 KIAS), уход на второй круг также должен быть рассчитан на использование скорости 165 км/ч (90 KIAS). Максимальная скорость, на которую рассчитываются конечный участок захода на посадку и участок ухода на второй круг, должна быть четко указана на карте захода на посадку.

2.7.3.3 *Ширина*. См. таблицы III-1-2-9 и III-1-2-10 главы 2 раздела 1 части III.

2.7.3.4 *Метод схождения в точке FAF*. Если на всех участках используется RNP 0.3, то используется ширина промежуточного участка до номинальной FAF, после чего внешние края зоны защиты сходятся под углом 30º до достижения ширины конечного участка захода на посадку.

2.7.4 *Запас высоты над препятствиями*. В основной зоне минимальный запас высоты над препятствиями (MOC) составляет 75 м (246 фут), который равномерно уменьшается от кромки основной зоны до нуля на внешней кромке дополнительной зоны.

2.7.5 *Градиент снижения*. Оптимальный градиент снижения составляет 6,5 %. В тех случаях, когда требуется больший градиент снижения, рекомендуемый максимум составляет 10 %. Однако в тех случаях, когда это диктуется соображениями эксплуатации и угол разворота в FAF составляет 30° или менее, может разрешаться градиент вплоть до 13,2 % при условии, что скорость ограничивается до максимума IAS 130 км/ч (IAS 70 уз) и используемый градиент указывается на картах захода на посадку. Градиент на конечном участке захода на посадку рассчитывается от абсолютной высоты FAF в местоположении FAF на схеме до OCA/H в указанном на схеме местоположении MAPt.

2.8 УЧАСТОК УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

2.8.1 *Общие положения*. Участок ухода на второй круг начинается в местоположении самой ранней MAPt ("флайовер") и заканчивается в точке ожидания, определяемой MAHF ("флайовер"), или в конечном пункте маршрута. Оптимальным маршрутом является полет прямо по курсу с целью прямого входа в схему ожидания в MAHF.

2.8.2 *Продольный допуск на MAPt.* Продольный допуск на местоположение MAPt рассчитывается согласно п. 6.1.6.2.1 "Допуск на MAPt, определяемую навигационным средством или контрольной точкой" главы 6 раздела 4 части I.

2.8.3 *Расчет начала набора высоты (SOC).* Точка SOC рассчитывается согласно п. 6.1.6.2 "Определение SOC, когда MAPt задается навигационным средством или контрольной точкой" главы 6 раздела 4 части I, за исключением того, что переходный допуск (X) представляет собой расстояние, которое пролетает вертолет за 5 с полета со скоростью 130 км/ч (70 KIAS) или 165 км/ч (90 KIAS), переведенной в TAS.

2.8.4 *Зона ухода на второй круг*. Зона ухода на второй круг начинается в начале продольного допуска на MAPt и имеет ширину, равную зоне конечного участка захода на посадку в этой точке. От этой точки зона расширяется под углом 15° с каждой стороны курса ухода на второй круг до достижения полной ширины ±4,07 км (2,20 м. мили) с целью учета уменьшения чувствительности индикатора приемника GNSS с ±0,56 км (0,30 м. мили) до ±1,85 км (1,00 м. мили). Если первая точка пути достигается до того, как ширина зоны становится равной ±4,07 км (2,20 м. мили), расширение продолжается до ширины 4,07 км (2,20 м. мили). В случае выбора RNP 0.3 на всех участках зона не расширяется на ранней MAPt, а половина ширины конечного участка захода на посадку сохраняется до 15 м. миль от точки PinS. В отношении схем ухода на второй круг с использованием приемников GNSS, которые не обеспечивают постоянное наведение по линии пути после MAPt, см. рис. IV-2-2 и IV-2-3. Уход на второй круг с разворотом и с указанной к MAHF линией пути должен ограничиваться наличием систем, обеспечивающих постоянное наведение по линии пути после точки пути ухода на второй круг, а схема захода на посадку должна сопровождаться четким примечанием. См. рис. IV-2-4.

2.8.5 *Уход на второй круг по прямой*. Применяются критерии, определяющие уход на второй круг по прямой (см. п. 6.3 "Уход на второй круг по прямой" главы 6 раздела 4 части I). Следует также иметь в виду, что при уходе на второй круг обеспечивается наведение по линии пути путем установления контрольной(ых) точки(ек) GNSS.

2.8.6 До 3 ноября 2021 года. *Уход на второй круг с разворотом*. Расчеты разворотов основываются на параметрах разворота, указанных в п. 6.4.3 главы 6 раздела 4 части I. Для построения границы основной зоны применяется спираль ветра или ограничивающие окружности, а внешняя граница дополнительной зоны строится путем присоединения зоны постоянной ширины. В отношении схем ухода на второй круг с использованием приемников GNSS, которые не обеспечивают постоянное наведение по линии пути после MAPt, см. рис. IV-2-2 и IV-2-3. Уход на второй круг с разворотом и с указанной к MAHF линией пути должен ограничиваться наличием систем, обеспечивающих постоянное наведение по линии пути после точки пути ухода на второй круг, а схема захода на посадку должна сопровождаться четким примечанием. См. рис. IV-2-4.

2.8.6 С 4 ноября 2021 года. *Уход на второй круг с разворотом*. Применяются общие критерии п. 6.4.2 "Общие положения", п. 6.4.3 "Параметры разворота", п. 6.4.6.4 "Запас высоты в зоне разворота" и п. 6.4.7 "Точка разворота, заданная в MAPt" главы 6 раздела 4 части I. В отношении защиты разворотов и оценки препятствий см. главу 2 "Защита разворота и оценка препятствий" раздела 2 части III. В отношении схем ухода на второй круг с использованием приемников GNSS, которые не обеспечивают постоянное наведение по линии пути после MAPt, см. рис. IV-2-2 и IV-2-3. Уход на второй круг с разворотом и с указанной к MAHF линией пути должен ограничиваться наличием систем, обеспечивающих постоянное наведение по линии пути после точки пути ухода на второй круг, а схема захода на посадку должна сопровождаться четким примечанием. См. рис. IV-2-4.

2.8.6.1 *Параметры разворота*

2.8.6.1.1 *Приборная скорость*. Скорость на конечном участке ухода на второй круг составляет 165 км/ч (90 KIAS). Однако в тех случаях, когда при выполнении полета требуется обход препятствий, могут использоваться уменьшенные скорости вплоть до 130 км/ч (70 KIAS), при этом на схеме указывается: **"Разворот при уходе на второй круг ограничен максимумом 130 км/ч (70 KIAS)"**.

2.8.6.1.2 *Выравнивание по направлению*. Максимальный угол расхождения линии пути приближения с линией пути удаления в MATF составляет 120°. Это ограничение неприменимо, если за точкой пути "флайовер" следует участок DF.

2.8.6.1.3 *Длина*. В тех случаях, когда при выполнении полета требуется обход препятствий, может использоваться MATF. В этом случае необходимо, чтобы после SOC использовалась применимая дистанция упреждения точки разворота. Минимальная длина участка после разворота определяется MSD, которая необходима на участке удаления. См. метод, приведенный в главе 1 раздела 2 части III.

2.8.7 *Градиент набора высоты*. Градиент набора высоты поверхности ухода на второй круг составляет 4,2 % (24:1). В тех случаях, когда это диктуется соображениями эксплуатации, могут предусматриваться на основе выдачи эксплуатационного утверждения более высокие градиенты. Когда при построении схемы ухода на второй круг используется градиент, отличающийся от номинального градиента, требуемый градиент должен быть указан на карте захода на посадку по приборам. В дополнение к значению OCA/H для указанного градиента должно быть также указано значение OCA/H для номинального градиента.

2.8.8 При разворотах более чем на 15° MOC составляет 40 м (130 фут). (См. главу 6 раздела 4 главы I.)

2.9 СХЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ДО PinS С ИНСТРУКЦИЕЙ "ВЫПОЛНЯЙТЕ ПОЛЕТ ВИЗУАЛЬНО"

Примечание. В тех случаях, когда применение инструкции "выполняйте полет визуально" является нецелесообразным или невозможным, может быть разработана схема захода на посадку с инструкцией "выполняйте полет по ПВП" (см. раздел 2.10).

2.9.1 Заход на посадку до PinS — общие положения

2.9.1.1 *Описание*. Точка PinS (MAPt) соединяется с вертодромом или местом посадки посредством прямого визуального участка или визуального участка маневрирования. Это предоставляет пилоту, выполняющему схему захода на посадку по приборам до PinS, визуальный участок для выполнения визуального полета от MAPt до вертодрома или места посадки.

2.9.2 Заход на посадку до PinS с инструкцией "выполняйте полет визуально". Прямой визуальный участок

2.9.2.1 *Описание*. Прямой VS соединяет PinS с местом посадки; это соединение может осуществляться либо по прямой до места посадки, либо через точку снижения, где возможны некоторые изменения линии пути. Прямой VS предоставляет пилоту, выполняющему схему захода на посадку по приборам до PinS, визуальный участок для выполнения визуального полета от MAPt до места приземления.

2.9.2.1.1 *Общие положения*. В нижеследующих пунктах дается описание компонентов прямого VS. См. рис. IV-2-5 и IV-2-6.

2.9.2.1.1.1 Размеры места посадки соответствуют размерам зоны конечного этапа захода на посадку и взлета (FATO) и зоны безопасности (SA) необорудованного вертодрома, определенных в томе II Приложения 14.

2.9.2.1.1.2 Поверхность пролета препятствий (OCS) простирается от MAPt до места посадки и аналогична поверхности ограничения препятствий (OLS), предусмотренной в томе II Приложения 14 и поверхности визуального участка (VSS).

2.9.2.1.1.3 Три поверхности обозначения препятствий (OIS) предоставляют пилоту данные о препятствиях вблизи места посадки.

2.9.2.1.1.4 Для определения точки, в которой воздушное судно может снижаться ниже OCH и начать визуальное снижение до места посадки, может потребоваться точка снижения (DP), определяемая линией пути и расстоянием от MAPt.

2.9.2.1.1.5 Угол снижения на визуальном участке (VSDA) описывает номинальную траекторию снижения воздушного судна на визуальном участке. Он представляет собой угол от MDA в месте расположения MAPt или DP до HRP места посадки в HCH. Номинальный наклон VSDA составляет 8,3°. Это согласуется с OCS на 1.12° ниже VSDA (см. п. 2.9.2.2.1). VSDA должен быть по крайне мере на 1,12° выше предусмотренной в Приложении 14 поверхности набора высоты при взлете.

2.9.2.1.1.6 VSDG можно уменьшить, если предусмотренная в Приложении 14 поверхность набора высоты при взлете для места посадки соответствует категории градиентов наклона A или B (см. главу 4 тома II Приложения 14).

2.9.2.1.1.7 По согласованию с соответствующими эксплуатантами может быть выбрано более высокое значение VSDA.

2.9.2.2 *Поверхность пролета препятствий (OCS) и поверхность обозначения препятствий (OIS)*

2.9.2.2.1 *Выравнивание по направлению, наклон, базовая ширина в точке начала и боковые измерения OCS*. OCS выравнивается по направлению симметрично относительно линии курса между HRP и MAPt. Если установлена DP с изменением линии пути в DP, OCS выравнивается по направлению симметрично линии курса между HRP и DP. См. рис. IV-2-7, IV-2-8 и IV-2-9.

2.9.2.2.1.1 OCS начинается на внешнем крае SA места посадки.

2.9.2.2.1.2 Ширина OCS в ее начале равна ширине SA.

2.9.2.2.1.3 Внешние края расходятся от своего начала на краю SA симметрично относительно направления осевой линии OCS до достижения общей максимальной ширины 120 м, и от этой точки внешние края простираются параллельно осевой линии OCS. Для обеспечения полетов только в дневное время расширение поверхности составляет 10 %. Для полетов в ночное время угол расширения увеличивается до 15 %.

2.9.2.2.1.4 Превышение начала OCS соответствует превышению места посадки.

2.9.2.2.1.5 До 3 ноября 2021 года. Восходящий наклон OCS номинально составляет 12,5 % от превышения вертодрома до точки, где поверхность достигает абсолютной высоты OCA минус MOC, установленный для конечного участка захода на посадку (FAS).

Примечание 1. Расчет размера SA и внешних краев SA, используемых для установления исходной ширины, зависит от воздушного судна и необходим наряду с другой информацией о месте посадки для разработки прямого VS для схемы захода на посадку по приборам до PinS для вертолетов.

Примечание 2. Номинальный наклон OCS 12,5 % согласуется с VSDA 8,3º и OCS на 1,12º ниже VSDA.

2.9.2.2.1.5 С 4 ноября 2021 года. Восходящий наклон OCS номинально составляет 12,5 % от превышения вертодрома до точки, где поверхность достигает абсолютной высоты OCA минус MOC основной зоны, установленный для конечного участка захода на посадку (FAS). Затем она продолжается как горизонтальная поверхность до раннего допуска ATT MAPt.

Примечание 1. Расчет размера SA и внешних краев SA, используемых для установления исходной ширины, зависит от воздушного судна и необходим наряду с другой информацией о месте посадки для разработки прямого VS для схемы захода на посадку по приборам до PinS для вертолетов.

Примечание 2. Номинальный наклон OCS 12,5 % согласуется с VSDA 8,3º и OCS на 1,12º ниже VSDA.

2.9.2.2.2 *Внутренние и внешние боковые размеры наклонной OIS.* Существует две зоны наклонной OIS по обеим сторонам OCS.

2.9.2.2.2.1 Внутренние и внешние края наклонной OIS начинаются на внешнем крае начала OCS (на внешнем крае SA).

2.9.2.2.2.2 Внутренний край OIS простирается до предела внешнего края OCS.

2.9.2.2.2.3 Внешний край наклонной OIS устанавливается посредством прямого соединения начала с внешним краем основных зон в MAPt/DP.

2.9.2.2.2.4 Начало наклонной OIS устанавливается на превышении места посадки.

2.9.2.2.2.5 До 3 ноября 2021 года. Внутренний и внешний края каждой наклонной OIS восходят в вертикальной плоскости с таким же градиентом, как и OCS.

2.9.2.2.2.5 С 4 ноября 2021 года. Наклонные OIS восходят в вертикальной плоскости с таким же градиентом, как и OCS, до точки, в которой указанные поверхности достигают абсолютной высоты OCA минус MOC основной зоны, установленный для FAS. Затем они продолжаются как горизонтальные поверхности до номинальной MAPt.

2.9.2.2.3 *Горизонтальная OIS.* Горизонтальная OIS обрамляет внешние боковые пределы наклонной OIS.

2.9.2.2.3.1 Внутренний край горизонтальной OIS соприкасается с внешним краем наклонной OIS.

2.9.2.2.3.2 Внешний край горизонтальной OIS начинается на обеих внешних краях дополнительной зоны FAS и соединяется по касательной с окружностью радиусом 750 м (0,40 м. мили) и с центром в HRP.

2.9.2.2.3.3 Абсолютная высота горизонтальной OIS соответствует OCA для схемы захода на посадку по приборам минус 30 м.

2.9.2.3 *Угол снижения на визуальном участке (VSDA).* VSDA описывает номинальную траекторию снижения воздушного судна на визуальном участке. VSDA определяется наклоном OCS и эквивалентен углу наклона OCS плюс 1,12º. Максимальный VSDA составляет 8,3º. VSDA начинается в MAPt или DP, если таковая установлена, на MDA/H и заканчивается на HCH над HRP.

2.9.2.4 До 3 ноября 2021 года. *Установление DP, выравнивание по направлению, размеры OCS, продолжение FAS.* В том случае если VSDA достигает абсолютной высоты, равной OCA, в точке, которая располагается между самым поздним ATT на MAPt и HRP, тогда устанавливается DP. Соответствующая DP выставляется по линии курса между HRP и DP. В этом случае требуется дополнительная OCS. Эта дополнительная OCS устанавливается как горизонтальная поверхность, равная по размеру основной зоне FAS и на абсолютной высоте OCA минус MOC; она простирается от MAPt до DP. Половина ширины этого продолжения OCS соответствует половине ширины основной зоны FAS, простирающейся от MAPt до достижения траверза DP. Если в точке DP выполняется разворот, то край наклонной OIS устанавливается, как показано ниже (см. рис. IV-2-9).

2.9.2.4 С 4 ноября 2021 года. *Установление DP, выравнивание по направлению, размеры OCS, продолжение FAS.* В том случае если VSDA достигает абсолютной высоты, равной OCA, в точке, которая располагается между

самым поздним ATT на MAPt и HRP, тогда устанавливается DP. Соответствующая DP выставляется по линии курса между HRP и DP. В этом случае требуется дополнительная OCS. Эта дополнительная OCS устанавливается как горизонтальная поверхность, равная по размеру основной зоне FAS и на абсолютной высоте OCA минус MOC основной зоны; она простирается от MAPt до DP. Половина ширины этого продолжения OCS соответствует половине ширины основной зоны FAS, простирающейся от MAPt до достижения траверза DP. Если в точке DP выполняется разворот, то край наклонной OIS устанавливается, как показано ниже (см. рис. IV-2-9).

2.9.2.4.1 *Внешний край за пределами разворота.* Окружность с радиусом, равным радиусу основной зоны участка полета по приборам, выстраивается в точке DP. Внешний край OIS соединяется по касательной с вышеупомянутой окружностью и краем SA места посадки по ширине SA.

2.9.2.4.2 До 3 ноября 2021 года. *Внешний край в пределах разворота.* В точке, в которой OCS становится горизонтальной (OCA минус MOC), строится линия, перпендикулярная линии пути DP-HRP. В том месте, где эта перпендикулярная линия достигает ширины основной зоны участка полета по приборам, параллельного линии пути участка полета по приборам конечного этапа захода на посадку, внешний край OIS соприкасается с краем SA места посадки по ширине SA.

2.9.2.4.2 С 4 ноября 2021 года. *Внешний край в пределах разворота.* В точке, в которой OCS становится горизонтальной (OCA минус MOC основной зоны), строится линия, перпендикулярная линии пути DP-HRP. В том месте, где эта перпендикулярная линия достигает ширины основной зоны участка полета по приборам, параллельного линии пути участка полета по приборам конечного этапа захода на посадку, внешний край OIS соприкасается с краем SA места посадки по ширине SA.

2.9.2.5 *Пролет препятствий.* Ни одно препятствие не выступает за OCS прямого VS. Препятствия, выступающие за наклонную OIS и/или за горизонтальную OIS, фиксируются документально и должны наноситься на карту.

2.9.2.6 *Длина прямого визуального участка.* Длина визуального участка должна выбираться таким образом, чтобы обеспечивалось достаточное количество визуальных ориентиров от MAPt до места посадки и при этом также обеспечивалось достаточное расстояние для уменьшения скорости, снижения и посадки воздушного судна в месте посадки.

2.9.2.6.1 Максимальная длина визуального участка составляет 3,00 км (1,62 м. мили).

2.9.2.6.2 Оптимальная длина визуального участка зависит от максимальной скорости на конечном участке захода на посадку в схеме захода на посадку по приборам и составляет:

130 км/ч (70 KIAS): 1,20 км (0,65 м. мили);
165 км/ч (90 KIAS): 2,00 км (1,08 м. мили).

2.9.2.6.3 Минимальная длина визуального участка зависит от максимальной скорости на конечном участке захода на посадку в схеме захода на посадку по приборам и составляет:

130 км/ч (70 KIAS): 1,00 км (0,54 м. мили);
165 км/ч (90 KIAS): 1,60 км (0,85 м. мили).

2.9.2.7 *Изменение курса*. Изменение курса допускается либо в MAPt, либо в DP (если таковая установлена), но не в обеих точках. Максимальное изменение курса составляет 30º.

2.9.3 Заход на посадку до PinS с инструкцией "выполняйте полет визуально". Визуальный участок маневрирования (VS)

2.9.3.1 Визуальный участок маневрирования (manoeuvring-VS) предназначен для защиты маневра, позволяющего пилоту визуально определить вертодром или место посадки или связанные с ним визуальные ориентиры, используя точку MAPt, и выполнить визуальный маневр в районе вертодрома или места посадки для осуществления посадки с направления, отличного от полета прямо по курсу от точки MAPt.

2.9.3.1.1 Участок manoeuvring-VS защищен горизонтальной поверхностью пролета препятствий (OCS), поверхностями ограничения препятствий (наклонные OCS и OIS) и зоной безопасности (SA), связанной с FATO (см. раздел 3.1 главы 3 тома II Приложения 14).

2.9.3.1.2 Значение OCH для схемы PinS, после которой следует визуальный участок маневрирования, составляет не менее 90 м (295 фут) над превышением вертодрома/места посадки.

2.9.3.1.3 *VSDA для VS маневрирования*. Номинальный VSDA составляет 8,3°. Это соответствует наклонной OCS, проходящей на 1,12° ниже VSDA (см. п. 2.9.3.4).

2.9.3.1.4 По согласованию с соответствующими эксплуатантами может быть выбрано более высокое значение VSDA.

2.9.3.2 *Поверхность предельных высот препятствий (OCS)*

2.9.3.2.1 Горизонтальная OCS представляет собой горизонтальную поверхность, простирающуюся на абсолютной высоте OCA – 76 м (250 фут).

2.9.3.2.2 От MAPt до траверза HRP горизонтальная OCS выравнивается по направлению симметрично линии курса между HRP и MAPt, при этом половина ширины составляет 741 м (0,4 м. мили). Далее за точкой HRP эта поверхность соединяется по касательной с окружностью с центром в HRP и радиусом 741 м (0,4 м. мили).

2.9.3.3 *Поверхность обозначения препятствий (OIS)*

2.9.3.3.1 OIS обеспечивает ситуационную осведомленность в зоне, в которой пилот предполагает выполнить маневр до выравнивания по направлению осевой линии поверхности захода на посадку.

2.9.3.3.2 *Определение "зоны маневра"*

2.9.3.3.2.1 "Зона маневра" соответствует зоне, в которой пилот предполагает выполнить маневр от MAPt до точки, где она выравнивается по направлению линии курса конечного этапа посадки.

2.9.3.3.2.2 "Зона маневра" представляет собой зону, заключенную между всеми линиями, которые начинаются в MAPt и соединяются с "зоной разворота на посадочную прямую", выравниваемую по направлению симметрично осевой линии поверхности захода на посадку (см. рис. IV-2-10 и IV-2-11).

Примечание 1. В тех случаях, когда необходимо учитывать несколько направлений захода на посадку, конечная "зона маневра" представляет собой совокупность всех рассчитанных "зон маневра".

Примечание 2. Траекториями, которые были рассмотрены для определения формы этой "зоны маневра", являются следующие:

a) пилот выполняет полет на высоте OCA/H по прямой от MAPt до вертодрома/места посадки и затем осуществляет разворот на посадочную прямую для снижения и выравнивания траектории по направлению осевой линии поверхности захода на посадку;

b) пилот начинает полет от MAPt, но отклоняется от оси "MAPt-HRP", с тем чтобы выполнить маневр для выравнивания траектории по направлению осевой линии поверхности захода на посадку.

2.9.3.3.2.3 *Описание "зоны разворота на посадочную прямую"* (см. таблицу IV-2-1 и рис. IV-2-12).

2.9.3.3.2.3.1 "Зона разворота на посадочную прямую" определяется углом α с каждой стороны осевой линии поверхности захода на посадку (для защиты обоих возможных маневров разворота на посадочную прямую (вправо и влево) для выхода на осевую линию поверхности захода на посадку) и радиусом r.

2.9.3.3.2.3.2 *Радиус (r) "зоны разворота на посадочную прямую":*

a) если значение ОСН схемы равно или меньше 183 м (600 фут) над превышением вертодрома/места посадки, значение r является постоянной величиной и равно 1482 м (0,8 м. мили);

b) если значение ОСН схемы больше 183 м (600 фут) над превышением вертодрома/места посадки, значение r вырастает линейно (185 м (0,1 м. мили) для каждых дополнительных 30 м (100 фут) выше 183 м (600 фут)).

2.9.3.3.2.3.3 *Угол (α) "зоны разворота на посадочную прямую":*

a) если значение ОСН схемы равно или меньше 183 м (600 фут) над превышением вертодрома/места посадки, значение α является постоянной величиной и равно 50°;

b) если значение ОСН схемы больше 183 м (600 фут) над превышением вертодрома/места посадки и равно или меньше 304 м (1000 фут) над превышением вертодрома/места посадки, значение α уменьшается линейно (5° для каждых дополнительных 30 м (100 фут) выше183 м (600 фут));

c) если значение ОСН схемы больше 304 м (1000 фут) над превышением вертодрома/места посадки, значение α является постоянной величиной и равно 30°.

Таблица IV-2-1. Определение "зоны разворота на посадочную прямую" для ряда значений ОСН

a) Единицы в метрах для ОСН и r:

ОСН	93 м*	123 м*	153 м*	183 м*	213 м*	243 м*	273 м*	304 м*
r	1 482 м	1 482 м	1 482 м	1 482 м	1 667 м	1 852 м	2 037 м	2 222 м
α	50°	50°	50°	50°	45°	40°	35°	30°
* Относительная высота над превышением вертодрома/места посадки.								

b) Единицы в футах для OCH и в морских милях для r:

OCH	300 фут*	400 фут*	500 фут*	600 фут*	700 фут*	800 фут*	900 фут*	1 000 фут*
r	0,8 м. мили	0,8 м. мили	0,8 м. мили	0,8 м. мили	0,9 м. мили	1 м. мили	1,1 м. мили	1,2 м. мили
α	50°	50°	50°	50°	45°	40°	35°	30°
* Относительная высота над превышением вертодрома/места посадки.								

Примечание. С учетом буфера в 741 м (0,4 м. мили), который будет применяться к этим величинам при определении OIS (см. п. 2.9.3.3.3.2), указанные значения являются приемлемыми для всех эксплуатационных сценариев в отношении температуры и превышения вертодрома или места посадки.

2.9.3.3.2.3.4 *Зона разворота на посадочную прямую по одну сторону оси MAPt-HRP*. Когда развороты допускаются лишь с одной стороны оси MAPt-HRP, а разворот над HRP составляет более 30°, зона разворота на посадочную прямую может оказаться недостаточной для того, чтобы вместить такой разворот. В этих случаях (когда α >30°) значение угла между краем зоны разворота на посадочную прямую и продолжением оси MAPt-HRP сохраняется равным 30°, а зона разворота на посадочную прямую увеличивается (см. рис. IV-2-11b)).

2.9.3.3.2.3.5 Когда это диктуется эксплуатационными соображениями, для расширения результирующей "зоны маневра" может быть расширена "зона разворота на посадочную прямую" путем использования более широких углов по одну сторону или по обеим сторонам от осевой линии поверхности захода на посадку.

2.9.3.3.3 *Определение OIS*

2.9.3.3.3.1 OIS представляет собой горизонтальную поверхность, простирающуюся на относительной высоте, равной (OCH (относительная высота над превышением вертодрома/места посадки)/2 – 46 м (150 фут)), либо на относительной высоте 46 м (150 фут) над превышением вертодрома/места посадки, в зависимости от того, что больше.

2.9.3.3.3.2 Поверхность OIS определяется "зоной маневра" с дополнительным буфером, равным 741 м (0,4 м. мили) (см. рис. IV-2-13 и IV-2-14).

Примечание. В тех случаях, когда необходимо учитывать все направления посадки, OIS представляет собой поверхность, выравниваемую по направлению симметрично линии курса между MAPt и HRP, которая соединяется по касательной со следующими двумя окружностями: окружностью с центром в MAPt и радиусом 741 м (0,4 м. мили) и окружностью с центром в HRP и радиусом, равным (r + значение дополнительного буфера) (см. рис. IV-2-15).

2.9.3.4 *Наклонная OCS*

2.9.3.4.1 Наклонная OCS выравнивается по направлению симметрично осевой линии поверхности захода на посадку.

Примечание. В тех случаях, когда необходимо учитывать несколько поверхностей захода на посадку, для каждой из них рассчитывается наклонная OCS.

2.9.3.4.2 Наклонная OCS начинается от внешнего края SA вертодрома или места посадки.

2.9.3.4.3 Ширина наклонной OCS в ее начале равна ширине SA.

2.9.3.4.4 Внешние края расходятся от своего начала на краю SA симметрично относительно направления осевой линии поверхности захода на посадку до достижения общей максимальной ширины 120 м, и от этой точки внешние края простираются параллельно осевой линии. Для обеспечения полетов только в дневное время расширение поверхности составляет 10 %. Для полетов в ночное время расширение увеличивается до 15 %.

2.9.3.4.5 Превышение начала наклона OCS соответствует превышению вертодрома или места посадки.

2.9.3.4.6 Сходящий наклон OCS номинально составляет 12,5 % на участке от превышения вертодрома до точки, где поверхность достигает относительной высоты 152 м над HRP.

Примечание 1. Расчет размера SA и внешних краев SA, используемых для установления исходной базовой ширины, зависит от воздушного судна и необходим наряду с другой информацией о вертодроме или месте посадки для разработки участка manoeuvring-VS для схемы захода вертолетов на посадку по приборам до PinS.

Примечание 2. Номинальный наклон OCS 12,5 % согласуется с принятой посылкой о том, что угол снижения на этом визуальном участке равен 8,3º, а OCS проходит на 1,12º ниже этого угла снижения.

2.9.3.5 *Пролет препятствий*

2.9.3.5.1 Ни одно препятствие не выступает за горизонтальную OCS или наклонную OCS. Препятствия, выступающие за OIS, фиксируются документально и наносятся на карту. При необходимости могут быть задокументированы и нанесены на карту другие препятствия, даже если они не выступают за указанные различные OIS.

2.9.3.5.2 *Метод уменьшения OCA/H*

2.9.3.5.2.1 Если это целесообразно с эксплуатационной точки зрения, соответствующее препятствие, нарушающее горизонтальную OCS на расстоянии менее 741 м (0,4 м. мили) от HRP, может не приниматься во внимание для такой оценки OCS при условии, что:

a) пролет над вертодромом или местом посадки во время выполнения визуального маневра запрещен;

b) препятствие находится не внутри "зоны маневра", которая соответствующим образом уменьшена (см. п. 2.9.3.5.2.2);

c) препятствие не выступает за наклонную OCS и защитной зоны участка ППП.

2.9.3.5.2.2 Для того чтобы препятствие можно было не принимать в расчет, как это поясняется в п. 2.9.3.5.2.1, "зону маневра" необходимо уменьшить следующим образом. Поскольку пролет над местом посадки запрещен, "зона разворота на посадочную прямую" (см. п. 2.9.3.3.2.3) устанавливается только по одну сторону от осевой линии поверхности захода на посадку, и результирующая "зона маневра" представляет собой зону, ограниченную осью MAPt-HRP и осевой линией поверхности захода на посадку (см. рис. IV-2-16 и IV-2-17).

2.9.3.6 *Протяженность участка.* Минимальная дистанция MAPt/HRP зависит от максимальной скорости на конечном участке захода на посадку схемы полета по приборам и имеет следующие значения:

a) 130 км/ч (70 KIAS): 1,00 км (0,54 м. мили);

b) 165 км/ч (90 KIAS): 1,60 км (0,85 м. мили).

2.9.3.7 *Требования к видимости.* Требования к видимости для полета на визуальном участке маневрирования предусматривают дальность не менее, чем дистанция MAPt/HRP или значение r, определяемое в п. 2.9.3.3.2.3.2, в зависимости от того, какая из этих величин больше.

2.9.3.8 *Разрешенное направление полета на конечном участке захода на посадку по ППП.* Угол между направлением полета на конечном участке захода на посадку по ППП и границами зоны маневра, определяемой в п. 2.9.3.3.2, не превышает 30° (см. рис. IV-2-13, IV-2-14 и IV-2-15)).

2.9.3.9 *Специфические требования к составлению карт в отношении визуального участка маневрирования*

2.9.3.9.1 Осевая(ые) линия(и) поверхности(ей) захода на посадку, учитываемая(ые) для целей защиты этого визуального участка маневрирования, указывается(ются) на карте.

2.9.3.9.2 "Зона маневра" (см. п. 2.9.3.3.2) и препятствия, выступающие за OIS (см. п. 2.9.3.5.1), наносятся на карту.

2.9.3.9.3 При использовании вышеупомянутого метода уменьшения OCA/H (см. п. 2.9.3.5.2) на карте указывается, что пролет над вертодромом или местом посадки во время выполнения визуального маневра запрещен. "Зона маневра", уменьшенная соответствующим образом (см. п. 2.9.3.5.2.2), отображается на карте, а зона, где имеется значительное препятствие, указывается как "запрещенная для маневрирования зона".

2.10 ВИЗУАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ДЛЯ СХЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ДО PinS С ИНСТРУКЦИЕЙ "ВЫПОЛНЯЙТЕ ПОЛЕТ ПО ПВП"

2.10.1 В тех случаях, когда применение инструкции "выполняйте полет визуально" является нецелесообразным или невозможным, разрабатывается схема захода на посадку до PinS с инструкцией "выполняйте полет по ПВП".

2.10.2 На визуальном участке защита от препятствий не обеспечивается. При следовании от MAPt до вертодрома или места посадки пилот соблюдает ПВП, чтобы обнаруживать и избегать препятствия.

2.11 ДИАГРАММА ЗНАЧЕНИЙ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ВЫСОТЫ НАД ПОВЕРХНОСТЬЮ (HAS) ДЛЯ СХЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ДО PinS С ИНСТРУКЦИЕЙ "ВЫПОЛНЯЙТЕ ПОЛЕТ ПО ПВП"

2.11.1 *Общие положения.* Для оказания пилоту помощи в переходе от ПВП к ППП в точке MAPt при выполнении схемы захода на посадку до PinS с инструкцией "выполняйте полет по ПВП" на карте приводится диаграмма HAS. Диаграмма HAS строится с центром в точке MAPt и отражает путевой угол траектории полета в точку MAPt.

2.11.2 *Требования к диаграмме HAS.* Радиус в диаграмме HAS с центром в точке MAPt для схемы захода на посадку до PinS с инструкцией "выполняйте полет по ПВП" составляет по крайней мере 1,5 км (0,8 м. мили). Это минимальное значение может быть увеличено в зависимости от установленных в конкретном государстве требований к полетам вертолетов по ПВП. Разница в относительной высоте между OCA и превышением самой высокой точки местности или водной поверхности в пределах 1,5 км (0,8 м. мили) либо иного большего расстояния, требуемого государством, от точки MAPt наносится на карту. Путевой угол траектории полета к точке MAPt также наносится на карту. Пример диаграммы HAS приводится на рис. IV-2-18. Значение HAS в

этом примере равно 467 фут, а путевой угол на конечном участке захода на посадку при полете к MAPt составляет 028°.

2.12 ОПУБЛИКОВАНИЕ

2.12.1 *Обозначение схемы*. Схемам захода на посадку до PinS присваивается название "RNAV (GNSS) или RNP XXX ", в зависимости от навигационной спецификации, согласно главе 1 раздела 5 части III, где XXX обозначает конечный курс захода на посадку. Схемы захода на посадку до PinS не публикуются на той же карте заходов на посадку по приборам, на которой указываются схемы заходов на посадку на ВПП самолетов (кат. A, B, C, D) и вертолетов (кат. H).

2.12.2 На горизонтальной проекции карты указываются:

a) название вертодрома/места посадки и его превышение с точностью до ближайшего метра или фута;

b) направление с точностью до ближайшего градуса и расстояние с точностью до ближайших двух десятых километра или одной десятой морской мили от точки ухода на второй круг (MAPt) до вертодрома/места посадки;

c) текстовые инструкции "выполняйте полет по ПВП от xxxx" (идентификатор MAPt), или "выполняйте полет визуально от xxxx" (идентификатор MAPt), или "выполняйте маневр визуально от xxxx" (идентификатор MAPt), в зависимости от того, что применимо;

d) препятствия, если они не указаны на врезке карты;

e) указание о том, что данная схема предназначена только для кат. H.

2.12.3 В случае заходов на посадку до точки в пространстве, по которым указано "Следовать визуально от (MAPt)", и использовании этой схемы для нескольких вертодромов указывается(ются) название(я) вертодрома(ов), превышение(я) вертодрома(ов), направление (до ближайшего градуса) полета и расстояние (до ближайших двух десятых километра (одной десятой морской мили)) от MAPt до каждой HRP, например **MCCURTAIN MEMORIAL HOSPITAL, ELEV 693', 123/3.2**.

2.12.4 *Ограничение скорости*. Ограничения скорости указываются на карте в виде текста "Максимальная воздушная скорость xxx км/ч (xxx KIAS)", если скорость меньше 165 км/ч (90 KIAS).

2.12.5 *Градиент снижения*. В тех случаях, когда это диктуется соображениями эксплуатации, может разрешаться значение градиента вплоть до 13,2 % (800 фут/м. миль), при условии, что используемый градиент указывается на карте захода на посадку.

2.12.6 Соответствующие препятствия наносятся на карту (см. п. 2.9.3.5.1).

2.12.7 Для отображения нижеследующей информации используется врезка:

a) препятствие, выступающее за OIS;

b) путевой угол на конечном участке захода на посадку при полете к MAPt;

c) текст с указанием "выполняйте полет по ПВП от (MAPt)" или "выполняйте полет визуально от (MAPt)", в зависимости от того, что применимо;

d) для схем PinS с инструкцией "выполняйте полет визуально" и с прямым визуальным участком указываются точка снижения (DP), если таковая установлена, а также направление полета и расстояние от MAPt до DP и от MAPt или DP до вертодрома/места посадки;

e) для схем PinS с инструкцией "выполняйте полет визуально" и с визуальным(и) участком(ами) маневрирования на карту наносятся только линия(и) пути маршрута прибытия и граница зоны маневрирования без указания размеров;

f) для схем PinS с инструкцией "выполняйте полет визуально" и с запрещенной для маневрирования зоной указывается текст "маневрирование запрещено" вместе с границей этой зоны. Запрещенная для маневрирования зона заштриховывается;

g) для схем PinS с инструкцией "выполняйте полет визуально", когда пролет над вертодромом или местом посадки запрещен, указываются направление полета и расстояние от MAPt до вертодрома или места посадки по линии от MAPt до границы запрещенной для пролета зоны;

h) для схем "выполняйте полет по ПВП" указываются только диаграмма значений относительной высоты над поверхностью (HAS), включающая разницу в относительной высоте между OCA и превышением самой высокой точки местности или водной поверхности, а также любые соответствующие препятствия в пределах 1,5 км (0,8 м. мили) от MAPt.

Примечание. Вышеупомянутая врезка представляет собой отдельную заключенную в рамки диаграмму, размещаемую на горизонтальной проекции карты на ее обратной стороне или на дополнительном листе, выполненную в масштабе и используемую для предоставления соответствующей информации для полета вблизи вертодрома или места посадки.

2.12.8 Врезка для любого типа схем PinS не используется для отображения инструкций, примечаний неэксплуатационного характера, углов/градиентов снижения и линии пути или инструкций при уходе на второй круг.

2.12.9 Вид сбоку содержит информацию, касающуюся профиля схемы полета по приборам и профиля прямого визуального участка, если таковой имеется, с текстом "Выполняйте полет по ПВП" или "Выполняйте полет визуально" в соответствующих случаях. Вид сбоку схемы захода на посадку до PinS включает:

a) контрольные точки и расстояние до MAPt;

b) профиль полета и линию пути от MAPt до вертодрома или места посадки;

c) точку снижения, если такая установлена;

d) угол снижения от MAPt или DP;

e) относительную высоту пересечения вертодрома (HCH);

f) текст "выполняйте полет визуально", который размещается над профилем визуального участка;

g) до 3 ноября 2021 года должна быть приведена таблица параметров снижения с указанием угла снижения и скорости снижения в метрах в минуту (футы в минуту) для соответствующих скоростей на применимых участках, т. е. от конечной контрольной точки захода на посадку (FAF) до контрольной точки ступенчатого снижения (SDF), от SDF до точки ухода на второй круг (MAPt) и от точки снижения (DP) до контрольной точки вертодрома (HRP).

g) с 4 ноября 2021 года должна быть приведена таблица параметров снижения с указанием угла снижения и скорости снижения в метрах в секунду (футы в минуту) для соответствующих скоростей на применимых участках, т. е. от конечной контрольной точки захода на посадку (FAF) до контрольной точки ступенчатого снижения (SDF) и от SDF до точки ухода на второй круг (MAPt).

Примечание. Таблица параметров снижения может быть размещена в нижнем левом или правом углу горизонтальной проекции непосредственно над видом сбоку.

2.12.10 Для схем полета до PinS с инструкцией "выполняйте полет визуально" с прямым визуальным участком и/или визуальным участком маневрирования публикуется VSDA для прямого VS и/или градиент снижения для входа в район посадки.

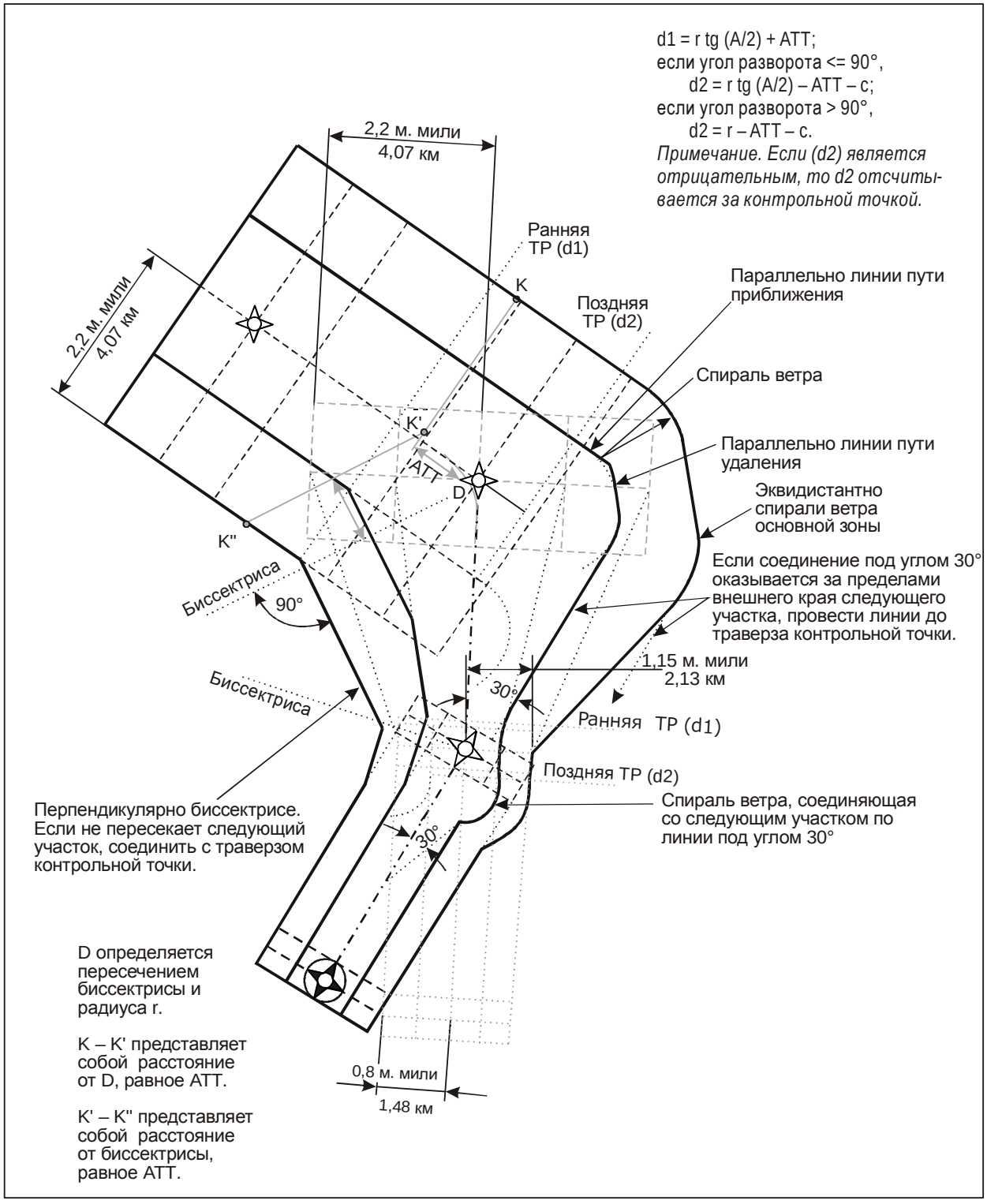


Рис. IV-2-1. Начальный, промежуточный и конечный участки захода на посадку

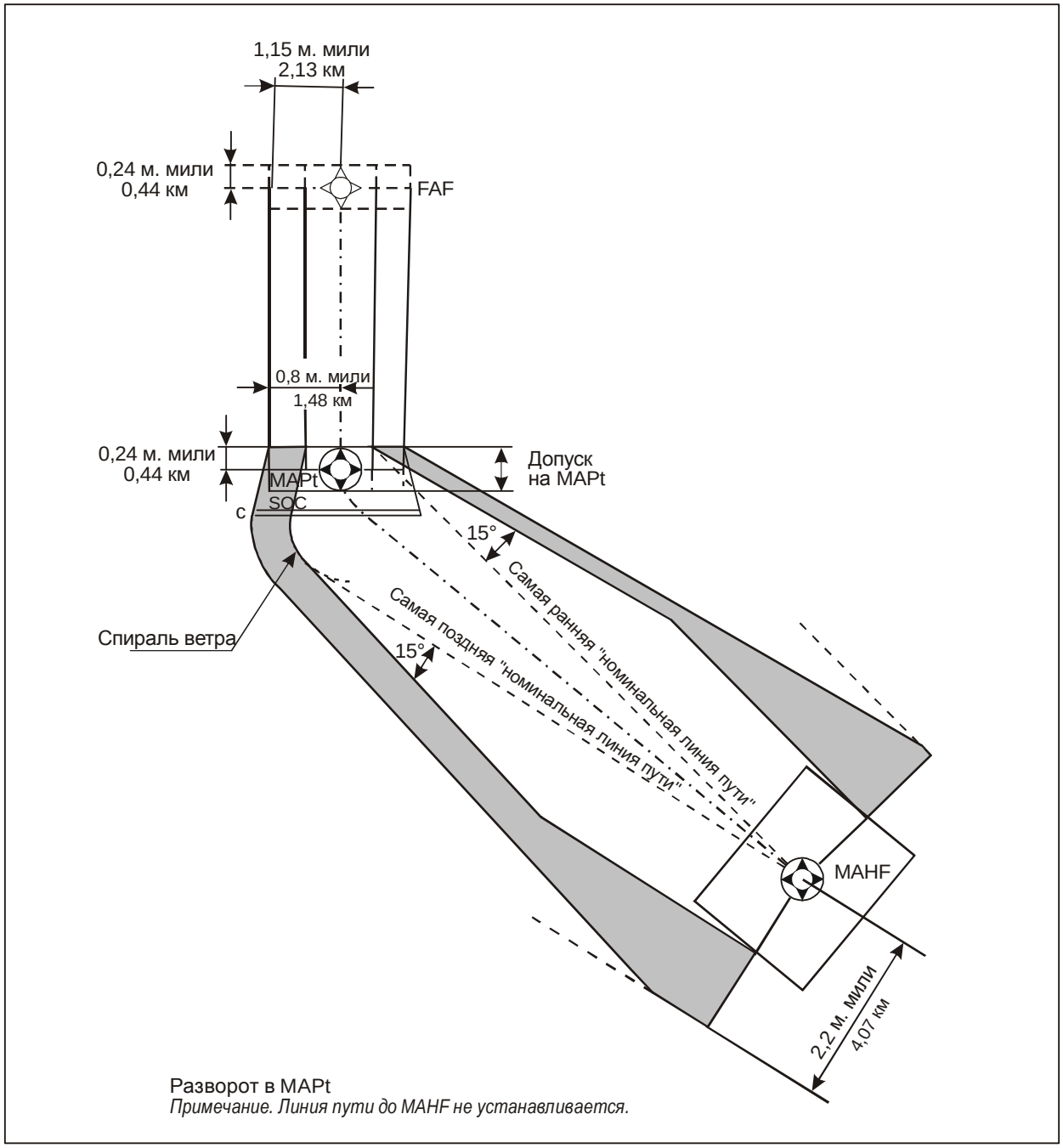


Рис. IV-2-2. Уход на второй круг с разворотом

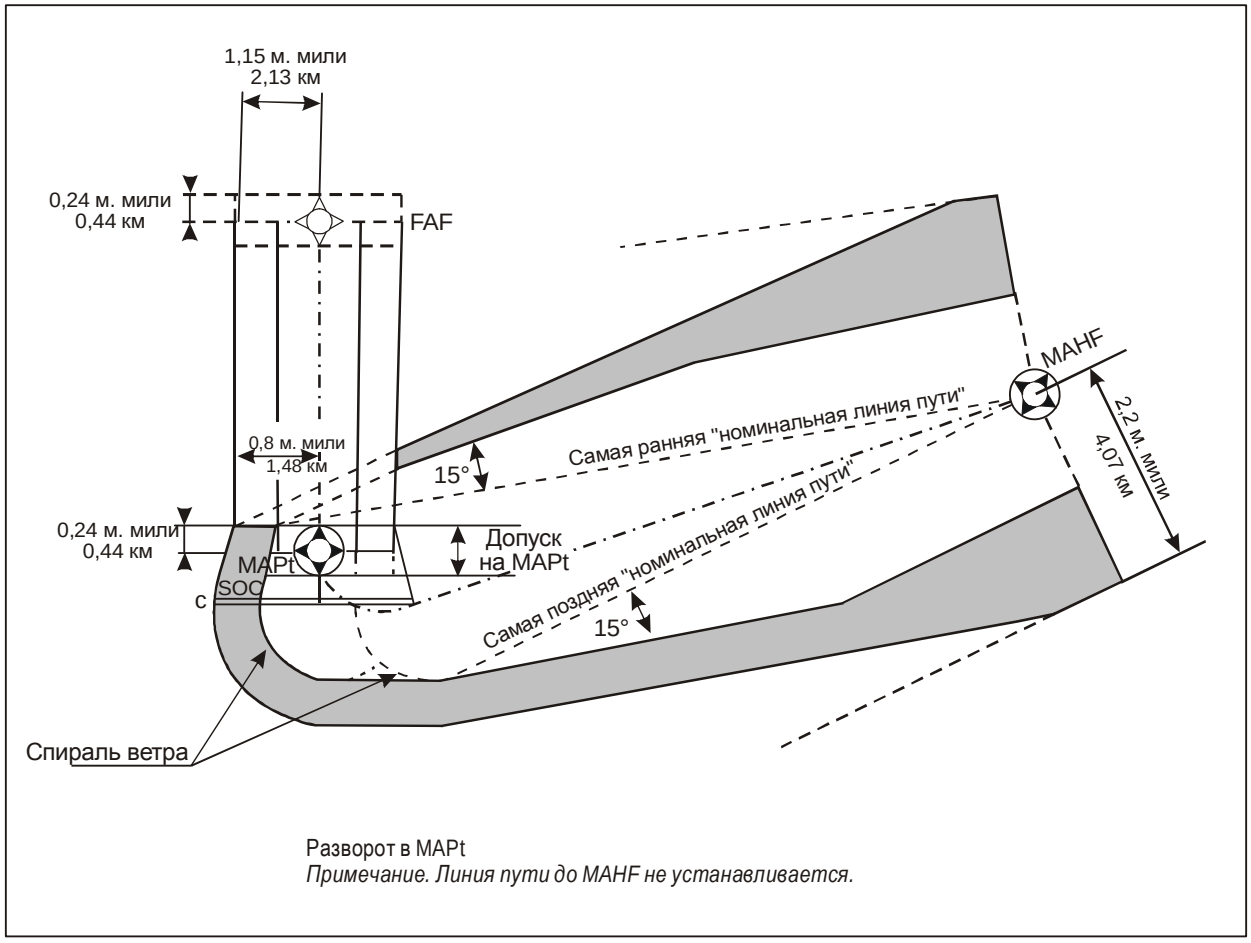


Рис. IV-2-3. Уход на второй круг с разворотом на угол, превышающий 90°

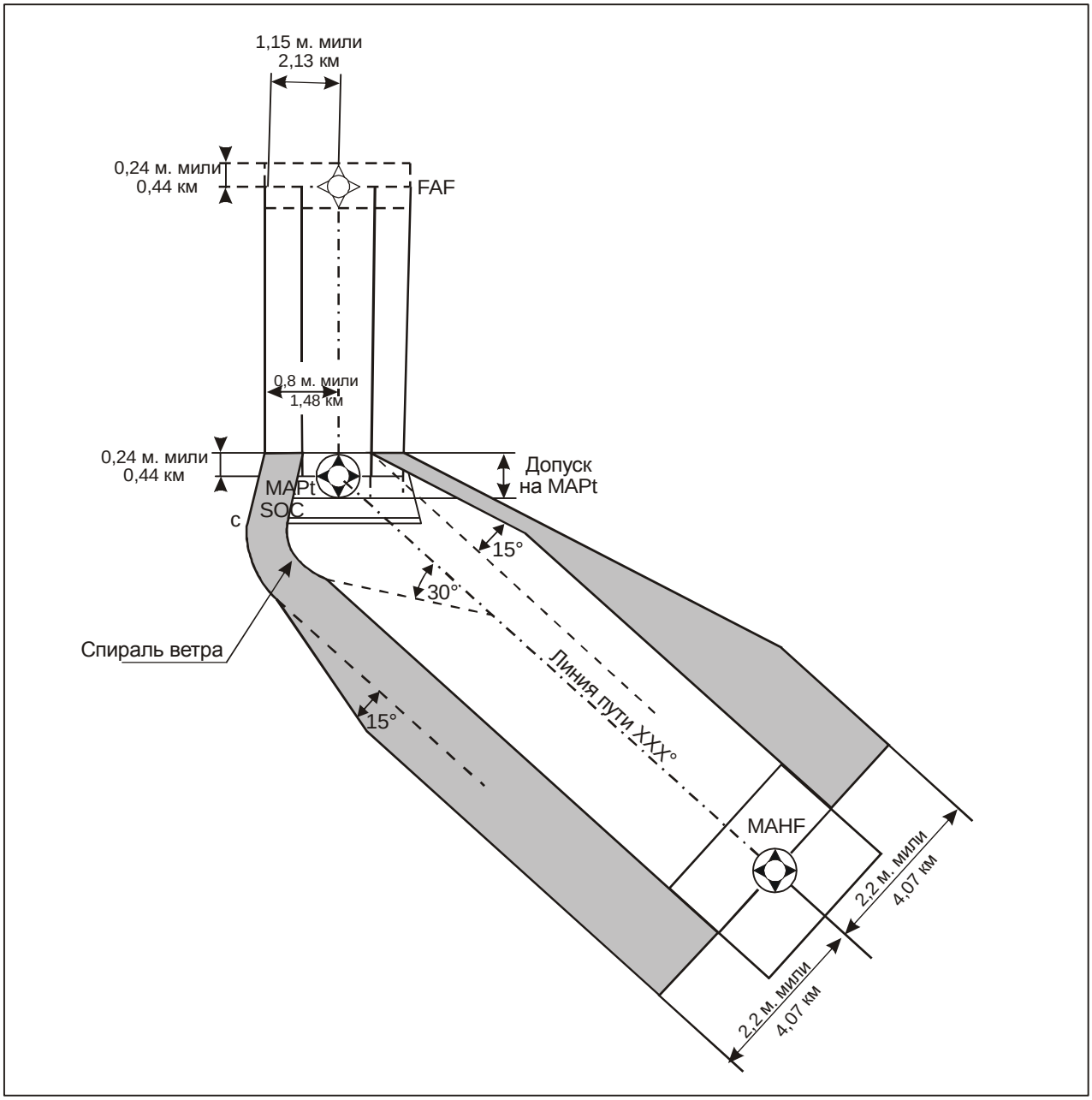


Рис. IV-2-4. Уход на второй круг с разворотом на угол, меньший или равный 90º

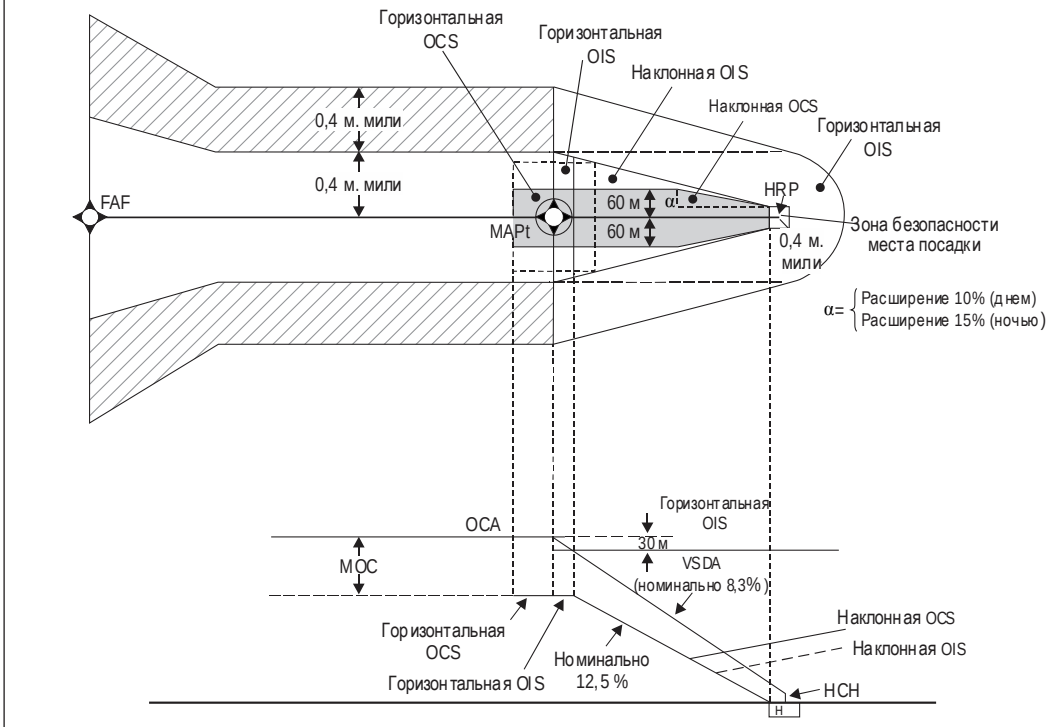


Рис. IV-2-5. Прямой VS без DP и без изменения курса
(Применяется с 4 ноября 2021 года)

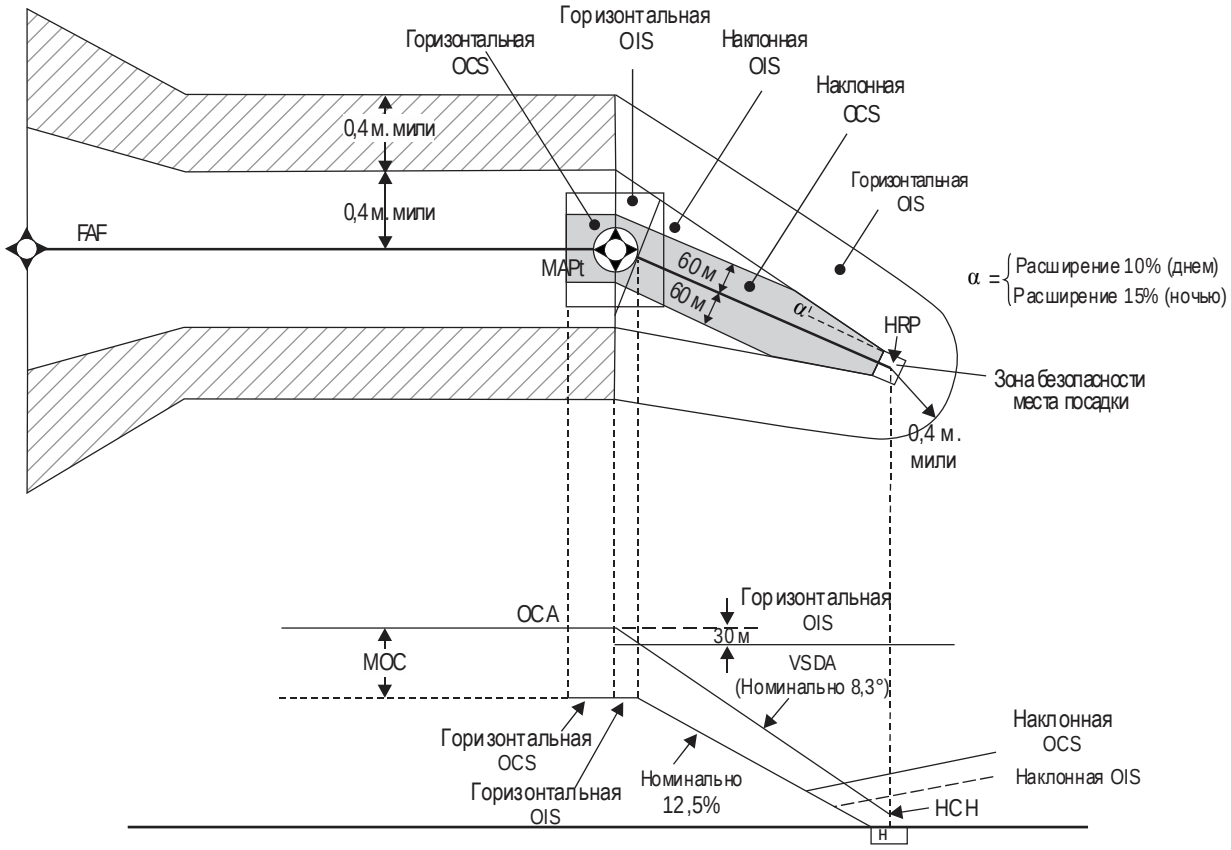


Рис. IV-2-6. Прямой VS без DP и без изменения курса на 30º в MAPt
(Применяется с 4 ноября 2021 года)

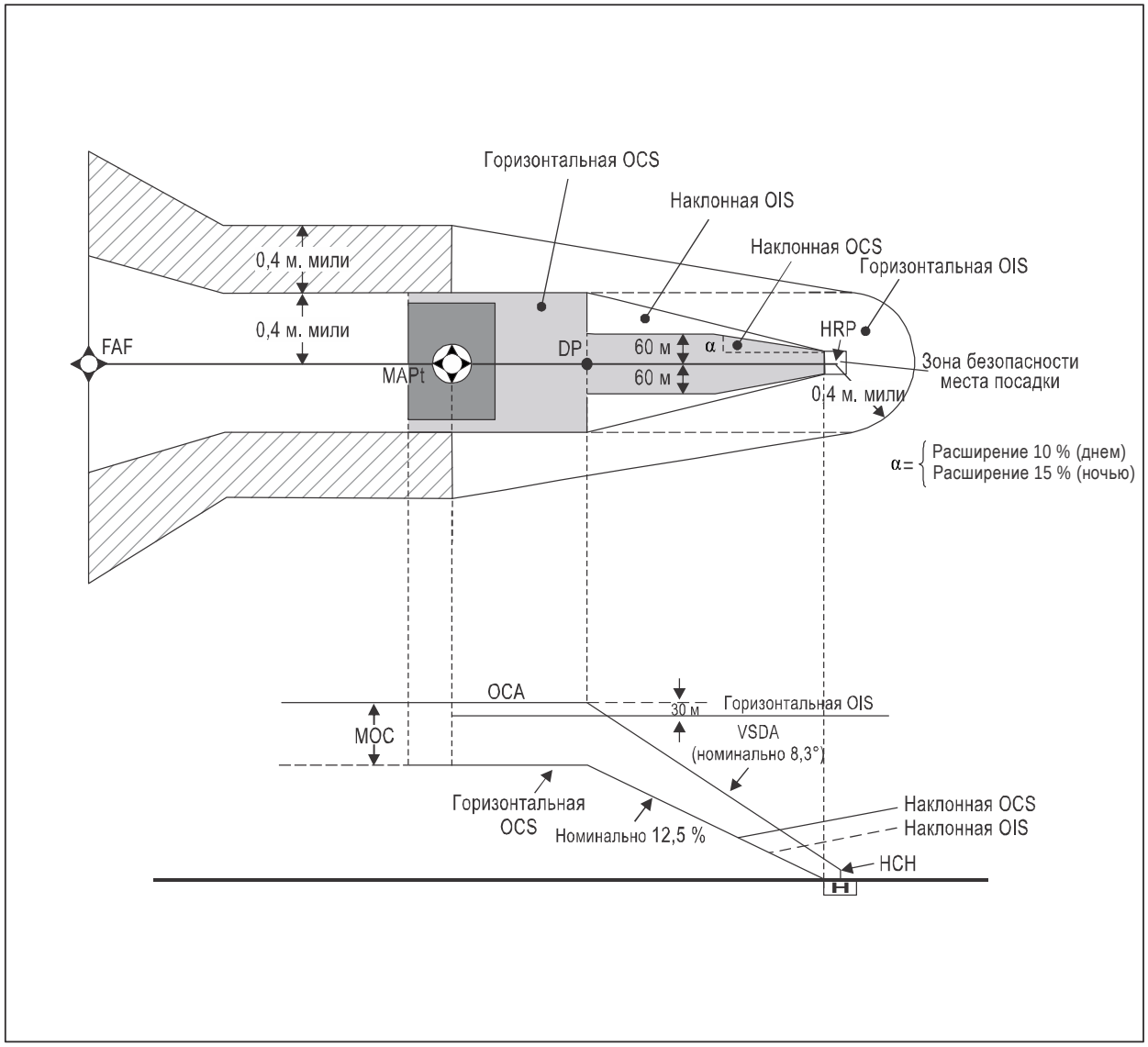


Рис. IV-2-7. Прямой VS с DP и без изменения курса

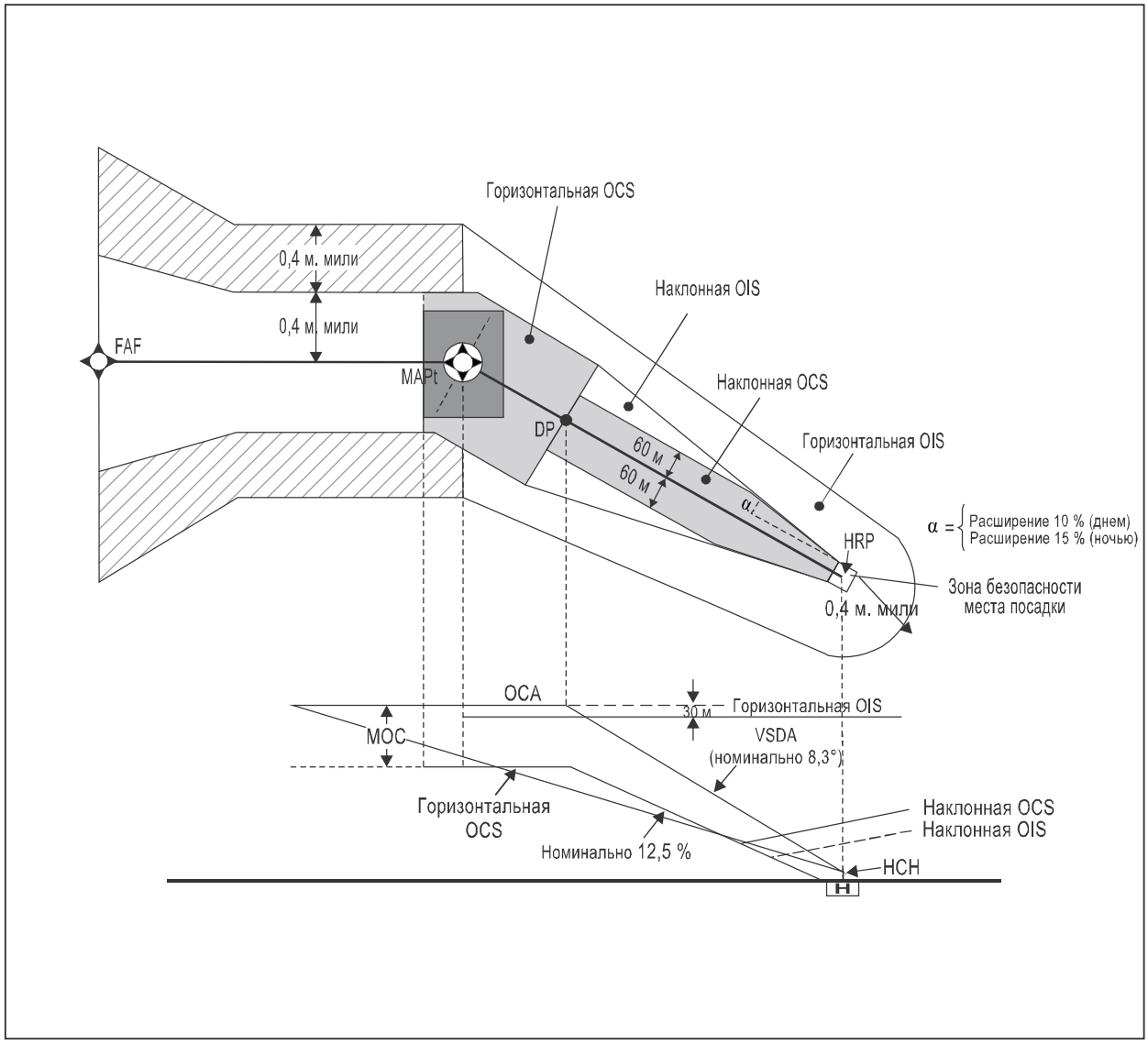


Рис. IV-2-8. Прямой VS с DP и с изменением курса на 30º в MAPt

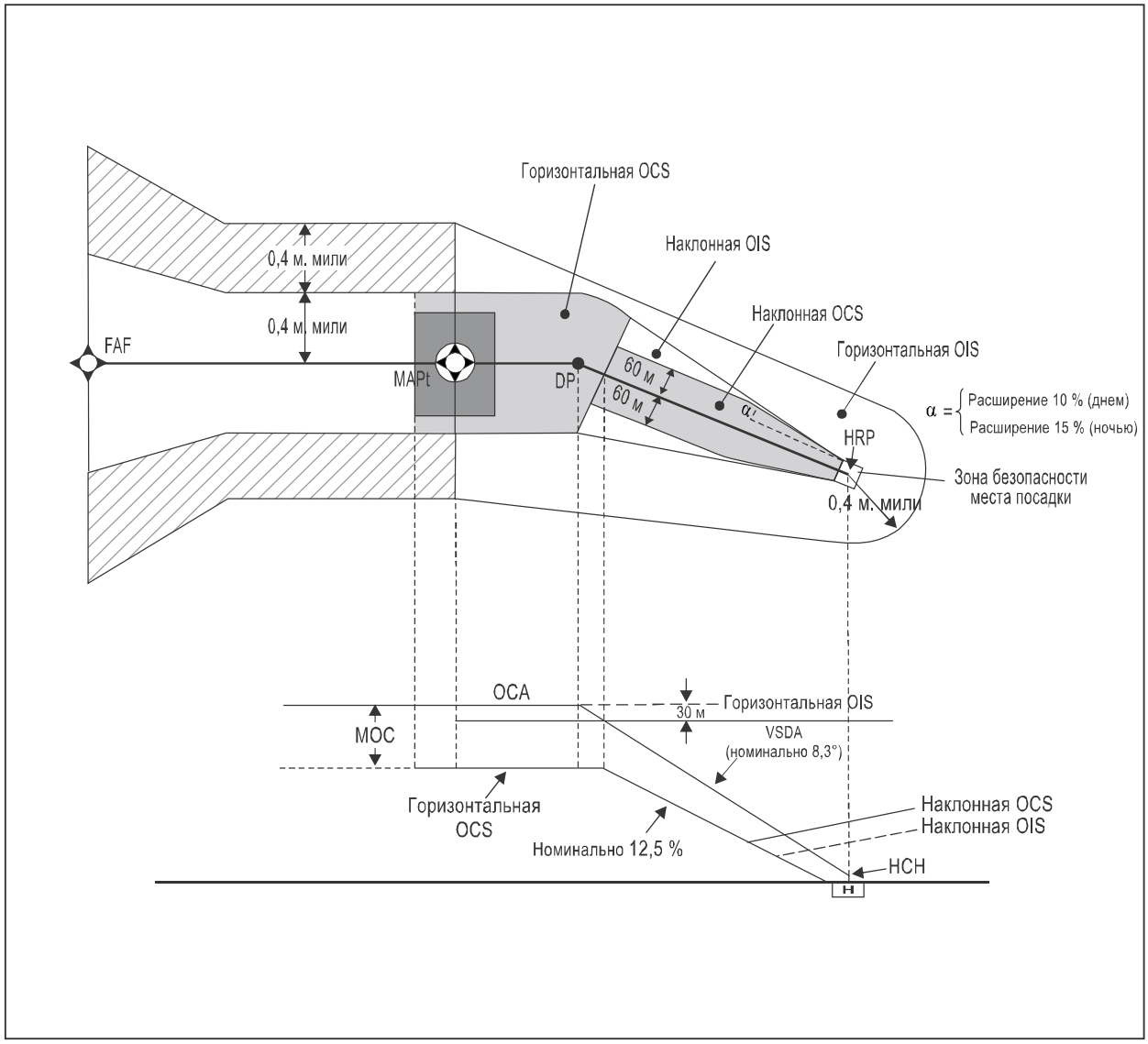


Рис. IV-2-9. Прямой VS с DP и с изменением курса на 30º в DP

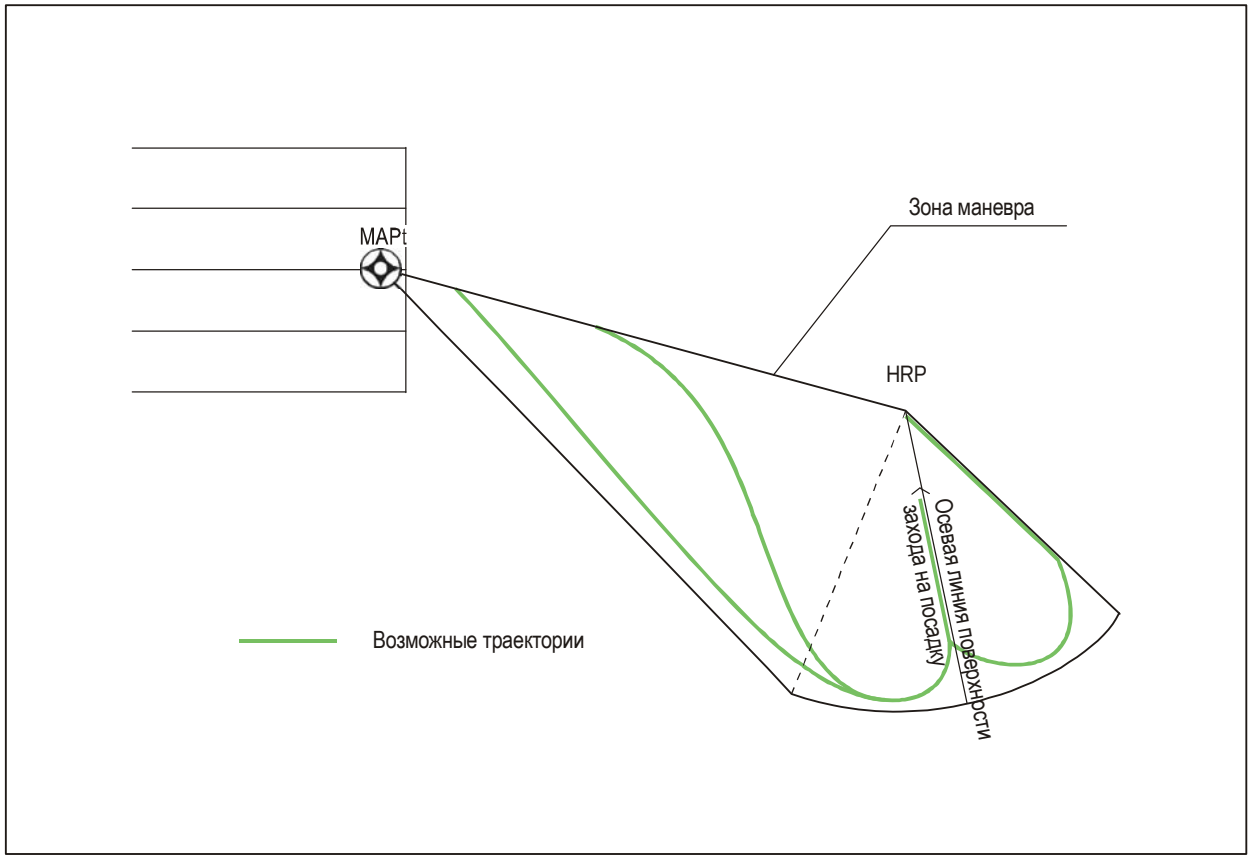


Рис. IV-2-10. Представление возможных траекторий, определяющих "зону маневра"

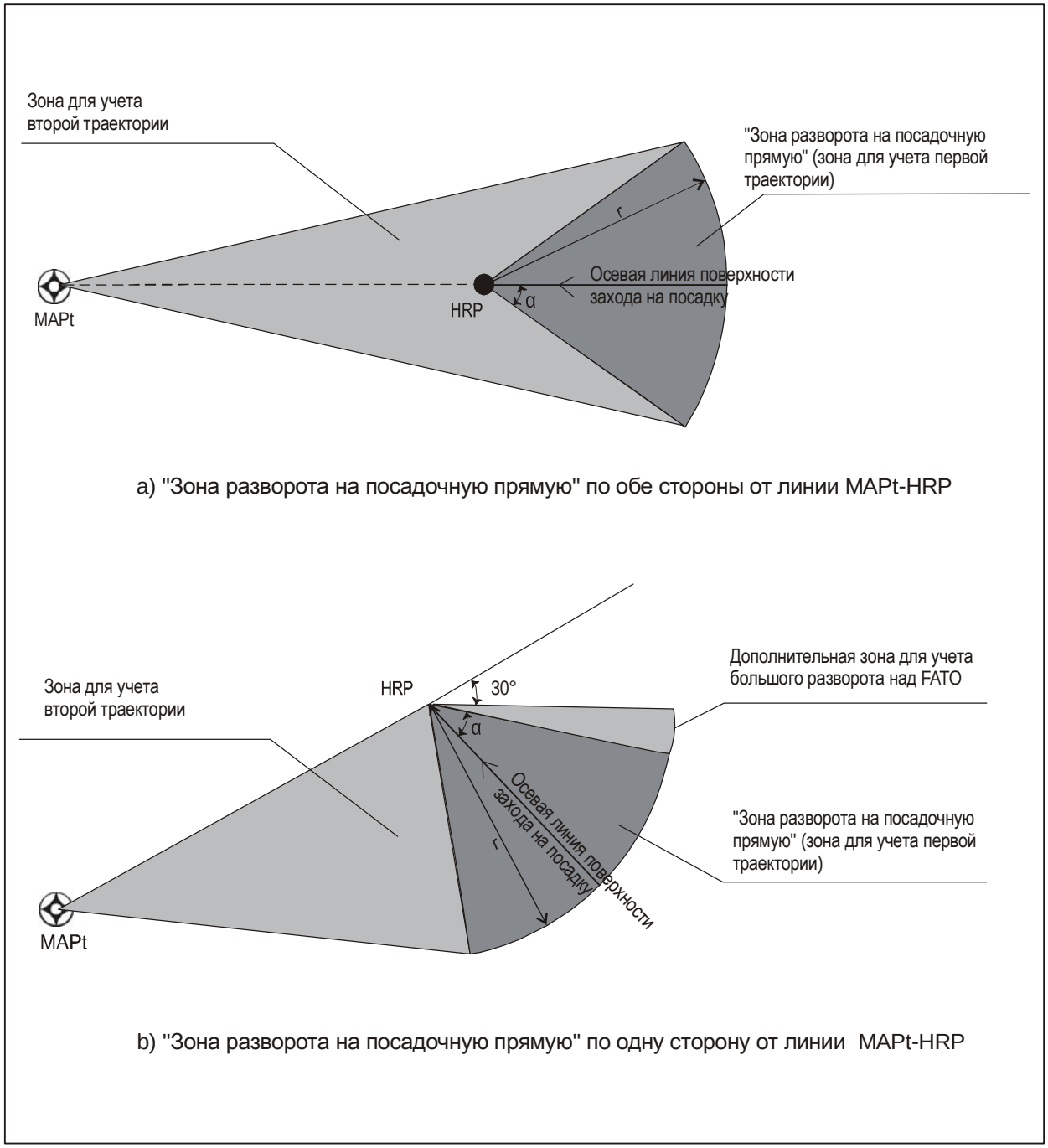


Рис. IV-2-11. Различные типы "зон маневра" в зависимости от установленной поверхности захода на посадку

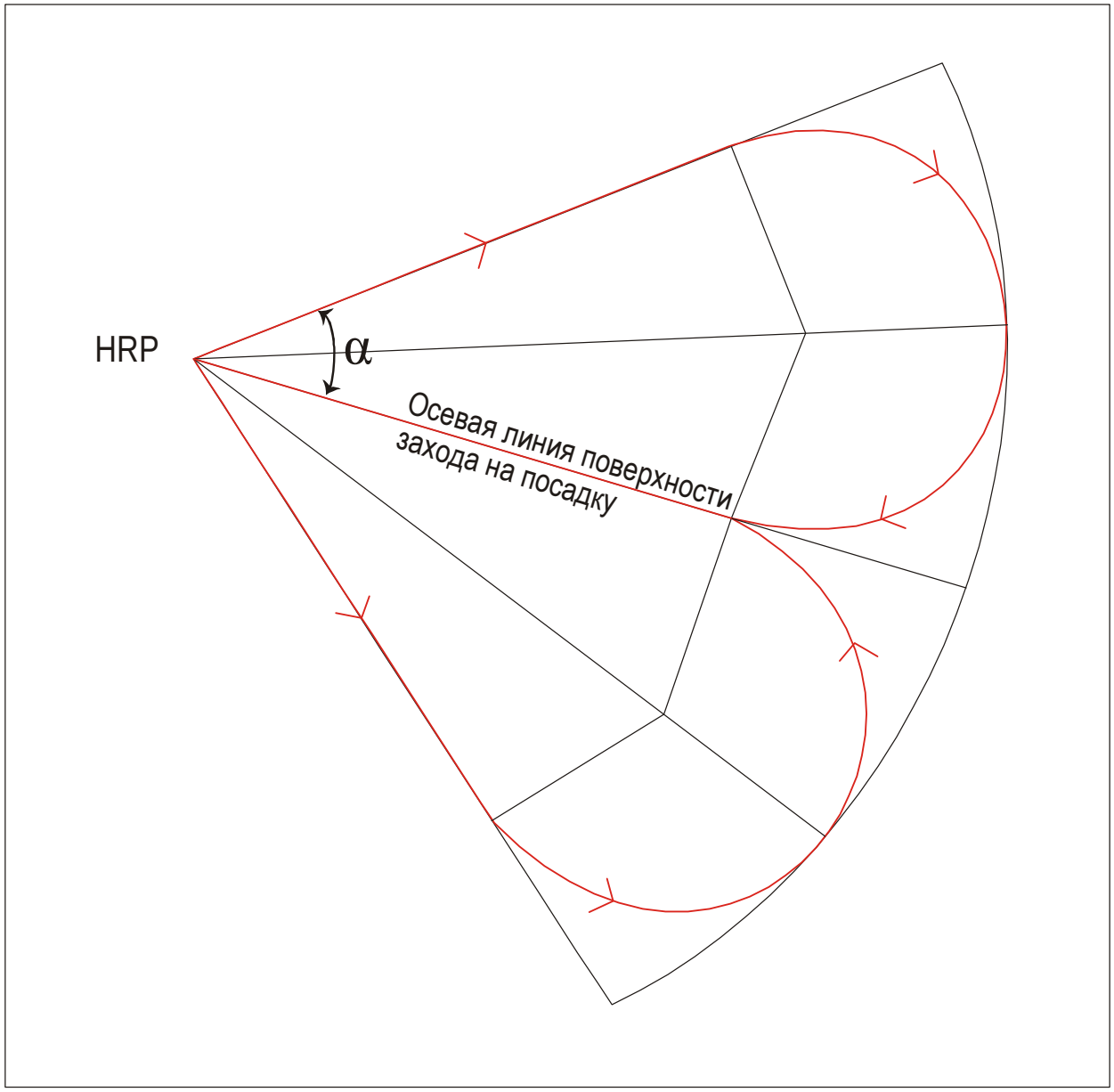


Рис. IV-2-12. "Зона разворота на посадочную прямую"

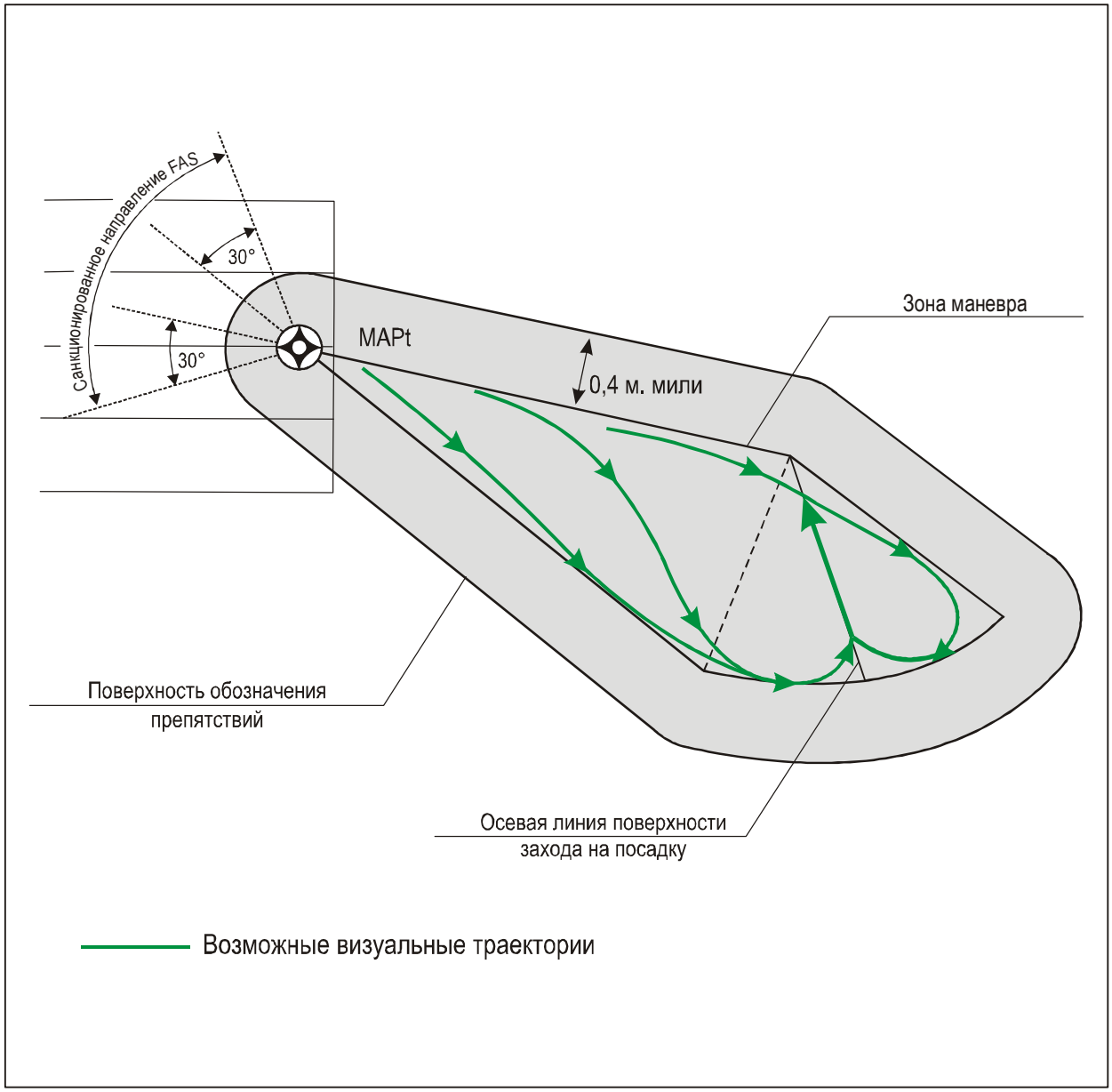


Рис. IV-2-13. Представление горизонтальной OIS для установленной поверхности захода на посадку

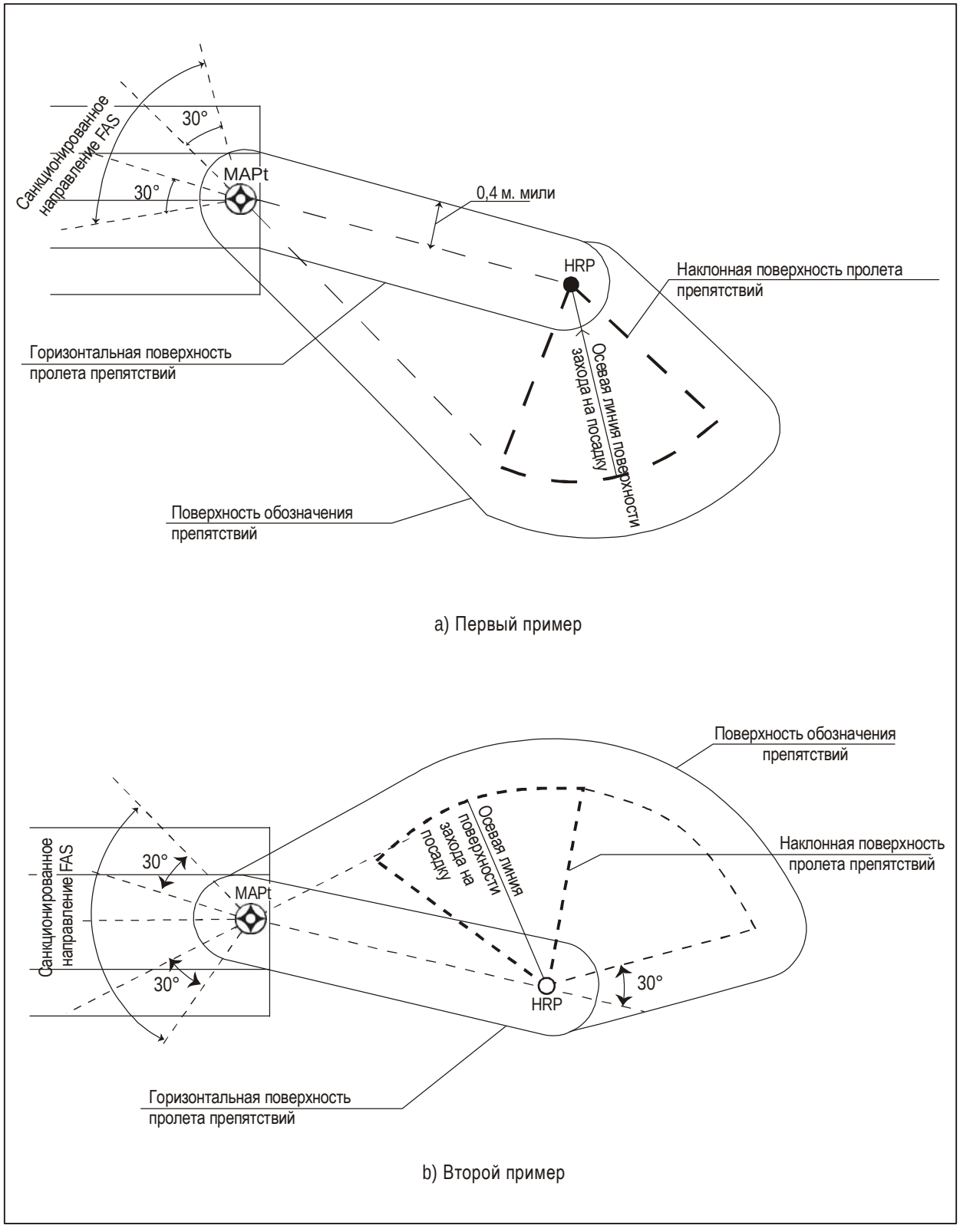


Рис. IV-2-14. Представление горизонтальной OIS и горизонтальной OCS, основанное на двух различных поверхностях захода на посадку

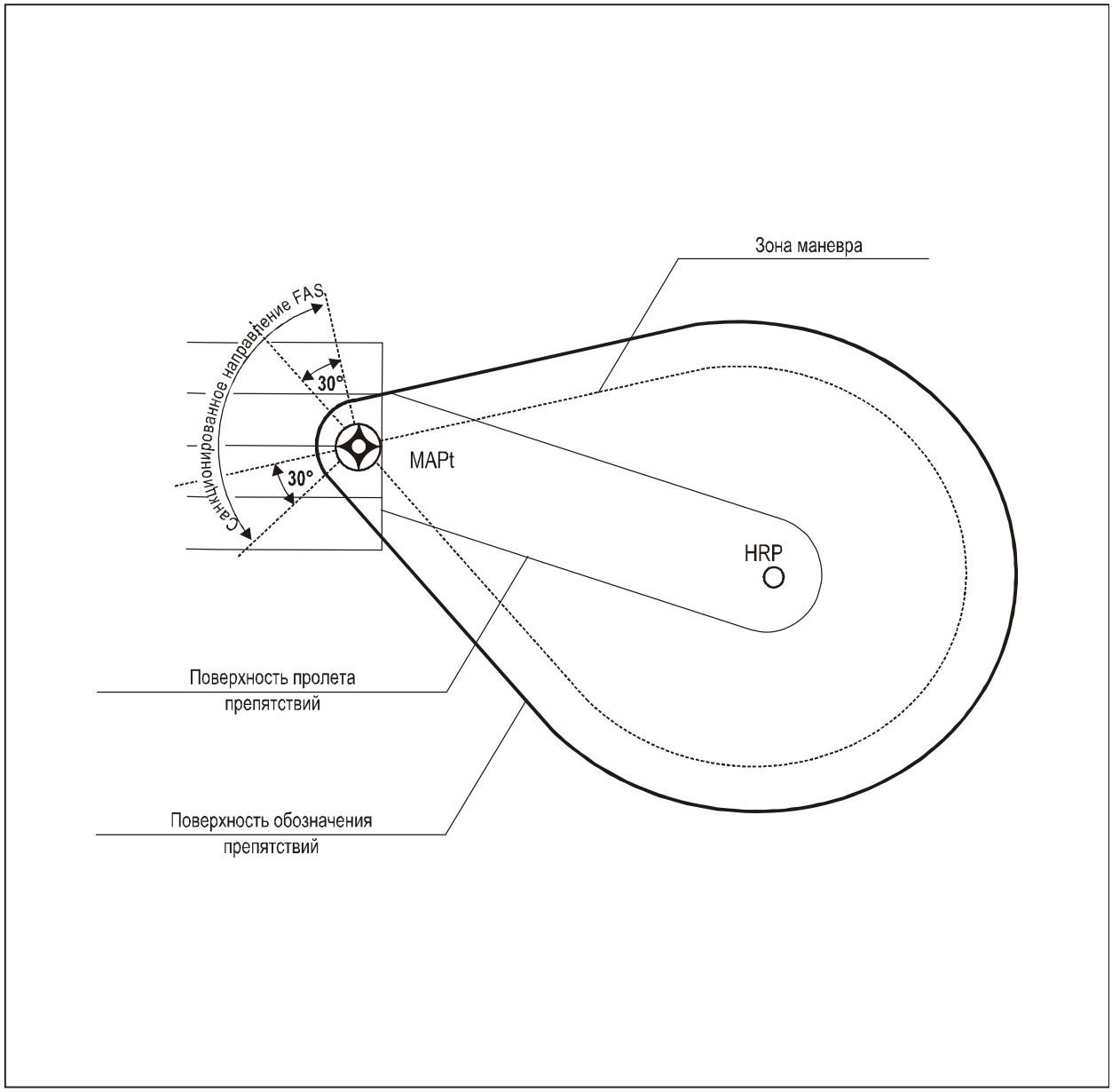


Рис. IV-2-15. Представление горизонтальной OIS и горизонтальной OCS с учетом поверхности захода на посадку с любых направлений

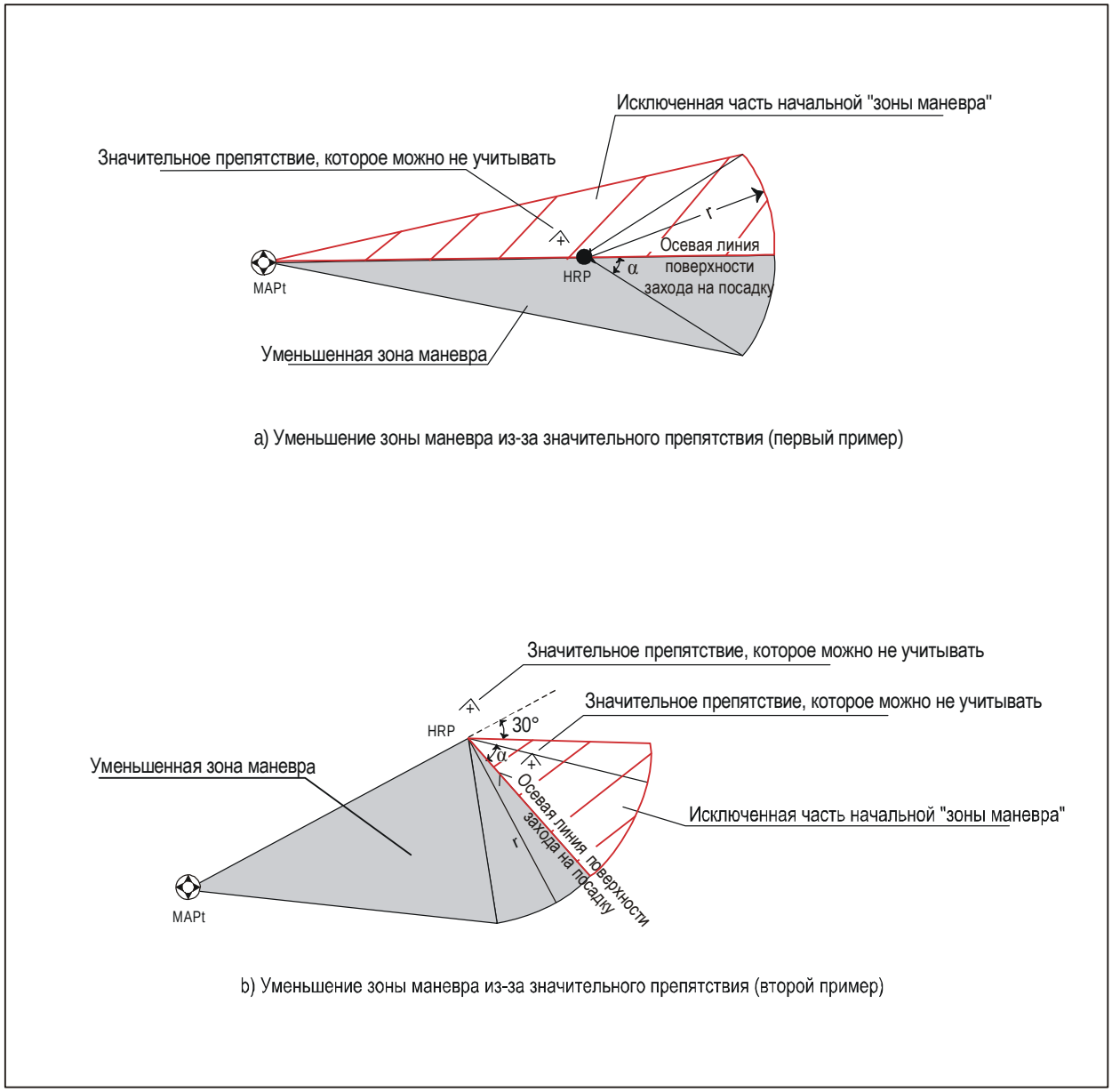


Рис. IV-2-16. Метод уменьшения ОСА/Н: уменьшение "зоны маневра"

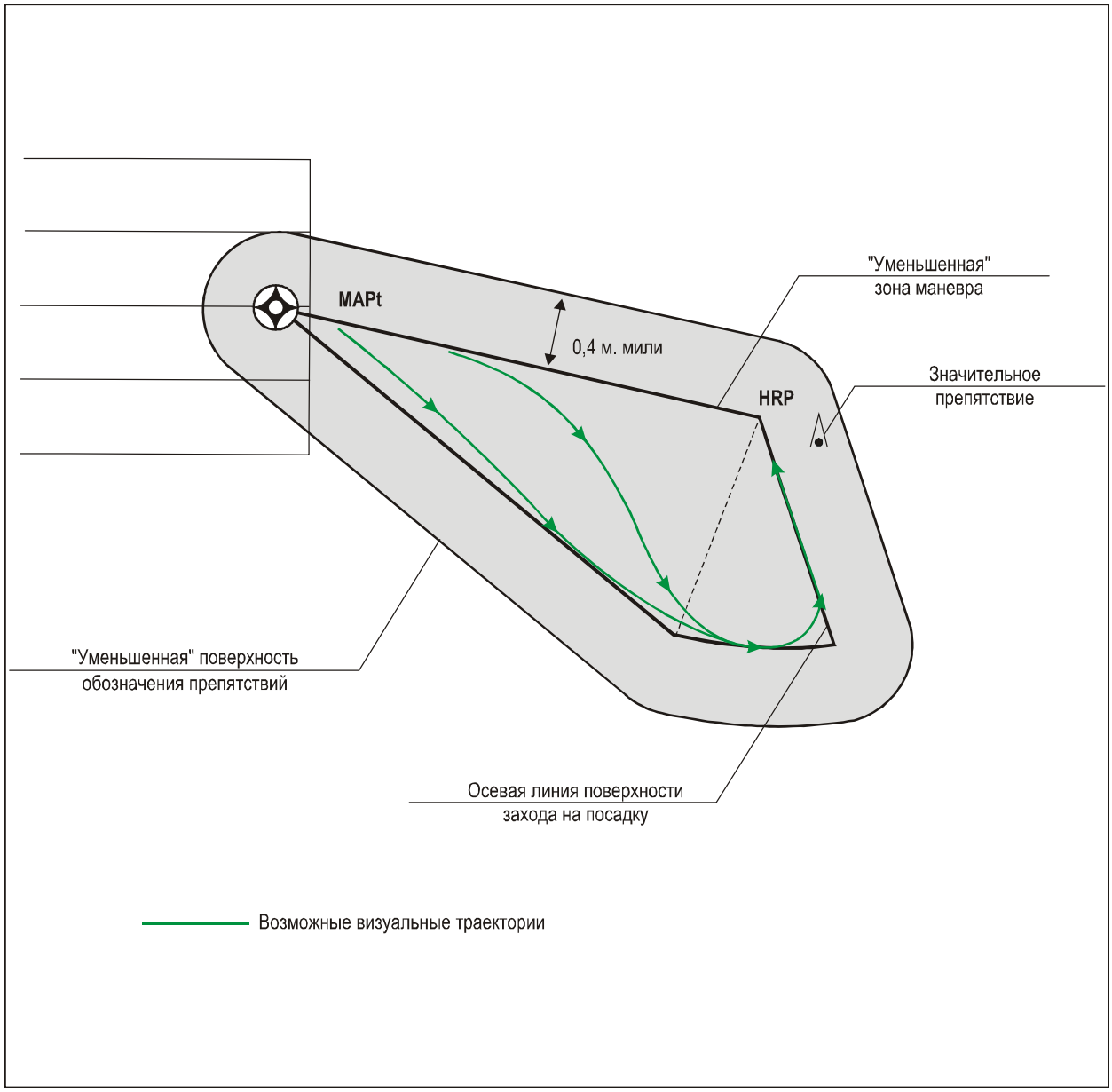


Рис. IV-2-17. Метод уменьшения OCA/H: уменьшенная "зона маневра" и горизонтальная OIS

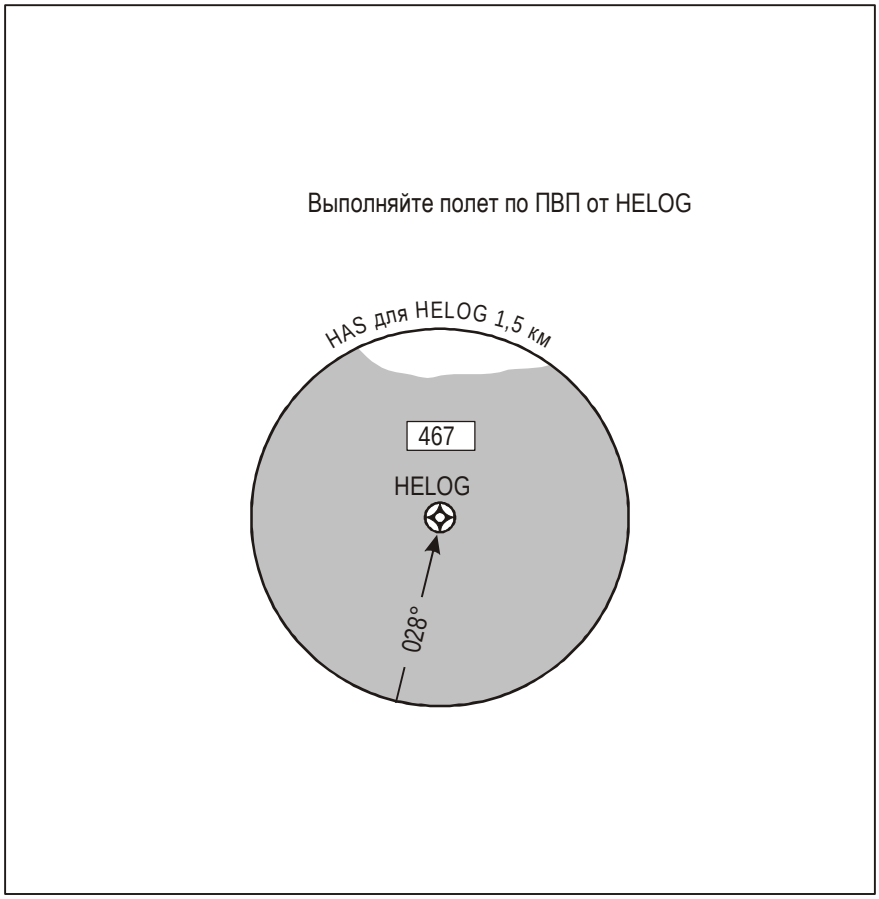


Рис. IV-2-18. Диаграмма HAS (показывающая как водную поверхность, так и поверхность суши) для схемы захода на посадку до PinS с инструкцией "выполняйте полет по ПВП"

Глава 3

СХЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ RNP APCH ДО ТОЧКИ В ПРОСТРАНСТВЕ (PinS) ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МИНИМУМОВ LPV

3.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

3.1.1 Для схем захода вертолетов на посадку RNP APCH до PinS с использованием минимумов LPV применяются общие критерии главы 5 раздела 3 части III и главы 2 части IV, дополненные и измененные в соответствии с критериями, изложенными в настоящей главе.

3.2 КОНЕЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ (FAS)

3.2.1 *Местоположение точек FHP (фиктивная точка вертодрома) и PinS.* Конечный участок захода на посадку, заканчивающийся в PinS, ориентирован на FHP (фиктивная точка вертодрома). Превышение FHP соответствует превышению вертодрома посадки. Расстояние от PinS до FHP равно 800 м. Это показано на рис. IV-3-1 и рис. IV-3-Доб-1 в добавлении.

3.2.2 *Определение параметров блока данных FAS.* Описание возможного кодирования полей блока данных FAS для схем SBAS до PinS приводится в добавлении. Устанавливаются следующие значения:

a) расстояние между GARP и FHP равно 3000 м;

b) курсовая ширина FHP равна ±105 м.

3.2.3 *Определение эксплуатационного FAS.* После определения местоположения PinS и FHP можно определить эксплуатационный FAS. Используется следующая посылка: OCA/H участка точного захода на посадку (OCA/Hps) равна абсолютной/относительной высоте номинальной глиссады в точке PinS. Исходя из этой посылки, эксплуатационный FAS определяется путем фиксирования следующих трех значений: угла наклона глиссады (GPA), OCA/Hps в точке PinS и относительной высоты пересечения угла наклона траектории полета над FHP (FHPCH). К вышеуказанным значениям применяются следующие ограничения:

a) GPA ≤ 6,3° (11 %);

b) OCHps ≥ 250 фут;

c) FHPCH ≥ 0.

Примечание 1. Значения относительной высоты отсчитываются от превышения вертодрома или места посадки.

Примечание 2. В тех случаях, когда требование о том, чтобы превышение FHP соответствовало превышению вертодрома посадки, ограничивает гибкость схемы, может быть использована другая контрольная точка. Необходимо следить за тем, чтобы препятствие и OAS основывались на данных надлежащей контрольной точки.

3.2.4 *Валидация выбранного эксплуатационного FAS*. После определения эксплуатационного FAS применяются общие критерии защиты, изложенные в главе 5 раздела 3 части III. Система координат, используемая для выражения защитных поверхностей, основывается на местоположении FHP. Общие критерии защиты применяются с использованием параметров кат. H. Однако поскольку OCA/Hps геометрически фиксируется эксплуатационным FAS, для получения наиболее эффективной схемы используется метод итерации с применением/определением самой низкой возможной OCH и самого малого приемлемого угла GPA:

a) при отсутствии возвышения над защитными поверхностями какого-либо препятствия, приводящего к большему значению OCA/H, чем значение OCA/H_{PS}, установленный эксплуатационный FAS является приемлемым. Однако если этот участок FAS не является самым эффективным, то может быть определен другой FAS (например, путем уменьшения значения OCA/Hps и превышения FAF или путем сохранения того же превышения FAF и увеличения угла наклона GP), при этом поверхности защиты от препятствий проверяются на предмет того, могут ли быть достигнуты более низкие минимумы;

b) при возвышении над защитными поверхностями какого-либо препятствия, приводящего к большему значению OCA/H, чем значение OCA/H_{PS}, установленный участок FAS является неприемлемым. В этом случае определяется новый эксплуатационный FAS (например, путем увеличения как OCA/Hps, так и превышения FAF или путем сохранения того же превышения FAF и уменьшения угла наклона GP) и проверяются новые защитные поверхности.

3.3 ВИЗУАЛЬНЫЙ УЧАСТОК: КОРРЕКТИРОВКА OCA/H И ЗАЩИТА

3.3.1 *Корректировка OCA/H*. В целях обеспечения надлежащего перехода от этапа полета по приборам к этапу визуального полета для схем с инструкцией "выполняйте полет визуально" с визуальным участком маневрирования и схем с инструкцией "выполняйте полет визуально" с прямым визуальным участком и с DP значение OCA/H на конечном участке полета рассчитывается путем прибавления соответствующей величины к значениям OCA/Hps, определенным в пп. 3.2.3 и 3.2.4. Указанная "прибавляемая" величина непосредственно связана с GPA и рассчитывается по следующей формуле:

"прибавляемая" величина (фут) = (1460/102)* GPA (градусы).

Результаты расчета для ряда значений GPA приводятся в таблице IV-3-1.

Таблица IV-3-1. "Прибавляемая" величина для ряда значений GPA

GPA	*Прибавляемая величина (фут)*	*Прибавляемая величина (м)*
3°	43	13,1
3,5°	50	15,3
4°	57	17,5
5°	72	21,9
6°	86	26,2

Примечание. Правило "прибавляемых величин" не применяется в отношении схем с инструкцией "выполняйте полет по ПВП" и/или "выполняйте полет визуально" с прямым визуальным участком без DP.

3.3.2 До 3 ноября 2021 года. *Защита визуального участка.* Применяются изложенные в п. 2.9 критерии, используемые для определения и защиты визуального участка. Поскольку OAS на основе SBAS не имеет основной и дополнительной зоны, внешний край OIS должен быть соединен по половине ширины 741 м (0,4 м. мили), а горизонтальная OIS должна быть соединена по половине ширины 1482 м (0,8 м. мили) в номинальном местоположении PinS (MaPt). Однако в тех случаях, когда OCA/H используется для разработки схем LNAV, она заменяется значением OCA/Hps, определенным в п. 3.2.4. Аналогичным образом, когда в п. 2.9 используется величина MDA/H, она заменяется значением (DA/H – "прибавляемая величина").

3.3.2 С 4 ноября 2021 года. *Защита визуального участка.* Применяются изложенные в п. 2.9 критерии, используемые для определения и защиты визуального участка со следующими исключениями:

a) поскольку OAS на основе SBAS не имеет основной и дополнительной зоны, внешний край OIS должен быть соединен по половине ширины 741 м (0,4 м. мили), а горизонтальная OIS должна быть соединена по половине ширины 1482 м (0,8 м. мили) в номинальном местоположении PinS (MaPt);

b) OCA/H заменяется значением OCA/Hps, определенным в п. 3.2.4;

c) MOC заменяется применимым запасом на потерю высоты (см. таблицу II-1-1-2 и п. 5.4.5.9.4 главы 5 раздела 3 части III);

d) MDA/H заменяется значением (DA/H – "прибавляемая величина").

3.4 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СХЕМ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ RNP APCH ДО PinS С МИНИМУМАМИ LNAV

В тех случаях, когда на той же карте отображаются минимумы LNAV и LPV для схем захода на посадку RNP APCH до PinS, параметры PinS и вертикального профиля в обеих схемах захода на посадку остаются неизменными. Значение градиента снижения LNAV соответствует GPA LPV и не рассчитывается в соответствии с п. 2.7.5. Согласно такому определению, OCA/Hps LPV достигается в точке PinS (MAPt), а OCA/H LNAV достигается до подлета к точке PinS.

3.5 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

С 4 ноября 2021 года этот пункт будет п. 3.5.1. Выполнение разворота на второй круг предписывается в заданной точке разворота (TP) (см. главу 5 раздела 3 части III).

Примечание. В настоящее время критерии для разворотов на заданной абсолютной/ относительной высоте или "как только это практически осуществимо" не определены, но находятся в стадии разработки. Такие критерии могут быть необходимы в определенных местах из-за специфических ограничений, связанных с препятствиями, для оптимизации минимумов LPV.

3.5.2 С 4 ноября 2021 года. Если градиент набора высоты при уходе на второй круг, превышающий номинальный градиент набора высоты (4,2 %), позволяет получить эксплуатационные преимущества, его можно считать минимальным практически возможным градиентом. В этом случае OCA/H, применяемая в отношении номинального градиента, не может быть показана. Если с эксплуатационной точки зрения требуется использовать номинальный градиент набора высоты при уходе на второй круг 4,2 %, публикуется отдельная схема с применяемой OCA/H.

3.6 ОПУБЛИКОВАНИЕ

3.6.1 Заходы на посадку до PinS с использованием минимумов LPV публикуются в соответствии с главой 1 раздела 5 части III и п. 2.11 главы 2 части IV.

3.6.2 Для этих схем на карте приводится врезка с вертикальным профилем. Информация, отображаемая в вертикальном профиле, включает следующее:

a) профиль визуального участка LNAV;

b) вертодром или место посадки;

c) местоположение MAPt;

d) конечную часть конечного участка захода на посадку;

e) превышение вертодрома;

f) НСН;

g) масштаб дальности с началом от точки MAPt до вертодрома, который также используется для обозначения точки DP, если таковая существует на визуальном участке;

h) линию пути визуального участка;

i) необходимые примечания, предназначенные для подчеркивания определенных характеристик профилей визуального участка.

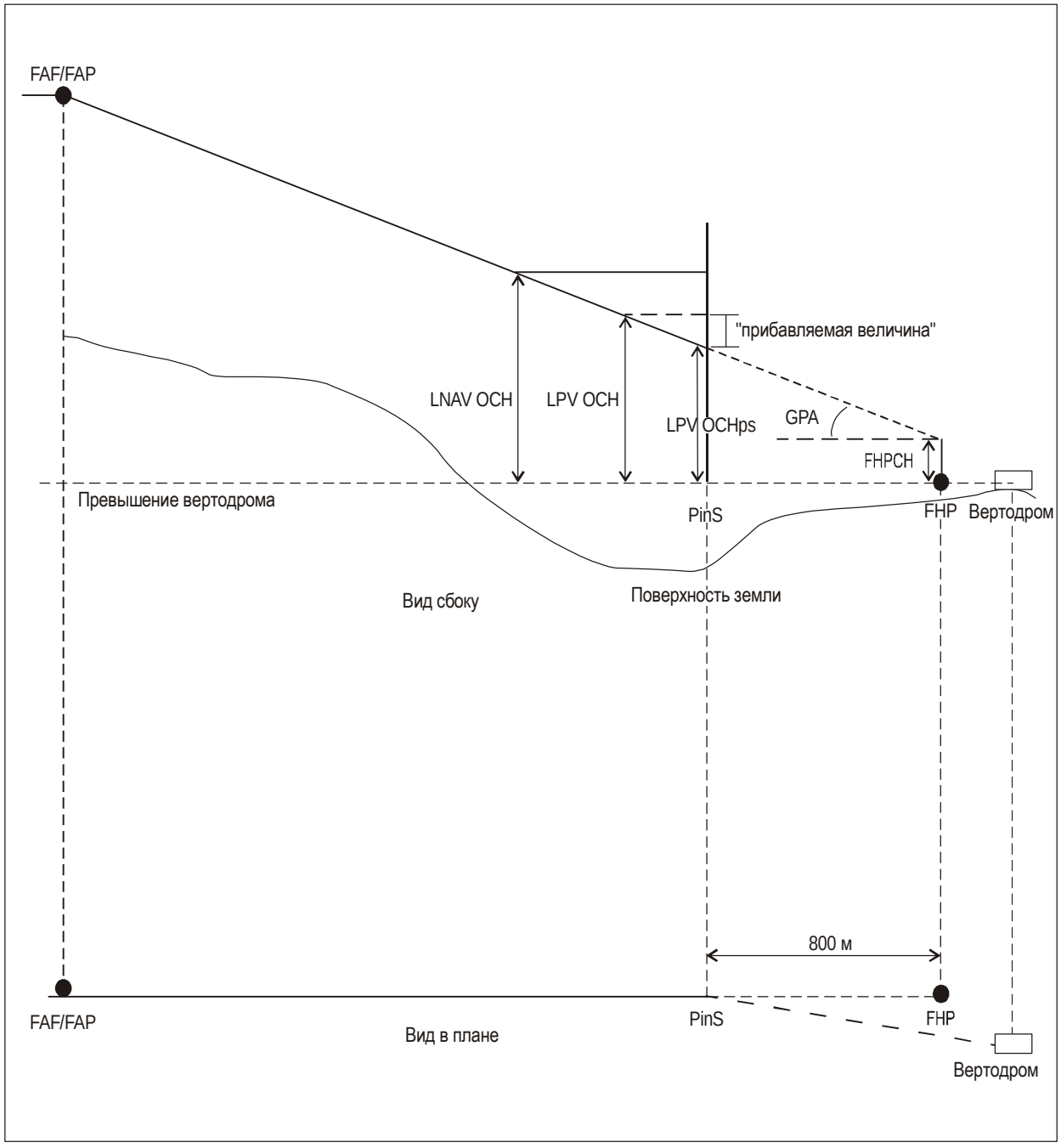


Рис. IV-3-1. Представление схемы захода на посадку RNP APCH до PinS с использованием минимумов LNAV и LPV

Добавление к главе 3

КОДИРОВАНИЕ БЛОКА ДАННЫХ FAS ДЛЯ СХЕМ ЗАХОДА ВЕРТОЛЕТОВ НА ПОСАДКУ ДО PinS НА ОСНОВЕ SBAS И МАСШТАБИРОВАНИЕ ОТОБРАЖЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ

1. ***Применение блока данных FAS для схем PinS.*** Кодирование полей блока данных FAS для операций PinS основано на положениях добавления A к главе 6 раздела 2 части III тома II и должно осуществляться следующим образом:

a) *Тип операции*. 0 зарезервирован для схем полета с прямой или до PinS.

b) *Идентификатор поставщика обслуживания*. 0 для WAAS, 1 для EGNOS, 2 для MSAS, 3 для GAGAN, 4 для SDCM. Идентификатор поставщика обслуживания, соответствующий 15, означает, что может использоваться любой поставщик обслуживания, а идентификатор поставщика обслуживания, соответствующий 14, указывает на то, что блок данных FAS не предназначен для использования в системе SBAS.

c) *Идентификатор аэропорта*. Если у вертодрома имеется идентификатор, то он кодируется. Если у вертодрома отсутствует идентификатор, то следует использовать сокращенное максимум до четырех знаков название точки пути MAPt данной схемы, поскольку это ближайшая к вертодрому точка, описанная в базе данных. В случае схем полетов, предназначенных для множества вертодромов, следует использовать название точки пути MAPt в данной схеме.

d) *Номер ВПП*. Номер ВПП интерпретируется как конечный курс захода на посадку, округленный до ближайших 10° (2 цифры). Для значений конечного курса захода на посадку от 355 до 004° поле номера ВПП должно кодироваться как 36.

e) *Буква ВПП*. Поскольку никакой буквы, связанной с данной схемой, не существует, данное поле кодируется как 00.

f) *Определитель характеристик захода на посадку*. Поле определителя характеристик захода на посадку предназначено для использования оборудованием GBAS и не используется для операций на основе SBAS.

g) *Индикатор маршрута*. Кодирование такое же, как указано в добавлении A главы 6 раздела 2 части III.

h) *Селектор данных опорной траектории (RPDS)*. Числовой идентификатор, используемый для выбора блока данных FAS (желаемая схема захода на посадку). Он предназначен для GBAS и не используется для операций на основе SBAS.

i) *Идентификатор опорной траектории*. Поскольку эти схемы не предусматривают полеты на ВПП, двузначный номер ВПП заменяется данными линии пути FAS, округленными до ближайших 10°. Для линий пути FAS от 355 до 004° часть поля номера ВПП должна кодироваться как 36.

Примечание. Данное кодирование согласуется со схемой PinS, используемой для заходов на посадку при наличии нескольких посадочных площадок.

j) *Широта точки посадочного порога ВПП (LTP)/точки фиктивного порога ВПП (FTP).* Широта точки вертодрома/фиктивной точки вертодрома (HP/FHP) кодируется аналогично кодированию LTP/FTP в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III.

k) *Долгота точки посадочного порога ВПП (LTP)/точки фиктивного порога ВПП (FTP).* Долгота HP/FHP кодируется аналогично кодированию LTP/FTP в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III.

l) *Высота LTP/FTP относительно эллипсоида (HAE).* Кодирование высоты HP/FHP относительно эллипсоида аналогично кодированию HAE LTP/FTP в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III.

m) Δ-*широта точки выставления направления траектории полета (FPAP).* Представляет Δ-широту точки, расположенной на геодезической линии за точкой HP/FHP, выровненной по направлению с FAS точки PinS. Кодируется так же, как это указано в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III.

n) Δ-*долгота точки выставления направления траектории полета (FPAP).* Представляет Δ-долготу точки, расположенной на геодезической линии за точкой HP/FHP, выровненной по направлению с FAS точки PinS. Кодируется так же, как это указано в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III.

o) *Высота пересечения порога ВПП (TCH).* Заданная относительная высота пересечения угла наклона траектории полета над точкой вертодрома/относительной высоты пересечения фиктивной точки вертодрома (FHPCH). Кодируется так же, как это указано в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III.

p) *Селектор единиц TCH*. Кодируется так же, как это указано в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III.

q) *Угол наклона глиссады*. Кодируется так же, как это указано в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III.

r) *Курсовая ширина на пороге ВПП.* Данный параметр заменяется курсовой шириной в точке вертодрома/фиктивной точке вертодрома. Для схем захода на посадку на основе SBAS курсовая ширина FHP равна ±105 м.

s) *Смещение* Δ-*расстояния*. Поскольку никакой ВПП, связанной с этой схемой, не существует, данное поле кодируется как 0.

t) *Порог срабатывания сигнализации в горизонтальной плоскости (HAL).* Кодируется так же, как это указано в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III. В схемах PinS значение HAL = 40.

u) *Порог срабатывания сигнализации в вертикальной плоскости (VAL).* Для схем PinS только с боковым наведением значение VAL = 0. При обеспечении вертикального наведения значение VAL ≤ 50.

v) *Избыточные данные CRC конечного участка захода на посадку.* Расчет и кодирование осуществляются таким же образом, как в добавлении A к главе 6 раздела 2 части III.

2. ***Масштабирование отображения на дисплее и ориентация фиктивной точки вертодрома.*** На рис. IV-3-Доб-1 показаны ориентация фиктивной точки вертодрома и масштабирование отображения на дисплее, которые были подтверждены летными испытаниями как удовлетворительные. В точке FHP боковая курсовая ширина составляет ±105 м. При расстоянии между FHP и GARP в 3000 м результирующее угловое расширение составляет 2°. Всесторонние летные испытания продемонстрировали наилучшее сочетание результатов пригодности схем для полета и адекватности требований к защите от препятствий при расстоянии 800 м от PinS/MAPt до FHP с боковой курсовой шириной ±133 м в точке PinS/MAPt. Была отмечена исключительная гибкость в применении блока данных FAS к схемам PinS.

3. На рис. IV-3-Доб-2 показаны масштабирование изображения на дисплее по вертикали и связь масштабирования с фиктивной точкой вертодрома. Масштабирование изображения на дисплее по вертикали включает возможность линейного масштабирования, как только угловые размеры становятся больше ±150 м или меньше 15 м. Точка на траектории в вертикальной плоскости, в которой начинается факультативная линеаризация масштаба изображения на дисплее, является функцией угла наклона глиссады после углового расширения (угол наклона глиссады/4°) при полномасштабной ширине меньшей или равной ±15 м или большей или равной ±150 м. FHP и точка пересечения глиссады (GPIP) лежат в одной и той же плоскости. Горизонтальное расстояние от FHP до PinS/MAPt выдерживается равным 800 м независимо от угла наклона глиссады, чтобы обеспечить соблюдение требований в отношении надлежащего масштабирования отображения по горизонтали.

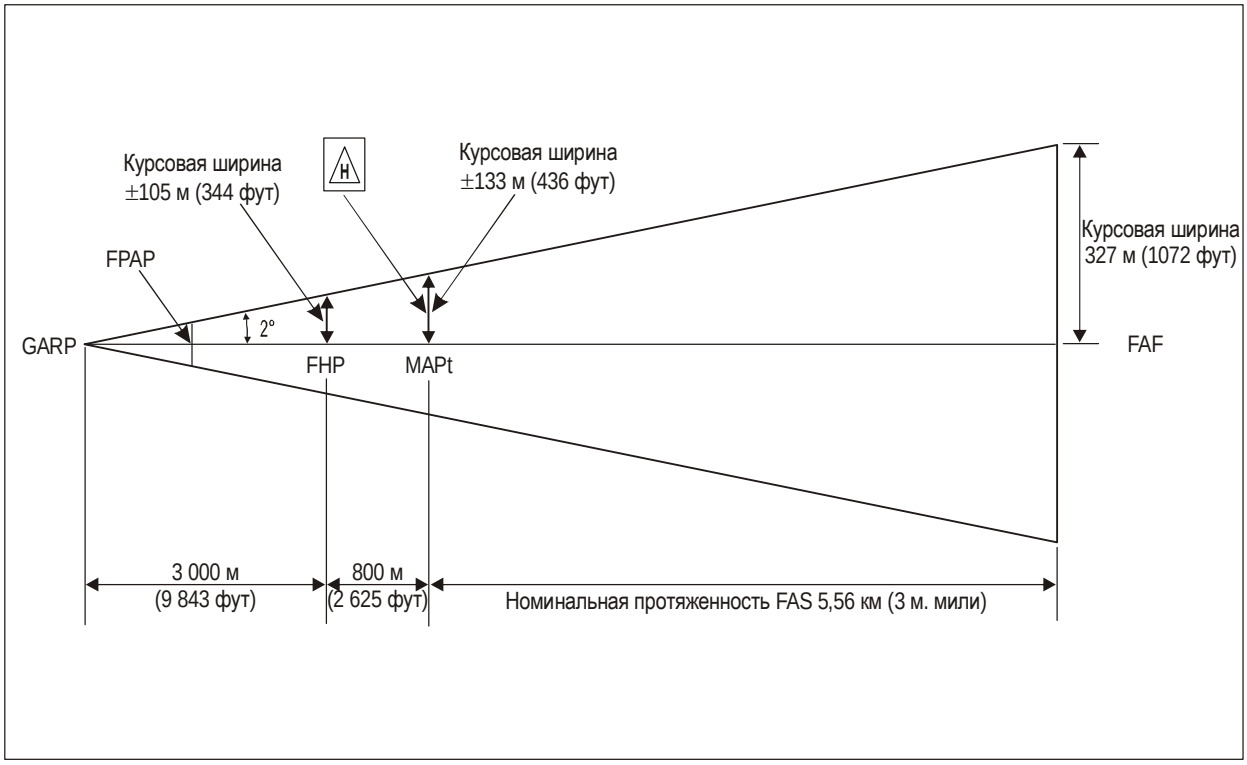


Рис. IV-3-Доб-1. Ориентация фиктивной точки вертодрома и масштабирование изображения на дисплее по горизонтали

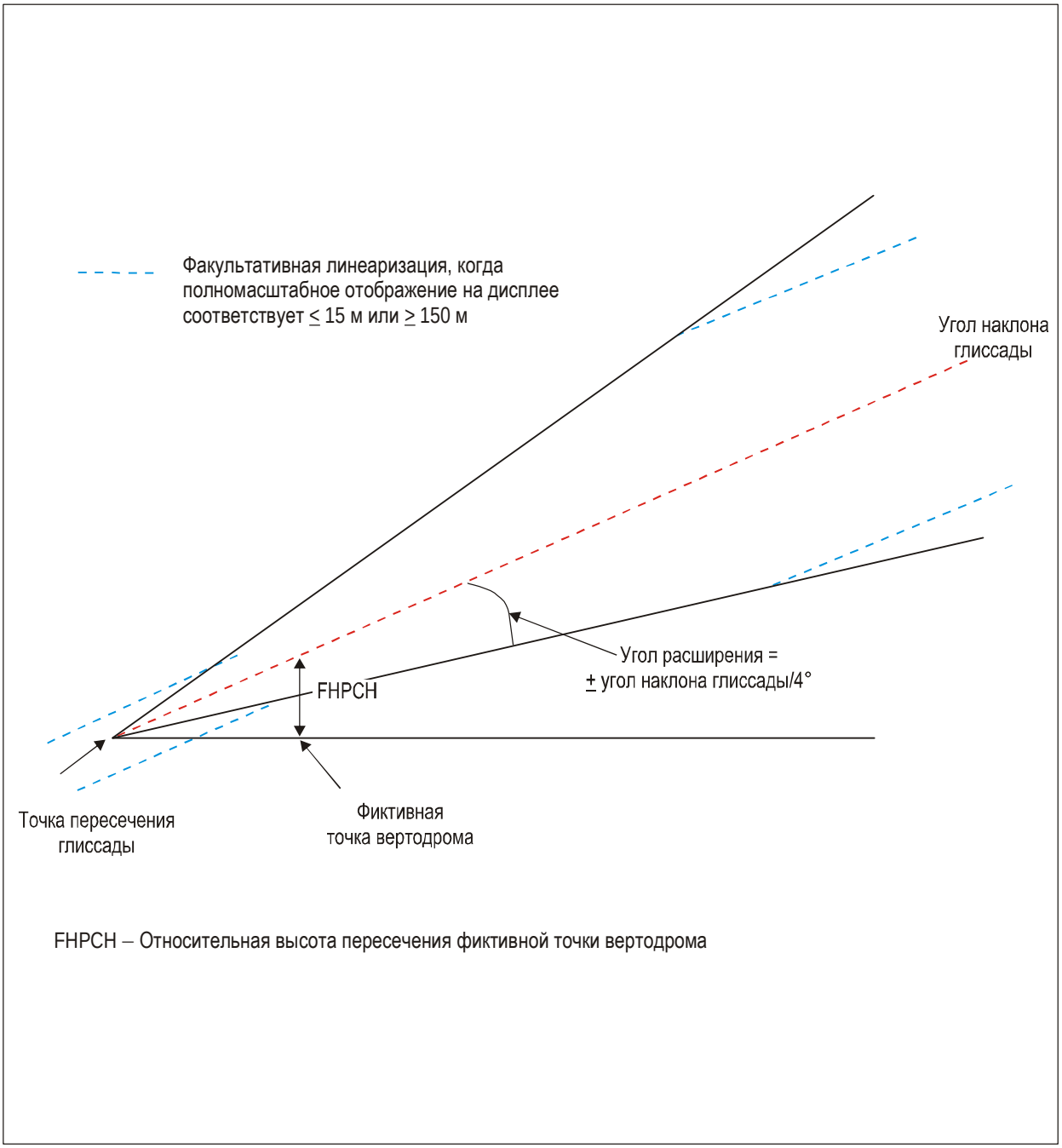


Рис. IV-3-Доб-2. Ориентация фиктивной точки вертодрома и масштабирование изображения на дисплее по вертикали

— КОНЕЦ —