

Doc 9905
AN/471



Руководство по построению схем на основе санкционированных требуемых навигационных характеристик (RNP AR)

Утверждено Генеральным секретарем
и опубликовано с его санкции

Издание первое — 2009

Международная организация гражданской авиации

Doc 9905
AN/471



Руководство по построению схем на основе санкционированных требуемых навигационных характеристик (RNP AR)

Утверждено Генеральным секретарем
и опубликовано с его санкции

Издание первое — 2009

Международная организация гражданской авиации

Опубликовано отдельными изданиями на русском, английском,
арабском, испанском, китайском и французском языках
МЕЖДУНАРОДНОЙ ОРГАНИЗАЦИЕЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ.
999 University Street, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7

Информация о порядке оформления заказов и полный список агентов по
продаже и книготорговых фирм размещены на веб-сайте ИКАО www.icao.int.

Издание первое, 2009.

**Дос 9905, Руководство по построению схем на основе санкционированных
требуемых навигационных характеристик (RNP AR)**

Номер заказа: 9905

ISBN 978-92-9231-461-3

© ИКАО, 2010

Все права защищены. Никакая часть данного издания не может
воспроизводиться, храниться в системе поиска или передаваться ни в
какой форме и никакими средствами без предварительного письменного
разрешения Международной организации гражданской авиации.

ПОПРАВКИ

Об издании поправок сообщается в дополнениях к *Каталогу изданий ИКАО*; Каталог и дополнения к нему имеются на веб-сайте ИКАО www.icao.int.
Ниже приводится форма для регистрации поправок.

РЕГИСТРАЦИЯ ПОПРАВОК И ИСПРАВЛЕНИЙ

[illegible][illegible]

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Страница</i>
ПРЕДИСЛОВИЕ	(vii)
ОПРЕДЕЛЕНИЯ	(ix)
СОКРАЩЕНИЯ И АКРОНИМЫ	(xiii)
Глава 1. Описание санкционированных требуемых навигационных характеристик (RNP AR)	1-1
1.1 Цель руководства	1-1
1.2 Применение	1-1
1.3 Квалификационная оценка воздушных судов	1-2
1.4 Эксплуатационная квалификационная оценка	1-2
1.5 Информация о производстве полетов	1-3
1.6 Правила производства полетов	1-4
Глава 2. Построение схем захода на посадку на основе RNP AR	2-1
2.1 Основополагающие принципы	2-1
2.2 Абсолютная/относительная высота пролета препятствий (OCA/H) и абсолютная/относительная высота принятия решения (DA/H)	2-1
2.3 Стандартные условия	2-2
2.4 Влияние рельефа местности	2-2
2.5 Боковая защита	2-2
2.6 Вертикальная защита	2-3
Глава 3. Общие критерии	3-1
3.1 Скоростные категории воздушных судов	3-1
3.2 Расчет радиуса разворота и угла крена	3-3
Глава 4. Построение схемы	4-1
4.1 Общие принципы	4-1
4.2 Начальный участок захода на посадку	4-14
4.3 Ожидание	4-16
4.4 Промежуточный участок захода на посадку	4-16
4.5 FAS	4-18
4.6 Участок ухода на второй круг (MAS)	4-36
4.7 Определение OCA/H	4-43
Глава 5. Публикация и составление карт	5-1
5.1 Введение	5-1
5.2 Названия аэронавигационных карт	5-1
5.3 Обозначение карт	5-1

5.4	Примечания на картах.....	5-1
5.5	Обозначение	5-2
5.6	Минимумы	5-2

Добавление 1. Пояснение уравнения расчета минимального запаса высоты над препятствиями (МОС) для бюджета погрешности в определении высоты (VEB) (единицы СИ)	ДОБ 1-1
---	----------------

Добавление 2. Пояснение уравнения расчета минимального запаса высоты над препятствиями (МОС) для бюджета погрешности в определении высоты (VEB) (единицы, не относящиеся к системе СИ).....	ДОБ 2-1
--	----------------

ПРЕДИСЛОВИЕ

Требуемые навигационные характеристики (RNP) изначально были разработаны Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) в целях упрощения изменения использования воздушного пространства. ИКАО признала, что традиционные процессы разработки технических стандартов не успевают за изменениями глобальных навигационных спутниковых систем, навигационной инфраструктуры, производства полетов и авиационных систем. RNP были разработаны с целью спецификации требований воздушного пространства и производства полетов, несмотря на ограничения, связанные с медленным процессом введения технических требований к оборудованию и системам.

На начальном этапе для обеспечения операций на основе RNP разработанные критерии построения схем RNP были включены в документ *"Правила аэронавигационного обслуживания. Производство полетов воздушных судов"* (PANS-OPS) (Doc 8168). Однако, вследствие отсутствия потребностей и общего представления об изменении порядка производства операций и внедрения RNP, первоначальные критерии были консервативными по своему характеру и спецификации. В этой связи, как только были определены конкретные районы, в которых возникла необходимость во внедрении RNP, критерии ИКАО оказались недостаточными и не подкрепленными необходимым вспомогательным инструктивным материалом для утверждения операций.

Одновременно с этим одно государство в сотрудничестве с отраслью и основным авиаэксплуатантом разработали критерии, которые позволили использовать воздушные суда, оснащенные оборудованием для полетов по RNP, для решения значительной проблемы доступа в аэропорты, расположенных в районах с большим количеством препятствий или сложным рельефом местности, причем в неблагоприятных метеорологических условиях. Эти критерии построения схем RNP были изложены в регламентирующем инструктивном материале, включенном в консультативный циркуляр (AC) 120-29A Федерального авиационного управления (ФАУ) Соединенных Штатов Америки.

Включенные в AC 120-29A критерии RNP обеспечивают значительную гибкость и кастомизацию построения схем. Это документ выходит за рамки инструктивного материала по построению традиционных схем, поскольку содержит критерии рассмотрения соответствующих аспектов эксплуатационных требований, которые следует учитывать при внедрении таких специальных полетов, например оценка визуального участка, отказ двигателя, оптимизированный градиент набора высоты и прерванная посадка. Однако такие критерии могут оказаться очень жесткими и требующими длительного времени для оценки и утверждения каждого применения. В результате был сделан вывод о том, что определенная стандартизация множества критериев будет содействовать не только разработке, но и внедрению схем.

Это же государство, исходя из интересов своего авиационного сообщества, разработало ряд критериев построения схем, которые, оставаясь во многом гибкими, в то же время устанавливают специальные стандарты в других областях, тем самым упрощая процесс построения схем и сохраняя возможность извлечения значительных эксплуатационных выгод. Эти критерии были изложены в документе ФАУ Соединенных Штатов Америки, Order 8250.52, который первоначально использовался в данном государстве, но впоследствии был также принят на вооружение другими государствами, нуждающимися в таких критериях для решения эксплуатационных проблем в своих регионах. ИКАО рассмотрела этот документ и разработала эквивалентные критерии, изложенные в настоящем руководстве, которые согласуются с положениями PANS-OPS в отношении терминологии, единиц измерения и определенных параметров построения схем. Поскольку в основе изложенных в настоящем руководстве критериев лежат относительно новые принципы, было принято решение не включать их на данном этапе в PANS-OPS.

Для того чтобы логически обосновать и поддержать внедрение операций на основе RNP, ИКАО создала Исследовательскую группу по требуемым навигационным характеристикам и специальным эксплуатационным требованиям (RNPSORSG), которая разработала *Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN)* (Дос 9613). В руководстве по PBN представлены два типа навигационных спецификаций для заходов на посадку: заход на посадку на основе RNP (RNP APCH) и заход на посадку на основе санкционированных RNP (RNP AR APCH). Навигационная спецификация RNP APCH предназначена для удовлетворения общих эксплуатационных требований RNP и позволяет выполнять такие заходы на посадку воздушным судам с базовым уровнем навигационных возможностей RNP, не требуя при этом получения эксплуатационного разрешения. Другая навигационная спецификация RNP AR APCH подразумевает более высокий уровень навигационных характеристик, позволяющих эффективнее решать проблемы доступа в аэропорты, например расположенные в районах с большим количеством препятствий, и содействующих усовершенствованию организации воздушного движения (ОрВД), но требует от эксплуатанта соблюдать дополнительные требования к воздушным судам и летным экипажам и получать эксплуатационное разрешение от регламентирующего полномочного органа государства.

Схемы на основе RNP AR могут дать значительные эксплуатационные преимущества и выгоды с точки зрения безопасности полетов по сравнению с другими схемами, основанными на зональной навигации (RNAV), за счет включения дополнительных возможностей в плане навигационной точности, целостности и функциональности для выполнения операций с использованием сокращенных минимумов пролета препятствий, что позволяет внедрять такие схемы заходов на посадку и вылетов в тех случаях, когда другие типы схем захода на посадку и вылета являются с эксплуатационной точки зрения непригодными или неудовлетворительными. Внедряемые в соответствии с настоящим руководством схемы позволяют использовать возможности высококачественной, контролируемой боковой и вертикальной навигации (VNAV), что способствует повышению безопасности полетов и снижает риск столкновения исправного воздушного судна с землей (CFIT).

Настоящее руководство предназначено для использования эксплуатантами воздушных судов и разработчиками схем заходов на посадку по приборам на основе RNP с использованием бортовых систем RNAV в тех случаях, когда требуется получение санкции (AR).

В данном руководстве изложены критерии построения для оказания помощи государствам в реализации схем захода на посадку на основе RNP AR в соответствии с главой 6 "Реализация RNP AR APCH" части C тома II Руководства по PBN. Аналогичные критерии для схем вылетов будут включены после их разработки.

ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Абсолютная высота принятия решения (DA) или относительная высота принятия решения (DH).

Установленная абсолютная или относительная высота при точном заходе на посадку или заходе на посадку с вертикальным наведением, 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. DA отсчитывается от среднего уровня моря, а 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".

Бортовая система функционального дополнения (ABAS). Система, которая дополняет и/или интегрирует информацию, полученную от других элементов GNSS, с информацией, имеющейся на борту воздушного судна.

Примечание. Наиболее распространенным видом ABAS является автономный контроль целостности в приемнике (RAIM).

Глиссада. Траектория полета, определяемая по вертикальной оси, которая проходит через DCP/RDH на конечном участке захода на посадку схемы APV или PA.

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

Примечание. Зональная навигация включает в себя навигацию, основанную на характеристиках, а также другие виды операций, которые не подпадают под определение навигации, основанной на характеристиках.

Инфраструктура навигационных средств (NAVAID). Под инфраструктурой навигационных средств понимается наличие спутниковых или наземных навигационных средств для обеспечения соблюдения требований навигационной спецификации.

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.

Концепция воздушного пространства. Концепция воздушного пространства дает общую картину и предполагаемую структуру производства полетов в пределах данного воздушного пространства. Концепции воздушного пространства разрабатываются для достижения конкретных стратегических целей, таких как

повышение безопасности полетов, увеличение пропускной способности воздушного движения, снижение отрицательного воздействия на окружающую среду и т. д. Концепции воздушного пространства могут содержать подробные сведения о практической организации воздушного пространства и его пользователях на основе конкретных допущений в отношении связи, навигации и организации воздушного движения (CNS/ATM), например, структуру маршрутов ОВД, минимумы эшелонирования, разделение маршрутов и высоту пролета препятствий.

Маршрут RNP. Маршрут ОВД, установленный для использования воздушными судами, соблюдающими предписанную навигационную спецификацию RNP.

Маршрут зональной навигации. Маршрут ОВД, установленный для воздушных судов, которые могут применять зональную навигацию.

Навигационная спецификация. Совокупность требований к воздушному судну и летному экипажу, необходимых для обеспечения полетов в условиях навигации, основанной на характеристиках, в пределах установленного воздушного пространства. Имеются два вида навигационных спецификаций:

Спецификация RNAV. Навигационная спецификация, основанная на зональной навигации, которая не включает требование к контролю за выдерживанием и выдаче предупреждений о несоблюдении характеристик, обозначаемая префиксом RNAV, например, RNAV 5, RNAV 1.

Спецификация RNP. Навигационная спецификация, основанная на зональной навигации, которая включает требование к контролю за выдерживанием и выдаче предупреждений о несоблюдении характеристик, обозначаемая префиксом RNP, например, RNP 4, RNP APCH.

Примечание. Подробный инструктивный материал по навигационным спецификациям содержится в томе II Руководства по навигации, основанной на характеристиках (PBN) (Doc 9613).

Навигационная функция. Подробное описание возможностей навигационной системы (например, выполнение переходов от одного участка полета к другому, возможности параллельного смещения, схемы полетов в зоне ожидания, навигационные базы данных), необходимых для соблюдения требований концепции воздушного пространства.

Примечание. Навигационные функциональные требования являются одним из решающих факторов при выборе конкретной навигационной спецификации. Навигационные функциональные возможности (функциональные требования) для каждой навигационной спецификации содержатся в частях В и С тома II Руководства по навигации, основанной на характеристиках (PBN) (Doc 9613).

Навигационный прикладной процесс. Применение навигационной спецификации и сопутствующей инфраструктуры навигационных средств на маршрутах, в схемах и/или в определенном объеме воздушного пространства в соответствии с предполагаемой концепцией воздушного пространства.

Примечание. Навигационный прикладной процесс является одним из элементов, наряду со связью, наблюдением и процедурами ОрВД, которые отвечают стратегическим целям в данной определенной концепции воздушного пространства.

Навигация, основанная на характеристиках (PBN). Зональная навигация, основанная на требованиях к характеристикам воздушных судов, выполняющих полет по маршруту ОВД, схему захода на посадку по приборам или полет в установленном воздушном пространстве.

Примечание. Требования к характеристикам определяются в навигационных спецификациях в виде точности, целостности, непрерывности, готовности и функциональных возможностей, необходимых для выполнения планируемого полета в контексте концепции конкретного воздушного пространства.

Поверхность пролета препятствий (OCS). Поверхность оценки препятствий, используемая для определения минимальной абсолютной высоты пролета препятствий в любой точке.

Полеты по RNAV. Полеты воздушных судов с использованием зональной навигации для прикладных процессов RNAV. Полеты по RNAV включают использование зональной навигации для полетов, которые не разработаны в соответствии с *Руководством по навигации, основанной на характеристиках (PBN)* (Doc 9613).

Полеты по RNP. Полеты воздушных судов с использованием системы RNP для навигационных прикладных процессов RNP.

Процедурное управление. Диспетчерское обслуживание воздушного движения, предоставляемое с использованием информации, полученной не от системы наблюдения ОВД, а из других источников.

Система RNAV. Навигационная система, позволяющая воздушным судам выполнять полет по любой желаемой траектории в пределах зоны действия основанных на опорных станциях навигационных средств или в пределах, определяемых возможностями автономных средств, или их комбинации. Система RNAV может быть составной частью системы управления полетом (FMS).

Система RNP. Аэронавигационная система, которая обеспечивает контроль на борту за выдерживанием характеристик и выдачу предупреждений об их несоблюдении.

Система наблюдения ОВД. Общий термин, под которым в отдельности понимаются системы ADS-B, ПОРЛ, ВОРЛ или любая другая сопоставимая наземная система, позволяющая опознать воздушное судно.

Примечание. Сопоставимой наземной системой является система, которая в результате проведения сравнительной оценки или использования другой методики продемонстрировала, что обеспечиваемый ею уровень безопасности полетов и характеристик соответствует аналогичному показателю моноимпульсного ВОРЛ или превышает его.

Служба наблюдения ОВД. Термин, используемый в отношении одного из видов обслуживания, обеспечиваемого непосредственно с помощью системы наблюдения ОВД.

Смешанная навигационная среда. Среда, в которой могут применяться различные навигационные спецификации в пределах одного и того же воздушного пространства (например, маршруты RNP 10 и RNP 4 в одном и том же воздушном пространстве), или когда в одном и том же воздушном пространстве допускается использование обычной навигации наряду с применением RNAV или RNP.

Спутниковая система функционального дополнения (SBAS). Система функционального дополнения с широкой зоной действия, в которой пользователь принимает дополнительную информацию от передатчика, установленного на спутнике.

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.

Схема захода на посадку с вертикальным наведением (APV). Схема захода на посадку по приборам с использованием бокового и вертикального наведения, но не отвечающая требованиям, установленным для точных заходов на посадку и посадок.

СОКРАЩЕНИЯ И АКРОНИМЫ

AC	Консультативный циркуляр
ADS-B	Радиовещательное автоматическое зависимое наблюдение
AGL	Над уровнем земли
anpe	Погрешность фактических навигационных характеристик
APCH	Заход на посадку
APV	Схема захода на посадку с вертикальным наведением
*ase	Погрешность системы измерения высоты
ASI	Индикатор воздушной скорости
*atis	Служба автоматической передачи информации в районе аэродрома
ATT	Продольный допуск
BARO-VNAV	Барометрическая вертикальная навигация
BG	Геометрия фюзеляжа
CDA	Заход на посадку с постоянным градиентом снижения
CFIT	Столкновение исправного воздушного судна с землей
CNS/ATM	Связь, навигация и наблюдение/организация воздушного движения
Ctg	Котангенс
DA/H	Абсолютная/относительная высота принятия решения
DER	Взлетный конец ВПП
D _{FAP}	Расстояние от порога ВПП до FAP
D _{FROP}	Расстояние до точки вывода из крена на конечный участок захода на посадку
DR	Скорость снижения
DTA	Расстояние упреждения разворота
FAF	Конечная контрольная точка захода на посадку
FAP	Точка конечного этапа захода на посадку
FAS	Конечный участок захода на посадку
FCC	Вычислитель управления полетом
FOSA	Оценка безопасности производства полетов
FROP	Точка вывода из крена на конечный участок захода на посадку
*fte	Погрешность техники пилотирования
FTP	Точка фиктивного порога ВПП
GNSS	Глобальная навигационная спутниковая система
GP	Глиссада
GPI	Точка пересечения на земле
GPS	Глобальная система определения местоположения
H	Абсолютная высота
HATh	Высота над порогом ВПП
HL	Потеря высоты
IAF	Начальная контрольная точка захода на посадку
IAS	Приборная скорость
IF	Промежуточная контрольная точка
IRU	Блок инерциальной системы

* Сокращения и акронимы, напечатанные строчными буквами, взяты из *Руководства по навигации, основанной на характеристиках (PBN)* (Doc 9613).

isad	Отклонение температуры международной стандартной атмосферы
LNAV	Боковая навигация
LTP	Точка посадочного порога ВПП
LTP _{ELEV}	Превышение точки посадочного порога ВПП
MA	Уход на второй круг
MAS	Участок (участки) ухода на второй круг
MEL	Перечень минимального оборудования
MOC	Минимальный запас высоты над препятствиями
OAS	Поверхность оценки препятствий
OCA/H	Абсолютная/относительная высота пролета препятствий
OCS	Поверхность пролета препятствий
PANS-OPS	Правила аэронавигационного обслуживания. Производство полетов воздушных судов
PBN	Навигация, основанная на характеристиках
R	Скорость разворота
r	Радиус
RA	Радиовысотомер
RDH	Относительная высота опорной точки
RF	Дуга постоянного радиуса до контрольной точки (тип участка "радиус – контрольная точка" ARING)
RNAV	Зональная навигация
RNP	Требуемые навигационные характеристики
RNP AR	Санкционированные требуемые навигационные характеристики
RNPSORSG	Исследовательская группа по требуемым навигационным характеристикам и специальным эксплуатационным требованиям
RSS	Квадратный корень из суммы квадратов
SOC	Начало набора высоты
TAS	Истинная скорость
TCH	Относительная высота пересечения порога ВПП
TF	Линия пути до контрольной точки (тип участка ARING)
TP	Точка разворота
TrD	Переходное расстояние
TWC	Попутная составляющая ветра
V	Скорость
VA	Направление до абсолютной высоты (тип участка ARING)
vae	Вертикальная угловая погрешность
Vat	Скорость на пороге ВПП
VEB	Бюджет погрешности в определении высоты
VGSI	Визуальный индикатор глиссады
VNAV	Вертикальная навигация
VPA	Угол наклона траектории в вертикальной плоскости
Vsig	Скорость сваливания в посадочной конфигурации при максимальной посадочной массе
Vso	Скорость сваливания
WGS	Всемирная геодезическая система
wpr	Погрешность точности определения точки пути
ВОРЛ	Вторичный обзорный радиолокатор
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
кат.	Категория
км	Километр
м	Метр
м. миля	Морская миля (NM)
MCA	Международная стандартная атмосфера (ISA)

ОВД	Обслуживание воздушного движения
ОрВД	Организация воздушного движения
ПОРЛ	Первичный обзорный радиолокатор
СИ	Международная система единиц
УВД	Управление воздушным движением
уз	Узел
фут	Фут (ft)
ФАУ	Федеральное авиационное управление (FAA)

Глава 1

ОПИСАНИЕ САНКЦИОНИРОВАННЫХ ТРЕБУЕМЫХ НАВИГАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК (RNP AR)

1.1 ЦЕЛЬ РУКОВОДСТВА

1.1.1 Настоящее руководство предназначено для использования эксплуатантами воздушных судов и разработчиками схем заходов на посадку по приборам на основе требуемых навигационных характеристик (RNP) с использованием бортовых систем зональной навигации (RNAV) в тех случаях, когда требуется получение санкции (AR).

1.1.2 В данном руководстве изложены критерии построения для оказания помощи государствам в реализации схем захода на посадку (APCH) на основе RNP AR в соответствии с главой 6 "Реализация *RNP AR APCH*" части С тома II *Руководства по навигации, основанной на характеристиках (PBN)* (Дос 9613) (далее называемое как Руководство по PBN).

1.2 ПРИМЕНЕНИЕ

1.2.1 Реализация схем RNP AR выходит за рамки построения схем, поскольку эксплуатантам воздушных судов необходимо пройти процесс получения санкции для гарантии того, что все критически важные документы, а также соответствующие утверждения летной годности и эксплуатационные утверждения оформлены до начала реализации. Инструктивный материал по реализации и эксплуатационному утверждению содержится в Руководстве по PBN.

1.2.2 В Руководстве по PBN представлены навигационные спецификации двух видов заходов на посадку на основе RNP: RNP APCH и RNP AR APCH.

1.2.3 Операции RNP AR APCH в соответствии с Приложением 6 "*Эксплуатация воздушных судов*" классифицируются как заходы на посадку с вертикальным наведением (APV). Этот тип операции требует наличия системы позитивного вертикального наведения (VNAV) на конечном участке захода на посадку (FAS). В нынешних реализациях RNP AR APCH используется система барометрической вертикальной навигации (баро-VNAV), отвечающая установленным требованиям летной годности. Запас высоты над препятствиями основывается на статистической оценке всех составляющих погрешностей, называемых бюджетом погрешности в определении высоты (VEB). Могут использоваться и другие системы вертикального наведения при условии обеспечения эквивалентной точности, целостности и пределов удерживания.

1.2.4 Схемы RNP AR APCH могут строиться в расчете на различные минимумы RNP, например RNP 0,3, RNP 0,2, вплоть до RNP 0,1. Однако разработчики схем не должны предлагать схемы с RNP менее 0,3, если только они не дают какую-либо эксплуатационную выгоду. Снижение показателя RNP уменьшает пределы срабатывания сигнализации и повышает вероятность ее срабатывания и последующего ухода на второй круг; следовательно публикуемые минимумы RNP не должны быть меньше необходимых для обеспечения требуемых эксплуатационных возможностей.

1.2.5 Изложенные в настоящем документе критерии построения схем применимы к определенным типам воздушных судов и поэтому не могут полностью учитывать возможности некоторых других типов воздушных судов. Поэтому построенные в соответствии с настоящим руководством схемы обеспечат приемлемое эксплуатационное решение во многих, но не во всех случаях. Если при применении этих критериев не представляется возможным получить приемлемое с эксплуатационной точки зрения решение, может потребоваться разработка детальных схем с учетом местных условий. Могут быть приняты альтернативные схемы с указанием типа воздушных судов или конкретных эксплуатационных параметров, особых эксплуатационных условий или ограничений, порядка подготовки экипажей, эксплуатационной оценки или других требований, которые могут обеспечить эквивалентный уровень безопасности полетов. Такие решения или схемы не являются предметом рассмотрения в настоящем руководстве и требуют индивидуальной оценки безопасности производства полетов (FOSA) и эксплуатационного утверждения.

1.2.6 При операциях RNP AR APCH используются возможности RNAV высокого уровня, при этом все аспекты операции должны удовлетворять соответствующим требованиям, указанным в Руководстве по PBN.

1.2.7 Безопасность схем RNP AR APCH зависит от надлежащей взаимосвязи возможностей воздушного судна, эксплуатационных правил и самой схемы. Пользователи настоящего руководства должны четко представлять себе эту критическую разницу в построении схем RNP AR.

1.3 КВАЛИФИКАЦИОННАЯ ОЦЕНКА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

1.3.1 Квалификационная оценка воздушных судов является неотъемлемой частью процесса санкционирования операций RNP AR. Что касается схемы полетов по приборам на основе RNP AR, то только воздушным судам, которые продемонстрировали надлежащие летно-технические характеристики, возможности и функциональные параметры, может быть разрешено осуществлять операции RNP AR APCH.

1.3.2 Воздушные суда должны удовлетворять требованиям навигационной спецификации RNP AR APCH, приведенной в Руководстве по PBN. Изготовители воздушных судов должны продемонстрировать и документально подтвердить летно-технические характеристики и возможности воздушных судов, а также соблюдение любых специальных правил или ограничений, связанных с использованием воздушных судов и систем, в рамках либо программы сертификации воздушных судов, либо оценки годности воздушных судов.

1.3.3 Демонстрация возможностей воздушных судов позволяет всем квалифицированным воздушным судам использовать схему полетов по приборам, освобождая тем самым разработчика схем от необходимости учитывать отдельные типы или технические возможности воздушных судов.

1.3.4 В том случае, если в рамках демонстрации возможностей RNP AR подтверждены, документально оформленные и утверждены летно-технические характеристики, целостность и функциональные показатели воздушных судов, проведение специальных или масштабных летных испытаний и моделирования для сбора статистических данных, подтверждающих летно-технические характеристики воздушных судов, не требуется для обеспечения реализации операций RNP AR.

1.4 ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ ОЦЕНКА

1.4.1 Процесс санкционирования операций RNP AR APCH включает утверждение эксплуатационных правил и уровня подготовки летного экипажа в соответствии с навигационной спецификацией RNP AR APCH, приведенной в Руководстве по PBN.

1.4.2 Эксплуатационные правила должны соответствовать любым условиям, оговоренным в утверждении возможностей воздушного судна для RNP AR, и всем дополнительным требованиям, как, например, перечень минимального оборудования (MEL), руководства по производству полетов, руководства по летной эксплуатации воздушных судов и инструктивный материал по техническому обслуживанию.

1.4.3 В эксплуатационных правилах должны также быть учтены любые ограничения или требования, установленные разработчиком схем. Для выполнения схемы RNP AR APCH в некоторых случаях может потребоваться определенное оборудование или возможности.

1.4.4 Каждая схема RNP AR APCH до ее публикации апробируется в соответствии с Руководством по PBN и другим соответствующим инструктивным материалом. Однако, учитывая возможность изменений в функциональных характеристиках, оборудовании и пригодности к летной эксплуатации, эксплуатантам необходимо провести апробацию каждой схемы применительно к конкретному типу используемых воздушных судов.

1.4.5 До получения санкции на выполнение операций RNP AR APCH эксплуатант должен продемонстрировать государственному регламентирующему органу, что надлежащим образом учтены все соответствующие элементы операций RNP AR APCH, включая:

- a) квалификационную оценку воздушного судна,
- b) подготовку, например, летного экипажа, диспетчера,
- c) MEL, сохранение летной годности,
- d) требования в отношении эксплуатационных правил,
- e) правила отправки,
- f) процедуры технического обслуживания,
- g) условия или ограничения для получения утверждения,
- h) эксплуатационную апробацию схемы для каждого типа воздушных судов и
- i) проведение FOSA.

1.4.6 Конкретные соображения и вопросы по этим областям подробно изложены в Руководстве по PBN.

1.5 ИНФОРМАЦИЯ О ПРОИЗВОДСТВЕ ПОЛЕТОВ

1.5.1 Для выполнения схем полетов по приборам на основе RNP AR требуется, чтобы эксплуатант воздушного судна проанализировал информацию о членах экипажа, правила полетов и уровень подготовки с целью убедиться, что они являются достаточными для квалификационной оценки и эксплуатационного утверждения эксплуатанта.

1.5.2 Информация о членах экипажа, правила полетов и уровень подготовки должны соответствовать установленным схемам захода на посадку по приборам RNP AR APCH, типу(ам) или модификациям воздушных судов, специальностям членов экипажа, бортовым системам, навигационным средствам и наземным системам, которые будут использоваться. Тематика подготовки будет составлена таким образом, чтобы она могла использоваться для начальной квалификации, повторной квалификации, переквалификации и, при

необходимости, повышения уровня оперативной подготовки или квалификационной оценки различий. Требования к подготовке летных экипажей подробно изложены в Руководстве по PBN.

1.6 ПРАВИЛА ПРОИЗВОДСТВА ПОЛЕТОВ

Пользователи настоящего руководства должны хорошо знать следующие аспекты, связанные с операциями RNP AR APCH.

- a) *Возможности RNP.* Летные экипажи должны знать возможности RNP воздушного судна, зафиксированные в санкционированных RNP, соответствующих конфигурации воздушного судна или эксплуатационным правилам (например, глобальная система определения местоположения (GPS) не работает, использование командно-пилотажного прибора вместо автопилота).
- b) *Проверка пригодности RNP.* До начала захода на посадку летный экипаж обязан убедиться в том, что выбраны соответствующие RNP. В соответствии с эксплуатационными условиями должно выбираться наивысшее значение RNP с целью уменьшения вероятности срабатывания сигнализации и инициирования последующих уходов на второй круг. До начала выполнения схемы летные экипажи должны убедиться в том, что требуемые навигационные характеристики системы обеспечиваются и, как предполагается, будут обеспечиваться в процессе выполнения схемы. RNP не должны изменяться после начала выполнения схемы.
- c) *Участки "радиус-контрольная точка" (RF).* Использование участков RF обеспечивает большую гибкость построения линии пути схемы. Участки RF могут использоваться на всех этапах схемы, включая конечный участок, и требования в отношении возможности использования участка RF будут при необходимости отражены на схеме захода на посадку. Несмотря на то, что использование участков RF при построении схем является необязательным, однако возможность применения схем с участками RF должна быть специально указана в санкционирующем документе эксплуатанта.
- d) *Минимальное оборудование.* Положения, касающиеся минимального оборудования, подробно изложены в Руководстве по PBN. В некоторых районах воздушное пространство или условия наличия препятствий потребует возможности RNP при уходе на второй круг из любой точки схемы. В этих районах может потребоваться использовать дополнительное оборудование.
- e) *Нестандартные скорости или градиенты набора высоты.* Схемы захода на посадку RNP AR разрабатываются на основе стандартных скоростей захода на посадку и установленных номинальных градиентов набора высоты при уходе на второй круг. Все исключения из этих стандартов должны быть указаны на схеме захода на посадку, и эксплуатант должен до выполнения операции убедиться в том, что они не противоречат любым опубликованным ограничениям.
- f) *Нештатные операции.* Летные экипажи должны быть способными удерживать воздушное судно в пределах допусков выдерживания линии пути в соответствии с выбранными RNP в ходе выполнения штатных и нештатных операций. (Допуски на технику пилотирования определены в навигационных спецификациях, приведенных в главе 6 тома II Руководства по PBN.)
- g) *Вертикальные допуски на траекторию полета.* На FAS летные экипажи будут контролировать любое вертикальное отклонение от траектории VNAV, для того чтобы воздушное судно оставалось в пределах допусков, указанных в навигационных спецификациях, приведенных в главе 6 тома II Руководства по PBN.

- h) *Автопилот, связанный с радиосредствами.* Рекомендуется использовать связанный с радиосредствами автопилот. В правилах эксплуатантов должны быть указаны условия выполнения операций с использованием автопилота.
-

Глава 2

ПОСТРОЕНИЕ СХЕМ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ НА ОСНОВЕ RNP AR

2.1 ОСНОВОПОЛАГАЮЩИЕ ПРИНЦИПЫ

ОТЛИЧИЕ МЕЖДУ RNP APCH И RNP AR APCH

2.1.1 Схема RNP APCH определяется как схема захода на посадку на основе RNP, в которой требуется, чтобы боковая TSE на начальном и промежуточном участках и участке ухода на второй круг (MAS) составляла ± 1 м. мили, а на FAS – $\pm 0,3$ м. мили. Инструктивный материал по внедрению операций RNP APCH содержится в главе 5 "Реализация RNP APCH" тома II Руководства по PBN.

2.1.2 Схема RNP AR APCH определяется как схема захода на посадку по RNP, в которой требуется, чтобы боковая TSE на любом участке схемы захода на посадку составляла максимум $\pm 0,1$ м. мили. Схема RNP AR APCH также требует выдерживания особой вертикальной скорости, как указано в главе 6 тома II Руководства по PBN. Точкой отсчета в вертикальной плоскости для схем RNP AR является точка посадочного порога ВПП (LTP). Критерии RNP AR APCH применяются только в отношении тех воздушных судов и эксплуатантов, которые прошли установленную дополнительную сертификацию, получили утверждение и соблюдают требования к подготовке персонала. Схема RNP AR APCH публикуется только в том случае, когда могут быть получены значительные эксплуатационные выгоды при сохранении или повышении уровня безопасности полетов. Сертификация RNP AR и требования к утверждению приведены в Руководстве по PBN. Для целей применения критериев настоящего руководства уровни RNP учитывают защиту от препятствий, связанную со значениями RNP. Уровень RNP используется для определения значения полуширины (в м. милях) зоны защиты, связанной с участком схемы захода на посадку по приборам.

2.2 АБСОЛЮТНАЯ/ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ВЫСОТА ПРОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЙ (OCA/H) И АБСОЛЮТНАЯ/ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ВЫСОТА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ (DA/H)

2.2.1 Значение OCA/H для схем RNP AR публикуется на карте; однако для схем с MAS со значениями RNP менее RNP 1,0 вместо этого публикуется DA/H, и на карте приводится соответствующее примечание. В этом случае процесс утверждения гарантирует, что уход на второй круг не выполняется до достижения точки на линии пути с номинальным значением DA/H.

Нижний предел DA/H – условия аэродрома

2.2.2 Применяются следующие нижние пределы OCA/H:

- a) 75 м (246 фут) при условии, что проведена оценка и препятствия не выступают за внутреннюю поверхность захода на посадку, внутреннюю переходную поверхность и поверхность ухода на второй круг при прерванной посадке главы 4 тома I Приложения 14 "Аэродромы";
- b) 90 м (295 фут) во всех других случаях.

Сложность схемы и значения ОСА/Н менее 75 м (246 фут)

2.2.3 Если значение ОСН в 75 м (246 фут) получено с использованием захода на посадку с прямой, схема не должна дополнительно усложняться посредством добавления разворотов RF или уменьшения значения RNP исключительно с целью получения более низких значений ОСН.

2.3 СТАНДАРТНЫЕ УСЛОВИЯ

ОСА/Н публикуется для тех категорий воздушных судов, для которых строится схема. Значение ОСН основывается на следующих стандартных условиях:

- а) вертикальное наведение на конечном этапе захода на посадку и значения DA/Н основаны на показаниях барометрического высотомера,
- б) схема выполняется с использованием командно-пилотажного прибора или автопилота,
- в) размеры воздушного судна учтены при сертификации (никакие дополнительные действия по строению схемы не требуются),
- г) ранняя прерванная посадка или уход на второй круг гарантируется процессом сертификации и утверждения и
- д) воздушные суда надлежащим образом сертифицированы и утверждены соответствующим полномочным органом для операций RNP AR.

2.4 ВЛИЯНИЕ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ

Применение VEB для защиты от препятствий основывается на точном измерении высоты. Резкие перепады рельефа местности, значительные хребты или утесы, крутые склоны долин и глубокие каньоны могут быть ассоциированы с орографическими эффектами Бернулли/Вентури, которые могут повлиять на летно-технические характеристики в вертикальной плоскости. Районы с возможными значительными колебаниями давления должны быть определены в процессе построения схем, при этом их влияние на предлагаемую схему должны быть учтены в процессе построения и апробированы в ходе оценки безопасности полетов.

2.5 БОКОВАЯ ЗАЩИТА

Для схем RNP AR полуширина основной зоны определяется равной $2 \times \text{RNP}$. При этом отсутствуют буферные или дополнительные зоны. В таблице 2-1 перечислены значения RNP для конкретных участков схемы полетов по приборам.

Таблица 2-1. Значения RNP

Участок	RNP AR		
	Максимум	Стандарт	Минимум
Прибытия	2	2	1,0
Начальный	1	1	0,1
Промежуточный	1	1	0,1
Конечный	0,5	0,3	0,1
Ухода на второй круг	1,0	1,0	0,1*
*См. п. 4.6 в отношении ограничений, связанных с минимальными значениями для участка ухода на второй круг.			

2.6 ВЕРТИКАЛЬНАЯ ЗАЩИТА

2.6.1 На конечном участке захода на посадку и участке ухода на второй круг пролет препятствий обеспечивается двумя поверхностями оценки препятствий (OAS):

- а) поверхность конечного участка захода на посадку, основанная на VEB системы барометрических высотомеров;
- б) горизонтальная поверхность, основанная на переходном расстоянии (TrD) (см. п. 4.6.9), и поверхность ухода на второй круг (Z).

2.6.2 Процессы сертификации, утверждения и подготовки персонала предназначены для обеспечения адекватного функционирования барометрического высотомера и членов летного экипажа, гарантирующего выдерживание данного вертикального профиля.

Глава 3

ОБЩИЕ КРИТЕРИИ

3.1 СКОРОСТНЫЕ КАТЕГОРИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

3.1.1 Различия в летно-технических характеристиках воздушных судов непосредственно влияют на воздушное пространство и видимость, необходимые для выполнения таких маневров, как заход на посадку по кругу, уход на второй круг с разворотом, 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.

3.1.2 Подлежащая учету посадочная конфигурация определяется эксплуатантом или изготовителем самолета.

3.1.3 Далее в настоящем документе категории воздушных судов обозначаются следующими буквенными индексами:

- категория A: приборная скорость (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).

3.1.4 Критерием, учитываемым при классификации самолетов по категориям, является IAS 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 оба значения скорости V_{so} и V_{slg} , используется большее результирующее значение V_{at} . При расчете схем следует руководствоваться диапазонами скоростей (IAS), указанными в таблицах 3-1 а) и 3-1 б). Преобразование этих скоростей в TAS указано в п. 3.1 7.

Ограничения в отношении категорий воздушных судов и IAS

3.1.5 Там, где требования к воздушному пространству носят критический характер для конкретной категории воздушных судов, схемы могут основываться на категории воздушных судов, имеющих меньшую скорость, при условии ограничения использования этой схемы данными воздушными судами. В других случаях эта схема может использоваться с ограничением по указанной максимальной IAS для определенного участка без ссылки на категорию воздушных судов. Истинная скорость (TAS) должна рассчитываться с использованием стандартных скоростей, приведенных в таблицах 3-1 а) и 3-1 б).

Таблица 3-1 а). IAS (км/ч)

Участок		IAS по категориям воздушных судов (кат.)				
		кат. А	кат. В	кат. С	кат. D	кат. E
Начальный, промежуточный		280	335	445	465	467
Конечный		185	240	295	345	Установленная
Ухода на второй круг		205	280	445	490	Установленная
Ограничение минимальной воздушной скорости	Начальный	204	259	389	389	Установленная
	Конечный	185	222	259	306	Установленная
	Промежуточный	204	259	333	333	Установленная
	Ухода на второй круг	185	241	306	343	Установленная

Таблица 3-1 б). IAS (уз)

Участок		IAS по категориям воздушных судов (кат.)				
		кат. А	кат. В	кат. С	кат. D	кат. E
Начальный, промежуточный		150	180	240	250	250
Конечный		100	130	160	185	Установленная
Ухода на второй круг		110	150	240	265	Установленная
Ограничение минимальной воздушной скорости	Начальный	110	140	210	210	Установленная
	Конечный	100	120	140	165	Установленная
	Промежуточный	110	140	180	180	Установленная
	Ухода на второй круг	100	130	165	185	Установленная

Примечание. Скорости, приведенные в таблице 3-1 б), переведены и округлены до значения, кратного 5, в силу причин эксплуатационного характера и с точки зрения эксплуатационной безопасности считаются эквивалентными.

Изменение категории на длительный срок (максимальной посадочной массы)

3.1.6 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 изменений в повседневной эксплуатации самолета.

Расчет TAS

3.1.7 Для перевода IAS в TAS для схем RNP AR используются следующие стандартные уравнения:

единицы, не относящиеся к системе СИ:

$$TAS = IAS * 171233 * [(288 + VAR) - 0,00198 * H]^{0,5} / (288 - 0,00198 * H)^{2,628},$$

единицы СИ:

$$TAS = IAS * 171233 * [(288 + VAR) - 0,006496 * H]^{0,5} / (288 - 0,006496 * H)^{2,628},$$

где

- IAS – приборная воздушная скорость (соответственно уз или км/ч),
- TAS – истинная скорость (соответственно уз или км/ч),
- VAR – отклонение от международной стандартной атмосферы (IAS) (стандартное значение +15) или местные данные по 95 % высокой температуре, если таковые имеются,
- H – абсолютная высота (соответственно фут или м).

Вышеприведенные уравнения включены в электронную таблицу Microsoft Excel, которая вместе с электронной версией настоящего руководства размещена на общедоступном веб-сайте ИКАО (www.icao.int) в разделе "Publications".

3.2 РАСЧЕТ РАДИУСА РАЗВОРОТА И УГЛА КРЕНА

Скорости для расчетов разворотов

3.2.1 Для схем RNP AR радиус разворотов "флай-бай" и RF рассчитывается с использованием скорости $V = TAS + \text{принятый попутный ветер}$.

3.2.2 Определить TAS для разворота с использованием уравнений, приведенных в п. 3.1.7, и воздушную скорость для наивысшей категории воздушных судов из таблицы 3-1 а) или 3-1 б), для которых предназначена схема.

3.2.3 Для уменьшения радиуса разворота может применяться ограничение скорости; однако максимальная скорость должна с эксплуатационной точки зрения быть приемлемой для эксплуатируемых воздушных судов. Допускается установление лишь одного ограничения скорости для каждого участка захода на посадку, при этом для определения данной скорости выбирается максимальная воздушная скорость, соответствующая наивысшей скоростной категории воздушных судов, которым разрешено использовать данную схему.

Расчет радиуса разворотов "флай-бай"

3.2.4 Радиус разворота в контрольных точках "флай-бай" основывается на стандартом угле крена в 18° при TAS + принятый попутный ветер. Определить наивысшую скоростную категорию воздушных судов, которая будет опубликована на схеме захода на посадку, взять соответствующую IAS из таблицы 3-1 а) (международная система единиц (СИ)) или из таблицы 3-1 б) (единицы, не относящиеся к системе СИ) и, используя максимальную абсолютную высоту, допустимую при развороте, рассчитать TAS по соответствующим уравнениям, приведенным в п. 3.1.7. Для начального и промежуточного участков использовать минимальную абсолютную высоту для контрольной точки перед контрольной точкой разворота. Использовать попутную составляющую ветра (TWC) из таблицы 3-2 а) (единицы СИ) или из таблицы 3-2 б) (единицы, не относящиеся к системе СИ) для максимальной абсолютной высоты в пределах разворота. (Для разворотов, начинаемых на абсолютной высоте, лежащей между значениями, приведенными в таблице, может быть интерполирована другая TWC. Если интерполированное значение ветра используется ниже 150 м (492 фут), то значение 0 фут начинается с 28 км/ч (15 уз).)

3.2.5 Для участка ухода на второй круг использовать абсолютную высоту, основанную на 7 % градиенте с началом на OCA/H – HL (потеря высоты: обычно 15 м (49 фут)).

3.2.6 Другие градиенты попутного ветра или особые значения могут использоваться после определения ветра в конкретном месте на основе местных статистических метеорологических данных (используя имеющуюся информацию из других источников). Используемые источник и значения должны быть оформлены документально.

Таблица 3-2 а). TWC и абсолютная высота (единицы СИ)

<i>TWC (км/ч) для расчетов разворотов</i>	
<i>Высота разворота над аэродромом (м)</i>	<i>Стандартная попутная составляющая ветра (км/ч)</i>
100	40
500	92
1 000	100
1 500	130
2 000	157
2 500	185
3 000	220
≥3 500	242

3.2.7 Выбрать соответствующую TWC из таблицы 3-2 а) или 3-2 б) для максимальной абсолютной высоты в пределах разворота и добавить это значение к TAS. Определить радиус разворота (r):

- 1) Рассчитать скорость разворота (R) в градусах в секунду следующим образом:

$$R = (6\,355 \operatorname{tg} \alpha) / \pi * V,$$

где V – (TAS + скорость ветра) в км/ч,
 α – угол крена,

или

$$R = (3\,431 \operatorname{tg} \alpha) / \pi * V,$$

где V – (TAS + скорость ветра) в уз,
 α – угол крена,

вплоть до максимального значения в 3° в секунду.

- 2) Рассчитать радиус разворота (r) для данного значения R следующим образом:

$$r = V / (20 * \pi * R),$$

где V – (TAS + скорость ветра).

Таблица 3-2 б). TWC и абсолютная высота (единицы, не относящиеся к системе СИ)

<i>TWC (уз) для расчетов разворотов</i>	
<i>Высота разворота над аэродромом (фут)</i>	<i>Стандартная попутная составляющая ветра (уз)</i>
500	25
1 000	38
1 500	50
2 000	50
2 500	50
3 000	50
3 500	55
4 000	60
4 500	65
5 000	70
5 500	75
6 000	80
6 500	85
7 000	90
7 500	95
8 000	100
8 500	105
9 000	110
9 500	115
10 000	120
10 500	125
≥11 000	130

Радиусы разворотов, основанные на нестандартных углах крена

3.2.8 Стандартный задаваемый угол крена составляет 18°. Меньшие или большие углы крена допускаются для плавных переходов, выдерживания стабилизированных заходов на посадку, при более низких минимумах или для обеспечения конкретных значений длины участков. Нестандартные углы крена должны лежать в диапазоне значений, приведенном в таблице 3-3.

Таблица 3-3. Диапазон углов крена

Наименьшая высота над уровнем земли (AGL) на участке RF	Максимальный угол крена (градусы)
<150 м (492 фут)*	≤3
≥150 м (492 фут)*	≤20

* Высота над порогом ВПП.

3.2.9 Эти критерии применяются для построения на ЭП 190 или ниже. В том случае, когда развороты требуются выше ЭП 190, следует использовать угол крена в 5°. Если 5° обуславливают значение расстояния упреждения разворота (DTA), превышающее 20 м. миль, тогда:

$r = 37 \text{ tg } (0,5 * \text{изменение линии пути в градусах}) \text{ км,}$

$r = 20 \text{ tg } (0,5 * \text{изменение линии пути в градусах}) \text{ м. миль.}$

Примечание. Воздушные суда, применяющие эти схемы, могут принадлежать государствам, использующим индикаторы воздушной скорости (ASI) с показаниями в единицах СИ. Однако стандартные значения скоростей по категориям воздушных судов в единицах, не относящихся к системе СИ, не являются точным преобразованным эквивалентом, поскольку они округляются. Максимальное отличие присуще воздушным судам категории C, для которых типичное различие в радиусе разворота может составлять 50 м. Оно является значительным при малых значениях RNP (RNP 0,1 при половине ширины, составляющей только 370 м) и должно учитываться при построении границы разворота.

Развороты "флай-бай" – расстояние упреждения разворота (DTA)

3.2.10 DTA представляет собой расстояние, измеряемое от контрольной точки разворота до начала и конца разворота "флай-бай". Минимальная длина участка не может быть меньше, чем сумма DTA, связанных с начальной и конечной контрольными точками данного участка (см. рис. 3-1).

$$DTA = r \text{ tg}(A/2),$$

где r – радиус разворота при TAS воздушных судов самой скоростной категории, для которых предназначена схема, рассчитываемый в соответствии с п. 3.2.4,

A – угол разворота.

Примечание 1. Эти критерии отличаются от уравнений в таблицах III-2-1-1 – III-2-1-20 тома II документа Doc 8168 "Правила аэронавигационного обслуживания. Производство полетов воздушных судов" (PANS-OPS), поскольку при сертификации RNP учитывается расстояние ввода в крен/вывода из крена.

Примечание 2. Номинальные расстояния для расчетов градиентов снижения измеряются по дуге от точки разворота до биссектрисы для элемента участка приближения и вдоль дуги от биссектрисы до точки вывода из крена для элемента участка удаления.

Расчет угла крена для радиуса конкретного участка RF

3.2.11 В тех случаях, когда требуются участки RF, необходимый угол крена для данной TAS, скорости попутного ветра и радиуса разворота составляет:

единицы СИ:

$$\alpha = \arctg (TAS + W)^2 / (127094 * r) \text{ заданная } R \leq (6355 * \tg \alpha) / [\pi * (TAS + W)] \leq 3^\circ/c;$$

единицы, не относящиеся к системе СИ:

$$\alpha = \arctg (TAS + W)^2 / (68625 * r) \text{ заданная } R \leq (3431 * \tg \alpha) / [\pi * (TAS + W)] \leq 3^\circ/c,$$

где W – скорость попутного ветра,
 r – радиус разворота.

3.2.12 Для обеспечения возможности выполнения данной схемы максимальным числом воздушных судов требуемый радиус должен соответствовать углу крена в диапазоне, указанном в таблице 3-3.

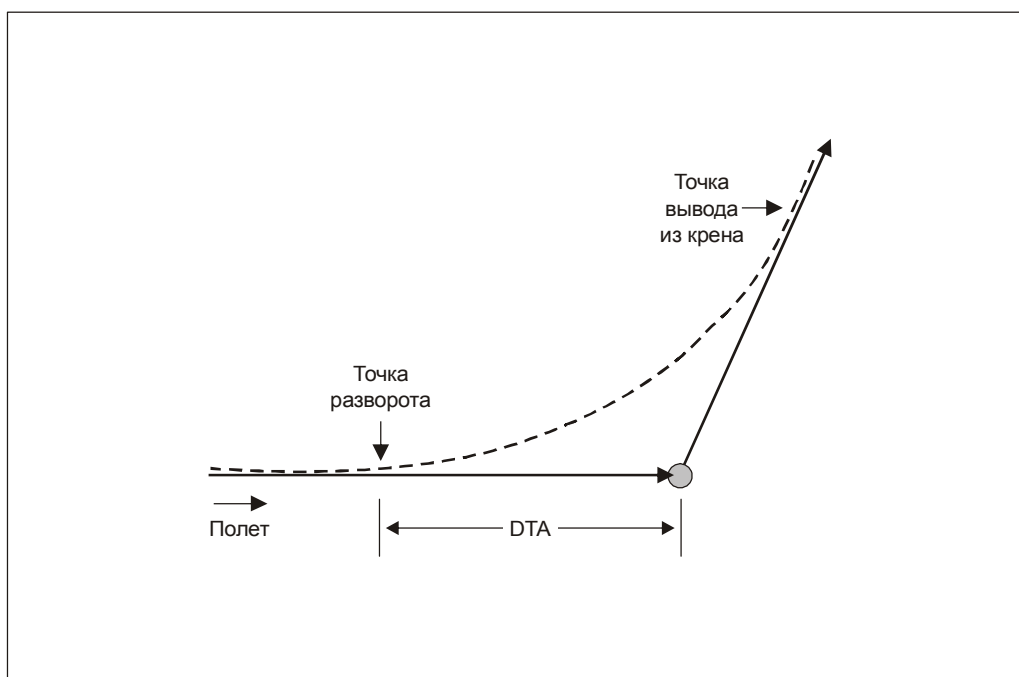


Рис. 3-1. Расстояние упреждения разворота (DTA)

Глава 4

ПОСТРОЕНИЕ СХЕМЫ

4.1 ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ

Участки и отрезки

4.1.1 Участок прибытия, начальный и промежуточный участки обеспечивают плавный переход от условий полета по маршруту к FAS. Снижение до захвата глиссады (GP) и выравнивание воздушного судна для выполнения конечного этапа захода на посадку должны осуществляться на этих участках. Участки RNP должны строиться с использованием наиболее подходящих типов участков (линия пути – контрольная точка (тип участка ARING) (TF или RF)) для удовлетворения требований в отношении пролета препятствий или эксплуатационных требований на начальном, промежуточном, конечном участках и участке ухода на второй круг. Обычно в первую очередь рассматриваются участки TF, однако участки RF могут использоваться вместо разворотов TF-TF для контроля траектории разворота, упрощения схемы или повышения пригодности к полету.

Контрольные точки

Обозначение контрольных точек

4.1.2 Используемые контрольные точки указаны в общих критериях. Каждая контрольная точка обозначается как указано в Приложении 15 "Службы аэронавигационной информации".

Контрольные точки ступенчатого снижения

4.1.3 Контрольные точки ступенчатого снижения не допускаются в схемах RNP AR.

Ограничения в отношении опубликования схем RNP AR

Погрешности высотомеров

4.1.4 Вертикальное наведение на конечном участке захода на посадку основывается на показаниях барометрических высотомеров и поэтому эти схемы не публикуются для использования с дистанционными источниками установки высотомеров.

Поверхность визуального участка

4.1.5 Для опубликования схем RNP AR поверхность визуального участка должна быть свободной от препятствий.

Система координат

4.1.6 Местоположение препятствий указывается с использованием обычной системы координат x, y, z с ее началом в LTP, а также относительно эллипсоида Всемирной геодезической системы (WGS) WGS-84 (см. рис. 4-1). Ось x располагается параллельно линии пути конечного этапа захода на посадку: положительные значения по оси x представляют собой расстояние до порога ВПП, а отрицательные значения по оси x – расстояние после порога ВПП. Ось y располагается под прямым углом к оси x . Ось z представляет собой вертикаль, на которой указаны положительные значения высоты над порогом ВПП.

Ширина участка RNP

4.1.7 Значения RNP указываются с приращениями в сотых долях (0,01) м. мили. Ширина участка определяется как $4 \times \text{RNP}$; половина ширины участка определяется как $2 \times \text{RNP}$ (см. рис. 4-2). Стандартные значения RNP для схем захода на посадку по приборам указаны в таблице 4-1.

4.1.8 Следует применять стандартные значения RNP, указанные в таблице 4-1, если только не возникает необходимость в меньшем значении для обеспечения требуемой линии пути или минимальной OCA/H. Минимальные значения RNP указаны в колонке "Минимальное" таблицы 4-1.

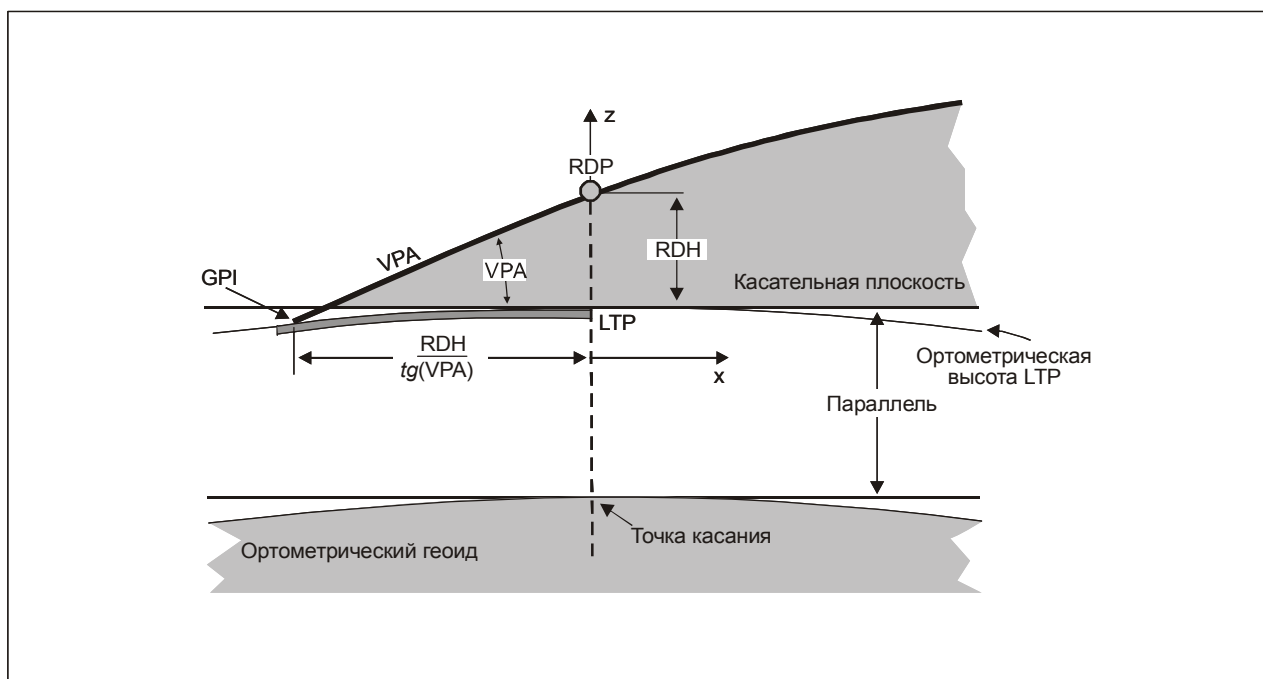


Рис. 4-1. Базовая система координат

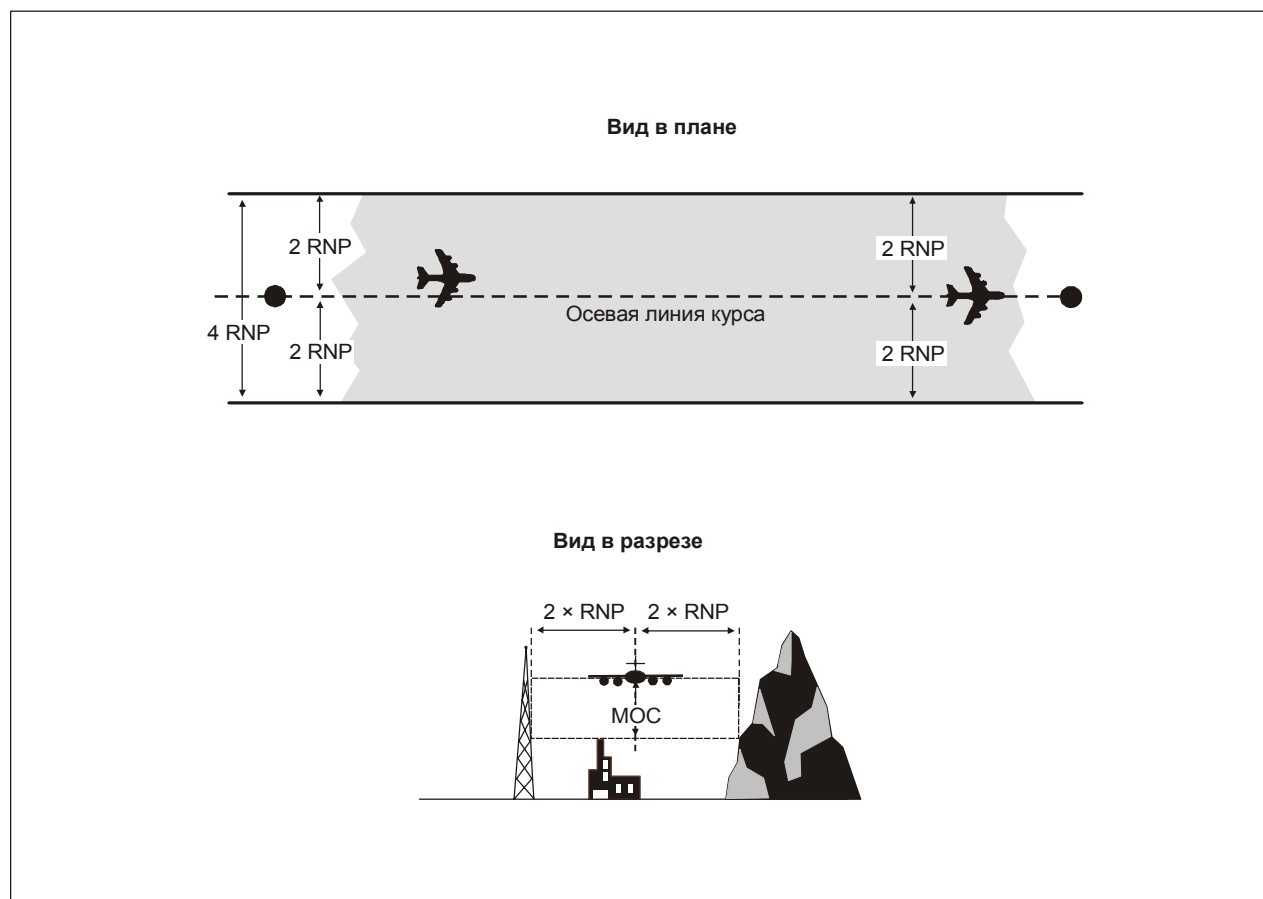


Рис. 4-2. Ширина участка RNP

Таблица 4-1. Значения RNP

Участок	ЗНАЧЕНИЯ RNP		
	Максимальное	Стандартное	Минимальное
Начальный	1	1	0,1
Промежуточный	1	1	0,1
Конечный	0,5	0,3	0,1
Ухода на второй круг	1	1	0,1*
* Используется только в случае минимального прямолинейного конечного участка, как указано в пункте, касающемся ухода на второй круг. См. п. 4.6.			

Длина участка RNP

4.1.9 Участки должны иметь достаточную длину, с тем чтобы необходимое снижение могло, насколько это возможно, выполняться с оптимальным градиентом, а также учесть DTA, когда требуются развороты. Минимальная длина прямолинейного участка (любого участка) составляет $2 \times \text{RNP}$ (+DTA в случае построения разворота "флай-бай"). В случае изменения значений RNP (изменения значения $\text{RNP } 1 \times \text{RNP}$ до контрольной точки) применяется положения п. 4.1.7. Для расчетов запаса высоты над препятствиями данный участок продлевается на $1 \times \text{RNP}$ перед первой контрольной точкой до $1 \times \text{RNP}$ после второй контрольной точки.

Изменение ширины участка (значения RNP)

4.1.10 Изменения значений RNP должны осуществляться по достижении воздушным судном контрольной точки; следовательно ширина зоны $\pm 1 \text{ RNP}$ в контрольной точке должна оцениваться для обоих участков. Уменьшение значения RNP иллюстрируется на рис. 4-3, увеличение значения RNP – на рис. 4-4, а изменение значения RNP в случае участков RF – на рис. 4-5.

Отрезок участка TF

4.1.11 Участок TF представляет собой геодезическую траекторию полета между двумя контрольными точками и является нормальным стандартным участком, используемым в схемах RNP AR. Участки TF обычно соединяются контрольными точками "флай-бай".

Построение зоны разворотов в точках пути "флай-бай", соединяющих два участка TF

4.1.12 Это построение является специфическим для схем RNP AR, при этом используются только основные зоны: $\frac{1}{2} \text{AW} = 2 \times \text{RNP}$; буферные зоны не применяются. Углы разворота должны ограничиваться максимум 70° , если предполагается, что воздушное судно пересечет ("флай-бай") контрольную точку на абсолютной высоте выше ЭП 190, и 90° на ЭП 190 и ниже. Если препятствие не позволяет использовать такое построение следует рассмотреть применение участка RF (см. п. 4.1.13). Зона разворота "флай-бай" строится следующим образом:

ЭТАП 1. Определить требуемую линию пути. Рассчитать радиус разворота (r), как указано в п. 3.2.4. Построить траекторию разворота по касательной к участкам приближения и удаления. Центр будет располагаться на биссектрисе (см. рис. 4-6 и 4-7).

ЭТАП 2. Построить внешнюю границу по касательной к внешним границам участков приближения и удаления с радиусом $2 \times \text{RNP}$ и центром в контрольной точке.

ЭТАП 3. Построить внутреннюю границу разворота по касательной к внутренним границам участков приближения и удаления с радиусом $r + 1 \text{ RNP}$. Центр располагается на биссектрисе (см. рис. 4-7).

Оценка следующего участка начинается на расстоянии 1 RNP до контрольной точки разворота (см. рис. 4-6) или на расстоянии 1 RNP до биссектрисы угла (см. рис. 4-7), в зависимости от того, что достигается раньше.



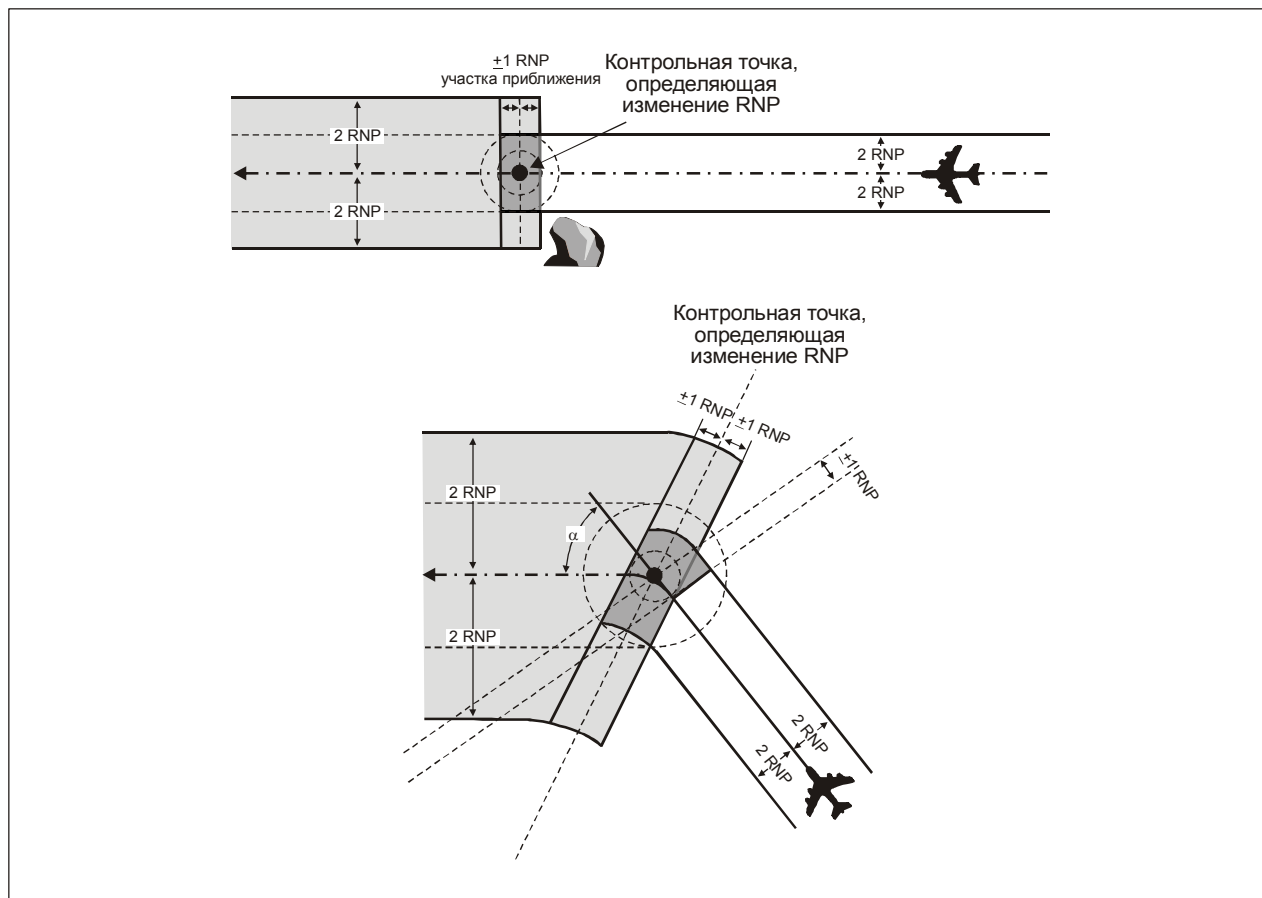


Рис. 4-4. Увеличение значения RNP (прямолинейный и криволинейный участки)

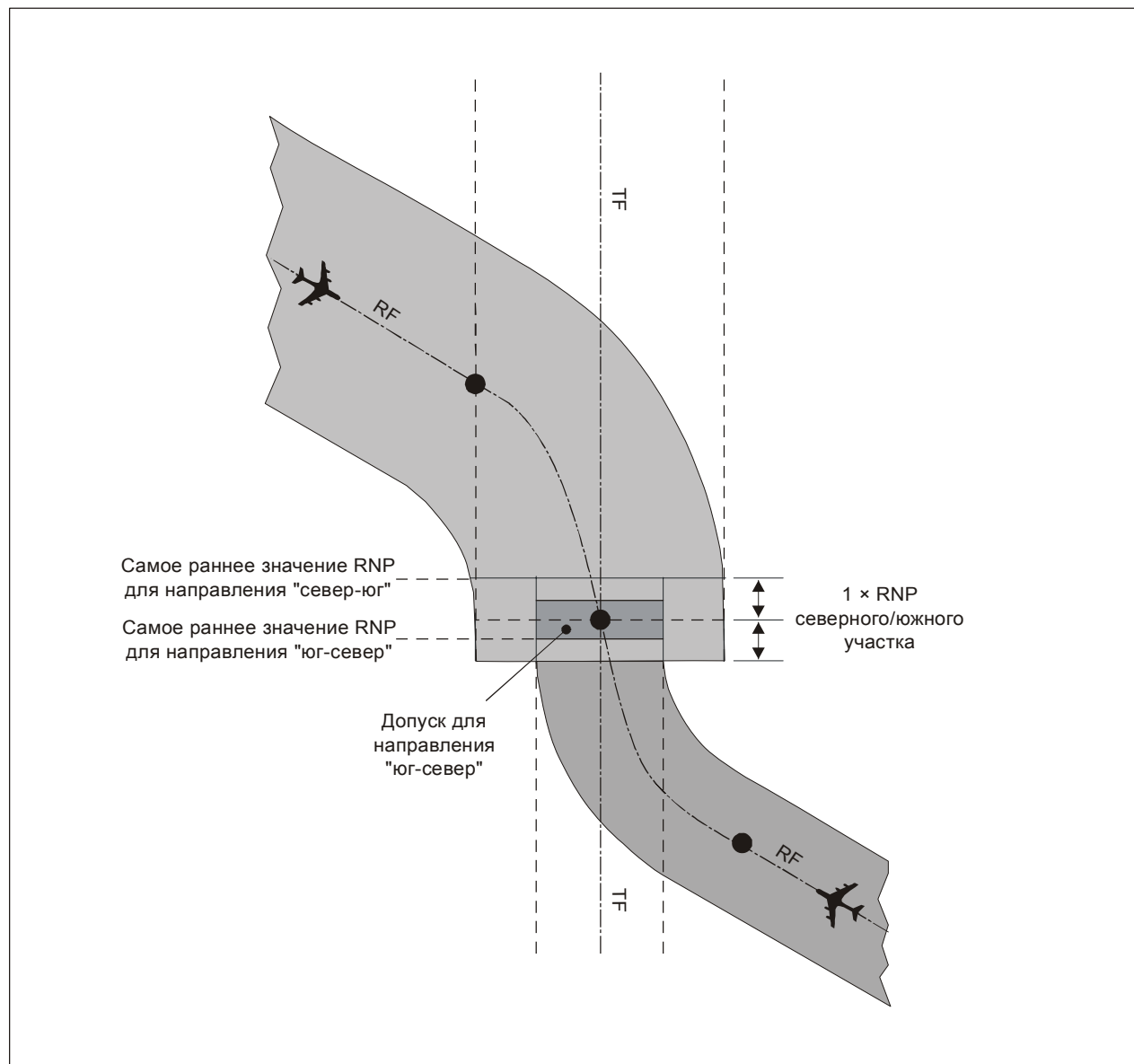


Рис. 4-5. Изменение значений RNP



Рис. 4-6. Небольшой разворот в контрольной точке "флай-бай"

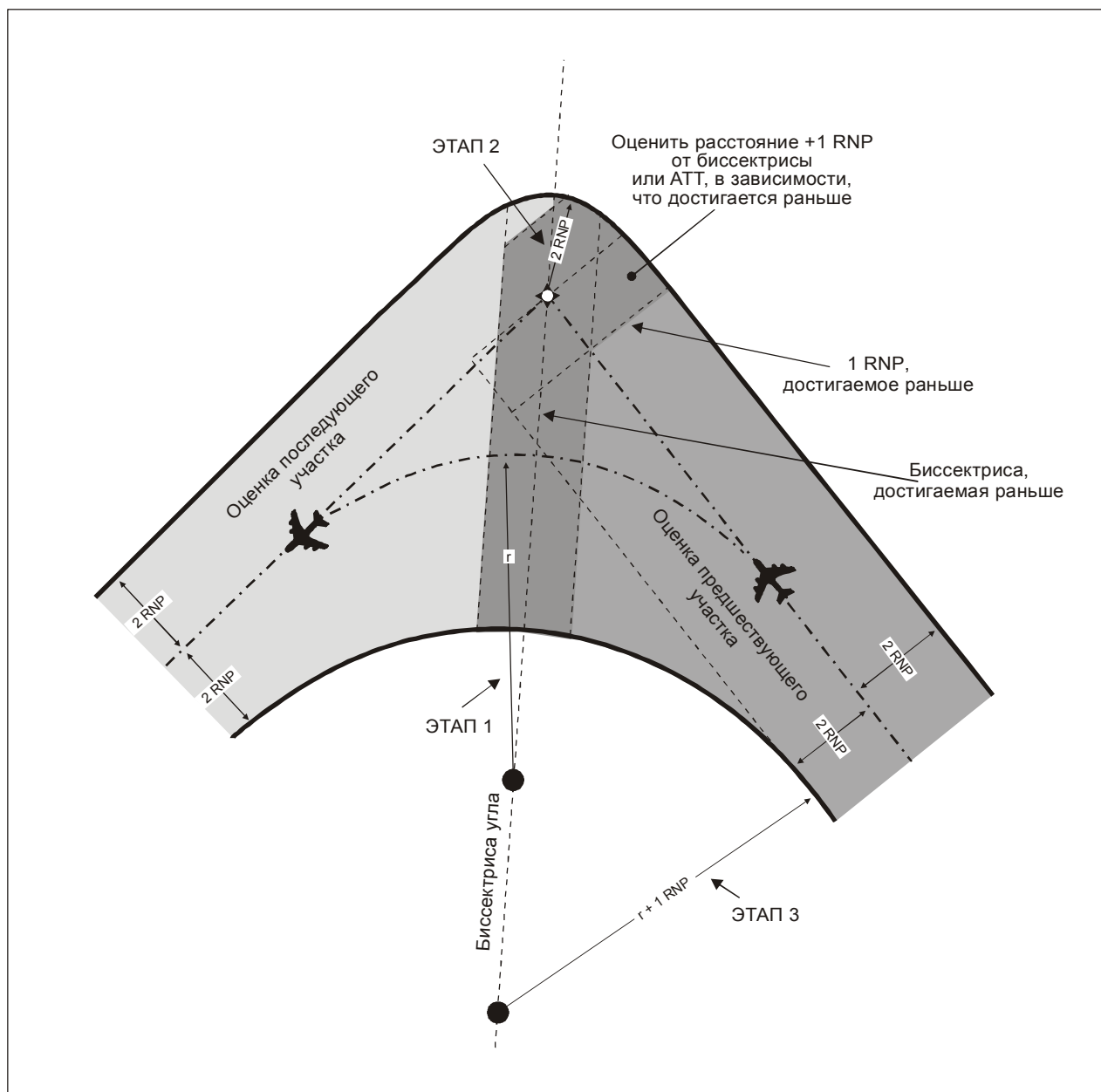


Рис. 4-7. Большой разворот в контрольной точке "флай-бай"

Развороты RF

Построение участка RF

4.1.13 Участок RF может использоваться при изменении линии пути, если препятствия не позволяют построить разворот "флай-бай", или для удовлетворения других эксплуатационных требований. Участки RF обеспечивают стандартную линию пути постоянного радиуса при развороте.

4.1.14 Участок RF определяется следующими параметрами:

- а) начальной точкой в контрольной точке окончания траектории участка приближения и конечной точкой в начальной контрольной точке участка удаления;
- б) центром разворота, расположенным в точке пересечения биссектрисы и радиуса любого разворота (или в точке пересечения радиуса, перпендикулярного к линии пути приближения в начальной точке, и радиуса, перпендикулярного к линии пути удаления в конечной точке).

Параметры а) и б) каждый в отдельности должен определять одну и ту же дугу разворота, которая проходит по касательной к участку приближения в его конечной контрольной точке и к участку удаления в его начальной контрольной точке. Использование одновременно двух параметров для определения разворота является излишним. Однако эта проблема решается кодером данных, выбирающим те параметры, которые необходимы для конкретной навигационной системы. (См. рис. 4-8.)

4.1.15 Зона разворота ограничивается концентрическими дугами. Минимальный радиус разворота составляет $2 \times \text{RNP}$.

ЭТАП 1. Определить линию пути, необходимую для обхода препятствий. Рассчитать разворот(ы) и соответствующие радиусы (r), необходимые для наилучшего построения линии пути. Применить положения п. 3.2.8 с целью убедиться, что угол крена, связанный с R , лежит в диапазоне установленных в таблице 3-3 значений.

ЭТАП 2. Отметить центр разворота на перпендикулярном расстоянии " r " от участков приближения и удаления. Это общий центр для номинальной линии пути разворота и дуг внешней и внутренней границ.

ЭТАП 3. Построить траекторию полета. Провести дугу радиусом " r " от точки касания на курсе приближения до точки касания на линии пути удаления.

ЭТАП 4. Построить внешнюю границу зоны разворота. Провести дугу радиусом $(r + 2 \times \text{RNP})$ от точки касания на внешней границе участка приближения до точки касания на внешней границе линии пути удаления.

ЭТАП 5. Построить внутреннюю границу зоны разворота. Провести дугу радиусом $(r - 2 \times \text{RNP})$ от точки касания на внутренней границе участка приближения до точки касания на внутренней границе линии пути удаления.

ЭТАП 6. Высота поверхности является постоянной вдоль радиальной линии по аналогии с винтовой лестницей, как показано на рис. 4-9 а) для захода на посадку и рис. 4-9 б) для ухода на второй круг. Для определения высоты поверхности для участка RF при заходе на посадку рассчитать высоту на основе градиента вдоль номинальной линии пути и использовать ее по радиалу, проходящему через данную точку. Для определения высоты поверхности для участка RF при уходе на второй круг расстояние для данного градиента основывается на длине дуги, рассчитываемой с использованием радиуса $(r - 0,1 \text{ м. мили})$.

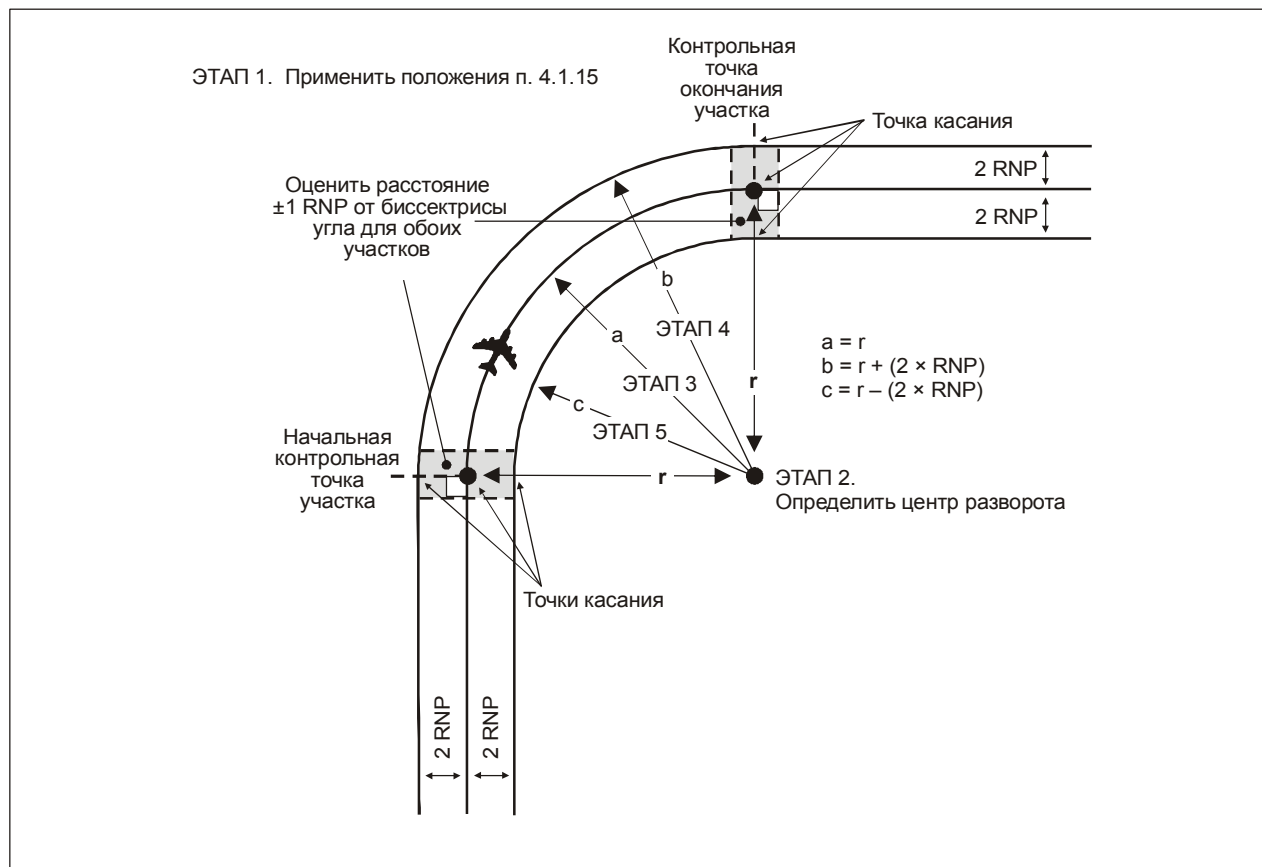


Рис. 4-8. Построение разворота RF

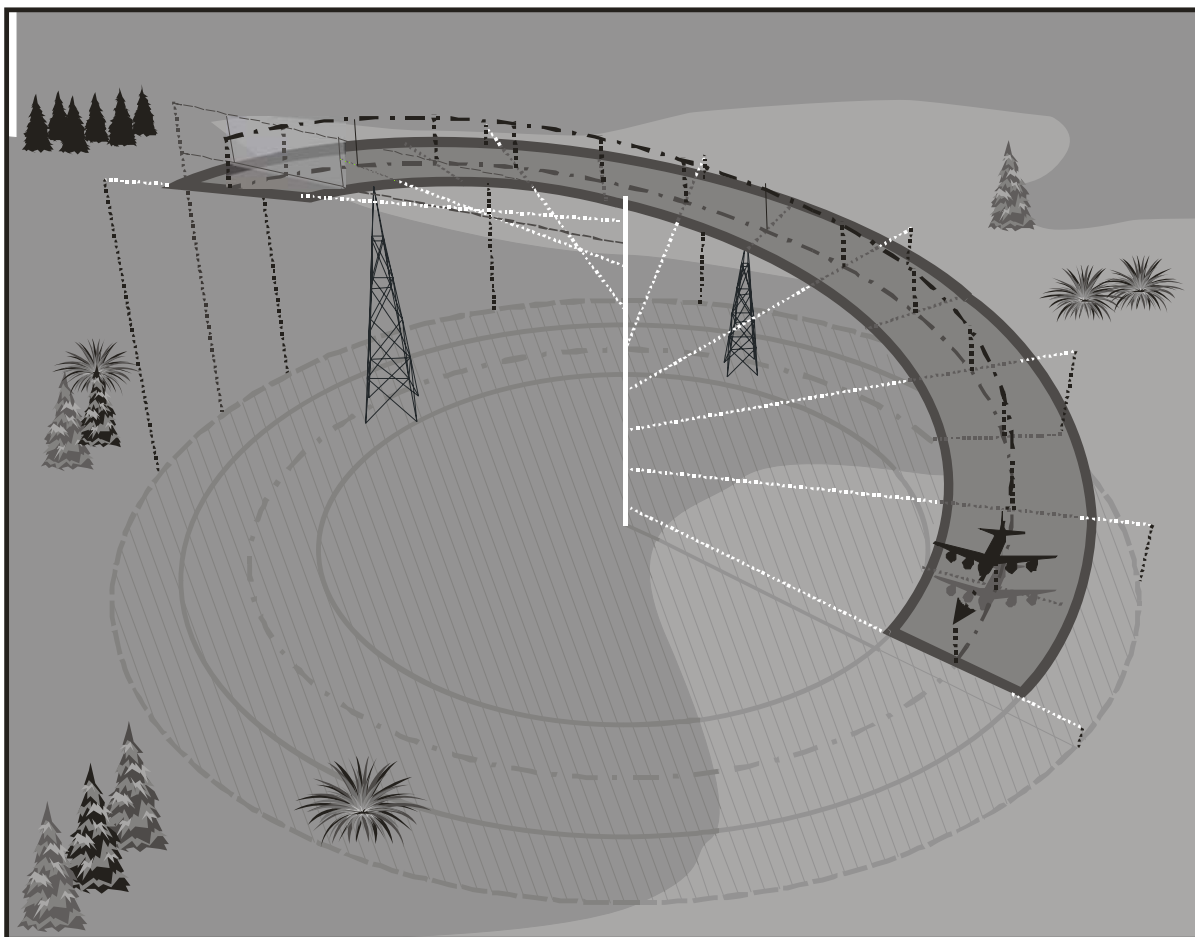


Рис. 4-9 а). Поверхность пролета препятствий (OCS) для участков захода на посадку RF

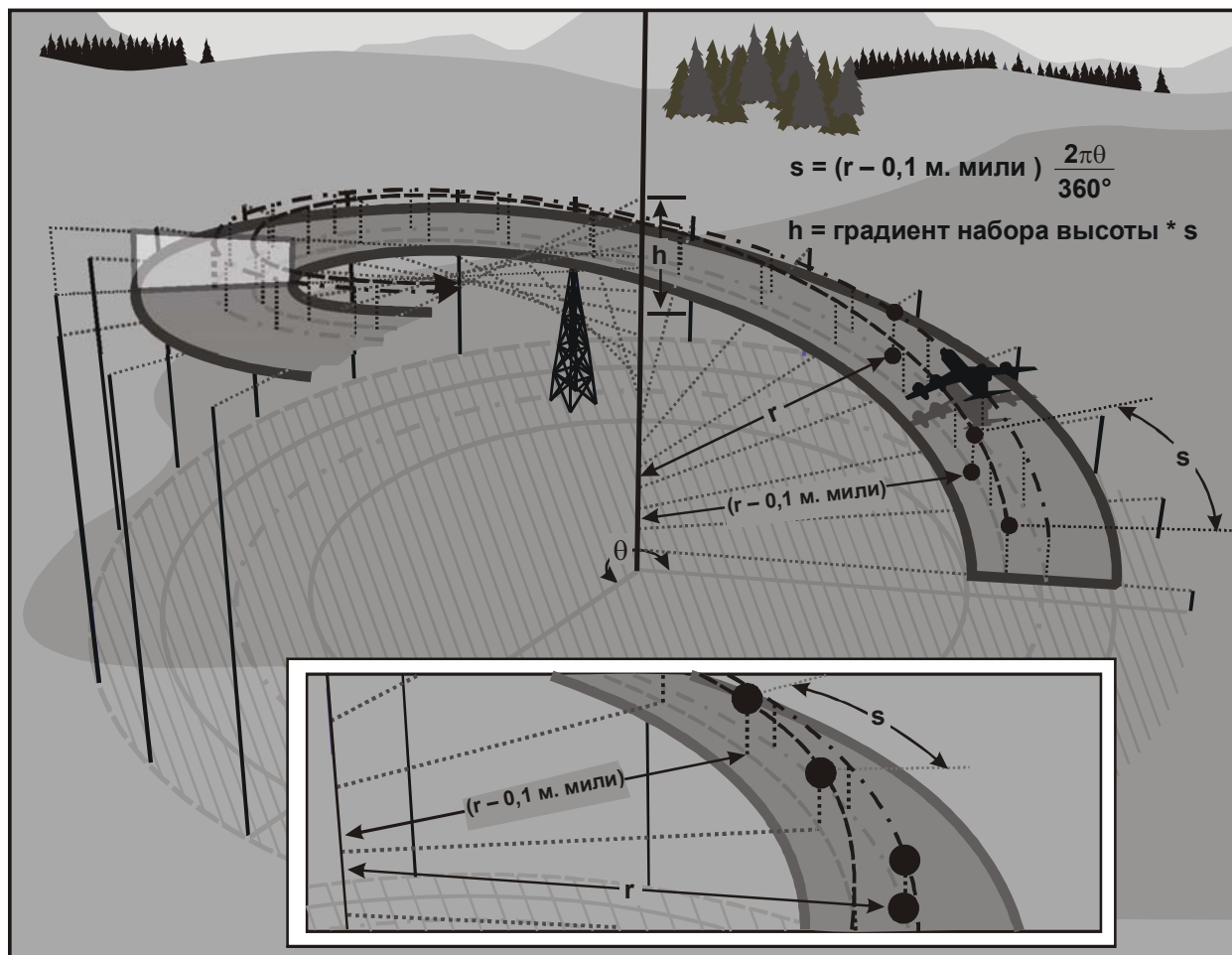


Рис. 4-9 б). ОКС для участков ухода на второй круг (MAS) RF

Расчет градиентов снижения

4.1.16 Градиенты снижения рассчитываются между номинальными положениями контрольных точек. Для участков RF используемым расстоянием является длина дуги между номинальными положениями контрольных точек.

Горная местность

4.1.17 В горной местности минимальный запас высоты над препятствиями (МОС) для начального и промежуточного участков и участка ухода на второй круг должен увеличиваться вплоть до 100 %.

4.2 НАЧАЛЬНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Значение боковой точности

4.2.1 Максимальное и оптимальное значение боковой точности на начальном участке захода на посадку составляет 1,0 м. мили. Минимальное значение составляет 0,1 м. мили.

Длина

4.2.2 Участки должны иметь достаточную длину, с тем чтобы необходимое снижение могло, насколько это возможно, выполняться с оптимальным градиентом, а также учесть DTA, когда требуются развороты "флай-бай".

4.2.3 Минимальная длина прямолинейного участка (любого участка) составляет $2 \times \text{RNP}$ (+DTA в случае построения разворота "флай-бай"). В случае изменения значений боковой точности (изменение значения RNP на $1 \times \text{RNP}$ до контрольной точки) применяются положения п. 4.1.10.

4.2.4 Максимальная длина начального участка (сумма всех составляющих участков) составляет 50 м. миль.

Выравнивание по направлению

4.2.5 Обычное прибытие в схеме RNP AR будет осуществляться по прямому маршруту RNP или RNAV. Однако схемы RNP AR могут также включать обычную Т- или Y-образную конфигурацию RNP APCH. Основой такой конфигурации является выровненный по оси ВПП конечный участок, которому предшествует промежуточный участок и до трех начальных участков, расположенных в виде буквы Т или Y по обе стороны относительно линии пути конечного этапа захода на посадку и вдоль нее.

4.2.6 RNAV позволяет использовать очень гибкую геометрию схем захода на посадку. Y-образная конфигурация является предпочтительной, если позволяют препятствия и поток воздушного движения. Схема захода на посадку должна предусматривать наименее, насколько это возможно, сложную конфигурацию для обеспечения желаемой минимальной ОСА/Н. См. примеры на рис. 4-10.

4.2.7 Углы разворотов, соединяющих участки TF, как правило не должны превышать 90° . При разворотах с большим углом следует использовать участки RF, которые могут также рассматриваться для всех разворотов. Для Т- и Y-образных конфигураций расположение смещенных начальных контрольных точек захода на посадку (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 промежуточной контрольной точке (IF) составляет 70° или более.

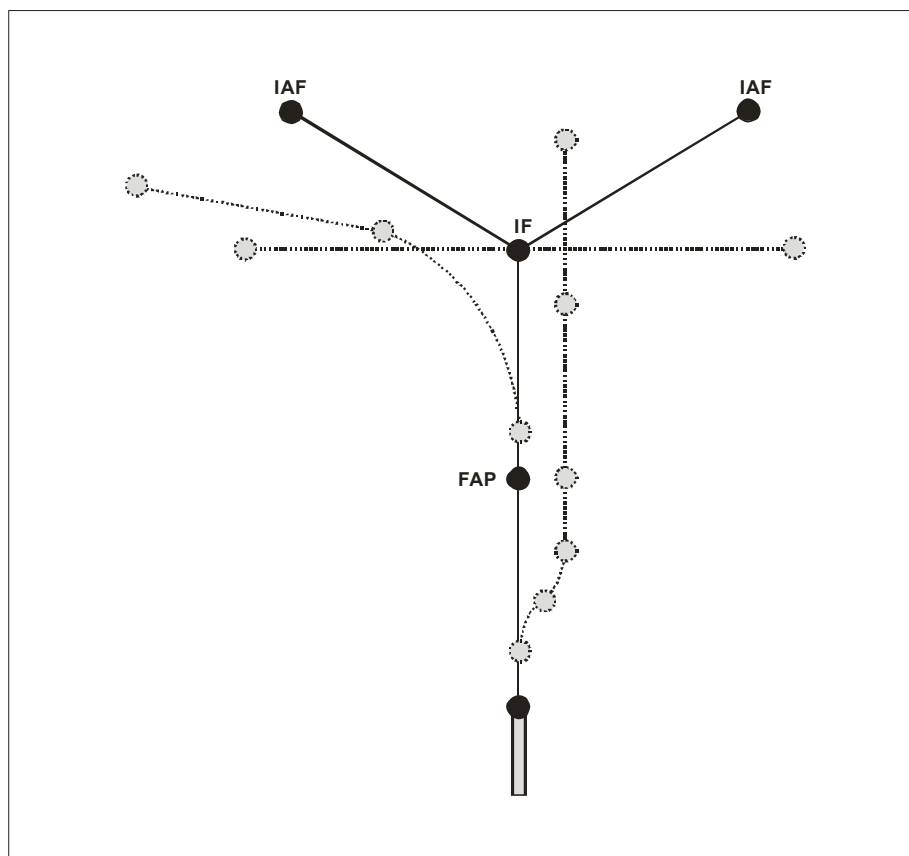


Рис. 4-10. Применение базовых Y- и T-образных конфигураций

Боковые начальные участки

4.2.8 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°.

Центральный начальный участок

4.2.9 Центральный начальный участок может начинаться в IF. Он обычно 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. Для разворотов более чем на 110° в IAF следует использовать входы из сектора 1 или 2.

Ограниченные начальные участки

4.2.10 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.

4.3 ОЖИДАНИЕ

4.3.1 Если возникает необходимость в схемах ожидания, предпочтительная конфигурация предусматривается в IAF и выравнивается по направлению с линией пути начального участка.

Градиент снижения

4.3.2 Значения стандартного и максимального градиентов снижения приведены в таблице 4-2.

Минимальные абсолютные высоты

4.3.3 Минимальные абсолютные высоты на начальном участке захода на посадку устанавливаются с приращениями соответственно 50 м или 100 фут. Выбранная абсолютная высота обеспечивает МОС в 300 м (984 фут) над препятствиями и не должна быть меньше любой абсолютной высоты, установленной для любого отрезка промежуточного или конечного участка захода на посадку.

Абсолютные/относительные высоты схемы

4.3.4 Для всех начальных участков захода на посадку устанавливаются и публикуются абсолютные/относительные высоты схемы. Абсолютные/относительные высоты схемы не должны быть меньше ОСА/Н и определяются в координации со службой управления воздушным движением (УВД) с учетом требований к воздушным судам. Абсолютная/относительная высота схемы на начальном участке устанавливается таким образом, чтобы воздушное судно могло захватить градиент/угол снижения на FAS находясь на промежуточном участке.

4.4 ПРОМЕЖУТОЧНЫЙ УЧАСТОК ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

4.4.1 Промежуточный участок захода на посадку постепенно переходит из начального участка захода на посадку в FAS. На этом участке осуществляется корректировка конфигурации воздушного судна, его скорости и местоположения для входа на FAS.

Таблица 4-2. Ограничения градиента снижения

Участок	Градиент снижения	
	Стандартный	Максимальный
Прибытия	4 % (2,4°)	8 % (4,7°)
Начальный	4 % (2,4°)	8 % (4,7°)
Промежуточный	≤2,5 % (1,4°)	Равен градиенту на конечном участке
Конечный	5,2 % (3°)	См. таблицу 4-3

Значение боковой точности

4.4.2 Максимальное и оптимальное значение боковой точности на промежуточном участке захода на посадку составляет 1,0 м. мили. Минимальное значение составляет 0,1 м. мили.

Длина

4.4.3 Участки должны иметь достаточную длину, позволяющую выполнять требуемое снижение с оптимальным, насколько это возможно, градиентом, и учитывать DTA, если требуются развороты "флай-бай". Минимальная длина прямолинейного участка (любого участка) составляет $2 \times \text{RNP}$ (+DTA в случае построения разворота "флай-бай"). В случае изменения значений боковой точности (изменение значения RNP на 1 RNP до контрольной точки) применяются положения п. 4.1.10.

Выравнивание по направлению

4.4.4 Везде, где это возможно, промежуточный участок захода на посадку должен выравниваться по направлению с FAS. Развороты "флай-бай" в точке конечного этапа захода на посадку (FAP) ограничиваются максимальным изменением линии пути в контрольной точке на 15° . При разворотах, превышающих 15° , следует использовать участок RF.

Градиент снижения

4.4.5 Оптимальный градиент снижения на промежуточном участке составляет 2,5 % ($1,4^\circ$). Максимальный градиент снижения является аналогичным максимальному градиенту на конечном участке захода на посадку. В том случае, если используется угол снижения, превышающий стандартный, следует провести оценку с целью убедиться в наличии достаточной гибкости применения метода захода на посадку с постоянным градиентом снижения (CDA).

4.4.6 В том случае, если требуется градиент, превышающий стандартный, на предыдущем участке необходимо принять меры к тому, чтобы воздушное судно изменило конфигурацию для обеспечения снижения на конечном участке.

4.4.7 В случае изменения линии пути в FAP при развороте "флай-бай" уменьшение расстояния по линии пути можно не учитывать, поскольку разница является незначительной (максимальный угол разворота составляет 15°).

Таблица 4-3. Максимальный VPA

Категория воздушных судов	VPA θ	Градиент %	Фут/м. милия
A < 150 км/ч (80 уз)	6,4	11,2	682
150 км/ч \leq A < 167 км/ч (80 уз \leq A < 90 уз)	5,7	9,9	606
B	4,2	7,3	446
C	3,6	6,3	382
D	3,1	5,4	329

Минимальная абсолютная/относительная высота

4.4.8 Минимальная абсолютная/относительная высота представляет собой высоту наивысшего препятствия в пределах зоны промежуточного участка захода на посадку плюс МОС, равный 150 м (492 фут).

4.4.9 Минимальная абсолютная/относительная высота на промежуточном участке захода на посадку устанавливается с приращениями соответственно 50 м или 100 фут.

Абсолютные/относительные высоты схемы

4.4.10 Абсолютные/относительные высоты схемы на промежуточном участке устанавливаются таким образом, чтобы воздушное судно могло захватить предписанный градиент снижения на конечном участке захода на посадку.

Минимальный запас высоты над препятствиями (МОС)

4.4.11 При установлении минимальной абсолютной высоты на промежуточном участке (абсолютная высота захвата угла наклона траектории в вертикальной плоскости (VPA)) следует учитывать разницу между промежуточным значением МОС в 150 м (492 фут) и значением МОС, обеспечиваемым VEB OAS в месте, где он достигает высоты доминирующего препятствия на промежуточном участке.

4.4.12 В том случае, если VEB МОС на высоте доминирующего препятствия превышает МОС промежуточного участка, следует использовать значение VEB МОС (см. рис. 4-11 и 4-12).

4.4.13 В том случае, если VEB МОС меньше МОС на промежуточном участке в FAP, промежуточное значение МОС следует использовать на конечном участке до пересечения поверхности VEB.

Примечание. В том случае, если минимальную абсолютную высоту необходимо увеличить вследствие наличия препятствий на промежуточном участке, FAP следует переместить. Необходимо перерассчитать VEB и определить новую минимальную абсолютную высоту.

4.5 FAS

4.5.1 Боковое наведение на конечном участке захода на посадку основывается на RNP. Вертикальное наведение основывается на бортовом оборудовании баро-VNAV. FAS OAS (VEB) основывается на ограничении вертикальных погрешностей бортовых систем барометрической вертикальной навигации (баро-VNAV) до установленных пределов.

Значение боковой точности

4.5.2 На FAS максимальное значение боковой точности составляет 0,5 м. мили, оптимальное значение – 0,3 м. мили, а минимальное значение – 0,1 м. мили. Участок должен оцениваться при значении 0,3 м. мили. Меньшее, чем оптимальное значение, должно использоваться только если:

- a) значение 0,3 м. мили обуславливает DA/H, превышающую 90 м (295 фут) над LTP,
- b) могут быть получены значительные эксплуатационные выгоды.

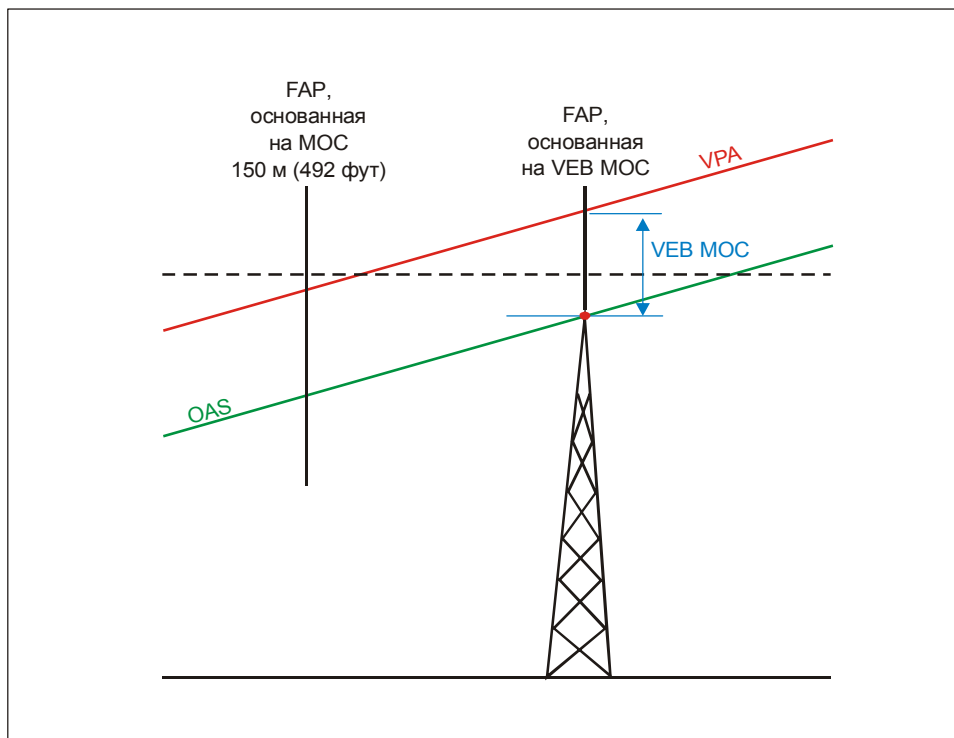


Рис. 4-11. МОС 1 промежуточного участка

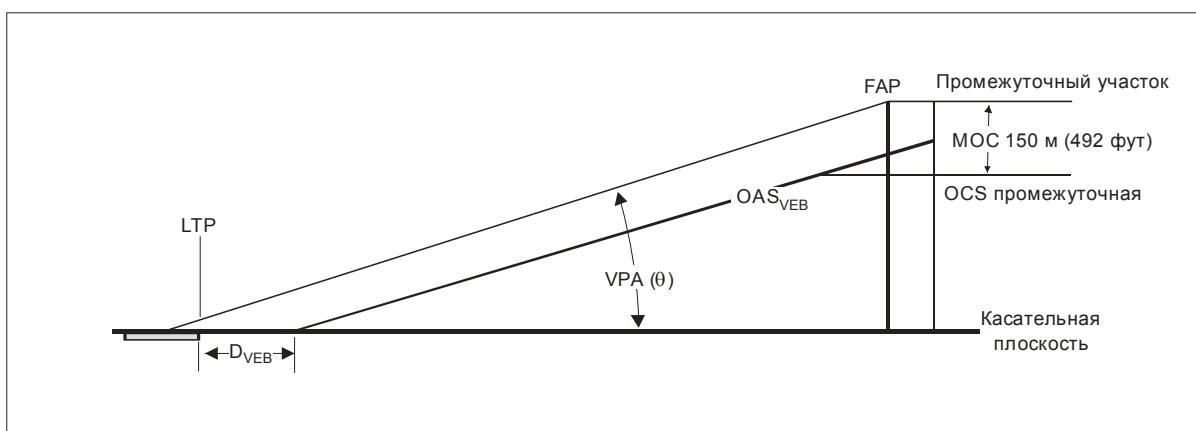


Рис. 4-12. МОС 2 промежуточного участка

4.5.3 В этих случаях минимальное значение, которое может использоваться, составляет 0,1 м. мили. В тех случаях, когда публикуются схемы заходов на посадку со значениями RNP менее 0,3, следует также публиковать значения OCA/H для RNP 0,3.

Длина

4.5.4 Максимальная или минимальная длина не указывается. Однако длина должна учитывать требуемый градиент снижения и обеспечивать стабилизированный участок до OCA/H.

Выравнивание по направлению

Заходы на посадку с прямой

4.5.5 Оптимальным расположением конечного участка захода на посадку является прямой участок TF от FAP до LTP в створе продолжения осевой линии ВПП (см. рис. 4-13). При необходимости линия пути TF может быть смещена максимум на 5°. В том случае, если линия пути смещена, она должна пересекать продолжение осевой линии ВПП по крайней мере за 450 м (1476 фут) до LTP.

Расположение FAP

4.5.6 FAP представляет собой точку на обратном направлении истинного курса конечного этапа захода на посадку, если VPA, простирающийся от RDH над LTP (точка фиктивного порога ВПП (FTP) в случае смещения), пересекает абсолютную высоту промежуточного участка.

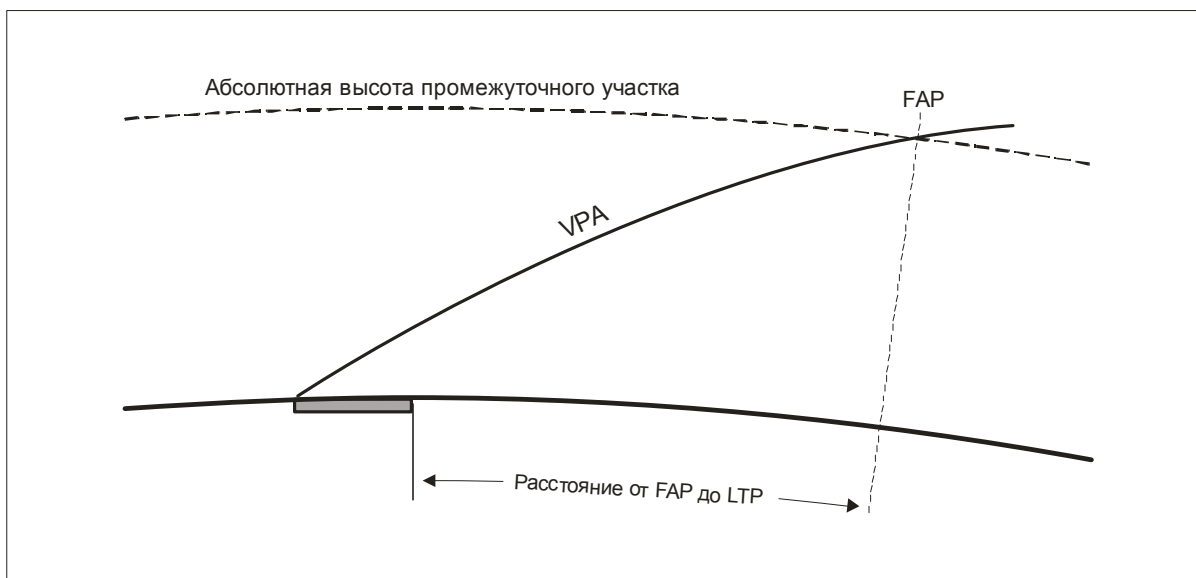


Рис. 4-13. Расстояние от FAP до LTP

4.5.7 Во всех случаях FAP определяется как именованная контрольная точка. Широта и долгота FAP рассчитываются геодезическим способом относительно LTP, используя:

- a) обратное направление истинной линии пути участка TF конечного этапа захода на посадку (истинная линия пути – 180°) и
- b) требуемое расстояние от LTP (FTP в случае смещения) до FAP.

4.5.8 В том случае, если конечный этап захода на посадку включает 1 участок TF, для расчета D_{FAP} (расстояние от LTP до FAP) и широты и долготы FAP в системе WGS-84 (см. рис. 4-14 а) и 4-14 б)) используется электронная таблица Microsoft Excel, которая вместе с электронной версией настоящего руководства размещена на общедоступном веб-сайте ИКАО (www.icao.int) в разделе "Publications".

Расчет расстояния FAP–LTP

4.5.9 Расстояние FAP–LTP можно рассчитать следующим образом:

$$d = \frac{r_e \cdot \ln\left(\frac{r_e + a}{r_e + b + RDH}\right)}{\text{tg}(VPA)}$$

или

$$d = r_e \cdot \ln[(r_e + a)/(r_e + b + RDH)] / \text{tg}(VPA),$$

где

- d – расстояние FAP–LTP (соответственно м или фут),
- r_e – (средний радиус Земли) 6367435,67964 (м) или 20 890 537 (фут),
- RDH – относительная высота опорной точки (соответственно м или фут),
- a – абсолютная высота FAP (соответственно м или фут),
- b – превышение LTP (соответственно м или фут).

Расчеты являются геоидальными (а не эллипсоидальными), поскольку VPA представляет собой барический градиент, определяемый барометрическим высотомером, и, следовательно, относительно геоида. VPA сохраняет градиент относительно Земли и выдерживает дугообразную траекторию, как показано на рис. 4-13.

Калькулятор FAP

4.5.10 Калькулятор FAP вместе с электронной версией настоящего руководства размещен на общедоступном веб-сайте ИКАО (www.icao.int) в разделе "Publications".

Развороты на FAS

4.5.11 Конечный участок может быть построен с использованием отрезка RF, когда препятствия или эксплуатационные требования препятствуют выполнению захода на посадку с прямой от FAP до LTP. Развороты "флай-бай" не допускаются. Следует определить продольное геодезическое расстояние от LTP (FTP, если имеет место смещение) до точки, в которой глиссада пересекает минимальную абсолютную высоту промежуточного участка (D_{FAP}), и рассчитать D_{FAP} .

FAP Calculations		VEB OAS Origin & Gradient	
Min Intermediate Segment Alt (a):	500.00 m	Min Intermediate Segment Altitude:	762.00 m
LTP MSL Elevation (b):	20.00 m	LTP Elevation:	16.00 m
RDH:	15.00 m	Vertical Path Angle:	3.00 °
Vertical Path Angle (VPA):	3.00°	-165.00 RDH:	17.00 m
		RNP Value:	0.30 NM
		Δ ISA:	-12.44 °
Distance from LTP to FAP (D):	8,872.36 m 4.79 NM	Straight In Segment	
		(Wingspan ≤ 80 m) LTP to Origin:	1042.86 m
LTP/FTP Latitude:	036° 30' 00.00" N	OAS Gradient :	0.049845
LTP/FTP Longitude:	095° 54' 00.00" W		
True RWY Bearing/True Course:	15.00	RF Turn Segment Bank angle:	18.00°
		(Wingspan ≤ 80 m) LTP to Origin:	1138.37 m
FAP Latitude:	36° 25' 21.962" N	OAS Gradient :	0.049845
FAP Longitude:	95° 55' 32.181" W		
Latitude/Longitude valid for straight segment only			
SI UNITS Version 2.2 3/17/09			
VPA Temperature Limits		VEB MOC	
Vertical Path Angle:	3.00°	Vertical Path Angle	3.00°
Max Vertical Path Angle:	3.50°	LTP MSL Elevation	16.00 m
FAP Elevation:	762.00 m	RDH	17.00 m
LTP Elevation:	400.00 m	Tangent of VPA	0.052408
ACT:	2.44°C	OAS Gradient	0.049845
Min Vertical Path Angle	2.99°	OAS Origin Distance (measured along-track from LTP)	762.00 m
NA Below	2.44°C	Obstacle Distance (measured along-track from LTP)	3,048.00 m
NA Above	45.46°C	VEB MOC (at obstacle)	63 m
NA Below (2.5°)	-38.87°C	OAS _{HGT} (at obstacle)	113 m

Рис. 4-14 а). Калькуляторы VEB и FAP (единицы СИ)

FAP Calculations		VEB OAS Origin & Gradient	
Min Intermediate Segment Alt (a):	5,000.00 ft	Min Intermediate Segment Altitude:	4500.00 ft
LTP MSL Elevation (b):	321.00 ft	LTP Elevation:	1200.00 ft
RDH:	52.50 ft	Vertical Path Angle:	3.00°
Vertical Path Angle (VPA):	3.00°	RDH:	55.00 ft
		RNP Value:	0.14 NM
		Δ ISA:	-20.00°
Distance from LTP to FAP (D):	88,267.53 ft 14.53 NM	Straight In Segment	
		(Wingspan =<262) LTP to Origin:	2537.39 ft
LTP/FTP Latitude:	088° 00' 00.00" N	OAS Gradient :	0.048172
LTP/FTP Longitude:	167° 55' 48.50" W		
True RWY Bearing/True Course:	150.00	RF Turn Segment Bank angle:	18.00°
		(Wingspan =<262) LTP to Origin:	2865.18 ft
FAP Latitude:	88° 12' 16.420" N	OAS Gradient :	0.048172
FAP Longitude:	171° 46' 37.176" W		
Latitude/Longitude valid for straight segment only			
NON SI UNITS Version 2.2 3/17/09			
VPA Temperature Limits		VEB MOC	
Vertical Path Angle:	3.00°	Vertical Path Angle	3.00°
Max Vertical Path Angle:	3.50°	LTP MSL Elevation	1,200.00 ft
FAP Elevation:	4500.00 ft	RDH	55.00 ft
LTP Elevation:	1200.00 ft	Tangent of VPA	0.052408
ACT:	-10.00°C	OAS Gradient	0.048172
Min Vertical Path Angle	2.84°	OAS Origin Distance	3,811.84 ft
		(measured along-track from LTP)	
NA Below	-10.00°C 14.00°F	Obstacle Distance (measured along-track from LTP)	29,763.55 ft
NA Above	47.25°C 117.05°F	VEB MOC (at obstacle)	365 ft
NA Below (2.5°)	-39.32°C -38.78°F	OAS_{HGT} (at obstacle)	1250 ft

Рис. 4-14 b). Калькуляторы VEB и FAP (единицы, не относящиеся к системе СИ)

4.5.12 Участок (TF или RF), на котором располагается FAP, определяется посредством сравнения данного расстояния с общей длиной конечного участка захода на посадку.

Требования в отношении прямолинейного участка до достижения ОСН

4.5.13 Схемы, которые включают отрезок RF на конечном участке, позволяют выровнить воздушное судно в точке вывода из крена на конечный участок захода на посадку (FROP) по осевой линии ВПП до достижения большей из следующих величин:

- а) 150 м (492 фут) над превышением LTP:

$$\text{в единицах СИ: } D_{150} = \frac{150 - RDH}{\text{tg}(VPA)},$$

$$\text{в единицах, не относящихся к системе СИ: } D_{492} = \frac{492 - RDH}{\text{tg}(VPA)};$$

- б) минимального расстояния до ОСА/Н, рассчитанного, как указано в п. 4.5.14 (см. рис. 4-15 и 4-16).

4.5.14 TAS, основанная на IAS для категории самых скоростных воздушных судов, для которых строится схема, при MCA + 15° С на превышении аэродрома плюс попутный ветер 15 уз в течение времени:

- а) 15 с, когда уход на второй круг основывается на RNP 1,0 или больше:

$$\text{в единицах СИ: } D_{15c} = \frac{HATh - RDH}{\text{tg}(VPA)} + (V_{TAS} + 27,78) * 4,167,$$

$$\text{в единицах, не относящихся к системе СИ: } D_{15c} = \frac{HATh - RDH}{\text{tg}(VPA)} + (V_{TAS} + 15) * 25,317;$$

- б) 50 с, когда RNP ухода на второй круг составляет менее 1,0 или когда уход на второй круг основывается на RNP APCH:

$$\text{в единицах СИ: } D_{50c} = \frac{HATh - RDH}{\text{tg}(VPA)} + (V_{TAS} + 27,78) * 13,89,$$

$$\text{в единицах, не относящихся к системе СИ: } D_{50c} = \frac{HATh - RDH}{\text{tg}(VPA)} + (V_{TAS} + 15) * 84,39.$$

Примечание. HATh – высота над порогом ВПП (соответственно ОСН или ДН).

Идентификация FAP в пределах участка RF

4.5.15 Если FAP должна располагаться в пределах участка RF, этот участок следует разбить на два отрезка, каждый с аналогичным радиусом и центром разворота, с FAP, совпадающей с начальной контрольной точкой второго отрезка. Определить продольное расстояние (D_{FAP}) от LTP до FAP по формуле, приведенной в п. 4.5.9. Длину участка RF ($LENGTH_{RF}$) от FROP до FAP можно рассчитать посредством вычитания расстояния до точки вывода из крена на конечный участок захода на посадку (D_{FROP}) из D_{FAP} .

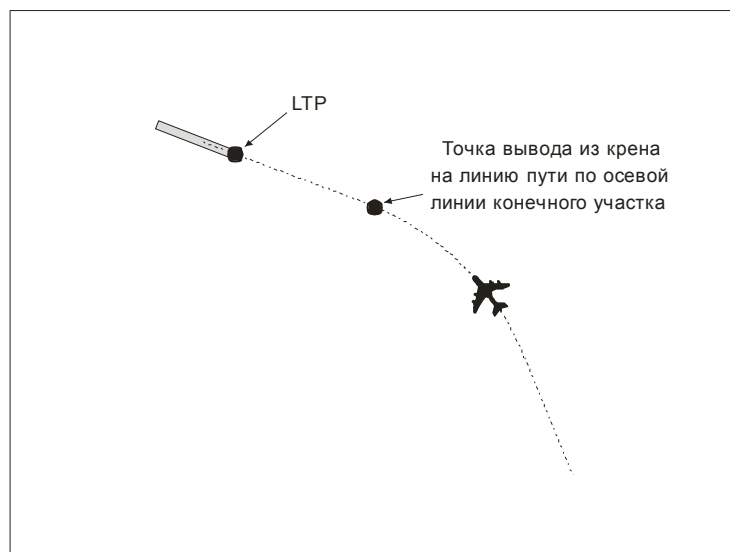


Рис. 4-15. FROP

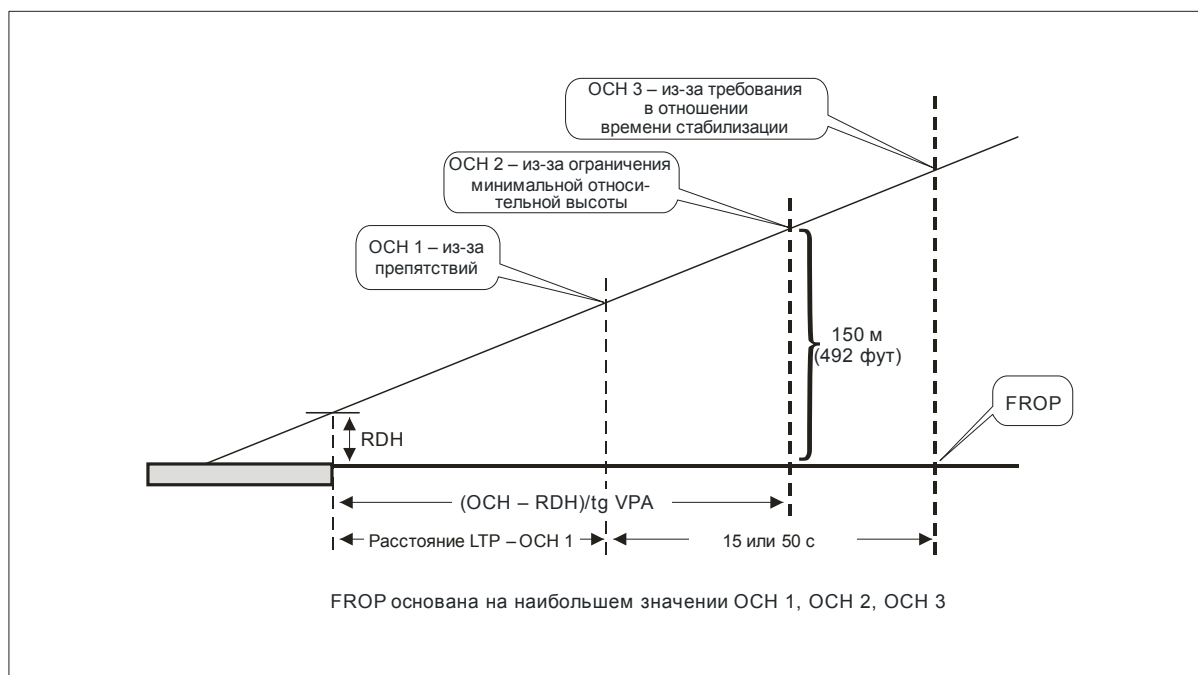


Рис. 4-16. Ограничения в отношении ОСН и FROP

4.5.16 Число градусов дуги для конкретной длины дуги можно рассчитать следующим образом:

$$\text{градусы дуги} = (180 * \text{LENGTH}_{\text{RF}}) / (\pi * r),$$

где r = радиус участка RF.

В свою очередь длину дуги для конкретного числа градусов разворота можно рассчитать следующим образом:

$$\text{длина дуги} = (\text{градусы дуги} * \pi * r) / 180.$$

Определение координат WGS-84 для FAP на участке RF

4.5.17 Этот метод может использоваться для расчета широты и долготы WGS-84 (см. рис. 4-17). Ряд программных пакетов позволяет рассчитать географическую координату на основе величин, измеренных в системе декартовых координат от LTP. Использовать следующие формулы и метод получения декартовых величин.

ЭТАП 1. Определить продольное расстояние (D_{FAP}) от LTP до FAP, используя формулу в п. 4.5.9.

ЭТАП 2. Определить расстояние (D_{FROP}) от LTP до FROP (см. рис. 4-17).

ЭТАП 3. Вычесть D_{FROP} из D_{FAP} для расчета приблизительного расстояния по дуге до FAP от FROP.

4.5.18 Если FAP расположена на участке RF, определить ее координаты X и Y следующим образом:

$$X = D_{\text{FROP}} + r * \sin A,$$

$$Y = r - r * \cos A,$$

где

X и Y измеряются в обычной правосторонней системе декартовых координат с положительной осью X, выставленной по обратному азимуту ВПП:

r = радиус участка RF,

A = угол разворота.

4.5.19 Абсолютная высота разворота определяется посредством проекции глиссады от RDH до IAF вдоль линии пути от контрольной точки до контрольной точки. Абсолютная высота разворота представляет собой абсолютную высоту глиссады в контрольной точке или минимальную абсолютную высоту контрольной точки, в зависимости, что выше.

Ограничение системы на основе высоты по радиовысотомеру (RA)

4.5.20 Вычислители управления полетом (FCC) на некоторых воздушных судах ограничивают углы крена, когда воздушное судно находится ниже высоты 122 м (400 футов) по радиовысотомеру. Если препятствие или элемент местности на любом участке зоны разворота выше, чем абсолютная высота номинальной линии пути захода на посадку, перпендикулярная препятствию или элементу местности, минус 122 м (400 футов) (превышение препятствия больше чем абсолютная высота номинальной траектории минус 122 м (400 футов)), тогда при расчете разворота следует использовать ограничение угла крена FCC в 5°.

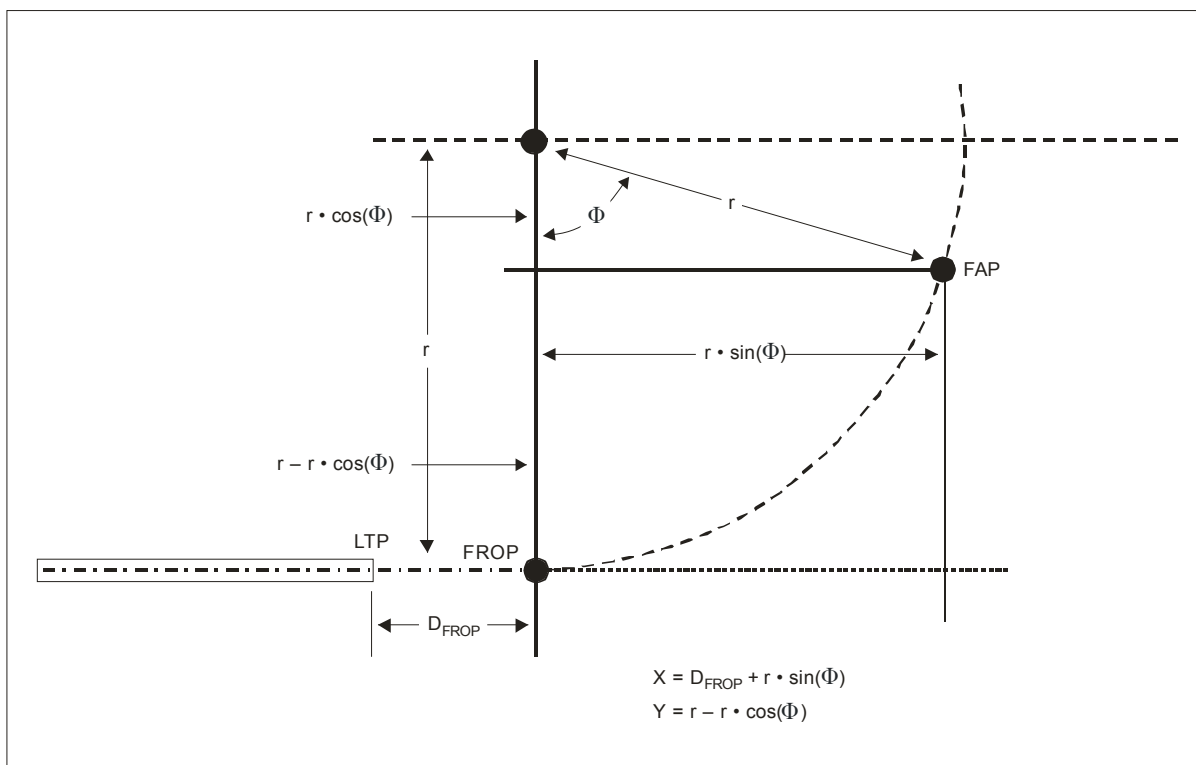


Рис. 4-17. FAP на участке RF

Требования в отношении VPA

4.5.21 Минимальный VPA стандартной схемы составляет 3° . VPA более 3° используется только:

- а) если препятствия не позволяют использовать угол в 3° или
- б) если вследствие низких температур эффективный VPA становится меньше минимума в $2,75^\circ$.

4.5.22 В таблице 4-3 перечислены максимально допустимые VPA по категориям воздушных судов. Если требуемый VPA больше, чем максимальный допустимый для данной категории воздушных судов, следует публиковать ОСА/Н для данной категории.

4.5.23 Угол наклона глиссады не должен обуславливать скорость снижения (DR), превышающую номинальную в 300 м/мин (1000 фут/мин) для воздушных судов, выполняющих полет по данной схеме.

Значения и рекомендуемые диапазоны RDH по категория воздушных судов

4.5.24 Значения и рекомендуемые диапазоны RDH соответствуют категориям воздушных судов A–D. Схемы RNP AR для одной и той же ВПП должны использовать общие значения RDH и угла наклона глissады. Если ILS обслуживает ВПП, значения RDH и угла наклона глissады ILS должны использоваться для определения VPA. Если ILS отсутствует, но ВПП оснащена системой визуальной индикации глissады (VGSI) с соответствующими RDH и углом наклона глissады, следует использовать VGSI RDH и VPA, равный углу наклона глissады. В противном случае соответствующее значение RDH с VPA в 3° следует выбирать из таблицы 4-4.

Примечание. На карте захода на посадку следует публиковать соответствующее примечание, если угол VGSI превышает VPA на 0,2° или если RDH VGSI отличается от стандартной RDH более чем на 1 м (3 фут), например, показание PAPI не совпадает с VPA.

Влияние температуры на VPA

4.5.25 OAS на конечном участке RNP основывается на вертикальном наведении, обеспечиваемом барометрической VNAV. Эффективный VPA (фактический выдерживаемый угол) зависит от отклонения температуры от температуры стандартной MCA, связанного с превышением аэропорта. Предел высоких температур не допускает превышения DR в 300 м/мин (1000 фут/мин). Предел низких температур обеспечивает защиту от препятствий при минимальной ожидаемой температуре и исключает уменьшение эффективного VPA ниже 2,5°. MCA для аэропорта может быть рассчитана с использованием следующих формул:

$$ISA_{\text{airport}} \text{ } ^\circ\text{C (единицы СИ)} = 15 - \left(\frac{0,00198 * \text{Airport}_{\text{elev}}}{0,3048} \right),$$

$$ISA_{\text{airport}} \text{ } ^\circ\text{C (единицы, не относящиеся к системе СИ)} = 15 - (0,00198 * \text{Airport}_{\text{elev}}).$$

Таблица 4-4. Требования в отношении RDH

Категория воздушных судов	Рекомендуемая RDH ±5 фут	Примечания
A	12 м (40 фут)	Многие ВПП длиной менее 1800 м (6000 фут) с уменьшенной шириной и/или несущей способностью, как правило, не допускают посадки более крупных воздушных судов
B	14 м (45 фут)	Региональный аэропорт с ограниченным обслуживанием авиаперевозчиков
C, D	15 м (50 фут)	Основные ВПП обычно не используются воздушными судами с высотой опорной точки воздушного судна над колесами шасси, превышающей 6 м (20 фут)
E	17 м (55 фут)	Большинство основных ВПП в крупных аэропортах

Схема захода на посадку должна обеспечивать защиту от препятствий в пределах диапазона температур, ожидаемых в данном аэропорту. Установить предел низких температур на основе данных за пять (или более) лет. Для каждого года определить месяц с самой низкой средней температурой. Затем определить самое низкое значение температуры по каждому месяцу. Среднее из этих пяти значений и является средней самой низкой температурой. Определить разницу (ΔISA_{LOW}) между данной температурой и температурой MCA для данного аэропорта, используя следующую формулу:

$$\Delta ISA_{LOW} = - (ISA\text{ }^{\circ}C - ACT\text{ }^{\circ}C).$$

Примечание. Геопотенциальная высота включает поправку на изменение ускорения силы тяжести (g) (среднее значение $9,8067\text{ м/с}^2$) с высотой. Однако это влияние является незначительным на минимальных абсолютных высотах, учитываемых для пролета препятствий: разница между геометрической высотой и геопотенциальной высотой увеличивается от 0 на среднем уровне моря до -18 м (-59 фут) на высоте $10\,972\text{ м}$ ($36\,000\text{ фут}$).

Расчет минимального эффективного VPA

4.5.26 Минимальный эффективный VPA устанавливается в результате уменьшения расчетного VPA посредством вычитания погрешности высотомера при низкой температуре из расчетной абсолютной высоты VPA в FAP и вычисления уменьшенного угла от вершины VPA на пороге ВПП (см. рис. 4-18).

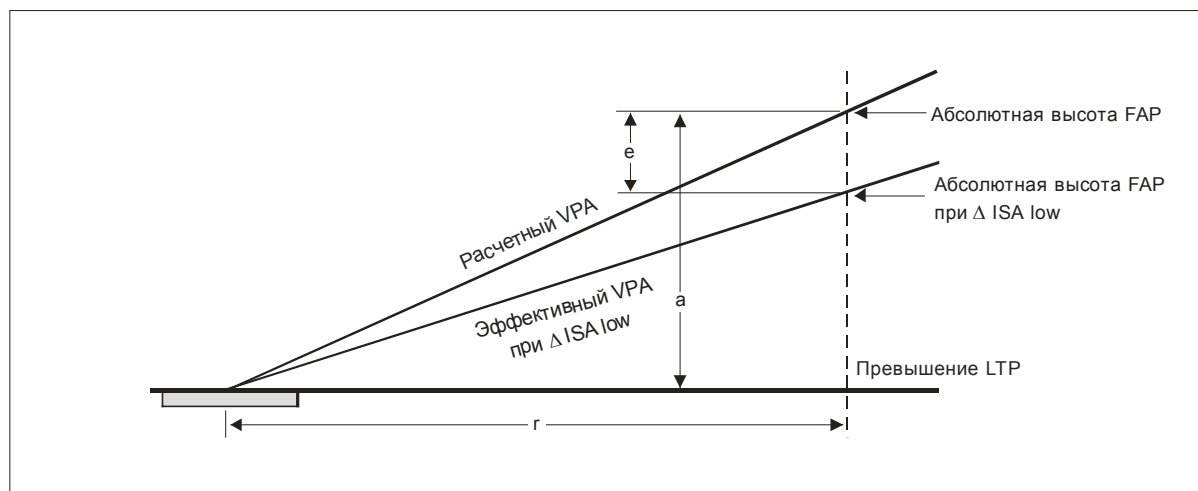


Рис. 4-18. Низкая температура для эффективного VPA

Предел низких температур

4.5.27 Эффективный VPA при минимальной опубликованной температуре не должен быть меньше 2,5°. Номинальный VPA в некоторых случаях может превышать 3,0°. Однако следует учитывать летно-технические характеристики воздушного судна при большем VPA, влияние высоких температур и нормативные ограничения в отношении максимальной GP для данного воздушного судна.

4.5.27.1 Если данные о температуре для конкретного места свидетельствуют о том, что ограничение низких температур наиболее часто вводится в predetermined пиковые периоды, следует рассмотреть вопрос об увеличении угла наклона глиссады до наименьшего угла (в пределах значений в таблице 4-3), который позволит чаще использовать данную схему захода на посадку.

4.5.27.1.1 Минимальный VPA составляет более 2,5° или

$$\text{Min}_{\text{VPA}} = \arctg\left(\frac{a+e}{r}\right),$$

где a = абсолютная высота FAP – превышение LTP (соответственно м или фут),

e (единицы СИ) = $\Delta\text{ISA}_{\text{LOW}} * [(0,19 * 0,3048) + 0,0038 * a] + (0,032 * a) + (4,9 * 0,3048)$ или

e (единицы, не относящиеся к системе СИ) = $\Delta\text{ISA}_{\text{LOW}} * [0,19 + (0,0038 * a)] + (0,032 * a) + 4,9$,

$$r = \frac{a}{\text{tg}(\text{VPA})}.$$

4.5.27.1.2 Если эффективный VPA составляет менее 2,5°, рассчитать $\Delta\text{ISA}_{\text{LOW}}$ для достижения угла 2,5°, используя одну из следующих формул:

$$\Delta\text{ISA}_{\text{LOW}} (\text{единицы СИ}) = \frac{-el - (0,032 * a) - (4,9 * 0,3048)}{(0,19 * 0,3048) + (0,0038 * a)},$$

$$\Delta\text{ISA}_{\text{LOW}} (\text{единицы, не относящиеся к системе СИ}) = \frac{-el - (0,032 * a) - 4,9}{0,19 + (0,0038 * a)},$$

где el = абсолютная высота FAP – b ,

$b = r * \text{tg}(2,5^\circ) + \text{превышение LTP}$,

$$r = \frac{a}{\text{tg}(\text{VPA})},$$

a = абсолютная высота FAP – превышение LTP (соответственно м или фут).

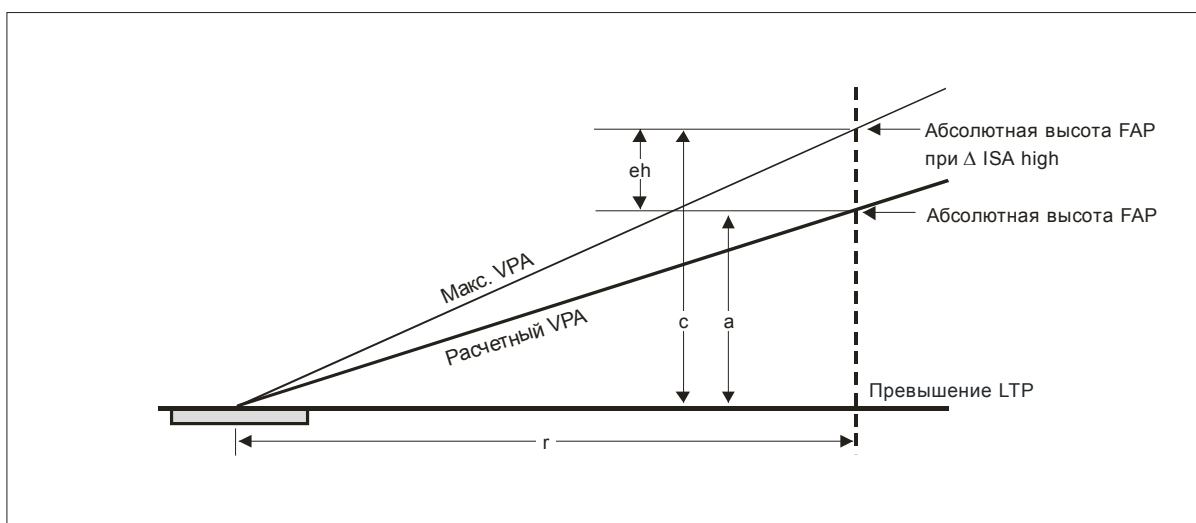
4.5.27.1.3 Определить опубликованное ограничение низких температур "NA below" для схемы, используя ΔISA_{LOW} , полученную из уравнения, приведенного в п. 4.5.27.1.2, по следующей формуле:

$$NA\ below = ISA + \Delta ISA_{LOW}.$$

Примечание. Если данные о температуре для конкретного места свидетельствуют о том, что ограничение низких температур наиболее часто вводится в predetermined пиковые периоды, рассмотреть вопрос об увеличении VPA до наименьшего угла, который позволит чаще использовать данную схему захода на посадку.

Расчет максимального эффективного VPA

4.5.28 Максимально эффективный VPA устанавливается в результате увеличения расчетного VPA посредством добавления погрешности высотомера при высокой температуре к расчетной абсолютной высоте VPA в FAP и расчета увеличенного угла от вершины VPA на пороге ВПП (см. рис.4-19).



4-19. Высокая температура для эффективного VPA

4.5.28.1 С этой целью определить максимальную ΔISA_{High} (выше MCA), которая обеспечит максимальный допустимый VPA, используя одну из следующих формул:

$$\Delta ISA_{High} \text{ (единицы СИ)} = \frac{eh - (0,032 * a) - (4,9 * 0,3048)}{(0,19 * 0,3048) + (0,0038 * a)},$$

$$\Delta ISA_{High} \text{ (единицы, не относящиеся к системе СИ)} = \frac{eh - (0,032 * a) - 4,9}{0,19 + (0,0038 * a)},$$

где eh = c – абсолютная высота FAP,

c = $r * \operatorname{tg}(\alpha)$ + превышение LTP,

α = максимальный допустимый VPA,

a = абсолютная высота FAP – превышение LTP,

$$r = \frac{a}{\operatorname{tg}(VPA)}.$$

4.5.28.2 Максимальный эффективный VPA в 1,13 раза превышает максимальное расчетное значение в таблице 4-3 для опубликованной категории самых скоростных воздушных судов. Если рассчитанный эффективный VPA превышает это значение, тогда опубликованная максимальная температура должна быть ограничена до меньшего значения. Определить NA_{above} по следующей формуле:

$$NA_{above} = ISA + \Delta ISA_{High}.$$

VEB

4.5.29 Расчет VEB описывается в добавлениях 1 и 2.

OAS на конечном участке захода на посадку

4.5.30 Удаление начала OAS на конечном участке захода на посадку от LTP (D_{VEB}) и ее наклон определяются VEB. Две электронные таблицы Microsoft Excel (см. рис. 4-20 а) и 4-20 б)) с расчетами VEB вместе с электронной версией настоящего руководства размещены на общедоступном веб-сайте ИКАО (www.icao.int) в разделе "Publications".

Примечание. В случае уменьшения RNP на участках, где применяется VEB, для расчета VEB используется максимальное значение RNP.

Рис. 4-20 а). Электронная таблица VEB (единицы СИ)

Рис. 4-20 а). Электронная таблица VEB (единицы СИ)

<div>FAP Calculations</div> <p>Min Intermediate Segment Alt (a): 5,000.00 ft LTP MSL Elevation (b): 321.00 ft RDH: 52.50 ft Vertical Path Angle (VPA): 3.00°</p> <p>Distance from LTP to FAP (D): 88,267.53 ft 14.53 NM</p> <p>LTP/FTP Latitude: 088° 00' 00.00" N LTP/FTP Longitude: 167° 55' 48.50" W True RWY Bearing/True Course: 150.00</p> <p>FAP Latitude: 88° 12' 16.420" N FAP Longitude: 171° 46' 37.176" W <small>Latitude/Longitude valid for straight segment only</small></p>		<div>VEB OAS Origin & Gradient</div> <p>Min Intermediate Segment Altitude: 4500.00 ft LTP Elevation: 1200.00 ft Vertical Path Angle: 3.00° RDH: 55.00 ft RNP Value: 0.14 NM Δ ISA: -20.00°</p> <p>Straight In Segment (Wingspan =<262) LTP to Origin: 2537.39 ft</p> <p>OAS Gradient : 0.048172</p> <p>RF Turn Segment Bank angle: 18.00° (Wingspan =<262) LTP to Origin: 2865.18 ft</p> <p>OAS Gradient : 0.048172</p>
<div>VPA Temperature Limits</div> <p>Vertical Path Angle: 3.00° Max Vertical Path Angle: 3.50° FAP Elevation: 4500.00 ft LTP Elevation: 1200.00 ft ACT: -10.00°C</p> <p>Min Vertical Path Angle 2.84°</p> <p>NA Below -10.00°C 14.00°F NA Above 47.25°C 117.05°F NA Below (2.5°) -39.32°C -38.78°F</p>	<div>NON SI UNITS Version 2.2 3/17/09</div>	<div>VEB MOC</div> <p>Vertical Path Angle 3.00° LTP MSL Elevation 1,200.00 ft RDH 55.00 ft Tangent of VPA 0.052408 OAS Gradient 0.048172</p> <p>OAS Origin Distance 3,811.84 ft <small>(measured along-track from LTP)</small></p> <p>Obstacle Distance <small>(measured along-track from LTP)</small> 29,763.55 ft</p> <p>VEB MOC (at obstacle) 365 ft OAS_{HGT} (at obstacle) 1250 ft</p>

Рис. 4-20 b). Электронная таблица VEB (единицы, не относящиеся к системе СИ)

4.5.31 Высота OAS на любом расстоянии "х" от LTP можно рассчитать следующим образом:

$$OAS_{HGT} = (r_e + LTP)e^f - r_e - LTP,$$

где

$$f = \frac{(x - D_{VEB}) * OAS_{gradient}}{r_e},$$

OAS_{HGT} – высота VEB OAS (соответственно м или фут),

х – расстояние от LTP до препятствия (соответственно м или фут),

D_{VEB} – расстояние от LTP до пересечения уровня LTP VEB OAS (соответственно м или фут),

r_e – (средний радиус Земли) 6367435,67964 (м) или 20 890 537 (фут),

$OAS_{gradient}$ – значение, полученное из добавления 1 или 2 (соответственно).

Примечание. D_{VEB} и tg OAS конечного участка захода на посадку определяются из добавления 1 (единицы СИ) или добавления 2 (единицы, не относящиеся к системе СИ).

Поправка на геометрию фюзеляжа воздушного судна (bg)

4.5.32 В тех случаях, когда конечный этап захода на посадку представляет собой прямолинейный участок, градиент OAS является аналогичным для прямолинейного и криволинейного отрезков. Однако корректирующий допуск на высоту пролета препятствий увеличивается для учета разницы в траекториях полета навигационной опорной точки воздушного судна и колес его шасси. Высота крыльев для всех воздушных судов принимается равной 8 м (25 фут). Дополнительная поправка к bg при крене рассчитывается следующим образом:

$$bg = 40 * \sin(\text{угол крена}) \text{ м или}$$

$$bg = 132 * \sin(\text{угол крена}) \text{ фут.}$$

Оптимальный угол крена равен 18°; однако для конкретных воздушных судов могут применяться другие углы крена. Корректирующий допуск на высоту пролета препятствий для криволинейного участка конечного этапа захода на посадку и относительная ориентация VEB OAS для прямолинейного и криволинейного участков иллюстрируются на рис. 4-21.

Взаимосвязь VPA с VEB

4.5.33 D_{VEB} немного уменьшается при увеличении VPA. Следовательно, если угол увеличивается для исключения выхода препятствия за поверхность, VEB следует пересчитать, а также переоценить OAS. Для определения высоты OAS и VEB MOC (в месте расположения препятствия), используются следующие формулы:

$$OAS_{Hgt(Obs)} = (r_e + LTP_{elev}) * e^p - r_e - LTP_{elev},$$

$$VEB_{MOC} = e^q * (r_e + LTP_{elev} + RDH) - r_e - OAS_{Hgt(Obs)},$$

где r_e – (средний радиус Земли) 6367435,67964 (м) или 20 890 537 (фут),

LTP_{elev} – превышение LTP (соответственно м или фут),

OBS_x – расстояние от LTP до препятствия (соответственно м или фут),

D_{origin} – расстояние от LTP до начала OAS (соответственно м или фут),

OAS_{grad} – градиент OAS, определенный из добавления 1 или 2 (соответственно м или фут),

$$p = \frac{OBS_x - D_{origin}}{r_e \cdot \left(\frac{1}{OAS_{grad}} \right)},$$

$$q = \frac{OBS_x \cdot \text{tg}(VPA)}{r_e}.$$

4.6 УЧАСТОК УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ (MAS)

4.6.1 Участок ухода на второй круг начинается в точке OCA/H при угле VPA и заканчивается в точке, в которой начинается новый заход на посадку, полет в зоне ожидания или полет по маршруту.

Основные принципы

4.6.2 Варианты построения схем ухода на второй круг рассматриваются в следующем порядке:

- а) стандартный уход на второй круг на основе RNP 1,0,
- б) уход на второй круг RNAV на основе RNP APCH. Переход на RNP APCH используется только в случае получения значительных эксплуатационных преимуществ,
- с) использование уровней менее RNP 1,0 (см. рис. 4-22).

4.6.3 Градиент OAS ухода на второй круг (Z) составляет 2,5 % с обеспечением дополнительных градиентов до 5 % для использования воздушными судами, характеристики набора высоты которых позволяют получить эксплуатационные преимущества от меньших значений OCA/H при этих градиентах, при условии утверждения соответствующим полномочным органом. В случае применения более высокого градиента набора высоты следует также предусмотреть OCH для градиента 2,5 % или альтернативную схему с градиентом 2,5 %.

4.6.4 В случае, когда вследствие каких-либо ограничений обеспечить градиент в 2,5 % не представляется возможным, градиент OAS ухода на второй круг является минимальным возможным градиентом.

Примечание. Минимальный градиент более 2,5 % может потребоваться в том случае, если участок RF на конечном этапе захода на посадку ограничивает необходимое увеличение OCA/H.

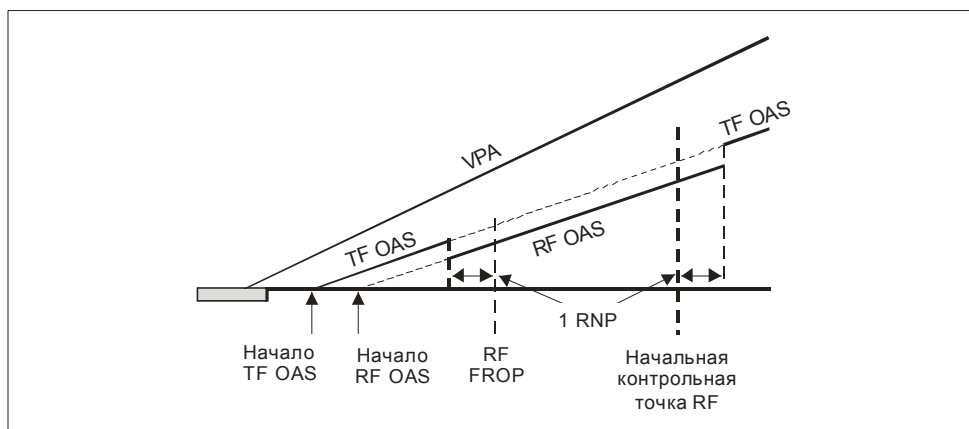


Рис. 4-21. Поправка к OAS для участков TF и RF

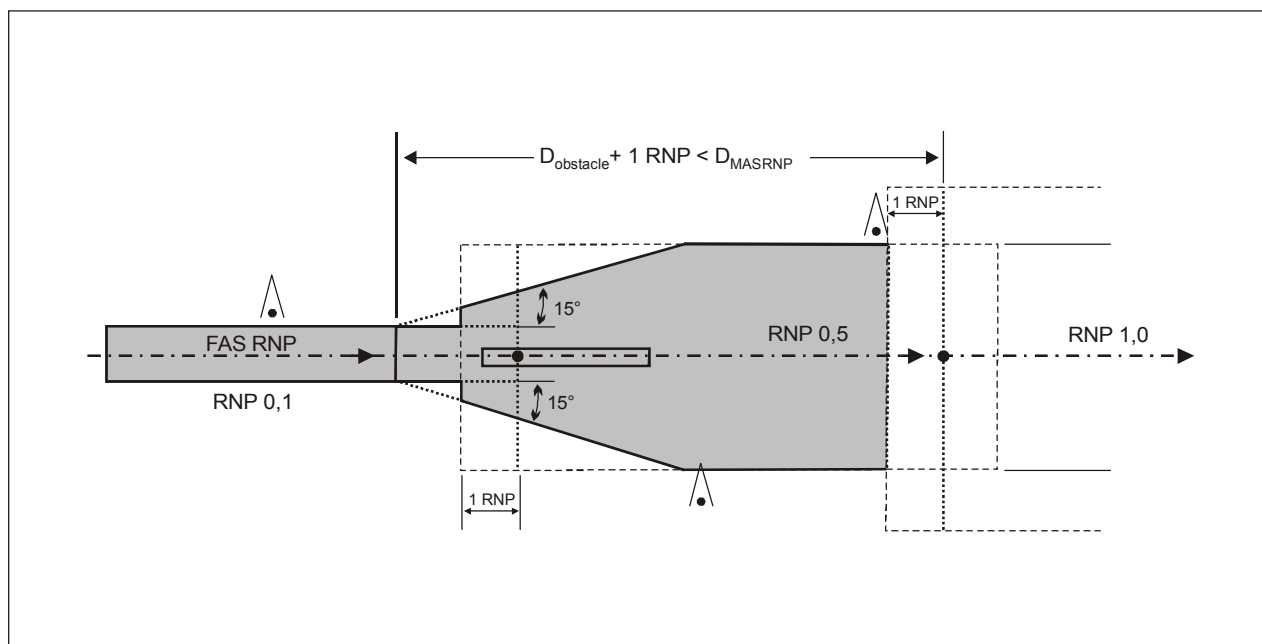


Рис. 4-22. Максимальное продолжение RNP < 1,0 при уходе на второй круг

4.6.5 При уходах на второй круг с использованием уровней менее RNP 1,0 (см. рис. 4-22) применяются следующие ограничения:

- а) от воздушных судов требуется придерживаться расчетной линии пути ухода на второй круг независимо от точки, от которой начинается уход на второй круг,
- б) распространение уровней менее RNP 1,0 на конечном этапе захода на посадку на участок ухода на второй круг ограничивается (см. п. 4.6.17),
- в) при уровнях RNP менее RNP 1,0 развороты ниже 150 м (492 фут) AGL не допускаются,
- г) уровни менее RNP 1,0 при уходе на второй круг могут ограничить количество воздушных судов, которые могут выполнять данную схему и их следует применять только в случае необходимости. Если они применяются, на карте следует дать соответствующее примечание и
- е) на карте захода на посадку указывается DA/H и приводится примечание с предупреждением относительно раннего перехода на RNP ухода на второй круг для наведения.

Значение боковой точности при уходе на второй круг

4.6.6 Стандартный MAS расширяется от ширины FAS в OCA/H или DA/H под углом 15° относительно осевой линии курса до ширины в ± 2 м. мили (RNP 1,0). (См. рис. 4-23.)

4.6.7 Развороты до завершения расширения не допускаются. Если развороты требуются до D_{display} , рассмотреть другой метод построения, например уменьшение значений боковой точности (RNP) на участке ухода на второй круг ниже 1,0.

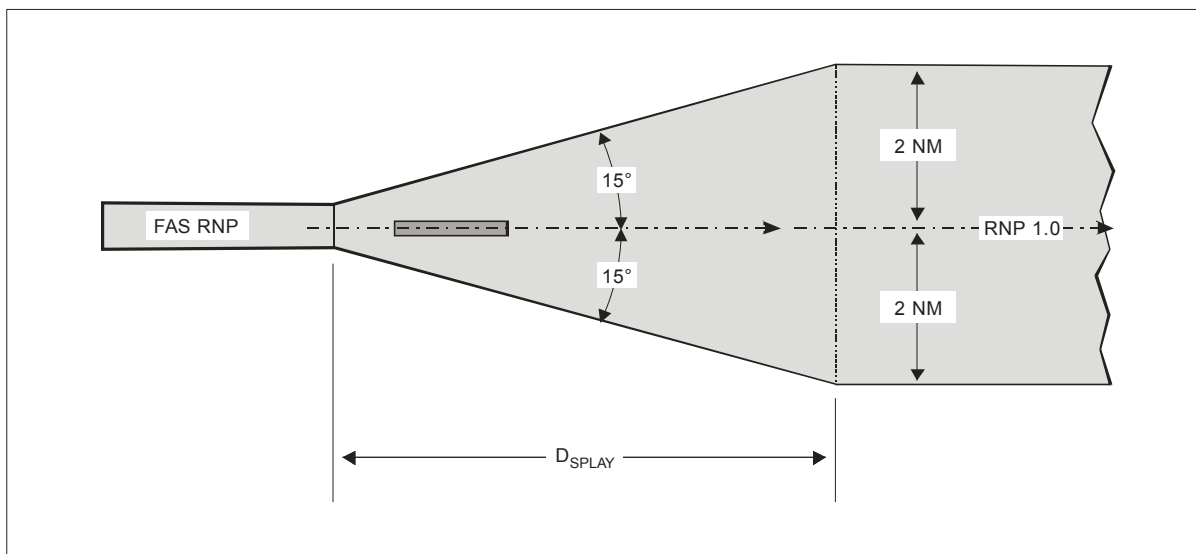


Рис. 4-23. Расширение участка ухода на второй круг

OAS ухода на второй круг (поверхность Z)

4.6.8 Нижеприведенный процесс иллюстрируется на рис. 4-24, 4-25 и 4-26.

Расчет начала набора высоты (SOC)*Дальность SOC*

4.6.9 Дальность начала набора высоты (SOC) относительно LTP составляет:

$$XSOC_{Cat} = [(OCH_{Cat} - RDH)/tg \text{ VPA}] - TrD,$$

где $XSOC_{Cat}$ – дальность SOC для конкретной категории воздушных судов: положительное значение до порога ВПП, а отрицательное значение после порога ВПП,

OCH_{Cat} – OCH для конкретной категории воздушных судов (минимальное значение – потеря высоты по барометрическому высотомеру для конкретной категории),

RDH – относительная высота опорной точки траектории в вертикальной плоскости,

$tg \text{ VPA}$ – градиент VPA

и

TrD – переходное расстояние,

$$TrD = \frac{t \times MaxGndSpeed}{3600} + 4/3 \sqrt{anpe^2 + wpr^2 + fte^2},$$

где t – 15 с,

$MaxGndSpeed$ – максимальная TAS на конечном участке захода на посадку для конкретной категории воздушных судов, рассчитанная на превышении аэродрома при $MCA + 15^\circ$ и скорости попутного ветра 19 км/ч (10 уз),

$anpe$ – $1,225 \times RNP$ (99,7 %-я продольная погрешность),

wpr – 18,3 м (60 фут) (99,7 %-я погрешность точности определения точки пути),

fte – $22,9/tg \text{ VPA}$ м ($75/tg \text{ VPA}$ фут) (99,7 %-я погрешность техники пилотирования).

Примечание. Перечисленные выше параметры должны переводиться в единицы, соответствующие единицам, используемым для $MaxGndSpeed$ при расчете TrD по желанию в м. милях или км.

Высота SOC

4.6.10 Высота SOC над LTP рассчитывается следующим образом:

$$OCH_{Cat} - HL_{Cat}.$$

Примечание. Погрешность фактических навигационных характеристик ($apre$), погрешность точности определения точки пути (wpr) и fte – 99,7 %-е коэффициенты вероятности из VEB, спроецированные на горизонтальную плоскость и умноженные на $4/3$, чтобы получить запас $10E^{-5}$.

HL_{Cat} – потеря высоты по барометрическому высотомеру для конкретной категории воздушных судов.

Градиент

4.6.11 На схеме указывается номинальный градиент поверхности набора высоты при уходе на второй круг ($tg Z$) в 2,5 %. В соответствии с п. 4.6.2 могут также указываться дополнительные градиенты до 5 %. Эти градиенты могут использоваться воздушными судами, характеристики набора высоты которых позволяют получить эксплуатационные преимущества от меньших значений OCA/H при этих градиентах, при условии утверждения соответствующим полномочным органом.

Допускаемые типы участков

4.6.12 Маршрут ухода на второй круг состоит из ряда участков. Допускаются следующие типы участков: TF и RF.

4.6.13 Кроме того, если значение RNP для участка RF составляет $< 1,0$, длина участка RF должна соответствовать требованиям п. 4.6.17 "RNP ухода на второй круг $< 1,0$ и опубликование DA/H".

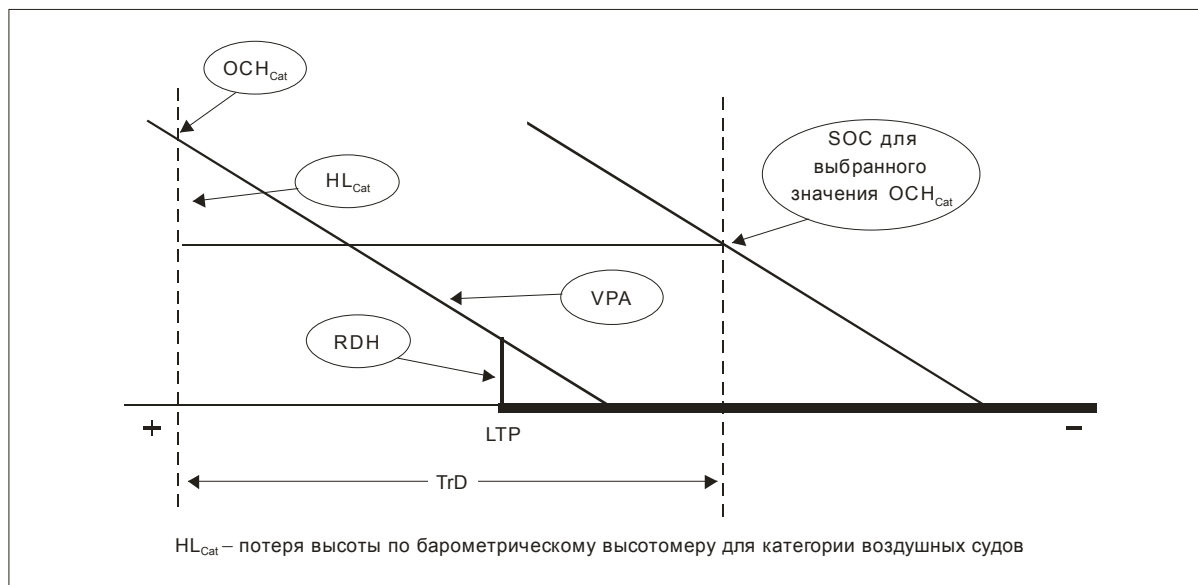


Рис. 4-24. Определение SOC

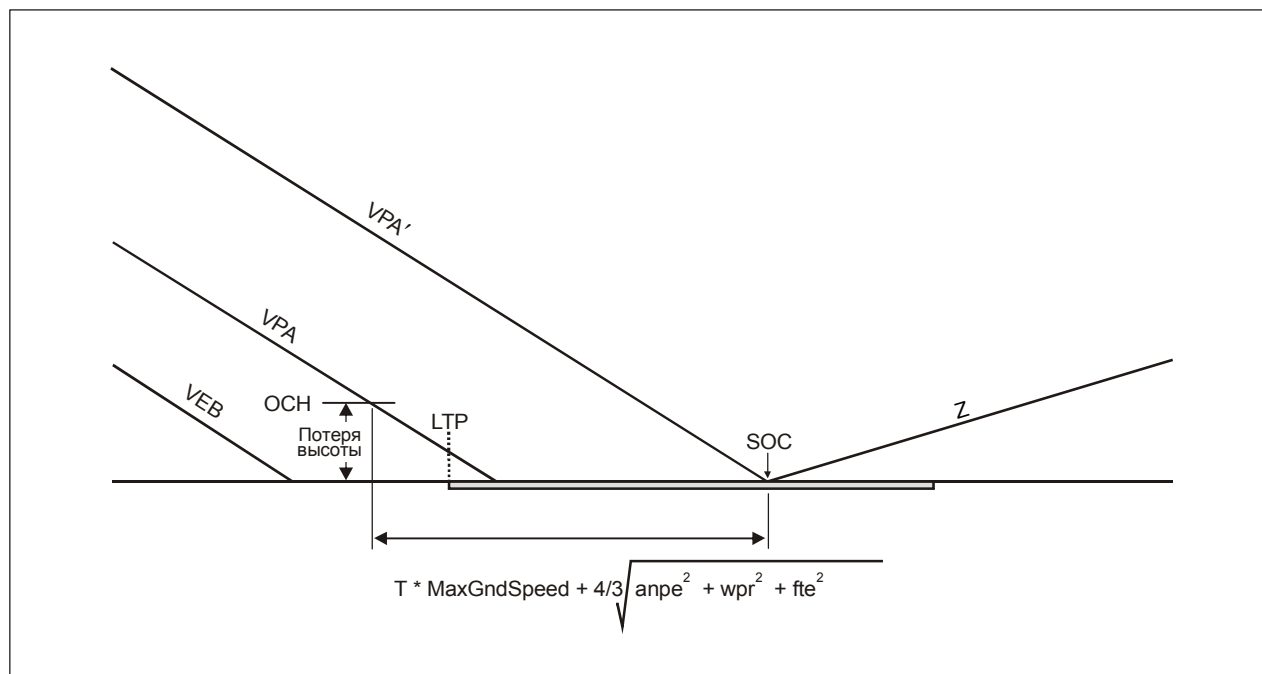


Рис. 4-25. Поверхность ухода на второй круг (Z)

Уход на второй круг с разворотом

4.6.14 Количество и амплитуда разворотов усложняют схему, поэтому их следует ограничивать. Если требуются развороты при уходе на второй круг, линия пути на FAS должна выдерживаться до взлетного конца ВПП (DER) (до его эквивалента в смещенной схеме). Первый разворот должен выполняться не ранее достижения DER, если только RNP ухода на второй круг не составляет менее 1,0.

4.6.15 Если RNP ухода на второй круг составляет менее 1,0, развороты RF при уходе на второй круг должны ограничиваться углами крена 15°; для обеспечения конкретного радиуса могут устанавливаться максимальные пределы скорости и, если это возможно, развороты RF не должны начинаться до DER.

4.6.16 В определенных обстоятельствах ни уменьшенное значение RNP, ни разворот RF не позволяют преодолеть препятствие, находящееся прямо по курсу ухода на второй круг. В этих случаях может быть прекращено выполнение схемы RNP и применена стандартная схема ухода на второй круг на основе RNP APCH с использованием глобальной навигационной спутниковой системы (GNSS). В этом случае расширение поверхности Z начинается с 1 RNP (конечный этап захода на посадку) до достижения продольной точки OCA/H при заданном VPA или 75 м (250 футов) при этом же VPA, в зависимости что больше, и далее она расширяется под углом 15° с обеих сторон траектории.

Примечание. Участок "направление до абсолютной высоты" (VA) (тип участка ARING), основанный на схеме ухода на второй круг с использованием GNSS (RNP APCH), может обеспечить больший запас высоты над препятствием, расположенным прямо по курсу при уходе на второй круг, чем разворот RF или разворот "флай-бай".

RNP ухода на второй круг < 1,0 и опубликование DA/H (см. рис. 4-25)

4.6.17 В тех случаях, если OCA/H определяется препятствиями на участке ухода на второй круг, значение RNP при уходе на второй круг может ограничиваться до прохождения препятствия. Следует использовать максимальное значение RNP (FAS RNP или MAS RNP < 1,0), которое обеспечивает пролет препятствия. Однако вместо OCA/H публикуется DA/H, которая ограничивается высотой 75 м (246 фут), 90 м (295 фут) или большей высотой. Карта должна быть аннотирована примечанием "Переход на RNP ухода на второй круг для бокового наведения не должен начинаться до достижения продольной точки DA/H".

Минимальная длина RNP < 1,0 при уходе на второй круг

4.6.18 Максимальное расстояние (D_{MASRNP}), на которое значение боковой точности < 1,0 м. мили может быть распространено на участок ухода на второй круг, измеренное от точки, где DA/H пересекает VPA, составляет:

$$D_{MASRNP} = (RNP \text{ missed approach} - RNP \text{ final approach}) * \text{ctg IRU splay},$$

где единицы м. мили: $\text{ctg IRU splay} = \text{TAS}/8 \text{ уз}$,

единицы км: $\text{ctg IRU splay} = \text{TAS}/14,816 \text{ км/ч}$,

TAS – скорость на начальном участке ухода на второй круг для категории воздушных судов на превышении аэродрома при MCA + 15.

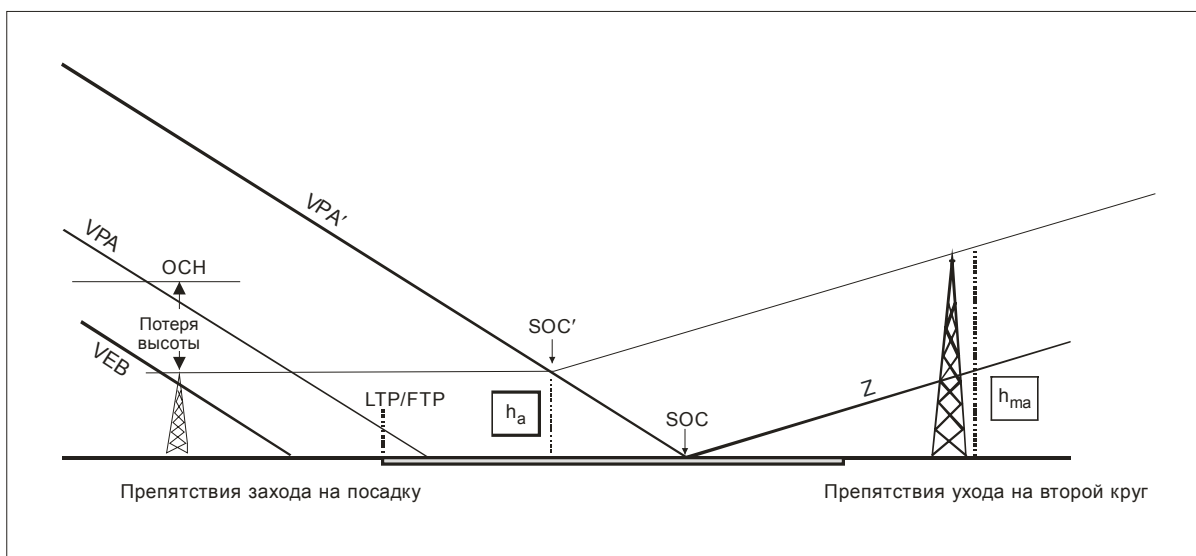


Рис. 4-26. Препятствие ухода на второй круг после SOC

Примечание. Спецификация DA/H и расстояния гарантирует, что скорость ухода нуля IRU в 14,816 км/ч (8 уз) не выходит за пределы продолженной границы RNP конечного участка захода на посадку.

Ограничение разворота при RNP ухода на второй круг $< 1,0$

4.6.19 В случае необходимости разворотов, разворот не должен начинаться после прохождения 150 м (492 фут) AGL и по крайней мере $D_{MASturn}$ после DA/H. По мере возможности разворот должен осуществляться после прохождения DER.

4.7 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСА/Н

4.7.1 При расчете ОСА/Н используется ряд OAS. Если препятствие выступает за OAS, связанный с категорией воздушных судов допуск на потерю высоты добавляется к высоте наивысшего препятствия при заходе на посадку или эквивалентной высоте наивысшего, выступающего за OAS, препятствия при уходе на второй круг, в зависимости что больше. Это и есть значение ОСА/Н (см. рис. 4-26 и 4-27).

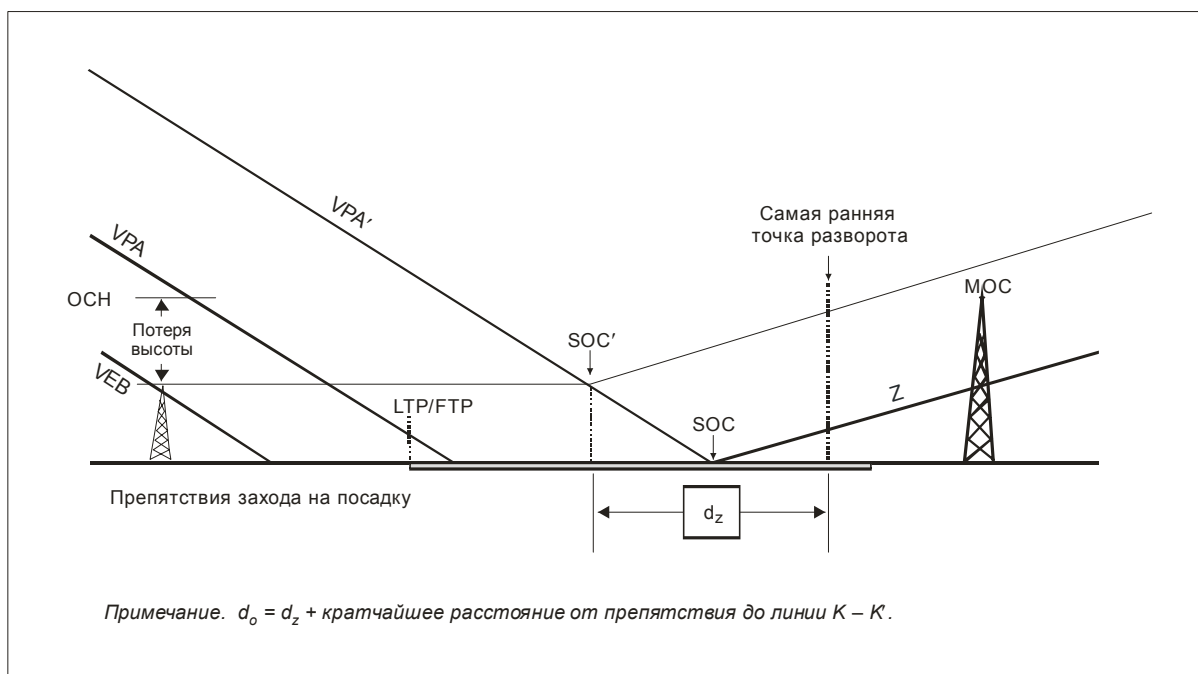


Рис. 4-27. Уход на второй круг с разворотом

Подлежащие учету препятствия

4.7.2 Подлежащими учету препятствиями являются препятствия, выступающие за OAS. Они делятся на препятствия захода на посадку и препятствия ухода на второй круг следующим образом (см. рис. 4-26):

- препятствие захода на посадку между FAP и SOC,
- препятствие ухода на второй круг после SOC.

4.7.3 Однако в некоторых случаях такая классификация препятствий может привести к чрезмерному проигрышу из-за некоторых препятствий ухода на второй круг. По усмотрению соответствующего полномочного органа к препятствиям ухода на второй круг могут быть отнесены те, которые возвышаются над плоской поверхностью, параллельной плоскости VPA и начинающейся в SOC, т. е. препятствия, относительная высота которых больше, чем $(XSOC + x) \cdot \text{ctg VPA}$, где XSOC – расстояние от LTP до SOC.

Расчет ОЧН

4.7.4 В первую очередь определить относительную высоту самого высокого препятствия захода на посадку, выступающего за OAS конечного участка захода на посадку или горизонтальную плоскость от d_{veb} до начала поверхности Z.

4.7.5 Затем привести относительные высоты всех препятствий ухода на второй круг к относительным высотам эквивалентных препятствий захода на посадку, используя нижеприведенную формулу:

$$h_a = [(h_{\text{ma}} + \text{МОС}) \cdot \text{ctg Z} - (X_z - x)] / (\text{ctg VPA} + \text{ctg Z}),$$

где h_a – относительная высота эквивалентного препятствия захода на посадку,

h_{ma} – относительная высота препятствия ухода на второй круг,

X – удаление препятствия от порога ВПП (положительное значение до LTP и отрицательное после этой точки),

ctg Z – котангенс угла поверхности Z,

ctg VPA – котангенс VPA,

X_z – координата X точки, в которой $Z_x = Z_{\text{LTP}}$ (начало поверхности ухода на второй круг).

4.7.6 МОС составляет 0 м (0 фут) для ухода на второй круг по прямой и разворотов RF; 30 м (98 фут) для разворотов до 15° ; 50 м (164 фут) для разворотов более 15° .

Уход на второй круг по прямой

4.7.7 Определить ОЧН для схемы посредством добавления допуска на потерю высоты, определенного в таблице 4-5, к высоте самого высокого препятствия захода на посадку (реального или эквивалентного).

$$\text{ОЧН} = h_a + \text{HL margin}.$$

Расчет ОСН (развороты при уходе на второй круг, за исключением RF)

4.7.8 Превышение/относительная высота препятствия составляет менее:
 $(OCA/H - HL) + d_z + d_o) \tan Z - МОС,$

где d_o – наименьшее расстояние от препятствия до самой ранней точки разворота (ТР) (см. рис. 4-26 и 4-27),

d_z – горизонтальное расстояние от SOC до самой ранней ТР

и МОС составляет:

50 м (164 фут) (кат. Н, 40 м (132 фут)) для разворотов более чем на 15° и 30 м (98 фут) для разворотов на 15° или менее.

4.7.9 Если из-за превышения/относительной высоты препятствие выступает за поверхность Z, OCA/H должна быть увеличена или ТР перемещена для обеспечения требуемого запаса высоты.

Применение участков RF при уходе на второй круг с разворотом

4.7.10 Если при уходе на второй круг используется участок RF, продольное расстояние в ходе разворота RF для включения в расстояние по линии пути для расчета градиента OAS представляет собой длину дуги (дуг), основанную на радиусе разворота: $r - 0,1$ м. мили. (См. рис. 4-9 b) и 4-28.)

4.7.11 Относительная высота поверхности в любой точке линии пути является радиально постоянной в пределах всей поверхности. Наклон только в направлении номинального вектора полета, касательного к номинальной линии пути в любой точке, при этом боковой наклон вдоль любого радиуса составляет 0.

4.7.12 Превышение/относительная высота препятствия составляет менее

$$(OCA/H - HL) + (d_z + d_o) \tan Z - МОС,$$

где d_o – расстояние, измеренное вдоль дуги (дуг), рассчитанной(ых) для участков RF с использованием радиуса ($r - 0,1$ м. мили),

d_z – горизонтальное расстояние от SOC до контрольной точки разворота.

МОС, применяемых в формуле расчета h_a , составляет 0 для участков RF ухода на второй круг.

4.7.13 Если из-за превышения/относительной высоты препятствие выступает за поверхность Z, OCA/H должна быть увеличена или ТР перемещена для обеспечения требуемого запаса высоты.

Запасы на потерю высоты

Поправки на большие превышения аэродромов

4.7.14 Значения в таблице запасов на потерю высоты (таблица 4-5) корректируются с учетом превышения летного поля более 900 м (2953 фут). Табличные допуски увеличиваются на 2 % от величины запаса по RA на каждые 300 м (984 фут) превышения летного поля.

Поправки на большой VPA

4.7.15 Схемы с VPA более 3,5° или с любым углом, при котором номинальная скорость снижения (V_{at} для типа воздушного судна \times синус VPA) превышает 5 м/с (1000 фут/мин), являются нестандартными и требуют следующего:

- а) увеличения запаса на потерю высоты (который может зависеть от конкретного типа воздушного судна),
- б) корректировки начала поверхности ухода на второй круг,
- в) корректировки уклона поверхности W,
- г) повторного обследования препятствий и
- д) применения соответствующих эксплуатационных ограничений.

4.7.16 Применение таких схем, как правило, ограничивается только 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.

Таблица 4-5. Запасы на потерю высоты

<i>Следующие запасы на потерю высоты применяются ко всем препятствиям захода на посадку и эквивалентным препятствиям захода на посадку</i>				
	<i>Запас при использовании RA</i>		<i>Запас при использовании барометрического высотомера</i>	
<i>Категория воздушных судов (V_{at})</i>	<i>Метры</i>	<i>Футы</i>	<i>Метры</i>	<i>Футы</i>
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

Примечание. Запасы RA используются только для корректировки потери высоты.

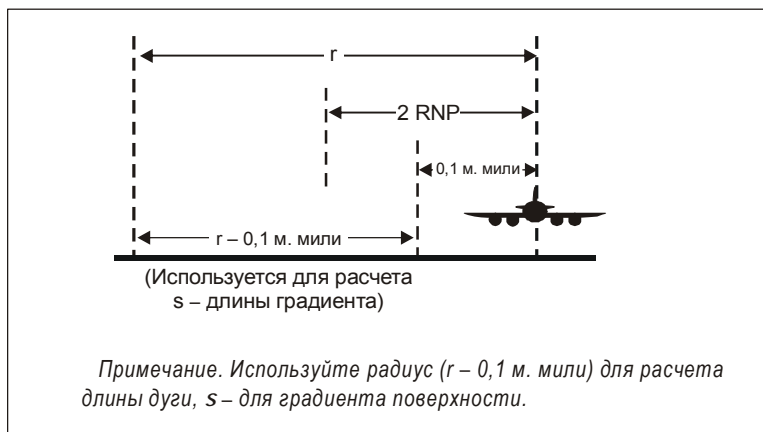


Рис. 4-28. Радиус для расчета длины линии пути для градиента набора высоты

Исключения и корректировки

4.7.17 Значения в таблице запасов на потерю высоты 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 этой таблице могут быть скорректированы с учетом 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}).

Запасы для конкретной V_{at}

4.7.18 Если требуется запас на потерю высоты/высотомер для конкретной V_{at} , применяются следующие формулы (см. также таблицы I-4-1-1 и I-4-1-2 главы 1 раздела 4 части I тома II PANS-OPS):

Запас = $(0,068V_{at} + 28,3)$ м, когда V_{at} в км/ч,

Запас = $(0,125V_{at} + 28,3)$ 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.

Развороты при уходе на второй круг – ограничения

4.7.19 В случае необходимости разворотов при уходе на второй круг самая ранняя точка в зоне начала разворота должна располагаться на удалении, эквивалентном 150 м (492 фут) AGL и соотношенном с градиентом в 2,5 % или установленным градиентом набора высоты, если он больше, с началом в SOC.

Глава 5

ПУБЛИКАЦИЯ И СОСТАВЛЕНИЕ КАРТ

5.1 ВВЕДЕНИЕ

Применяются измененные в настоящей главе общие критерии, изложенные в главе 5 "Публикуемая информация для схем вылета" раздела 3 части I, главе 9 "Составление карт/AIP" раздела 4 части I и разделе 5 "Публикация" части III тома II PANS-OPS. Особые требования к публикации базы аэронавигационных данных содержатся в главе 2 раздела 5 части III тома II PANS-OPS. Требуемая навигационная спецификация для любой публикуемой схемы должна включаться в государственный AIP, касающийся карты, или в раздел GEN AIP.

5.2 НАЗВАНИЯ АЭРОНАВИГАЦИОННЫХ КАРТ

Карты должны иметь название в соответствии с п. 2.2 Приложения 4 "Аэронавигационные карты".

5.3 ОБОЗНАЧЕНИЕ КАРТ

5.3.1 Карта должна обозначаться в соответствии с п. 11.6 Приложения 4 и включать слово "RNAV".

5.3.2 Карты захода на посадку на основе RNP с нанесенными на них схемами, отвечающими критериям навигационной спецификации RNP AR APCH, должны включать в обозначение слово "RNAV_(RNP)".

Примечание. Текст в скобках (в п. 5.3.2) не является составной частью разрешения УВД.

5.4 ПРИМЕЧАНИЯ НА КАРТАХ

5.4.1 Связанные с RNAV требования в отношении оборудования, производства полетов или навигационных возможностей должны быть приведены на карте в виде примечания:

а) примеры примечаний в отношении требования, касающегося дополнительного оборудования:

"требуется вдвоенное оборудование GNSS" или "требуется IRU";

б) пример примечания в отношении требования, касающегося конкретных навигационных возможностей:

"требуется RF".

5.4.2 Для схем RNP AR APCH могут потребоваться следующие специальные примечания:

- а) на карте следует привести примечание, касающееся требования в отношении получения специальной санкции, и
- б) для схем RNP AR APCH с RNP ухода на второй круг менее 1,0 требуется следующее примечание: "Переход на RNP ухода на второй круг для бокового наведения не должен начинаться до достижения продольной точки DA/H".

5.5 ОБОЗНАЧЕНИЕ

Участки RF

5.5.1 На карте должно быть указано любое требование RF. Примечание, касающееся требования RF, может быть приведено на карте с соответствующим участком или в виде особого примечания со ссылкой на соответствующий участок. Если RF является общим требованием на данной карте, то следует использовать общее примечание, как указано в п. 5.4.

5.5.2 Различные требуемые уровни RNP на различных отрезках начального участка должны указываться на карте в виде примечания. Требуемое примечание может приводиться вместе с соответствующим участком или в виде примечания на схеме со ссылкой на соответствующий участок. Если одно и то же значение RNP применимо ко всем начальным и промежуточным участкам, тогда следует использовать общее примечание, как указано в п. 5.4.

5.6 МИНИМУМЫ

5.6.1 Значение OCA/H публикуется на картах захода на посадку для всех схем RNP AR APCH за одним исключением: для схем RNP AR APCH, включающих участок ухода на второй круг со значениями RNP менее 1,0, следует публиковать значение DA/H. Пример обозначения минимумом приводится в главе 9 раздела 4 части I тома II PANS-OPS.

5.6.2 Значения OCA/H или DA/H для RNP 0,3 должно публиковаться для каждой схемы захода на посадку RNP AR. При необходимости могут публиковаться дополнительные значения OCA/H или DA/H для RNP 0,1 и 0,3.

Добавление 1

ПОЯСНЕНИЕ УРАВНЕНИЯ РАСЧЕТА МИНИМАЛЬНОГО ЗАПАСА ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ (МОС) ДЛЯ БЮДЖЕТА ПОГРЕШНОСТИ В ОПРЕДЕЛЕНИИ ВЫСОТЫ (VEB) (ЕДИНИЦЫ СИ)

Минимальный запас высоты над препятствиями (МОС) для VEB рассчитывается посредством объединения трех разных известных стандартных отклонений с использованием метода квадратного корня из суммы квадратов (RSS) и умножения на 4/3 для определения общего значения четырех стандартных отклонений (4σ). Затем для определения суммарного МОС добавляются систематические погрешности.

МОС: 75 м, когда препятствия не выступают за поверхности захода на посадку (см. главу 4 тома I Приложения 14),
90 м, когда препятствия выступают за поверхности захода на посадку (см. главу 4 тома I Приложения 14).

Источниками вариаций, включенных в МОС для VEB, являются следующие:

- Погрешность фактических навигационных характеристик (anpe).
- Погрешность точности определения точки пути (wpr).
- Погрешность техники пилотирования (fte), **фиксированное значение 23 м.**
- Погрешность системы измерения высоты (ase).
- Вертикальная угловая погрешность (vae).
- Система автоматической передачи информации в районе аэродрома (atis), **фиксированное значение 6 м.**

Систематическими погрешностями для МОС являются следующие:

- Погрешность геометрии фюзеляжа (bg).
- Полуразмах крыла, **фиксированное значение 40 м.**
- Отклонение температуры международной стандартной атмосферы (isad).

Уравнение МОС, объединяющее все эти погрешности:

$$\text{МОС} = \text{bg} - \text{isad} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}^2 + \text{vae}^2 + \text{atis}^2}.$$

Формулами трех стандартных отклонений для расчетов методом RSS являются следующие:

$$\text{Anpe: anpe} = 1,225 \cdot \text{mnp} \cdot 1852 \cdot \text{tg(VPA)},$$

$$\text{Wpr: wpr} = 18 \cdot \text{tg(VPA)},$$

$$\text{Fte: fte} = 23,$$

$$\text{Ase: ase} = -2,887 \cdot 10^{-7} \cdot (\text{elev})^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (\text{elev}) + 15,$$

$$V_{ae} : v_{ae} = \left(\frac{elev - LTP_{elev}}{\operatorname{tg}(VPA)} \right) [\operatorname{tg}(VPA) - \operatorname{tg}(VPA - 0,01^\circ)],$$

Atis: atis = 6.

Расчеты систематических погрешностей:

$$Isad : isad = \frac{(elev - LTP_{elev}) \cdot \Delta ISA}{288 + \Delta ISA - 0,5 \cdot 0,0065 \cdot elev},$$

Bg bias: фиксированные значения для прямолинейных участков: bg = 7,6,

участки RF: bg = semispan · sin α.

ПРИМЕРЫ РАСЧЕТОВ

Расчетные переменные

Применяемый минимум температуры средства на 20 °C ниже стандартной: (ΔISA = -20).

Требуемые навигационные характеристики (RNP) – 0,14 м. мили: (rnp = 0,14).

САНКЦИОНИРОВАННЫЕ (AR) ФИКСИРОВАННЫЕ ЗНАЧЕНИЯ

Вертикальная fte трех стандартных отклонений принимается равной 23 м: (fte = 23).

Вертикальная погрешность установки высотомера трех стандартных отклонений службы автоматической передачи информации в районе аэродрома (atis) принимается равной 6 м: (atis = 6).

Максимальный принятый угол крена составляет 18°: (α = 18°).

Переменные траектории в вертикальной плоскости

Угол наклона траектории в вертикальной плоскости (VPA): VPA = 3°.

Точка конечного этапа захода на посадку (FAP) – 1400 м: (fap = 1400).

Превышение точки посадочного порога ВПП (LTP_{elev}): (LTP_{elev} = 360).

Относительная высота опорной точки (RDH): (RDH = 17).

Минимальная температура на аэродроме (T_{\min}) на 20°C ниже МСА: ($\Delta ISA = -20$):

$$T_{\min} = \Delta ISA + (15 - 0,0065 \cdot LTP_{\text{elev}}),$$

$$T_{\min} = -20 + (15 - 0,0065 \cdot 360),$$

$$T_{\min} = -7,34^{\circ}\text{C}.$$

Расчеты

$$\text{MOC} = \text{bg} - \text{isad} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}^2 + \text{vae}^2 + \text{atis}^2}.$$

$$\begin{aligned} \text{Anpe: } \text{anpe} &= 1,225 \cdot \text{rnp} \cdot 1852 \cdot \text{tg}(\text{VPA}), \\ &= 1,225 \cdot 0,14 \cdot 1852 \cdot \text{tg}3^{\circ}, \\ &= 16,6457. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Wpr: } \text{wpr} &= 18 \cdot \text{tg}(\text{VPA}), \\ &= 18 \cdot \text{tg}3^{\circ}, \\ &= 0,9433. \end{aligned}$$

$$\text{Fte: } \text{fte} = 23.$$

$$\text{Ase: } \text{ase} = -2,887 \cdot 10^{-7} \cdot (\text{elev})^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (\text{elev}) + 15,$$

$$\begin{aligned} \text{ase}_{75} &= -2,887 \cdot 10^{-7} \cdot (LTP_{\text{elev}} + 75)^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (LTP_{\text{elev}} + 75) + 15 \\ &= -2,887 \cdot 10^{-7} \cdot (360 + 75)^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (360 + 75) + 15 \\ &= 17,7729, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{ase}_{\text{FAP}} &= -2,887 \cdot 10^{-7} \cdot (\text{FAP})^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (\text{FAP}) + 15 \\ &= -2,887 \cdot 10^{-7} \cdot (1400)^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (1400) + 15 \\ &= 23,5341. \end{aligned}$$

$$\text{Vae: } \text{vae} = \left(\frac{\text{elev} - LTP_{\text{elev}}}{\text{tg}(\text{VPA})} \right) [\text{tg}(\text{VPA}) - \text{tg}(\text{VPA} - 0,01^{\circ})],$$

$$\begin{aligned} \text{vae}_{75} &= \left(\frac{75}{\text{tg}(\text{VPA})} \right) [\text{tg}(\text{VPA}) - \text{tg}(\text{VPA} - 0,01^{\circ})] \\ &= \left(\frac{75}{\text{tg}3^{\circ}} \right) [\text{tg}3^{\circ} - \text{tg}(3^{\circ} - 0,01^{\circ})] \\ &= 2,505, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{vae}_{\text{FAP}} &= \left(\frac{\text{FAP} - LTP_{\text{elev}}}{\text{tg}(\text{VPA})} \right) [\text{tg}(\text{VPA}) - \text{tg}(\text{VPA} - 0,01^{\circ})] \\ &= \left(\frac{1400 - 360}{\text{tg}3^{\circ}} \right) [\text{tg}3^{\circ} - \text{tg}(3^{\circ} - 0,01^{\circ})] \\ &= 3,4730. \end{aligned}$$

$$\text{Atis: } \text{atis} = 6.$$

$$\text{Isad: } \text{isad} = \frac{(\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}) \cdot \Delta \text{ISA}}{288 + \Delta \text{ISA} - 0,5 \cdot 0,0065 \cdot \text{elev}},$$

$$\begin{aligned} \text{isad}_{75} &= \frac{75 \cdot (\Delta \text{ISA})}{288 + \Delta \text{ISA} - 0,5 \cdot 0,0065 \cdot (\text{LTP}_{\text{elev}} + 75)} \\ &= \frac{75 \cdot (-20)}{288 - 20 - 0,5 \cdot 0,0065 \cdot (360 + 75)} \\ &= -5,6267, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{isad}_{\text{FAP}} &= \frac{(\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}) \cdot (\Delta \text{ISA})}{288 + \Delta \text{ISA} - 0,5 \cdot 0,0065 \cdot (\text{FAP})} \\ &= \frac{(1400 - 360) \cdot (-20)}{288 - 20 - 0,5 \cdot 0,0065 \cdot (1400)} \\ &= -78,9524. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Bg: } \text{bg} &= \text{semispan} \cdot \sin \alpha \\ &= 40 \cdot \sin 18^\circ \\ &= 12,3607. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{MOC}_{75} &= \text{bg} - \text{isad}_{75} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}_{76}^2 + \text{vae}_{76}^2 + \text{atis}^2} \\ &= 12,6307 + 5,6267 + \frac{4}{3} \sqrt{16,6457^2 + 0,9433^2 + 23^2 + 17,7729^2 + 0,2505^2 + 6^2} \\ &= 63,3777. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{MOC}_{\text{fap}} &= \text{bg} - \text{isad}_{\text{fap}} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}_{\text{fap}}^2 + \text{vae}_{\text{fap}}^2 + \text{atis}^2} \\ &= 12,6307 + 78,9524 + \frac{4}{3} \sqrt{16,6457^2 + 0,9433^2 + 23^2 + 23,5341^2 + 3,4730^2 + 6^2} \\ &= 141,3599. \end{aligned}$$

РАСЧЕТ ГРАДИЕНТА ПОВЕРХНОСТИ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ (OAS)

Градиент OAS рассчитывается на основе разницы относительных высот поверхности OAS в MOC_{fap} и MOC_{75} :

$$\text{OASgradient} = \frac{(\text{fap} - \text{ltpelev} - \text{MOC}_{\text{FAP}}) - (75 - \text{MOC}_{75})}{\frac{\text{FAP} - \text{LTP}_{\text{elev}} - 75}{\text{tg}(\text{VPA})}}.$$

РАСЧЕТ РАССТОЯНИЯ LTP – НАЧАЛО OAS

Начало OAS рассчитывается посредством вычитания расстояния от точки MOC_{75} из расстояния от LTP в точке 75 м VPA.

$$OAS_{origin} = \left(\frac{75 - RDH}{\operatorname{tg}(VPA)} \right) - \left(\frac{75 - MOC_{75}}{OAS_{gradient}} \right).$$

Используя приведенные выше примерные цифры:

$$\begin{aligned} OAS_{gradient} &= \frac{(1400 - 360 - 14,3599) - (75 - 63,3777)}{\frac{1400 - 360 - 75}{\operatorname{tg} 3^\circ}} \\ &= 0,0481726 \text{ (4,817\%)} . \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} OAS_{origin} &= \left(\frac{75 - 17}{\operatorname{tg} 3^\circ} \right) - \left(\frac{75 - 63,3777}{0,0481726} \right) \\ &= 865,4422 . \end{aligned}$$

Добавление 2

ПОЯСНЕНИЕ УРАВНЕНИЯ РАСЧЕТА МИНИМАЛЬНОГО ЗАПАСА ВЫСОТЫ НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ (МОС) ДЛЯ БЮДЖЕТА ПОГРЕШНОСТИ В ОПРЕДЕЛЕНИИ ВЫСОТЫ (VEB) (ЕДИНИЦЫ, НЕ ОТНОСЯЩИЕСЯ К СИСТЕМЕ СИ)

Минимальный запас высоты над препятствиями (МОС) для VEB рассчитывается посредством объединения трех разных известных стандартных отклонений с использованием метода квадратного корня из суммы квадратов (RSS) и умножения на 4/3 для определения общего значения четырех стандартных отклонений (4σ). Затем для определения суммарного МОС добавляются систематические погрешности.

МОС: 250 фут, когда препятствия не выступают за поверхности захода на посадку (см. главу 4 тома I Приложения 14),
300 фут, когда препятствия выступают за поверхности захода на посадку (см. главу 4 тома I Приложения 14).

Источниками вариаций, включенных в МОС для VEB, являются следующие:

- Погрешность фактических навигационных характеристик (anpe).
- Погрешность точности определения точки пути (wpr).
- Погрешность техники пилотирования (fte), **фиксированное значение 75 фут.**
- Погрешность системы измерения высоты (ase).
- Вертикальная угловая погрешность (vae).
- Система автоматической передачи информации в районе аэродрома (atis), **фиксированное значение 20 фут.**

Систематическими погрешностями для МОС являются следующие:

- Погрешность геометрии фюзеляжа (bg).
- Полуразмах крыла, **фиксированное значение 132 фут.**
- Отклонение температуры международной стандартной атмосферы (isad).

Уравнение МОС, объединяющее все эти погрешности:

$$\text{МОС} = \text{bg} - \text{isad} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}^2 + \text{vae}^2 + \text{atis}^2}.$$

Формулами трех стандартных отклонений для расчетов методом RSS являются следующие:

$$\text{Anpe: } \text{anpe} = 1,225 \cdot \text{rnp} \cdot \frac{1852}{0,3048} \cdot \text{tgVPA}.$$

$$\text{Wpr: } \text{wpr} = 60 \cdot \text{tgVPA}.$$

Fte: fte = 75.

Ase: ase = $-8,8 \cdot 10^{-8} \cdot (\text{elev})^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (\text{elev}) + 50$.

Vae: vae = $\left(\frac{\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}}{\text{tg}\theta} \right) [\text{tg}\theta - \text{tg}(\theta - 0,01^\circ)]$.

Atis: atis = 20.

Расчеты систематических погрешностей:

Isad: isad = $\frac{(\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}) \cdot \Delta \text{ISA}}{288 + \Delta \text{ISA} - 0,5 \cdot 0,00198 \cdot \text{elev}}$.

Bg bias: фиксированные значения для прямолинейных участков: bg = 25.

Участки RF: bg = semispan · sin α.

ПРИМЕРЫ РАСЧЕТОВ

Расчетные переменные

Применяемый минимум температуры средства на 20 °C ниже стандартной: (ΔISA = -20).
Требуемые навигационные характеристики (RNP) – 0,14 м. мили: (rnp = 0,14).

САНКЦИОНИРОВАННЫЕ (AR) ФИКСИРОВАННЫЕ ЗНАЧЕНИЯ

Вертикальная fte трех стандартных отклонений принимается равной 75 фут: (fte = 75).

Вертикальная погрешность установки высотомера трех стандартных отклонений службы автоматической передачи информации в районе аэродрома (atis) принимается равной 20 фут: (atis = 20).

Максимальный принятый угол крена составляет 18°: (φ = 18°).

Переменные траектории в вертикальной плоскости

Точка конечного этапа захода на посадку (FAP) – 4500 фут: (FAP = 4500).

Превышение точки посадочного порога ВПП (LTP_{elev} (фут)): (LTP_{elev} = 1200).

Относительная высота опорной точки (RDH (фут)): (RDH = 55).

Угол наклона траектории в вертикальной плоскости (VPA): (VPA = 3°).

Расчеты

$$\text{MOC} = \text{bg} - \text{isad} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}^2 + \text{vae}^2 + \text{atis}^2}.$$

$$\begin{aligned} \text{Anpe: } \text{anpe} &= 1,225 \cdot \text{rnp} \cdot \frac{1852}{0,3048} \cdot \text{tgVPA} \\ &= 1,225 \cdot 0,14 \cdot \frac{1852}{0,3048} \cdot \text{tg}3^\circ \\ &= 54,6117. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Wpr: } \text{wpr} &= 60 \cdot \text{tgVPA} \\ &= 60 \cdot \text{tg}3^\circ \\ &= 3,1445. \end{aligned}$$

$$\text{Fte: } \text{fte} = 75.$$

$$\text{Ase: } \text{ase} = -8,8 \cdot 10^{-8} \cdot (\text{elev})^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (\text{elev}) + 50,$$

$$\begin{aligned} \text{ase}_{250} &= -8,8 \cdot 10^{-8} \cdot (\text{LTP}_{\text{elev}} + 250)^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (\text{LTP}_{\text{elev}} + 250) + 50 \\ &= -8,8 \cdot 10^{-8} \cdot (1200 + 250)^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (1200 + 250) + 50 \\ &= 59,2400, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{ase}_{\text{FAP}} &= -8,8 \cdot 10^{-8} \cdot (\text{FAP})^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (\text{FAP}) + 50 \\ &= -8,8 \cdot 10^{-8} \cdot (4500)^2 + 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot (4500) + 50 \\ &= 77,4680. \end{aligned}$$

$$\text{Vae: } \text{vae} = \left(\frac{\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}}{\text{tgVPA}} \right) [\text{tgVPA} - \text{tg}(\text{VPA} - 0,01^\circ)],$$

$$\begin{aligned} \text{vae}_{\text{FAP}} &= \left(\frac{\text{FAP} - \text{LTP}_{\text{elev}}}{\text{tgVPA}} \right) [\text{tgVPA} - \text{tg}(\text{VPA} - 0,01^\circ)] \\ &= \left(\frac{4500 - 1200}{\text{tg}3^\circ} \right) [\text{tg}3^\circ - \text{tg}(3^\circ - 0,01^\circ)] \\ &= 11,0200. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{vae}_{250} &= \left(\frac{250}{\text{tgVPA}} \right) [\text{tgVPA} - \text{tg}(\text{VPA} - 0,01^\circ)] \\ &= \left(\frac{250}{\text{tg}3^\circ} \right) [\text{tg}3^\circ - \text{tg}(3^\circ - 0,01^\circ)] \\ &= 8,349. \end{aligned}$$

$$\text{Isad: } \text{isad} = \frac{(\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}) \cdot \Delta \text{ISA}}{288 + \Delta \text{ISA} - 0,5 \cdot 0,00198 \cdot \text{elev}},$$

$$\begin{aligned}
 isad_{FAP} &= \frac{(FAP - LTP_{elev}) \cdot \Delta ISA}{288 + \Delta ISA - 0,5 \cdot 0,00198 \cdot (FAP)} \\
 &= \frac{(4500 - 1200) \cdot (-20)}{288 - 20 - 0,5 \cdot 0,00198 \cdot (4500)} \\
 &= -250,432. \\
 isad_{250} &= \frac{250 \cdot \Delta ISA}{288 + \Delta ISA - 0,5 \cdot 0,00198 \cdot (LTP_{elev} + 250)} \\
 &= \frac{250 \cdot (-20)}{288 - 20 - 0,5 \cdot 0,00198 \cdot (1200 + 250)} \\
 &= -18,7572.
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 Bg: bg &= semispan \cdot \sin \phi \\
 &= 132 \cdot \sin 18^\circ \\
 &= 40,7902.
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 MOC_{250} &= bg - isad_{250} + \frac{4}{3} \sqrt{anpe^2 + wpr^2 + fte^2 + ase_{250}^2 + vae_{250}^2 + atis^2} \\
 &= 40,7902 + 18,7572 + \frac{4}{3} \sqrt{54,6117^2 + 3,1445^2 + 75^2 + 59,2400^2 + 0,8349^2 + 20^2} \\
 &= 208,782.
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 MOC_{FAP} &= bg - isad_{FAP} + \frac{4}{3} \sqrt{anpe^2 + wpr^2 + fte^2 + ase_{FAP}^2 + vae_{FAP}^2 + atis^2} \\
 &= 40,7902 + 250,432 + \frac{4}{3} \sqrt{54,6117^2 + 3,1445^2 + 75^2 + 77,4680^2 + 11,020^2 + 20^2} \\
 &= 455,282.
 \end{aligned}$$

РАСЧЕТ ГРАДИЕНТА ПОВЕРХНОСТИ ОЦЕНКИ ПРЕПЯТСТВИЙ (OAS)

Градиент OAS рассчитывается на основе разницы относительных высот поверхности OAS в MOC_{fap} и MOC_{250} :

$$\begin{aligned}
 OAS \text{ gradient} &= \frac{(fap - ltp_{elev} - MOC_{FAP}) - (250 - MOC_{250})}{\frac{FAP - LTP_{elev} - 250}{tgVPA}} \\
 &= \frac{(4500 - 1200 - 455,282) - (250 - 208,782)}{\frac{4500 - 1200 - 250}{tg(3)}} \\
 &= 0,04817 \text{ (4,817\%)}.
 \end{aligned}$$

РАСЧЕТ РАССТОЯНИЯ LTP – НАЧАЛО OAS

Начало OAS рассчитывается посредством вычитания расстояния от точки МОС₂₅₀ из расстояния от LTP в точке 250 фут VPA.

$$\begin{aligned} \text{OAS}_{\text{origin}} &= \left(\frac{250 - \text{RDH}}{\text{tgVPA}} \right) - \frac{(250 - \text{МОС}_{250})}{\text{OAS}_{\text{gradient}}} \\ &= \left(\frac{250 - 55}{\text{tg}(3)} \right) - \frac{(250 - 208.782)}{0,04817} \\ &= 2865,179. \end{aligned}$$

– КОНЕЦ –

ISBN 978-92-9231-461-3



9 789292 314613