

РУКОВОДСТВО ПО РУЛЕЖНЫМ ДОРОЖКАМ, ПЕРРОНАМ И ПЛОЩАДКАМ ОЖИДАНИЯ

Государственное Агентство Гражданской Авиации Азербайджанской Республики

Документ № G-AGA-020

Дата издания: 10 МАРТА 2020

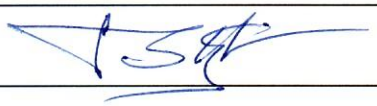
Издание № 01

Баку

0. АДМИНИСТРИРОВАНИЕ И КОНТРОЛЬ ДОКУМЕНТА

0.1 Лист Согласования и Утверждения

Подготовил:	Фикрат Ахундов
Должность:	Начальник Управления Контроля за Эксплуатантами Аэродромов
Подпись:	

Просмотрел:	Зохраб Гасилов
Должность:	Начальник Управления Контроля Качества и Нормотворчества
Подпись:	

Одобрил:	Гаджиага Алиев
Должность:	Заместитель Директора ГАГА
Подпись:	

Утвердил:	Ариф А. Мамедов
Должность:	Директор ГАГА
Подпись:	

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

0.2 Содержание

0. АДМИНИСТРИРОВАНИЕ И КОНТРОЛЬ ДОКУМЕНТА 1

0.1 Лист Согласования и Утверждения 1

0.2 Содержание 3

0.3 Список Действительных Страниц 5

0.4 Список Рассылки 8

0.5 Запись Поправок и Изменений 9

0.6 Термины 11

0.7 Аббревиатура 13

0.8 Термины «должен», «следует», «может» 14

0.9 Администрирование и Контроль 14

0.10 Предисловие 14

1. РУЛЕЖНЫЕ ДОРОЖКИ 1

1.1 СИСТЕМЫ РУЛЕЖНЫХ ДОРОЖЕК 1

1.2 КРИТЕРИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК 11

1.3 СКОРОСТНЫЕ ВЫВОДНЫЕ РУЛЕЖНЫЕ ДОРОЖКИ (RETS) 42

1.4 РУЛЕЖНЫЕ ДОРОЖКИ НА МОСТАХ 51

1.5 УШИРЕНИЯ 55

1.6 БОКОВЫЕ ПОЛОСЫ БЕЗОПАСНОСТИ И ПОЛОСЫ РД 57

1.7 ВОПРОСЫ, СВЯЗАННЫЕ С НОВЫМИ ВОЗДУШНЫМИ СУДАМИ 60

2. ПЛОЩАДКИ ОЖИДАНИЯ И ДРУГИЕ ОБХОДНЫЕ ПУТИ 1

2.1 ПОТРЕБНОСТЬ В ПЛОЩАДКАХ ОЖИДАНИЯ И ДРУГИХ ОБХОДНЫХ ПУТЯХ 1

2.2 ТИПЫ ОБХОДНЫХ ПУТЕЙ 1

2.3 ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ И ХАРАКТЕРИСТИКИ 6

2.4 РАЗМЕР И МЕСТОПОЛОЖЕНИЕ ПЛОЩАДОК ОЖИДАНИЯ 7

2.5 РАЗМЕТКА И СВЕТОМАРКИРОВКА ПЛОЩАДОК ОЖИДАНИЯ 8

3. ПЕРРОНЫ 1

3.1 ТИПЫ ПЕРРОНОВ 1

3.2 ТРЕБОВАНИЯ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ 2

3.3 ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ ПЕРРОНОВ АЭРОВОКЗАЛА 5

3.4 РАЗМЕР ПЕРРОНОВ 11

3.5 УПРАВЛЕНИЕ НА ПЕРРОНЕ 20

3.6 ЗОНЫ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ ЗАЩИТЫ 20

4. РАЗДЕЛЕНИЕ ПОТОКОВ ДВИЖЕНИЯ НА РАБОЧЕЙ ПЛОЩАДИ 1

4.1 НЕОБХОДИМОСТЬ В РАЗДЕЛЕНИИ ПОТОКОВ ДВИЖЕНИЯ 1

4.2 ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ, ОБУСЛАВЛИВАЮЩАЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ И НАЗЕМНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ 1

4.3 МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАЗДЕЛЕНИЯ ПОТОКОВ ДВИЖЕНИЯ 2

ДОБАВЛЕНИЕ 1 – ПРОЕКТИРОВАНИЕ УШИРЕНИЙ 1

1. ТЕРМИНОЛОГИЯ И УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ 1

1.1 Общие положения 1

1.2 Термины, относящиеся к воздушному судну (см. рис. A1-1): 1

1.3 Термины, относящиеся к проектированию РД и уширений (см. рис. A1-2) 1

1.4 Глосарий условных обозначений 1

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ ОСНОВНОГО ШАССИ РУЛЯЩЕГО ВОЗДУШНОГО СУДНА 5

2.1 Определение траектории путем расчетов 5

2.2 Определение траектории при помощи номограмм 10

3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ УШИРЕНИЙ 25

3.1 Графический метод 25

3.2 Дугокасательный метод 28

3.3 Номограммы для ускоренного метода вычисления 32

ДОБАВЛЕНИЕ 2 – ВОПРОСЫ, КАСАЮЩИЕСЯ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ И СТРУЕОТКЛОНЯЮЩИХ ЩИТОВ 1

2.1 ЗНАЧЕНИЯ СКОРОСТИ И ДАВЛЕНИЯ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ 2

2.2. СТРУЕОТКЛОНЯЮЩИЕ ЩИТЫ 5

2.3 КОНСТРУКЦИЯ СТРУЕОТКЛОНЯЮЩИХ ЩИТОВ 7

2.4 СТРУЕЗАЩИТНЫЕ ПЛИТЫ И БОКОВЫЕ ПОЛОСЫ БЕЗОПАСНОСТИ 8

ДОБАВЛЕНИЕ 3 – КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЕТОВ С ПОМОЩЬЮ КОДОВЫХ НОМЕРОВ И БУКВ 1

ДОБАВЛЕНИЕ 4 – ИССЛЕДОВАНИЯ ОТКЛОНЕНИЙ НА РД 1

ДОБАВЛЕНИЕ 5 – ПРОЕКТИРОВАНИЕ, РАСПОЛОЖЕНИЕ И КОЛИЧЕСТВО СКОРОСТНЫХ ВЫВОДНЫХ РД 1

5.1 Процесс определения оптимального местоположения точки схода с ВПП 1

5.2 Пример использования метода, описанного в п. 1.3 главы 1 2

5.3 Пример схемы нестандартной скоростной выводной РД 5

5.4 Расчет кривой поворота 5

0.3 Список Действительных Страниц

	Глава 0	
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	10.MAP.2020	00
2	10.MAP.2020	00
3	10.MAP.2020	00
4	10.MAP.2020	00
5	10.MAP.2020	00
6	10.MAP.2020	00
7	10.MAP.2020	00
8	10.MAP.2020	00
9	10.MAP.2020	00
10	10.MAP.2020	00
11	10.MAP.2020	00
12	10.MAP.2020	00
13	10.MAP.2020	00
14	10.MAP.2020	00
	Глава 1	
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	10.MAP.2020	00
2	10.MAP.2020	00
3	10.MAP.2020	00
4	10.MAP.2020	00
5	10.MAP.2020	00
6	10.MAP.2020	00
7	10.MAP.2020	00
8	10.MAP.2020	00
9	10.MAP.2020	00
10	10.MAP.2020	00
11	10.MAP.2020	00
12	10.MAP.2020	00
13	10.MAP.2020	00
14	10.MAP.2020	00
15	10.MAP.2020	00
16	10.MAP.2020	00
17	10.MAP.2020	00
18	10.MAP.2020	00
19	10.MAP.2020	00
20	10.MAP.2020	00
21	10.MAP.2020	00
22	10.MAP.2020	00
23	10.MAP.2020	00
24	10.MAP.2020	00
25	10.MAP.2020	00
26	10.MAP.2020	00
27	10.MAP.2020	00
28	10.MAP.2020	00
29	10.MAP.2020	00
30	10.MAP.2020	00
31	10.MAP.2020	00
32	10.MAP.2020	00
33	10.MAP.2020	00
34	10.MAP.2020	00
35	10.MAP.2020	00
36	10.MAP.2020	00
37	10.MAP.2020	00
38	10.MAP.2020	00
39	10.MAP.2020	00
40	10.MAP.2020	00
41	10.MAP.2020	00
42	10.MAP.2020	00
43	10.MAP.2020	00
44	10.MAP.2020	00
45	10.MAP.2020	00
46	10.MAP.2020	00
47	10.MAP.2020	00
48	10.MAP.2020	00
49	10.MAP.2020	00
50	10.MAP.2020	00
51	10.MAP.2020	00
52	10.MAP.2020	00
53	10.MAP.2020	00
54	10.MAP.2020	00
55	10.MAP.2020	00
56	10.MAP.2020	00
57	10.MAP.2020	00
58	10.MAP.2020	00
59	10.MAP.2020	00
60	10.MAP.2020	00
61	10.MAP.2020	00
62	10.MAP.2020	00
63	10.MAP.2020	00
64	10.MAP.2020	00
65	10.MAP.2020	00
66	10.MAP.2020	00
	Глава 2	
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	10.MAP.2020	00
2	10.MAP.2020	00
3	10.MAP.2020	00
4	10.MAP.2020	00
5	10.MAP.2020	00
6	10.MAP.2020	00
7	10.MAP.2020	00
8	10.MAP.2020	00

9	10.MAP.2020	00
10	10.MAP.2020	00
	Глава 3	
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	10.MAP.2020	00
2	10.MAP.2020	00
3	10.MAP.2020	00
4	10.MAP.2020	00
5	10.MAP.2020	00
6	10.MAP.2020	00
7	10.MAP.2020	00
8	10.MAP.2020	00
9	10.MAP.2020	00
10	10.MAP.2020	00
11	10.MAP.2020	00
12	10.MAP.2020	00
13	10.MAP.2020	00
14	10.MAP.2020	00
15	10.MAP.2020	00
16	10.MAP.2020	00
17	10.MAP.2020	00
18	10.MAP.2020	00
19	10.MAP.2020	00
20	10.MAP.2020	00
21	10.MAP.2020	00
22	10.MAP.2020	00
23	10.MAP.2020	00
24	10.MAP.2020	00
	Глава 4	
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	10.MAP.2020	00
2	10.MAP.2020	00
3	10.MAP.2020	00
4	10.MAP.2020	00
5	10.MAP.2020	00
6	10.MAP.2020	00
	Добавление 1	
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	03.ИЮН.2019	00
2	03.ИЮН.2019	00
3	10.MAP.2020	00
4	10.MAP.2020	00
5	10.MAP.2020	00
6	10.MAP.2020	00
7	10.MAP.2020	00
8	10.MAP.2020	00
9	10.MAP.2020	00
10	10.MAP.2020	00
11	10.MAP.2020	00
12	10.MAP.2020	00
13	10.MAP.2020	00
14	10.MAP.2020	00
15	10.MAP.2020	00
16	10.MAP.2020	00
17	10.MAP.2020	00
18	10.MAP.2020	00
19	10.MAP.2020	00
20	10.MAP.2020	00
21	10.MAP.2020	00
22	10.MAP.2020	00
23	10.MAP.2020	00
24	10.MAP.2020	00
25	10.MAP.2020	00
26	10.MAP.2020	00
27	10.MAP.2020	00
28	10.MAP.2020	00
29	10.MAP.2020	00
30	10.MAP.2020	00
31	10.MAP.2020	00
32	10.MAP.2020	00
33	10.MAP.2020	00
34	10.MAP.2020	00
35	10.MAP.2020	00
36	10.MAP.2020	00
37	10.MAP.2020	00
38	10.MAP.2020	00
39	10.MAP.2020	00
40	10.MAP.2020	00
41	10.MAP.2020	00
42	10.MAP.2020	00
43	10.MAP.2020	00
44	10.MAP.2020	00
45	10.MAP.2020	00
46	10.MAP.2020	00
47	10.MAP.2020	00
48	10.MAP.2020	00
	Добавление 2	
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	10.MAP.2020	00
2	10.MAP.2020	00
3	10.MAP.2020	00
4	10.MAP.2020	00
5	10.MAP.2020	00
6	10.MAP.2020	00

7	10.MAP.2020	00
8	10.MAP.2020	00
9	10.MAP.2020	00
10	10.MAP.2020	00
11	10.MAP.2020	00
12	10.MAP.2020	00
13	10.MAP.2020	00
14	10.MAP.2020	00
15	10.MAP.2020	00
16	10.MAP.2020	00
17	10.MAP.2020	00
18	10.MAP.2020	00
19	10.MAP.2020	00
20	10.MAP.2020	00
	Добавление 3	
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	10.MAP.2020	00
2	10.MAP.2020	00
3	10.MAP.2020	00
4	10.MAP.2020	00
5	10.MAP.2020	00
6	10.MAP.2020	00
	Добавление 4	
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	10.MAP.2020	00
2	10.MAP.2020	00
3	10.MAP.2020	00
4	10.MAP.2020	00
5	10.MAP.2020	00
6	10.MAP.2020	00
7	10.MAP.2020	00
8	10.MAP.2020	00

	Добавление 5	
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	10.MAP.2020	00
2	10.MAP.2020	00
3	10.MAP.2020	00
4	10.MAP.2020	00
5	10.MAP.2020	00
6	10.MAP.2020	00
7	10.MAP.2020	00
8	10.MAP.2020	00
9	10.MAP.2020	00
10	10.MAP.2020	00

0.4 Список Рассылки

Копия №	Тип Копии	Отдел	Имя	Должность
Оригинал	**(H)**	Контроль качества и нормотворчества	Зохраб Гасилов	Начальник КК (QC)
1	**(S)**	Контроль качества и нормотворчества	Библиотека ГАГА/ Интранет	

(S) SoftCopy - (Электронная версия)

(H) HardCopy – (Печатная версия)

***Примечание*:** *Электронные и печатные копии считаются «неконтролируемыми», если они напечатаны или не включены в этот список рассылки.*

0.5 Запись Поправок и Изменений

Издание/ Ревизия №:	Дата Издания/Ревизии:	Внесено кем:	Параграф/ Станица	Дата вступления в силу:
Издание №01	10.03.2020	Управление КК и нормативорчества	Все	10.03.2020

Издание: *- Публикация документа, объединяющая все поправки, предшествующие текущей версии. Новая редакция документа не отображает текст поправок синим цветом. Текущая версия документа отображается на каждой странице в нижнем колонтитуле.*

Ревизия: *- Изменение, внесенное в часть документа, где оно отображается синим текстом или сопровождается вертикальной линией на правой стороне документа. Основная информация об изменениях (номер и дата) приведена в Перечне страниц Руководства с актуальной информацией и указана в заголовке соответствующей страницы и в самом контексте.*

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

0.6 Термины

Аэродром. Определенный участок земной или водной поверхности (включая любые здания, сооружения и оборудование), предназначенный полностью или частично для прибытия, отправления и движения по этой поверхности воздушных судов.

Боковая полоса безопасности (БПБ). Участок, прилегающий к краю искусственного покрытия и подготовленный таким образом, чтобы обеспечить переход от искусственного покрытия к прилегающей поверхности.

Взлетно-посадочная полоса (ВПП). Определенный прямоугольный участок сухопутного аэродрома, подготовленный для посадки и взлета воздушных судов.

Дальность видимости на ВПП (RVR). Расстояние, в пределах которого пилот воздушного судна, находящегося на осевой линии ВПП, может видеть маркировочные знаки на поверхности ВПП или огни, ограничивающие ВПП или обозначающие ее осевую линию.

Необорудованная взлетно-посадочная полоса. ВПП, предназначенная для воздушных судов, выполняющих визуальный заход на посадку, посадку или заход на посадку по приборам до точки, после которой заход на посадку может продолжаться в визуальных метеорологических условиях.

Пересечение РД. Скрещивание двух или нескольких РД.

Полоса рулежной дорожки. Участок, включающий рулежную дорожку и предназначенный для защиты воздушного судна, эксплуатируемого на рулежной дорожке, и для снижения риска повреждения воздушного судна, случайно вышедшего за пределы рулежной дорожки.

Препятствие. Все неподвижные (временные или постоянные) и подвижные объекты или часть их, которые:

a) размещены в зоне, предназначенной для наземного движения воздушных судов; или
b) возвышаются над установленной поверхностью, предназначенной для защиты воздушных судов в полете; или
c) находятся вне таких установленных поверхностей и по результатам оценки представляют опасность для аэронавигации.

Рулежная дорожка (РД). Определенный путь на сухопутном аэродроме, установленный для руления воздушных судов и предназначенный для соединения одной части аэродрома с другой, в том числе:

a) Полоса руления воздушного судна на стоянке. Часть перрона, обозначенная как рулежная дорожка и предназначенная для обеспечения подхода только к местам стоянки воздушных судов.
b) Перронная рулежная дорожка. Часть системы рулежных дорожек, расположенная на перроне и предназначенная для обеспечения маршрута руления через перрон.
c) Скоростная выводная рулежная дорожка. Рулежная дорожка, соединенная с ВПП под острым углом и позволяющая выполнившим

посадку самолетам сходить с ВПП на более высоких скоростях, чем те скорости, которые достигаются на других выводных рулежных дорожках, и тем самым сводить к минимуму время нахождения на ВПП.

0.7 Аббревиатура

AAR-AGA-001	Авиационные Правила Азербайджана - Аэродромные Стандарты
OMGWS	Расстояние между внешними колесами основного шасси
ВПП	Взлётно-посадочная полоса
ГАГА	Государственное Агентство Гражданской Авиации Республики Азербайджан
ИКАО	Международной Организации Гражданской Авиации
РД	Рулежная дорожка
УВД	Управление воздушным движением

0.8 Термины «должен», «следует», «может»

Следующие термины имеют смысл, изложенный ниже:

“Должен” - Глагол действия в императивном смысле означает, что применение правила или процедуры или положения является обязательным.

“Следует” - Означает, что рекомендуется применение процедуры или положения.

“Может” - Означает, что применение процедуры или положения является необязательным.

0.9 Администрирование и Контроль

Данный документ опубликован как книга на листах формата A4. Файлы PDF будут заблокированы и подписаны, чтобы предотвратить изменения.

Данный документ регулярно пересматривается и изменяется. Весь соответствующий персонал должен быть ознакомлен со всеми сделанными ревизиями.

Данный документ будет изменен и пересмотрен в соответствии с требованиями процедуры ГАГА «Документация и Контроль».

0.10 Предисловие

В Авиационных Правилах Азербайджана - Аэродромные Стандарты (AAR-AGA-001) кроме указания определенных средств и служб, которыми должны располагать аэропорты, определяется ряд функций, которые должны выполнять аэропорты. Цель настоящего Руководства заключается в том, чтобы свести в едином сборнике различные технические функции, которые должен выполнять аэропорт. Большинство аэропортов должны выполнять все функции, анализируемые в настоящем Руководстве. Отдельные аэропорты отличаются между собой по размерам и характеру организации, которые требуются для их выполнения, и по количеству времени, которое занимает каждая функция.

Заглавие Руководства относится к эксплуатационным службам аэропорта. Оно выбрано для проведения разграничения между службами, которые обеспечивают безопасную и эффективную работу аэропорта, и службами, которые занимаются такими вопросами, как управление финансовой деятельностью аэропорта и обслуживание пассажиров. Внимательное рассмотрение оглавления показывает, что в данном Руководстве речь идет о двух аспектах деятельности аэропортовых служб. Первые две главы касаются общей организации и укомплектования штатов эксплуатационных служб. В остальных главах рассматриваются отдельные виды обслуживания, обеспечиваемого аэропортом, без детального указания функций отдельных служб.

Цель данного Руководства охарактеризовать все эксплуатационные службы аэропорта. В некоторых случаях (например, аварийно-спасательная и противопожарная службы) данные вопросы излагаются более подробно. В этих случаях в настоящем Руководстве отражаются лишь потребности аэропорта и делается ссылка на конкретные документы ГАГА. По другим аспектам, таким как проверка визуальных средств в полете излагается подробный материал.

1. РУЛЕЖНЫЕ ДОРОЖКИ

1.1 СИСТЕМЫ РУЛЕЖНЫХ ДОРОЖЕК

Функциональные требования

1.1.1 Максимальная пропускная способность и эффективность аэродрома достигается только путем обеспечения соответствующего баланса между потребностями в ВПП, пассажирских и грузовых аэровокзалах, местах стоянок воздушных судов и зонах обслуживания. Эти отличающиеся друг от друга различные функциональные элементы аэродрома объединены между собой системой рулежных дорожек. Поэтому составные части системы РД являются связующим звеном между функциональными элементами аэродрома и необходимы для достижения оптимального использования аэродрома.

1.1.2 Система РД должна быть запроектирована с целью сведения к минимуму ограничений движения воздушных судов на РД и с них, и в зоны перрона и из них. Запроектированная соответствующим образом система должна иметь возможность обеспечивать беспрепятственный, непрерывный поток наземного движения воздушных судов с максимальной практически возможной скоростью и с минимальным ускорением или торможением. Данное требование обеспечивает эксплуатацию системы РД с наивысшими показателями как безопасности, так и эффективности.

1.1.3 Для любого аэродрома система РД должна обеспечивать (без значительных задержек) обслуживание прибывающих и убывающих воздушных судов в системе ВПП. При низких уровнях использования ВПП система РД может выполнять это с минимальным набором составных частей. Однако, если частота приема воздушных судов возрастает, пропускная способность системы РД должна быть значительно увеличена для того, чтобы избежать ограничений пропускной способности аэродрома. В предельном случае насыщения пропускной способности ВПП, когда воздушные суда прибывают и убывают с минимальными разделительными расстояниями между ними, система РД должна обеспечивать сход воздушных судов с ВПП как можно раньше после их приземления и вывод их на ВПП только перед взлетом. Для этого требуется, чтобы движение воздушных судов на ВПП выполнялось с минимальным разделительным расстоянием.

Принципы планирования

1.1.4 ВПП и РД являются наименее гибкими элементами аэродрома и поэтому должны быть рассмотрены в самом начале при разработке его плана развития. Перспективные прогнозы должны определять изменения значений нормы движения воздушных судов, характера воздушного движения, типов воздушных судов и других факторов, влияющих на планировку и размеры систем ВПП и РД. Не следует уделять слишком большое внимание современным требованиям к системе, потому что на более поздних этапах разработки требованиями, имеющими равное или более важное значение, можно пренебречь. Например, если предполагается, что аэродром должен обслуживать более высокие категории типов воздушного судна в будущем, имеющаяся система РД должна быть спроектирована для обеспечения наибольших разделительных расстояний, которые потребуются в конечном счете (см. таблицу 1-1).

1.1.5 При разработке генерального плана системы РД следует рассмотреть следующие принципы:

a) маршруты РД должны соединять различные элементы аэродрома по самым коротким расстояниям, сокращая таким образом время на руление и расходы;

b) маршруты РД должны быть как можно более простыми, чтобы избежать необходимости разработки сложных инструкций и возникновения ошибок у пилота;

c) по мере возможности необходимо проектировать прямолинейные маршруты руления. Когда изменение направления неизбежно, следует выбирать нужный радиус поворота, а также предусматривать уширения или увеличивать ширину РД с таким расчетом, чтобы можно было выполнять руление с максимально допустимой скоростью (см. раздел 1.4 и добавление 1);

d) там, где это возможно, в интересах безопасности и уменьшения вероятности возникновения значительных задержек при рулении следует избегать пересечений с ВПП и другими РД;

e) маршруты РД должны иметь как можно больше односторонних сегментов для того, чтобы свести к минимуму вероятность опасного сближения воздушных судов и возникновения задержки. Потоки воздушных судов по этим сегментам должны быть проанализированы для каждой схемы, в которой будет использоваться данная ВПП;

f) система РД должна быть спроектирована таким образом, чтобы обеспечить максимальный срок службы каждого компонента для того, чтобы при дальнейших реконструкциях можно было использовать составные части существующей системы; и

g) в конечном счете функциональные характеристики системы РД будут определяться ее самым слабым компонентом. Поэтому, в процессе проектирования системы следует определить и исключить ее потенциальные недостатки.

1.1.6 При планировании системы РД следует рассмотреть другие важные вопросы:

a) маршруты РД не должны проходить по зонам, где имеется возможность свободного доступа людей к воздушным судам. Следует уделить особое внимание мерам обеспечения безопасности осуществляющих руление воздушных судов, особенно в тех местах, где возможны акты диверсии или вооруженной агрессии;

b) планировку РД следует обеспечивать таким образом, чтобы избегать помех навигационным средствам от рулящих воздушных судов или наземных транспортных средств, использующих РД;

c) все участки системы РД должны просматриваться с аэродромного диспетчерского пункта. Для контроля участков РД, затененных зданиями аэровокзалов или другими аэродромными сооружениями, могут использоваться выносные камеры, если такого затенения практически нельзя избежать;

d) влияние реактивной струи на зоны, примыкающие к РД, должно быть сведено к минимуму путем стабилизации выветривания грунта и возведения, там, где необходимо защитить людей или строения, струеотклоняющих щитов (см. добавление 2), и

e) размещение ILS также может влиять на расположение РД, поскольку воздушные суда, осуществляющие руление или стоящие на РД, могут быть источником помех для ILS. Информация о критических и чувствительных зонах вокруг оборудования ILS содержится в AAR-ATC.

Таблица 1-1. Критерии проектирования РД

Физические характеристики	Кодовая буква A	B	C	D	E	F
Минимальная ширина:						
покрытия РД[a]						
покрытия РД и боковой полосы безопасности	–	–	25 м	34 м	38 м	44 м
рулежной полосы	31 м	40 м	52 м	74 м	87 м	102 м
спланированной части рулежной полосы[b]						
Минимальное безопасное расстояние между внешними колесами основного шасси и краем РД[c]						
Минимальное разделительное расстояние между осевой линией РД и осевой линией оборудованной ВПП,						
кодовый номер 1	77,5 м	82 м	88 м	–	–	–
кодовый номер 2	77,5 м	82 м	88 м	–	–	–
кодовый номер 3	–	152 м	158 м	166 м	172,5 м	180 м
кодовый номер 4	–	–	158 м	166 м	172,5 м	180 м
осевой линией необорудованной ВПП,						
кодовый номер 1	37,5 м	42 м	48 м	–	–	–
кодовый номер 2	47,5 м	52 м	58 м	–	–	–
кодовый номер 3	–	87 м	93 м	101 м	–	–
кодовый номер 4	–	–	93 м	101 м	107,5 м	115 м
осевой линией РД объектами	23 м	32 м	44 м	63 м	76 м	91 м
РД[d]	15,5 м	20 м	26 м	37 м	43,5 м	51 м
полосой руления на месте стоянки воздушных судов	12 м	16,5 м	22,5 м	33,5 м	40 м	47,5 м
Максимальный продольный уклон РД:						
покрытия	3%	3%	1,5%	1,5%	1,5%	1,5%
изменение уклона	1% на 25 м	1% на 25 м	1% на 30 м	1% на 30 м	1% на 30 м	1% на 30 м
Максимальный поперечный уклон:						
покрытия РД	2%	2%	1,5%	1,5%	1,5%	1,5%
спланированной части рулежной полосы - вверх	3%	3%	2,5%	2,5%	2,5%	2,5%
спланированной части рулежной полосы - вниз	5%	5%	5%	5%	5%	5%
неспланированной части полосы -вверх или вниз	5%	5%	5%	5%	5%	5%
Минимальный радиус продольной вертикальной кривой	2 500 м	2 500 м	3 000 м	3 000 м	3 000 м	3 000 м
Минимальное расстояние видимости на РД	150 м с высоты 1,5 м	200 м с высоты 2 м	300 м с высоты 3 м	300 м с высоты 3 м	300 м с высоты 3 м	300 м с высоты 3 м

a) Минимальная ширина покрытия РД указана в п. 7.2.9.4 AAR-AGA-001.
b) Минимальная ширина спланированной части рулежной полосы указана в п. 7.2.11.4 AAR-AGA-001.
c) Минимальное безопасное расстояние между внешними колесами основного шасси и краем РД указана в п. 7.2.9.3 AAR-AGA-001.
d) РД, отличная от полосы руления воздушных судов на стоянку.

1.1.7 Необходимо иметь достаточное количество входных и выводных РД, обслуживающих определенные ВПП для того, чтобы удовлетворить имеющиеся требования к обработке взлетающих и приземляющихся воздушных судов в часы пик. Следует запроектировать и построить дополнительное количество входных и выводных РД в расчете на ожидаемое увеличение использования ВПП. При планировании элементов данной системы РД, применяются следующие принципы:

a) выводная РД служит для сведения к минимуму времени использования ВПП воздушными судами, выполняющими посадку. Теоретически, выводные РД могут располагаться таким образом, чтобы наилучшим способом обслуживать любой тип воздушных судов, которые предполагается принимать на данной ВПП. Практически оптимальное количество воздушных судов и минимальный интервал между ними можно установить, разбив воздушные суда на группы с ограниченным количеством классов, исходя из посадочной скорости и торможения после приземления;
b) выводная РД должна обеспечивать беспрепятственное движение воздушного судна с ВПП до точки, находящейся вне ВПП, и, таким образом, предоставить возможность как можно быстрее начать выполнение очередной операции на ВПП;
c) выводную РД можно располагать либо под прямым, либо под острым углом к ВПП. Первый тип РД требует, чтобы перед сходом с ВПП воздушное судно произвело торможение до минимальной скорости, в то время как второй тип РД дает возможность воздушному судну произвести сход с ВПП при больших значениях скорости, сокращая таким образом время пребывания на ВПП и увеличивая ее пропускную способность (подробный материал в отношении расположения и геометрических размеров РД с острым углом [так называемые "скоростные выводные РД"] приведен в разделе 1.3 и добавлении 5); и
d) для удовлетворения требований к обеспечению взлета обычно достаточно одной выводной РД с каждой стороны ВПП. Однако, для обеспечения объема движения, может быть рассмотрен вопрос о наличии нескольких входов на ВПП, использовании обходных путей и площадок ожидания (см. главу 2).

1.1.8 РД, расположенные на перронах, подразделяются на следующие два типа (см. рис. 1-1):

a) перронная рулежная дорожка — это РД, расположенная на перроне и предназначенная либо для обеспечения сквозного маршрута руления через перрон, либо для обеспечения доступа к полосе руления воздушных судов на стоянку; и
b) полоса руления воздушных судов на стоянку, являющаяся частью перрона, выделенной в качестве рулежной дорожки и предназначенной только для обеспечения доступа на стоянки воздушных судов.

1.1.9 Требования к перронным РД, касающиеся ширины полосы, разделительных расстояний и т. д., те же, что и для других типов РД. Требования к полосам руления воздушных судов на стоянку также являются аналогичными за исключением следующих моментов:

a) поперечный уклон полосы руления определяется требованием к уклону перрона;
b) нет необходимости включать полосу руления воздушных судов на стоянке в полосу РД; и

c) требования к разделительным расстояниям между осевой линией полосы руления до объекта являются менее жесткими, чем эти же расстояния для других типов РД.

1.1.10 Линии заруливания воздушных судов на стоянку, которые разветвляются на места стоянок, не рассматриваются как часть полосы руления воздушных судов и поэтому не подпадают под требования к РД.

1.1.11 На рис. 1-2 показаны минимальные разделительные расстояния, предусмотренные в таблице 7-1 AAR-AGA-001 для каждой рулежной дорожки и полосы руления, показанных на рис. 1-1.

Этапы развития системы РД

1.1.12 Для сведения к минимуму затрат на строительство система РД аэродрома должна быть как можно более комплексной для того, чтобы обеспечить ближайшие потребности в пропускной способности ВПП. С помощью тщательного планирования дополнительные компоненты РД могут быть добавлены к системе на определенных этапах для того, чтобы соответствовать возрастающим требованиям к аэродрому. В приводимых ниже пунктах описываются различные этапы развития системы РД (см. рис. 1-3):

a) минимальная система аэродромных РД, определяющая низкий уровень использования ВПП, может состоять только из площадок для разворота или РД с разворотом на обоих концах ВПП и короткой рулежной дорожки от ВПП до перрона;
b) увеличение объема движения, которое приводит к изменению уровня использования ВПП с низкого до среднего, может быть обеспечено путем строительства частичной параллельной РД для соединения одной или обеих площадок для разворотов (параллельные РД повышают безопасность, а также обеспечивают лучшую эффективность);
c) по мере увеличения коэффициента использования ВПП может быть построена полная параллельная РД путем добавления недостающих частей частичной параллельной РД;
d) выводные РД, дополнительно к РД с каждого конца ВПП, могут быть построены в случае увеличения интенсивности использования ВПП;
e) площадки ожидания и обходные РД могут добавляться для обеспечения еще большей пропускной способности РД. Эти элементы редко являются ограничивающими при достижении полной пропускной способности аэродрома при имеющихся характеристиках аэродрома, поскольку обычно имеется достаточное количество земли для их строительства; и
f) следует предусматривать строительство сдвоенной параллельной РД, расположенной с внешней стороны параллельной РД, когда желательно обеспечить движение по РД в двух направлениях. При наличии второй РД сеть одностороннего потока может быть организована для каждого направления используемой ВПП. Необходимость в системе сдвоенных параллельных РД пропорционально увеличивает объем работ по усовершенствованию РД.

Дополнительная информация приведена в документе "Генеральное планирование" Руководства по проектированию аэродромов (G-AGA-021).

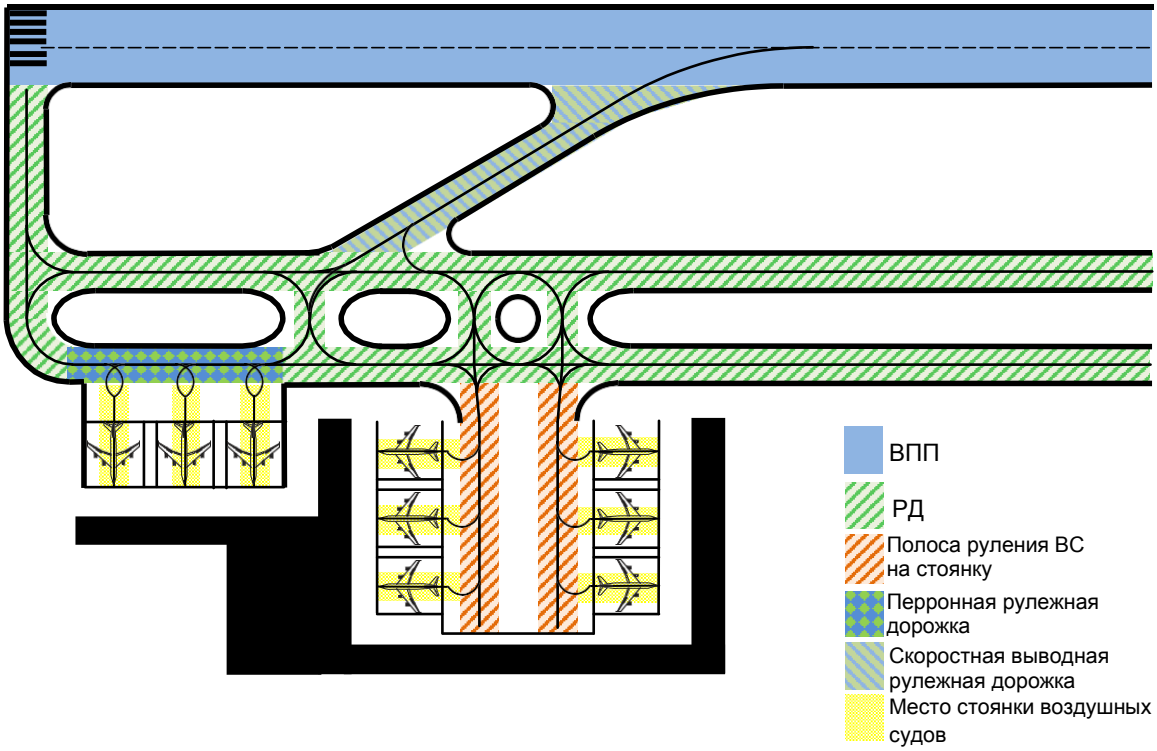
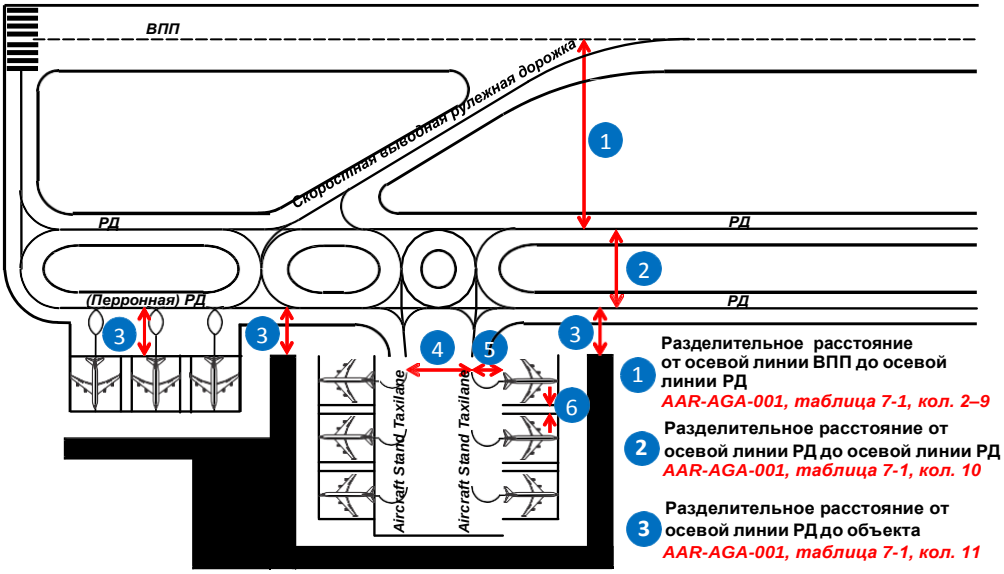


Рис. 1-1. Рулежные дорожки на перронах

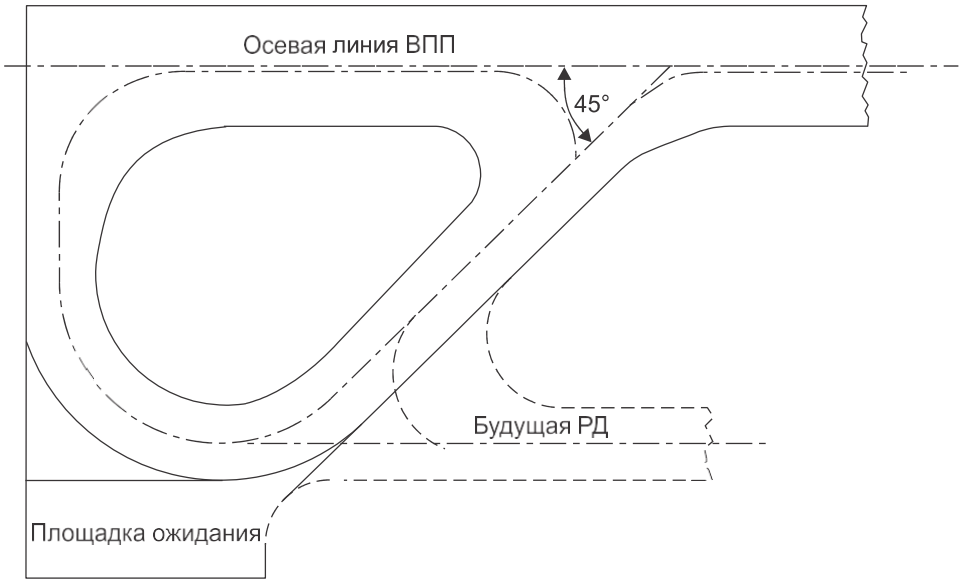


4 **Разделительное расстояние от осевой линии полосы руления ВС на стоянку до осевой линии полосы руления ВС на стоянку**
AAR-AGA-001, таблица 7-1 (подлежит разработке)

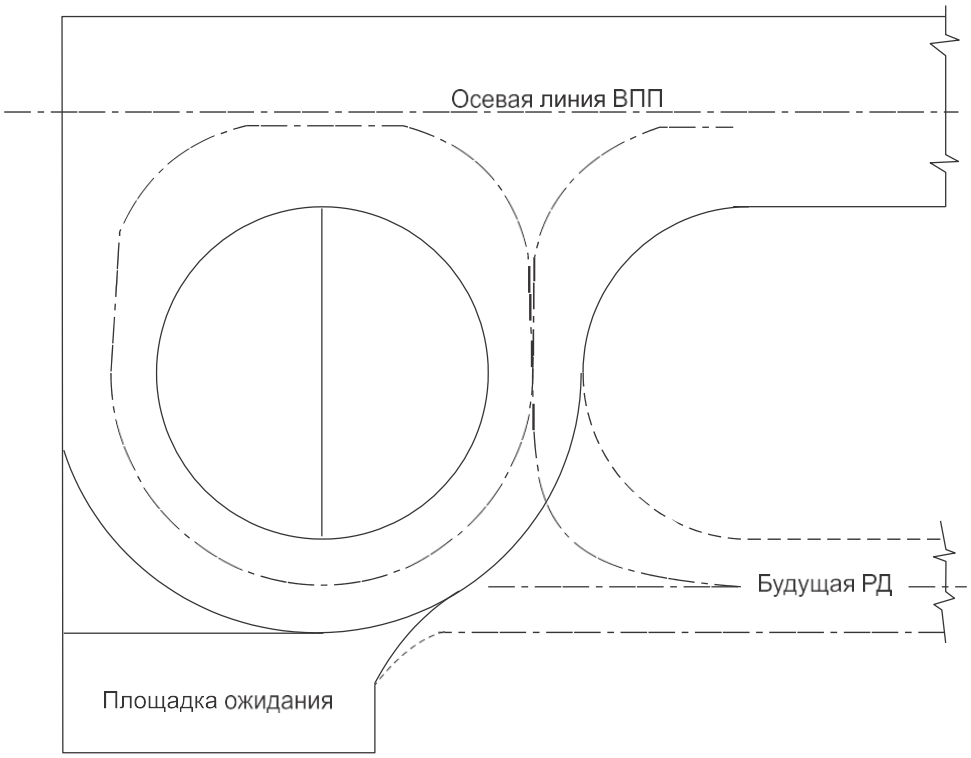
5 **Разделительное расстояние от осевой линии полосы руления ВС на стоянку до объекта**
AAR-AGA-001, таблица 7-1, кол. 12

6 **Безопасное расстояние на местах стоянки воздушных судов**
AAR-AGA-001, п. 7.2.13.6

Рис. 1-2. Минимальные разделительные расстояния РД



a) Угловой разворот



b) Круговой разворот

Рис. 1-3. Развороты

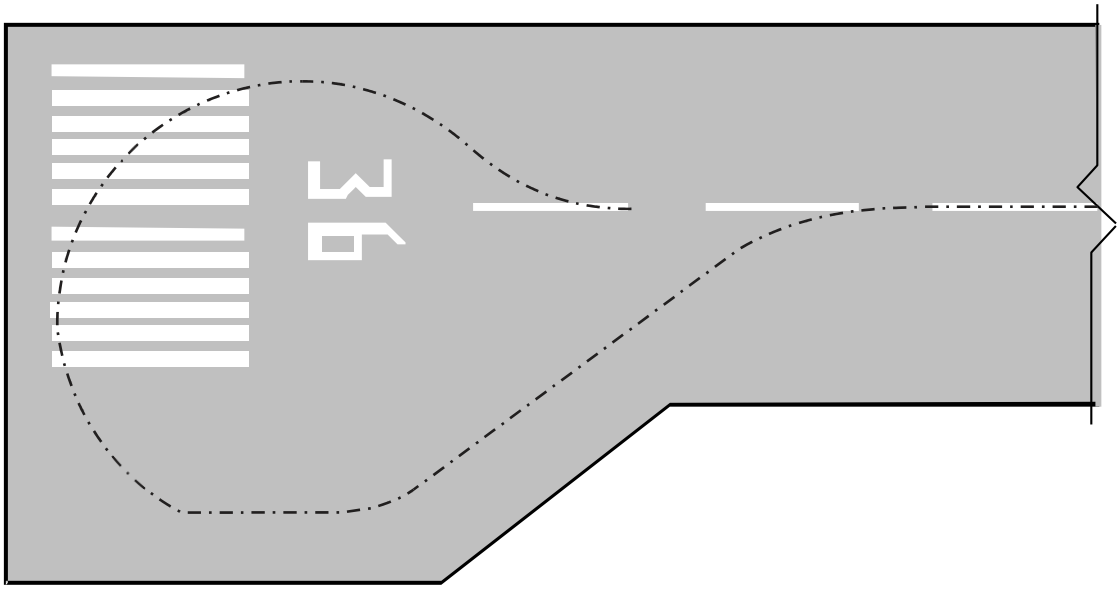


Рис. 1-3.
(Продолжение)

Варианты оценки планировки РД

1.1.13 Оценка вариантов системы РД должна быть направлена на обеспечение эксплуатационной эффективности каждой системы совместно с планировками ВПП и перрона, для обслуживания которых она предназначена. Чем сложнее генеральный план ВПП, РД и перрона, тем больше возможность уменьшения эксплуатационных расходов за счет сравнения вариантов систем РД. Для этой цели с помощью консультантов, эксплуатантов воздушных судов и полномочных органов аэропортов были разработаны несколько моделей имитации потока воздушных судов с помощью ЭВМ.

1.1.14 Например, имеется модель задержек на аэродроме, которая имитирует все значительные передвижения воздушных судов, выполняемые по аэродрому и траектории захода на посадку на данную ВПП за длительный промежуток времени. В таких моделях имеется возможность рассмотреть различные входные переменные, такие как:

- состав воздушных судов;
- объем воздушного движения;
- максимальные значения воздушного движения;
- схемы аэродрома (РД и ВПП);
- конечные пункты назначения воздушных судов;
- схемы расположения ВПП;
- схемы расположения рулежных дорожек;
- высокоскоростные выводные РД и
- использование определенных ВПП категориями воздушных судов.

Исходя из этих входных данных, на выходе моделей для оценки и сравнения получаются следующие данные:

- затраты на горючее при рулении;

- расстояния, проходимые при рулении;
- время движения по РД;
- задержки при рулении; и
- задержки на ВПП при прибытии и вылете.

Расстояния, проходимые воздушными судами при рулении

1.1.15 Основная причина уменьшения расстояния, проходимого воздушным судном при рулении, заключается в уменьшении времени руления, и, тем самым, в экономии топлива и повышения безопасности и степени использования воздушного судна. Важное значение имеют проходимые при рулении расстояния для тяжелонагруженных воздушных судов, рулящих на взлет. Даже в небольших аэропортах следует иметь схемы, в которых учитывается эта необходимость.

1.1.16 В более крупных аэропортах вопрос о безопасности воздушных судов имеет большую степень важности. Подробное исследование показывает, что, если полностью загруженное воздушное судно буксируется на расстоянии от 3 до 7 км (в зависимости от типа воздушного судна, размеров и типа пневматиков, а также температуры окружающей среды), температура каркаса пневматика при взлете может превысить критическое значение в 120 °C (250 °F). Превышение этой критической температуры отрицательно влияет на прочность нейлоновой нити и прилипание резиновой поверхности пневматика в значительной степени увеличивает вероятность разрушения пневматика. Установленный в отрасли предел в 120 °C применяется для руления на взлет, а также для разбега при взлете. При температуре 120 °C прочность нейлоновой нити уменьшается на 30 %. Более высокие температуры ведут к постоянному ухудшению свойств, связанных с прилипаемостью резины. Разрушение пневматика при взлете является серьезным фактором, поскольку это может привести к прерванному взлету с торможением, который может оказаться неэффективным на тех шасси, у которых лопнули шины.

1.1.17 Поэтому следует в максимальной степени уменьшать расстояние, проходимое при рулении. Для больших широкофюзеляжных воздушных судов расстояние в 5 км считается приемлемым верхним пределом, и при неблагоприятных обстоятельствах, например, в случаях частого применения тормозов, этот предел следует уменьшать.

1.1.18 В каждом генеральном плане аэропорта, независимо от масштабов его развития, следует признавать необходимость уменьшения расстояний, проходимых при рулении, особенно для вылетающих воздушных судов, как с точки зрения экономии, так и безопасности. Удобное расположение скоростных выводных РД может в значительной степени содействовать уменьшению расстояний при рулении для осуществляющих посадку воздушных судов. Кроме того, осуществление взлета из мест пересечения РД и использование скоростных выводных РД не только уменьшает расстояние при рулении и время занятости ВПП, но также увеличивает пропускную способность ВПП.

1.2 КРИТЕРИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Общие положения

1.2.1 Критерии проектирования для РД являются менее жесткими, чем для ВПП, поскольку скорости воздушных судов на РД значительно ниже, чем на ВПП. В таблице 1-1 приведены основные критерии проектирования физических характеристик, для РД в соответствии с техническими требованиями AAR-AGA-001. Следует подчеркнуть, что расстояние между внешними основными колесами воздушного судна и кромкой РД выбирается с учетом того, что кабина воздушного судна находится над маркировочной линией оси РД.

Кодовое обозначение аэродрома

1.2.2 Кодовое обозначение введено для того, чтобы упростить сопоставление многочисленных требований к характеристикам аэродромов в целях обеспечения соответствия аэродромных средств тем типам самолетов, которые предназначены для эксплуатации на данном аэродроме. Кодовое обозначение состоит из двух элементов, которые относятся к летно-техническим характеристикам самолета и его размерам. Элемент 1 является номером, основанным на расчетной для данного типа самолета длине летной полосы, а элемент 2 является буквой, соответствующей размаху крыла самолета и расстоянию между внешними колесами основного шасси (OMGWS).

1.2.3 Конкретное техническое требование относится к наиболее соответствующему из двух элементов кодового обозначения или к соответствующему сочетанию из двух элементов кодового обозначения. Кодовая буква или номер в элементе, выбранные для проектирования, относятся к критическим характеристикам самолета, для которого предоставляется данное сооружение. При использовании соответствующих технических требований AAR-AGA-001 вначале определяются самолеты, для обслуживания которых предназначается аэродром, а затем следуют два элемента кодового обозначения.

1.2.4 Кодовое обозначение аэродрома – кодовый номер и буква, – выбранное для целей планирования аэродрома, определяется в соответствии с характеристиками самолета, для которого предназначено данное аэродромное средство. Кроме того, кодовые номера и буквы аэродрома имеют значения, указанные в таблице 1-2. Классификация имеющихся самолетов с помощью кодового номера и кодовой буквы приведена в Приложении 3.

1.2.5 Кодовый номер для элемента 1 определяется из таблицы 1-2, при этом выбирается кодовый номер, соответствующий наибольшей величине расчетной для данного типа самолета длине летной полосы для самолетов, для которых предназначена данная ВПП. Расчетная длина летной полосы для самолета определяется как минимальная длина летного поля, требуемая для взлета при максимальной сертифицированной взлетной массе, на уровне моря, стандартных условиях атмосферы, штиле и нулевом уклоне ВПП, приведенных в соответствующем Руководстве по летной эксплуатации самолета, установленных сертифицирующим органом, или эквивалентных данных, полученных от изготовителя самолета. В соответствии с этим, если длина 1650 м соответствует наибольшему значению расчетной длины летной полосы для данного самолета, выбирается кодовый номер "3".

1.2.6 Кодовая буква для элемента 2 определяется из таблицы 1-2; при этом выбирается кодовая буква, которая соответствует наибольшему размаху крыла

или наибольшему OMGWS в зависимости от того, что соответствует более высокой кодовой букве самолета, для которого предназначено данное средство. Например, если кодовая буква C соответствует самолету с наибольшим размахом крыла, а кодовая буква D соответствует самолету с наибольшим OMGWS, выбирается кодовая буква D.

Таблица 1-2. Кодовое обозначение аэродромов

Кодовый элемент 1	
Кодовый номер	Расчетная для типа самолета длина летного поля
1	Менее 800 м
2	От 800 м до 1200 м, но не включая 1200 м
3	От 1200 м до 1800 м, но не включая 1800 м
4	1800 м и более

Кодовый элемент 2	
Кодовая буква	Размах крыла
A	До 15 м, но не включая 15 м
B	От 15 до 24 м, но не включая 24 м
C	От 24 до 36 м, но не включая 36 м
D	От 36 до 52 м, но не включая 52 м
E	От 52 до 65 м, но не включая 65 м
F	От 65 до 80 м, но не включая 80 м

Таблица 1-3. Значения скоростей воздушных судов в зависимости от радиусов поворотов

Скорость (км/ч)	Радиус поворота (м)
16	15
32	60
48	135
64	240
80	375
96	540

Ширина РД

1.2.7 Минимальные значения ширины РД приведены в таблице 1-1. Значения, выбранные для минимальной ширины РД, рассчитываются путем прибавления расстояния от колес до края покрытия к максимальному OMGWS в рамках этой категории.

Повороты РД

1.2.8 Изменения направлений РД следует свести к минимуму и иметь как можно меньшие их размеры. При проектировании поворота следует учитывать, чтобы при нахождении кабины самолета над осевой линией РД расстояние между внешними колесами основного шасси самолета и кромкой РД было не менее значений, указанных в таблице 1-1.

1.2.9 Если невозможно обойтись без поворотов, их радиус должен быть сравним с возможностями маневрирования и обычными скоростями руления воздушных судов, для которых предназначена РД. В таблице 1-3 приведены значения допустимой скорости воздушного судна для конкретного радиуса поворота, основанного на поперечном коэффициенте перегрузки 0,133 g (см. п. 1.2.22). Если на РД имеются крутые повороты и радиус их закругления недостаточен для того, чтобы колеса рулящего самолета оставались на жестком покрытии, может возникнуть необходимость расширить РД, чтобы обеспечить соответствующую величину удаления от кромки, указанную в таблице 1-1. Повороты по сложной кривой могут уменьшить или свести к нулю необходимость в дополнительном расширении РД.

Места примыкания и пересечения

1.2.10 Для сохранения, указанного в таблице 1-1 минимального удаления колес от кромки покрытия в местах примыкания и пересечения РД с ВПП, перронами и другими РД следует предусматривать уширения. Сведения о проектировании уширений приводятся в п. 1.5.

Минимальные разделительные расстояния РД

Общие положения

1.2.11 Разделительное расстояние между осевой линией РД и осевой линией ВПП, другой РД или объектом не должно быть менее чем соответствующая величина, указанная в таблице 1-1. Однако на действующем аэродроме допускается использовать меньшие разделительные расстояния, если авиационное исследование показывает, что разделительные расстояния меньшего значения не будут отрицательно влиять на безопасность или серьезно препятствовать регулярному осуществлению полетов самолетов. Инструктивный материал о факторах, которые могут учитываться в таком авиационном исследовании, приводится в пп. 1.2.28–1.2.66.

1.2.12 Значения расстояний основаны на максимальном размахе крыла для данной группы и позволяют воздушному судну отклоняться от осевой линии РД на расстояние, равное разделительному расстоянию от колес до кромки РД и приращению (Z) для данной группы. Следует отметить, что даже в тех случаях, когда определенная конструкция воздушного судна (с необычной комбинацией большого размаха крыла и небольшого расстояния между колесами) может привести к тому, что законцовка крыла будет проходить дальше от осевой линии,

результирующее разделительное расстояние все же будет значительно больше, чем требуется для прохождения воздушного судна.

Таблица 1-4. Минимальные разделительные расстояния между РД и между РД и объектами (размеры даны в метрах)

Разделительные расстояния	Кодовая буква A	B	C	D	E	F
Между осевой линией перронной РД/РД и осевой линией РД:						
размах крыла (*Y*)	15,0	24,0	36,0	52,0	65,0	80,0
+ максимальное боковое отклонение (*X*)	1,5	2,25	3,0	4,5	4,5	4,5
+ приращение (*Z*)	6,5	5,75	5,0	6,5	6,5	6,5
Общее разделительное расстояние (*V*)	23,0	32,0	44,0	63,0	76,0	91,0
Между осевой линией РД и объектом:						
½ размаха крыла (*Y*)	7,5	12,0	18,0	26,0	32,5	40,0
+ максимальное боковое отклонение (*X*)	1,5	2,25	3,0	4,5	4,5	4,5
+ приращение (*Z*)	6,5	5,75	5,0	6,5	6,5	6,5
Общее разделительное расстояние (*V*)	15,5	20,0	26,0	37,0	43,5	51,0
Между осевой линией полосы руления ВС на стоянку и осевой линией руления ВС на стоянку:						
размах крыла (*Y*)	15,0	24,0	36,0	52,0	65,0	80,0
+ отклонение шасси (*X*)	1,5	1,5	1,5	2,5	2,5	2,5
+ приращение (*Z*)	3,0	3,0	3,0	5,0	5,0	5,0
Общее разделительное расстояние (*V*)	19,5	28,5	40,5	59,5	72,5	87,5
Между осевой линией полосы руления воздушных судов на стоянку и объектом:						
½ размаха крыла (*Y*)	7,5	12,0	18,0	26,0	32,5	40,0
+ отклонение шасси	1,5	1,5	1,5	2,5	2,5	2,5
+ приращение (*Z*)	3,0	3,0	3,0	5,0	5,0	5,0
Общее разделительное расстояние (*V*)	12,0	16,5	22,5	33,5	40,0	47,5

Разделительные расстояния между РД и РД или объектами

1.2.13 Формулы и разделительные расстояния приведены в таблице 1-4 и показаны на рис. 1-4. Разделительные расстояния, относящиеся к РД и перронным РД, установлены с учетом размаха крыла воздушного судна (Y) и максимального бокового отклонения (X) (расстояние между колесом и краем указано в таблице 1-1).

1.2.14 Меньшие расстояния считаются подходящими на полосе руления воздушных судов на стоянку, поскольку скорости руления на них, как правило, ниже и поскольку пилоты более внимательны при рулении на таких РД; на них реже имеют место случаи отклонения от осевой линии. Поэтому вместо предположения о том, что воздушное судно отклонилось от осевой линии настолько, насколько это позволяет максимальное боковое отклонение (X), допускается меньшее расстояние, которое называется "отклонением шасси".

1.2.15 Следует отметить, что при разработке формулы использовались два фактора, один – максимальное боковое отклонение шасси, а другой - коэффициент прироста расстояния законцовки крыла. Эти факторы влияют на выполнение различных функций. Фактор отклонения представляет собой расстояние, которое может использоваться воздушным судном при обычной эксплуатации. С другой стороны, приращение (Z на рис. 1-4) является буфером безопасности, предназначенным для предотвращения авиационных происшествий при выкатывании воздушного судна за пределы РД и для упрощения руления путем обеспечения дополнительной площади и для учета других факторов, оказывающих влияние на скорости руления.

1.2.16 Применение калиброванной шкалы приращения считается более целесообразным по сравнению с использованием постоянного коэффициента прироста для всех кодовых букв, поскольку:

a) затруднено определение пилотом безопасного расстояния для воздушных судов с большим размахом крыла, особенно для воздушных судов со стреловидным крылом; и

b) инерция движения более крупных воздушных судов может быть выше, и это может привести к выкатыванию таких воздушных судов за край РД.

1.2.17 Факторы приращения для определения разделительных расстояний между перронной РД и объектом должны быть такими же, как и предложенные для расстояний между РД и объектом по той причине, что хотя перронные РД и связаны с перронами, предполагается, чтобы их расположение не приводило к уменьшению скорости руления. Воздушное судно, как правило, будет двигаться с низкими скоростями по полосе руления воздушных судов на стоянку, и поэтому можно ожидать, что оно будет двигаться близко к осевой линии. Для кодовых букв от A до C было выбрано отклонение в 1,5 м. Для кодовых букв от D до F принято отклонение в 2,5 м. Считается целесообразным использовать калиброванную шкалу для бокового отклонения на полосе руления воздушных судов на стоянку, поскольку возможность пилота придерживаться осевой линии для более крупных воздушных судов снижается из-за высоты кабины.

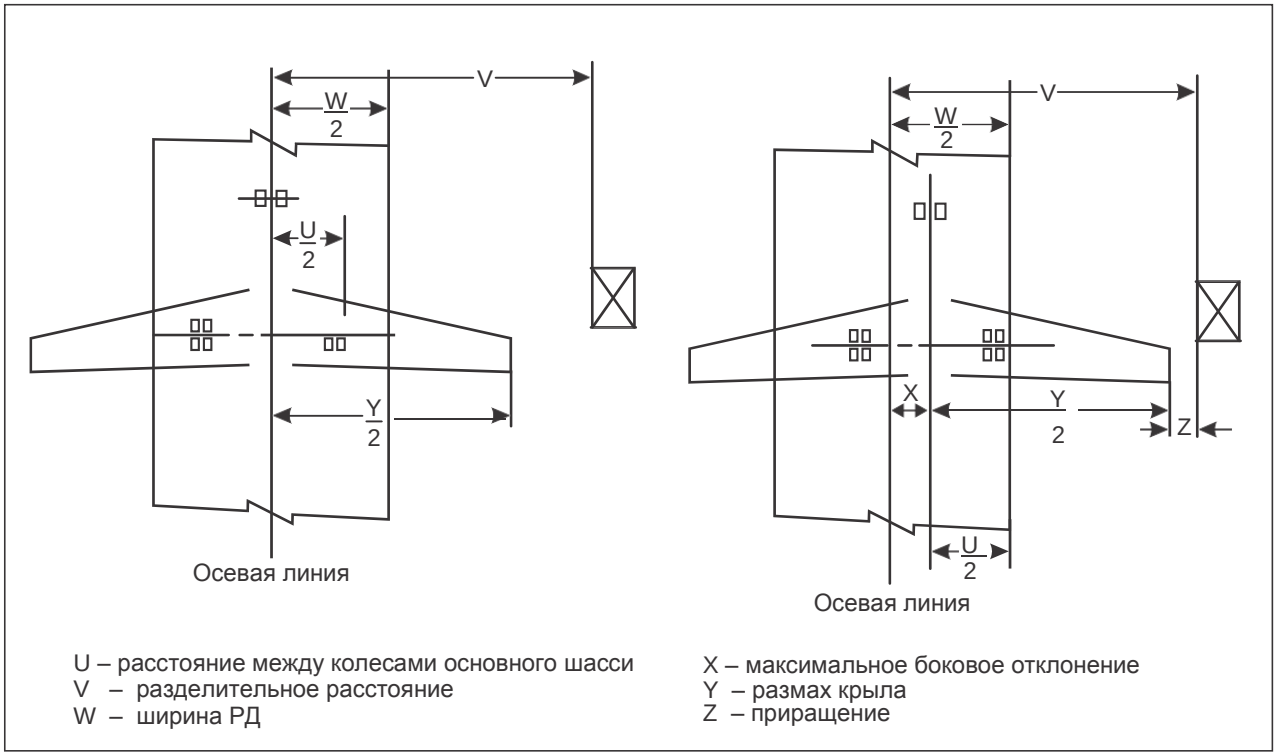


Рис. 1-4. Разделительное расстояние до объекта

1.2.18 Большие величины приращения следует предложить для разделительных расстояний между РД/объектом и перронной РД/объектом, чем для других разделительных расстояний. Эти большие величины приращения считаются необходимыми вследствие того, что обычно вдоль таких РД будут располагаться неподвижные объекты, и, таким образом, вероятность столкновения с одним из них выше, чем вероятность столкновения при выкатывании с РД воздушного судна в момент прохождения другим воздушным судном этой точки по параллельной РД. Кроме того, неподвижный объект может оказаться изгородью или стенкой, которые на определенных участках располагаются параллельно РД. Даже при наличии дороги, расположенной параллельно РД, автомобили могут непреднамеренно уменьшить безопасное расстояние, паркуясь у дороги.

Разделительные расстояния между РД и ВПП

1.2.19 Разделительные расстояния основаны на том, что крыло воздушного судна, находящегося на осевой линии параллельной РД, не будет выходить на соответствующую летную полосу. Формула и разделительные расстояния приведены в таблице 1-5. Разделительное расстояние между осевыми линиями ВПП и параллельной РД основывается на общепринятом принципе, заключающемся в том, что законцовка крыла самолета, выполняющего руление по параллельной РД, не должна выходить на соответствующую летную полосу ВПП. Однако это минимальное разделительное расстояние может не обеспечивать достаточную протяженность участка РД, связывающего параллельную РД и ВПП, чтобы позволить безопасно выполнять руление другому воздушному судну, находящемуся позади воздушного судна, ожидающего у ВПП в соответствующем месте. Для обеспечения таких операций параллельная РД должна располагаться в соответствии с требованиями таблиц

7-1 и 7-2 AAR-AGA-001 с учетом размеров наиболее крупных самолетов для данной кодовой буквы аэродрома. Например, для аэродрома с кодовой буквой E это расстояние будет равно сумме расстояния места ожидания у ВПП от осевой линии ВПП, общей длины наиболее крупного самолета и расстояния от РД до объекта, указанного в колонке E таблицы 1-1.

Таблица 1-5. Минимальные разделительные расстояния между осевыми линиями РД/ перронной РД и осевой линией ВПП (размеры в метрах)

Кодовый номер	1		2		3				4			
Кодовая буква	A	B	A	B	A	B	C	D	C	D	E	F
½ размаха крыла (Y) + ½ ширины полосы (необорудованная ВПП для захода на посадку)	7,5 30	12 30	7,5 40	12 40	7,5 70	12 70	18 70	26 70	18 70	26 70	32,5 70	40 70
Общее расстояние	37,5	42	47,5	52	77,5	82	88	96	88	96	102,5	110
или												
½ размаха крыла (Y) + ½ ширины полосы (оборудованная ВПП для захода на посадку)	7,5 70	12 70	7,5 70	12 70	7,5 140	12 140	18 140	26 140	18 140	26 140	32,5 140	40 140
Общее расстояние	77,5	82	77,5	82	147,5	152	158	166	158	166	172,5	180

Геометрические параметры параллельных РД

1.2.20 Разделительные расстояния между параллельными РД для таблицы 1-1 были выбраны на основе желательных расстояний от законцовок крыла. Имеются другие факторы, которые следует также принимать во внимание при оценке возможности выполнения обычного разворота на 180° с одной РД на другую параллельную РД. К ним относятся:

a) возможность выдерживания приемлемой скорости руления для достижения высокого показателя использования системы РД;

b) выдерживание указанных безопасных расстояний между внешним колесом основного шасси и кромкой РД, когда кабина экипажа находится над маркировкой осевой линии РД; и

c) выполнение маневра на угол поворота, который не выходит за пределы возможностей воздушного судна и который не приведет к нежелательному износу колес.

1.2.21 Для оценки скорости руления при выполнении разворота на 180° предполагается, что радиусы поворота равны половине безопасного расстояния, указанного в таблице 1-1 и приведены ниже:

Кодовая буква	Радиус (м)
A	11,5
B	16,0
C	22,0
D	31,5
E	38,0
F	45,5

1.2.22 Скорость на поворотах зависит от радиуса поворота *(R)* и поперечного коэффициента перегрузки *(f)*. Таким образом, если предполагается, что поперечный коэффициент перегрузки ограничивается значением 0,133 г:

$$V = (127{,}133 \times (f) \times R)^{1/2}$$
$$= (127{,}133 \times 0{,}133\ R)^{1/2}$$
$$= 4{,}1120(R^{1/2}),$$

где *R* выражен в метрах.

Результирующие допустимые скорости приведены в таблице 1-6.

1.2.23 Изучение данных, приведенных в таблице 1-6, показывает, что для кодовой буквы E достигнута скорость 25,35 км/ч. Для кодовой буквы F скорость будет составлять 27,73 км/ч. Для достижения той же скорости на РД, связанных с другими кодовыми буквами, потребуется разделительное расстояние 80 м. Данные значения разделительных расстояний для кодовых букв A и B могут быть необоснованно завышены при сравнении их со значениями желательных безопасных расстояний от законцовок крыла. В этой связи опыт показывает, что малые воздушные суда требуют меньших скоростей, чем большие воздушные суда из-за их чувствительности к повороту носового колеса.

1.2.24 Для оценки факторов, указанных в п. 1.2.20 b) и c), одной авиастроительной компанией была разработана программа ЭВМ для характеристики движения воздушного судна во время выполнения разворота на 180°. Для каждой кодовой буквы использовалось определенное воздушное судно (см. таблицу 1-7). Они были выбраны для демонстрационных целей, поскольку эти воздушные суда имеют наибольшее расстояние между основным колесом и кабиной воздушного судна для каждого кода. Радиус поворота для каждого случая основывался на половине минимального разделительного расстояния. Предполагается, что OMGWS является максимально допустимым для данной кодовой буквы, поскольку в таблице приведены фактические размеры воздушного судна для расстояния между основным шасси и кабиной экипажа.

1.2.25 Возможность выполнения плавного разворота частично зависит от допустимого угла поворота рулевого устройства. В таблице 1-8 приведены эти данные для характерных воздушных судов. (Данные, приведенные в последней колонке, основаны на данных таблицы 1-7 и допускают сдвиг носового пневматика на 3° для Лир-55, F-28, MD-80 и на 5° для MD-11 и B-747). Исследование показало, что максимальный угол, требуемый во время выполнения разворота, находится в пределах, указанных в таблице 1-8 для всех воздушных судов.

1.2.26 Решение вопроса о развороте на 180°, которое выполняется путем использования программы ЭВМ, также может быть выполнено графическим способом. Данный метод основан на рассмотрении поэтапного движения кабины экипажа над осевой линией поворота. Предполагается, что основное колесо

следует вдоль линии, которая образована первоначальным положением средней точки между основным колесом и новым положением кабины. Данный метод приведен на рис. 1-5.

1.2.27 Важно отметить, что результаты расчетов с помощью программы ЭВМ основаны на приращениях движения 0,5°. Решение графическим способом при этом является слишком трудоемким, и поэтому было проведено сравнение решения с помощью программы ЭВМ с графическим решением, при котором приращение составляло 10°. Был сделан вывод, что при расчете графическим методом вносится погрешность курса, равная приблизительно 2,4 м. Приращение в 5° уменьшит погрешность приблизительно до 1,5 м.

Авиационное исследование в отношении минимальных разделительных расстояний

Введение

1.2.28 Цель технических требований AAR-AGA-001 заключается в предоставлении планировщикам аэродромов средства эффективного проектирования аэродромов для осуществления безопасных полетов воздушных судов. Однако данное Приложение не предназначено для регулирования полетов воздушных судов. Допускается эксплуатировать действующие аэродромы с меньшими значениями разделительных расстояний между РД, чем это предусмотрено в Приложении, если авиационное исследование показывает, что такие меньшие разделительные расстояния не будут отрицательно влиять на безопасность или регулярность полетов воздушных судов. Цель данного материала заключается в оказании помощи государствам в проведении авиационного исследования по определению критериев, которые считаются важными для оценки того, будут ли пригодными меньшие размеры, чем размеры, указанные в таблице 7-1 тома AAR-AGA-001 (воспроизводимые в таблице 1-1) для полетов новых более крупных воздушных судов в конкретных эксплуатационных условиях на существующем аэродроме. Это может также обусловить введение определенных эксплуатационных ограничений или оговорок. В случае определения альтернативных мер, эксплуатационных процедур и эксплуатационных ограничений, подробная информация о них приводится в Руководстве по аэродрому и периодически пересматривается для оценки сохранения ее актуальности. Ожидается, что при первой же возможности будет обеспечено соответствие инфраструктуры на существующем аэродроме или на новом аэродроме техническим требованиям AAR-AGA-001. Дополнительный инструктивный материал по оценке возможности эксплуатации нового самолета на существующем аэродроме можно найти в документе "Правила аэронавигационного обслуживания (PANS). Аэродромы" (G-AGA-025).

Таблица 1-6. Допустимые скорости при разворотах на 180°

Кодовая буква	Радиус (м)	Скорость V = 4,1120 ($R^{½}$) (км/ч)
A	11,5	13,94
B	16,0	16,45
C	22,0	19,29
D	31,5	23,08
E	38,0	25,35
F	45,5	27,73

Таблица 1-7. Принятые данные для вычисления разворота на 180°

Кодовая буква	Модель воздушного судна	Расстояние от основного шасси до кабины экипажа (м)	Радиус поворота (м)
A	Лир-55	5,7	11,5
B	F28	11,9	16,0
C	MD80	20,3	22,0
D	MD11	31,0	31,5
E	A340-600	37,4	38,0
E	B747	27,8	38,0
E	B777-300	34,2	38,0
F	A380	31,9	45,5

Таблица 1-8. Углы поворота рулевого устройства воздушных судов

Модель воздушного судна	Максимальный угол поворота рулевого устройства	Приблизительный максимальный угол поворота рулевого устройства во время разворота на 180°
Лир-55	55°	40°
F28	76°	45°
MD80	82°	65°
MD11	70°	70°
A340-600	75°	70°
B747	70°	50°
B777-300	70°	65°
A380	70°	45°

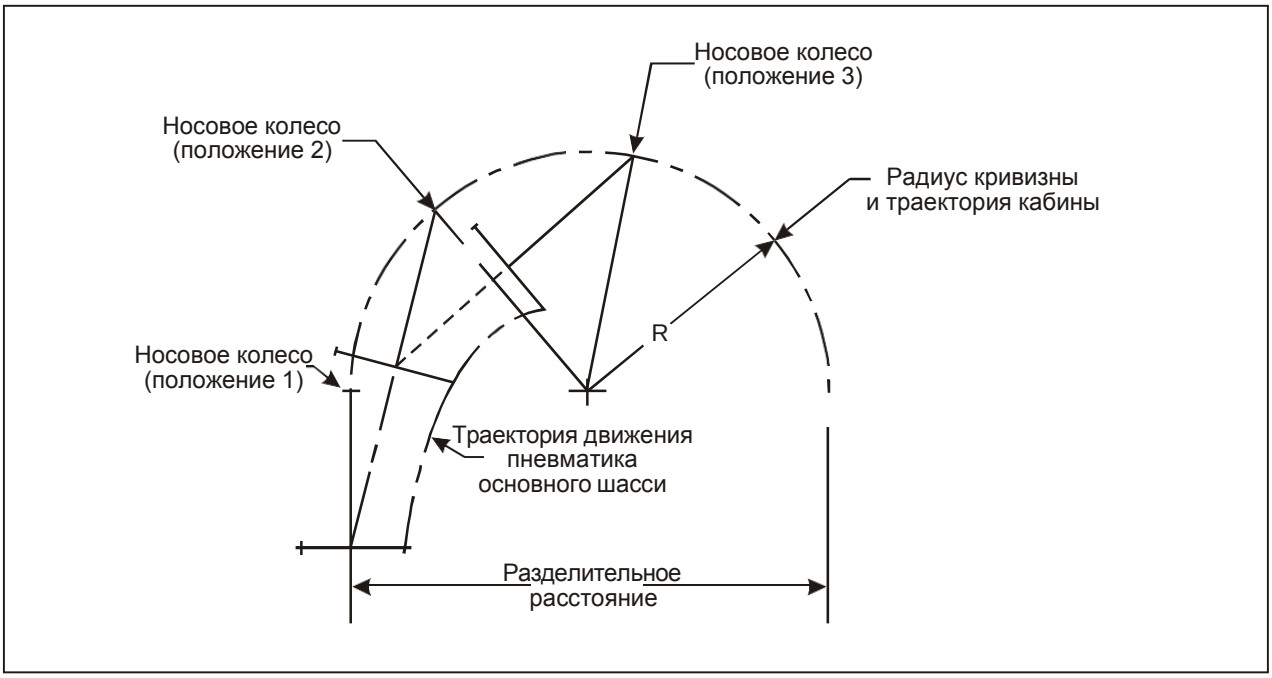


Рис. 1-5. Графическое решение разворота на 180°

Цели и рамки исследования

1.2.29 Основная цель авиационного исследования заключается в оценке адекватности защиты, обеспечиваемой существующей схемой полетов критических воздушных судов в отношении:

a) столкновения с другими воздушными судами, транспортными средствами или объектами;
b) выкатывание с поверхностей с искусственным покрытием; и
c) повреждение двигателя в результате засасывания предметов.

1.2.30 Особые области, которые будут рассматриваться в данном исследовании, касаются конкретных функциональных требований в отношении:

a) расстояния между осевой линией ВПП и осевой линией РД;
b) расстояния между осевой линией РД и осевой линией параллельной РД;
c) расстояния между осевой линией РД и объектом;
d) расстояния между осевой линией полосы руления воздушного судна на стоянку и объектом;
e) размеров поверхностей и обочин ВПП и РД; и
f) защиты двигателей от повреждения инородными предметами.

Следует отметить, что во всех случаях следует учитывать вышеперечисленные эксплуатационные факторы. Поэтому соответствующий полномочный орган должен определить, какие факторы относятся к анализу риска в отношении определенного местоположения. Кроме того, соответствующий полномочный орган должен определить параметры для каждого выбранного эксплуатационного фактора, а также установить иерархию значений для каждого из них, основанную на субъективных эксплуатационных и технических оценках.

Основные соображения

1.2.31 Опыт эксплуатации крупных воздушных судов на аэродромах, не предназначенных для удовлетворения технических характеристик такого типа, показал, что возможно осуществлять безопасные и регулярные полеты при условии принятия специальных мер (например, использование выбранных маршрутов руления, специально предназначенных полос руления воздушных судов на стоянку и т. д.). Это объясняется тем, что ряд отрицательных факторов необязательно влияют на осуществление полетов на конкретном аэродроме. Кроме того, анализ авиационных происшествий и инцидентов не указывает на то, что они вызваны несоответствием пределов, предусмотренных в технических требованиях AAR-AGA-001. Таким образом, можно предположить, что указанные соображения аналогичным образом применяются к полетам новых, более крупных самолетов, при условии соблюдения условий, вытекающих из проведения авиационного исследования.

Аспекты оценки

1.2.32 Авиационное исследование будет состоять в основном из анализа риска, основанного на соответствующих критериях оценки:

a) вероятность столкновения;
b) вероятность выкатывания; и
c) риск засасывания в двигатель посторонних предметов.

Большая часть критериев является по характеру качественной, и поэтому оценка уровня риска не может выражаться в абсолютных или количественных единицах. Для того, чтобы результаты данного исследования имели смысл, его необходимо добавлять эксплуатационными и техническими оценками. Это означает, что соответствующий полномочный орган должен консультироваться с эксплуатантом воздушных судов при осуществлении указанной оценки.

1.2.33 Что касается оценки риска столкновения, в которой учитываются предусмотренные разделительные расстояния, то обычно считается, что относительный уровень риска на рабочей площади (обычно выражаемый вероятностью столкновения) возрастает в следующей степени очередности:

ВПП → РД → перронная РД → полоса руления воздушного судна на стоянку

Возрастание значений риска относится к:

a) уменьшению учета отклонений воздушного судна от осевой/направляющей линии и соответствующему возрастанию пределов;
b) возрастанию плотности транспортных средств и объектов; и
c) возрастанию сложности схем, вызывающих отвлечение, замешательство пилота и его неправильное толкование и т. д.

1.2.34 Критическим критерием оценки адекватности существующих разделительных/безопасных расстояний для осуществления безопасных и регулярных полетов новых более крупных самолетов является точность, с которой осуществляет руление воздушное судно относительно осевой/указательной линии ВПП и РД:

a) на прямолинейных участках; и

b) на криволинейных участках РД.

1.2.35 Следующие факторы могут влиять на точность или безопасность, достигаемую в повседневных эксплуатационных условиях, и поэтому требуют соответствующего подробного рассмотрения:

a) качество указательных линий для носового шасси воздушного судна (маркировочных и светосигнальных);
b) качество знаков;
c) условия видимости;
d) дневное или ночное время;
e) состояние поверхности (сухая, мокрая, покрытая снегом/льдом);
f) скорость руления;
g) внимание пилота;
h) метод выполнения пилотом поворотов;
i) влияние ветра (боковой ветер); и
j) характеристики управления воздушным судном.

1.2.36 Обеспечение указателей руления, т.е. маркировка, светосигнальные огни и знаки, которые хорошо видны при любых эксплуатационных условиях, вместе с хорошими условиями поверхностного трения являются первостепенными для обеспечения высокой степени точности при рулении. Это подкрепляется тем фактом, что пилот крупногабаритного самолета, будучи не в состоянии видеть законцовки крыльев, вынужден в основном полагаться на указатели руления, точное соблюдение которых будет обеспечивать надлежащее безопасное расстояние между законцовками крыльев воздушных судов.

1.2.37 Необходимы хорошие характеристики сцепления на поверхности, т.к. эффективность управления носовым колесом может в значительной степени уменьшиться у крупных самолетов, когда поверхность не является сухой, в результате чего возникают трудности при осуществлении контролируемых поворотов. Это особенно важно при наличии сильного бокового ветра.

1.2.38 Логическое обоснование, используемое для определения разделительных расстояний, предполагает боковое отклонение в 4,5 м для осевой линии РД/перронной РД на прямолинейных или криволинейных участках. Для полос руления воздушных судов на стоянку соответствующее значение равно 2,5 м и считается отклонением шасси.

1.2.39 Результаты проведенных исследований отклонений на РД с использованием представительного состава типов воздушных судов, включая крупногабаритные самолеты (см. добавление 4) показывают, что в благоприятных эксплуатационных условиях (т. е. положительное управление, обеспечиваемое огнями осевой линии и маркировкой, а также хорошими характеристиками сцепления на поверхности) среднее отклонение основного шасси воздушного судна от осевой линии на прямолинейных участках составляет менее 4,5 м. Однако следует отметить, что значение максимального отклонения основного шасси большинства воздушных судов колеблется в диапазоне 8–10 м в зависимости от типа воздушного судна. В этих условиях уменьшение значения отклонения, отмечаемого в авиационном исследовании, возможно, является относительно приемлемым для прямолинейных участков РД, в то время как конкретные значения следует выдерживать, если отсутствуют вышеуказанные условия.

1.2.40 Однако для криволинейных участков РД указанная ситуация в некоторой степени отличается. Фиксированное отклонение в 4,5 м, рассматриваемое как достаточное для определения разделительных/безопасных расстояний, не учитывает истинное нахождение основного шасси на линии пути, в результате чего кабина экипажа не следует по осевой линии. Для новых, более крупных самолетов допуск на траекторию движения центра основного шасси может быть недостаточным для меньшего радиуса поворота на РД. Поэтому необходимо проведение подробной оценки с целью определения линии пути, выполняемой законцовкой крыла по внутренней части поворота. Указанная линия пути (внутренних) законцовок крыла воздушных судов B-747-400 и MD-11 приводится в таблицах 1-9 и 1-10 соответственно и изображена на рис. 1-6. Максимальные траектории движения законцовки крыла современных воздушных судов, таких как B-777-300, MD-11, B-747-400, B-747-200 и A-330-300/A-340-300, приведены на рис. 1-7–1-11 соответственно. Для исследования, включающего другие новые более крупные самолеты, может оказаться необходимым провести консультации с изготовителями этих воздушных судов.

1.2.41 Проектно-технические требования основаны на предположении, что на криволинейных участках РД кабина экипажа следует по осевой линии РД. Однако при повседневных полетах пилоты часто используют технику перерегулирования или прямоточный метод руления. Эта альтернативная практика может приниматься во внимание при изучении полетов с уменьшенными разделительными/безопасными расстояниями. Например, такая методика может применяться в случае использования криволинейных параллельных РД, когда воздушное судно на внешней РД использует технику пилотирования при нахождении кабины экипажа над осевой линией, в то время как воздушное судно, находящееся на внутренней РД, использует технику перерегулирования (т. е. движение геометрического центра основного шасси относительно осевой линии). Другими важными аспектами являются размер уширения участка поворота на РД и безопасное расстояние между законцовками крыльев воздушных судов.

1.2.42 Наряду с оценкой соответствия разделительных/безопасных расстояний при относительно небольших отклонениях, ожидаемых в обычных условиях, данное авиационное исследование может дополнительно включать оценку вероятности столкновения, связанную с большими случайными отклонениями, включая выкатывание с искусственного покрытия.

1.2.43 Защитой от случайных отклонений является использование соответствующего безопасного буфера (приращение Z), которое, однако, не проводит разграничения со степенью соответствующего риска. Соответственно можно предположить, что указанные пределы будут обеспечивать соответствующую защиту от большого разнообразия неблагоприятных эксплуатационных факторов.

Таблица 1-9. Данные в отношении законцовки внутреннего крыла B-747-400 (в метрах)

Радиус 30 м				Радиус 50 м				Радиус 70 м			
Кабина экипажа		Законцовка крыла		Кабина экипажа		Законцовка крыла		Кабина экипажа		Законцовка крыла	
X	Y	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
–30,0	0,0	2,5	–45,2	–50,0	0,0	–17,5	–45,2	–70,0	0,0	–37,5	–45,2
–29,5	5,2	2,2	–40,5	–49,2	8,7	–17,9	–37,3	–68,9	12,2	–38,0	–34,1
–28,2	10,3	1,5	–36,8	–47,0	17,1	–18,8	–30,9	–65,8	23,9	–39,0	–24,8
–26,0	15,0	0,5	–34,0	–43,3	25,0	–19,9	–25,5	–60,6	35,0	–39,7	–16,6
–23,0	19,3	–0,7	–31,7	–38,3	32,1	–21,0	–20,8	–53,6	45,0	–40,1	–9,0
–19,3	23,0	–2,2	–30,0	–32,1	38,3	–22,0	–16,4	–45,0	53,6	–39,7	–1,8
–15,0	26,0	–3,9	–28,6	–25,0	43,3	–22,8	–12,3	–35,0	60,6	–38,6	5,1
–10,3	28,2	–5,8	–27,3	–17,1	47,0	–23,3	–8,3	–23,9	65,8	–36,6	11,6
–5,2	29,5	–7,8	–26,1	–8,7	49,2	–23,4	–4,4	–12,2	68,9	–33,7	17,6
0,0	30,0	–10,1	–24,8	0,0	50,0	–23,2	–0,6	0,0	70,0	–29,9	23,1
5,2	30,0	–11,7	–23,0	8,7	50,0	–21,4	3,2	6,1	70,0	–27,3	25,5
10,5	30,0	–12,1	–20,9	17,5	50,0	–17,4	6,6	12,2	70,0	–23,9	27,6
15,7	30,0	–11,5	–18,6	26,2	50,0	–11,8	9,3	18,3	70,0	–19,9	29,5
20,9	30,0	–9,9	–16,4	34,9	50,0	–5,3	11,5	24,4	70,0	–15,3	31,0
26,2	30,0	–7,5	–14,3	43,6	50,0	2,0	13,1	30,5	70,0	–10,4	32,3
31,4	30,0	–4,6	–12,5	54,2	50,0	9,7	14,3	36,7	70,0	–5,2	33,3
36,7	30,0	–1,2	–10,9	61,1	50,0	17,7	15,2	42,8	70,0	0,2	34,1
41,9	30,0	2,6	–9,5	69,8	50,0	25,9	15,8	48,9	70,0	5,7	34,8
47,1	30,0	6,7	–8,3	78,5	50,0	34,2	16,3	55,0	70,0	11,4	35,4
52,4	30,0	11,0	–7,3					61,1	70,0	17,2	35,8
57,6	30,0	15,5	–6,5					67,2	70,0	23,0	36,1
62,8	30,0	20,2	–5,8					73,3	70,0	28,9	36,4
68,1	30,0	24,9	–5,2					79,4	70,0	34,8	36,6
73,3	30,0	29,8	–4,7								
78,5	30,0	34,7	–4,3								

–повороты на 90°

–нулевая контрольная точка (X = 0, Y = 0) находится в центре поворота

Таблица 1-10. Данные в отношении законцовки внутреннего крыла MD-11 (в метрах)

Радиус 30 м				Радиус 50 м				Радиус 70 м			
Кабина экипажа		Законцовка крыла		Кабина экипажа		Кабина экипажа		Законцовка крыла		Кабина экипажа	
X	Y	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
–30,0	0,0	–4,0	–43,0	–50,0	0,0	–24,0	–43,0	–70,0	0,0	–44,0	–43,0
–29,5	5,2	–4,1	–38,1	–49,2	8,7	–24,2	–34,9	–68,9	12,2	–44,2	–31,6
–28,2	10,3	–4,5	–34,0	–47,0	17,1	–24,6	–27,9	–65,8	23,9	–44,5	–21,6
–26,0	15,0	–4,9	–30,6	–43,3	25,0	–24,9	–21,7	–60,6	35,0	–44,4	–12,6
–23,0	19,3	–5,4	–27,8	–38,3	32,1	–25,0	–16,3	–53,6	45,0	–43,6	–4,2
–19,3	23,0	–6,0	–25,5	–32,1	38,3	–24,8	–11,4	–45,0	53,6	–42,1	3,5
–15,0	26,0	–6,6	–23,6	–25,0	43,3	–24,4	6,9	–35,0	60,6	–39,8	10,6
–10,3	28,2	–7,3	–22,0	–17,1	47,0	–23,6	2,8	–23,9	65,8	–36,6	17,1
–5,2	29,5	–8,1	–20,6	–8,7	49,2	–22,6	0,9	–12,2	68,9	–32,5	23,0
0,0	30,0	–9,1	–19,4	0,0	50,0	–21,2	4,4	0,0	70,0	–27,7	28,1
5,2	30,0	–9,7	–18,0	8,7	50,0	–18,6	7,8	6,1	70,0	–24,8	30,4
10,5	30,0	–9,4	–16,2	17,5	50,0	–14,2	11,0	12,2	70,0	–21,1	32,4
15,7	30,0	–8,3	–14,2	26,2	50,0	–8,7	13,8	18,3	70,0	–17,0	34,2
20,9	30,0	–6,5	–12,1	34,9	50,0	–2,2	16,1	24,4	70,0	–12,4	35,8
26,2	30,0	–4,0	–10,2	43,6	50,0	5,0	17,9	30,5	70,0	–7,5	37,2
31,4	30,0	–1,1	–8,3	54,2	50,0	12,6	19,3	36,7	70,0	–2,4	38,3
36,7	30,0	2,3	–6,7	61,1	50,0	20,5	20,4	42,8	70,0	3,0	39,3
41,9	30,0	6,0	–5,2	69,8	50,0	28,6	21,3	48,9	70,0	8,5	40,1
47,1	30,0	10,0	–3,9	78,5	50,0	36,9	21,9	55,0	70,0	14,1	40,8
52,4	30,0	14,2	–2,7	87,3	50,0	45,2	22,4	61,1	70,0	19,8	41,4
57,6	30,0	18,7	–1,8	96,0	50,0	53,7	22,8	67,2	70,0	25,6	41,8
62,8	30,0	23,2	–0,9					73,3	70,0	31,4	42,2
68,1	30,0	27,9	–0,2					79,4	70,0	37,3	42,5
73,3	30,0	32,7	0,5					85,5	70,0	43,3	42,8
78,5	30,0	37,5	1,0					91,6	70,0	49,3	43,0
83,8	30,0	42,4	1,5					97,7	70,0	55,3	43,2
89,0	30,0	47,4	1,8								
94,2	30,0	52,4	2,2								

– повороты на 90°

–нулевая контрольная точка (X = 0, Y = 0) находится в центре поворота

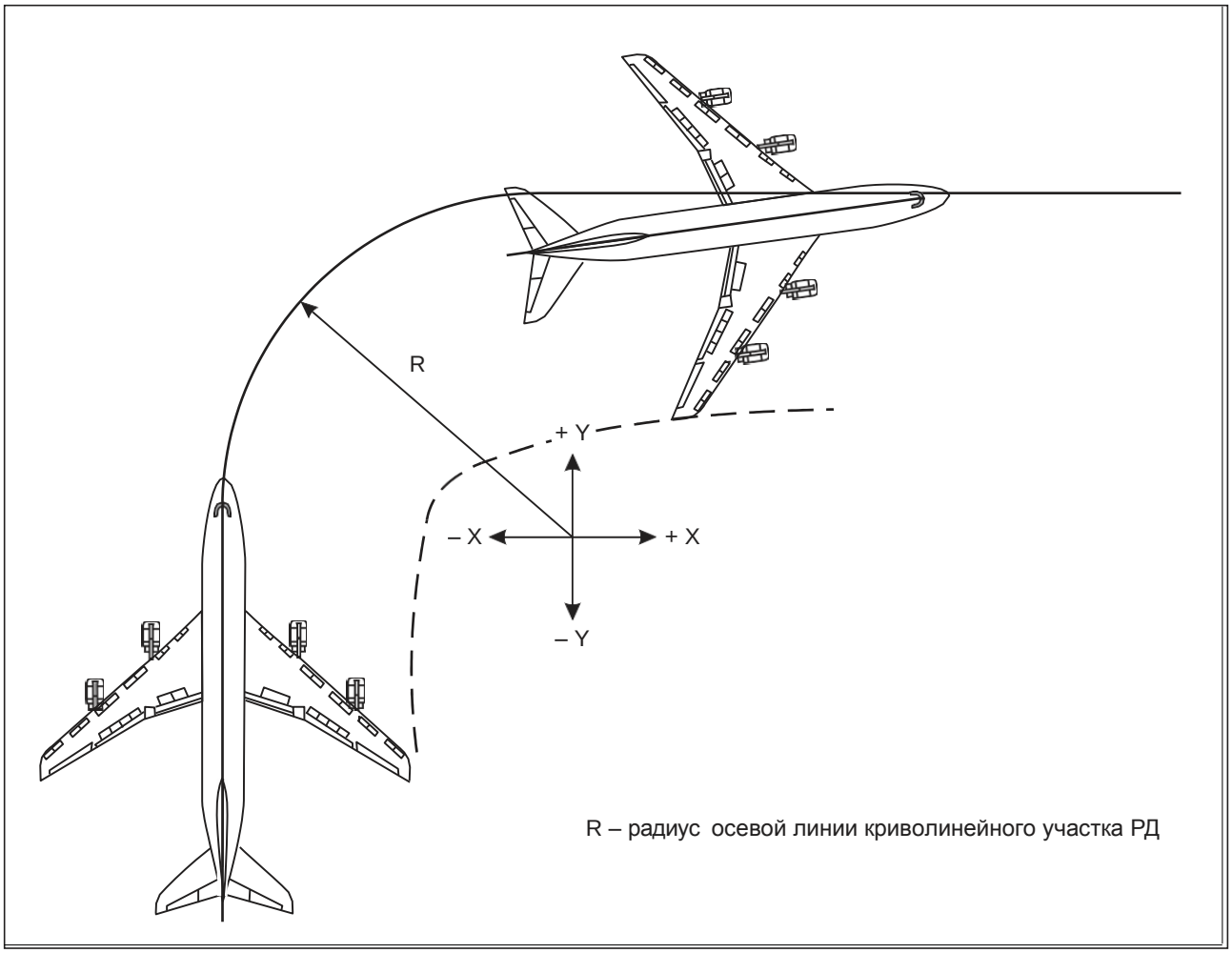


Рис. 1-6. Траектория движения законцовки внутреннего крыла (кабина экипажа над осевой линией РД)

1.2.44 При рассмотрении меньших пределов в исследовании необходимо определить относительную вероятность столкновения в конкретных эксплуатационных условиях на указанном аэродроме. Это позволяет сделать оценку общего риска, состоящего из:

a) риска выкатывания; и
b) воздействия риска столкновения;

и в отношении которых применяются отдельные критерии:

для a):

- условия сцепления на поверхности,
- скорость руления,
- прямолинейный или криволинейный участок РД,
- заруливание или выруливание;

для b):

- тип объекта (фиксированный/подвижный),
- протяженность или плотность объектов,
- исследуемая часть рабочей площади.

1.2.45 Выражаясь просто, риск выкатывания, как считается, возрастает при низких значениях характеристик сцепления на поверхности (снег/лед), когда скорость руления относительно высока, особенно на криволинейных участках РД. Воздействие риска столкновения возрастает, когда воздушное судно осуществляет движение с ВПП на перрон, если при этом увеличивается плотность объектов (фиксированных и подвижных) и уменьшаются предусматриваемые допуски. Однако при благоприятных эксплуатационных условиях можно установить, что вероятность столкновения чрезвычайно маловероятна, и поэтому считаются приемлемыми меньшие разделительные/безопасные расстояния. Данное положение может применяться к изолированному объекту, находящемуся около прямолинейного участка РД, к низким скоростям руления и к преобладающим характеристикам хорошего сцепления на поверхности.

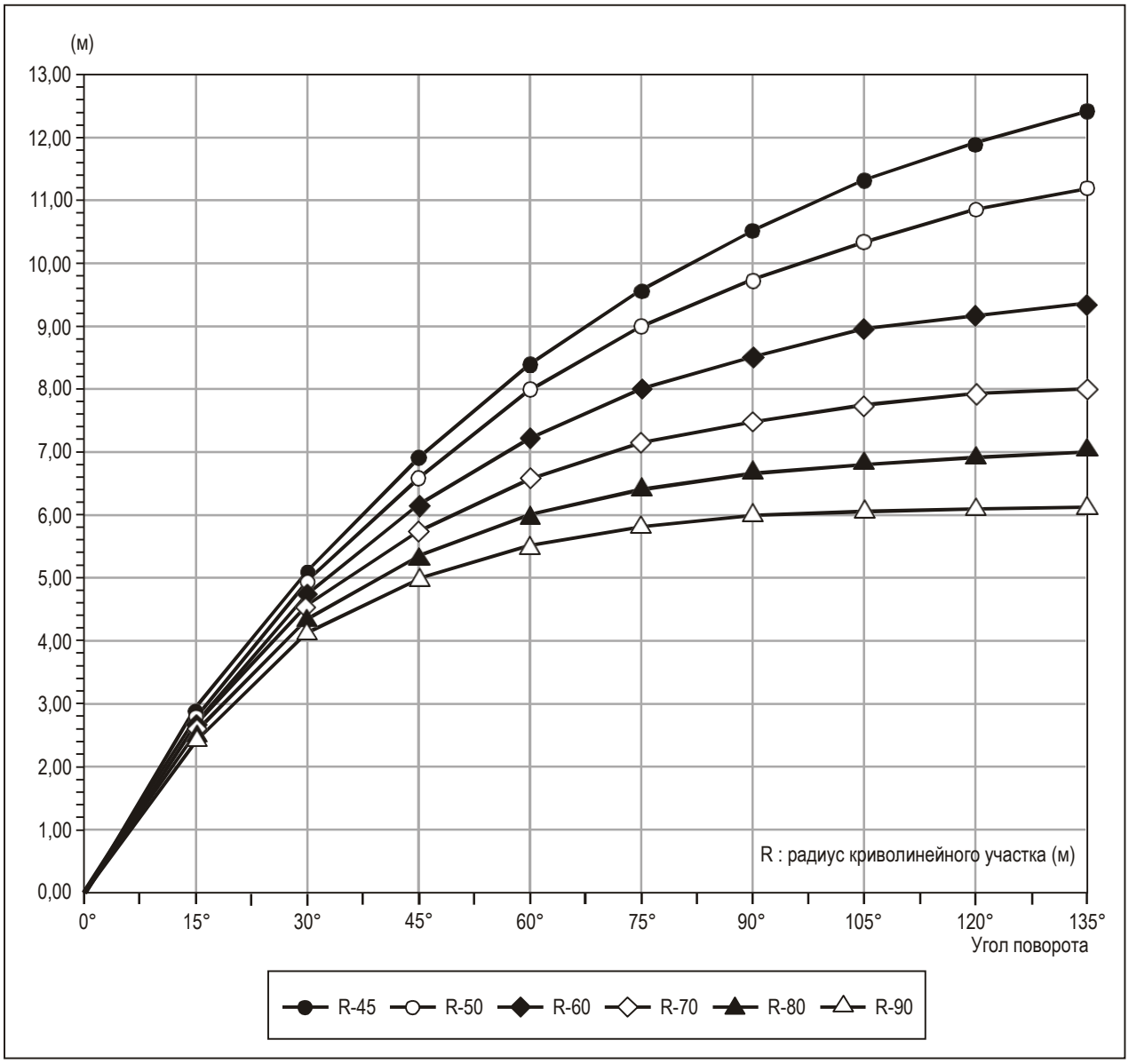


Рис. 1-7. Максимальная траектория движения законцовки крыла в зависимости от радиуса криволинейного участка "R" и угла поворота для B-777-300

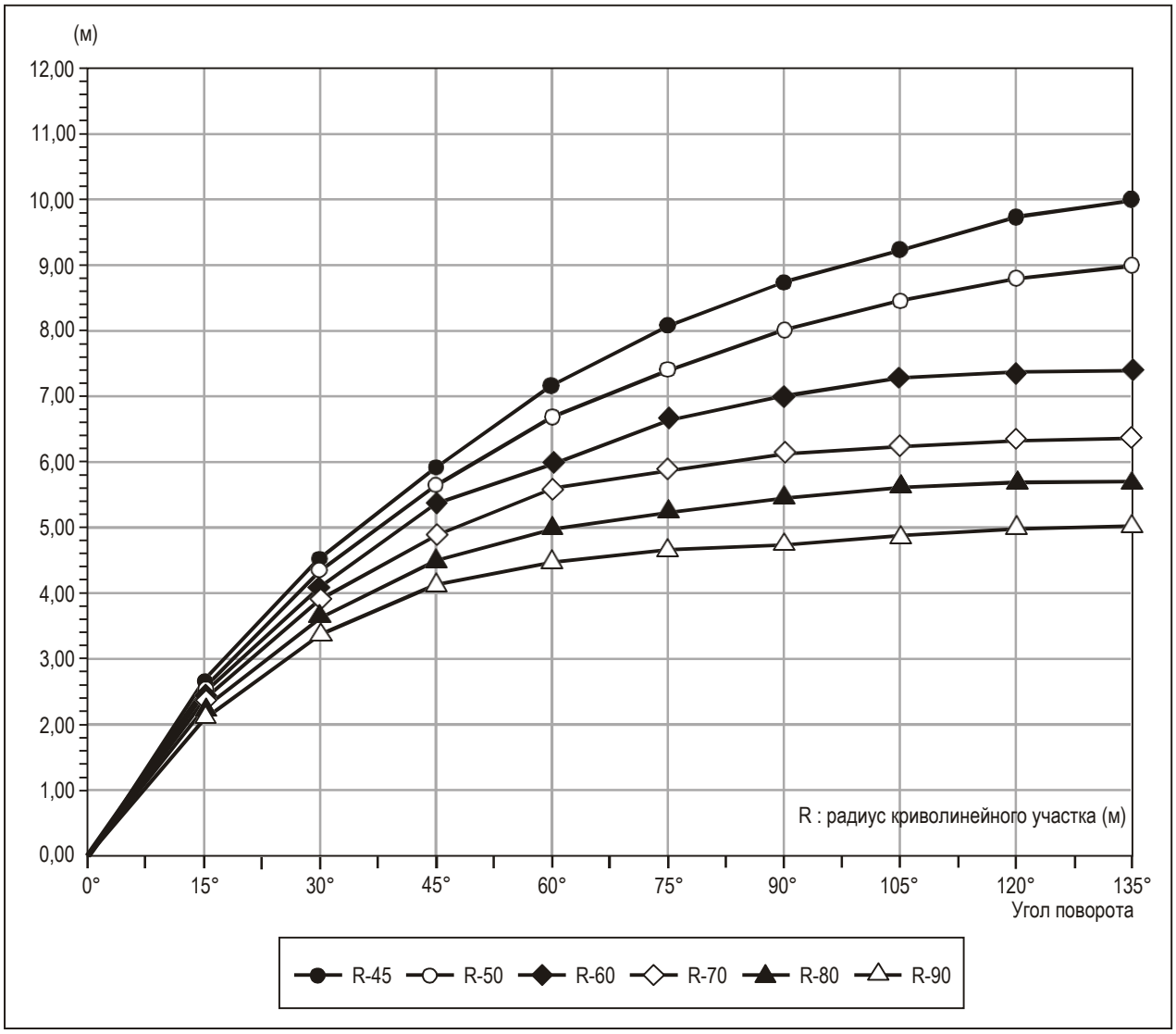


Рис. 1-8. Максимальная траектория движения законцовки крыла в зависимости от радиуса криволинейного участка "R" и угла поворота для MD-11

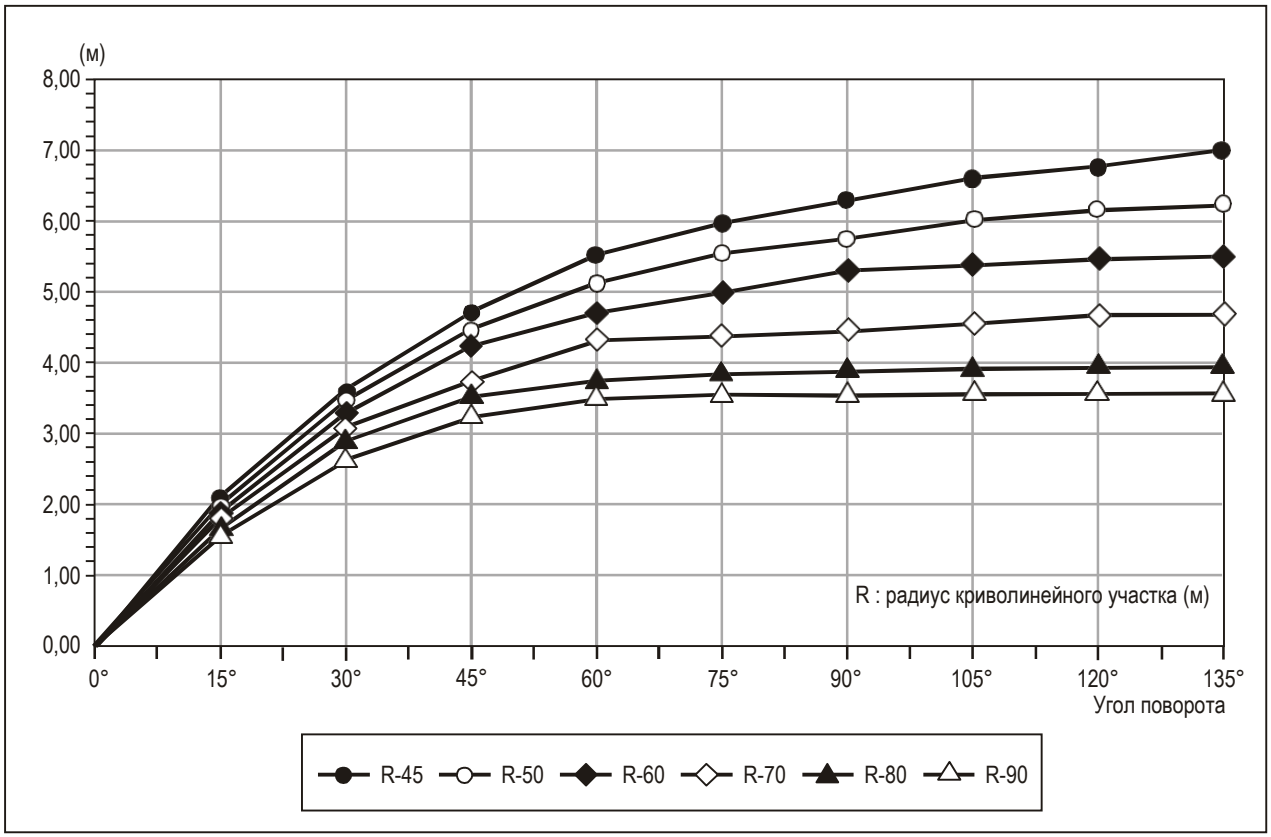


Рис. 1-9. Максимальная траектория движения законцовки крыла в зависимости от радиуса криволинейного участка "R" и угла поворота для B-747-400

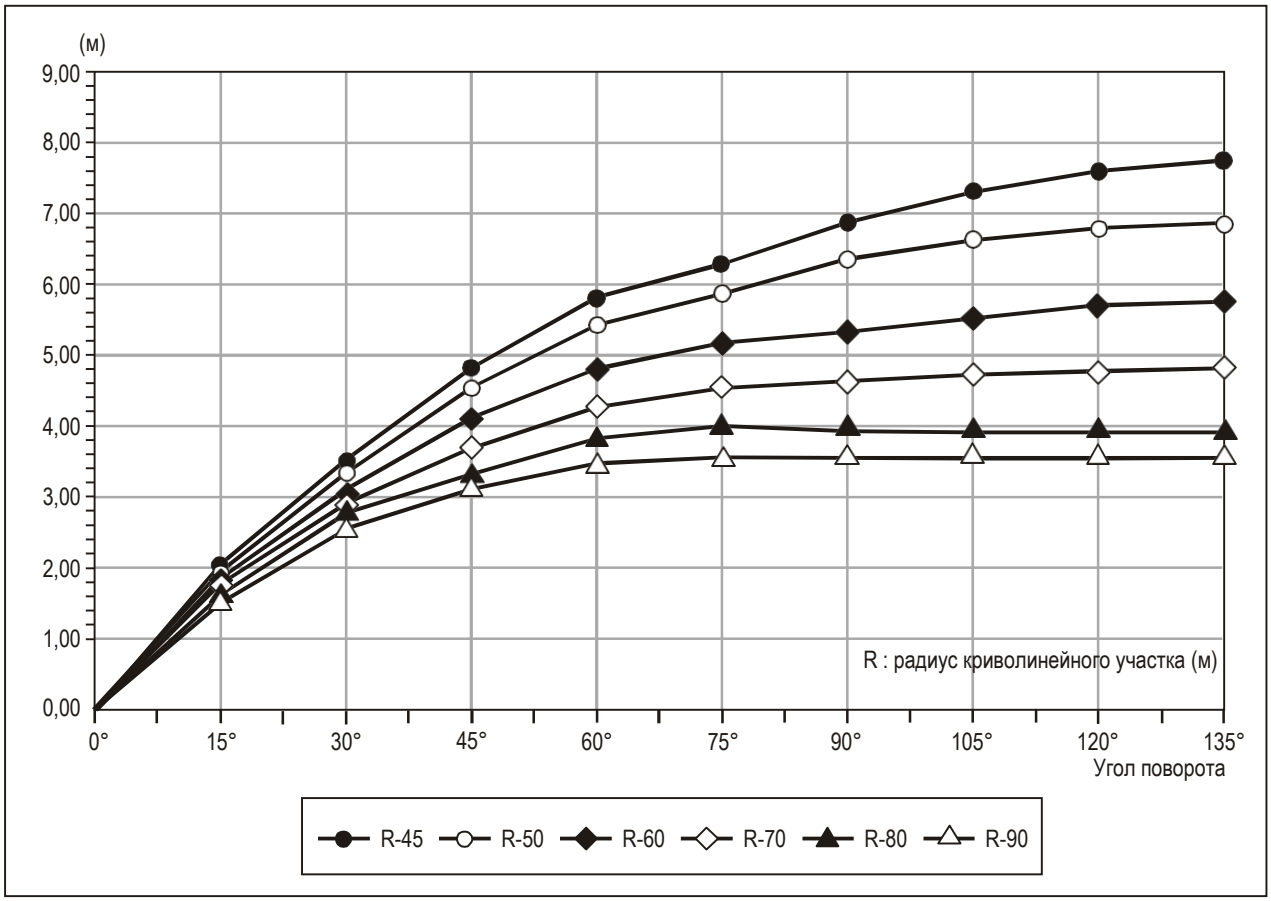


Рис. 1-10. Максимальная траектория движения законцовки крыла в зависимости от радиуса криволинейного участка "R" и угла поворота для B-747-200

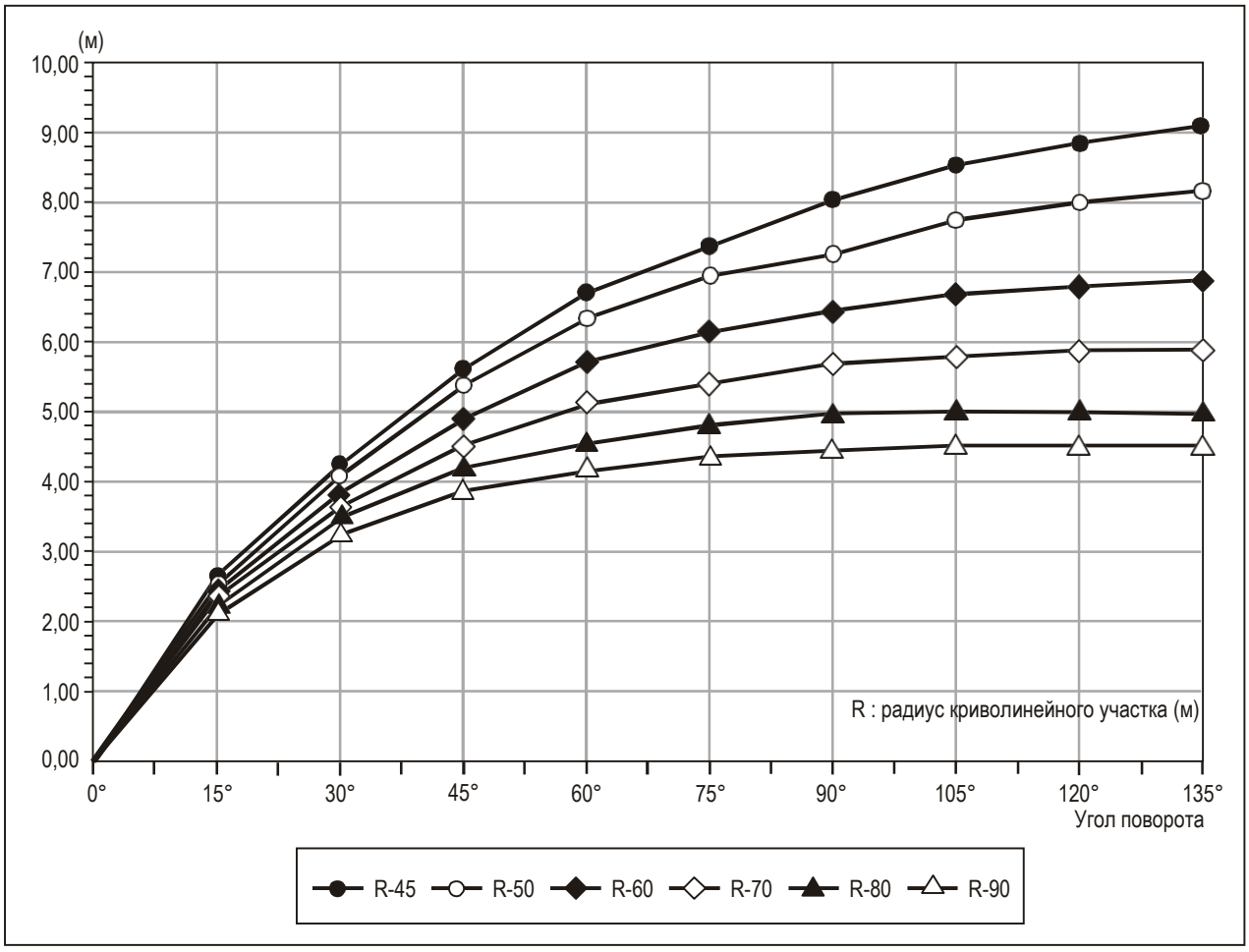


Рис. 1-11. Максимальная траектория движения законцовки крыла в зависимости от радиуса криволинейного участка "R" и угла поворота для A-330-300/A-340-300

Соображения, относящиеся к конкретным функциональным требованиям

Разделительные расстояния между ВПП и РД

1.2.46 Основной принцип определения разделительных расстояний между ВПП и РД заключается в том, что законцовка крыла рулящего самолета не должна выступать за границу соответствующей летной полосы. Другие требующие внимания основные аспекты касаются защиты случайно выкатившегося с ВПП воздушного судна от столкновения с другим воздушным судном, осуществляющим руление на параллельной РД, и защиты критических и чувствительных зон ILS от помех, создаваемых радионавигационными средствами. Риск столкновения в основном обуславливается:

a) вероятностью выкатывания и

b) воздействием риска столкновения,

и должен оцениваться в исследовании в отношении конкретных эксплуатационных условий, существующих на данном аэродроме.

1.2.47 Статистические данные показывают, что выкатывание происходит по ряду случайных факторов и с различной степенью бокового отклонения от осевой линии ВПП. Риск выкатывания в значительной степени обуславливается:

a) факторами окружающей среды:

- плохие характеристики поверхности ВПП,
- сильный боковой ветер/порывы ветра/сдвиг ветра;

b) факторами эксплуатации воздушного судна:

- человеческие,
- технические отказы/неисправности (выход из строя органов управления/пневматика/ тормозов/реверсивной тяги).

1.2.48 Хотя факторы, относящиеся к эксплуатации воздушных судов, в целом являются непредсказуемыми, факторы, относящиеся к окружающим условиям, подлежат контролю или наблюдению со стороны соответствующего полномочного органа с целью сведения к минимуму суммарного риска. Кроме того, на воздействие риска столкновения в значительной степени влияет величина бокового отклонения от осевой линии ВПП и плотность движения.

1.2.49 Инструктивный материал по планировке полосы для ВПП, оборудованной для точного захода на посадку, с учетом боковых отклонений содержится в п. 9.3 и на рис. 5-3 в документе Руководство по взлетно-посадочным полосам (G-AGA-017). Установление связи между боковыми отклонениями и существующими разделительными расстояниями может оказать помощь в оценке относительного воздействия риска столкновения. Однако в отношении меньших расстояний, чем расстояния, указанные в AAR-AGA-001, по-видимому, желательно предпринять усилия по уменьшению риска выкатывания в рамках эффективного контроля и посредством представления сведений о характеристиках сцепления на поверхности ВПП и сообщения надежных сводок о ветровых условиях. Соответственно, эксплуатанты воздушных судов могут содействовать

уменьшению риска выкатывания путем применения эксплуатационных ограничений, соответствующих сообщенным условиям.

Разделительные расстояния между РД

1.2.50 Разделительные расстояния, устанавливаемые для параллельных РД, предназначены для обеспечения безопасного расстояния законцовки крыла путем учета ожидаемых отклонений осуществляющего руление воздушного судна от осевой линии РД на основании:

a) точности руления, достигаемой при повседневной эксплуатации, и

b) случайных отклонений/выкатываний.

Исследование в отношении того, обеспечивают ли меньшие расстояния надлежащие пределы безопасности в эксплуатационных условиях существующей схемы аэродрома, потребует проведения оценки риска столкновения, который в силу различных уровней следует связывать с:

a) прямыми участками параллельных ВПП и

b) поворотами РД.

В любом случае риск столкновения между двумя воздушными судами на параллельных РД определяется в основном вероятностью случайного значительного отклонения воздушного судна от осевой линии РД.

1.2.51 В противоположность этому точность руления, как таковая, не влияет, как считается, на риск столкновения в значительной степени в случае прямых параллельных РД.

1.2.52 Однако на криволинейных участках РД точность руления становится критическим элементом в отношении риска столкновения по различным причинам, описанным в пп. 1.2.32–1.2.45. Соответственно следует устанавливать траектории движения законцовок крыла двух крупных воздушных судов.

1.2.53 При изучении меньших разделительных расстояний следует особо учитывать различные факторы, отрицательно влияющие на точность руления (пп. 1.2.32–1.2.45), в частности на поворотах РД. В этом отношении поддержание хороших характеристик сцепления на поверхности при любых условиях окружающей среды является доминирующим фактором при уменьшении:

a) боковых отклонений путем надлежащего управления носовым колесом и применения эффективного торможения шасси и

b) риска выкатывания.

Соответственно, суммарный риск будет ниже и практически определяться возможностью случайных значительных отклонений, которые могут быть обусловлены непредсказуемыми техническими отказами, отрицательно влияющими на возможности управления воздушным судном при рулении (например, управление носовым шасси). Таким образом, суммарный риск будет определяться:

a) вероятностью технического отказа, ведущего к значительному отклонению; и

b) воздействием риска столкновения, вызванного плотностью движения.

Однако в отношении пункта a) выше нет указаний на то, что степень вероятности механического отказа будет значительной.

Разделительные расстояния между РД и объектами

1.2.54 Соображения в отношении риска и предварительные условия, связанные с уменьшенными разделительными расстояниями, как это изложено в пп. 1.2.50–1.2.53, аналогичным образом будут применяться при оценке адекватности фактических разделительных расстояний между осевой линией РД и объектами на действующем аэродроме. Что касается воздействия риска столкновения, то, по-видимому, следует обратить конкретное внимание на:

a) характер объектов (фиксированных или подвижных);

b) их размер (изолированные или протяженные); и

c) их местоположение относительно прямолинейных участков РД или поворотов РД.

1.2.55 Следует вновь подтвердить, что объекты, расположенные рядом с поворотами РД и на прилегающих территориях, потребуют особого рассмотрения. Здесь следует учитывать не только безопасное расстояние законцовок крыла, но также возможность отрицательного воздействия реактивной струи на объект в результате изменения направления движения воздушного судна на перекрестке.

Разделительные расстояния между перронной РД и объектами

1.2.56 В целом перрон считается зоной высокой активности с изменяющейся схемой объектов фиксированного/подвижного и постоянного или временного характера в изменяющихся эксплуатационных условиях. Соответственно, воздушное судно, осуществляющее руление вдоль перронной РД, может подвергаться неподдающемуся сравнению риску столкновения с воздушным судном, осуществляющим руление по стандартной РД, хотя в соответствии с формулой пределы могут быть такими же в отношении отклонений и приращений. Это подтверждается сравнительно высокой степенью сообщенных инцидентов, которые имели место на перронах, что является предметом постоянной озабоченности. Однако нет указаний на то, что указанные инциденты связаны с основными несоответствиями установленных минимальных разделительных расстояний.

1.2.57 Тем не менее оправданно предположить, что на аэродроме с меньшими разделительными расстояниями вероятность инцидентов возрастает, если не выполнен набор специальных требований, относящихся ко всем критическим элементам, связанным с деятельностью на перроне.

1.2.58 Риск столкновения относится главным образом к подвижным объектам, которые могут повлиять на безопасные расстояния, связанные с рулящим воздушным судном. Соответственно основное требование будет заключаться в отделении оперативной зоны воздушного судна от соответствующей зоны, предназначенной для использования подвижными объектами (например, служебными транспортными средствами и техническим оборудованием). Эти требования будут, в частности, включать:

a) в отношении воздушного судна:

- указательные линии руления (маркировка и светосигнальные средства);

b) в отношении подвижных объектов:

- перронные линии безопасности (см. главу 9 AAR-AGA-001),
- пограничные линии служебных дорог,
- процедуры и правила для обеспечения дисциплины.

1.2.59 В отношении управления рулением на перронах для уменьшения риска значительных отклонений особенно важно, чтобы пилот обеспечивался заметными и не создающими многозначия указательными линиями, которые являются видимыми постоянно при любых преобладающих эксплуатационных условиях. Этот принцип особенно важен для пилотов крупных воздушных судов, которые будучи не в состоянии постоянно следить за законцовкой крыла и в затруднении сделать правильную оценку незначительных безопасных расстояний, должны как можно точнее следовать предписанным указательным линиям. При этом пилоты будут вынуждены полагаться на безопасное руление при обычной скорости руления.

1.2.60 Для выполнения точного маневрирования и предотвращения значительных отклонений, когда усилие на ручку управления носовым колесом или эффективность торможения являются предельными, обеспечение хороших характеристик сцепления на поверхности является важным, особенно там, где наблюдается интенсивный боковой ветер.

Разделительные расстояния между полосой руления воздушного судна на стоянку и объектами

1.2.61 Указанные выше аспекты в отношении риска, связанного с перроном и функциональными требованиями, в равной степени относятся к разделительным расстояниям между осевой линией полосы руления воздушного судна на стоянку и объектами.

1.2.62 С точки зрения эксплуатации, разделительные расстояния, указанные в формуле в отношении уменьшенного допуска на отклонение шасси и безопасного буфера, рассматриваются скорее как предел, относящийся к условиям эксплуатации, где воздействие риска столкновения является обычно самым большим, а точность маневрирования воздушного судна является наиболее необходимой. Поэтому уменьшение указанных значений должно рассматриваться как последняя возможность при условии проведения исследования, в котором тщательно будут учитываться все аспекты риска, обсуждаемые в данном разделе в отношении наиболее неблагоприятных эксплуатационных условий, которые характерны для конкретного аэродрома. При проведении указанного исследования необходимо проводить консультации с эксплуатантом воздушных судов с целью использования в этом исследовании реалистических эксплуатационных параметров воздушных судов.

Размеры, поверхность и боковые полосы безопасности РД

1.2.63 В авиационное исследование следует дополнительно включить рассмотрение вопроса об уровне защиты, обеспечиваемой существующей схемой физического расположения при выкатываниях с искусственных покрытий РД. В основном это относится к ширине РД, а также к соответствующему безопасному расстоянию от шасси до кромки.

Ширина РД. Указанное безопасное расстояние в 4 м от внешнего колеса основного шасси должно быть удалено от края РД для OMGWS от 9 м до 15 м, но не включая 15 м. Соответственно, ширина РД должна включать это безопасное расстояние, особенно на криволинейных участках и на пересечениях. Ширина РД должна, как минимум, равняться сумме безопасного расстояния от шасси до кромки покрытия с обеих сторон РД плюс максимальный размах внешних колес основного шасси для соответствующей кодовой буквы.

Защита двигателей от повреждений посторонними предметами

1.2.64 Степень повреждения двигателей в результате засасывания посторонних предметов является значительной и поэтому является предметом постоянной озабоченности. Поскольку новые более крупные воздушные суда оборудуются более мощными двигателями, данная проблема, по-видимому, усугубляется. Поэтому необходимо обеспечивать защиту со стороны боковых полос безопасности ВПП, простирающихся в сторону, по крайней мере, до внешнего двигателя. Аналогичным образом следует удостовериться, что тип поверхности боковой полосы безопасности является достаточным, чтобы препятствовать эрозии со стороны струи газов двигателя.

1.2.65 В аэропортах, где наблюдается выпадение снега и образование льда, проблема повреждения посторонними предметами является особенно критической на этой рабочей площади. Степень удаления снега и льда будет определять уровень риска не только по отношению к повреждению посторонними предметами, но также в отношении выкатываний.

Уведомление

1.2.66 В том случае, когда рекомендуемые безопасные расстояния не обеспечиваются в некоторых местах рабочей площади конкретного аэропорта, это должно быть соответствующим образом отражено на аэродромной карте ИКАО (см. главу 13, Авиационные Правила Азербайджана - Аэронавигационные карты (AAR-ANS-003)) с целью оперативной оценки эксплуатантами воздушных судов и пилотами.

Последствия использования новых более крупных самолетов для существующих аэропортов

1.2.67 Для удовлетворения потребностей постоянно изменяющейся авиационной отрасли вводятся в эксплуатацию более крупные самолеты следующего поколения. На основе накопленного опыта введения в эксплуатацию этих самолетов проектировщики аэропортов полностью осознают крайнюю важность надлежащего планирования на начальном этапе проектирования аэропорта. Однако несмотря на максимальные усилия проектировщиков аэропортов, средства, разработанные для нынешнего поколения самолетов, могут оказаться недостаточными для самолетов следующего поколения. Для сведения к минимуму влияния на пропускную способность аэропорты потребуется расширять и развивать для обеспечения приема таких новых, более крупных самолетов.

1.2.68 С целью соблюдения всех применяемых технических требований, проектировщики и инженерный состав аэропортов должны изучить все возможности модернизации существующих средств. Зачастую после надлежащего рассмотрения всех вариантов физические ограничения

существующих средств могут не оставить никакого шанса эксплуатанту аэропорта, кроме как ввести эксплуатационные ограничения.

Минимальные разделительные расстояния между РД

1.2.69 Как указывалось в п. 1.2.46, основной принцип определения разделительных расстояний между ВПП и РД заключается в том, чтобы законцовка крыла выполняющего руление самолета не выходила за границу соответствующей летной полосы. Этот принцип особенно важен в том случае, когда новые воздушные суда со значительно большим размахом крыла планируется эксплуатировать в существующих аэропортах, которые не рассчитаны на использование таких воздушных судов. Следует стремиться к тому, чтобы увеличенный размах крыла нового, более крупного воздушного судна не повышал риск столкновения с другим воздушным судном, выполняющим руление на параллельной РД, в случае случайного выкатывания более крупного воздушного судна с ВПП и чтобы обеспечивалась защита критических и чувствительных зон ILS. В том случае, если крыло находящегося на РД самолета из-за его размаха выходит за границу соответствующей летной полосы или зоны безопасности параллельной ВПП, потребуется рассмотреть вопрос о введении эксплуатационных ограничений, таких как запрет на использование РД самолетам с таким большим размахом крыла. Во многих случаях для обеспечения пропускной способности аэродрома после проведения соответствующих исследований можно рассмотреть вопрос об осуществлении одновременных операций самолетов меньшего размера, которые не будут нарушать зону безопасности более критических самолетов. Например, на существующих аэродромах, на которых разделительное расстояние между ВПП и РД соответствует кодовой букве E, может допускаться эксплуатация самолета с кодовой буквой E или меньшего размера на существующей параллельной РД при одновременном использовании ВПП самолетом с кодовой буквой F.

1.2.70 Однако минимальное разделительное расстояние между ВПП с кодовой буквой E и параллельной РД может не обеспечивать достаточную протяженность участка РД, связывающего параллельную РД и ВПП, чтобы позволить безопасно выполнять руление воздушному судну с кодовой буквой F позади воздушного судна, находящегося в месте ожидания у ВПП. Для обеспечения таких операций параллельная РД должна располагаться в соответствии с требованиями таблиц 7-1 и 7-2 AAR-AGA-001 с учетом размеров наиболее крупного самолета для данной кодовой буквы аэродрома. Например, для аэродрома с кодовой буквой E это разделительное расстояние будет равно сумме расстояния от места ожидания у ВПП до осевой линии ВПП, общей длины наиболее крупного самолета и расстояния от РД до объекта, указанного в колонке E таблицы 1-1.

1.2.71 Вопрос заключается в необходимости обеспечения достаточных безопасных расстояний в существующем аэропорту, с тем чтобы эксплуатировать новое, более крупное воздушное судно с минимально возможным риском. В том случае, если не представляется возможным обеспечить безопасное расстояние, указанное в AAR-AGA-001, то следует провести авиационные исследования для обеспечения эксплуатационной безопасности и убедиться в необходимости введения возможных эксплуатационных ограничений для поддержания уровня безопасности (см. рис. 1-12).

1.2.72 Для того, чтобы такие ограничения были минимальными, при планировании нового средства в дополнение к существующей инфраструктуре аэропорта целесообразно применять базовую концепцию безопасных расстояний, принятую

при разработке технических требований AAR-AGA-001. Применение этой концепции может быть примерно следующим:

Аэропорт, имеющий аэродром с кодовой буквой E, планирует сооружение новой связующей РД для обеспечения операций с кодовой буквой F, смежной с существующей РД с кодовой буквой E. Каково должно быть разделительное расстояние между ними?

В том случае, если обе РД должны использоваться для одновременных операций самолетов с кодовой буквой F (при условии, что все другие соответствующие требования практически удовлетворяются), то минимальное разделительное расстояние должно соответствовать указанному для кодовой буквы F в колонке 10 табл. 7-1 AAR-AGA-001.

В том случае, если существующая РД должна использоваться только воздушными судами с кодовой буквой E, тогда новая РД с кодовой буквой F может располагаться следующим образом:

Минимальное разделительное расстояние: (½ WS_E + ½ WS_F) + C + Z_F, где WS – размах крыла, C – применяемое безопасное расстояние между колесами шасси и краем покрытия (в данном случае 4,5 м) и Z_F – запас безопасности (6,5 м) для кодовой буквы F – наиболее высокий кодовой буквы.

В этом случае пропускная способность аэропорта может слегка снизиться, если двум воздушным судам с кодовой буквой F необходимо одновременно использовать эти РД, поскольку существующая РД не отвечает требованиям кодовой буквы F. Если такой принцип применяется в отношении других средств, аналогичный подход может быть принят при условии, что значение расстояния между колесами шасси и краем РД и разделительное расстояние между законцовками крыльев воздушных судов оответствуют более высокой кодовой букве.

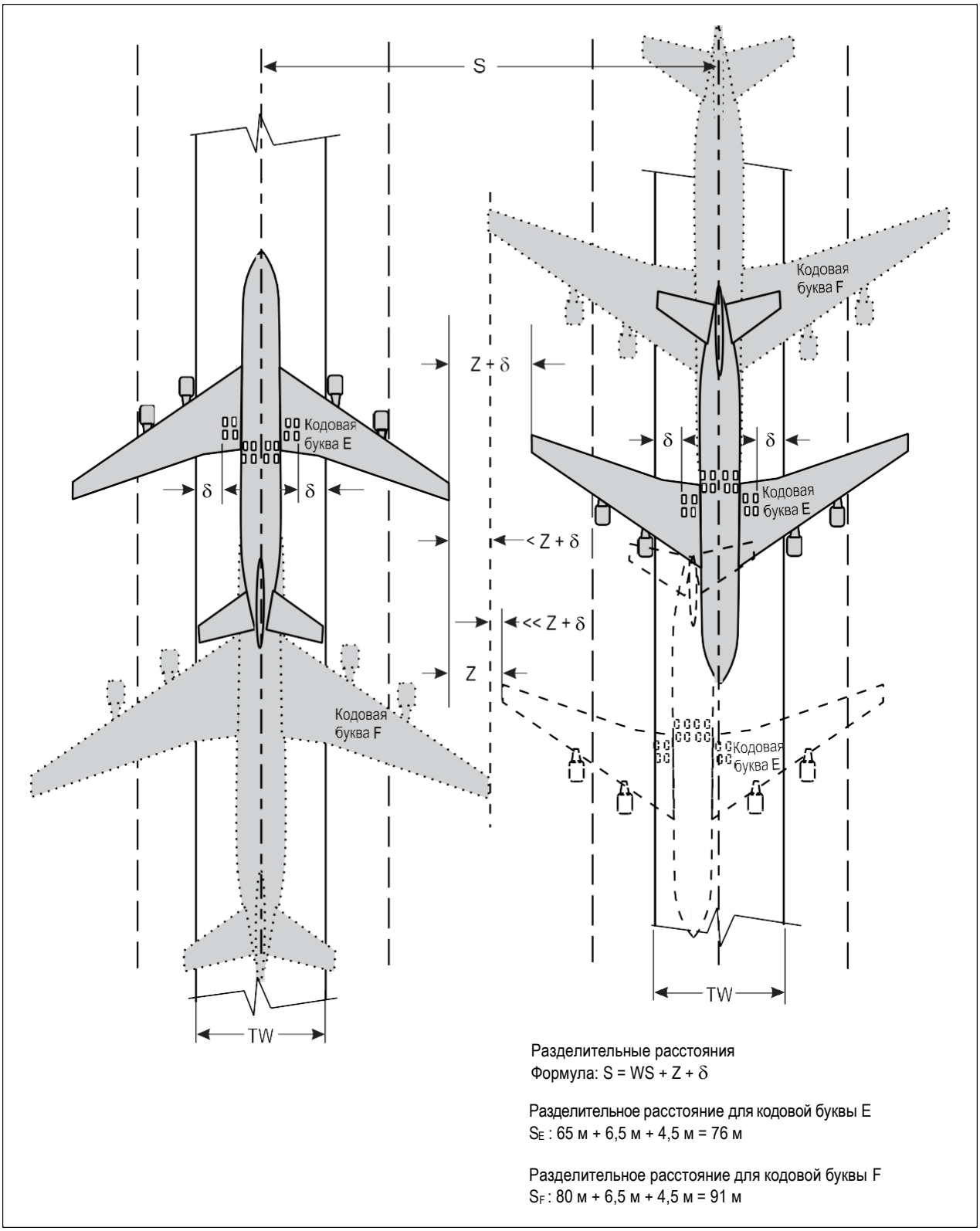


Рис. 1-12. Разделительные расстояния между РД

Размеры и вместительность перронов, безопасные расстояния на местах стоянки и руление на перронах

1.2.73 Существующие перроны в большинстве современных аэропортов проектировались без учета эксплуатации самолетов с кодовой буквой F. Существует прямая зависимость между размахом крыла 80 м и возможным удлинением фюзеляжа самолетов с кодовой буквой F, и количеством и местами размещения этих самолетов на существующих перронах. Что касается самолетов с кодовой буквой F, существующие места стоянки должны обеспечивать безопасное расстояние в 7,5 м, как определено в документе AAR-AGA-001. Существующие места стоянки, которые не обеспечивают такие безопасные расстояния, потребуется реконструировать. И в этом случае, возможно, потребуется ввести эксплуатационные ограничения для обеспечения безопасности операций.

1.2.74 Следует также предусмотреть достаточные безопасные расстояния позади припаркованных или ожидающих самолетов. Такие расстояния зависят не только от размаха крыла выполняющих руление самолетов, но также и от длины фюзеляжа припаркованных самолетов. Несмотря на то, что определяющим критерием для кодовой буквы F является размах крыла 80 м, длина фюзеляжа этих самолетов будет также иметь важное значение для других выполняющих руление самолетов. Следовательно, несмотря на то, что для самолетов с размахом крыла приблизительно 80 м могут быть установлены по этой причине эксплуатационные ограничения, возможно также потребуется ввести эксплуатационные ограничения в тех случаях, когда увеличенная длина фюзеляжа воздушного судна с кодовой буквой F может явиться причиной сокращения безопасного расстояния по отношению к другим выполняющим руление воздушным судам

1.3 СКОРОСТНЫЕ ВЫВОДНЫЕ РУЛЕЖНЫЕ ДОРОЖКИ (RETS)

Общие положения

1.3.1 Скоростной выводной рулежной дорожкой является рулежная дорожка, соединенная с ВПП под острым углом и позволяющая выполнившим посадку самолетам сходить с ВПП на более высоких скоростях, чем те скорости, которые достигаются на других выводных рулежных дорожках, и тем самым сводить к минимуму время нахождения на ВПП.

1.3.2 Решение о проектировании и строительстве скоростной выводной РД основано на анализе современного и будущего воздушного движения. Основной целью таких РД является сокращение периода времени нахождения на ВПП воздушных судов и, следовательно, увеличение пропускной способности аэродрома. В тех случаях, когда расчетная пиковая интенсивность движения составляет менее примерно 25 взлетно-посадочных операций, выводная (соединительная) РД с прямым углом может оказаться достаточной. Строительство выводной РД с прямым углом является менее дорогостоящим, а при соответствующем расположении ее вдоль ВПП достигается эффективный поток перевозок.

1.3.3 Установление единого мирового стандарта для проекта скоростных выводных РД имеет множество очевидных преимуществ. Пилоты знакомятся с конфигурацией и могут ожидать тех же самых результатов при посадке на любой аэродром с такими средствами. Соответственно, в AAR-AGA-001 для группы выводных РД, связанных с ВПП, кодовый номер которых 1 или 2, и другой группы с кодовым номером 3 или 4 установлены расчетные параметры. После введения скоростных

выводных РД проводились дополнительные полевые испытания и исследования для определения коэффициента использования РД, определения места выводной РД и схемы, а также для определения времени нахождения воздушного судна на ВПП. Оценка этого материала привела к выработке критериев расположения и схемы РД, которые будут приемлемы для конкретного парка воздушных судов, выполняющих движение при сравнительно высоких скоростях.

1.3.4 Имеется некоторое расхождение во мнениях относительно скорости, с которой пилоты будут оперировать на скоростных выводных РД. Хотя в некоторых исследованиях и сделан вывод о том, что на таких РД, как правило, используется скорость не выше 46 км/ч (25 уз) и даже в некоторых случаях используются более низкие скорости при плохом коэффициенте торможения или боковом ветре, измерения, проведенные на других аэродромах, показали, что на них используются скорости более 92 км/ч (49 уз) в условиях сухой поверхности покрытия. По причинам безопасности в качестве отправной точки для определения радиусов кривой и смежных прямых участков принята скорость в 93 км/час (50 уз) для скоростных РД, при кодовом номере 3 или 4. Однако, для расчета оптимального расположения выводных РД вдоль ВПП проектировщик выберет более меньшую скорость. В любом случае вопрос об оптимальном использовании скоростных сходов требуется увязать с пилотом. Инструкция о схеме таких РД, а также о преимуществах, которые могут быть получены в результате использования их, могут увеличить эффективность их использования.

Расположение и количество выводных РД

Критерии планирования

1.3.5 Для обеспечения использования по мере возможности стандартных методов проектирования и конфигураций при планировании скоростных выходных РД следует руководствоваться следующими основными критериями планирования:

a) для ВПП, предназначенных исключительно для посадок, скоростная выводная РД должна предусматриваться только в том случае, если это диктуется необходимостью сокращения времени занятости ВПП с учетом минимальных интервалов прибытия воздушных судов;

b) для ВПП, на которых поочередно выполняются посадки и вылеты, интервал времени между выполняющим посадку воздушным судном и вылетающим вслед за ним воздушным судном является основным фактором, ограничивающим пропускную способность ВПП;

c) поскольку для воздушных судов различного типа требуется разное расположение скоростных выводных РД, важным критерием будет предполагаемый смешанный парк воздушных судов;

d) скорость пересечения порога, характеристики торможения и эксплуатационная скорость поворота (V_{ex}) воздушного судна будут определять расположение места выхода.

1.3.6 Расположение выводных РД с учетом эксплуатационных характеристик воздушных судов определяется с помощью скорости торможения воздушного судна после пересечения порога. Для определения дистанции от порога необходимо принимать во внимание следующие условия:

a) скорость пересечения порога; и

b) первоначальная скорость схода или скорость поворота в точке касания с центральной (выводной) кривой (точка A, рис. 1-13 и 1-14).

Проектирование, расположение и количество скоростных выводных РД

1.3.7 Учитывая большое количество критериев определения оптимального расположения и требуемого числа скоростных выводных РД для конкретной группы самолетов, эта задача считается сравнительно сложной. Несмотря на то, что воздушные суда каждого типа обладают своими характерными эксплуатационными особенностями в плане выполнения посадочных маневров и последующего торможения, тем не менее имеется ряд критериев, которые в определенной степени не зависят от типа воздушного судна.

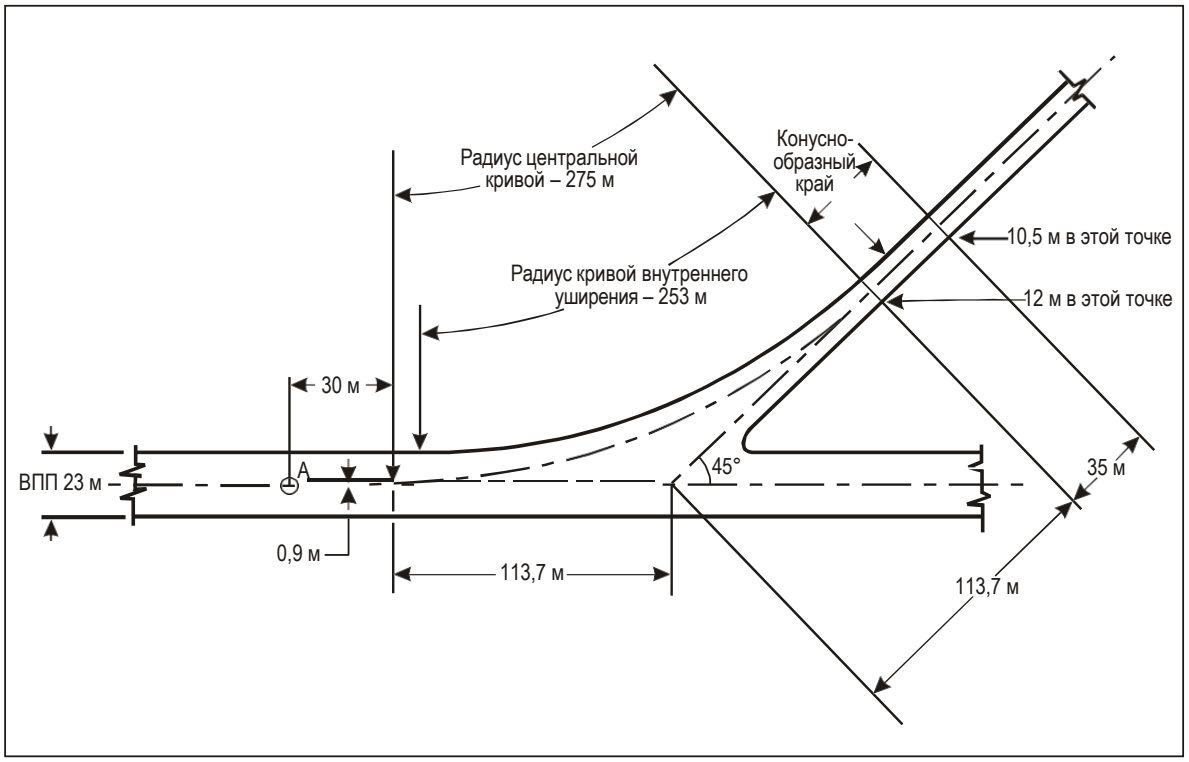


Рис. 1-13. Схема скоростных выводных РД (кодовый номер 1 или 2)

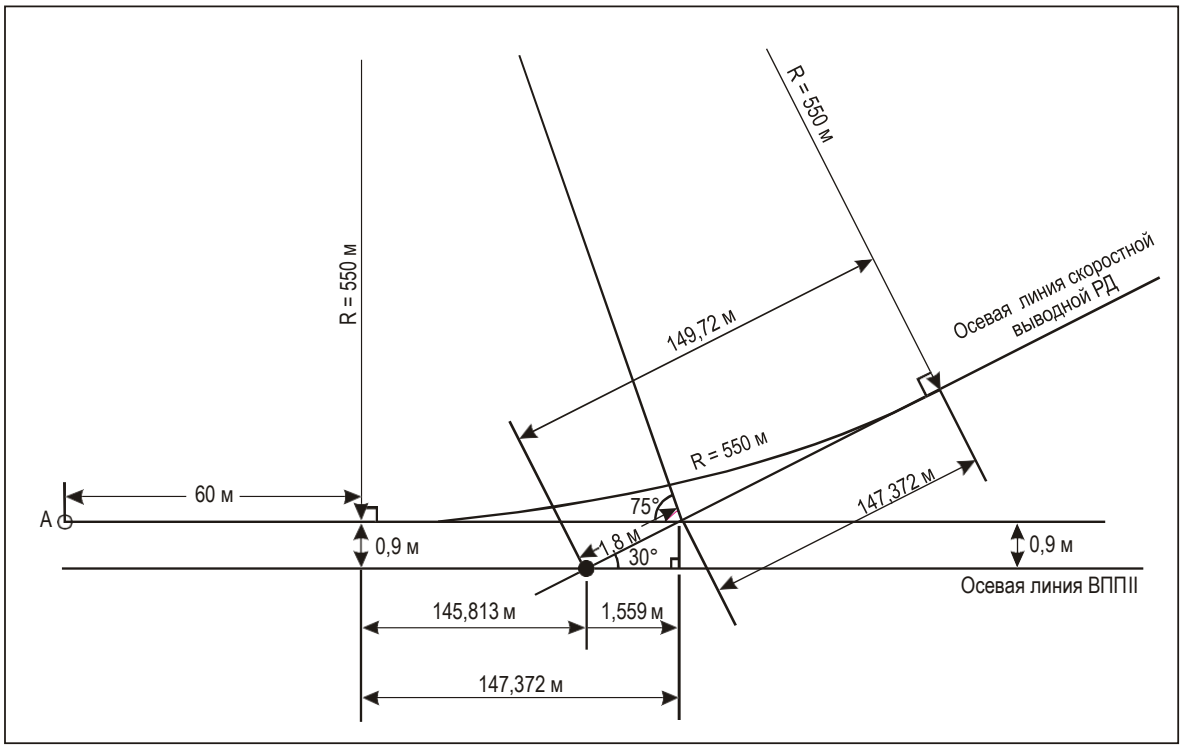


Рис. 1-14. Схема скоростных выводных РД (кодовый номер 3 или 4)

1.3.8 В этой связи была разработана методика, известная как метод трех участков, которая позволяет устанавливать типовые требования к протяженности участков от посадочного порога ВПП до точки поворота на основе практики эксплуатации

отдельных воздушных судов с учетом конкретных связанных с этим параметров. Данная методика основана на аналитических выводах, дополненных эмпирическими допущениями, как это изложено ниже.

1.3.9 При проектировании выводных РД исходят из того, что воздушные суда пересекают порог при средней скорости, равной 1,3 величины скорости сваливания в посадочной конфигурации при полной посадочной массе, составляющей в среднем примерно 85% максимального полетного веса. Кроме того, воздушные суда можно подразделить на группы в зависимости от их скорости пересечения порога над уровнем моря следующим образом:

Группа A – менее 169 км/ч (91 уз)

Группа B – от 169 км/ч (91 уз) до 222 км/ч (120 уз)

Группа C – от 224 км/ч (121 уз) до 259 км/ч (140 уз)

Группа D – от 261 км/ч (141 уз) до 306 км/ч (165 уз) хотя максимальная скорость пересечения порога воздушного судна, находящегося в настоящее время в производстве, составляет 282 км/ч (152 уз).

1.3.10 Анализ, проведенный в отношении некоторых воздушных судов, показывает, что они могут быть подразделены на следующие группы:

Группа A

DC-3
DHC-6
DHC-7

Группа B

Эвро RJ 100
DC-6
DC-7
Фоккер F-27
Фоккер F-28
HS-146
HS-748
ИЛ-76

Группа C

A-300, A-310, A-320, A-330
B-707-320
B-727
B-737
B-747-SP
B-757
B-767
DC-8 (все типы за исключением 61 и 63)
DC-9
MD-80
MD-90
DC-10-10
L-1011-200

Группа D

A-340
B-747
B-777
DC-8 (61 и 63)
DC-10-30/40
MD-11
ИЛ-62
ИЛ-86
ИЛ-96
L-1011-500
ТУ-154

1.3.11 Количество выводных РД будет зависеть от типа воздушного судна и количества воздушных судов каждого типа, выполняющих взлетно-посадочные операции в часы пик. Например, на очень крупных аэродромах большинство воздушных

судов, вероятно, будет относиться к группам C или D. В этом случае могут потребоваться только два схода с ВПП. С другой стороны, если аэродромом в равной степени пользуются воздушные суда всех четырех групп, могут потребоваться четыре схода с ВПП.

1.3.12 Используя метод трех участков, можно определить суммарное расстояние, требуемое от посадочного порога ВПП до точки поворота с осевой линии ВПП, как показано на рис. 1-15.

Суммарное расстояние S представляет собой сумму трех разных участков, которые рассчитываются отдельно.

Участок 1. Требуемое расстояние от посадочного порога до точки касания основного шасси (S_1).

Участок 2. Требуемое расстояние от точки касания основного шасси до перехода в установившуюся конфигурацию торможения (S_2).

Участок 3. Требуемое расстояние для замедления в нормальном режиме торможения до достижения номинальной скорости поворота (S_3).

Профиль скорости:

V_{th} – скорость пересечения порога ВПП, составляющая 1,3 скорости сваливания при посадочной массе, составляющей 85% от максимальной посадочной массы. Скорость корректируется на превышение и исходную температуру в аэропорту.

V_{td} – принимаемая как V_{th} – 5 уз (консервативное значение). Снижение скорости считается репрезента- тивным для большинства типов воздушных судов.

V_{ba} – предполагается скорость при включении тормозов.

V_{th} – -15 уз (применение колесных тормозов и/или

реверса тяги). V_{ex} – номинальная скорость поворота:
кодовый номер 3 или 4: 30 уз
кодовый номер 1 или 2: 15 уз

для стандартных скоростных выводных РД в соответствии с рис. 1-13 и 1-14.

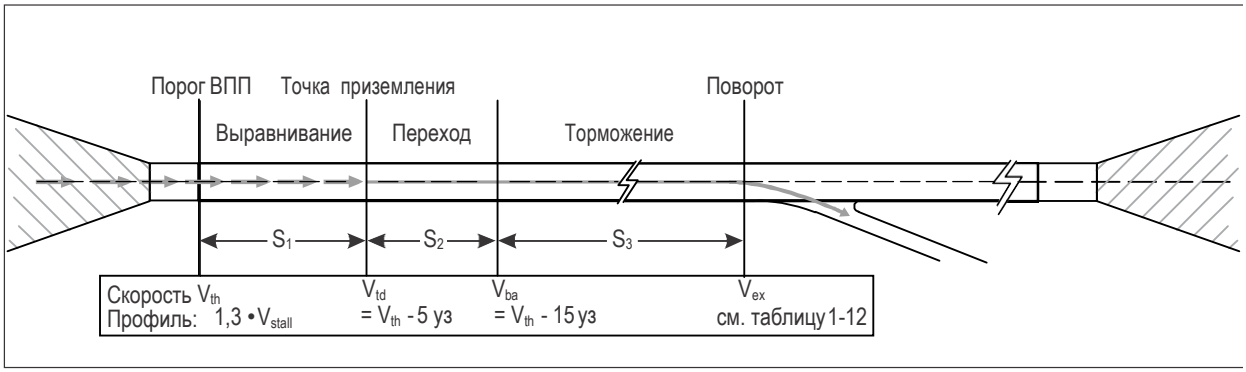


Рис. 1-15. Метод трех участков

Скорость поворота для других типов выводных РД указана в таблице 1-11 и на рис. 1-16.

Расстояния [в м]:

S_1 Эмпирически полученное точное расстояние до средней точки зоны касания, скорректированное при необходимости на нисходящий уклон и компонент попутного ветра.

Категория воздушных судов C и D:	S_1 = 450 м
Поправка на уклон:	+ 50 м / - 0,25%
Поправка на попутный ветер:	+ 50 м / + 5 уз
Категория воздушных судов A и B:	S_1 = 250 м
Поправка на уклон:	+ 30 м / - 0,25%
Поправка на попутный ветер:	+ 30 м / + 5 уз

S_2 Расстояние перехода рассчитывается для принятого времени перехода (эмпирического) Δt = 10 с при средней путевой скорости:

$S_2 = 10 \times V_{av}$ [V_{av} в м/с] или

$S_2 = 5 \times (V_{th} - 10)$ [V_{th} в уз]

S_3 Расстояние торможения определяется на основе принятой скорости замедления "α" по следующей формуле:

$$S_3 = \frac{V^2 b\alpha - V^2 ex}{2\alpha}$$ [V в м/с, α в м/с^2] или

$$S_3 = \frac{(V_{th} - 15)^2 - V^2 ex}{8\alpha}$$ [V в уз, α в м/с^2]

Скорость замедления α = 1,5 м/с^2 считается реальным эксплуатационным значением для торможения на мокрой поверхности ВПП.

1.3.13 Окончательный выбор наиболее практичных мест расположения скоростных выводных РД должен соответствовать общим требованиям планирования с учетом других факторов, например:

- расположение аэровокзала/перрона;
- расположение других ВПП и сходов с них;
- оптимизация потока движения в рамках системы РД относительно процедур управления движением;
- исключение излишних окольных путей при рулении и т. д.

Кроме того, может возникнуть необходимость в обеспечении дополнительными выводными РД, особенно на длинных ВПП, после главного скоростного схода(ов) в зависимости от местных условий и требований. Такие дополнительные РД могут быть или могут не быть скоростными выводными РД. Рекомендуется выдерживать интервалы примерно 450 м в пределах до 600 м от порога ВПП.

Таблица 1-11. Скорость воздушного судна в зависимости от радиуса скоростной выводной РД

Радиус R [м]:	V_{des} [уз]:	V_{op} [уз]:
40	14	13
60	17	16
120	24	22
160	28	24
240	34	27
375	43	30
550	52	33

Критерием оптимального расположения схода является эксплуатационная скорость поворота V_{op}, эмпирически определяемая на основе расчетной скорости схода V_{des}, соответствующей поперечному ускорению 0,133 g.

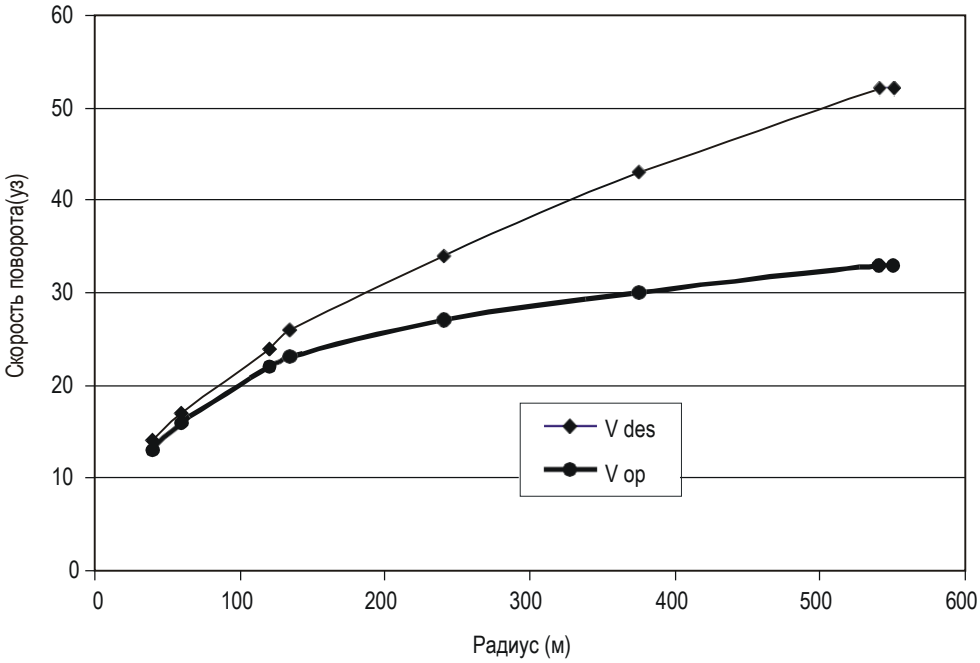


Рис. 1-16. Скорость воздушного судна в зависимости от радиуса скоростной выводной РД

1.3.14 Некоторые аэродромы отличаются высокой активностью воздушных судов при кодовом номере 1 или 2. В тех случаях, когда это возможно, может оказаться целесообразным предоставлять таким воздушным судам исключительные ВПП со скоростной выводной РД. На тех аэродромах, на которых эти воздушные суда используют ту же самую ВПП, которая используется для коммерческих авиатранспортных перевозок, может оказаться целесообразным ввести специально высокоскоростную выводную РД для ускорения наземного движения небольших воздушных судов. В любом случае рекомендуется, чтобы такая выводная РД располагалась на удалении от 450 до 600 м от порога.

1.3.15 В данных, которые были собраны по 72 аэропортам и представляли полеты по 229 курсам ВПП, содержалась информация о типе скоростных РД, расстоянии от порога до схода, угол схода и использование ВПП в отношении каждого курса ВПП. При проведении анализа предполагалось, что размер выборки представленных данных является достаточным для каждого курса ВПП. Другое предположение было сделано в отношении того, что при каждом сходе воздушного судна через выводную РД, расположенную под углом более 45°, указанное воздушное судно могло осуществить сход через скоростную выводную РД, если бы такая скоростная выводная РД существовала в этом месте (за исключением конца ВПП). Суммарное использование скоростных сходов по отношению к расстоянию от порога ВПП приводится в таблице 1-12. Это означает что, если бы имелась скоростная выводная РД, расположенная на расстоянии в 2200 м от порога, 95 процентов воздушных судов категории A могли бы осуществлять сход через эту выводную РД. Аналогичным образом скоростные выводные РД, расположенные на расстоянии 2300, 2670 и 2950 м от порога ВПП, могли бы использоваться 95 процентами воздушных судов категории B, C и D соответственно. Приводятся расстояния с изменениями в соответствии с поправочным коэффициентом, предложенным в исследовании, проведенном Секретариатом и предложенным совещанию AGA/81, а именно: 3 процента равны 300 м высоты и 1 процент на 5,6 °C при температуре выше 15 °C. Текущие данные о фактическом использовании скоростных выводных РД в аэропортах еще предстоит собрать

Таблица 1-12. Суммарное использование скоростных сходов в зависимости от расстояния от порога ВПП (в метрах)

Категория воздушного судна	50%	60%	70%	80%	90%	95%	100%
A	1 170	1 320	1 440	1 600	1 950	2 200	2 900
B	1 370	1 480	1 590	1 770	2 070	2 300	3 000
C	1 740	1 850	1 970	2 150	2 340	2 670	3 100
D	2 040	2 190	2 290	2 480	2 750	2 950	4 000

Геометрическая схема

1.3.16 На рис. 1-13 и 1-14 приводится несколько типичных схем скоростных выводных РД в соответствии с техническими требованиями, изложенными в AAR-AGA-001. Для ВПП с кодовым номером 3 или 4 маркировка осевой линии РД начинается с 60 м от точки касания с центральной (выводной) кривой и смещена на 0,9 м для упрощения распознавания пилотом начала кривой. Для ВПП с кодовым номером 1 или 2 маркировка осевой линии РД начинается с 30 м от точки касания с центральной (выводной) кривой.

1.3.17 Скоростную выводную РД следует проектировать с радиусом кривой схода по крайней мере:

550 м при кодовом номере 3 или 4 и

275 м при кодовом номере 1 или 2;

для обеспечения следующих скоростей схода с ВПП в условиях мокрой поверхности покрытия:

93 км/ч (50 уз) при кодовом номере 3 или 4 и

65 км/ч (35 уз) при кодовом номере 1 или 2.

1.3.18 Радиус уширения на внутренней стороне кривой на скоростной выводной РД должен быть достаточным для обеспечения расширенного прохода РД с целью упрощения распознавания пилотом места входа и поворота на РД.

1.3.19 Скоростная выводная РД должна заключать в себе прямолинейную дистанцию после кривой поворота, достаточную для того, чтобы рулящее воздушное судно смогло сделать полную остановку, не заходя при этом на территорию любой пересекающейся РД, и она должна быть не менее, чем следующие значения при угле пересечения, равном 30°:

Кодовый номер	Кодовый номер
1 или 2	3 или 4
35 м	75 м

Приведенные выше расстояния основаны на скоростях замедления, равных 0,76 м/с^2 вдоль кривой поворота и 1,52 м/с^2 вдоль прямолинейного участка.

1.3.20 Угол пересечения скоростной выводной РД с ВПП должен быть не выше 45° и не менее 25° и должен иметь оптимальное значение в 30°.

1.4 РУЛЕЖНЫЕ ДОРОЖКИ НА МОСТАХ

Общие положения

1.4.1 Схема аэродрома, его размеры и/или протяженность системы его ВПП/рулежных дорожек может потребовать прокладки рулежных дорожек по мосту над другими трассами наземных транспортных средств (автомобильными дорогами, железными дорогами, каналами) или над открытым водным пространством (реками, морскими заливами). Мосты для рулежных дорожек следует проектировать таким образом, чтобы они не создавали никаких трудностей для рулящих воздушных судов и обеспечивали легкий доступ аварийно-спасательным транспортным средствам к месту аварии воздушного судна на мосту. Прочность, размеры, уклоны и безопасные расстояния должны обеспечивать неограниченную возможность круглосуточной эксплуатации воздушных судов в изменяющихся метеорологических условиях года, т. е. при сильном дожде, в периоды снегопада и гололеда, при плохой видимости или порывистом ветре. При проектировании мостов следует принимать во внимание требования в отношении технического обслуживания рулежных дорожек, их расчистки и удаления снега.

Расположение

1.4.2 По соображениям эксплуатации и рентабельности можно сократить требуемое количество конструкций мостов и свести к минимуму связанные с ними проблемы путем соблюдения следующих основных принципов:

a) маршруты движения наземных видов транспорта должны быть организованы по возможности таким образом, чтобы они затрагивали наименьшее количество ВПП или рулежных дорожек;

b) наземные транспортные средства следует концентрировать таким образом, чтобы, предпочтительно, все они проходили под одним мостом;

c) мост следует строить на прямом участке РД с прямым участком на обоих концах моста для облегчения выравнивания самолетов, приближающихся к мосту;

d) по мосту не должны проходить скоростные выводные РД; и

e) следует избегать размещения мостов там, где они могут отрицательно повлиять на работу системы посадки по приборам, системы огней подхода, или светотехнического оборудования ВПП/РД.

Размеры

1.4.3 Расчет конструкции моста является техническим вопросом, который обуславливается назначением моста и техническими характеристиками транспортных средств, для которых он будет предназначен. Авиационные требования следует удовлетворять в отношении ширины, уклонов и других параметров рулежных дорожек.

1.4.4 Ширина моста, измеренная перпендикулярно осевой линии РД, должна быть не меньше ширины спланированной части полосы этой РД, за исключением случаев, когда используется проверенный метод бокового ограничения, не представляющий опасности для воздушных судов, для которых предназначена данная рулежная дорожка. Поэтому минимальные требования к ширине, как правило, составят:

22 м при кодовой букве A,

25 м при кодовой букве B или C,

38 м при кодовой букве D,

44 м при кодовой букве E,

60 м при кодовой букве F

с РД, проходящей в центре полосы. В исключительных случаях, когда по мосту должна проходить РД с поворотом, для компенсации несимметричного движения воздушного судна из-за прохождения колеи основного шасси в стороне от осевой линии следует предусмотреть дополнительную ширину РД.

1.4.5 Если тип воздушных судов, использующих аэродром, четко не определен или если конфигурация аэродрома ограничена другими физическими характеристиками, ширина проектируемого моста с самого начала должна соотноситься с более высокой кодовой буквой. Это позволит эксплуатанту аэродрома не вносить дорогостоящих изменений, когда на данном аэродроме начнется эксплуатация более крупного воздушного судна, использующего РД на мосту.

1.4.6 Ширина РД на мосту должна быть, по крайней мере, такой же, как и за его пределами. В отличие от сооружения других частей системы РД, полоса на

мосту, как правило, будет иметь искусственное покрытие и служить в качестве боковой полосы безопасности, несущей полную нагрузку. Кроме этого, полоса с искусственным покрытием на мосту упрощает обслуживание и, при необходимости, облегчает работы по расчистке от снега. Более того, полоса с искусственным покрытием обеспечивает доступ к мосту средств спасания и пожаротушения, а также машинам скорой помощи.

1.4.7 Эффективность воздушного движения повысится, если обеспечить возможность для воздушных судов приближаться к мосту и удаляться от него по прямолинейным участкам РД. Это позволит производить выравнивание воздушного судна таким образом, чтобы осевая линия РД проходила ровно посередине между главным шасси до пересечения моста рулежной дорожки. Протяженность прямолинейного участка должна быть, по крайней мере, в два раза больше базы шасси (расстояния между носовым шасси и геометрическим центром основного шасси) для большинства наиболее крупных воздушных судов, но не менее, чем:

15 м для кодовой буквы A,

20 м для кодовой буквы B,

50 м для кодовой буквы C, D или E,

70 м для кодовой буквы F.

Следует отметить, что будущие воздушные суда могут иметь ширину базы шасси, равную 35 м или более, определяя требование к протяженности прямолинейного участка как минимум 70 м.

Уклоны

1.4.8 Для обеспечения дренажа мосты, предназначенные для РД, как правило проектируются с обычными поперечными уклонами РД. Если по другим причинам уклон будет выбран менее 1,5%, следует предусмотреть соответствующий дренаж на РД.

1.4.9 В идеальном случае мост должен находиться на одном уровне с прилегающей территорией аэродрома. Если по другим техническим соображениям верхняя часть моста должна быть выше местности аэродрома, прилегающие участки РД следует проектировать с уклонами, которые не превышают продольные уклоны, предусмотренные в таблице 1-1.

Несущая способность покрытия

1.4.10 Мост рулежной дорожки должен проектироваться таким образом, чтобы выдерживать статические и динамические нагрузки наиболее тяжелых воздушных судов, которые предполагается эксплуатировать на аэродроме. При определении "наиболее крупных воздушных судов" следует принимать во внимание будущие тенденции в отношении их массы. Информация о будущих тенденциях регулярно публикуется ассоциациями изготовителей воздушных судов. Публикация будущих требований может помочь избежать дорогостоящую перепланировку мостов, вызванную развитием техники и/или увеличением спроса на транспортные перевозки.

1.4.11 Прочность моста, предназначенного для РД, как правило, должна быть достаточной по всей ширине спланированного участка полосы РД для того, чтобы

обеспечить движение воздушных судов, для обслуживания которых она предназначена. Требования в отношении минимальной ширины приведены в п. 1.4.4. Части этого же моста, которые добавлены для обслуживания только автомобильного транспорта, могут быть менее прочными, чем части, предназначенные для движения воздушных судов.

Боковое ограничение

1.4.12 Если предусмотренная ширина зоны полной нагрузки меньше ширины спланированного участка полосы РД, следует обеспечить апробированную систему бокового ограничения, которая не будет представлять опасность для самолетов, для которых предназначена РД. Система бокового ограничения должна обеспечиваться на краях полосы, выдерживающей полную нагрузку, для того чтобы предотвратить падение воздушного судна с моста или попадание в зоны с меньшей несущей способностью. Элементы бокового ограничения обычно должны рассматриваться как дополнительные меры безопасности, а не как средство уменьшения ширины зоны полной нагрузки РД на мосту.

1.4.13 Информация, полученная от государств, свидетельствует о том, что элементы бокового ограничения обычно обеспечиваются для РД на мостах, независимо от ширины зоны полной нагрузки. Обычно элементы бокового ограничения состоят из цементного бордюра, который может использоваться в качестве барьера. Два примера широко используемых цементных бордюров приведены на рис. 1-17. Рекомендованное минимальное расстояние для расположения элементов бокового ограничения варьируется в различных государствах, но находится в диапазоне от 9 до 27 м от осевой линии РД. Однако при рассмотрении вопроса о размещении элементов бокового ограничения следует учитывать факторы, указанные в п. 1.4.6. Бордюр обычно имеет высоту от 20 до 60 см; наименьший тип бордюра используется в том случае, когда ширина спланированной зоны значительно больше, чем ширина полосы РД. Продолжительность эксплуатации РД на мостах не везде одинаковая, но некоторые из них эксплуатируются уже более 20 лет и еще не было случаев схода воздушных судов с РД на мостах.

1.4.14 Может возникнуть необходимость в установке второго элемента бокового ограничения. Этот элемент может состоять из цементного барьера или рельса безопасности, который не предназначен для предотвращения съезда воздушного судна с РД, а является мерой безопасности для обслуживающего персонала и транспортных средств, пользующихся данным мостом.

Защита от реактивной струи

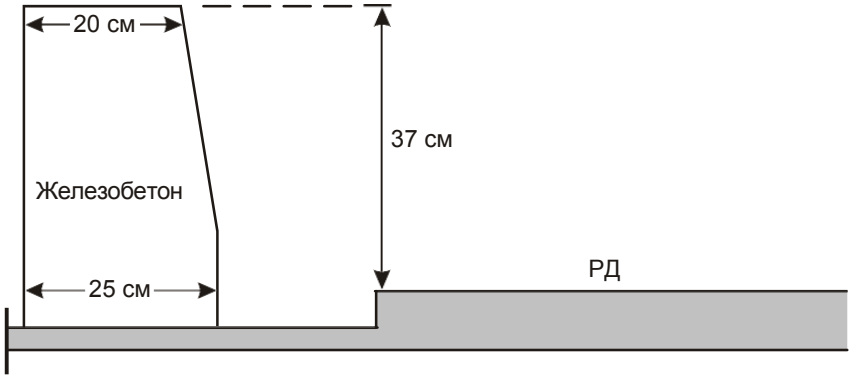
1.4.15 Там, где РД проходит над другим транспортным средством, может потребоваться определенная защита от реактивной струи двигателя воздушного судна. Она может обеспечиваться с помощью легкой заградительной конструкции из перфорированного материала (решетки или сетки), способной замедлять первоначальную струю реактивного двигателя до некритических скоростей порядка 56 км/ч. В отличие от сплошных защитных средств, открытые конструкции не вызывают никаких проблем, связанных с дренажем и несущей способностью покрытия.

1.4.16 Общая ширина моста и защищенной зоны должна быть равной величине характеристики распространения реактивной струи воздушного судна, использующего данную РД, или превышать ее. Она может быть определена из справочной литературы изготовителей данных воздушных судов.

1.5 УШИРЕНИЯ

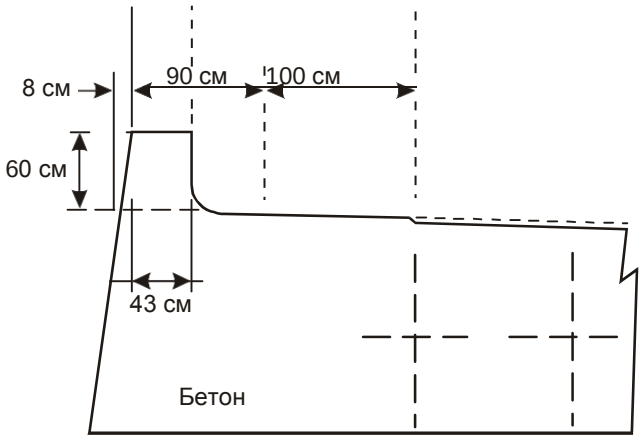
Общие положения

1.5.1 В документе AAR-AGA-001 требуются величины минимального безопасного удаления внешнего колеса главного шасси самолета, для которого предназначена данная РД, от кромки РД при положении кабины пилота над маркировкой осевой линии РД. Эти расстояния показаны в таблице 1-1. Для соблюдения этих требований при выполнении самолетом разворота может потребоваться создание дополнительного покрытия на поворотах РД и в местах примыкания и пересечения РД. Необходимо учесть, что создаваемая на повороте РД дополнительная рулежная площадь с искусственным покрытием, обеспечивающая соблюдение рекомендуемой нормы безопасного удаления, представляет собой часть РД и поэтому употребляется термин "extra taxiway width" (дополнительная ширина РД), а не "fillet" (уширение). Когда же имеется в виду примыкание или пересечение РД с ВПП, перроном или другой РД, более подходящим считается термин "fillet" (уширение). В обоих случаях несущая способность дополнительной площади с искусственным покрытием должна быть такой же, как на РД. Ниже приводятся краткие сведения по проектированию уширения.



A.

Минимальное расстояние до осевой линии РД составляет 22 м для кодовой буквы E и 30 м для кодовой буквы F



B.

Рис. 1-17. Примеры бетонных бордюров

Методы маневрирования воздушных судов на пересечениях РД

1.5.2 Изложенные в AAR-AGA-001 технические требования к проектированию РД, а также технические характеристики соответствующих визуальных средств определяются при положении кабины пилота над осевой линией РД. Другой метод, обеспечивающий маневрирование воздушных судов на пересечениях РД, основан на смещении линии ориентации. Выдерживание необходимых величин безопасного удаления, указанных в таблице 1-1, осуществляется тремя различными способами, а именно:

a) использованием осевой линии РД в качестве линии ориентации и созданием уширения;

b) смещением линии ориентации по внешнюю сторону;

c) сочетанием смещенной линии ориентации с уширением.

1.5.3 Методы b) и c), казалось бы, дают более экономичный путь решения вопроса, однако их преимущества не столько велики, как кажется. Для достижения наилучших результатов необходимо было бы иметь отдельную линию ориентации для каждого типа воздушного судна и в обоих направлениях. Такое множество линий иметь нецелесообразно, особенно если РД предназначена для использования в ночных условиях или при ограниченной видимости, и поэтому в порядке компромисса целесообразно было бы провести одну смещенную линию ориентации, которой могли бы пользоваться все воздушные суда.

1.6 БОКОВЫЕ ПОЛОСЫ БЕЗОПАСНОСТИ И ПОЛОСЫ РД

Общие положения

1.6.1 Боковая полоса безопасности представляет собой участок, прилегающий к краю искусственного покрытия с полной несущей способностью и подготовленный таким образом, чтобы обеспечить переход от искусственного покрытия с полной несущей способностью к прилегающей поверхности. Боковая полоса безопасности РД предназначена главным образом для того, чтобы предотвратить втягивание нависающими над кромкой РД реактивными двигателями камней и других посторонних предметов, которые могли бы повредить двигатель, эрозию участка, прилегающего к РД, а также обеспечить прохождение колес шасси при случайном выкатывании воздушного судна с РД. Боковая полоса безопасности должна выдерживать нагрузку колес самого тяжелого аварийно-спасательного транспортного средства, используемого в аэропорту. Полоса РД представляет собой участок, включающий РД, предназначенный для защиты воздушных судов, использующих данную РД и уменьшения риска повреждения воздушного судна при случайном выкатывании с РД.

1.6.2 В таблице 1-1 указывается ширина боковых полос безопасности и полос РД. Следует отметить, что для кодовых букв E и F достаточно иметь боковую полосу безопасности шириной соответственно 10,5 м и 17,5 м по обе стороны РД. Данные требования к ширине боковой полосы безопасности РД основываются на параметрах самых критических воздушных судов этих категорий, эксплуатируемых в настоящее время. Если планируются полеты новых более крупных воздушных судов, например Аэробус A-380, то в существующих аэропортах желательно обеспечивать защиту на большей площади, так как возможность потенциального повреждения посторонними предметами и отрицательное воздействие струи выхлопных газов на боковую полосу безопасности РД при выкатывании будут значительно выше, чем при полетах Боинга 747-400. Для кодовой буквы E с обеих сторон РД достаточно иметь боковую полосу безопасности шириной 10,5 м при условии, что расстояние между внешними двигателями критического воздушного судна, обычно использующего данную РД, не превышает расстояние между внешними двигателями B-747-400.

1.6.3 Поверхность боковой полосы безопасности, примыкающей к РД, должна находиться на одном уровне с поверхностью РД, а поверхность рулежной полосы должна быть заподлицо с кромкой РД или боковой полосой безопасности, если она имеется. Для кодовых букв C, D, E или F угол возвышения спланированной части рулежной полосы должен быть не более 2,5%, а угол понижения должен быть не более 5%. Для кодовых букв A или B, эти величины соответственно составляют 3% и 5%. Замер восходящего уклона производится по отношению к поперечному уклону примыкающей поверхности РД, а замер нисходящего уклона производится по отношению к горизонтальной плоскости. На спланированной

части не должно также быть никаких ям или выбоин. Полоса РД должна быть свободной от объектов, которые могут представлять угрозу для безопасности рулящих самолетов. Следует обратить внимание на расположение и конструкцию дренажной системы на полосе РД, с тем чтобы предотвратить повреждение воздушного судна при случайном выкатывании за пределы РД. Может потребоваться надлежащим образом спроектированное покрытие дренажной системы.

1.6.4 В пределах расстояний, указанных в таблице 1-1, по обе стороны РД не должно быть никаких препятствий. На рулежных полосах могут оставаться лишь знаки или любые другие объекты, которые по своему назначению должны находиться на полосе РД в соответствии с требованиями аэронавигации, но их следует сооружать на ломком основании и располагать таким образом, чтобы свести к минимуму опасность в случае столкновения с ними воздушного судна. Подобные объекты следует располагать с таким расчетом, чтобы их не задевали винты, гондолы двигателей и крылья воздушных судов, двигающихся по РД. Их рекомендуется располагать с таким расчетом, чтобы никакая деталь не возвышалась более чем на 0,30 м над уровнем кромки РД на протяжении всей полосы РД.

Уход

1.6.5 Боковые полосы безопасности РД и спланированные части полосы РД образуют площадь, свободную от препятствий, которая служит для того, чтобы свести к минимуму вероятность повреждения воздушного судна, если оно случайно или вынужденно окажется на этой площади. Поэтому площадь следует подготавливать или сооружать таким образом, чтобы свести к минимуму опасность повреждения воздушного судна в случае его выкатывания за пределы РД, и чтобы она могла выдерживать на всем своем протяжении нагрузку аварийно-спасательных и противопожарных машин и других наземных транспортных средств, в которых может возникнуть необходимость. В том случае, когда РД используется газотурбинными воздушными судами, реактивные двигатели во время руления могут нависать над кромкой РД и, следовательно, могут втягивать камни и другие посторонние предметы с боковых полос безопасности. Кроме того, реактивная струя двигателей, воздействуя на прилегающую к РД поверхность, может выбивать твердые предметы, создавая тем самым опасность для персонала, воздушных судов и технических средств. Во избежание этого необходимо принять соответствующие меры. Характер поверхности боковых полос безопасности РД будет зависеть от местных условий, а также от предусматриваемых методов и стоимости обслуживания. В одних случаях достаточно будет сохранить естественную поверхность (например, дерн), в других же потребуется сооружение искусственного покрытия. Во всяком случае, тип поверхности следует выбирать таким образом, чтобы не допустить выдувания грунта, а также образования пыли, учитывая при этом минимальную несущую способность, о которой говорилось выше.

1.6.6 В большинстве случаев скорость выхлопной струи во время руления не достигает критической величины за исключением мест пересечения, где сила тяги почти такая же, как при страгивании с места. При существующих критериях ширины РД до 25 м внешние двигатели крупных реактивных самолетов будут выступать за кромку покрытия. В связи с этим рекомендуется обрабатывать боковые полосы безопасности РД во избежание их эрозии и для предотвращения всасывания посторонних предметов в реактивные двигатели или задувания таких предметов в двигатели идущего следом воздушного судна. Ниже кратко излагаются методы

защиты пограничных площадей, подверженных эрозии под воздействием выхлопных газов, а также площадей, на которых не должно быть инородных предметов во избежание их втягивания консольными турбинными двигателями. Дополнительную информацию можно найти в добавлении 2, пп. 18-21.

1.6.7 При изучении воздействия выхлопной струи двигателя учитывались метод разработки профиля и контур скоростей с учетом типа двигателя, массы и конфигурации воздушного судна, изменение силы тяги и влияние бокового ветра. Было установлено, что влияние тепла, вызванного струей газов реактивного двигателя, весьма незначительно. С увеличением расстояния температура падает быстрее, чем скорость. Кроме того, в местах, где работающие реактивные двигатели выделяют наибольшее количество тепла, обычно не бывает ни обслуживающего персонала, ни оборудования, ни сооружения. Исследования показывают, что попадающиеся на пути реактивной выхлопной струи объекты подвергаются воздействию ряда сил, в том числе динамическому давлению, связанному с воздействием газов при их ударе о поверхность, силе лобового сопротивления, создаваемой во время прохождения вязких газов мимо объекта, и подъемной силе, вызванной либо дифференциальным давлением, либо турбулентностью.

1.6.8 В наибольшей степени подвергается эрозии под воздействием выхлопной струи мелкозернистый несвязный грунт. Связный грунт, будучи разрыхленным, также подвергается эрозии под воздействием реактивной струи. Связный грунт, который в достаточной степени устойчив против естественных эрозионных сил ветра и дождя, обычно считается удовлетворительным. Устойчивость грунта должна быть близка к глинистой поверхности, чтобы реактивная струя не срывала его верхний слой. Поверхность связного грунта можно обрабатывать маслами или химикатами. Для предотвращения эрозии под воздействием реактивной струи достаточно обеспечить лишь незначительное сцепление поверхности грунта. Обычно достаточно иметь число пластичности (PI) от двух и выше. Если же данный район периодически используется для движения наземных транспортных средств с их оборудованием, PI должно составлять шесть и более. На этих участках, если по ним перевозят оборудование, следует обеспечить хорошую дренажную систему поверхности, поскольку данный вид поверхности будет терять свою прочность вследствие застоя воды. Несвязанным считается такой грунт, который не обладает вышеописанными свойствами. Особое внимание необходимо уделить несвязному грунту с высокой степенью пластичности, усадка которого превышает примерно 5%. Для такого грунта очень важна хорошая дренажная система, поскольку в мокром состоянии он становится чрезвычайно мягким. В сухом состоянии такой грунт дает трещины и в большей степени подвергается выдуванию.

Проектная толщина боковой полосы безопасности и струезащитной плиты

1.6.9 Боковые полосы безопасности РД и струезащитные плиты должны иметь такую толщину, чтобы выдерживать случайно выкатившееся на них критическое воздушное судно, для которого рассчитана прочность покрытия, а также аварийный или ремонтно-технический транспорт с определенной критической нагрузкой на ось в случае его движения по данной траектории. Кроме того, следует учитывать следующие факторы:

a) минимальная проектная толщина боковых полос безопасности и струезащитных плит, позволяющая выдерживать нагрузку критического воздушного судна, может составлять половину общей толщины прилегающей площади с искусственным покрытием;

b) при определении толщины искусственного покрытия следует брать в расчет критическую нагрузку на ось самого тяжелого аварийно-спасательного или ремонтно-технического транспортного средства, которое может оказаться на этой площади. Если полученная таким образом толщина больше, чем предусмотрено выше в подпункте a), то для боковых полос безопасности и струезащитных плит следует принять эту проектную толщину;

c) для таких широкофюзеляжных воздушных судов, как A-330, A-340, B-767, B-777, MD-11, L-1011 или меньшего размера, рекомендуемая минимальная толщина верхнего слоя, если это асфальтобетон с заполнителем, составляет как минимум 5 см на боковых полосах безопасности и 7,5 см на струезащитных плитах. Для таких воздушных судов, как B-747 или большего размера к указанным величинам толщины рекомендуется добавить 2,5 см;

d) боковые полосы безопасности и струезащитные плиты рекомендуется сооружать на укрепленном основании. На укрепленном основании рекомендуется сооружать асфальтобетонную поверхность толщиной минимум 5 см;

e) для боковых полос безопасности и струезащитных плит целесообразно применять бетон на портландцементе с дробленым подстилающим основанием (или песчаный пласт, стабилизированный цементом). Рекомендуемая минимальная толщина слоя из цементного бетона составляет 15 см;

f) плотность и структура подстилающего слоя и слоев покрытия на боковых полосах безопасности и струезащитных плитах должны основываться на тех же критериях, что и искусственные покрытия с полной несущей способностью. Для обозначения четкой разграничительной линии по кромке основного покрытия с полной несущей способностью, боковых полос безопасности и струезащитной плиты рекомендуется предусмотреть скос приблизительно 2,5 см.

1.7 ВОПРОСЫ, СВЯЗАННЫЕ С НОВЫМИ ВОЗДУШНЫМИ СУДАМИ

Общие положения

1.7.1 В документе AAR-AGA-001 сформулированы минимальные технические требования к аэродромам для воздушных судов, имеющих такие же характеристики, как и эксплуатируемые в настоящее время воздушные суда, или к аналогичным воздушным судам, запланированным к вводу в эксплуатацию в ближайшем будущем. В связи с этим существующие технические требования предназначены для самолетов с размахом крыла до 80 м, например Аэробус A-380-800. В данном документе не принимаются во внимание никакие дополнительные меры предосторожности, которые могут рассматриваться необходимыми для обеспечения безопасности более требовательных воздушных судов. Подобные вопросы, по мере необходимости, оцениваются и учитываются полномочными органами для каждого отдельного аэродрома.

1.7.2 Следующая информация может оказать содействие данным полномочным органам и проектировщикам аэропортов в определении путей, с помощью которых технические требования могут быть доработаны при вводе более крупных воздушных судов. В этой связи следует отметить, что вполне вероятно, что некоторое увеличение максимальных размеров существующих воздушных судов может быть приемлемым без значительной модификации существующих аэродромов. Однако верхние предельные значения размеров воздушных судов, которые рассмотрены ниже, совершенно очевидно выйдут за допустимые

пределы, если не доработаны процедуры движения по аэродрому, и в результате этого предопределят уменьшение пропускной способности аэродрома.

Тенденции в области конструирования будущих воздушных судов

1.7.3 Информация о тенденциях в области конструирования будущих воздушных судов может быть получена из различных источников, включая изготовителей воздушных судов и Международный координационный совет аэрокосмической промышленности. Для целей планирования будущего развития аэропортов могут использоваться следующие размеры воздушных судов:

размах крыла	до 84 м,
расстояние между внешними колесами основного шасси	до 20 м,
общая длина более,	80 м или
высота хвостового оперения	до 24 м,
максимальная полная масса более	до 583 000 кг или

Аэродромные данные

1.7.4 Используя логическое обоснование, разработанное для применения определенных технических требований, касающихся кодовых обозначений аэродромов, существует вероятность того, что воздушные суда, имеющие размеры, указанные в предыдущем пункте, могут оказывать влияние на систему РД, которая рассмотрена ниже.

Ширина РД

1.7.5 Предполагается, что характеристики руления будущих крупных воздушных судов будут аналогичны характеристикам самых крупных в настоящее время воздушных судов при рассмотрении прямой части РД. Ширина РД, W_T, для этих воздушных судов представлена в виде следующей зависимости:

$$W_T = T_M + 2C,$$

где:

T_M - расстояние между внешними колесами основного шасси,

C - расстояние между внешним колесом основного шасси и краем РД (максимально допустимое боковое отклонение).

Геометрическое построение приводится на рис. 1-18.

1.7.6 С учетом ожидаемого увеличения расстояния между внешними колесами основного шасси до 20 м и с учетом расстояния от колеса до края РД, равного 4,5 м, ширина РД для целей планирования достигает 29 м.

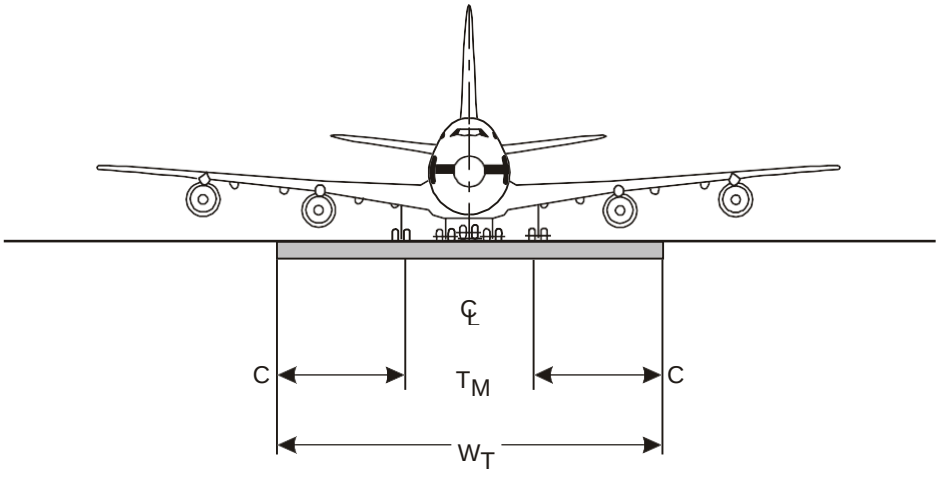


Рис. 1-18. Геометрическое построение ширины РД

Разделительное расстояние между ВПП и параллельной РД

1.7.7 Разделительное расстояние между ВПП и параллельной РД в настоящее время основывается на положении о том, что воздушное судно, находящееся на осевой линии РД, не должно входить в пределы полосы ВПП. Это расстояние, S, выражается следующей формулой:

$$S = \frac{1}{2} \quad (SW + WS),$$

где:

SW - ширина полосы,

WS - размах крыла.

Геометрическое построение приводится на рис. 1-19.

1.7.8 Для целей планирования самых крупных воздушных судов, появление которых ожидается на основании данных о тенденциях будущего развития, разделительное расстояние составляет 192 м. Эта величина основана на предположении, что воздушное судно, имеющее размах крыла, равный 84 м, может безопасно эксплуатироваться на существующей полосе ВПП, необходимой для неточного или точного захода на посадку, шириной в 300 м.

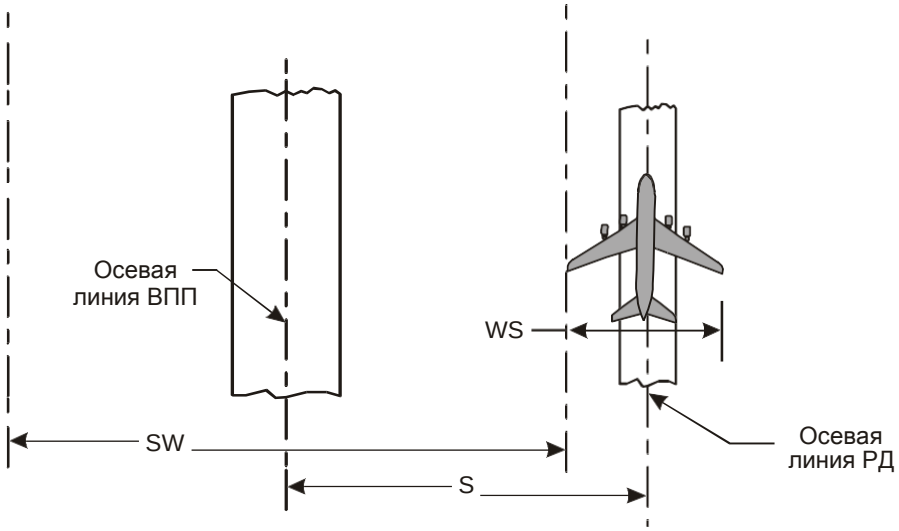


Рис. 1-19. Геометрическое построение разделения параллельных ВПП и РД

Разделительное расстояние между параллельными РД

1.7.9 Логическое обоснование для разделения параллельных РД, одна из которых может являться перронной РД, основано с учетом обеспечения безопасного расстояния между законцовками крыльев при отклонении от осевой линии РД. Основными определяющими факторами являются размах крыла *(WS)*, расстояние от внешнего колеса основного шасси *(C)* до края и расстояние между законцовками крыльев *(Z)*. В результате этого получается следующая формула для разделительного расстояния, *S*:

S = WS + C + Z,

где:

WS – размах крыла,

C – расстояние между внешним колесом основного шасси и краем РД (максимально допустимое боковое отклонение),

Z – расстояние между законцовками крыльев (приращение), в котором учитываются характеристики управляемости воздушного судна, условия на поверхности искусственного покрытия и гарантированный запас безопасности в расчете на непредвиденные обстоятельства и в целях сведения к минимуму потенциальных отрицательных последствий для пропускной способности аэропорта.

Геометрическое построение приводится на рис. 1-20.

1.7.10 Разделительные расстояния между параллельными РД и между параллельной РД – перронными РД считаются одинаковыми, поскольку предполагается, что скорость руления воздушного судна в обеих системах одинакова. Для целей планирования разделительное расстояние с учетом размаха крыла будущих воздушных судов, равного 84 м, бокового отклонения, C, равного 4,5 м, и расстояния между законцовками крыльев для кодовой буквы F (приращение), равного 6,5 м, составляет 95 м.

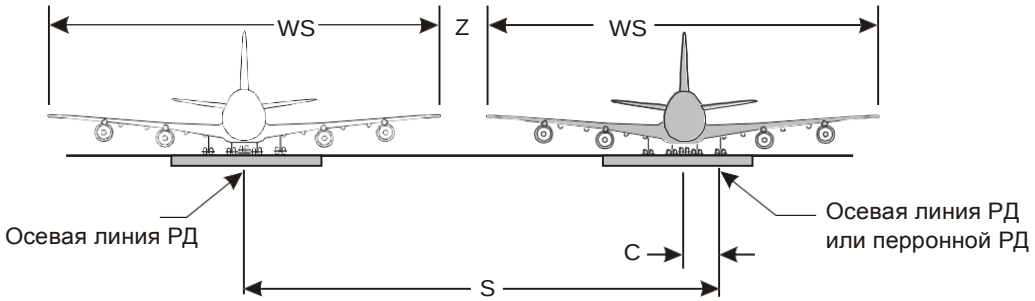


Рис. 1-20. Геометрическое построение разделения параллельных РД

Разделительное расстояние от РД до объекта

1.7.11 Предполагается, что скорости руления на РД и на перронной РД являются одинаковыми. Поэтому предполагается, что в обоих случаях разделительные расстояния до объекта являются одинаковыми. Разработано логическое обоснование, по которому расстояние от РД до объекта основывается на расстоянии между законцовкой крыла воздушного судна и объектом при отклонении воздушного судна от осевой линии РД. Такое расстояние от РД до объекта, *S*, выражается следующей формулой:

$$S = \frac{WS}{2} + C + Z,$$

где:

WS – размах крыла,

C – расстояние между внешним колесом основного шасси и краем РД (максимально допустимое боковое отклонение),

Z – расстояние от законцовки крыла до объекта (приращение); (см. пояснение в п. 1.7.9 выше).

Геометрическое построение приводится на рис. 1-21.

1.7.12 В результате применения приведенной выше зависимости расстояние от осевой линии РД или осевой линии перрона до объекта составляет 53 м при отклонении, равном 4,5 м, а установленное в настоящее время расстояние от законцовки крыла (приращение) для кодовой буквы F – 6,5 м. Размах крыла принят равным 84 м.

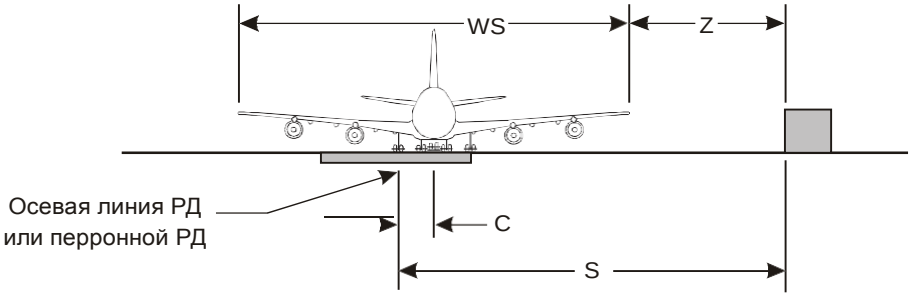


Рис. 1-21. Геометрическое построение расстояния от РД/ перронной РД до объекта

Расстояние от полосы руления воздушного судна на стоянку до объекта

1.7.13 Небольшая скорость руления воздушного судна на полосе, ведущей на стоянку, допускает меньшее боковое отклонение по сравнению с другими РД. Геометрическое построение на рис. 1-22 иллюстрирует зависимость расстояния воздушного судна до объекта на полосе руления на стоянку. Таким образом, разделительное расстояние, S, выражается следующей формулой:

$$S = \frac{WS}{2} + d + Z,$$

WS – размах крыла,

d – боковое отклонение,

Z – расстояние от законцовки крыла до объекта (приращение); (см. пояснение в п. 1.7.9 выше).

1.7.14 В результате применения, приведенного выше логического обоснования разделительное расстояние до объекта для целей планирования для будущих крупных воздушных судов, находящихся на полосе руления на стоянку, составляет 54 м. Такая величина основана на размахе крыла, равном 84 м, отклонении, равном 3,5 м, и расстоянии от законцовки крыла (приращение), равном 8,5 м.

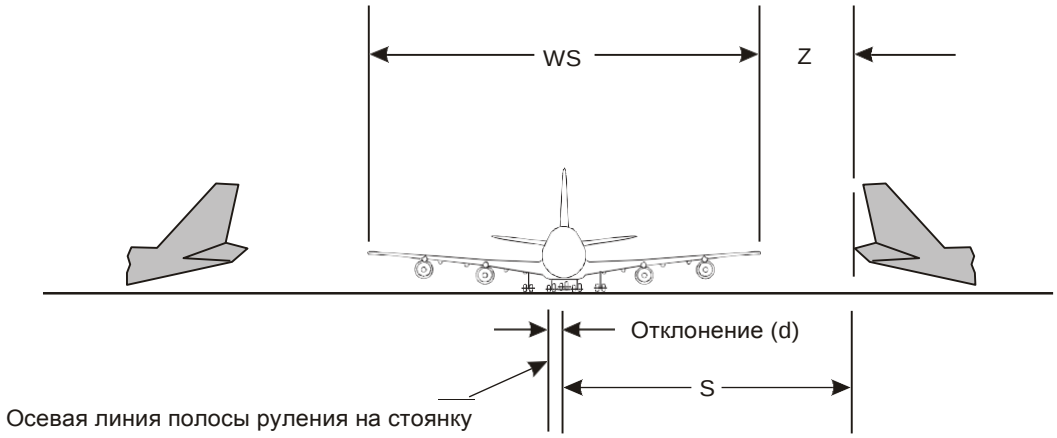


Рис. 1-22. Геометрическое построение расстояния от полосы руления воздушного судна на стоянку до объекта

Прочие соображения

1.7.15 В добавление к инструктивному материалу, приводимому в предыдущих пунктах, для удовлетворения потребностей будущих воздушных судов, ниже приводятся следующие предварительные критерии:

Ширина ВПП: 60 м.

Расстояние видимости на ВПП: соответствует действующему требованию для кодовой буквы F.

Поперечный уклон ВПП: соответствует действующему требованию кодовой буквы F.

Боковая полоса безопасности ВПП: общая ширина ВПП и боковой полосы безопасности – 75 м. Может потребоваться подготовить более широкую площадь для предотвращения эрозии прилегающей территории и повреждения от посторонних предметов.

Уклон и прочность боковых полос безопасности ВПП: соответствует действующему требованию для кодовой буквы F.

Минимальные разделительные расстояния между осевой линией РД и осевой линией ВПП:

½ размаха крыла (Y) 42 м

+

½ ширины полосы

(для необорудованной для захода на посадку ВПП) 75 м

Всего 117 м

или

½ размаха крыла (Y) 42 м

+

½ ширины полосы

(для оборудованной для захода на посадку ВПП) 150 м

Всего 192 м

Покрытие РД и боковая полоса безопасности (общая ширина): Должна быть подготовлена соответствующая площадь для предотвращения эрозии прилегающей территории и повреждения от посторонних предметов. Ширина этой части РД, проходящей через мост и способной выдержать самолеты, должна быть не менее ширины спланированной поверхности полосы, предназначенной для этой РД.

Спланированная часть полосы РД (общая ширина): Должна быть подготовлена соответствующая площадь для предотвращения эрозии прилегающей территории и повреждения от посторонних предметов. Ширина этой части РД, проходящей через мост, способной выдержать самолеты, должна быть не менее ширины спланированной поверхности полосы, предназначенной для этой РД.

2. ПЛОЩАДКИ ОЖИДАНИЯ И ДРУГИЕ ОБХОДНЫЕ ПУТИ

2.1 ПОТРЕБНОСТЬ В ПЛОЩАДКАХ ОЖИДАНИЯ И ДРУГИХ ОБХОДНЫХ ПУТЯХ

2.1.1 В п. 7.9.1 "Очередность вылетов" главы 7 документа “РУКОВОДСТВО по ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ (M-ANS-002)” говорится, что "Разрешения на вылет обычно выдаются в порядке готовности воздушных судов к взлету за исключением случаев, когда этот порядок очередности может не соблюдаться для обеспечения максимального количества вылетов с наименьшей средней задержкой". На аэродромах с малой частотой полетов (приблизительно менее 50 000 взлетно-посадочных операций в год) обычно нет необходимости предусматривать изменения в последовательности вылетов. Однако на аэродромах с большей частотой движения, с одной РД и без площадок ожидания или других обходных путей у органов управления аэродромным движением отсутствует возможность изменить последовательность вылетов после того, как соответствующее воздушное судно вырулило с перрона. В частности, на аэродромах с большими перронами зачастую бывает трудно обеспечить выруливание воздушных судов с перрона с таким расчетом, чтобы они подходили к концу ВПП в той последовательности, какая необходима органам обслуживания воздушного движения.

2.1.2 Предоставление достаточного количества площадок ожидания или других обходных путей, основанного на анализе существующей или ближайшей потребности воздушных судов в вылете, позволит обеспечить значительную гибкость при разработке последовательности вылетов. В результате органы обслуживания воздушного движения смогли бы более гибко регулировать очередность взлета, что исключило бы ненужные задержки и увеличило пропускную способность аэродрома. Кроме того, площадки ожидания или другие обходные пути позволяют:

a) отсрочить вылет некоторых воздушных судов в связи с непредвиденными обстоятельствами, не задерживая идущие следом воздушные суда (дополнительная загрузка в последнюю минуту или замена испорченного оборудования);
b) произвести предполетную проверку высотомера воздушного судна и регулировку и программирование бортовых инерциальных навигационных систем, если это не удалось сделать на перроне;
c) произвести "гонку" поршневых двигателей воздушных судов; и
d) использовать их в качестве контрольной точки VOR на аэродроме.

2.2 ТИПЫ ОБХОДНЫХ ПУТЕЙ

2.2.1 Обычно характеристики РД, которые позволяют воздушному судну обойти впереди идущее воздушное судно, можно разделить на три группы:

a) *Площадки ожидания*. Определенная зона, предназначенная для задержки или обхода воздушного судна. На рис. 2-1 приведено несколько примеров схем площадок ожидания, а на рис. 2-2 показан пример подробного описания площадки ожидания, расположенной у места ожидания при рулении.

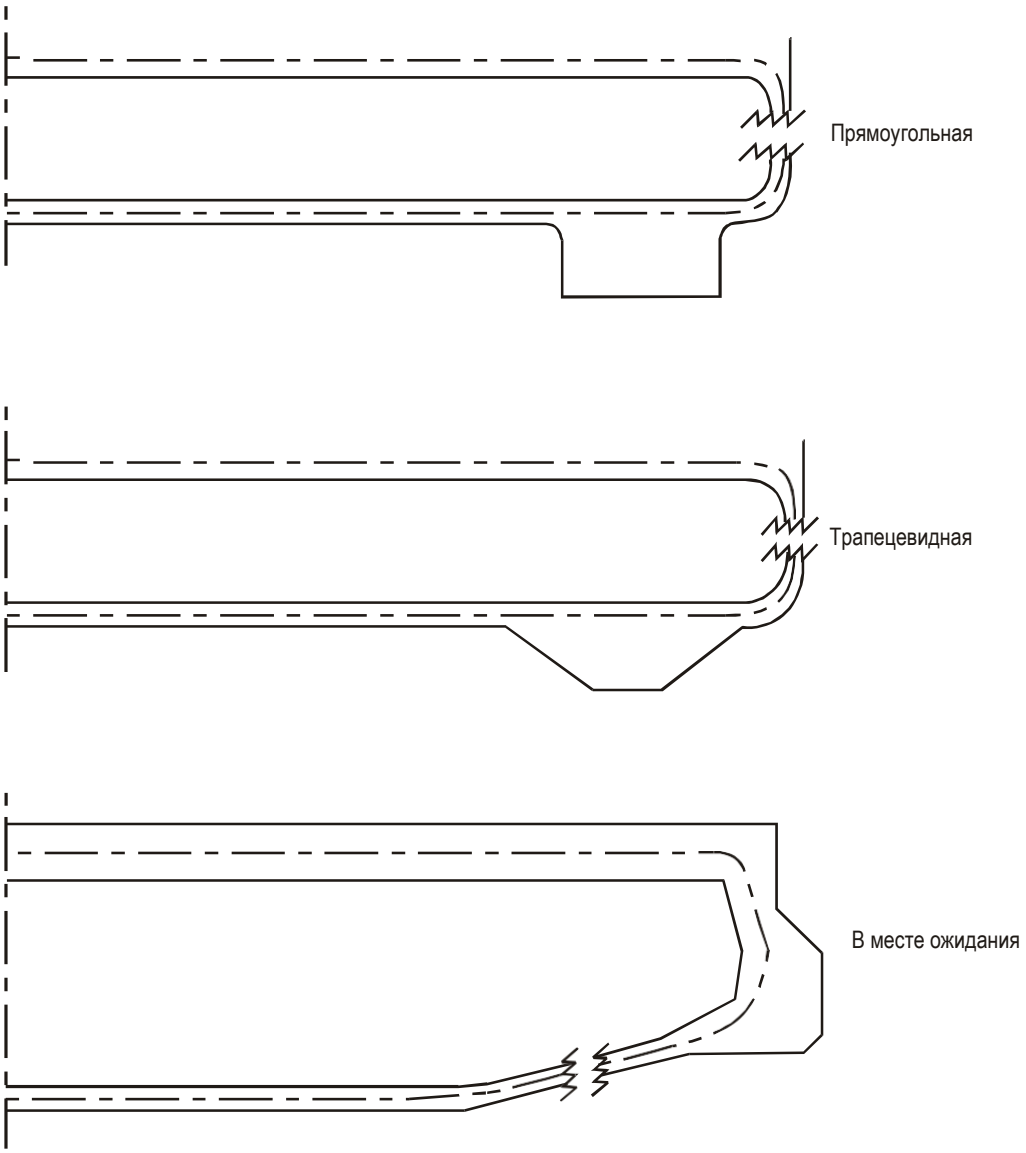


Рис. 2-1. Примеры схем площадок ожидания

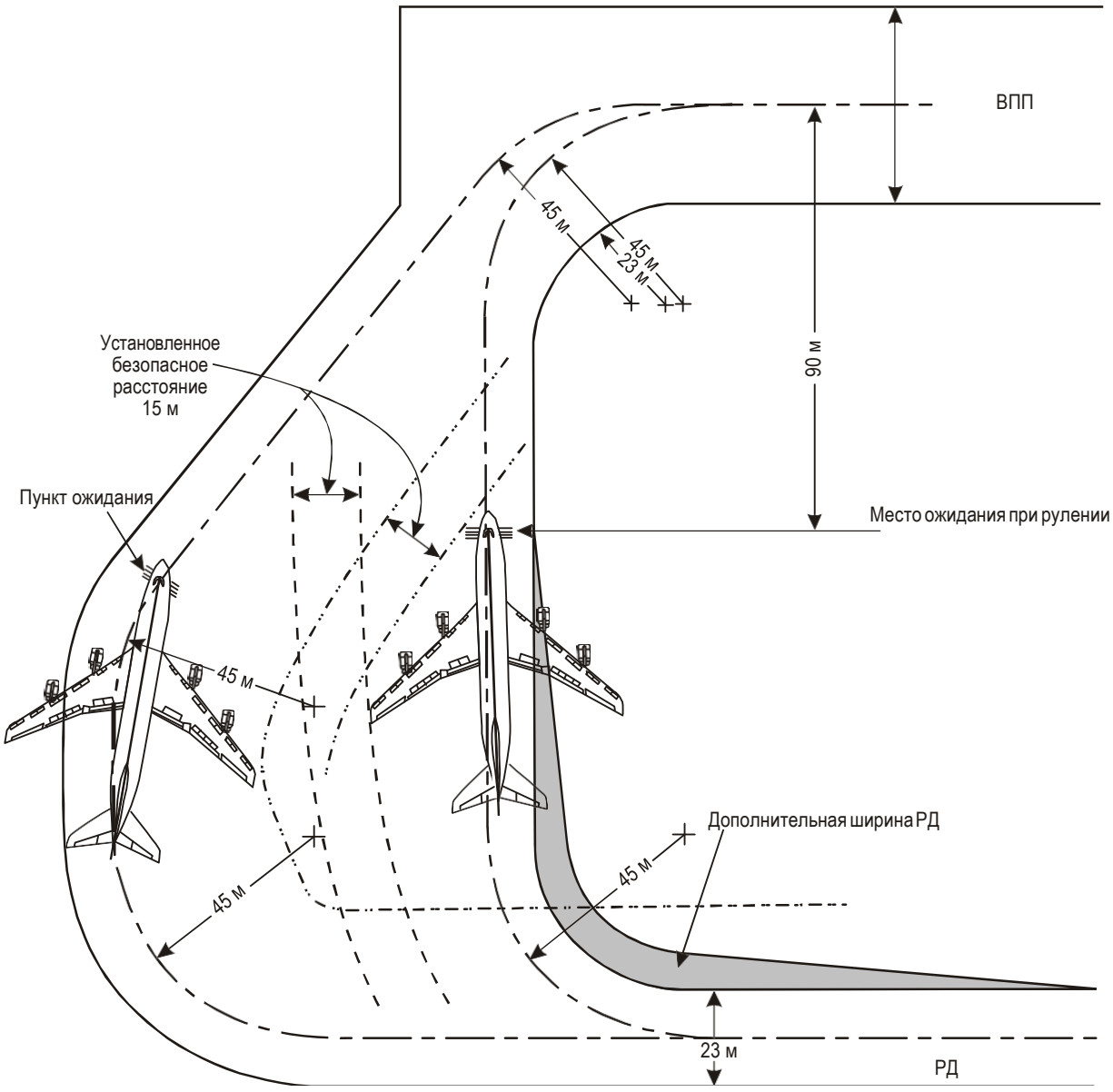


Рис. 2-2. Площадка ожидания с подробной разметкой

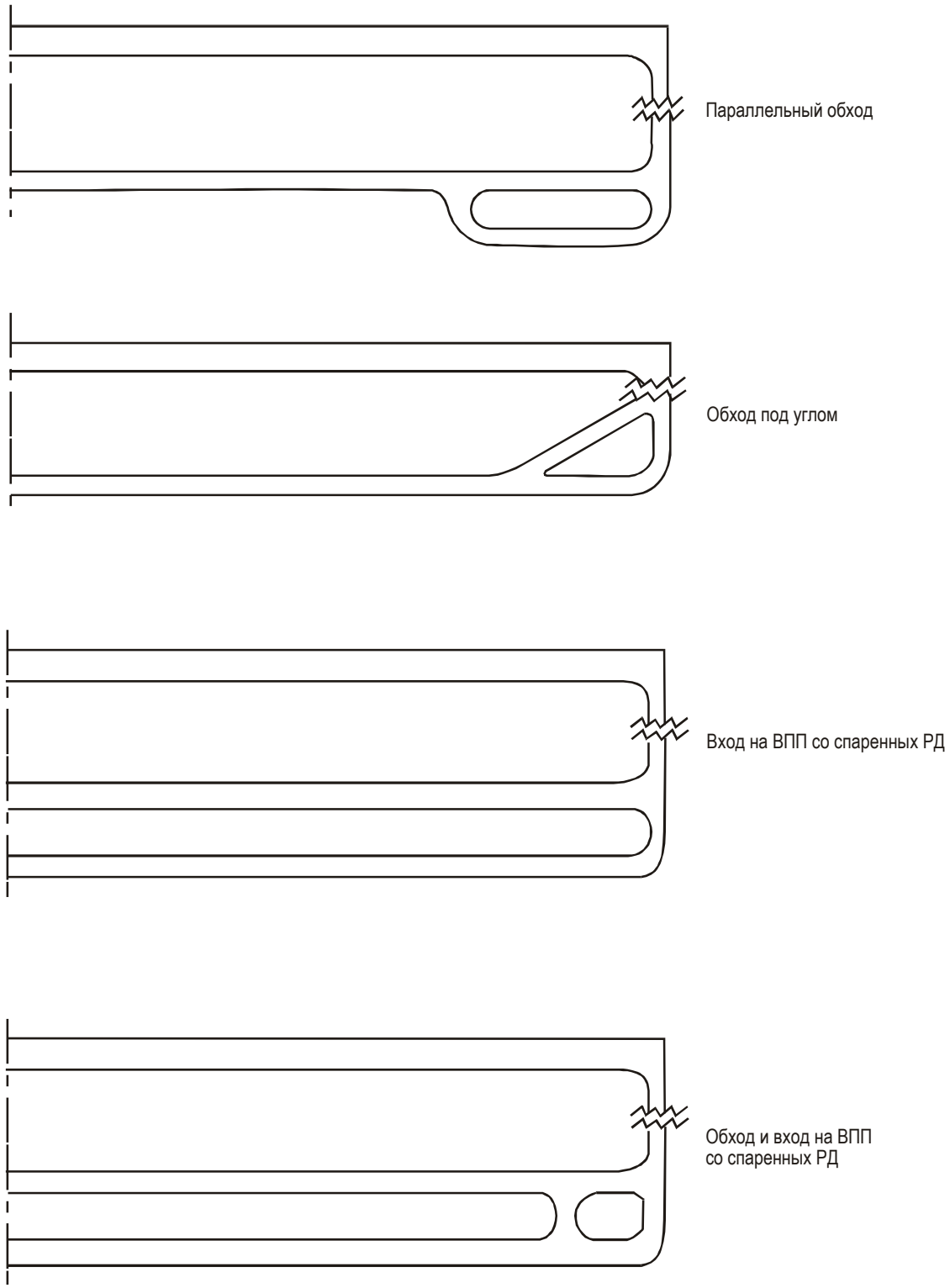


Рис. 2-3. Примеры спаренных РД

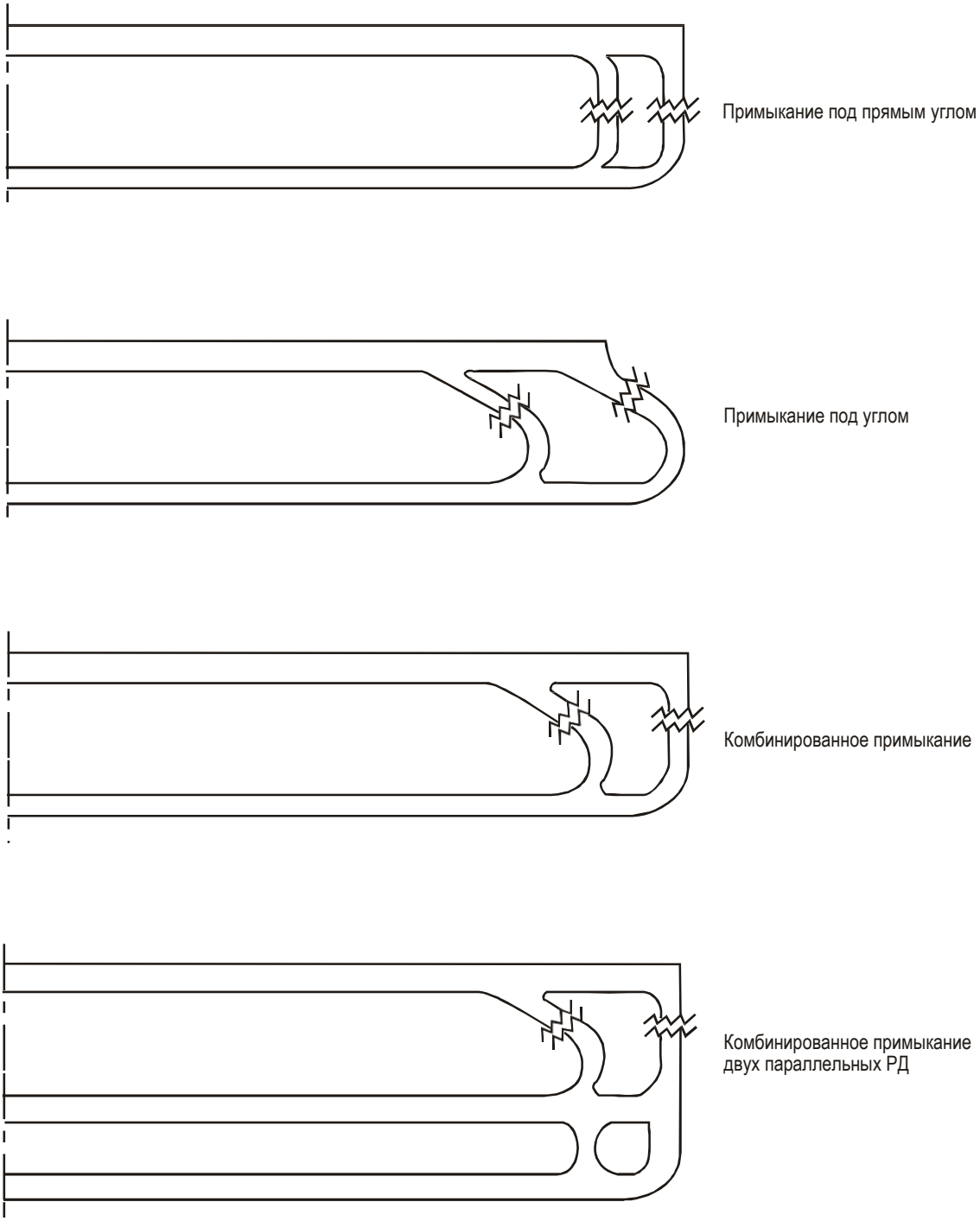


Рис. 2-4. Примеры спаренных входов на ВПП

b) *Спаренные РД.* Вторая РД или РД, являющаяся обходной для обычной параллельной РД. Несколько примеров приводится на рис. 2-3.

c) *Спаренные входы на ВПП*. Раздвоение РД при входе на ВПП. На рис. 2-4 показано несколько таких примеров.

2.2.2 Если используется площадка ожидания, воздушные суда в зависимости от срочности могут выполнять взлет в очередности, установленной органом УВД. Наличие площадки ожидания позволяет воздушному судну покинуть поток вылетающих воздушных судов и вновь войти в него. Подробный пример зоны покрытия для площадки ожидания, расположенной у места ожидания при рулении, приведен на рис. 2-2. Данная конструкция предназначена для ВПП точных заходов на посадку, когда кодовым числом является 3 и 4 и с учетом безопасного расстояния от законцовок крыльев воздушных судов равного 15 м. Конструкция площадки ожидания для других типов ВПП или мест вдоль РД будет иметь соответствующие требования к размерам.

2.2.3 Спаренные РД или обходные пути РД могут обеспечить очередность только при вылете путем разделения потока вылетающих воздушных судов на две части. Обходные РД могут быть построены с относительно низкими затратами, но обеспечивают лишь небольшую гибкость в плане изменения очередности вылетающих воздушных судов. Спаренная РД по всей длине является самым дорогим вариантом и может быть оправдана только на аэродромах с очень высокой интенсивностью движения, где имеется очевидная необходимость в двустороннем движении параллельно ВПП. Такая потребность возникает, когда перроны пассажирского аэровокзала или другие сооружения расположены таким образом, что воздушные суда двигаются в направлении, обратном потоку вылетающих воздушных судов.

2.2.4 Спаренный вход на ВПП сокращает располагаемую длину разбега для воздушных судов, пользующихся входом, расположенным не у самого конца ВПП. Это не создает значительных неудобств, если этим входом захотят воспользоваться воздушные суда, для которых оставшаяся располагаемая длина разбега была бы достаточной. Спаренный вход на ВПП также позволяет обойти воздушное судно, задержавшееся на выходе с другой РД или даже у конца ВПП. Использование спаренного входа совместно со спаренными РД обеспечит определенный уровень гибкости, сравнимый с уровнем, получаемым с помощью соответствующим образом запроектированной площадки ожидания. Вход под углом позволяет выруливать на ВПП с определенной скоростью, однако он затрудняет экипажу возможность видеть заходящие на посадку воздушные суда и поскольку требуется зона со значительным искусственным покрытием, стоимость их значительно выше. Хотя группы экспертов по вопросам эксплуатации и воздушного движения настаивали на конструкции входа на ВПП, который позволит увеличивать скорость при развороте на ВПП, до разработки рекомендуемой конструкции данного типа необходимо будет провести дальнейшие исследования, моделирование и набрать определенный опыт.

2.2.5 Для конкретного аэродрома наилучший выбор из этих методов зависит от геометрических размеров существующей системы ВПП/РД и объема движения воздушных судов. Опыт показывает, что технические и экономические вопросы часто играют решающую роль при выборе одного из трех типов (или комбинации этих типов). Данные три типа также могут использоваться в различных комбинациях с целью оптимизации наземного движения воздушных судов до порога ВПП.

2.3 ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ И ХАРАКТЕРИСТИКИ

2.3.1 Независимо от используемого типа обходного пути, минимальное разделительное расстояние между осевыми линиями РД и ВПП должны

выдерживаться в соответствии с требованиями для данного типа обслуживаемой ВПП (см. таблицу 1-1).

2.3.2 Расходы на строительство любого обходного пути непосредственно зависят от зоны нового требуемого искусственного покрытия. Кроме того, косвенные затраты могут явиться результатом перерывов в обслуживании воздушного движения во время строительства.

2.3.3 В любом случае выбранное проектное решение должно всегда обеспечивать по крайней мере один вход в начале рабочей ВПП, используемой для взлета, с таким расчетом, чтобы воздушные суда, для которых требуется полная располагаемая длина разбега, могли легко выйти на исполнительный старт без значительной потери длины ВПП.

2.3.4 Спутная струя воздушного винта и реактивная струя двигателя от ожидающих воздушных судов должны быть направлены в сторону от других воздушных судов и ВПП. Подготовка и техническое обслуживание боковых полос безопасности должны проводиться в соответствии с обслуживанием боковых полос безопасности обочин РД (см. пп. 1.6.5-1.6.9).

2.4 РАЗМЕР И МЕСТОПОЛОЖЕНИЕ ПЛОЩАДОК ОЖИДАНИЯ

2.4.1 Пространство, необходимое для площадки ожидания, зависит от количества мест, предоставляемых для воздушных судов, размера воздушного судна и частоты их использования. Размеры должны обеспечивать достаточное расстояние между воздушными судами для того, чтобы дать им возможность маневрировать независимо друг от друга. Информация, приведенная в главе 3 в отношении размеров мест стоянок, также применима к площадкам ожидания. В целом, расстояние между законцовками крыльев (приращение) стоящего воздушного судна и движущегося воздушного судна вдоль РД не должно быть менее указанного в приведенной ниже таблице:

Кодовая буква	Безопасное расстояние между законцовками крыльев (приращение) (м)
A	6,5
B	5,75
C	5
D	6,5
E	6,5
F	6,5

2.4.2 При использовании площадки для обеспечения гибкости при организации очередности при вылете, наиболее предпочтительным расположением площадки ожидания является место, примыкающее к РД, обслуживающей конец ВПП. Другие места расположения вдоль РД являются удовлетворительными для воздушных судов, выполняющих предполетные проверки или гонку двигателей,

или используются в качестве пункта ожидания для воздушных судов, ожидающих разрешения на вылет. Критерии расположения площадок ожидания относительно ВПП приведены ниже.

2.4.3 Расстояние между площадкой ожидания и осевой линией ВПП должно соответствовать таблице 2-1, а для ВПП, оборудованной для точного захода на посадку, это расстояние является таковым, при котором ожидающее воздушное судно не будет создавать помех для работы радиосредств. Таким образом воздушные суда должны находиться вне чувствительных и критических зон ILS и не входить в зону, свободную от препятствий.

2.4.4 При превышениях более 700 м, указанное в таблице 2-1 для ВПП с кодовым номером 4, оборудованной для точного захода на посадку, расстояние 90 м увеличивается следующим образом:

a) для превышения до 2000 м – 1 м на каждые 100 м сверх 700 м;
b) для превышения более 2000 м и до 4000 м – 13 м плюс 1,5 м на каждые 100 м сверх 2000 м;
c) для превышения более 4000 м и до 5000 м – 43 м плюс 2 м на каждые 100 м сверх 4000 м.

2.4.5 Если превышение площадки ожидания для ВПП с кодовым номером 4, оборудованной для точного захода на посадку, больше превышения порога ВПП, указанное в таблице 2-1, расстояние 90 м дополнительно увеличивается на 5 м для каждого метра превышения площадки над порогом ВПП.

2.4.6 Расстояние 107,5 м для кодового номера 4 и кодовой буквы F установлено с учетом воздушного судна, высота хвостовой части которого составляет 24 м, расстояние от носовой части до наивысшей точки хвостовой части – 62,2 м, высота носовой части – 10 м и место ожидания которого находится под углом 45° или более относительно осевой линии ВПП за пределами зоны, свободной от препятствий.

2.4.7 Расстояние 90 м для кодового номера 3 или 4 установлено с учетом воздушного судна, высота хвостовой части которого составляет 20 м, расстояние от носовой части до наивысшей точки хвостовой части – 52,7 м и высота носовой части – 10 м и место ожидания которого находится под углом 45° или более относительно осевой линии ВПП за пределами зоны, свободной от препятствий, и которое не учитывается при расчете абсолютной/ относительной высоты пролета препятствий.

2.4.8 Расстояние 60 м для кодового номера 1 или 2 установлено с учетом воздушного судна, высота хвостовой части которого составляет 8 м, расстояние от носовой части до наивысшей точки хвостовой части – 24,6 м и высота носовой части – 5,2 м, место ожидания которого находится под углом в 45° или более относительно осевой линии ВПП за пределами зоны, свободной от препятствий.

2.5 РАЗМЕТКА И СВЕТОМАРКИРОВКА ПЛОЩАДОК ОЖИДАНИЯ

Для обеспечения точного маневрирования воздушных судов на площадках ожидания желательно применять соответствующую разметку и светомаркировку. Это позволит также установить воздушное судно на площадке ожидания таким образом, чтобы не мешать движению других воздушных судов по соседней РД.

Приемлемым методом считается сплошная линия, по которой при движении должна следовать кабина пилота. Если площадка ожидания рассчитана на использование в ночных условиях, на ней следует обеспечить светомаркировку края РД. Местоположение и характеристики огней должны соответствовать техническим требованиям к светосигнальным устройствам РД, содержащимся в главе 9 AAR-AGA-001.

Таблица 2-1. Минимальное расстояние от осевой линии ВПП до площадки ожидания

Тип используемой ВПП	Кодовый номер			
	1	2	3	4
Необорудованная и взлетная ВПП	30 м	40 м	75 м	75 м
ВПП, оборудованная для неточного захода на посадку	40 м	40 м	75 м	75 м
ВПП, оборудованная для точного захода на посадку по категории I	60 м[b]	60 м[b]	90 м[a,b]	90 м[a,b]
ВПП, оборудованная для точного захода на посадку по категории II или III	–	–	90 м[a,b]	90 м[a,b,c]

a. Если превышение площадки ожидания ниже порога ВПП, расстояние может сокращаться на 5 м для каждого метра превышения порога над площадкой ожидания, чтобы не нарушать внутреннюю переходную поверхность.

b. Это расстояние, возможно, следует увеличить с тем, чтобы избежать помех для работы радиосредств. Для ВПП, оборудованной для точного захода на посадку по категории III, увеличение может быть порядка 50 м.

c. Для кодовой буквы F это расстояние должно составлять 107,5 м.

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

3. ПЕРРОНЫ

Перроном называется определенная зона, предназначенная для размещения воздушных судов для посадки и высадки пассажиров, погрузки и выгрузки почты или грузов, заправки, стоянки или технического обслуживания. Обычно перроны имеют искусственное покрытие, но иногда они могут его не иметь; например, места стоянок на перроне, покрытые дерном, могут быть подходящими для малых воздушных судов.

3.1 ТИПЫ ПЕРРОНОВ

Перрон пассажирского аэровокзала

3.1.1 Перроном пассажирского аэровокзала является зона, предназначенная для маневрирования воздушных судов и стоянки их рядом с аэровокзалом или на расстоянии, обеспечивающем свободную доставку пассажиров от здания аэровокзала. В этой зоне пассажиры совершают посадку на борт воздушного судна из здания пассажирского аэровокзала. Кроме облегчения передвижения пассажиров, перрон пассажирского аэровокзала используется для заправки воздушных судов и технического обслуживания их, а также загрузки и выгрузки груза, почты и багажа. Отдельные места для стоянки воздушного судна на перроне пассажирского аэровокзала называются местами стоянок воздушных судов.

Перрон грузового аэровокзала

3.1.2 Для воздушных судов, которые перевозят только грузы и почту, может предоставляться отдельный перрон, примыкающий к зданию грузового аэровокзала. Желательно разделение грузовых и пассажирских воздушных судов, поскольку для них требуются различные типы оборудования как на перроне, так и в аэровокзале.

Удаленная стояночная площадка

3.1.3 Дополнительно к перрону аэровокзала в аэропортах может потребоваться отдельная стояночная площадка, где воздушные суда могут оставаться в течение длительного времени. Эти площадки могут использоваться во время остановки экипажа в пути или для незначительного периодического технического и прочего обслуживания приземлившихся на короткое время воздушных судов. Несмотря на то, что стояночные площадки находятся вне перронов аэровокзала, они должны как можно ближе располагаться к ним с тем, чтобы свести к минимуму время посадки/высадки пассажиров, а также по соображениям безопасности.

Перроны для обслуживания и предангарные перроны

3.1.4 Перроном для обслуживания является незакрытая зона, примыкающая к авиационному ангару, на которой может выполняться техническое обслуживание воздушных судов, в то время как предангарным перроном является зона, в которой воздушные суда движутся во внутрь ангара и из него.

Перроны для авиации общего назначения

3.1.5 Воздушные суда авиации общего назначения, используемые для деловых или личных полетов, требуют нескольких категорий перронов для обслуживания различных полетов авиации общего назначения.

Транзитный перрон

3.1.5.1 Транзитные (пролетающие) воздушные суда авиации общего назначения используют транзитный перрон в качестве временной стоянки и для заправки, обслуживания и наземной транспортировки. На аэродромах, обслуживающих только воздушные суда авиации общего назначения, транзитный перрон обычно примыкает к фиксированной зоне обслуживания приписных воздушных судов или является его составной частью. На перроне аэровокзала также обычно выделяется зона для транзитных воздушных судов авиации общего назначения.

Перроны или зоны для швартовки приписных воздушных судов

3.1.5.2 Для воздушных судов авиации общего назначения, приписанных к данному аэродрому, требуется либо место в ангаре, либо зона для швартовки на открытом воздухе. Для воздушных судов, находящихся в ангаре, также необходим перрон перед зданием для выполнения маневров. В зависимости от размера воздушных судов и погодных условий или состояния грунта открытые зоны используются для швартовки приписных воздушных судов и могут иметь искусственные покрытия, не иметь их или быть покрытыми дерном. Желательно, чтобы они находились в отдельных местах от перронов для транзитных воздушных судов.

Другие перроны для наземного обслуживания

3.1.5.3 В случае необходимости следует также обеспечивать зоны для обслуживания, заправки или загрузки и разгрузки воздушных судов.

3.2 ТРЕБОВАНИЯ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ

3.2.1 Проектирование любого из различных типов перронов требует оценки многих не связанных и часто противоречащих характеристик. Несмотря на четко установленное предназначение различных типов перронов, существует много общих характеристик проектирования, касающихся безопасности, эффективности, геометрических размеров, гибкости и строительства, которые являются общими для всех типов. В приведенных ниже пунктах дается краткое описание этих общих требований к проектированию.

Безопасность

3.2.2 При проектировании перрона следует принимать во внимание правила безопасности для воздушных судов, выполняющих маневрирование по перрону. В данном контексте под безопасностью подразумевается, что воздушное судно выдерживает установленные расстояния и следует предписанным правилам входа в зону перрона, движения внутри нее и выхода из нее. При предоставлении обслуживания воздушным судам, находящимся на перроне, следует учитывать правила безопасности, в особенности в отношении заправки воздушных судов топливом. В целях предотвращения распространения горящего топлива на перрон уклоны искусственных покрытий должны быть нисходящими от зданий аэровокзалов и других строений. Водопроводные краны должны устанавливаться на каждом месте стоянки для периодического полива поверхности перрона. Следует также рассмотреть вопрос о безопасности воздушных судов при определении местонахождения зоны перрона, где воздушные суда могут быть защищены от доступа посторонних лиц. Это достигается путем отделения зон, в которых могут находиться любые лица, от зон перрона.

Эффективность

3.2.3 Проектирование перрона должно содействовать обеспечению высокой степени эффективности движения воздушных судов и распределению перронных служб. Свобода перемещения, минимальные расстояния руления и минимальные задержки для воздушных судов, начинающих движение по перрону, – все это является мерами эффективности для любого из указанных типов перронов. Если во время начального этапа планирования аэродрома однозначно могут быть определены места стоянок воздушных судов, используемые средства и службы должны организовываться в фиксированных местах. Должны быть тщательно запланированы линии подачи топлива и гидранты, соединения для подачи сжатого воздуха и системы электроснабжения, поскольку очень часто эти системы располагаются под искусственным покрытием перрона. Высокие первоначальные затраты на эти системы будут окупаться за счет увеличения эффективности мест стоянок, что позволяет использовать перрон с большей отдачей. Применение данных мер повышения эффективности будет гарантировать максимальную экономическую отдачу данного перрона.

Геометрические размеры

3.2.4 Планирование и проектирование любого типа перрона зависит от числа вопросов, связанных с геометрическими размерами. Например, длина и ширина отрезка земли, имеющегося в наличии для строительства перрона, может помешать выбрать определенную концепцию планировки перрона. Для новых аэродромов можно будет разработать наиболее эффективную планировку, основанную на характере спроса, и затем установить зону земли, наилучшим образом удовлетворяющую данной планировке. Однако расширение или добавление перронов на существующих аэродромах обычно будет являться менее идеальным вариантом из-за ограничений, накладываемых конфигурацией и размерами имеющихся участков. Общая зона, необходимая для каждого места стоянки, включает зону, необходимую для мест стоянок воздушных судов, а также перронных РД, используемых совместно с другими местами стоянок воздушных судов. Поэтому общая зона, необходимая для строительства перрона, зависит не только от размеров воздушных судов, допустимых расстояний и метода парковки, а также от геометрических размеров полосы руления на места стоянки, других РД, струеотклоняющих щитов, зон, используемых для стоянки обслуживающих транспортных средств, и дорог для движения наземных транспортных средств.

Гибкость

3.2.5 При планировании перронов следует также произвести оценку следующих характеристик гибкости.

Диапазон размеров воздушных судов

3.2.5.1 Количество и размер мест стоянок воздушных судов должно соответствовать количеству и размерам типов воздушных судов, использование которых ожидается на данном перроне. Необходимо достигнуть компромисса при рассмотрении следующих экстремальных положений:

a) использование одного типа стоянок для воздушных судов достаточно большого размера для наибольшего типа воздушных судов; и

b) использование различных размеров мест стоянок, соответствующих типам воздушных судов.

В первом методе весьма неэффективно используются имеющиеся площади, в то время как другой метод обеспечивает низкий уровень оперативной гибкости. Для перронов пассажирских аэровокзалов компромиссным решением для достижения соответствующей гибкости является группирование воздушных судов на два–четыре класса размеров и предоставление мест стоянок для этих общих размеров пропорционально прогнозируемому спросу. Большее количество типоразмеров мест стоянок может использоваться для авиации общего назначения, поскольку это место может арендоваться или заниматься единственным воздушным судном известных размеров.

Возможность расширения

3.2.5.2 Другим ключевым элементом гибкой перронной системы является возможность расширения для удовлетворения перспективных потребностей. Во избежание ограничений в плане наращивания потенциальных возможностей определенной зоны перрона, перрон следует проектировать по модульному принципу для того, чтобы последующие этапы стали неотъемлемым дополнением существующего перрона с минимальными перерывами в текущей деятельности.

Общие характеристики проектирования

3.2.6 Многие из технических требований к проектированию для конструкций поверхностей перрона являются общими для всех типов перронов. Некоторые из этих факторов рассмотрены в следующих пунктах.

Искусственное покрытие

3.2.6.1 Выбор искусственного покрытия осуществляется на основе массы воздушного судна, распределения нагрузки, характеристик почвы и относительной стоимости имеющихся материалов. Обычно на аэродромах, обслуживающих самые большие коммерческие воздушные суда, где необходима большая прочность и долговечность, используется железобетон. В качестве минимального покрытия на большинстве аэродромов требуется асфальтированное (гудронное) покрытие для удовлетворения требований к прочности, дренажу и стабильности, хотя в некоторых местах удовлетворительно используются перроны, покрытые дерном, и перроны из стабилизированного цементом песка. Обычно железобетон дороже чем асфальт, однако дешевле в обслуживании и обычно долговечнее. Кроме того, бетон относительно мало подвергается воздействию разлившегося топлива для реактивных двигателей, в то время как асфальтовые поверхности портятся, если топливо находится на поверхности даже в течение незначительно короткого периода времени. Эта проблема может быть частично решена с помощью покрытия асфальта специальными изоляционными материалами и регулярной очистки покрытия.

Уклоны искусственных покрытий

3.2.6.2 Уклоны перрона должны быть достаточными для предотвращения сбора воды на поверхности перрона, но должны выдерживаться на уровне, допускаемом требованиями к дренажу. Эффективный дренаж больших

перронов с искусственным покрытием при проливных дождях обычно достигается путем устройства крутых уклонов искусственных покрытий и нескольких дренажных труб в данной зоне. Однако на перронах значительный уклон будет создавать проблемы при маневрировании воздушных судов и для транспортных средств, обслуживающих данный перрон. Кроме того, заправка воздушных судов требует практически горизонтальной поверхности для обеспечения соответствующего баланса топливной массы в различных топливных баках воздушного судна. При проектировании уклонов и дренажа следует предусматривать, чтобы пролившееся топливо отводилось от строений и обслуживаемых зон перрона. Для достижения компромисса при удовлетворении требований к дренажу, маневренности и заправки топливом, уклоны перронов следует выдерживать в пределах 0,5–1,0% в зонах мест стоянок воздушных судов и не более 1,5% в других зонах перрона.

Реактивная струя и спутная струя воздушного винта

3.2.6.3 При планировке зон перрона и примыкающих служебных дорог и зданий должно рассматриваться влияние экстремальных температур и воздушных вихрей от реактивных двигателей или двигателей с воздушными винтами. На некоторых аэродромах может возникнуть необходимость в обеспечении большего расстояния между воздушными судами или в возведении струеотклоняющих щитов между местами стоянок с целью исключения этого воздействия. В добавлении 2 приводится более подробный материал по вопросам проектирования.

3.3 ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ ПЕРРОНОВ АЭРОВОКЗАЛА

Общие положения

3.3.1 Тип планировки мест стоянок на перроне аэровокзала, наилучшим образом удовлетворяющий данному аэродрому, является функцией многих взаимосвязанных критериев. Конструкция перрона аэровокзала, естественно, должна полностью соответствовать выбранному проекту аэровокзала, и наоборот. Для сравнения преимуществ и недостатков каждой системы, проанализированной отдельно, следует использовать повторяющийся процесс выбора наилучшей комбинации схемы перрона и конструкции аэровокзала. Объем трафика воздушных судов, пользующихся данным аэровокзалом, является важным фактором при определении схемы планировки перрона для того, чтобы он наиболее эффективным образом соответствовал конкретной конструкции аэровокзала. Кроме того, на аэродроме с явно проявляющимися диспропорциями международных перевозок (прямая связь с другими полетами) или пассажирами, купившими билет в данном пункте, может понадобиться специальный проект системы аэровокзал-перрон для обработки асимметричного пассажиропотока.

Посадка пассажиров

3.3.2 При проектировании схемы перрона необходимо учитывать используемый метод посадки пассажиров. Некоторые методы могут использоваться только в одном или в двух случаях планировки основных мест стоянок.

3.3.2.1 Прямая посадка на более высоком уровне стала возможной благодаря разработке пассажирских трапов, позволяющих пассажирам проходить на борт воздушного судна с верхнего уровня здания аэровокзала без

изменения уровня. На рис. 3-1 показаны два типа пассажирских трапов воздушных судов:

a) *Стационарный телескопический трап.* Короткий телескопический трап, который выступает из здания аэровокзала. Воздушное судно заходит на стоянку носом к аэровокзалу вдоль проекции аэровокзала и останавливается таким образом, чтобы передняя дверь воздушного судна находилась напротив пассажирского трапа. Телескопический трап раздвигается на небольшую величину в направлении воздушного судна, позволяя незначительно изменить разность высоты между высотой главной палубы воздушного судна и полом аэровокзала.

b) *Подвижной телескопический трап.* Один конец телескопического трапа шарнирно соединен со зданием аэровокзала, другой его конец находится на двухколесной тележке с двигателем. Трап поворачивается в направлении воздушного судна и удлиняется до тех пор, пока он не коснется двери воздушного судна. Тот конец, который сопрягается с воздушным судном, может значительно подниматься или опускаться, давая возможность с помощью данного пассажирского трапа обслуживать воздушные суда с различной высотой палубы.

3.3.2.2 Кроме использования телескопических трапов существуют другие основные методы посадки пассажиров:

a) *Подвижной трап.* Подвижной трап подкатывается или буксируется к самолету и устанавливается на уровне двери. Пассажиры спускаются по нему на перрон и в автобусе доставляются к аэровокзалу или воздушному судну, а для посадки в воздушное судно пользуются ступеньками.

b) *Транспортные средства для доставки пассажиров.* Пассажиры садятся в автобус или специально предназначенные средства доставки пассажиров у здания аэровокзала и доставляются на удаленную стоянку воздушных судов. Затем пассажиры могут использовать трапы для посадки в самолет или пересесть на борт воздушного судна, т.е. с того же уровня, что и пол воздушного судна, т.е. путем поднятия самого транспортного средства.

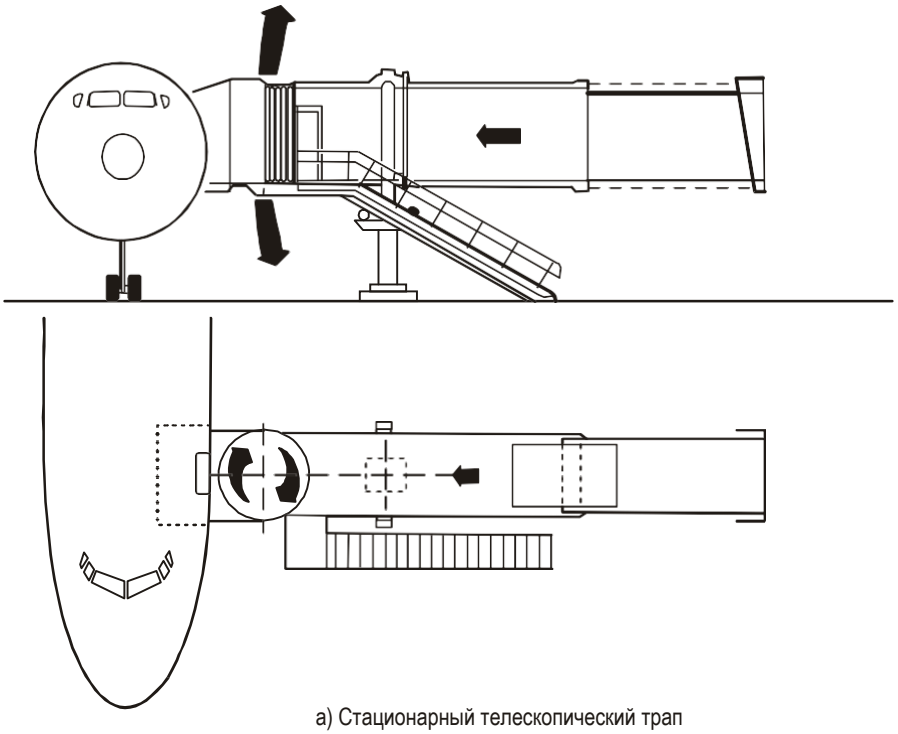
c) *Бортовые трапы воздушных судов.* Данный метод аналогичен подвижным трапам и может использоваться любыми воздушными судами, оборудованными бортовыми трапами. После остановки экипаж опускает бортовой трап, и пассажиры выходят на перрон или доставляются на автобусе от борта воздушного судна до здания аэровокзала.

Концепции перронов пассажирских аэровокзалов

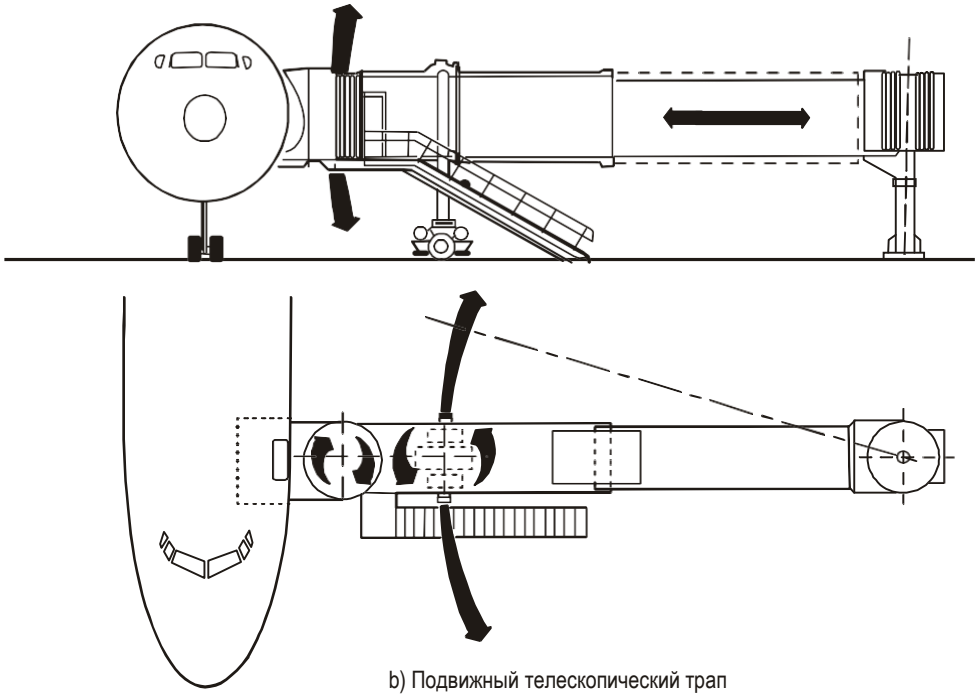
3.3.3 Проектирование перронов пассажирских аэровокзалов непосредственно связано с концепцией пассажирского аэровокзала. Определение концепции пассажирского аэровокзала описано в Руководстве по проектированию аэропортов G-AGA-021, часть 1 "Генеральное планирование". Различные концепции перрона/аэровокзала показаны на рис. 3-2, и основные характеристики каждой концепции с точки зрения перрона кратко излагаются ниже.

Простая концепция

3.3.4 Эта концепция применима к аэропортам с небольшим объемом движения. Как правило, воздушные суда находятся на местах стоянки носовой частью к аэровокзалу или носовой частью в сторону от аэровокзала и заруливают или выруливают с использованием собственной тяги. Следует уделять внимание обеспечению достаточного безопасного расстояния между краем перрона и фасадом аэровокзала, выходящим на летное поле, чтобы уменьшить отрицательное воздействие струи газов двигателей. Если это не сделано, следует поставить ограждение из струеотклоняющих щитов. Расширение перрона можно производить постепенно по мере необходимости, не создавая значительных помех в работе аэропорта.



a) Стационарный телескопический трап



b) Подвижный телескопический трап

Рис. 3-1. Пассажирские телескопические трапы

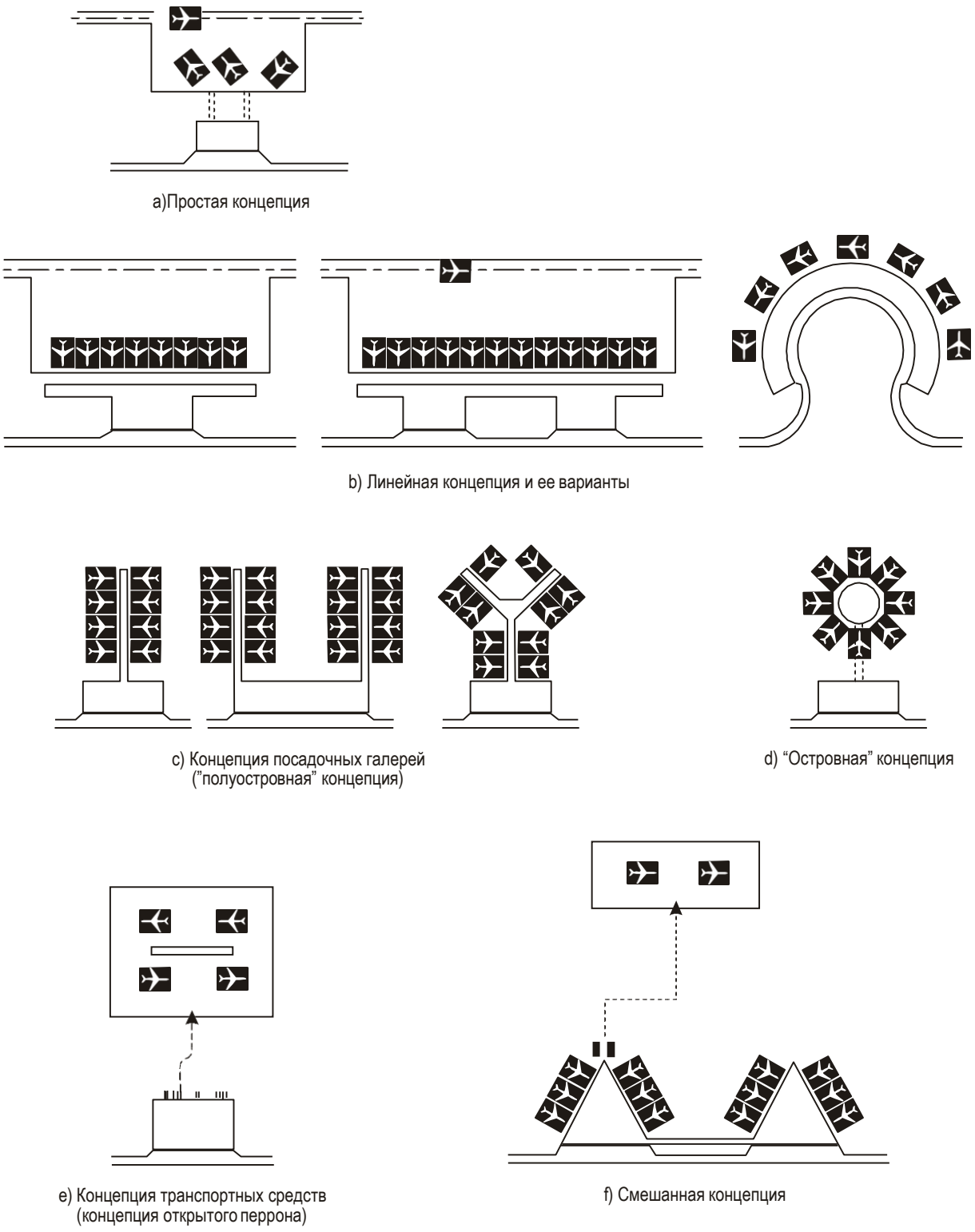


Рис. 3-2. Концепции перронов пассажирских аэровокзалов

Линейная концепция

3.3.5 Линейную концепцию можно рассматривать как один из этапов развития простой концепции. Воздушные суда можно помещать на места стоянки под углом или параллельно аэровокзалу. Однако схема расположения воздушных судов на местах стоянки носовой частью к аэровокзалу при выруливании способом выталкивания с минимальным безопасным расстоянием между краем перрона и аэровокзалом в данной концепции применяется все чаще, поскольку она обеспечивает более эффективное использование площади перрона, обработку воздушных судов и обслуживание пассажиров. Расположение носовой частью к аэровокзалу обеспечивает относительно легкое и простое маневрирование воздушного судна, заруливающего к посадочному выходу. Выталкивание создает большие помехи на перроне у соседних посадочных выходов. Однако для этого нужны тягачи и опытные водители. В аэропортах с большой интенсивностью движения могут понадобиться двойные перронные РД, чтобы уменьшить затор на РД во время выталкивания воздушных судов. Коридор между краем перрона и фасадом аэровокзала можно использовать для движения обслуживающих перрон транспортных средств, а площадь вокруг носовой части находящегося на стоянке воздушного судна – для размещения оборудования, предназначенного для наземного обслуживания. Если с самого начала глубина перрона планируется таким образом, чтобы он вмещал самый длинный фюзеляж, то следует иметь в виду, что эта линейная концепция обеспечивает такую же гибкость и способность к расширению, как и простая концепция и почти как концепция открытого перрона.

Концепция посадочных галерей (полуостровная концепция)

3.3.6 Как показано на рис. 3-2, существует несколько вариантов этой концепции в соответствии с формой посадочных галерей. Воздушные суда могут находиться на стоянке у посадочных выходов с обеих сторон галереи под углом, параллельно или перпендикулярно (носовой частью к аэровокзалу). При наличии только одной посадочной галереи в контролируемой части аэропорта сохраняется преимущественно линейная концепция, за исключением ограниченной возможности постепенного расширения. Если имеется две или несколько посадочных галерей, между ними следует предусмотреть соответствующее пространство. Если каждая посадочная галерея обеспечит большое число посадочных выходов, то для предотвращения столкновений между воздушными судами, заруливающими к посадочным выходам или выруливающими от них, между посадочными галереями могут потребоваться двойные РД. Важно предусмотреть достаточное дополнительное пространство между двумя или несколькими посадочными галереями для размещения в будущем более крупных воздушных судов.

Островная концепция

3.3.7 Островная концепция предусматривает наличие отдельного от аэровокзала сооружения, окруженного местами стоянки воздушных судов у посадочных выходов. Как правило, доступ пассажиров из аэровокзала в островное сооружение обеспечивается по подземному или надземному переходам; это делается с целью лучшего использования пространства перронов, но иногда доступ осуществляется по поверхности. В зависимости от формы островного сооружения воздушные суда становятся на стоянку в радиальном направлении, параллельно или каким-либо другим образом вокруг этого сооружения. Если воздушные суда находятся на стоянке в радиальном направлении, что бывает чаще всего, то выталкивание происходит легче, однако при этом требуется

большая площадь перрона. При расположении воздушных судов на местах стоянки в форме клина появляется необходимость не только в выполнении неудобных крутых поворотов во время заруливания к одному из посадочных выходов, но и в решении проблем по ликвидации заторов при движении транспортных средств с оборудованием для наземного обслуживания вокруг островного сооружения. Недостатком этой концепции является трудность постепенного расширения, что означает, что потребуется строительство совершенно нового островного сооружения при возникновении необходимости в дополнительных выходах.

Концепция (открытого) перрона для транспортных средств

3.3.8 Данную концепцию можно определить как концепцию открытого или удаленного перрона или концепцию транспортных средств. Поскольку перроны в конечном счете предназначены для воздушных судов, т. е. должны находиться близко к ВПП и быть удаленными от других сооружений, данная концепция будет предоставлять некоторые преимущества для обслуживания воздушных судов, такие как более укороченные общие расстояния руления, простое самоманеврирование, достаточная гибкость и возможность расширения перронов. Однако при этом требуется доставка пассажиров, багажа и груза на значительно большее расстояние с помощью транспортных средств (подвижных посадочных галерей/автобусов) и погрузочных тележек от здания аэровокзала и к нему, что может создавать проблемы, связанные с перегруженностью движения в контролируемой зоне аэропорта.

Смешанная концепция

3.3.9 Смешанная концепция означает комбинацию как минимум двух из вышеупомянутых концепций. Довольно часто для того, чтобы справиться с перевозками в периоды пиковых нагрузок, концепция транспортных средств комбинируется с одной из других концепций. Место стоянки воздушных судов, расположенное далеко от аэровокзала, часто называется удаленным перроном или удаленным местом стоянки.

3.4 РАЗМЕР ПЕРРОНОВ

Общие положения

3.4.1 Размер зоны, необходимой для конкретной планировки перрона, зависит от следующих факторов:

a) размера и характеристик маневренности воздушных судов, использующих данный перрон;

b) объема движения на данном перроне;

c) требований к безопасным расстояниям;

d) типов заруливания на места стоянок воздушных судов и выруливания с них;

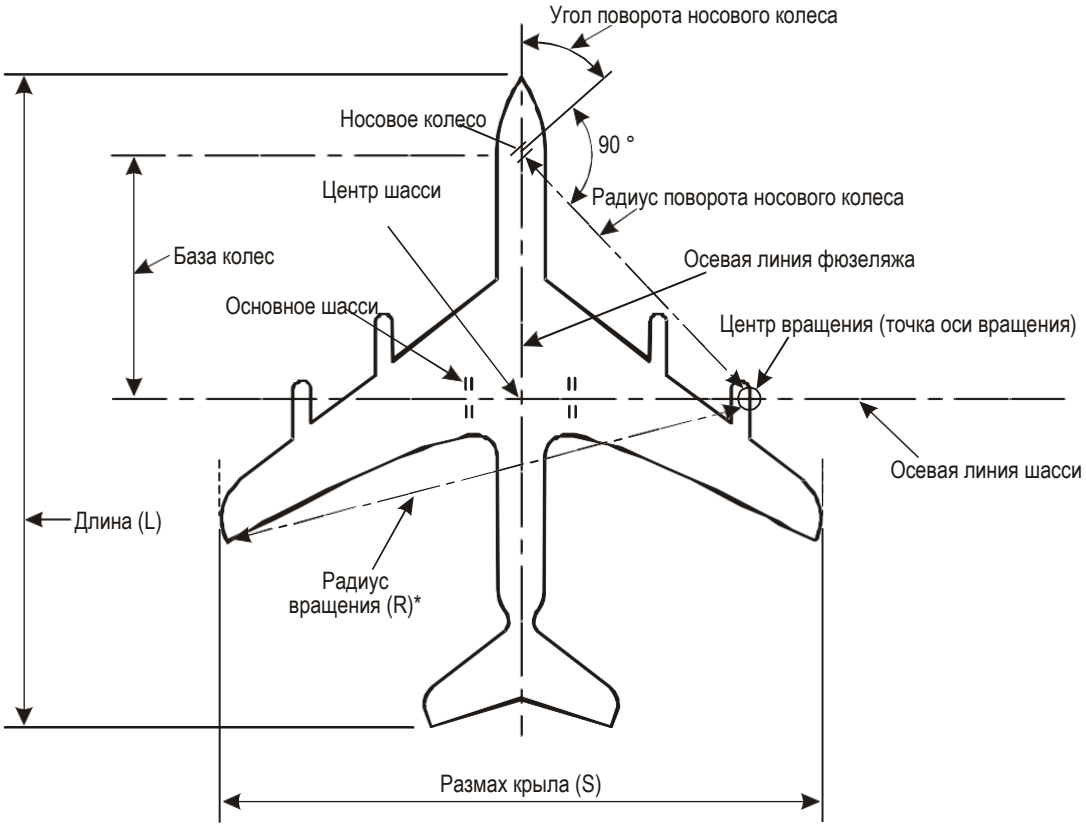
e) основной планировки аэровокзала или другого использования аэропорта (см. 3.3);

f) требований к наземному обслуживанию воздушных судов; и

g) РД и служебных дорог.

Размер воздушного судна

3.4.2 Перед началом детального проектирования перрона необходимо знать размер и характеристики маневренности воздушных судов, использование которых планируется на данном перроне. На рис. 3-3 приведены размеры, необходимые для расчета размеров мест стоянки воздушных судов, а в таблице 3-1 приведены значения для нескольких типов воздушных судов. Общие размеры воздушного судна – общая длина *(L)* и размах крыла *(S)* – могут использоваться в качестве отправных точек при установлении требования к общей зоне перрона для данного аэродрома. Все другие зоны, необходимые для обеспечения безопасного расстояния, руления, обслуживания и т. д., должны определяться исходя из данной основной проекции воздушного судна. Характеристики маневренности воздушного судна являются функцией радиуса поворота *(R)*, который в свою очередь зависит от центра вращения воздушного судна. Центром вращения является точка, вокруг которой воздушное судно вращается при выполнении поворота. Данная точка располагается на осевой линии основного шасси на различных расстояниях от осевой линии фюзеляжа в зависимости от величины угла поворота носового колеса, используемого при выполнении поворота. Значения, указанные в таблице 3-1 для радиусов поворотов, получены из указанных значений угла поворота носового колеса. В большинстве случаев значения радиусов замеряются от центра вращения до законцовки крыла; однако для некоторых воздушных судов радиус поворота измеряется от центра вращения до носовой части воздушного судна или до горизонтальных стабилизаторов.



* Определяется носовой или хвостовой законцовкой для некоторых воздушных судов

Рис. 3-3. Размеры для определения параметров места стоянки воздушного судна

Таблица 3-1. Размеры некоторых воздушных судов

Тип воздушного судна	Длина (м)	Размах крыла (м)	Угол поворота носового колеса	Радиус поворота (м)
A-300B-B2	46,70	44,80	50°	38,80[a]
A-320-200	37,57	33,91	70°	21,91[c]
A-330/A-340-200	59,42	60,30	65°	45,00[a]
A-330/A-340-300	63,69	60,30	65°	45,60[a]
B-727-200	46,68	32,92	75°	25,00[c]
B-737-200	30,58	28,35	70°	18,70[a]
B-737-400	36,40	28,89	70°	21,50[c]
B-737-900	41,91	34,32	70°	24,70[c]
B-747	70,40	59,64	60°	50,90[a]
B-747-400	70,67	64,90	60°	53,10[a]
B-757-200	47,32	37,95	60°	30,00[a]
B-767-200	48,51	47,63	60°	36,00[a]
B-767-400ER	51,92	61,37	60°	42,06[a]
B-777-200	63,73	60,93	64°	44,20[a]
B-777-300	73,86	73,08	64°	46,80[a]
BAC 111-400	28,50	27,00	65°	21,30[a]
DC-8-61/63	57,12	43,41/45,2	70°	32,70[c]
DC-9-30	36,36	28,44	75°	20,40[c]
DC-9-40	38,28	28,44	75°	21,40[c]
DC-9-50	40,72	28,45	75°	22,50[c]
MD-82	45,02	32,85	75°	25,10[b]
MD-90-30	46,50	32,87	75°	26,60[b]
DC-10-10	55,55	47,35	65°	35,60[a]
DC-10-30	55,35	50,39	65°	37,30[a]
DC-10-40	55,54	50,39	65°	36,00[a]
MD-11	61,60	52,50	65°	39,40[a]
L-1011	54,15	47,34	60°	35,59[a]

a. До законцовок крыла
b. До носа
c. До хвоста

Объемы движения

3.4.3 Количество и размер мест стоянок воздушных судов, необходимых для любого типа перрона, могут определяться исходя из прогнозов движения воздушных судов на данном аэродроме. Прогноз деятельности на перроне должен уменьшаться до соответствующего спроса на период планирования для данного типа перрона. Нет необходимости проектировать перрон, исходя из исключительных периодов максимальной активности, однако он должен обеспечивать обработку потока в максимальный период деятельности с минимальными задержками, Например, количество мест стоянок воздушных судов рядом с пассажирским аэровокзалом должно соответствовать объему обработки пассажиров в часы пик для усредненных значений в течение одного дня в месяц максимальных перевозок. Период максимального количества грузовых воздушных судов значительно превышает один час, но менее одного дня; поэтому грузовой перрон должен обрабатывать среднее количество воздушных судов в день в месяцы наибольшей активности. Другие типы перронов должны иметь достаточно мест стоянок для обработки их при соответствующих пиковых периодах активности. Кроме того, планирование перронов следует подразделить на несколько этапов с целью сведения к минимуму необходимые капитальные затраты. Затем следует добавить зоны перрона, необходимые для удовлетворения возрастающего спроса.

Требования к безопасным расстояниям

3.4.4 Место стоянок должно обеспечивать следующие минимальные безопасные расстояния между воздушными судами, использующими данное место стоянки, и расположенными рядом зданиями или другими неподвижными объектами.

Кодовая буква	Безопасное расстояние (м)
A	3,0
B	3,0
C	4,5
D	7,5
E	7,5
F	7,5

Безопасные расстояния для кодовых букв D, E и F могут быть уменьшены для следующих случаев (для воздушных судов, обращенных носовой частью к аэровокзалу, выталкивание воздушных судов хвостом вперед):

a) между аэровокзалом (включая любой телескопический трап) и носовой частью воздушного судна; и

b) над любой частью стоянки воздушного судна, обеспеченной наведением по азимуту с помощью системы визуального управления стыковкой.

Эти значения минимальных расстояний, при необходимости, по усмотрению планировщиков аэропорта, могут быть увеличены для обеспечения безопасной эксплуатации на перроне. Расположение полос руления воздушных судов на стоянку и перронных РД должно обеспечивать следующее минимальное

безопасное расстояние между осевой линией этих РД и воздушным судном на стоянке:

Минимальные разделительные расстояния

Кодовая буква	*Осевая линия полосы руления воздушного судна на стоянку – объект (м)*	*Осевая линия перронной РД – объект (м)*
A	12,0	15,5
B	16,5	20,0
C	22,5	26,0
D	33,5	37,0
E	40,0	43,5
F	47,5	51,0

Типы заруливания на места стоянок воздушных судов и выруливания с них

3.4.5 Существует несколько методов, используемых воздушным судном для заруливания на место стоянки и выруливания с него: воздушное судно может занимать и покидать место стоянки на собственной тяге; оно может буксироваться на место стоянки и с него; оно может занимать место стоянки на собственной тяге, а покидать его с помощью буксировки. Однако при рассмотрении требований к размерам перрона различные методы могут быть разделены на категории либо как выполняющие маневр самостоятельно, либо с помощью тягача.

3.4.5.1 *Маневрирование на собственной тяге*. Под данным термином подразумевается методика, с помощью которой воздушное судно занимает и покидает место стоянки воздушных судов с помощью собственной тяги, то есть без помощи тягача на любом этапе маневрирования. На рис. 3-4 a), b) и c) показана зона, необходимая для маневрирования воздушного судна на место стоянки и с него под углом к зданию аэровокзала при стоянке хвостом к РД, носом к РД и при параллельной стоянке соответственно. Обычное маневрирование при рулении на место стоянок воздушных судов, которое находится рядом со зданием аэровокзала или галереей, или уход с него, требует выполнения разворота на 180°, как это показано на рис. 3-4 a) и b). Радиус данного разворота и геометрические размеры воздушного судна являются факторами, которые определяют размеры места стоянки воздушных судов. Данный метод парковки требует большей зоны искусственного покрытия, чем методы, выполнение которых обеспечивается с помощью тягача, однако для его выполнения не требуется оборудование и персонал, которые необходимы для выполнения маневров с помощью тягача. Эти методы широко распространены в аэропортах с небольшим объемом движения. На рис. 3-4 c) приводятся размеры места стоянки для маневрирования воздушного судна на собственной тяге, которое возможно при угле, позволяющем воздушному судну свободно маневрировать на место стоянки при наличии на соседних местах уже стоящих воздушных судов. Хотя такая постановка на стоянку обеспечивает самый удобный метод маневрирования воздушного судна при заруливании и выруливании, она требует наличия самого большого перрона. Следует также учитывать

отрицательное воздействие реактивной струи на обслуживающий персонал и оборудование, находящиеся на соседних местах стоянки воздушных судов.

3.4.5.2 *Маневрирование с помощью тягача*. Данный термин применяется к любому методу заруливания на место стоянки и выруливания с него, для которого используется тягач и водило. На большинстве самых крупных аэродромов мира используются различные вариации метода маневрирования с помощью тягача. Наиболее общим методом является метод самозаруливания и выталкивания, однако воздушное судно может также втягиваться и буксироваться другими способами. Использование тягачей позволяет обеспечить более близкое расположение воздушных судов на местах стоянок, уменьшая тем самым как размеры перрона, так и аэровокзала, необходимые для обработки большого объема запаркованных рядом с аэровокзалом воздушных судов. На рис. 3-4 d) указана зона, необходимая для воздушных судов, которые заруливают и выталкиваются перпендикулярно зданию аэровокзала. Естественно, данный метод позволяет более эффективно использовать перрон, чем метод маневрирования с помощью собственной тяги. Этот простейший маневр может выполняться, не создавая чрезмерных проблем, вызванных влиянием реактивной струи на персонал и оборудование, находящиеся на перроне, или на здание аэровокзала. Использование данной процедуры также уменьшает потребность в наличии струеотклоняющих щитов или исключает ее полностью. Обычно в данном случае предусматривается система наведения, позволяющая пилотам устанавливать воздушные суда точно у выходов (входов). Маневр вылета является более сложным, и обычно воздушное судно выталкивается тягачом хвостом вперед на РД и одновременно разворачивается на 90°. Обычно выталкивание хвостом вперед осуществляется с неработающими двигателями. В среднем эта операция занимает 3–4 мин от начала до момента, когда тягач отцепляется и воздушное судно начинает движение на собственной тяге. Маневр выталкивания требует опыта и практических навыков со стороны водителя для того, чтобы избежать чрезмерного выворачивания носового колеса и обеспечивать движение воздушного судна, и одновременно контролировать выдерживание направления на скользком покрытии из-за уменьшенного сцепления.

3.4.5.3 *Расстояние между местами стоянок*. Для расчета требуемого расстояния между воздушными судами в ряде справочных материалов разработана общая формула. Самым простейшим является случай, когда воздушное судно располагается перпендикулярно зданию аэровокзала и выталкивается назад по прямой. Как указано на рис. 3-4 d), минимальное расстояние между местами стоянок *(D)* равно размаху крыла *(S)* плюс требуемое безопасное расстояние *(C)*.

3.4.5.4 Для других методов заруливания на место стоянки и выруливания с него или для других углов установки воздушного судна на месте стоянки, геометрический расчет является более сложным и требует проведения подробного анализа с целью определения расстояний между местами стоянок. Для определения радиуса законцовки крыла и эксплуатационных характеристик воздушных судов, для которых, как ожидается, будут использоваться более сложные методы маневрирования, следует использовать технические данные изготовителей.

Наземное обслуживание воздушных судов

3.4.6 Обслуживание пассажирских воздушных судов, которое обеспечивается во время нахождения воздушного судна на месте стоянки, включает обслуживание кабины экипажа, туалета, бортовой кухни, обработку багажа, заправку питьевой водой, заправку топливом, кондиционирование, заправку кислородом, зарядку аккумуляторов, заправку воздухом для запуска и буксировку воздушного судна. Для выполнения большинства из этих операций необходимы транспортные средства и(или) оборудование или конкретные установки для проведения данных типов обслуживания. На рис. 3-5 приведено типовое размещение средств наземного обслуживания воздушных судов среднего размера. Зона, находящаяся справа от носового колеса воздушного судна, часто используется в качестве вспомогательной зоны обслуживания для размещения транспортных средств и оборудования при установке воздушного судна носом к зданию аэровокзала с последующим выталкиванием.

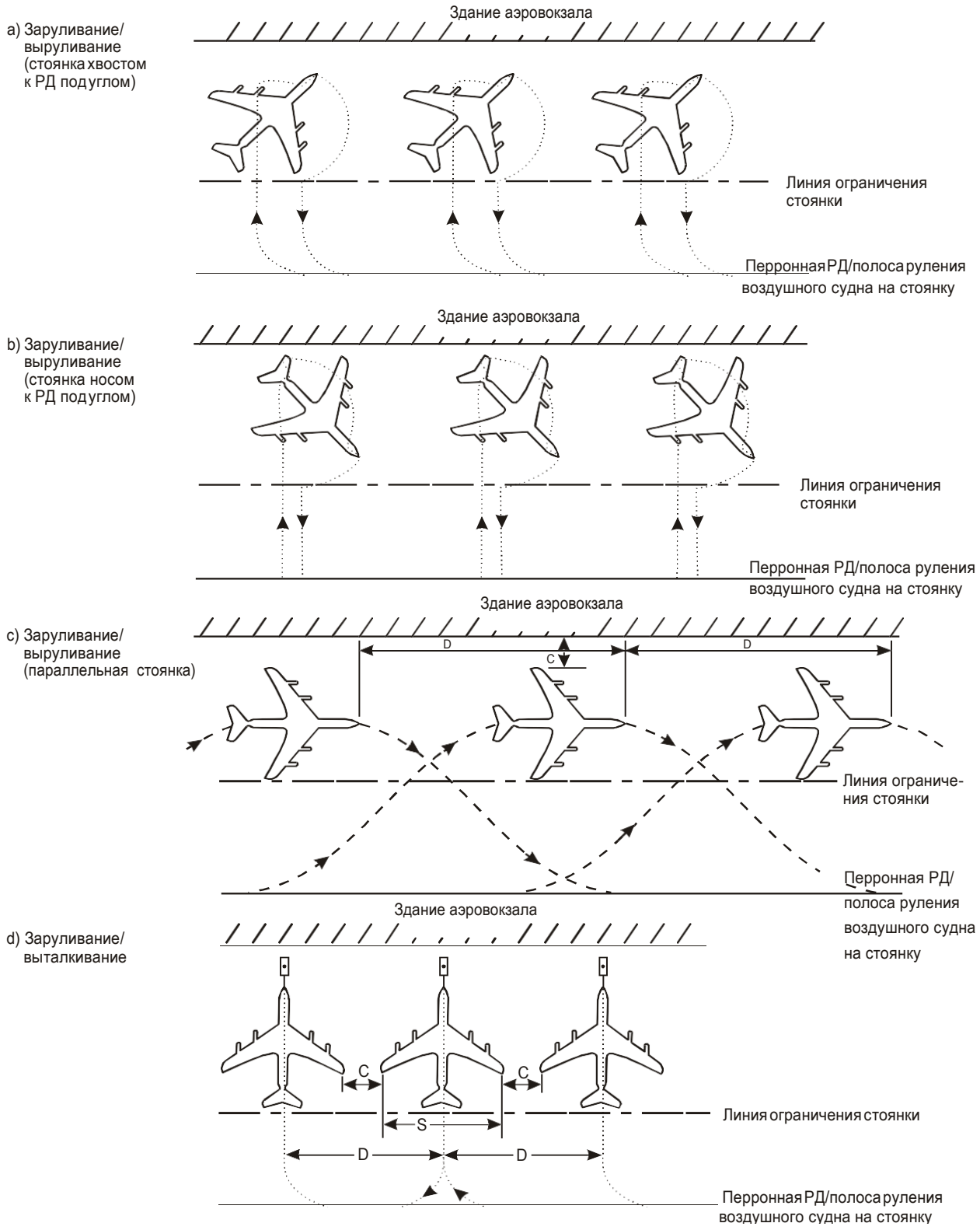


Рис. 3-4. Безопасная зона, необходимая для заруливания на место стоянки

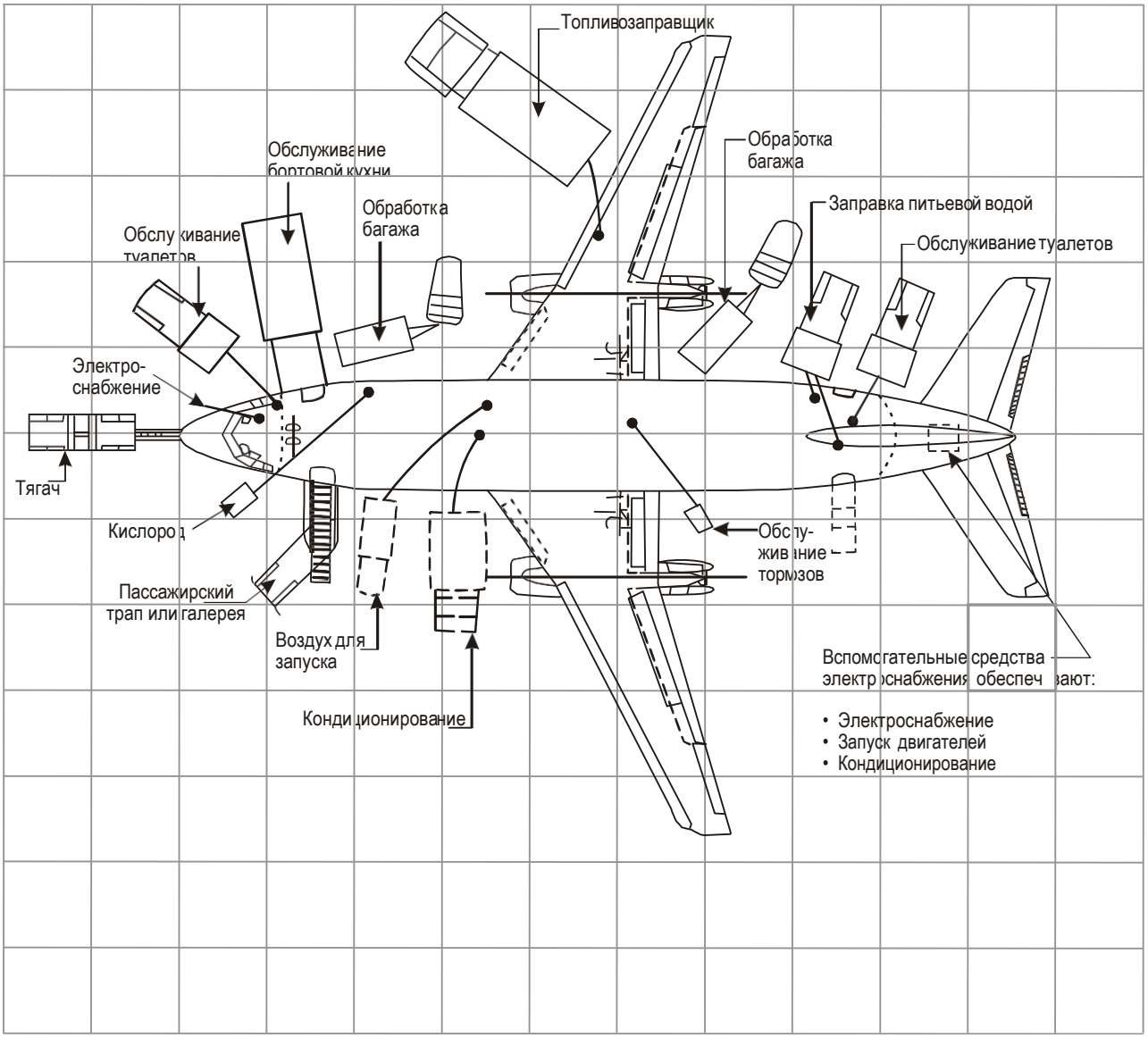


Рис. 3-5. Типовое размещение средств наземного обслуживания

Рулежные дорожки и служебные дороги

Общие положения

3.4.7 Общая зона, необходимая для перрона, включает не только отдельные места стоянок воздушных судов, но также и зону, необходимую для перронных РД, полос руления воздушных судов на стоянке и служебные дороги, необходимые для подъема к местам стоянок воздушных судов и обеспечения необходимого технического обслуживания. Расположение этих средств будет зависеть от конструкции аэровокзала, схем РД и расположения служб за пределами перрона, как, например, цехов бортпитания, топливохранилищ и т. д.

Перронные рулежные дорожки

3.4.8 В главе 1 данного руководства приводятся определения перронных рулежных дорожек и полос руления воздушных судов на стоянке, а также их пересечение с местами стоянок воздушных судов. Полоса руления воздушного судна на стоянке является ответвлением перронных рулежных дорожек, которые в свою очередь обычно располагаются на краю перронного покрытия.

Служебные дороги

3.4.9 В главе 4 настоящего руководства рассматривается необходимость в служебных дорогах и их расположение. Участки, необходимые для прокладки служебных дорог, должны рассматриваться в процессе разработки общей планировки перрона. Обычно они располагаются либо рядом со зданием аэровокзала, либо параллельно ему или с открытой стороны мест стоянок воздушных судов, параллельно полосе руления воздушных судов на стоянке. Требуемая ширина будет зависеть от предполагаемого уровня движения воздушных судов и с учетом возможности разработки системы дорог с односторонним движением. Если служебная дорога располагается рядом со зданием аэровокзала, то должно обеспечиваться соответствующее безопасное расстояние под посадочными трапами для самых больших транспортных средств, использование которых предполагается на данной дороге. Если служебная дорога не примыкает к зданию аэровокзала, трудности, связанные с необходимостью предусматривания достаточного просвета под посадочными трапами устраняются, однако возникает проблема возможного столкновения транспортного средства с воздушным судном. При общем планировании перрона следует также принимать во внимание зоны маневрирования и хранения наземного оборудования.

3.5 УПРАВЛЕНИЕ НА ПЕРРОНЕ

В G-AGA-014 рассматриваются преимущества маркировки и освещения перрона, и, в частности, управление на местах стоянок воздушных судов. Задачей управления на местах стоянок воздушных судов является обеспечение безопасного маневрирования воздушных судов на местах стоянок воздушных судов и точное размещение воздушного судна. Обычно при хорошей видимости использование линий, нанесенных краской, а, при необходимости, сигнальщиков обеспечивает безопасное и точное движение. Для полетов в ночное время в зоне перрона следует устанавливать прожекторы, а там, где видимость хуже, следует устанавливать огни осевой линии искусственного покрытия. Системы визуального управления стыковкой с телескопическим трапом обеспечивают точное наведение воздушного судна, паркующегося с использованием собственной тяги.

3.6 ЗОНЫ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ ЗАЩИТЫ

Расположение

3.6.1 Зона централизованной противообледенительной защиты у аэровокзалов или вблизи них может использоваться в том случае, если потребности в местах стоянки на перроне не обусловят чрезмерные задержки, перегруженность и длительные периоды ожидания и если время руления от аэровокзала до взлетной ВПП будет меньше, чем время защитного действия используемой противообледенительной жидкости. Внеперронная зона или удаленная зона позволяет более эффективно использовать места стоянки воздушных судов, компенсирует изменение погодных условий за счет более короткого времени

руления и, следовательно, обеспечивает наличие большей части времени защитного действия противообледенительной обработки.

3.6.2 Удаленная зона вдоль РД может обусловить возникновение очереди самолетов, и поэтому должна быть оборудована обходными путями руления, как показано на рис. 3-6. Удаленная зона позволяет более эффективно осуществлять сбор всей лишней противообледенительной жидкости для ее безопасной утилизации, чем на местах стоянки воздушных судов. Там, где предусмотрены площадки ожидания достаточного размера и пропускной способности, они могут использоваться для противообледенительной обработки самолетов, при условии соблюдения всех изложенных выше требований. Маршруты руления на площадки противообледенительной защиты должны иметь минимальное количество поворотов и пересечений для ускорения движения самолетов, не снижая при этом уровень эксплуатационной безопасности.

3.6.3 Для обеспечения эффективного функционирования зоны противообледенительной защиты и исключения вероятности несанкционированного выезда на ВПП служебных транспортных средств может потребоваться сооружение служебных автодорог или мест стоянки транспортных средств. Следует рассмотреть вопрос о принятии мер с целью недопущения увеличения времени развертывания аэродромных аварийно-спасательных и противопожарных транспортных средств в случае аварийной обстановки. При сооружении служебных дорог следует учитывать эксплуатационные факторы и аспекты безопасности (предотвращение несанкционированных выездов на ВПП/РД), а также экологические аспекты (регулирование стока противообледенительной жидкости и т. д.). Может потребоваться установка соответствующих знаков управления наземным движением и контроля за ним (SMGC), например знаки "стоп" для транспортных средств или дорожные знаки мест ожидания.

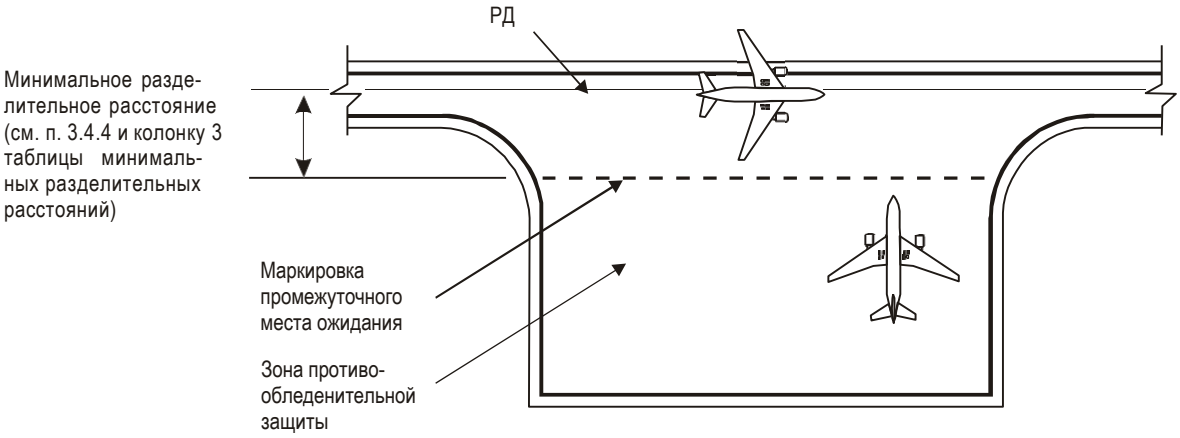


Рис. 3-6. Минимальное разделительное расстояние в зоне противообледенительной защиты

Факторы, определяющие размер зоны противообледенительной защиты

3.6.4 Размер зоны противообледенительной защиты зависит от размера воздушных судов, количества воздушных судов, требующих обработки, метеорологических условий, типа и производительности используемого распылительного оборудования и метода обработки. Общий размер зоны может быть рассчитан на основе количества воздушных судов, требующих обработки в данный момент. Следует также учитывать время, затрачиваемое противообледенительными транспортными средствами на проезд от мест дозаправки/стоянки до зон противообледенительной защиты.

Факторы, определяющие количество площадок противообледенительной защиты

3.6.5 Требуемое количество площадок зависит от:

a) метеорологических условий – в аэропортах, где превалируют осадки в виде мокрого снега или ледяного дождя, рекомендуется сооружать большее количество площадок противообледенительной защиты для предотвращения неприемлемых задержек;

b) типа самолетов, подлежащих обработке, – узкофюзеляжные самолеты требуют меньше времени для обработки, чем широкофюзеляжные самолеты. Самолеты с двигателями, установленными на фюзеляже, требуют больше времени для обработки, чем самолеты с двигателями, установленными на крыльях;

c) метода применения противообледенительной жидкости – процедура противообледенительной обработки может применяться в один или два этапа. Поскольку в последнем случае увеличивается время занятости площадки, то количество требуемых площадок противообледенительной защиты должно основываться на процедуре в два этапа в целях обеспечения гибкости, а также для обеспечения того, чтобы это отрицательно не сказывалось на максимальной частоте вылетов самолетов;

d) типа и производительности используемого распылительного оборудования – использование подвижного противообледенительного оборудования с небольшими емкостями и более продолжительным временем нагрева жидкости может увеличить время ее применения и отрицательно сказаться на частоте вылетов самолетов; и

e) частоты вылетов – количество самолетов, подлежащих обработке, должно соответствовать числу взлетных операций, которое может быть разрешено с целью сведения к минимуму возможных задержек и перегруженности аэропорта.

Экологические аспекты

3.6.6 Площадка противообледенительной защиты по размеру должна соответствовать месту стоянки, требуемому для самого критического самолета, и вокруг нее должна также быть обеспечена зона движения транспортных средств шириной 3,8 м. Там, где предусматривается несколько площадок противообледенительной защиты, требуемые для каждой площадки зоны движения транспортных средств не должны перекрываться. Кроме того, при определении общего размера зоны противообледенительной защиты следует учитывать минимальные безопасные расстояния, указанные в главе 7 AAR-AGA-001.

3.6.7 Излишек противообледенительной жидкости, стекающей с поверхности самолета, представляет опасность загрязнения грунтовых вод, если допускается

ее смешивание с другим поверхностным стоком. Кроме того, эта жидкость также влияет на характеристики сцепления на поверхности покрытия. Поэтому крайне важно использовать оптимальное количество жидкости. Тем не менее, следует обеспечить надлежащий сбор всего излишка жидкости для предотвращения загрязнения грунтовых вод. Весь сток с таких площадок должен адекватно обрабатываться до его сброса в коллекторы ливневых вод.

3.6.8 Один из методов заключается в сборе всего стока с поверхности перрона в каком-либо одном пункте, где загрязненный сток может быть надлежащим образом обработан до сброса в коллекторы ливневых вод. Рифленое искусственное покрытие будет способствовать сбору излишка противообледенительной жидкости. Сбор и обработка излишка жидкости на удаленных площадках противообледенительной защиты относительно проще, чем на местах стоянки воздушных судов.

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

4. РАЗДЕЛЕНИЕ ПОТОКОВ ДВИЖЕНИЯ НА РАБОЧЕЙ ПЛОЩАДИ

4.1 НЕОБХОДИМОСТЬ В РАЗДЕЛЕНИИ ПОТОКОВ ДВИЖЕНИЯ

4.1.1 Потенциальная возможность пересечения линий движения воздушных судов и наземных транспортных средств имеет место на ВПП, рулежных дорожках и перроне, которые составляют рабочую площадь. Количество пересечений может быть сведено к минимуму на этапе планирования аэродромных средств путем разделения потоков воздушных судов и наземного транспорта. Разделенный соответствующим образом поток позволит свести к минимуму возможность столкновения наземных транспортных средств с воздушными судами и обеспечит максимальную эффективность движения воздушных судов. Такие пересечения, которые являются неизбежными, следует планировать в отношении заранее установленных зон путем использования установленных процедур.

4.1.2 Для обеспечения обслуживания воздушных судов, обслуживания аэродрома и проведения строительных работ, а также для обеспечения действий в аварийной обстановке существует необходимость в некоторых наземных транспортных средствах на рабочей площади. Однако из-за различных физических характеристик аэродромов невозможно установить какие-либо критерии для обеспечения разделения потоков. Тем не менее существует ряд мер, которые могут быть использованы для уменьшения количества случаев пересечения линий пути воздушных судов и наземных транспортных средств.

4.2 ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ, ОБУСЛАВЛИВАЮЩАЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ И НАЗЕМНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ

4.2.1 Большинство случаев взаимодействия воздушных судов и наземных транспортных средств имеет место в зонах перрона. Ниже приведены операции по обслуживанию воздушных судов, выполняемые на перроне, для осуществления которых могут использоваться наземные транспортные средства и которые следует принимать во внимание при планировании разделения потоков движения на перроне:

a) посадка и высадка пассажиров;

b) погрузка и выгрузка багажа;

c) погрузка и выгрузка груза и/или почты;

d) обслуживание бортовой кухни;

e) обслуживание туалетов;

f) заправка топливом;

g) подводка сжатого воздуха для запуска двигателя;

h) технические обслуживание воздушных судов; и

i) электропитание и кондиционирование (если они не обеспечиваются вспомогательными энергоустановками воздушных судов).

Кроме того, следует предусмотреть место для аварийно-спасательных транспортных средств и машин службы безопасности в зонах перрона.

4.2.2 Деятельность наземных транспортных средств, которая осуществляется на рабочей площади за пределами перронов, включает следующие виды работ:

a) *Действия в аварийных ситуациях*. Спасательное и противопожарное оборудование, которое может потребоваться в любой точке аэродрома или в зонах захода на посадку на ВПП;

b) *Действия по обеспечению безопасности*. Небольшие транспортные средства, используемые для патрулирования ограждения и зон, закрытых для доступа посторонних лиц;

c) *Техническое обслуживание и строительство аэродромов*. Ремонт искусственных покрытий, навигационных средств и светотехнического оборудования, выкашивание травы, удаление снега/льда и т.д.

4.3 МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАЗДЕЛЕНИЯ ПОТОКОВ ДВИЖЕНИЯ

4.3.1 В приведенных ниже пунктах изложен ряд общих концепций обеспечения разделения потоков движения. В частности, для зон перрона степень достигаемого разделения в значительной мере зависит от имеющегося пространства. Чем больше имеется пространства для определенного количества мест стоянок воздушных судов, тем легче разделить движение воздушных судов. Обычно, исходя из экономических соображений, перроны редко проектируются с учетом дополнительной зоны и, в любом случае, при увеличении движения воздушных судов обычно используются зарезервированные зоны перрона. Необходимый уровень разделения зависит от размеров и других характеристик воздушных судов (например, размах крыла, маневренность и действие реактивной струи), а также от характера движения наземных транспортных средств. Кроме того, при планировании аэродрома, для определения перспективных требований к движению наземных транспортных средств, следует проконсультироваться с эксплуатантами воздушных судов.

Исключение

4.3.2 Хотя проектирование аэродромных средств может значительно облегчить проблему пересечения траекторий движения воздушных судов и наземных транспортных средств, тем не менее самым важным является тот факт, что эксплуатанты воздушных судов должны помнить о необходимости обеспечения минимального объема движения спецавтотранспорта. Все наземные транспортные средства, деятельность которых не требует перемещения на рабочей площади, должны быть исключены. Данный метод также соответствует основным мерам обеспечения безопасности на аэродроме. Система дорог вне аэродрома должна быть запроектирована таким образом, чтобы общественный транспорт имел доступ ко всем общественным зонам аэродрома без пересечения рабочей площади. Следует также принять меры, чтобы исключить доступ посторонних общественных транспортных средств на рабочую площадь. Для этого предусматриваются заборы, ворота и другие средства безопасности, необходимые для обеспечения строго контролируемого доступа.

Служебные дороги для наземных транспортных средств

4.3.3 Дороги, расположенные в контролируемой зоне и предназначенные для спецавтотранспорта, могут устранить или в значительной степени снизить необходимость использования этим транспортом ВПП и РД. Эти дороги следует

спланировать таким образом, чтобы спецавтотранспорт имел возможность объезжать хотя бы критические, с точки зрения плотности движения, участки рабочей площади. В качестве таких дорог могут использоваться, например, рабочие дороги, расположенные по периметру аэродрома и обеспечивающие доступ к навигационным средствам, временные дороги, предназначенные для строительства машин, или дороги, расположенные на рабочей площади аэродрома, которые соединяют здание аэровокзала с перроном и предназначены для проезда автомашин, принадлежащих авиакомпаниям, багажных автопоездов и т.д. В тех случаях, когда аэровокзалы оборудованы телескопическими трапами, некоторые дороги, расположенные в пределах контролируемой зоны, могут (по некоторым проектам) проходить под неподвижной частью телескопического трапа. На рис. 4-1 приводятся примеры расположения служебных проездов в контролируемой зоне.

4.3.4 Ниже приведены некоторые общие вопросы планирования дорог:

a) при планировании служебных дорог в контролируемой зоне необходимо принять все меры к тому, чтобы они не пересекали ВПП и РД. В некоторых аэропортах с высокой плотностью движения во избежание подобных пересечений под ВПП и РД сооружены туннели;

b) при планировании схемы дорог аэродрома следует учитывать необходимость обеспечения экстренного доступа аварийно-спасательных и противопожарных транспортных средств к различным зонам аэродрома и, в частности, к зонам захода на посадку на расстоянии до 1000 м от порога ВПП или, по крайней мере, в пределах границы аэродрома;

c) служебные дороги к навигационным средствам следует планировать таким образом, чтобы в минимальной степени создавать помехи в работе этих средств. Когда подъездной путь неизбежно пересекает зону захода на посадку, он должен проходить таким образом, чтобы двигающийся по нему спецавтотранспорт не создавал препятствий для выполнения взлетно-посадочных операций; и

d) система служебных дорог, располагаемых в контролируемой зоне, должна проектироваться с учетом местных мер обеспечения безопасности. Таким образом, необходимо иметь ограниченное число пунктов доступа к этим дорогам. Если движение спецавтотранспорта будет мешать движению воздушных судов по ВПП и РД, соответствующий аэродромный диспетчерский орган должен обеспечить координацию движения спецавтотранспорта. Как правило, управление осуществляется с помощью двусторонней радиосвязи, хотя при незначительной плотности движения на аэродроме могут использоваться также визуальные сигналы, например, сигнальные фонари. Для упрощения регулирования на пересечениях также могут использоваться указательные знаки или сигналы.

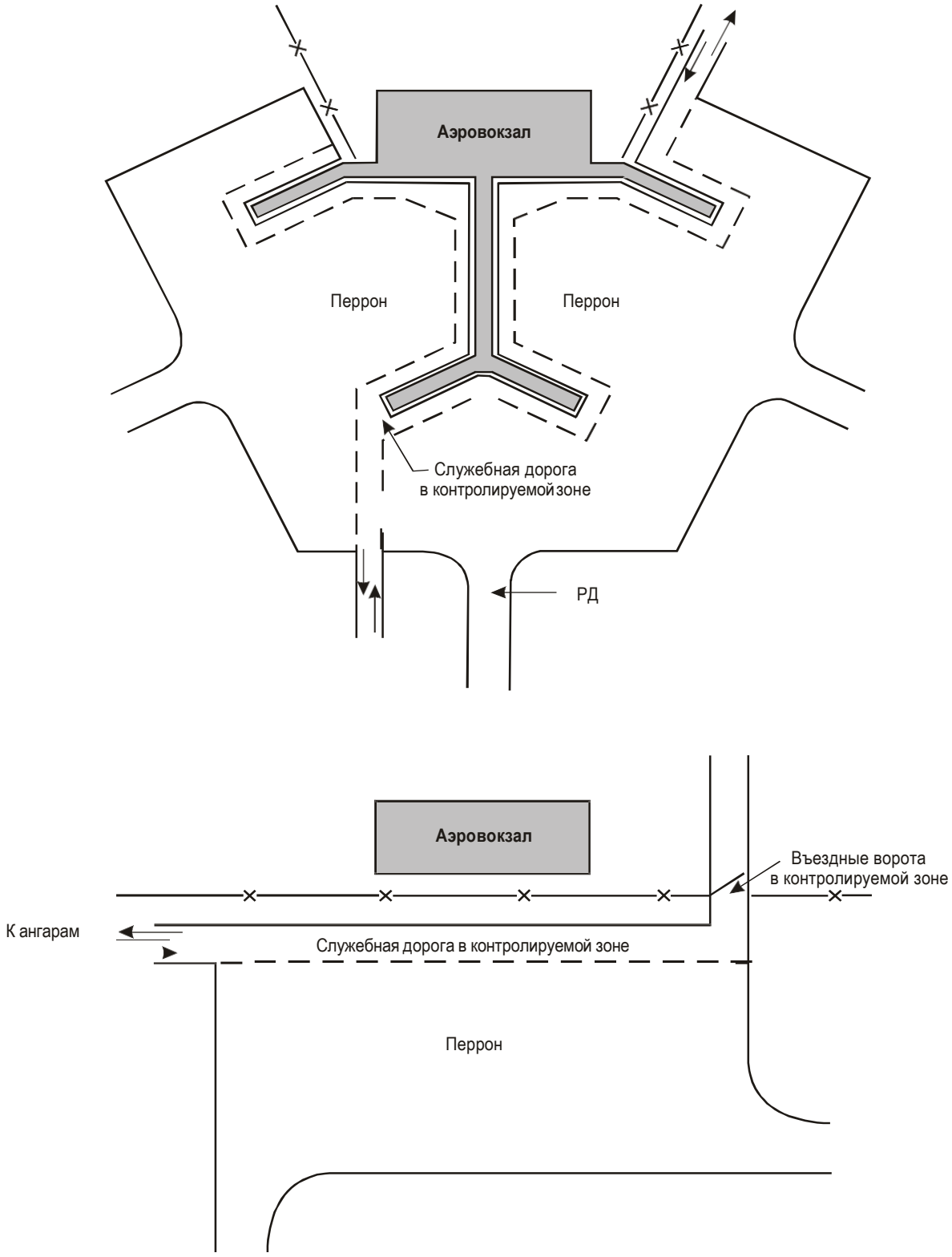


Рис. 4-1. Примеры расположения служебных дорог в контролируемой зоне

Стационарные средства обслуживания

4.3.5 Создание стационарных установок на перронах или в зданиях аэровокзала, примыкающих к стоянкам воздушных судов, исключает потребность в некоторых видах спецавтотранспорта. Например, наличие систем топливозаправочных гидрантов, подводов сжатого воздуха, стационарных источников энергоснабжения, дренажных отводов, гидрантов с питьевой водой, подводов кондиционированного воздуха и штепсельных розеток телефонной связи рядом со стоянкой воздушных судов значительно сократит потребность в оборудовании и автомашинах, необходимых для их обслуживания. Телескопические трапы для обеспечения посадки и высадки пассажиров также можно рассматривать в качестве стационарных средств обслуживания, поскольку они исключают потребность в посадочном оборудовании и пассажирам не нужно передвигаться по перрону (будь то пешком или в специальных пассажирских автовагонах). Кроме этого, телескопические трапы обычно позволяют создавать стационарные установки, предназначенные для выполнения некоторых операций по обслуживанию воздушных судов. Некоторыми недостатками стационарных средств обслуживания являются высокая стоимость их сооружения и недостаточная гибкость использования для различных типов воздушных судов. Однако, если на этапе планирования тщательно продумать вопрос о размещении и количестве этих средств, можно добиться необходимой гибкости. Требования современных воздушных судов к энергоснабжению различны, что затрудняет установку стационарных источников энергоснабжения; однако в области конструирования воздушных судов наметилась тенденция к дальнейшей стандартизации требований к электроснабжению. Вопросы планирования стационарных средств обслуживания рассматриваются в части G-AGA-021.

Маркировка

4.3.6 Для облегчения разделения потоков движения на перронах следует использовать маркировку, нанесенную краской. Маркировка может служить ориентиром, помогающим пилотам быстро и безопасно маневрировать на перронах. Другие виды маркировки используются для обозначения границ зоны безопасности в местах размещения оборудования на перронах, например, линии, обозначающие границы безопасного удаления законцовок крыльев, а другие виды маркировки используются для обозначения путей движения спецавтотранспорта, пассажиров или персонала по перрону. Для того чтобы отличить одни линии от других, следует применять краску различных цветов.

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

ДОБАВЛЕНИЕ 1 – ПРОЕКТИРОВАНИЕ УШИРЕНИЙ

1. ТЕРМИНОЛОГИЯ И УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

1.1 Общие положения

Ниже дается описание терминов и условных обозначений, используемых в данном добавлении. Для данного добавления принято считать, что руление воздушного судна осуществляется по горизонтальному покрытию.

1.2 Термины, относящиеся к воздушному судну (см. рис. А1-1):

Базисная длина (d). Расстояние между базисной точкой воздушного судна и осевой линией основного шасси.

Базисная точка воздушного судна (S). Точка на продольной оси воздушного судна, которая перемещается по указательной линии на земле. Базисная точка располагается на вертикальной прямой под кабиной пилота.

Колея основного шасси (T). Расстояние между внешними колесами основного шасси воздушного судна, включая ширину колес.

Осевая линия основного шасси. Линия, проведенная из центра поворота перпендикулярно продольной оси воздушного судна.

Угол поворота (β). Угол, образуемый касательной к указательной линии и продольной осью воздушного судна.

Угол поворота управляемого носового колеса. Угол, образуемый продольной осью воздушного судна и линией направления носового колеса.

Центр основного шасси (U). Точка пересечения продольной оси воздушного судна с осевой линией основного шасси.

Центр поворота (P). Постоянно существующий центр, вокруг которого разворачивается воздушное судно.

1.3 Термины, относящиеся к проектированию РД и уширений (см. рис. А1-2)

Смещение основного шасси (λ). Расстояние между центром основного шасси (U) и указательной линией, измеренное под прямым углом к последней.

Указательная линия. Линия на поверхности покрытия, нанесенная посредством маркировочных знаков и/или огней, по которой должна следовать базисная точка самолета при рулении.

Центр указательной линии (O). Центр кривизны указательной линии в точке *S*.

1.4 Глосарий условных обозначений

При описании пути прохождения центра основного шасси, а также схемы уширений используются следующие условные обозначения (см. рис. А1-1 и А1-2):

d – базисная длина воздушного судна

M – минимальная величина безопасного удаления внешних колес основного шасси от кромки покрытия

O – центр кривизны указательной линии в точке *S*

P – центр поворота

r – радиус дуги уширения

R –- радиус кривизны указательной линии в точке *S*

S –- базисная точка воздушного судна

T –- колея основного шасси

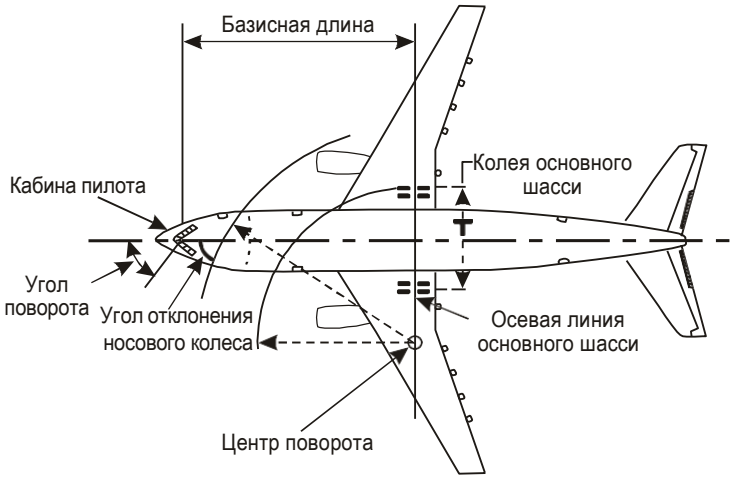
U –- центр основного шасси

α – угол между радиальной линией *OU* и касательной к траектории центра основного шасси в точке *U*

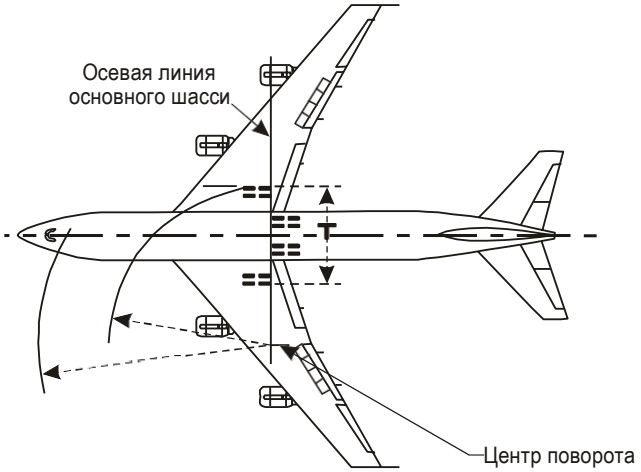
β – угол поворота

λ – смещение основного шасси

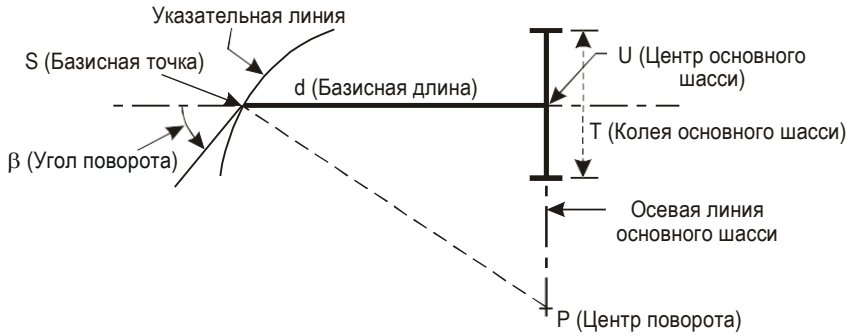
σ и θ – полярные координаты точки [*(S)* или *(U)* в зависимости от потребности]



A. Условия. Самолет с двумя стойками основного шасси

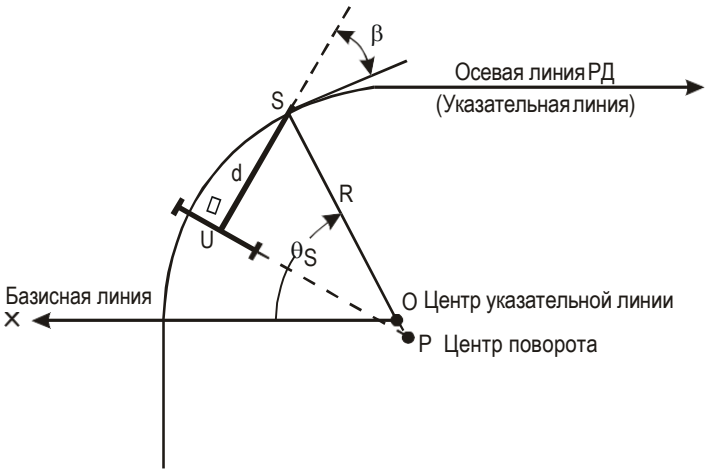


B. Условия. Самолет с четырьмя стойками основного шасси

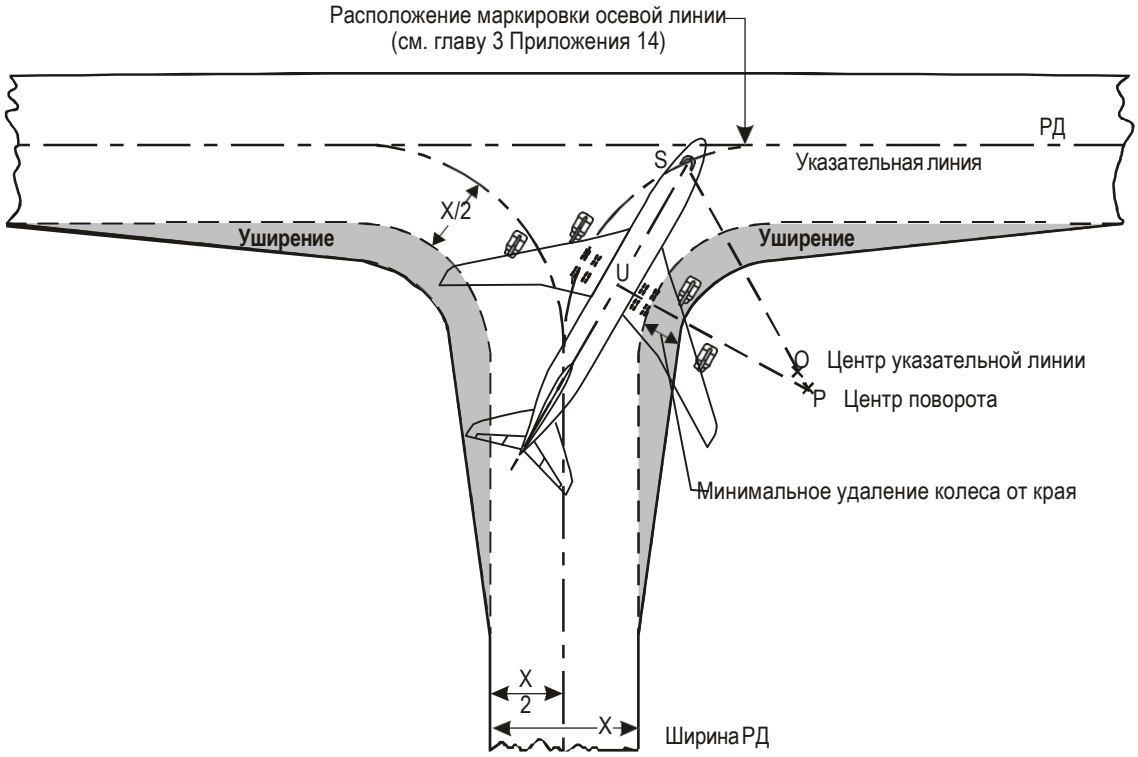


C. Условные обозначения

Рис. A1-1. Термины и условные обозначения, относящиеся к воздушному судну



A. Условные обозначения



Примечание. На рисунке показано:

a) расположение осевой линии РД;
b) два уширения, каждое из которых состоит из дуги окружности и двух касательных;
c) кабина пилота следует по осевой линии РД.

B. Термины

Рис. A1-2. Термины и условные обозначения, используемые при проектировании РД и уширений

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ ОСНОВНОГО ШАССИ РУЛЯЩЕГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

2.1 Определение траектории путем расчетов

Общие положения

2.1.1 Обычно соединение или пересечение РД с ВПП, перронами и другими РД осуществляется посредством дуги окружности (рис. А1-2В). Поэтому приведенные ниже расчеты основываются исключительно на этом предположении. Однако приведенный ниже расчет дает скорее общее представление, нежели служит примером, которому необходимо строго следовать при изучении уширений. Этот расчет используется также для определения движения воздушного судна, выруливающего с места стоянки на перроне или маневрирующего на площадке ожидания.

Базисная точка (S) следует по дуге окружности

Геометрическое место точек центра основного шасси (U)

2.1.2 При условии вышеуказанного упрощающего предположения базисная точка воздушного судна *(S)* при повороте следует по дуге окружности с центром *O* и радиусом *R*. Для описания процесса движения рулящего воздушного судна необходимо обратиться к системе координат. Допустим *OX* является базисной линией, *ρ* и *θ* - полярные координаты *U* (см. рис. А1-3). При движении прямая линия *US* остается касательной к геометрическому месту точек *U* в точке *U*. На основании этого получаем дифференциальное уравнение для геометрического места точек *U*:

$$tg\ \alpha = \frac{\rho(d\theta_U)}{(d_\rho)} \qquad (1)$$

ρ можно выразить как функцию *d, R* и α следующим образом:

$$\rho = d \times \cos\alpha \pm \sqrt{(d^2 \times \cos^2\alpha - d^2 + R^2)} \qquad (2)$$

Примечание. Знак должен быть положительным (+), если α > π/2 и отрицательным (–), если α < π/2.

Выделение переменных позволяет записать дифференциальное уравнение (1) следующим образом:

$$d\theta_U = \frac{d \times tg\ \alpha \times \sin\alpha}{\sqrt{[R^2 \times d^2 \times (\cos^2\alpha - 1)]}} \times (d\alpha) \qquad (3)$$

Интегрированная формула (3) дает двуединую взаимосвязь между *θU* и *α* при первоначально заданных условиях.

$$\theta_U - \theta_o = \int_{\alpha_o}^{\alpha} \frac{tg\ \alpha \times \sin\alpha}{\sqrt{[(\frac{R^2}{d}) + \cos^2\alpha - 1]}} \times (d\alpha) \qquad (4)$$

2.1.3 *Особый случай*: *R = d*. В частном случае, где *R = d*, интеграция только облегчается (см. рис. A1-3B). Действительно, если *R*, радиус кривизны указательной линии, равен d, базисная длина воздушного судна будет:

$$\theta_U - \theta_S = \int_{\alpha_o}^{\alpha} \frac{tg\ \alpha \times \sin\alpha}{\cos\alpha} \times (d\alpha)$$

$$= \int_{\alpha_o}^{\alpha} tg^2\alpha \times (d\alpha) = [tg\ \alpha - \alpha]_{\alpha_o}^{\alpha}$$

и, принимая первоначальные условия *θo = O, αo = O и ρo = 2d*

$$\theta_U = tg\ \alpha - \alpha \qquad (5)$$

углы выражаются в радианах. Полярный угол базисной точки *(S)* равен в этом случае:

$$\theta_S = tg\ \alpha \qquad (6)$$

Соответствующий угол поворота равен:

$$\beta = 2\alpha - \pi/2 \qquad (7)$$

а смещение основного шасси можно вычислить последующей формуле:

$$\lambda = d(2\cos\alpha - 1) \qquad (8)$$

Кривые для этого частного случая показаны на рис. A1-4. Порядок применения объясняется в п. 2.2.

2.1.4 *Общий случай: R ≠ d.* Если *R* не равно *d,* уравнение (4) можно вычислить лишь путем решения эллиптического интеграла. Такое вычисление требует проведения весьма значительных расчетов, которые могут оказаться неоправданными для проектирования уширения. Другой метод, основанный на аппроксимации, который изложен в п. 2.1.2.4, не требует слишком трудоемких расчетов, однако позволяет проектировать уширения с достаточной степенью точности.

2.1.5 Если известна величина угла поворота *(β)* в любой точке траектории базисной точки воздушного судна *(S)*, можно легко определить геометрическое место точек центра основного шасси *(U)* и затем вычислить траекторию основного шасси при повороте. Предположим, точка *O* является центром указательной линии, а *R* - ее радиусом. Предположим, что угол поворота *(β)* остается постоянным, тогда центром поворота воздушного судна на данный момент будет *P*, а не *O*. Следовательно, на коротком отрезке руления базисная точка отклонится от указательной линии и образует дугу, стягивающую меньший угол, равный

$$\frac{R}{d}\ \sin\beta \times (d\theta_S) \qquad (9)$$

где:

d является базисной длиной воздушного судна;

R и θ_S представляют собой полярные координаты точки *S* по отношению к базисной линии *OX*.

В качестве первого приближения можно принять, что, когда базисная точка *(S)* следует по указательной линии, изменение угла поворота составляет:

$$d\beta = (1 - \frac{R}{d}\sin\beta) \times (d\theta_S) \qquad (10)$$

При этом условии возникает следующая двуединая взаимосвязь между θ_S и β при данных исходных условиях:

$$\theta_S - \theta_O = \int_{\beta_O}^{\beta} \frac{d}{d - R\sin\beta} \times (d\beta) \qquad (11)$$

2.1.6 Интеграция этого уравнения сразу же позволяет предположить, что *R/d = X*, и получить один случай, когда *R > d, K* = √ *(X² - 1)*. Решив уравнение с учетом β/2 и применив исходные условия $\theta_o = O$, $\beta_o = O$, получаем, что:

$$\theta_S = \frac{1}{K}\log\frac{1+(K-X)tg\frac{\beta}{2}}{1-(K-X)tg\frac{\beta}{2}} \qquad (12)$$

что, будучи выражено в параметрах *R* и *d*, дает:

$$\theta_S = \frac{d}{\sqrt{(R^2 - d^2)}}$$

$$\times \log[\frac{d+[\sqrt{(R^2-d^2)}-R]tg\frac{\beta}{2}}{d-[(R^2-d^2)+R]tg\frac{\beta}{2}}] \qquad (13)$$

где θ_S выражается в радианах и применяются натуральные логарифмы. Это позволяет вычислить tg β/2 как функцию θ_S. Используя вышеуказанные обозначения, находим:

$$tg\frac{\beta}{2} =$$

$$\frac{1-e^{K\theta}}{X-K-X\times e^{K\theta}-K\times e^{K\theta}} \qquad (14)$$

предполагая, что *R > d*.

Смещение центра основного шасси (λ)

2.1.7 На перроне, в зависимости от исходных условий, *U* может смещаться либо во внутреннюю, либо во внешнюю сторону от указательной линии, по которой следует *S* (см. рис. А1-5). На ВПП или РД, когда базисная точка воздушного судна *(S)* начинает описывать кривую поворота, центр основного шасси вначале смещается во внешнюю сторону дуги окружности, а в ходе разворота постепенно выходит на нее. Поэтому при любых обстоятельствах (см. рис. А1-3):

$$\underset{USO}{\Lambda} = \frac{\pi}{2} \pm \beta;\ \text{и}$$

$$(R + \lambda)^2 = \qquad (15)$$

$$R^2 + d^2 - 2dR \times \cos(\frac{\pi}{2} \pm \beta)$$

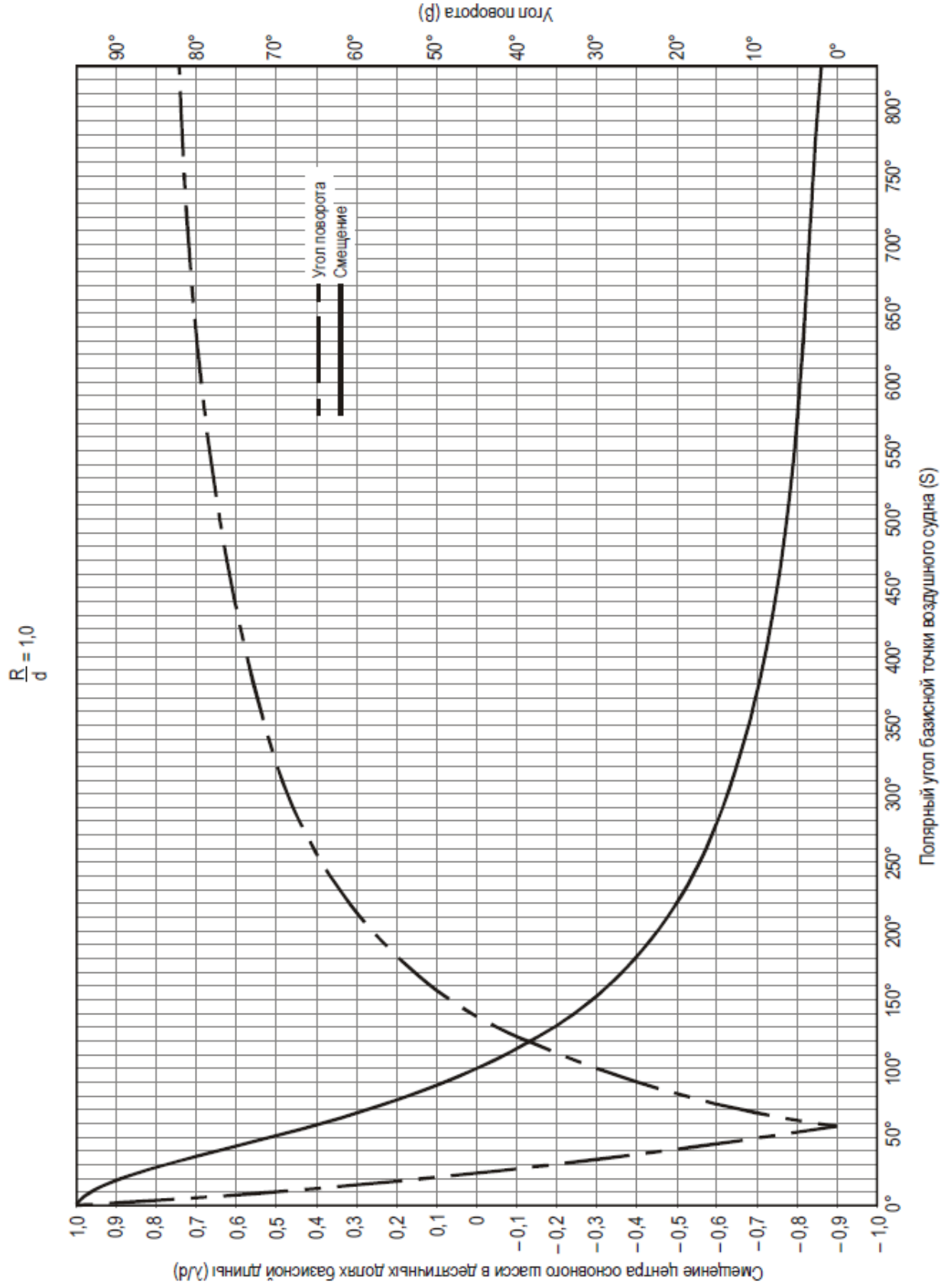


Рис. А1-4. Угол поворота и смещение основного шасси при R = d

Решив это уравнение, получим следующие величины смещения:

во внутреннюю сторону дуги

$\lambda = \sqrt{(R^2 + d^2 - 2dR\ \sin\beta)} - R;$ и

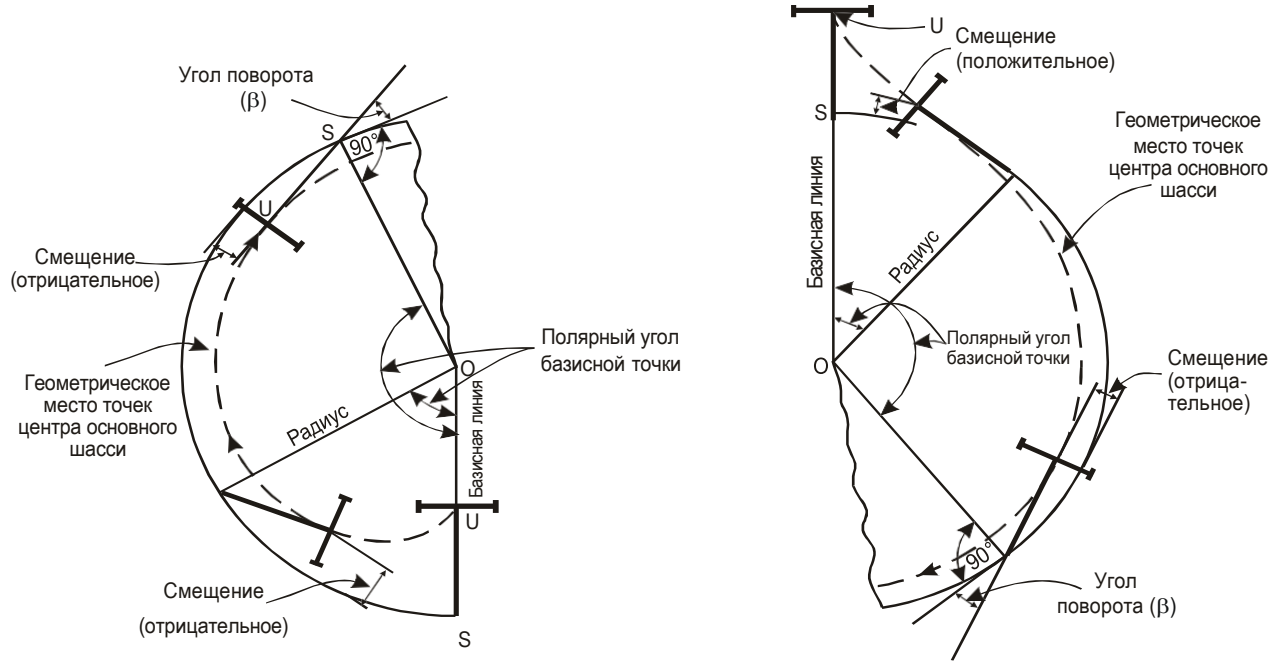
во внешнюю сторону дуги

$\lambda = \sqrt{(R^2 + d^2 + 2dR\ \sin\beta)} - R;$ или

если величина смещения выражается в процентах базисной длины самолета:

$$\frac{\lambda}{d} = \sqrt{(1 + X^2 \pm 2X \sin\beta)} - X \qquad (16)$$

где в случае смещения во внешнюю сторону дуги окружности необходимо ставить знак плюс, а в случае смещения во внутреннюю сторону дуги окружности - знак минус



A. Первоначальное смещение во внутреннюю сторону от указательной линии

B. Первоначальное смещение во внешнюю сторону от указательной линии

Рис. А1-5. Смещение центра основного шасси при следовании базисной точки по дуге окружности

Базисная точка (S) следует по прямой линии

Геометрическое место точек центра основного шасси (U)

2.1.8 Описав кривую, опорная точка (S) следует по прямой вдоль осевой линии РД. Угол поворота постепенно уменьшается, а центр основного шасси описывает трактрису (см. рис. A1-6). В результате

$$\log tg\frac{\beta}{2} = \log tg\frac{\beta max}{2} - \frac{F}{d} \qquad (17)$$

дает возможность вычислить угол поворота, когда базисная точка *(S)* прошла расстояние *F* по прямолинейному отрезку осевой линии РД.

Смещение центра основного шасси (λ)

2.1.9 После того, как базисная точка *(S)* прошла расстояние *F* по прямолинейному отрезку указательной линии (см. рис. A1-6), угол поворота *(β)* достигает расчетной величины (в п. 2.1.3.1) и смещение центра основного шасси *(U)* выражается путем:

$$\frac{\lambda}{d} = \sin\beta \qquad (18)$$

Результаты вышеуказанных расчетов

2.1.10 Вышеуказанный метод расчета можно применять для определения геометрического места точек центра основного шасси воздушного судна при повороте. Кроме того, он позволяет построить такие же номограммы, какие показаны на рис. A1-7, A1-9, A1-11, A1-14, A1-15, A1-16 и A1-17. Порядок использования этих номограмм при проектировании уширения описан в п. 3.

2.2 Определение траектории при помощи номограмм

Общие положения

Этот метод связан с определением нескольких последовательных положений воздушного судна на основании следующих параметров:

β - угол поворота; и

λ - смещение основного шасси.

и с графическим изображением геометрического места точек центра основного шасси по мере выполнения воздушным судном маневра. Полученную номограмму необходимо проверить, чтобы убедиться, что угол поворота при выполнении разворота сохраняется в допустимых пределах отклонения носового колеса соответствующего воздушного судна.

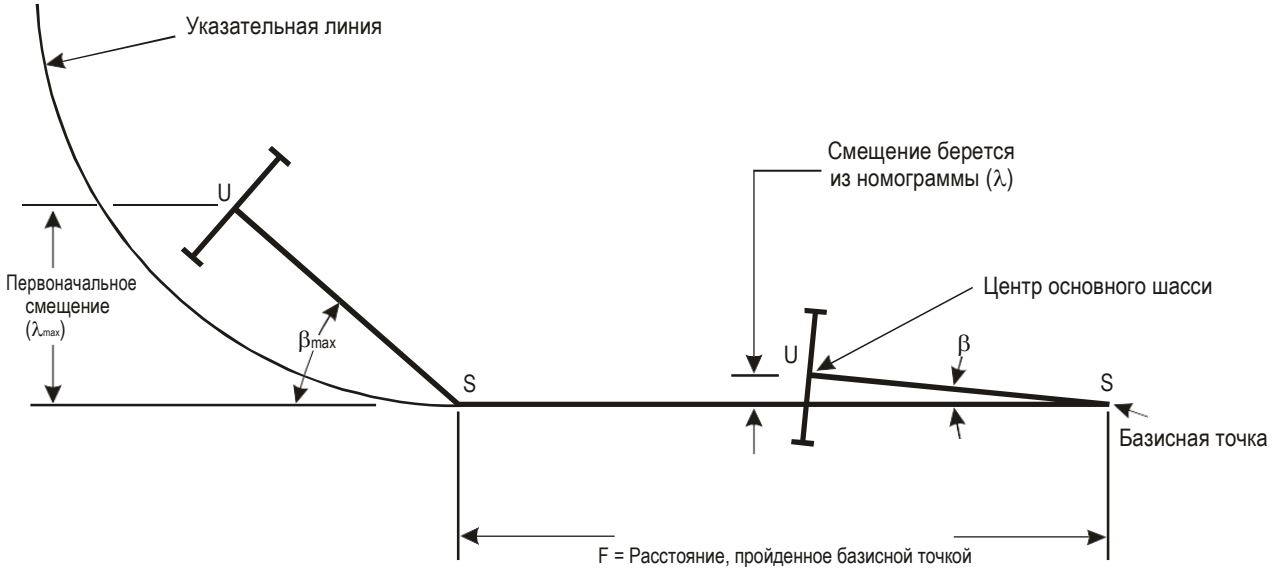


Рис. A1-6. Смещение центра основного шасси при следовании базисной точки по прямой линии

Базисная точка (S) следует по прямой линии

Геометрическое место точек центра основного шасси (U)

2.2.2 На рис. A1-7 показан пример смещения центра основного шасси от прямой линии, когда известна величина первоначального смещения от этой линии и расстояние, пройденное по ней базисной точкой.

Пример

Воздушное судно с базисной длиной 18 м следует по прямой линии на протяжении 40 м, как показано на рис. A1-8.

Этап 1. Как показано, изображаем в масштабе первоначальное смещение. Первоначальное смещение = 12 м = 66,7% базисной длины.

Этап 2. Расстояние 40 м, пройденное базисной точкой, составляет 216,7% базисной длины.

Этап 3. Смещение центра основного шасси после того, как базисная точка вышла на прямую линию, составляет 8,75% базисной длины, как показано на рис. A1-7. Смещение в этом положении составляет 1,60 м.

Базисная точка (S) следует по дуге окружности

Геометрическое место точек центра основного шасси (U)

Номограммы, изображенные на рис. A1-9, составлены при определенных величинах пропорции:

$$\frac{\text{Радиус дуги окружности}}{\text{Базисная длина воздушного судна}} = \frac{R}{d}$$

Эти номограммы были подготовлены для величин *R/d*, равных 0,5–10,0. Эти величины указаны над каждой номограммой, которая показывает:

a) отклонение центра основного шасси;
b) угол поворота (пунктирная кривая),

как функцию величин, принимаемых полярным углом базисной точки воздушного судна.

Пример

Воздушное судно (см. рис. A1-10), базисная длина которого 18 м, следует по дуге окружности, радиус которой 27 м.

Этап 1. Определяем в масштабе величину смещения центра основного шасси в точке, где базисная точка начинает движение по кривой.

Смещение = 12,5 м = +0,675 базисной длины.

Этап 2. Вычисляем $\frac{R}{d} = \frac{27}{18} = 1{,}5$.

Этап 3. Из рис. A1-11, при R/d = 1,5, получаем полярный угол базисной точки, соответствующий величине смещения, полученной на этапе 1.

Смещение = + 0,675.

Полярный угол базисной точки = 27,5°.

Этап 4. Зная величину полярного угла базисной точки, полученную на этапе 3, наносим, как показано на диаграмме, базисную линию.

Этап 5. Выбираем нужные величины полярных углов базисной точки, как указано на диаграмме, и по тому же рис. A1-11 определяем соответствующую величину смещения.

Полярный угол базисной точки воздушного судна	*Смещение центра основного шасси*
94°	0,125 базисной длины = 2,25 м
142°	0,285 базисной длины = 5,15 м

Этап 6. Зная величину смещения, полученную на этапе 5, наносим, как показано на диаграмме, геометрическое место точек центра основного шасси.

Этап 7. Величины угла поворота можно получить для любого желаемого значения полярного угла базисной точки, определяя эти значения с помощью пунктирной линии, проведенной на номограмме.

Например, полярный угол базисной точки = 142°

угол поворота = 36,2°

Примечание. Пунктирная линия, обозначающая на номограмме величину угла поворота, совпадает со сплошной линией, показывающей величину смещения основного шасси. Когда смещение основного шасси обозначается пунктирно-штриховой линией, угол поворота следует определять по соответствующей пунктирно-штриховой линии.

Углы отклонения носового колеса (β)

2.2.4 Зная коэффициент X базисной длины до базы колес самолета (расстояние между носовым колесом и осевой линией основного шасси), величину угла отклонения носового колеса можно определить при помощи таблицы A1-1 для любого заданного угла поворота.

Пример

Воздушное судно, базисная длина которого 55 м и база колес 36,6 м, выполняет поворот по дуге окружности под углом 77,778°.

Этап 1. Вычисляем коэффициент "*X*".

$$X = \frac{55}{36{,}6} = 1{,}5$$

Этап 2. По таблице A1-1 определяем колонку для *X* = 1,5.

Этап 3. По таблице A1-1 определяем угол отклонения носового колеса, соответствующий величине угла поворота = 77,778°, т.е. угол отклонения носового колеса = 72°.

Этап 4. Затем необходимо произвести проверку и удостовериться в том, что величина максимального угла отклонения носового колеса воздушного судна не превышена. Если она превышена, то следует увеличить величину радиуса указательной линии (способом, описанным в п. 3.2.4, при $R < d$) и увеличить площадь уширения, хотя в некоторых случаях целесообразнее было бы перепланировать саму РД, увеличив радиус кривизны осевой линии.

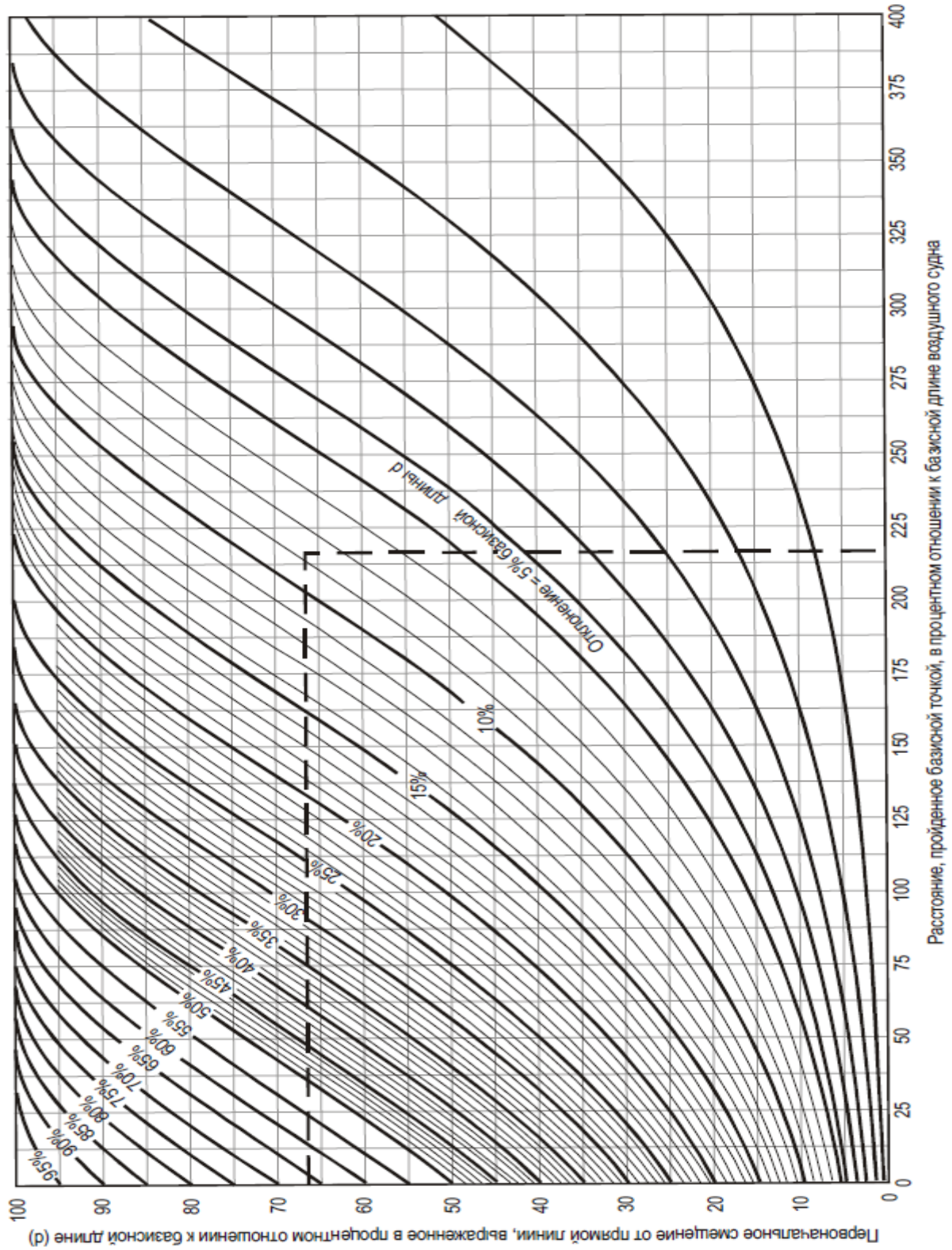


Рис. А1-7. Угол поворота (β) и смещение (λ) центра основного шасси при следовании базисной точки (S) по прямой линии

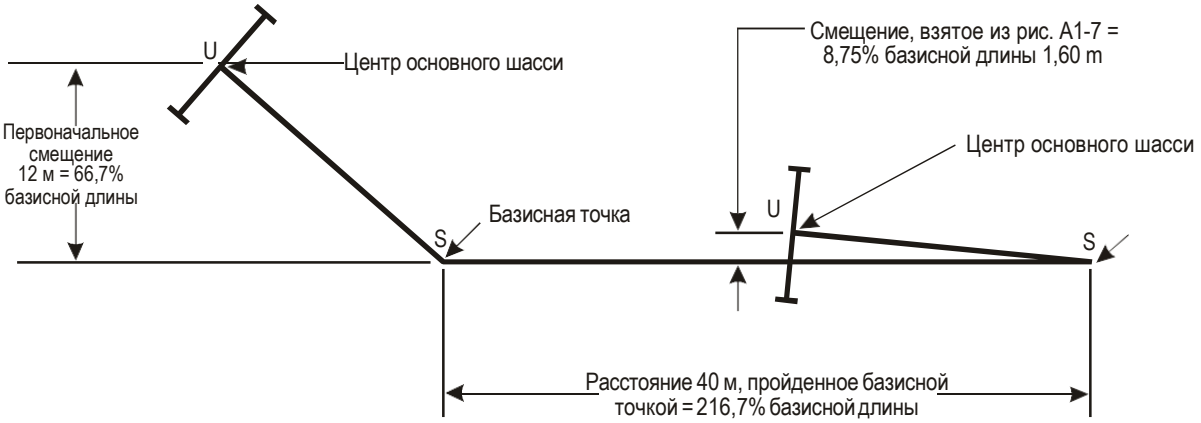


Рис. 1-8. Пример смещения центра основного шасси (U) при следовании базисной точки по прямой линии

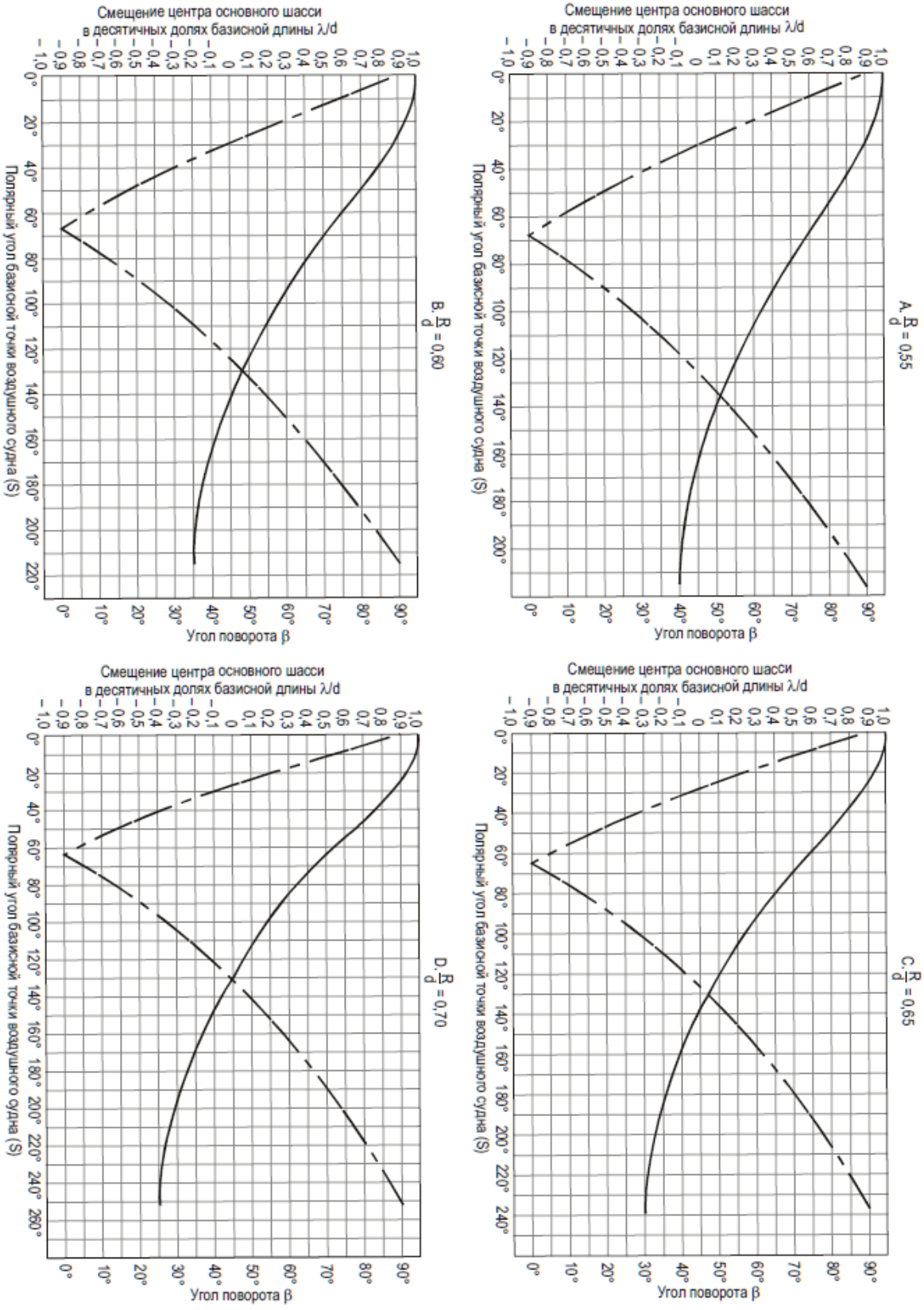


Рис. А1-9. Угол поворота (β) и смещение (λ) центра основного шасси при следовании базисной точки воздушного судна по дуге окружности

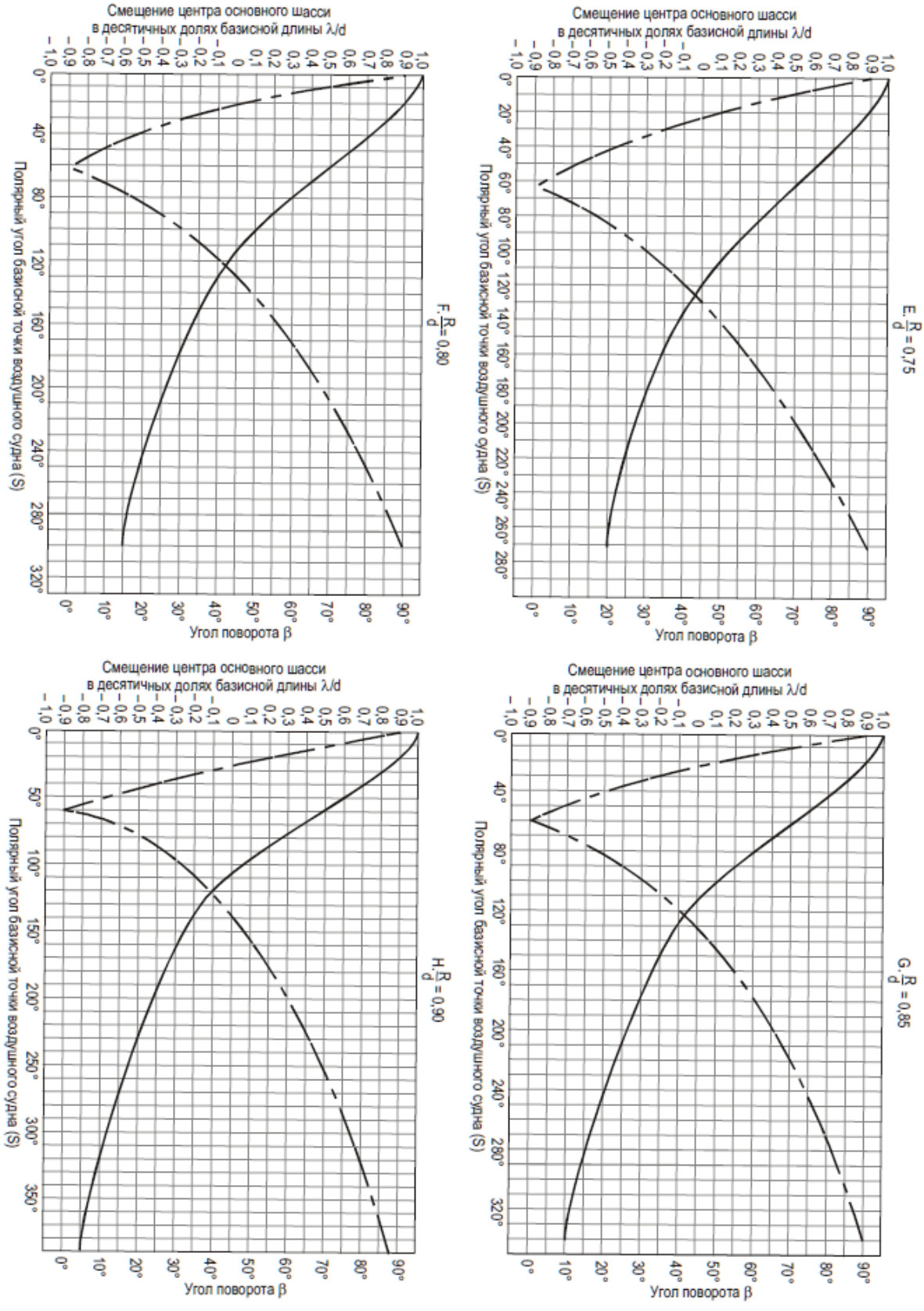


Рис. А1-9. Угол поворота (β) и смещение (λ) центра основного шасси при следовании базисной точки воздушного судна по дуге окружности (продолж.)

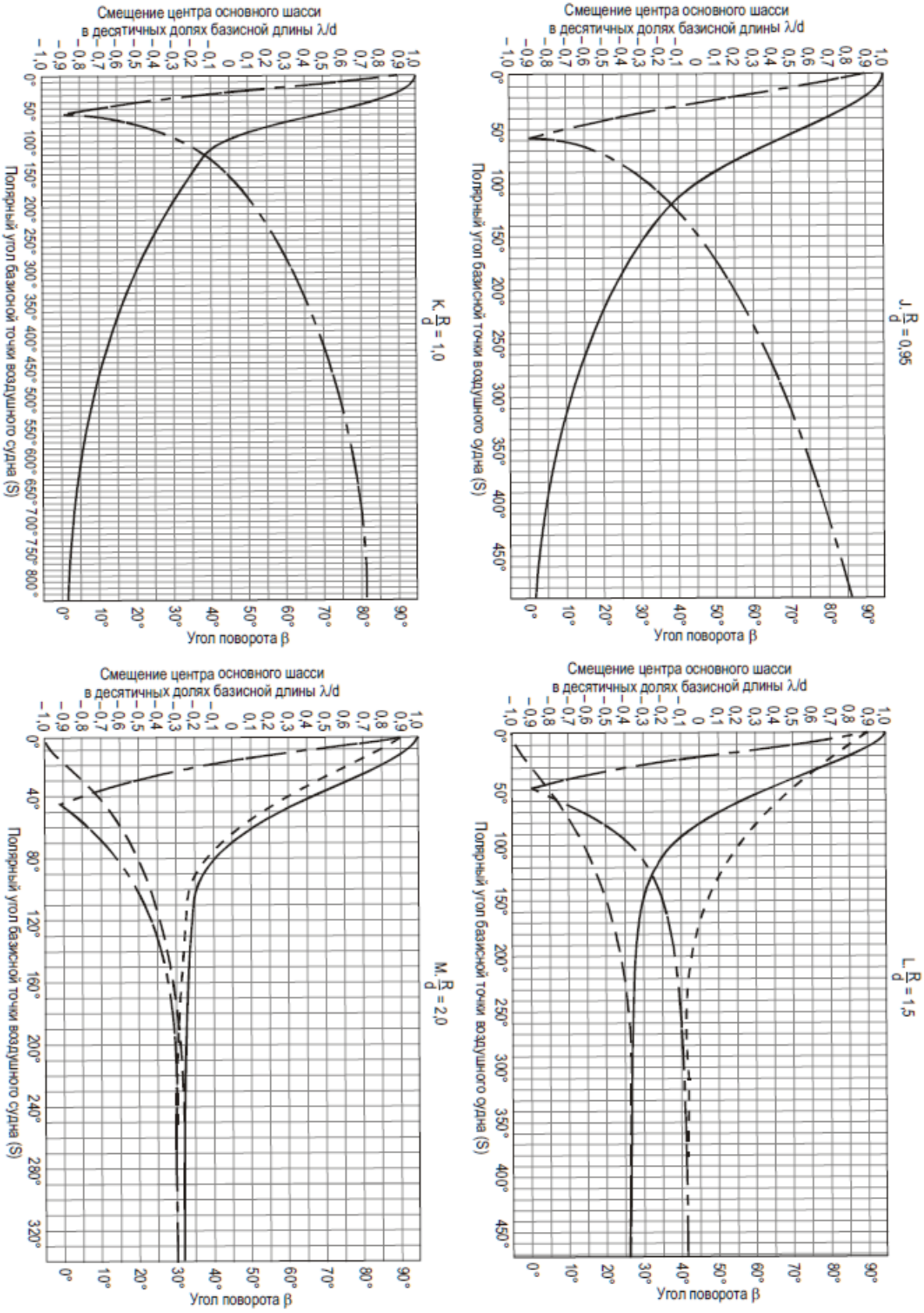


Рис. A1-9. Угол поворота (β) и смещение (λ) центра основного шасси при следовании базисной точки воздушного судна по дуге окружности (продолж.)

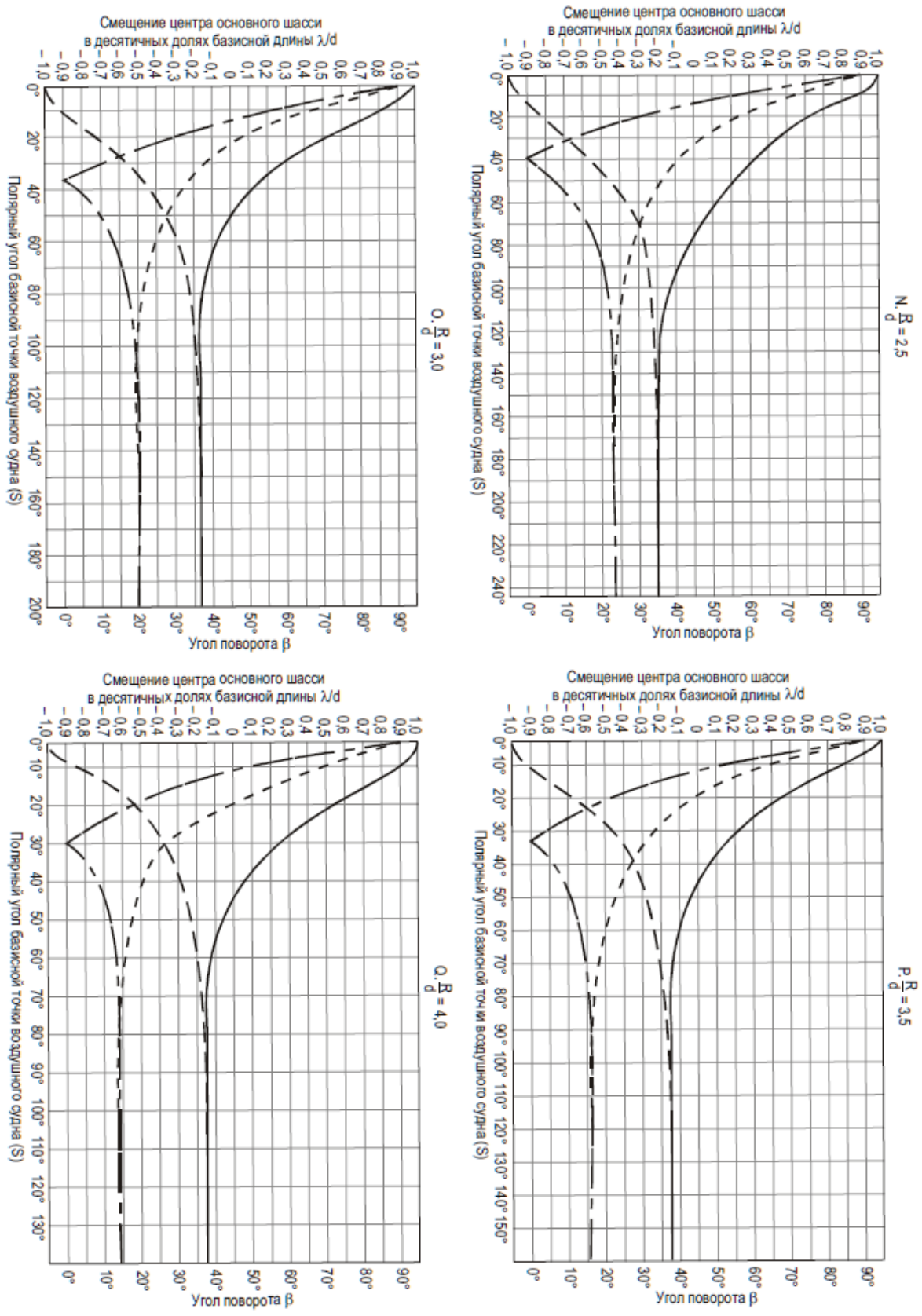


Рис. A1-9. Угол поворота (β) и смещение (λ) центра основного шасси при следовании базисной точки воздушного судна по дуге окружности (продолж.)

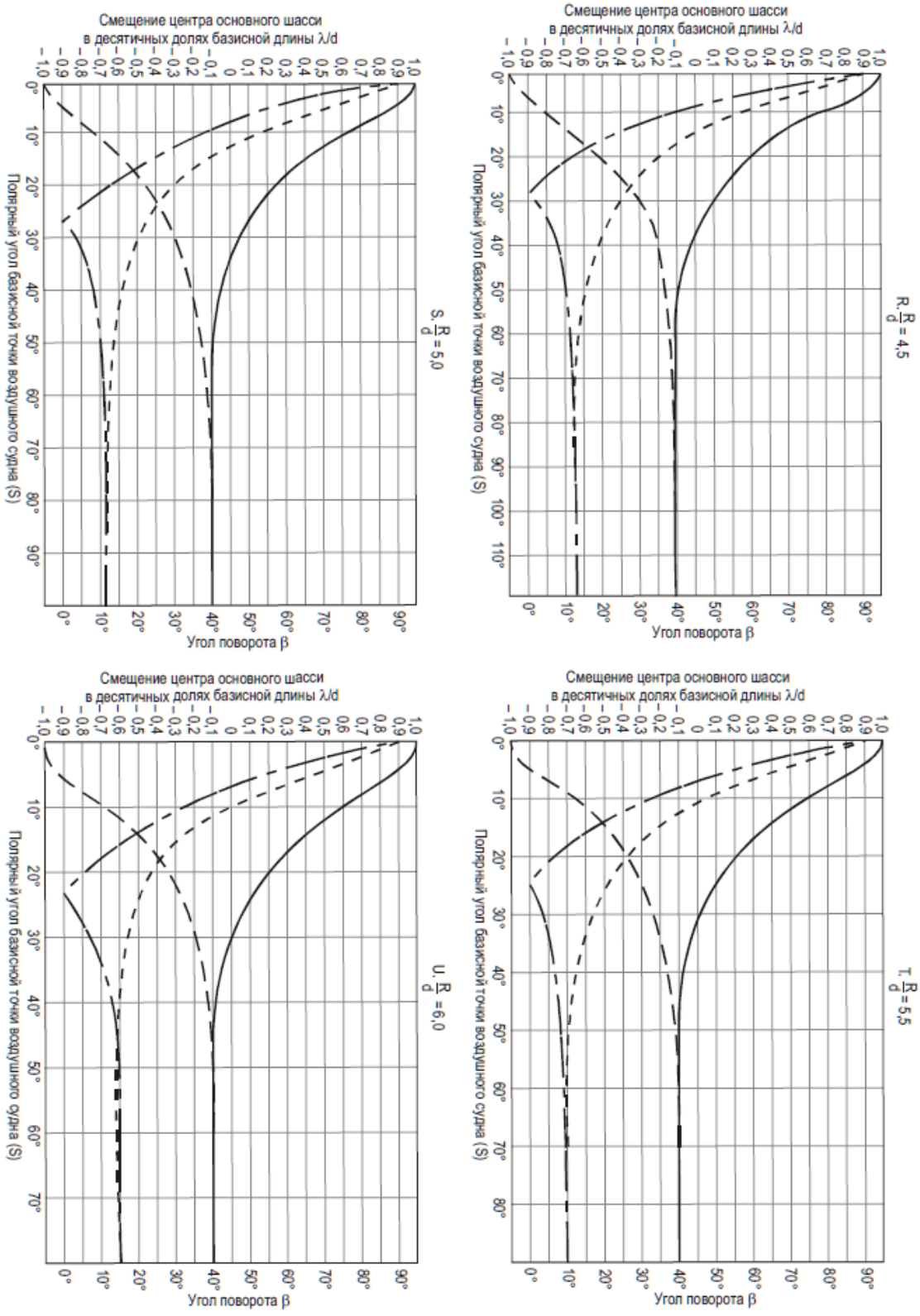


Рис. А1-9. Угол поворота (β) и смещение (λ) центра основного шасси при следовании базисной точки воздушного судна по дуге окружности (продолж.)

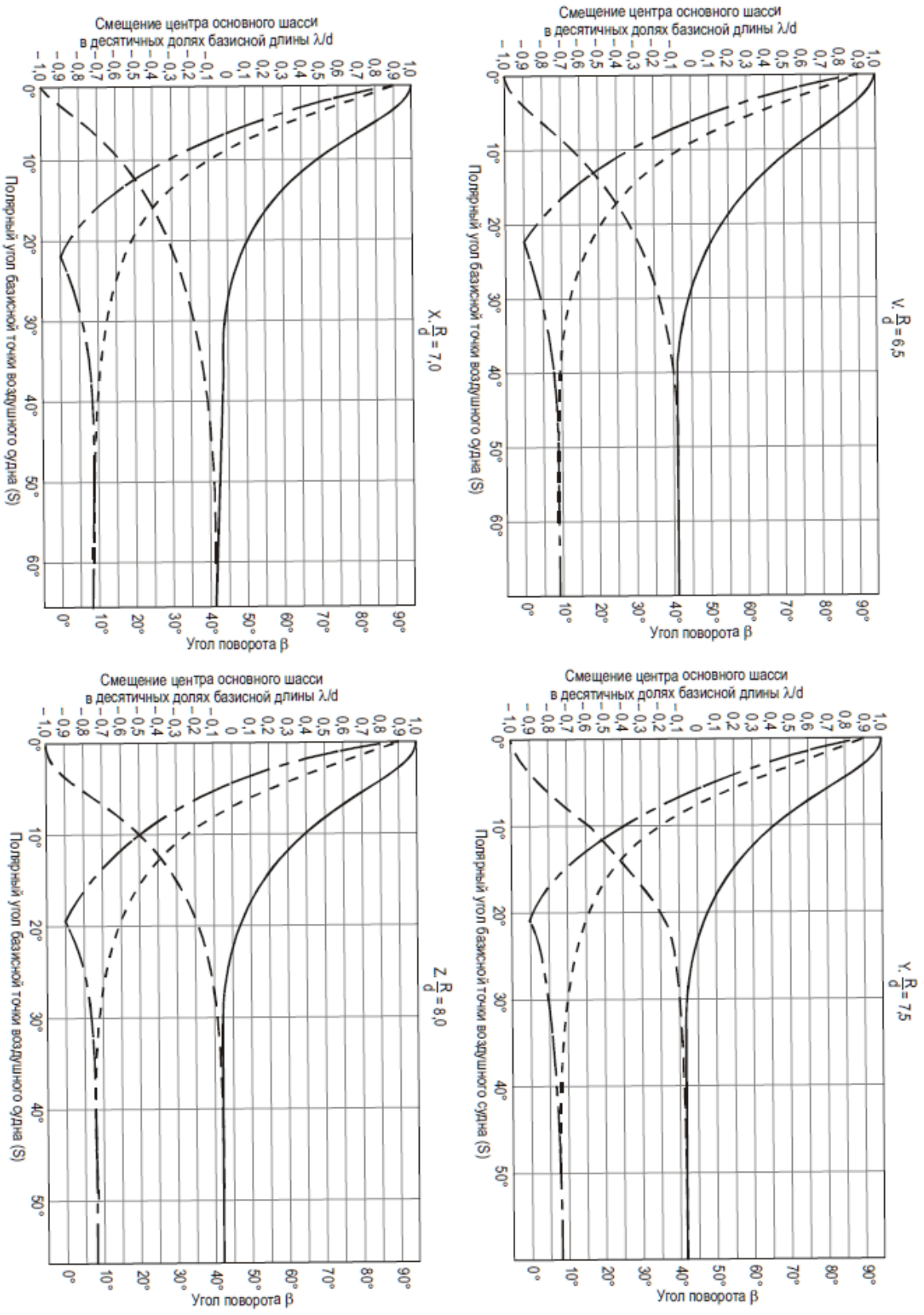


Рис. А1-9. Угол поворота (β) и смещение (λ) центра основного шасси при следовании базисной точки воздушного судна по дуге окружности (продолж.)

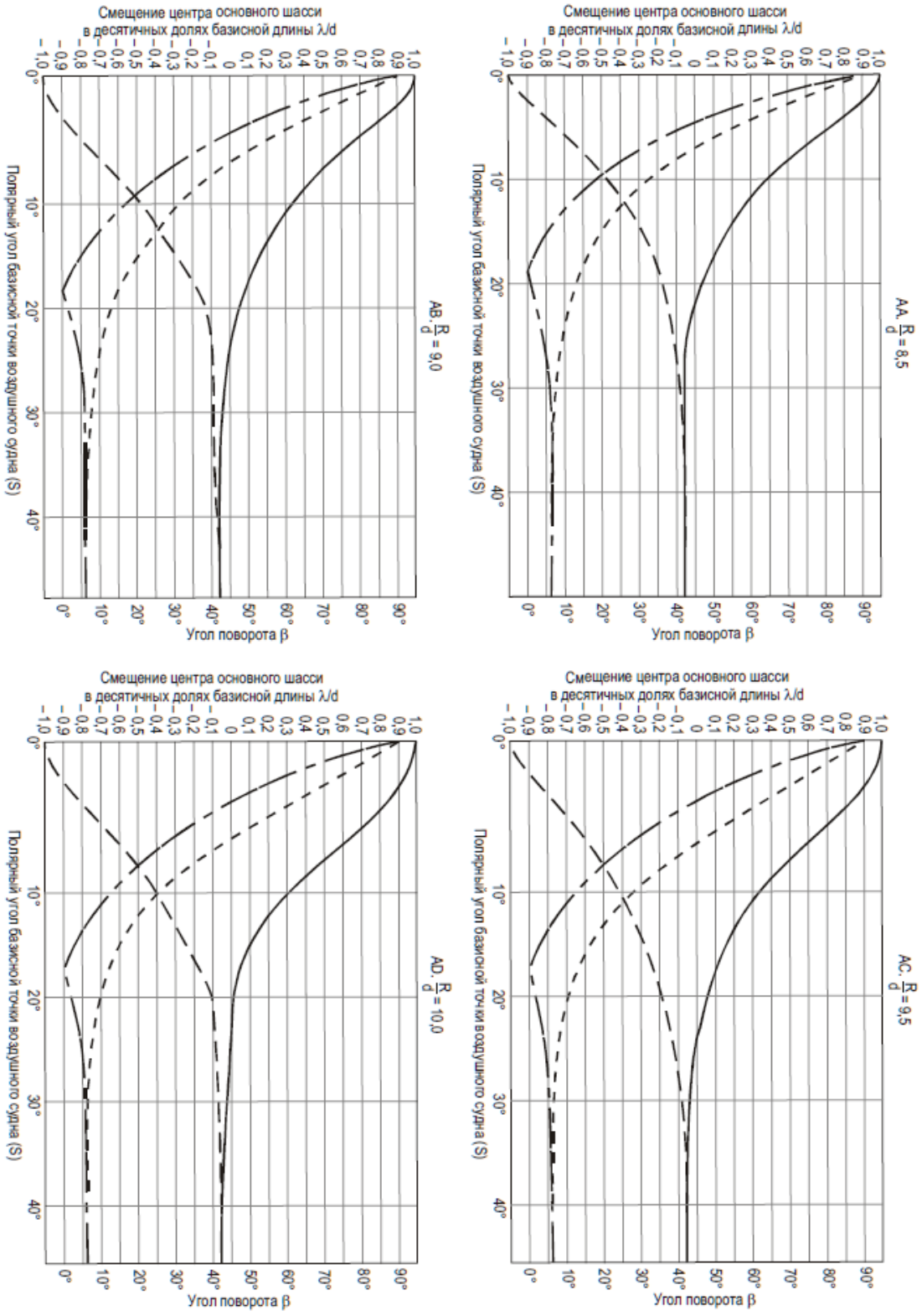


Рис. A1-9. Угол поворота (β) и смещение (λ) центра основного шасси при следовании базисной точки воздушного судна по дуге окружности (продолж.)

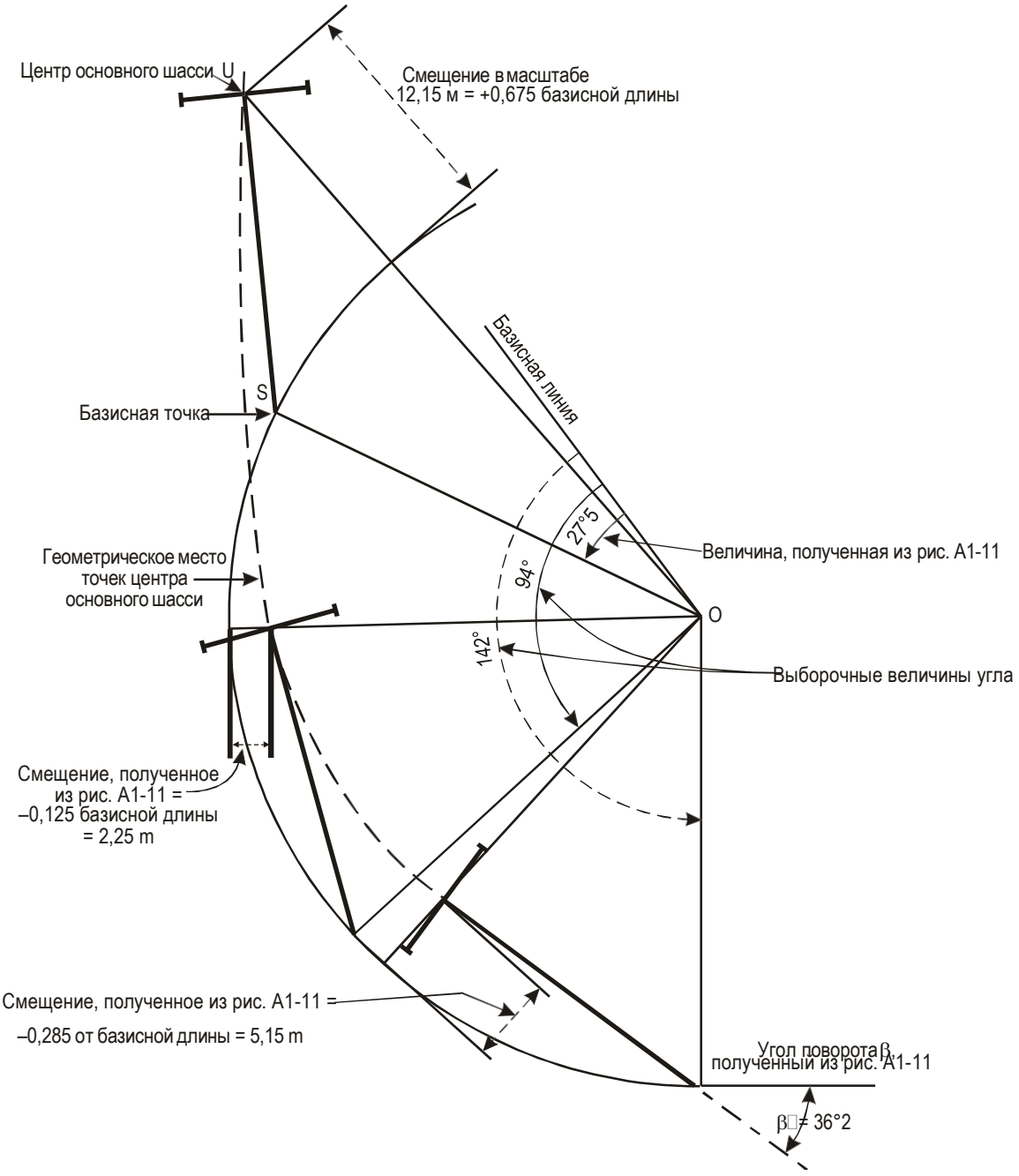


Рис. A1-10. Пример геометрического места точек центра основного шасси при следовании базисной точки по дуге окружности

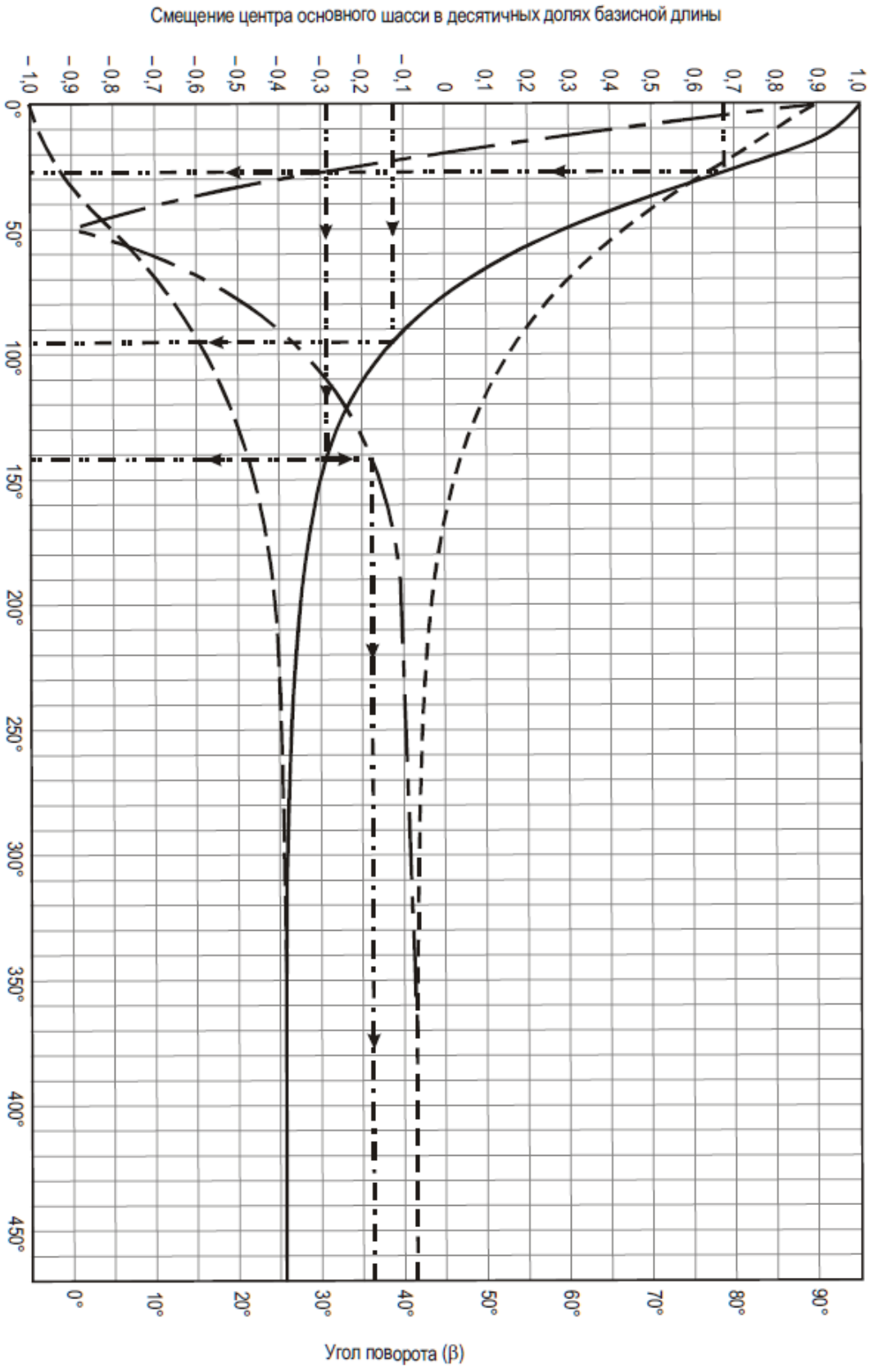


Рис. А1-11. Полярный угол базисной точки воздушного судна (S)

3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ УШИРЕНИЙ

3.1 Графический метод

3.1.1 Графический метод заключается в разметке уширения путем составления чертежа в масштабе. Масштаб должен быть достаточно большим, чтобы обеспечить необходимую точность чертежа. Изображение на чертеже можно наносить в определенной последовательности, как указано ниже:

наносятся осевые линии РД (или ВПП), которые должны соединиться;

наносятся кромки РД и/или ВПП, которые должны быть изображены на чертеже;

проводится траектория последовательно через все точки положения центра основного шасси воздушного судна, имеющего максимальные параметры;

проектируется уширение.

3.1.2 Траекторию центра основного шасси можно провести с помощью номограмм, показанных на рис. A1-7 и A1-9, как указано в п. 2.2. Допускаются различные проектные варианты уширения при условии соблюдения минимальных величин безопасного удаления, приведенных в таблице A1-1. Для соблюдения этих норм безопасного удаления практически приходится проводить кривую параллельно траектории центра основного шасси, которая располагается на расстоянии, равном (T/2 + M), а затем соответственно вычертить уширение.

Пример. Проектирование уширения графическим методом (см. рис. A1-12)

	Данные (м)
Изменение направления РД 90°	
Радиус осевой линии РД *(R)*	36,6
Ширина РД *(X)*	23,0
Базисная длина воздушного судна *(d)*	18,3
Колея шасси воздушного судна *(T)*	8,0
Безопасное удаление *(M)*	4,5

Этап 1. По номограмме на рис. A1-9M, где R/d = 2, находим:

величину полярного угла при положении базисной точки *(S)* в начале разворота, когда величина соответствующего угла поворота *(β)* равна *O*;

связанную с этим величину отклонения центра основного шасси, выраженную в десятичных долях базисной длины, которая равна 0,235. Теперь записываем некоторые величины *λ/d* и *β* в порядке последовательности величин θ_S (например, при увеличении на 20°). Затем проводим базисную линию и наносим точки, как указано ниже в этапе 3.

θ_S	$\frac{\lambda}{d}$	β
43°	+0,235	0
60°	+0,03	13°
80°	-0,11	21°
100°	-0,19	25°
120°	-0,22	27°
133°	-0,24	28°

Этап 2. С помощью рис. А1-7 можем определить следующие значения *λ/d* для последовательных величин *F/d* при первоначальном отклонении *λ/d* = sin 28°= 0,47.

$\frac{\lambda}{d}$	0,47	0,35	0,25	0,15	0,10	0,05
$\frac{F}{d}$	0	0,34	0,69	1,21	1,62	2,31

Этап 3. Кривые можно вычертить следующим путем:

проводим базисную бинию, как показано на рис. А-12;

для каждой величины θ_S, выбранной на этапе 1, наносим на схеме соответствующую точку *U*. Для этого определяем точку *S* на указательной линии, проводим продольную ось воздушного судна при соответствующем угле поворота β и отмечем *U* на расстоянии *d* = 18,3 м от *S*. Используя величины *λ/d*, полученные на этапе 1, проверяем точность графического изображения;

если базисная точка *S* вновь следует по прямой линии после выхода из разворота, используя величины *λ/d* и *F/d*, полученные на этапе 2, наносим геометрическое место точек центра основного шасси, как показано на рис. А1-12;

на перпендикуляре, опущенном из точки *U* на продольную ось воздушного судна, отмечаем расстояние во внутреннюю сторону, равное *(T/2 + M)* = 4 + 4,5 = 8,50 м для каждого отдельного положения *U*. Проведенная через эти точки линия представляет собой кривую, параллельную траектории центра основного шасси. Таков теоретический минимум параметров уширения.

Примечание. *Если воздушные суда могут использовать РД в обоих направлениях, проведите также другую соответствующую кривую.*

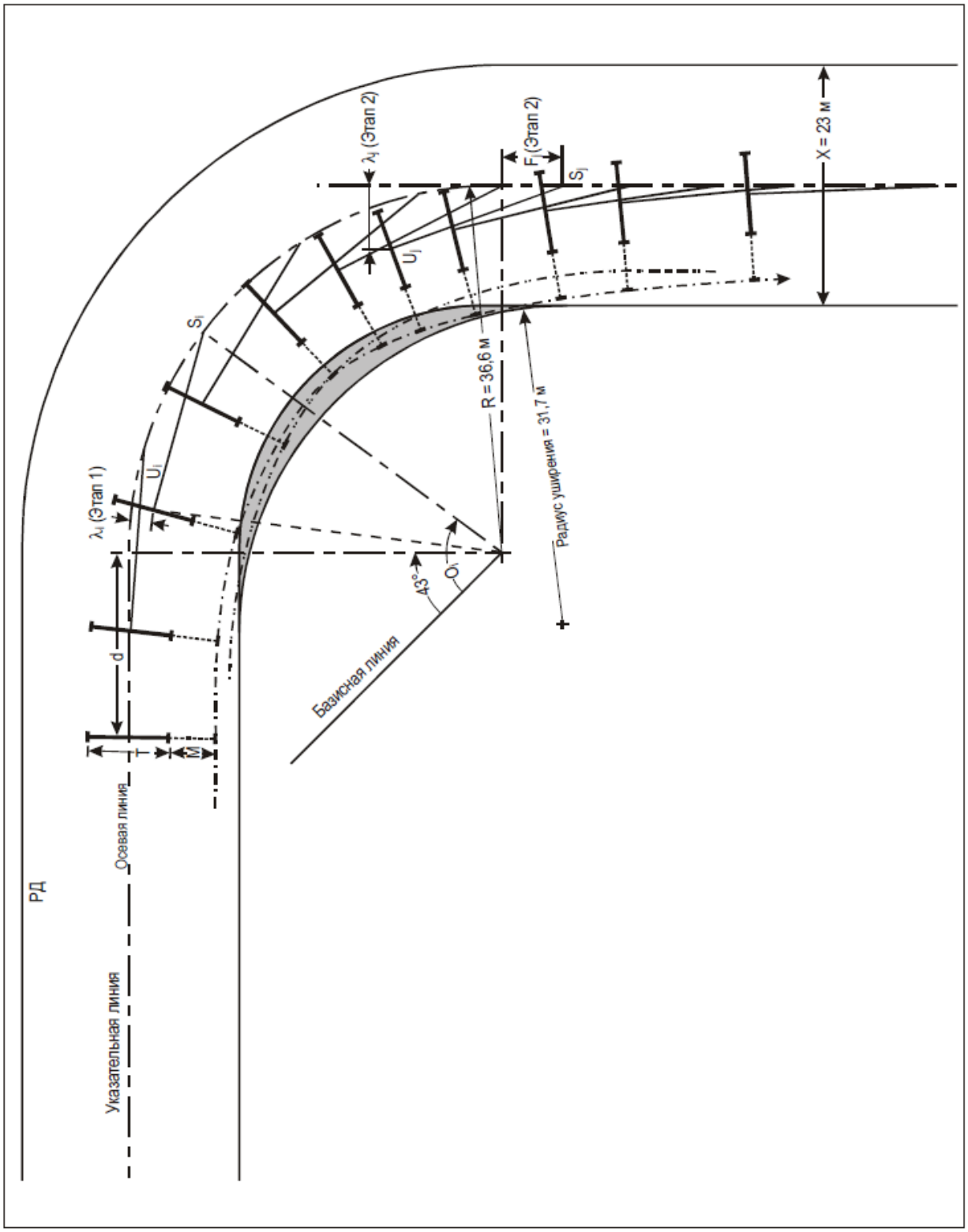


Рис. А1-12. Графический метод проектирования уширения

a) выбираем проектный вариант уширения, который легко можно разметить. Как правило, целесообразно выбирать схему, изображенную в виде прямолинейных отрезков и дуги окружности. В данном конкретном случае дуга с радиусом 31,7 м представляет собой простейший вариант схемы (рис. A1-12).

Этап 4. Проверяем достоверность проекта, рис. A1-12:

a) безопасное удаление равно 4,50 м, что совпадает с минимальными нормами, рекомендуемыми в главе 7 AAR-AGA-001 (см. таблицу A1-1); и
b) максимальная величина (28°) угла поворота соответствует эксплуатационным пределам отклонения носового колеса всех типов воздушных судов, которые могут пользоваться аэродромом.

3.2 Дугокасательный метод

3.2.1 Траектория центра основного шасси воздушного судна при повороте образует сложную кривую, но она апроксимирует дугу окружности и ее касательные. Проект уширения, которое почти совпадает с траекторией основного шасси и обеспечивает необходимое безопасное удаление, можно получить при помощи:

a) дуги, расположенной концентрически по отношению к осевой линии РД с целью обеспечения необходимой дополнительной ширины покрытия с внутренней стороны поворота; и
b) касательной в каждом конце дуги, образующей клинообразное окончание уширения на случай непредвиденного смещения основного шасси.

Для того чтобы сделать чертеж уширения, достаточно знать радиус *(r)* дуги и длину *(l)* клинообразных окончаний уширения (см. рис. A1-13).

Определение радиуса уширения (r)

3.2.2 Радиус уширения равен:

$$r = R - (\lambda\, max + M + \frac{T}{2}),$$

где:

R = радиус осевой линии РД, принимаемой за указательную линию

λ max = максимальная величина отклонения основного шасси

M = минимальное безопасное удаление

T = колея основного шасси

3.2.3 Максимальная величина отклонения основного шасси λ max зависит от базисной длины (d), радиуса кривизны осевой линии РД (R) и степени изменения направления. Эта максимальная величина вычисляется с помощью рис. A1-14 в процентном отношении к базисной длине воздушного судна при любом значении коэффициента R/d в пределах от 1 до 5.

3.2.4 Если базисная длина воздушного судна *(d)* превышает радиус осевой линии *(R)*, следует избрать линию построения с таким расчетом, чтобы величина радиуса была равна базисной длине, принимая *R/d* = 1. Точки, в которых эта линия

построения соединяется с прямолинейным отрезком осевой линии РД, следует обозначить на чертеже в клинообразных окончаниях (см. п. 3.2.8).

Определение длины клинообразных окончаний

3.2.5 Потребность в уширении отпадает в той точке, где смещение основного шасси становится меньше предельно допустимого смещения без наличия уширения:

$$\lambda = \frac{X}{2} - (M + \frac{T}{2})$$

где:

X = ширина РД

M = минимальное безопасное удаление

T = колея основного шасси

Остаточное смещение происходит в конце разворота, когда базисная точка *(S)* прошла по прямому отрезку *F* осевой линии РД расстояние A, полученное из уравнения (17) в п. 2.1.3.1. Длина каждого клинообразного окончания уширения составляет таким образом:

$$l = F - d$$

3.2.6 При помощи уравнения (17) выражаем F в виде функции:

a) β, остаточная величина угла поворота, соответствующая λ, как определено выше в п. 3.2.5; и
b) β max, максимальное значение угла поворота при развороте. Эту величину получаем при λ, равном λ max, как указано на рис. A1-14.

Использование заранее подготовленных номограмм исключает необходимость всяких расчетов. Из номограммы на рис. A1-15 находим остаточную величину угла поворота, образуемую в том случае, когда смещение достигает максимально допустимой величины без построения уширения. (Цифры приводятся из расчета базисной длины в пределах от 12 до 60 м). По номограмме на рис. A1-16 находим максимальную величину угла поворота при развороте, для чего определяем нужные величины изменения направления РД и коэффициента *R/d*, а затем на оси ординат получаем величину угла поворота. И, наконец, по номограмме на рис. A1-17 величины угла поворота можно преобразовать в величины смещения на прямом отрезке указательной линии.

3.2.7 Необходимо убедиться в том, что угол поворота не превышает максимальный угол отклонения носового колеса воздушных судов, которые, как предполагается, могут пользоваться аэродромом. В противном случае радиус кривизны указательной линии и размер уширения необходимо было бы увеличить.

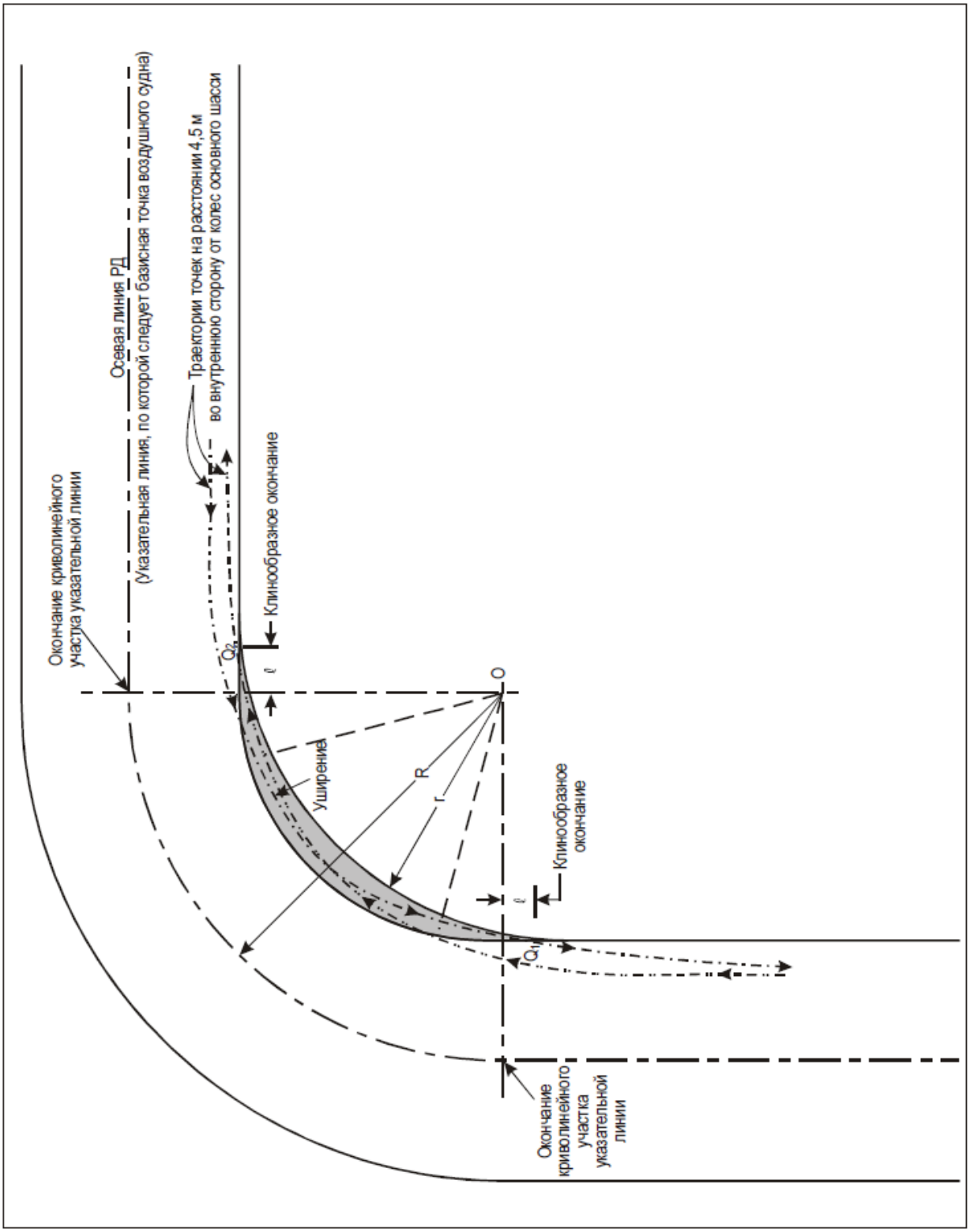


Рис. А1-13. Проектирование уширения дугокасательным методом, показывающим потребную величину безопасного удаления и расчет уширения

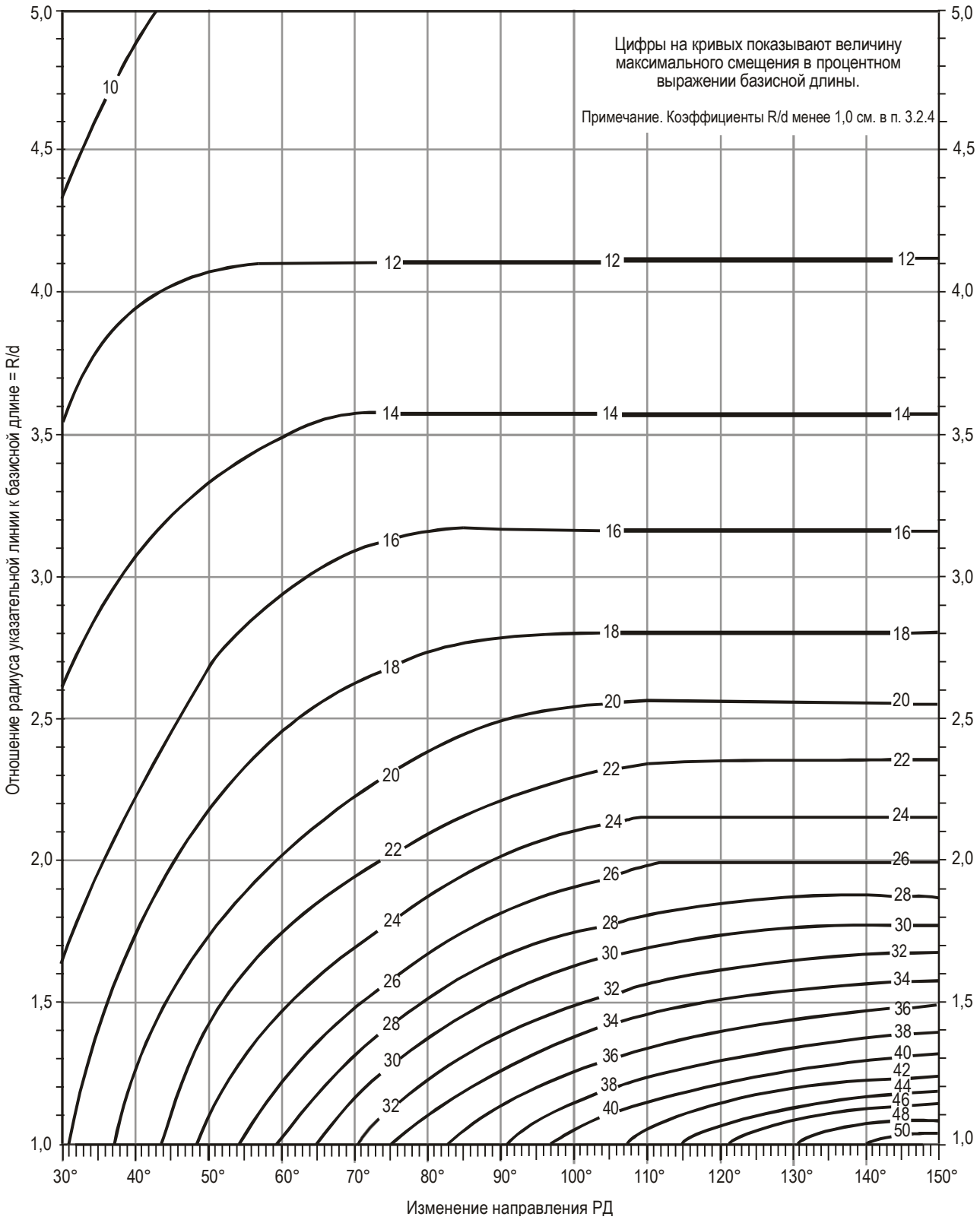


Рис. A1-14. Максимальное смещение (λ max) центра основного шасси

Примечание. *Поскольку базисная точка обычно не совпадает с носовым колесом, возможна незначительная погрешность. Однако эта погрешность значения не имеет.*

Составление чертежа уширения

3.2.8 Разметка требуемого уширения производится следующим образом:

a) проводим по отношению к осевой линии РД концентрическую дугу с радиусом *(r)* (или, при необходимости, концентрическую дугу к строительной линии, упоминаемой в п. 3.2.4);
b) на внутренней кромке РД отмечаем точки Q_1 и Q_2 на расстоянии *l* от криволинейного отрезка указательной линии, как показано на рис. А1-13;
c) из найденных точек (подпункт *b* выше) проводим касательные к дуге с радиусом *(r)*.

3.2.9 Дугокасательный метод иллюстрируется в примере 1.

Вариант дугокасательного метода

3.2.10 Лучшее приближение к необходимому уширению можно обеспечить путем двух сглаживающих линий. Вторую точку определяем путем перерасчета максимально допустимой величины смещения без уширения, но при меньшей величине безопасного удаления. Метод практических расчетов и полученные результаты показаны в примере 2.

3.3 Номограммы для ускоренного метода вычисления

3.3.1 Номограммы для ускоренного вычисления позволяют сравнительно просто проектировать уширения РД при условии, что определенные параметры выражаются в постоянных величинах:

- ширина РД и минимальное безопасное удаление соответствуют кодовой букве самой длинной обслуживаемой ВПП;
- базисная длина и колея основного шасси соответствуют максимальным параметрам принимаемых воздушных судов.

3.3.2 На рис. А1-20 представлены номограммы для конкретного типа воздушных судов, а именно Боинг-747; номограммы составлены на основе следующих постоянных величин в соответствии с AAR-AGA-001:

X – ширина РД = 23 м

M – минимальное безопасное удаление = 4,5 м

при этом за указательную линию принимается ось РД. В соответствии с AAR-AGA-001 выбранная базисная точка располагается вертикально под кабиной пилота. Воздушное судно этого типа имеет следующие постоянные величины:

Параметр	B-747 (м)
Базисная длина самолета *(d)*	27,7
Колея основного шасси *(T)*	12,8

3.3.3 Кромка уширения (рис. А1-21) рассчитывается следующим образом:

Этап 1. Сначала определяем радиус дуги уширения *(r)*, для чего отмечаем на схеме точку, которая по номограмме А на рис. А1-20 соответствует величине изменения направления РД и радиуса криволинейного участка осевой линии. Величину, полученную путем интерполяции между кривыми, проведенными при

округленных величинах *r*, используем для проведения концентрической дуги по отношению к дуге указательной линии.

Этап 2. Расстояние (*F*), пройденное от точки после того, как отпадает надобность в уширении, определяется таким же способом при помощи номограммы B на рис. A1-20. Таким образом, получаем расстояние от точки, где внутренняя кромка РД вновь приобретает прямолинейную форму.

Этап 3. Проводим касательные дуги с таким расчетом, чтобы они пересекали кромку РД в конце пройденного расстояния *(F)*. Полученная линия, как показано на диаграмме (рис. A1-21), является потребным уширением.

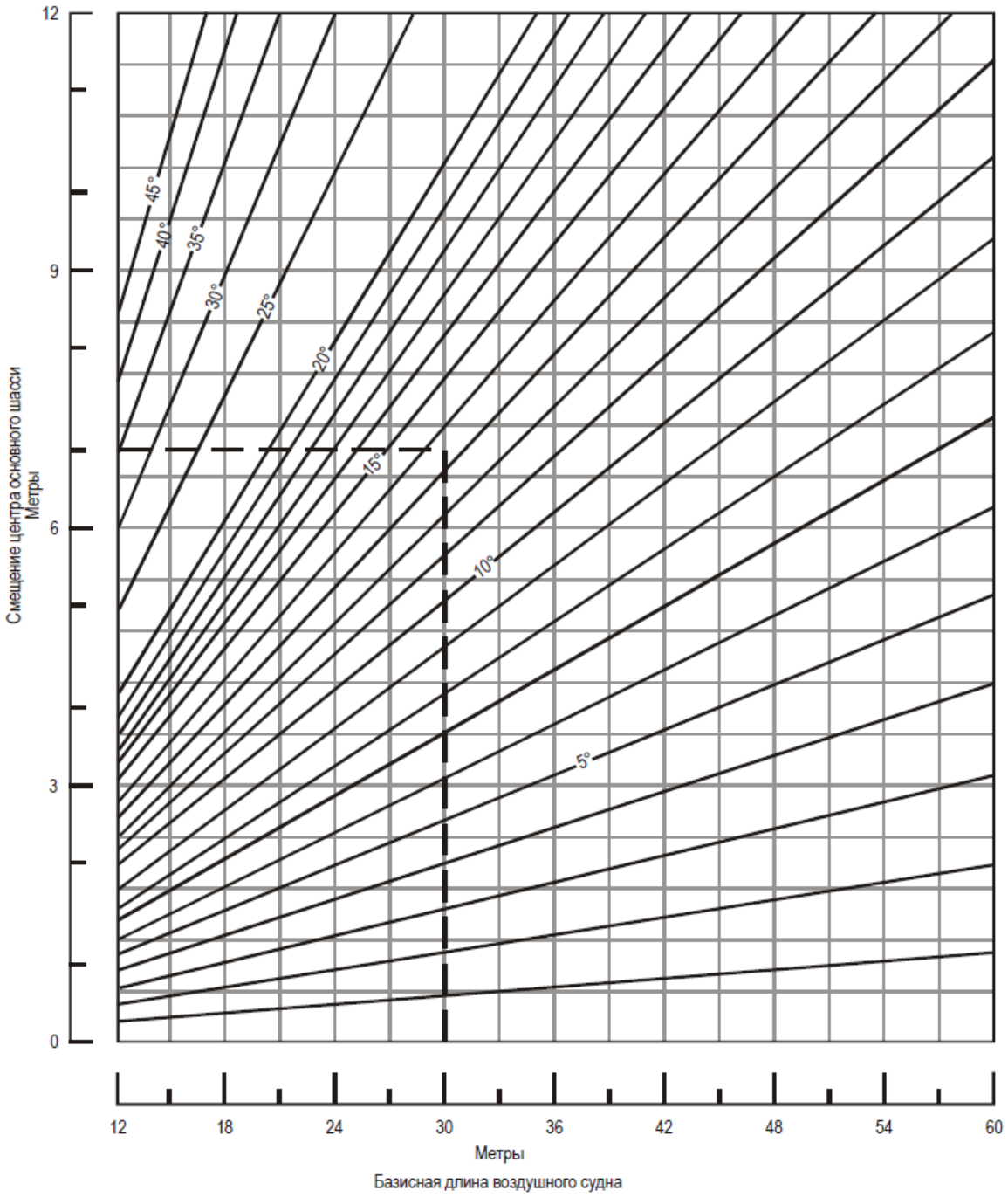


Рис. А1-15. Угол поворота (β) и смещение центра основного шасси (λ) (цифры на наклонных линиях обозначают величину угла поворота)

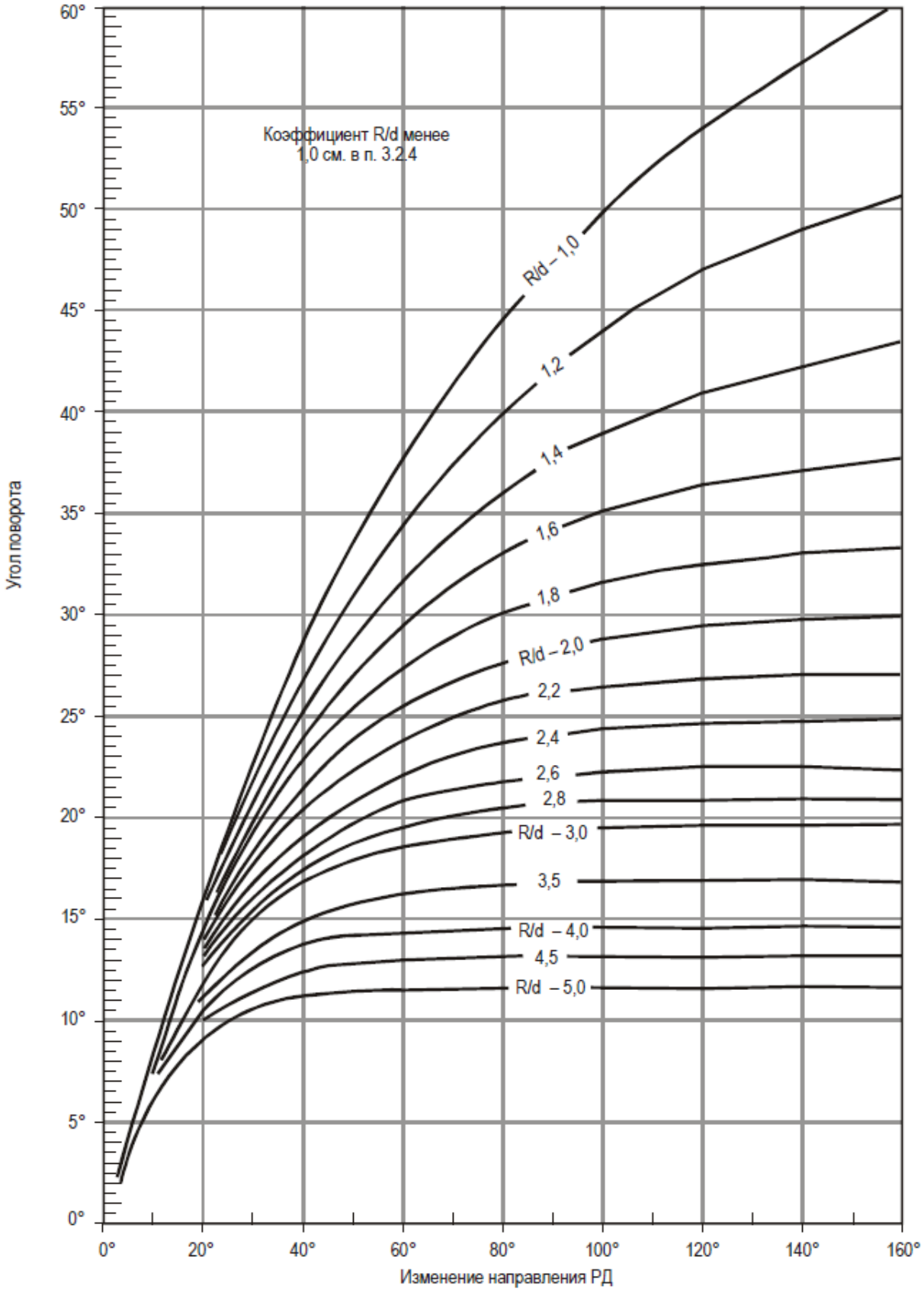


Рис. А1-16. Увеличение угла поворота при повороте

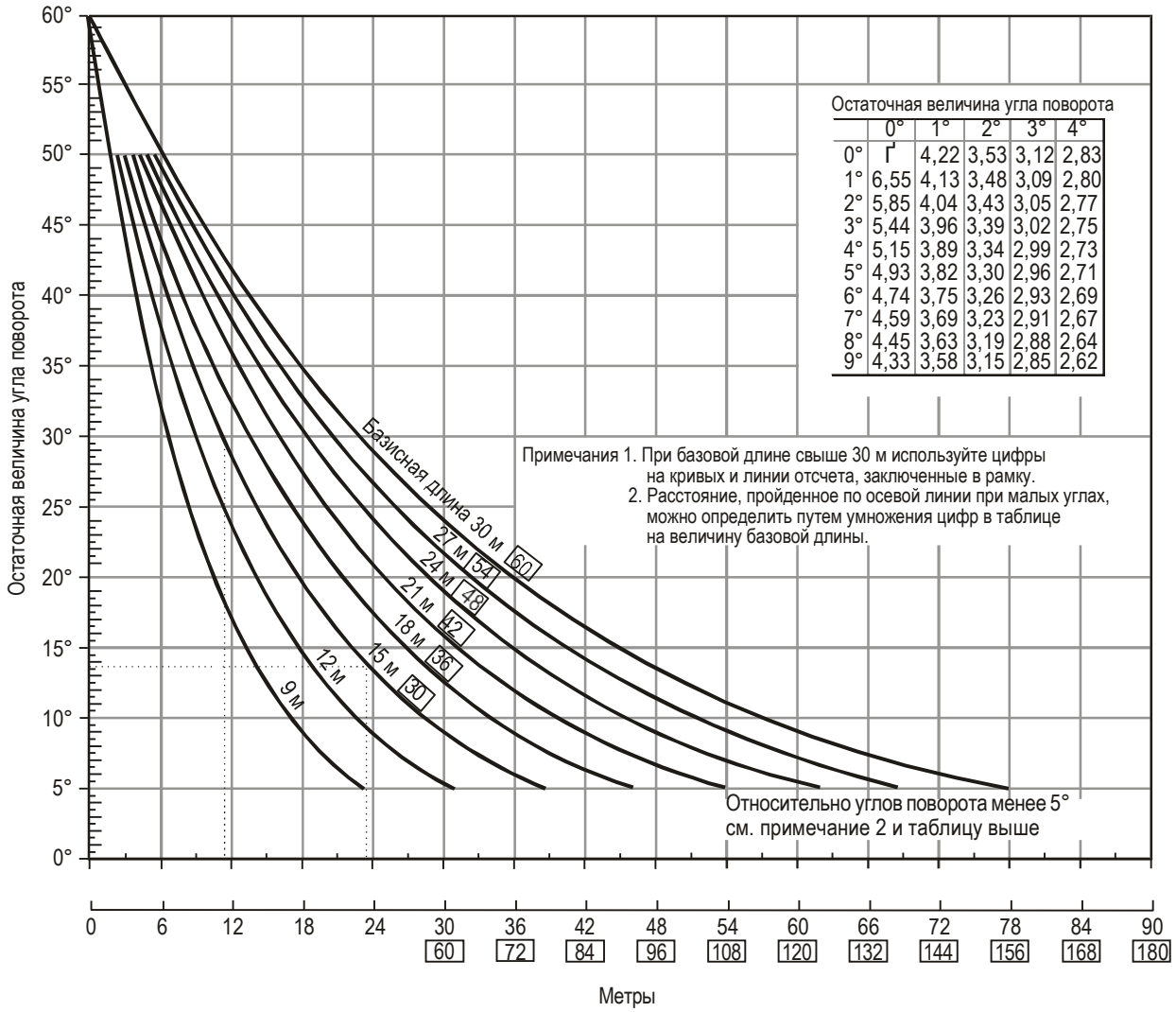


Рис. А1-17. Уменьшение угла поворота при завершении поворота

Пример 1. Проектирование уширения дугокасательным методом
(см. рис. A1-18)

	Данные (м)
Изменение направления РД 135°	
Радиус осевой линии РД (R)	42
Ширина РД (X)	23
Базисная длина воздушного судна (d)	22
Колея шасси воздушного судна (T)	8
Безопасное удаление (M)	4,5
Коэффициент $\frac{R}{d}$ =	$\frac{42}{22}$ = 1,9
Максимальное смещение (рис. A1-14) составляет 27% d	λ max = 6 м
Радиус дуги уширения $r = R - (\lambda \max + \frac{T}{2} + M)$	42 - (6 + 4 + 4,5) = 27,5 м
Максимальное смещение без уширения $= \frac{X}{2} - (M + \frac{T}{2})$	11,5 - (4,5 + 4) = 3 м
По номограмме на рис. A1-15 это равнозначно углу поворота 7,6°.	
По номограмме на рис. A1-16 находим угол поворота в конце разворота (135°, R/d = 1,9), равный 31°.	
С помощью номограммы на рис. A1-17 величины этих углов поворота преобразуем в расстояние, которое необходимо пройти по прямолинейному участку осевой линии. 7,6° дает расстояние L_1, а 31° - расстояние L_2. Разница L_3 между L_1 и L_2 представляет собой базисное расстояние, необходимое для того, чтобы уменьшить угол поворота с 31° до 7,6°.	L_1 = 47,9 м L_2 = 16,5 м L_3 = 31,4 м
Для определения расстояния, пройденного центром шасси за пределом криволинейного участка, необходимо из L_3 вычесть базисную длину.	31,4 - 22 = 9,4 м

Построение диаграммы:

1. Проводим дугу с центром O (центр криволинейного участка РД) и радиусом 27,5 м.

2. Отмечаем точки на расстоянии 9,4 м за пределами криволинейного участка на внутренней кромке РД.

3. Из этих точек проводим линии, касательные к данной дуге.

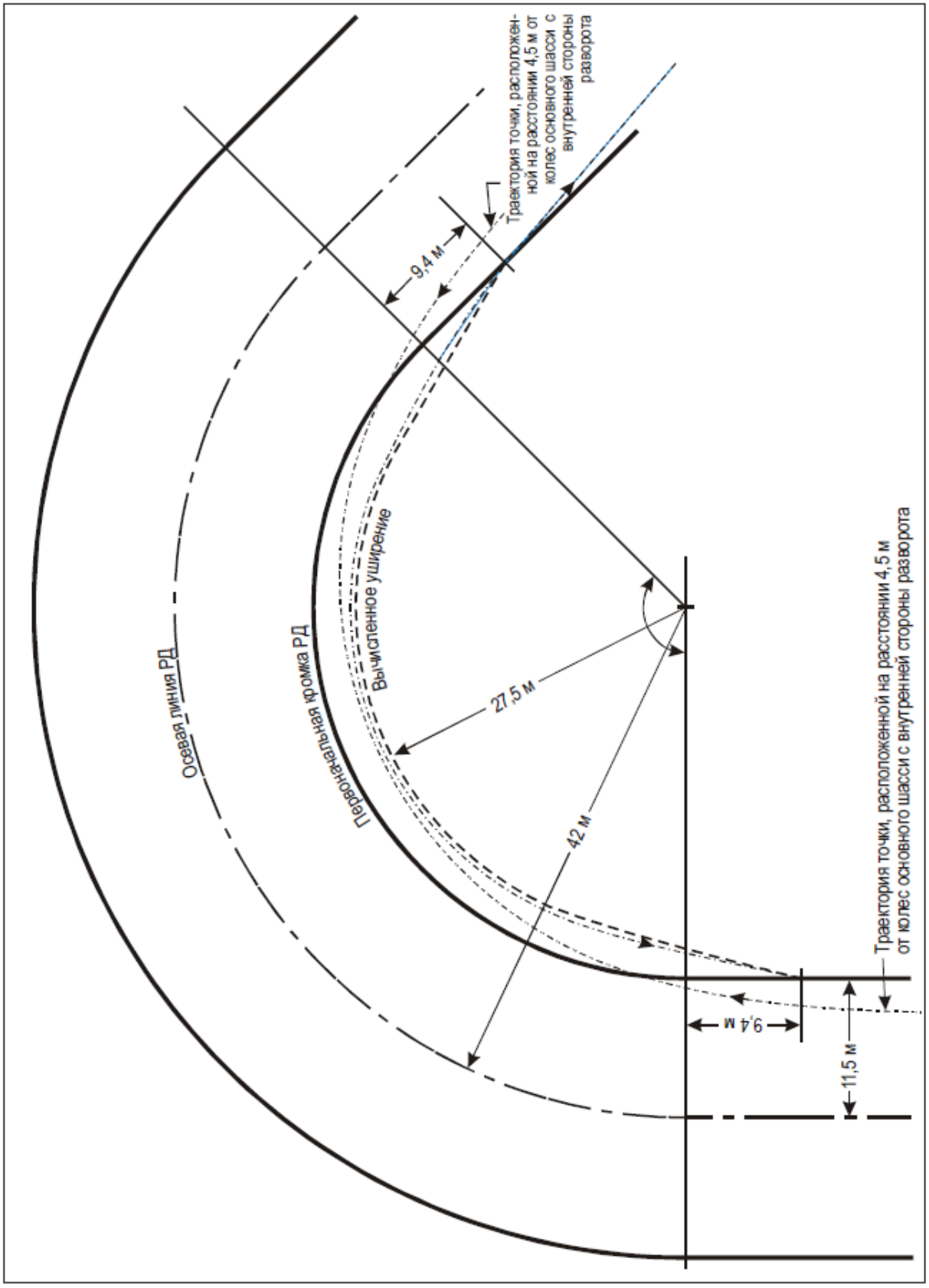


Рис. А1-18. Типовое проектирование уширения дугокасательным методом (см. пример 1)

Пример 2. Сложное уширение для воздушных судов с большой базисной длиной и широкой колеей шасси (см. рис. А-19)

	Данные (м)
Изменение направления РД 90°	
Радиус осевой линии РД (*R*)	34,3
Ширина РД (*X*)	23
Базисная длина воздушного судна (*d*)	25,6
Колея шасси воздушного судна (*T*)	13,1
Безопасное удаление (*M*)	4,6
Нахождение первой точки уширения:	
Коэффициент $\frac{R}{d} =$	$\frac{34,3}{25,6} = 1,34$
Максимальное смещение (рис. А1-14) составляет 32,6% *d*	λ max = 8,3 м
Радиус дуги уширения $r = R - (\lambda \max + \frac{T}{2} + M)$	34,3 - (8,3 + 6,6 + 4,6) = 14,8 м
Максимальное смещение без уширения $= \frac{X}{2} - (M + \frac{T}{2})$	11,5 - (4,6 + 6,6) = 0,3 м
По номограмме на рис. А1-15 это равнозначно углу поворота 0,7°.	
По номограмме на рис. А1-16 находим угол поворота в конце разворота (90°, *R/d* = 1,34), равный 39°.	
С помощью номограммы на рис. А1-17 величины этих углов поворота преобразуем в расстояние, которое необходимо пройти по прямолинейному участку осевой линии. На кривых номограммы не показана величина 0,7°, поэтому находим по таблице в колонке, обозначенной 0°, величину 0,7° и получаем цифру 4,59. Пройденное расстояние равно 4,59 x *d* = L_1. Из номограммы находим значение L_2 при 39°.	L_1 = 4,59 x 25,6 = 117,5 м
Разница L_3 между L_1 и L_2 представляет собой базисное расстояние, необходимое для того, чтобы уменьшить угол с 39° до 0,7°.	L_2 = 12,5 м L_3 = 105 м
Для определения расстояния, пройденного центром шасси за пределом криволинейного участка, необходимо из L_3 вычесть базисную длину.	105 - 25,6 = 79,4 м
Нахождение второй точки уширения:	
Для определения второй точки уширения вновь производим вышеуказанные расчеты, сократив величину *M* безопасного удаления.	

	Данные (м)

Без изменения остаются следующие действия:

a) коэффициент *R/d* = 1,34;

b) максимальное смещение λ max = λ max = 8,3 м;

c) угол поворота в конце разворота = 39°;

d) базисным расстоянием, необходимым для уменьшения угла 39°, является L_2 = 12,5 м.

Вновь установленная величина безопасного удаления (M_1) = 1,5 м.

Максимальное смещение без уширения $= \frac{X}{2} - (M\ 1 + \frac{T}{2})$ — 11,5 - (1,5 + 6,6) = 3,4 м

По номограмме на рис. A1-15 это соответствует углу поворота 7,5°, который переводится (рис. A1-17) в базисное расстояние L_1. Разница L_3 между L_1 и L_2 представляет собой базисное расстояние, необходимое для того, чтобы уменьшить угол с 39° до 7,5°. — L_1 = 55,5 м; L_3 = 55,5 - 12,5 = 43 м

Для определения расстояния, пройденного центром основного шасси за пределом криволинейного участка, необходимо из L_3 вычесть базисную длину. — 43 - 25,6 = 17,4 м

В этой точке безопасное удаление составляет 1,5 м. Поскольку безопасное удаление должно быть 4,6 м, окончательный параметр уширения должен быть увеличен на 3,1 м от этой точки во внутреннюю сторону разворота.

Построение диаграммы:

1. Проводим дугу с центром в точке *O* (центр криволинейного участка РД) и радиусом 14,8 м.
2. Отмечаем точки на расстоянии 17,4 м за пределами криволинейного участка на внутренней кромке РД.
3. Проводим дуги с центрами в точках, указанных выше в п. 2, и радиусом 3,1 м.
4. Проводим общие касательные к дугам, указанным выше в пп. 1 и 3.
5. Отмечаем точки на расстоянии 79,4 м за пределами криволинейного участка на внутренней кромке РД.
6. Из этих точек проводим линии, касательные дугам, указанным выше в п. 3.

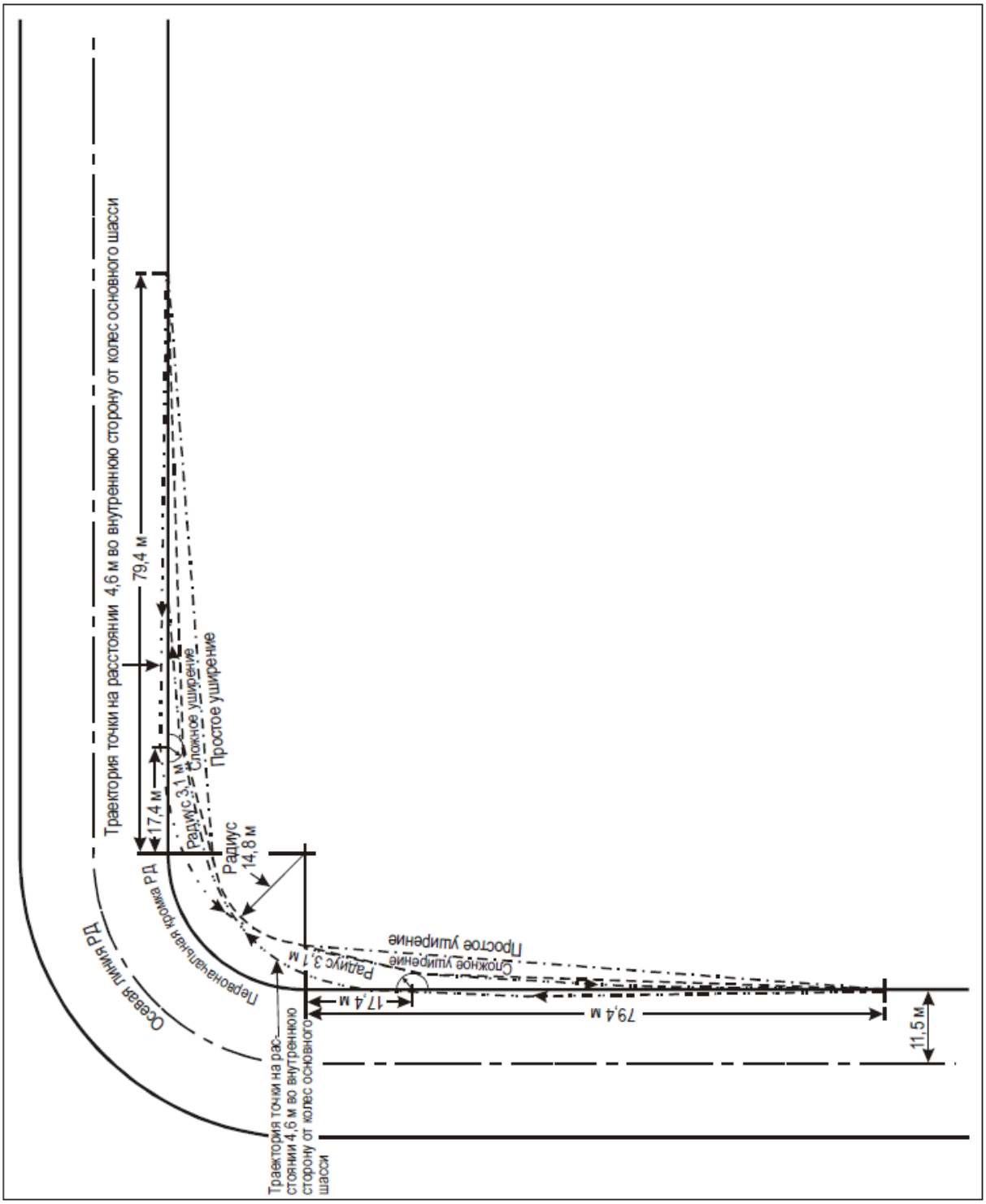
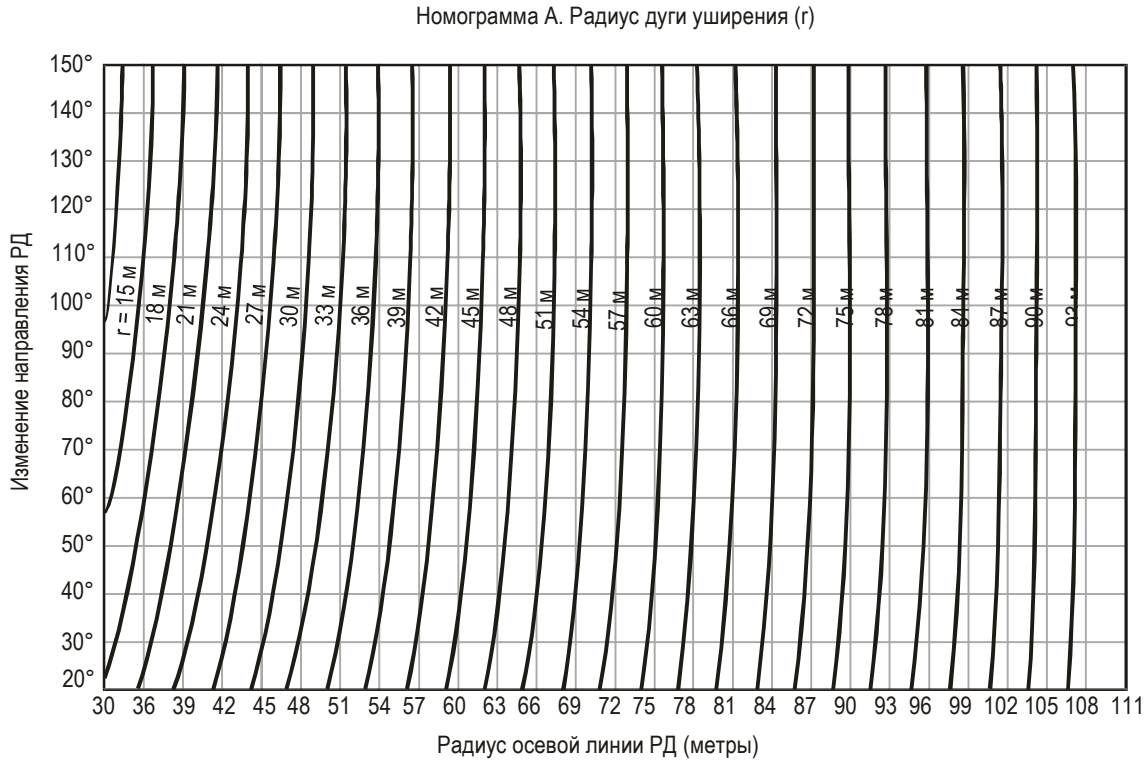


Рис. А1-19. Сложное уширение для воздушного судна с большой базисной длиной и широкой колеей шасси (см. пример 2)



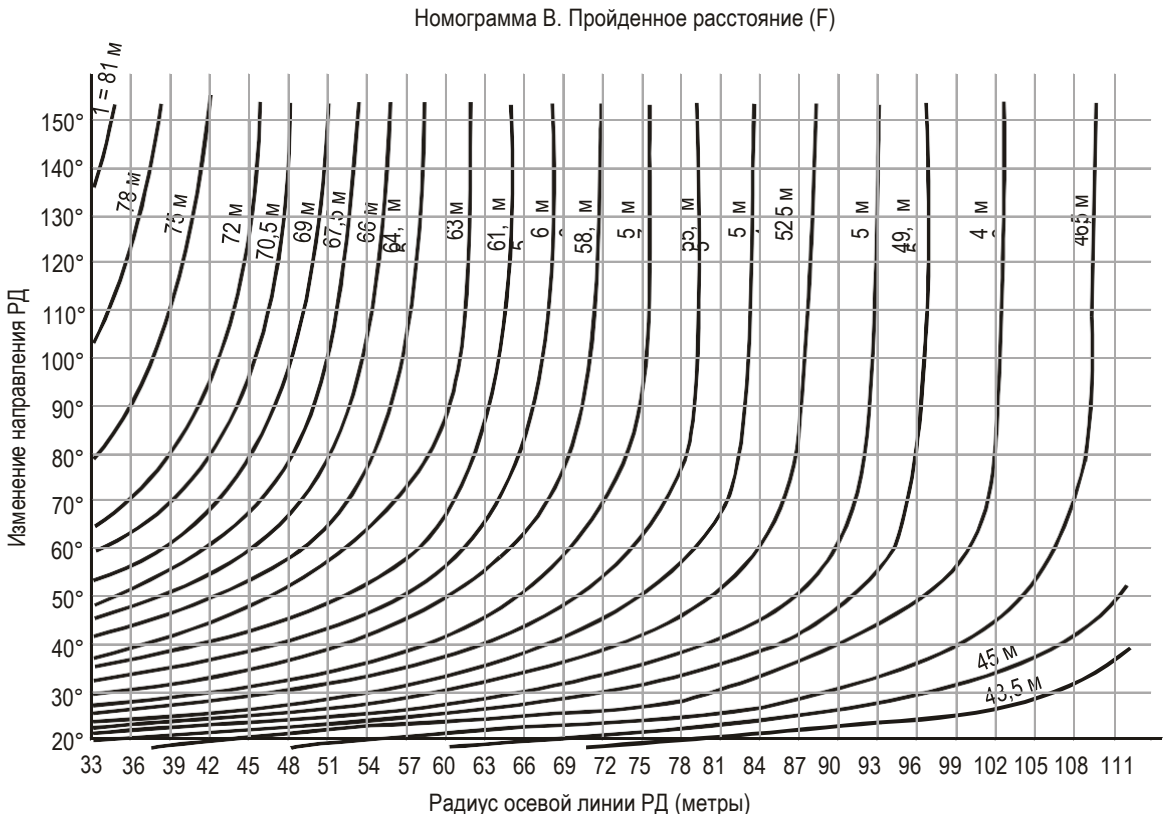


Рис. A1-20. Номограмма ускоренного расчета для Боинга-747 (кабина пилота над осевой линией РД)

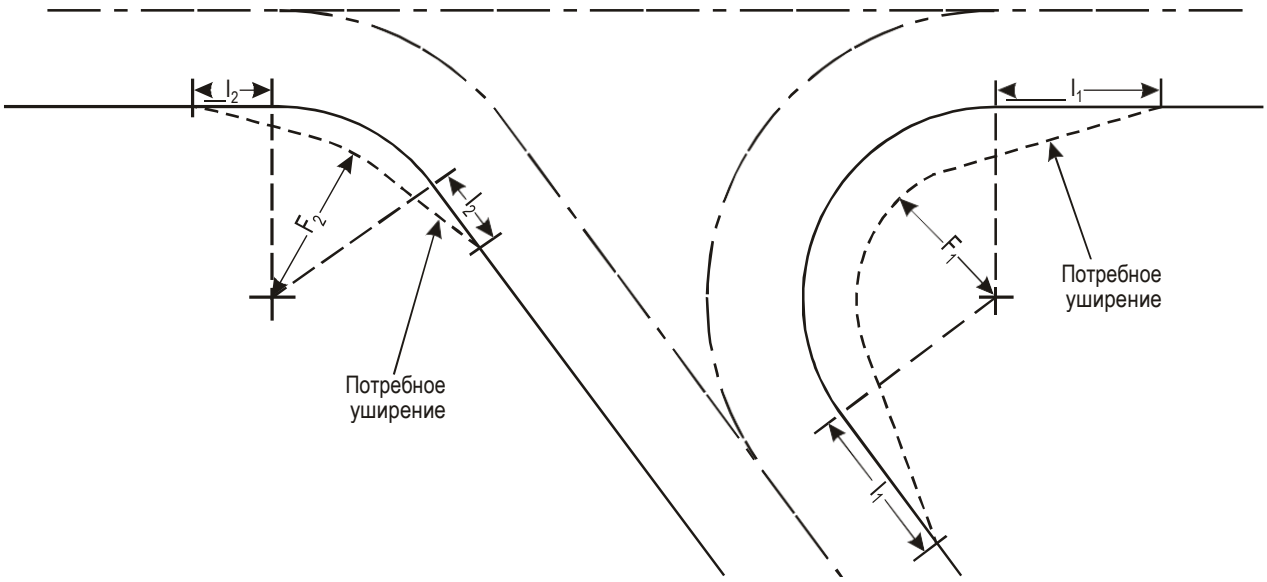


Рис. А1-21. Схема уширения РД

Таблица A1-1. Зависимость величин угла поворота и угла отклонения носового колеса

Угол отклонения носового колеса (°)	X = 1,0	X = 1,1	X = 1,2	X = 1,3	X = 1,4	X = 1,5	X = 1,6	X = 1,7	X = 1,8	X = 1,9	X = 2,0
0,5	0,500	0,550	0,600	0,650	0,700	0,750	0,800	0,850	0,900	0,950	1,000
1,0	1,000	1,100	1,200	1,300	1,400	1,500	1,600	1,700	1,800	1,899	1,999
1,5	1,500	1,650	1,800	1,950	2,100	2,249	2,399	2,549	2,699	2,848	2,998
2,0	2,000	2,200	2,400	2,599	2,799	2,998	3,198	3,397	3,597	3,796	3,995
2,5	2,500	2,750	2,999	3,249	3,498	3,747	3,996	4,245	4,494	4,742	4,991
3,0	3,000	3,299	3,599	3,898	4,196	4,495	4,793	5,091	5,389	5,686	5,984
3,5	3,500	3,849	4,198	4,546	4,894	5,242	5,589	5,936	6,283	6,629	6,974
4,0	4,000	4,399	4,797	5,194	5,591	5,988	6,384	6,779	7,174	7,568	7,961
4,5	4,500	4,948	5,395	5,842	6,288	6,733	7,177	7,621	8,063	8,505	8,945
5,0	5,000	5,497	5,993	6,489	6,983	7,476	7,969	8,460	8,949	9,438	9,925
5,5	5,500	6,046	6,591	7,135	7,677	8,219	8,758	9,296	9,833	10,368	10,900
6,0	6,000	6,595	7,188	7,780	8,371	8,959	9,546	10,131	10,713	11,293	11,871
6,5	6,500	7,144	7,785	8,425	9,063	9,698	10,331	10,962	11,590	12,215	12,837
7,0	7,000	7,692	8,382	9,069	9,754	10,436	11,115	11,790	12,463	12,132	13,797
7,5	7,500	8,240	8,978	9,712	10,443	11,171	11,895	12,615	13,332	14,044	14,751
8,0	8,000	8,788	9,573	10,354	11,131	11,904	12,673	13,437	14,196	14,951	15,700
8,5	8,500	9,336	10,167	10,995	11,818	12,635	13,448	14,255	15,057	15,852	16,642
9,0	9,000	9,883	10,761	11,635	12,502	13,364	14,220	15,070	15,912	16,748	17,577
9,5	9,500	10,430	11,355	12,273	13,185	14,091	14,989	15,880	16,763	17,638	18,505
10,0	10,000	10,977	11,947	12,911	13,867	14,815	15,755	16,686	17,609	18,522	19,425
10,5	10,500	11,523	12,539	13,547	14,546	15,536	16,517	17,488	18,449	19,399	20,339
11,0	11,000	12,069	13,130	14,181	15,223	16,255	17,276	18,286	19,284	20,270	21,244
11,5	11,500	12,612	13,720	14,815	15,899	16,971	18,031	19,079	20,113	21,134	22,142
12,0	12,000	13,160	14,309	15,447	16,572	17,684	18,583	19,867	20,937	21,992	23,031
12,5	12,500	13,705	14,898	16,077	17,243	18,394	19,530	20,650	21,754	22,842	23,912
13,0	13,000	14,249	15,485	16,706	17,912	19,101	20,274	21,429	22,566	23,685	24,784
13,5	13,500	14,793	16,071	17,333	18,578	19,805	21,013	22,202	23,371	24,520	25,648
14,0	14,000	15,337	16,657	17,959	19,242	20,505	21,748	22,970	24,170	25,348	26,503
14,5	14,500	15,880	17,241	18,583	19,904	21,203	22,479	23,733	24,963	26,168	27,350
15,0	15,000	16,423	17,825	19,205	20,563	21,896	23,206	24,490	25,748	26,981	28,187
15,5	15,500	16,965	18,407	19,825	21,219	22,587	23,928	25,242	26,528	27,785	29,015
16,0	16,000	17,506	18,988	20,444	21,873	23,273	24,645	25,988	27,300	28,582	29,834
16,5	16,500	18,047	19,568	21,061	22,524	23,957	25,358	26,728	28,066	29,371	30,644
17,0	17,000	18,588	20,147	21,675	23,172	24,636	26,066	27,463	28,825	20,152	31,444
17,5	17,500	19,128	20,725	22,288	23,818	25,312	26,770	28,192	29,577	30,924	32,235
18,0	18,000	19,667	21,301	22,899	24,460	25,984	27,469	28,915	30,321	31,689	33,017
18,5	18,500	20,206	21,876	23,508	25,100	26,652	28,162	29,632	31,059	32,445	33,790
19,0	19,000	20,745	22,450	24,115	25,737	27,316	28,851	30,343	31,790	33,194	34,553
19,5	19,500	21,282	23,023	24,719	26,371	27,976	29,535	31,048	32,514	33,934	35,308
20,0	20,000	21,820	23,594	25,322	27,001	28,633	30,214	31,747	33,231	34,666	36,052
20,5	20,500	22,356	24,164	25,922	27,629	29,285	30,889	32,440	33,940	35,389	36,788
21,0	21,000	22,892	24,733	26,520	28,254	29,933	31,558	33,127	34,643	36,105	37,514
21,5	21,500	23,427	25,300	27,116	28,876	30,577	32,221	33,808	35,338	36,812	38,232
22,0	22,000	23,962	25,866	27,710	29,494	31,218	32,880	34,483	36,026	37,512	38,940
22,5	22,500	24,496	26,430	28,301	30,109	31,854	33,534	35,152	36,708	38,203	39,639
23,0	23,000	25,029	26,993	28,891	30,722	32,485	34,183	35,814	37,283	38,886	40,330
23,5	23,500	25,561	27,554	29,478	31,330	33,113	34,826	36,471	38,049	29,562	41,011
24,0	24,000	26,093	28,114	30,062	31,936	33,737	35,465	37,122	38,709	40,229	41,684

Угол отклонения носового колеса (°)	X = 1,0	X = 1,1	X = 1,2	X = 1,3	X = 1,4	X = 1,5	X = 1,6	X = 1,7	X = 1,8	X = 1,9	X = 2,0
24,5	24,500	26,625	28,673	30,644	32,539	34,356	36,098	37,766	39,362	40,889	42,348
25,0	25,000	25,155	29,230	31,224	33,128	34,971	36,726	38,405	40,009	41,540	43,003
25,5	25,500	27,685	29,786	31,802	33,734	35,582	37,349	39,037	40,648	42,185	43,650
26,0	26,000	28,214	30,340	32,377	34,326	36,189	37,967	39,664	41,281	42,821	44,288
26,5	26,500	28,742	30,892	32,950	34,916	36,792	38,580	40,284	41,906	43,450	44,919
27,0	27,000	29,270	31,443	33,520	35,502	37,390	39,188	40,899	42,525	33,071	45,541
27,5	27,500	29,796	31,992	34,088	36,084	37,985	39,791	41,508	43,138	44,685	46,155
28,0	28,000	30,323	32,540	34,653	36,664	38,575	40,389	42,111	43,744	45,292	46,760
28,5	28,500	30,848	33,086	35,216	37,240	39,161	40,982	42,708	44,343	45,892	47,358
29,0	29,000	21,372	22,631	35,777	37,813	39,742	41,570	43,299	44,936	46,484	47,949
29,5	29,500	31,896	34,174	36,335	38,382	40,320	42,153	43,885	45,522	47,069	48,531
30,0	30,000	32,419	34,715	36,890	38,948	40,893	42,731	44,465	46,102	47,648	49,107
30,5	30,500	32,941	35,255	37,443	39,511	41,463	43,304	45,039	46,676	48,219	49,674
31,0	31,000	33,463	35,793	37,994	40,071	42,028	43,872	45,608	47,244	48,784	50,235
31,5	31,500	33,983	36,329	38,542	40,627	42,589	44,435	46,172	47,805	49,342	50,788
32,0	32,000	34,503	36,864	39,088	41,180	43,146	44,994	46,730	48,361	49,893	51,334
32,5	32,500	35,022	37,397	39,631	41,730	43,700	45,548	47,282	48,910	50,438	51,874
33,0	33,000	35,540	37,929	40,172	42,276	44,249	46,097	47,810	49,454	50,077	52,406
33,5	33,500	36,057	38,459	40,170	42,819	44,794	46,642	48,372	49,991	51,509	52,932
34,0	34,000	36,574	38,987	41,246	43,359	45,335	47,182	48,908	50,524	52,035	53,451
34,5	34,500	37,090	39,514	41,780	43,896	45,872	47,717	49,440	51,050	52,555	53,964
35,0	35,000	37,604	40,039	42,311	44,430	46,406	48,248	49,967	51,571	53,069	54,470
35,5	35,500	38,119	40,562	42,839	44,960	46,935	48,775	50,488	52,086	53,578	54,971
36,0	36,000	38,632	41,084	43,365	45,467	47,461	49,297	51,005	52,596	54,080	55,465
36,5	36,500	39,144	41,604	43,889	46,011	47,983	49,184	51,517	53,101	54,577	55,953
37,0	37,000	39,656	42,122	44,410	46,532	48,501	50,328	52,024	53,601	55,068	56,435
37,5	37,500	40,166	42,639	44,929	47,050	49,015	50,637	52,526	54,095	55,553	56,911
38,0	38,000	40,676	43,154	45,445	47,565	49,526	51,341	53,024	54,584	56,034	57,382
38,5	38,500	41,185	43,667	45,960	48,077	50,003	51,842	53,517	55,068	56,509	57,847
39,0	39,000	41,693	44,179	46,471	48,585	50,537	52,339	54,005	55,548	56,978	58,307
39,5	39,500	42,201	44,689	46,981	49,091	51,036	52,831	54,489	56,022	57,443	58,761
40,0	40,000	42,707	45,198	47,487	49,594	51,533	53,320	54,968	56,492	57,902	59,210
40,5	40,500	43,213	45,704	47,992	50,094	52,026	53,804	55,443	56,957	58,357	59,654
41,0	41,000	43,719	46,210	48,494	50,590	52,515	54,285	55,914	57,418	58,807	60,093
41,5	41,500	44,222	46,713	48,994	51,084	53,001	54,761	56,381	57,874	59,252	60,527
42,0	42,000	44,725	47,215	49,492	51,575	53,483	55,234	56,843	58,325	59,692	60,956
42,5	42,500	45,227	47,716	49,988	52,063	53,963	55,703	57,302	58,772	60,128	61,381
43,0	43,000	45,729	48,215	50,481	52,549	54,439	56,169	57,756	59,215	60,559	61,800
43,5	43,500	46,229	48,712	50,972	53,031	54,911	56,631	58,206	59,654	60,986	62,216
44,0	44,000	46,729	49,208	51,461	53,511	55,381	57,089	58,653	60,088	61,409	62,626
44,5	44,500	47,228	49,702	51,947	53,988	55,847	57,543	59,096	60,519	61,827	63,033
45,0	45,000	47,726	50,194	52,431	54,462	56,310	57,995	59,534	60,945	62,241	63,435
45,5	45,500	48,224	50,685	52,914	54,934	56,770	58,442	59,970	61,368	62,652	63,833
46,0	46,000	48,720	51,175	53,394	55,403	57,227	58,887	60,401	61,878	63,058	64,227
46,5	46,500	49,216	51,663	53,872	55,869	57,681	59,328	60,829	62,202	63,460	64,616
47,0	47,000	49,711	52,149	54,347	56,333	58,132	59,765	61,254	62,613	63,858	65,002
47,5	47,500	50,205	52,634	54,821	56,794	58,850	60,200	61,675	63,021	64,253	65,384
48,0	48,000	50,698	53,118	55,293	57,253	59,025	60,631	62,092	63,425	64,644	65,763
48,5	48,500	51,190	53,600	55,762	57,709	59,467	61,059	62,506	63,825	65,031	66,137
49,0	49,000	51,682	54,080	56,230	58,163	59,907	61,485	62,917	64,222	65,415	66,508
49,5	49,500	51,173	54,559	56,696	58,614	60,343	61,907	63,325	64,616	65,795	66,876
50,0	50,000	52,663	55,037	57,159	59,063	60,777	62,326	63,730	65,007	66,172	67,240

Угол отклонения носового колеса (°)	X = 1,0	X = 1,1	X = 1,2	X = 1,3	X = 1,4	X = 1,5	X = 1,6	X = 1,7	X = 1,8	X = 1,9	X = 2,0
50,5	50,500	53,152	55,513	57,621	59,510	61,209	62,742	64,131	65,394	66,546	67,600
51,0	51,000	53,641	55,988	58,081	59,954	61,637	63,155	64,530	65,778	66,916	67,957
51,5	51,500	54,128	56,461	58,539	60,396	62,063	63,566	64,925	66,159	67,283	68,311
52,0	52,000	54,615	56,933	58,995	60,836	62,487	63,974	65,317	66,537	67,647	68,662
52,5	52,500	55,102	57,404	59,449	61,273	62,908	64,379	65,707	66,912	68,008	69,010
53,0	53,000	55,587	57,873	59,901	61,709	63,326	64,781	66,094	67,284	68,366	69,355
53,5	53,500	56,072	58,341	60,351	62,142	63,743	65,181	66,478	67,653	68,721	69,697
54,0	54,000	56,556	58,807	60,800	62,573	64,156	65,578	66,859	68,019	69,074	70,035
54,5	54,500	57,039	59,272	61,247	63,001	64,568	65,972	67,238	68,383	69,423	70,371
55,0	55,000	57,521	59,736	61,692	63,428	64,977	66,364	67,614	68,744	69,770	70,705
55,5	55,500	58,003	60,199	62,136	63,358	65,383	66,754	67,987	69,102	70,114	71,035
56,0	56,000	58,484	60,660	62,577	64,276	65,788	67,141	68,358	69,458	70,455	71,363
56,5	56,500	58,964	61,120	63,017	64,696	66,190	67,526	68,727	69,811	70,794	71,688
57,0	57,000	59,444	61,579	63,456	65,115	66,590	67,909	69,093	70,161	71,130	72,011
57,5	57,500	59,923	62,037	63,893	65,532	66,988	68,289	69,457	70,510	71,464	72,331
58,0	58,000	60,401	62,493	64,328	65,947	67,384	68,667	69,818	70,856	71,795	72,649
58,5	58,500	60,878	62,948	64,762	66,360	67,778	69,043	70,177	71,199	72,124	72,965
59,0	59,000	61,355	63,402	65,194	66,772	68,170	69,417	70,534	71,540	72,451	73,278
59,5	59,500	61,831	63,855	65,624	67,181	68,360	69,789	70,889	71,879	72,775	73,589
60,0	60,000	62,307	64,307	66,053	67,589	68,948	70,158	71,242	72,216	73,098	73,898
60,5	60,500	62,781	64,757	64,481	67,995	69,334	70,526	71,592	72,551	73,418	74,205
61,0	61,000	63,256	65,207	66,907	68,400	69,719	70,892	71,941	72,884	73,736	74,509
61,5	61,500	63,729	65,655	67,332	68,802	70,101	71,255	72,287	73,214	74,052	74,812
62,0	62,000	64,202	66,102	67,775	69,204	70,482	71,617	72,632	73,543	74,366	75,112
62,5	62,500	64,674	66,549	68,177	69,603	70,861	71,977	72,975	73,870	74,678	75,411
63,0	63,000	65,146	66,994	68,598	70,001	71,238	72,336	73,315	74,195	74,988	75,707
63,5	63,500	65,617	67,438	69,017	70,398	71,614	72,692	73,654	74,518	75,296	76,002
64,0	64,000	66,088	67,881	69,435	70,793	71,988	73,047	73,992	74,839	75,603	76,295
64,5	64,500	66,558	68,323	69,852	71,186	72,360	73,400	74,327	75,159	75,908	76,586
65,0	65,000	67,027	68,764	70,267	71,578	72,731	73,752	74,661	75,476	76,211	76,876
65,5	65,500	67,496	69,205	70,681	71,969	73,100	74,102	74,993	75,792	76,512	77,164
66,0	66,000	67,964	69,644	71,095	72,358	73,468	74,450	75,324	76,107	76,812	77,450
66,5	66,500	68,432	70,082	71,506	72,746	73,834	74,797	75,653	76,420	77,110	77,734
67,0	67,000	68,899	70,520	71,917	73,133	74,199	75,142	75,980	76,731	77,406	78,017
67,5	67,500	69,336	70,956	72,327	73,518	74,563	75,486	76,306	77,041	77,702	78,299
68,0	68,000	69,832	71,392	72,735	73,902	74,925	75,828	76,631	77,349	77,995	78,579
68,5	68,500	70,298	71,827	73,143	74,285	75,286	76,169	76,954	77,656	78,287	78,858
69,0	69,000	70,763	72,251	73,549	74,667	75,646	76,509	77,276	77,962	78,587	79,135
69,5	69,500	71,227	72,695	73,955	75,048	76,004	76,847	77,596	78,266	78,867	79,411
70,0	70,000	71,692	73,127	74,359	75,427	76,361	77,184	77,915	78,569	79,156	79,686
70,5	70,500	72,155	73,559	74,762	75,805	76,717	77,520	78,233	78,870	79,442	79,959
71,0	71,000	72,619	73,900	75,165	76,182	77,072	77,855	78,550	79,171	79,728	80,232
71,5	71,500	73,081	74,420	75,566	76,559	77,425	78,188	78,865	79,470	80,012	80,503
72,0	72,000	73,544	74,850	75,967	76,934	77,778	78,521	79,180	79,768	80,296	80,772
72,5	72,500	74,006	75,278	76,367	77,309	78,129	78,852	79,493	80,065	80,578	81,041
73,0	73,000	74,467	75,707	76,766	77,681	78,480	79,182	79,805	80,360	80,859	81,309
73,5	73,500	74,929	76,134	77,164	78,053	78,829	79,511	80,116	80,655	81,139	81,575
74,0	74,000	75,389	76,561	77,561	78,425	79,178	79,840	80,426	80,949	81,418	81,841
74,5	74,500	75,850	76,987	77,958	78,795	79,525	80,167	80,735	81,241	81,696	82,106
75,0	75,000	76,310	77,413	78,354	79,165	79,872	80,493	81,043	81,533	81,973	82,369
75,5	75,500	76,770	77,838	78,749	79,534	80,218	80,818	81,350	81,824	82,249	82,632
76,0	76,000	77,229	78,262	79,143	79,902	80,563	81,143	81,656	82,114	82,524	82,894
76,5	76,500	77,688	78,686	79,537	80,269	80,907	81,466	81,962	82,403	82,798	83,155

Угол отклонения носового колеса (°)	X = 1,0	X = 1,1	X = 1,2	X = 1,3	X = 1,4	X = 1,5	X = 1,6	X = 1,7	X = 1,8	X = 1,9	X = 2,0
77,0	77,000	78,147	79,110	79,930	80,636	81,250	81,789	82,266	82,691	83,072	83,415
77,5	77,500	78,605	79,533	80,322	81,002	81,593	82,111	82,570	82,979	83,345	83,675
78,0	78,000	79,063	79,955	80,714	81,367	81,935	82,433	82,873	83,265	83,617	83,933
78,5	78,500	79,521	80,377	81,105	81,731	82,276	82,753	83,175	83,551	82,888	84,192
79,0	79,000	79,979	80,799	81,496	82,095	82,616	83,073	83,477	83,837	84,159	84,449
79,5	79,500	80,436	81,220	81,886	82,459	82,956	83,392	83,778	84,121	84,429	84,706
80,0	80,000	80,893	81,641	82,276	82,822	83,296	83,711	84,078	84,405	84,698	84,962
80,5	80,500	81,350	82,061	82,665	83,184	83,634	84,029	84,378	84,689	84,967	85,217
81,0	81,000	81,807	82,481	83,054	83,545	83,972	84,347	84,677	84,971	85,235	85,472
81,5	81,500	82,263	82,901	83,442	83,907	84,310	84,664	84,976	85,254	85,502	85,726
82,0	82,000	82,719	83,320	83,830	84,287	84,647	84,980	85,274	85,536	85,770	85,980
82,5	82,500	83,175	83,739	84,217	84,628	84,984	85,296	85,572	85,817	86,036	86,234
83,0	83,000	83,631	84,156	84,604	84,988	85,320	85,612	85,869	86,098	86,302	86,487
83,5	83,500	84,087	84,576	84,991	85,347	85,656	85,927	86,166	86,378	86,568	86,740
84,0	84,000	84,542	84,994	85,378	85,707	85,992	86,242	86,462	86,658	86,834	86,992
84,0	84,000	84,542	84,994	85,378	85,707	85,992	86,242	86,462	86,658	86,834	86,992
84,5	84,500	84,997	85,412	85,764	86,066	86,327	86,556	86,758	86,938	87,099	87,244
85,0	85,000	85,453	85,830	86,150	86,424	86,662	86,870	87,054	87,217	87,364	87,495
85,5	85,500	85,908	86,248	86,536	86,782	86,997	87,184	87,349	87,496	87,628	87,747
86,0	86,000	86,363	86,665	86,921	87,141	87,331	87,498	87,645	87,775	87,892	87,998
86,5	86,500	86,817	87,082	87,306	87,498	87,665	87,811	87,940	88,054	88,156	88,248
87,0	87,000	87,272	87,499	87,691	87,856	87,999	88,124	88,234	88,332	88,420	88,499
87,5	87,500	87,727	87,916	88,076	88,214	88,333	88,437	88,529	88,611	88,684	88,749
88,0	88,000	88,182	88,333	88,461	88,571	88,666	88,750	88,823	88,889	88,947	89,000
88,5	88,500	88,636	88,750	88,846	88,928	89,000	89,062	89,118	89,167	89,210	89,250
89,0	89,000	89,091	89,167	89,231	89,286	89,333	89,375	89,412	89,444	89,474	89,500
89,5	89,500	89,545	89,583	89,615	89,643	89,667	89,687	89,706	89,722	89,737	89,750
90,0	90,000	90,000	90,000	90,000	90,000	90,000	90,000	90,000	90,000	90,000	90,000

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

ДОБАВЛЕНИЕ 2 – ВОПРОСЫ, КАСАЮЩИЕСЯ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ И СТРУЕОТКЛОНЯЮЩИХ ЩИТОВ

Введение

1. "Реактивная струя" и "спутная струя воздушного винта" являются терминами, используемыми для описания воздушных потоков, которые появляются при работе реактивных двигателей и двигателей с воздушным винтом соответственно. При разработке конструкций наземных средств, зданий и искусственных покрытий должно учитываться влияние сил, которые определяются указанным движением воздушного потока. До появления турбореактивных двигателей при проектировании аэродромных средств и искусственных покрытий на отрицательное влияние спутной струи воздушного винта не обращали серьезного внимания. Иногда служебные зоны и зоны технического обслуживания были оборудованы щитами для отклонения спутной струи, поскольку в этих зонах воздушные суда располагались близко друг к другу, однако при проектировании перронов и зданий аэровокзалов обычно не рассматривались вопросы влияния спутной струи воздушного винта. Ввод реактивных двигателей и технические доработки, которые были направлены на увеличение мощности и эффективности этих двигателей, определили значительное увеличение скорости реактивной струи и поэтому появилась потребность в проектировании средств, способных выдержать нагрузки от реактивной струи, соответствующей этим скоростям. В данном добавлении рассматривается как характер и величина этих сил, так и место их приложения, а также вопросы расположения и конструкции струеотклоняющих щитов и искусственных покрытий, которые могут потребоваться на аэродромах для уменьшения влияния сил спутной струи.

Сопутствующие воздействия

2. При планировании аэродромных средств, кроме высокой скорости воздушной струи, следует также учитывать влияние шума, температуры и газов, создаваемых реактивной струей двигателя. Однако зоны, где реактивная струя двигателя оказывает отрицательное воздействие на персонал или здания, являются, как правило, незастроенными из-за высокой скорости воздушной струи. Следует принять меры для снижения вероятности того, что песок, гравий или другие предметы будут подниматься и переноситься на большие расстояния или попадать в двигатели. Такие летящие предметы могут стать причиной увечья персонала и повреждения оборудования, средств и других воздушных судов.

Уровни тяги, учитываемые при проектировании

3. При проектировании зданий и искусственных покрытий для определения критических скоростей обычно используются три уровня тяги двигателя: тяга на режиме малого газа, тяга страгивания с места и номинальная тяга (взлетная тяга). Почти все средства, примыкающие к зонам движения воздушных судов, будут подвергаться воздействию, по крайней мере, тяги на режиме малого газа от двигателей воздушных судов критической конструкции. Тяга страгивания с места представляет собой уровень тяги, необходимый для того, чтобы воздушное судно начало руление и обычно составляет 50 – 60 % номинальной тяги. Зоны, запроектированные с учетом тяги страгивания с места, могут включать здания аэровокзалов, обочины перрона и РД, места ожидания и все искусственные покрытия за исключением ВПП. Воздушное судно развивает номинальную тягу во время взлета и поэтому искусственные покрытия ВПП, боковые полосы

безопасности и конец ВПП (струеотклоняющие щиты) будут запроектированы для данных наихудших возможных значений тяги.

Пороговые значения скорости

4. Скорость реактивной струи выше 56 км/ч считается нежелательной с точки зрения обеспечения комфортных условий для обслуживающего персонала или для транспортных средств или другого оборудования на рабочей площади. Строения могут быть спроектированы для выдерживания значительно больших скоростей, однако чрезмерная стоимость конструкции, необходимой для выдерживания воздействия давления струи выше того, которое обычно учитывается при проектировании строений, может оказаться сдерживающим фактором. Обычно строения проектируются из расчета выдерживания ветров, имеющих скорость 130-200 км/ч, в зависимости от местоположения. Если значения скоростей для проектирования выше этого уровня из-за влияния реактивной струи, то соответственно необходимо будет усилить конструкцию строения и архитектурный фасад. Компромиссное решение между увеличением стоимости здания и другими вариантами уменьшения скорости реактивной струи, воздействующей на строение (как, например, воздействие струеотклоняющих щитов или увеличение размера перрона) должно быть изучено для каждого конкретного аэродрома.

2.1 ЗНАЧЕНИЯ СКОРОСТИ И ДАВЛЕНИЯ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ

Кривые скорости

5. На рис. A2-1 - A2-4 представлены кривые скорости для самолетов Дуглас DC-8, Боинг B-727, Боинг B-747 и Дуглас DC-10. На каждом графике показана зависимость скорости от расстояния для трех значений уровня тяги. Ряд исследований показал, что скорость реактивной струи носит циклический характер при наличии "пиковых" значений от двух до шести раз в секунду. Эти "пиковые" значения являются непродолжительными как по горизонтали, так и по вертикали и захватывают сравнительно небольшую площадь. Все значения, показывающие максимальные скорости, представляют собой средние величины "пиков". Данные о скорости реактивной струи того или иного реактивного двигателя, в том числе и о ее границах по ширине и вертикали для определенных типов воздушных судов содержатся в документе "Характеристики воздушных судов для планирования аэропортов" (NAS 3601), подготовленном изготовителями воздушных судов для большинства типов самолета. Эти документы обычно можно получить от изготовителей с помощью направления письменного запроса. Кривые для самолетов DC-8, B-727, B-747 и DC-10 при тяге страгивания с места и взлетной тяге в горизонтальной и вертикальной плоскостях приведены на рис. A2-5 - A2-8.

Сравнительные скорости

6. В таблице A2-1, подготовленной на основании рис. A2-1 - A2-4, приведены расстояния от хвостовой части воздушного судна, на которых скорость реактивной струи уменьшается до 56 км/ч, что является пороговым значением для обеспечения комфортных условий персонала, управляющего транспортными средствами или другим оборудованием, для каждого из четырех коммерческих типов воздушных судов и уровней тяги.
7. Воздушные суда DC-8 и B-727 первого поколения имеют аналогичные характеристики скорости, хотя режим малого газа для B-727 имеет место при большей тяге, однако при меньшей тяге для страгивания с места. Длиннофюзеляжные воздушные суда B-747 и DC-10 отвечают тенденции,

упомянутой ранее, что технические доработки значительно увеличили проблему защиты от реактивной струи. Каждый из них требует выдерживания в два или три раза больших расстояний от хвостовой части воздушного судна для уменьшения скорости реактивной струи с целью обеспечения комфортных уровней для персонала по сравнению с другими двумя типами воздушных судов. В таблице А2-2 указаны скорости реактивной струи на расстояниях в 15 м и 30 м от хвостовой части воздушного судна для тех же коммерческих воздушных судов и для группы реактивных воздушных судов деловой авиации.

8. Следует отметить, что уровни скоростей реактивной струи для реактивных воздушных судов деловой авиации имеют такие же значения, как и для коммерческих воздушных судов; размер зоны, подвергаемой воздействию данных скоростей реактивной струи, значительно меньше, чем для реактивных воздушных судов деловой авиации. Кроме того, реактивная струя от меньших реактивных воздушных судов (B-727 и четырехдвигательные воздушные суда деловой авиации) гаснет значительно быстрее в зависимости от расстояния, поскольку воздушный поток, создаваемый реактивной струей, имеет большую скорость от меньших реактивных двигателей этих воздушных судов.

Давление реактивной струи

9. Силы, определяемые струей реактивного двигателя, могут быть рассчитаны с помощью формулы для обычного давления ветра $P = C \times V^2$, где P - давление, C - коэффициент формы и V^2 - площадь, перпендикулярная вектору скорости ветра. На рис. А2-9 представлен график зависимости давления от скорости реактивной струи и общая формула в единицах, указанных для скорости и давления. Верхняя кривая определяет давление на равной поверхности, расположенной перпендикулярно направлению движения реактивной струи, что определяет наибольшее возможное давление. Нижняя кривая соответствует поверхности с лучшими аэродинамическими формами с коэффициентом формы на 70% больше, чем коэффициент для ровной поверхности. Общая сила на закругленной поверхности определяется путем умножения давления на площадь поверхности, спроектированной на плоскость, перпендикулярную направлению реактивной струи. Поскольку давление является функцией квадрата скорости, увеличение скорости вдвое вызывает увеличение давления в четыре раза. С другой стороны, незначительное увеличение расстояния от хвостовой части воздушного судна до здания, оборудования или персонала приведет к значительному уменьшению давления реактивной струи на данной объект. На рис. А2-9 также приведены скорости реактивной струи из таблицы А2-2 для того, чтобы показать взаимосвязь с уровнем комфортных условий персонала и типовой конструкцией зданий исходя из давления ветра.

Таблица А2-1. Расстояние, на котором скорость реактивной струи уменьшается до 56 км/ч

Тип воздушного судна	Тяга на режиме малого газа (м)	Тяга страгивания с места (м)	Взлетная тяга (м)
DC-8	6	79	160
B-727	29	49	130
B-747	76	250	410
DC-10	64	180	460
A-380	нет	нет	нет

Таблица А2-2. Уровни скоростей реактивной струи

	Скорость реактивной струи на расстоянии 15 м			Скорость реактивной струи на расстоянии 30 м		
Тип воздушного судна	Режим малого газа (км/ч)	Страгивание с места (км/ч)	Взлет (км/ч)	Режим малого газа (км/ч)	Страгивание с места (км/ч)	Взлет (км/ч)
Коммерческие реактивные воздушные суда						
DC-8	29	122	210	14	96	161
B-727	106	193	530	53	96	290
B-747	74	164	320	67	143	260
DC-10	116	260	610	85	177	420
Реактивные воздушные суда деловой авиации						
"Лир-Коммандер"	47	95	215	21	43	98
"Фалкон"	72	137	305	43	64	146
"Сейбрлайнер"	79	162	370	35	74	169
"Галфстрим-II"	145	297	675	80	141	320

Прочие соображения

10. Ниже приведен ряд дополнительных факторов, которые дополняют характеристики реактивной струи:

    a) по своему характеру струя реактивного двигателя является нерегулярной и турбулентной. При проектировании окон и элементов строений, имеющихразмеры менее 1,4 м, следует принимать во внимание значения вибрации, вызванной циклическим характером скоростей реактивной струи;

    b) высота осевой линии реактивной струи зависит от высоты и угла установки двигателей воздушного судна;

    c) за исключением длиннофюзеляжных воздушных судов, продольное распределение ветра, вызванного реактивной струей, обычно ограничивается законцовками крыла воздушного судна на значительном расстоянии от хвостовой части воздушного судна (см. примечания к рис. A2-1 - A2-4); и

    d) обтекающие потоки могут увеличить, уменьшить или сместить реактивную струю двигателя в зависимости от направления ветра. Для учета этого фактора следует предусмотреть допуск путем добавления к скорости реактивной струи скорости обтекающего потока (соответствующего данному району).

2.2. СТРУЕОТКЛОНЯЮЩИЕ ЩИТЫ

Применение

11. Струеотклоняющие щиты используются на аэродромах для уменьшения или исключения отрицательного влияния реактивной струи путем отклонения воздушных потоков, имеющих высокую скорость, тепла, газов и шума, связанных с реактивной струей. Применение щитов или экранов является необходимым, когда с практической точки зрения нельзя обеспечить безопасное приемлемое расстояние от двигателя воздушного судна до людей, зданий или других объектов на аэродроме. Расположение необходимых струеотклоняющих щитов на аэродроме приведено на рис. A2-10.

Критерии планирования

12. При планировании системы струеотклоняющих щитов для новых или существующих аэродромов следует тщательно изучить типы воздушных судов и схему их возможного передвижения. Каждая часть зоны движения воздушных судов, включая перроны, РД, места ожиданий и ВПП должна быть проанализирована с целью определения возможных значений и направлений реактивной струи конкретно для данного аэродрома. Для нового аэродрома данная информация может быть использована в качестве информации, определяющей несколько критериев, необходимых для определения ограничительных линий соответствующих сооружений, для расположения перспективных строений. На существующих аэродромах данная информация может быть использована для определения возможности размещения новых струеотклоняющих щитов или их модификации в связи с вводом более крупных воздушных судов, ввода дополнительных новых ВПП или РД, или изменения схемы движения воздушных судов по поверхности.

Струеотклоняющие щиты в зонах перрона

13. Тип схемы движения по перрону, который используется воздушными судами, заруливающими на стоянку или покидающими стоянку, является основным фактором при определении потребности в струеотклоняющих щитах и их размещения. На рис. А2-11 приведен пример требований к щитам для мест стоянок воздушных судов, маневрирующих на собственной тяге, и для некоторых мест стоянок, где используется метод буксирования, выталкивания. В связи с тем, что воздушное судно на месте стоянки, выполняя маневр на собственной тяге, должно выполнить разворот на 180° в пределах зоны перрона, при тяге страгивания с места, все зоны вдоль дорог, доступных для общественного транспорта, служебных дорог и между местами стоянок воздушных судов могут подвергаться значительному воздействию реактивной струи. В результате этого во всех этих местах требуются щиты, если не может быть обеспечено достаточное расстояние между местами стоянок воздушных судов и зоной, подверженной воздействию. Если пассажиры должны выходить на перрон для осуществления посадки на борт воздушного судна, ситуация усложняется. Для защиты их от реактивной струи воздушного судна, занимающего или покидающего соседние места стоянок, могут быть применены дополнительные меры. Если перрон предназначен для использования метода парковки носом к аэровокзалу и выталкивания, а также посадки через дверь, которая находится ближе к носу, вдоль дороги, доступной общественному транспорту, необходимо будет установить только струеотклоняющий щит. Данный тип системы перрона становится все более широко применяемым на больших аэродромах, обслуживающих последнее поколение реактивных самолетов, из-за усложнения проблемы, связанной со струей новых реактивных самолетов и необходимости уменьшения стоимости и трудностями, связанными с уменьшением влияния реактивной струи на местах стоянок воздушных судов, выполняющих маневрирование на собственной тяге.

Струеотклоняющие щиты за зонами перрона

14. Струеотклоняющие щиты следует также применять в любом месте аэродрома, где реактивная струя может представлять опасность для персонала или повредить строения, оборудование или другие воздушные суда. Часто они устанавливаются вдоль РД и рядом с пересечениями РД для защиты ангаров или зданий аэровокзала, где воздушные суда могут выполнять разворот на 90° или 180°. Другим критическим местом расположения является зона за концом ВПП, с осевой линией, примерно совпадающей с осевой линией ВПП, которую следует подробно изучить, поскольку данная зона подвергается воздействию максимальных значений номинальной тяги воздушных судов при взлете. Для дорог или железных дорог, пересекающих данные зоны, может потребоваться установка струеотклоняющих щитов. Естественно, использование струеотклоняющих щитов в любом месте не должно создавать помех движению воздушных судов или наземных транспортных средств (см. рис. А2-11).

Другие типы защиты от реактивной струи

15. Хотя использование изготовленных струеотклоняющих щитов является эффективным, защита от реактивной струи может быть обеспечена путем использования других методов и материалов. Любые преграды естественного или искусственного характера позволят обеспечить определенный уровень защиты. Ограды, кусты и деревья также могут помочь уменьшить шум. Высокие изгороди

могут специально использоваться с большими преимуществами в некоторых случаях, как например, вокруг зон "гонки" двигателей.

2.3 КОНСТРУКЦИЯ СТРУЕОТКЛОНЯЮЩИХ ЩИТОВ

16. Хотя часто для безопасной эксплуатации аэродрома наличие струеотклоняющих щитов является крайне необходимым, редко при проектировании перрона или других аэродромных средств они являются исходной точкой. Вместо этого, они размещаются только после определения основной планировки аэродрома и там, где это наиболее удобно с точки зрения движения воздушных судов или наземных транспортных средств. Кроме того, наличие щитов часто будет определяться общими архитектурными соображениями. Поэтому трудно стандартизировать конструкции струеотклоняющих щитов и часто они изготавливаются по проекту заказчика.

Типы щитов

17. Для конструкции щитов может быть выбран либо бетон, либо металл. Бетонные отклоняющие щиты обычно требуют гораздо меньшего обслуживания. Перфорированные щиты отклоняют реактивную струю по всей своей высоте и поэтому подвергаются меньшим силам ветра, чем сплошные щиты для тех же значений реактивной струи. Перегородки, перфорации, жалюзи и гофрирование можно использовать либо в отдельности, либо в комбинации для получения наилучшего результата в плане уменьшения или исключения влияния реактивной струи за данным щитом. Ряд типов струеотклоняющих щитов приведен на рис. А2-12.

Проект конструкции струеотклоняющих щитов

18. Как струеотклоняющие щиты, изготовленные по заказу, так и предварительно изготовленные струеотклоняющие щиты требуют тщательного анализа конструкции для гарантии того, что используемый щит имеет соответствующую прочность для выдерживания сил ветра. Методы, которые используются в типовых конструкциях, коротко изложены в приведенных ниже пунктах.

    a) *Давление бокового ветра.* Для данного местоположения щита наихудшая возможная скорость реактивной струи от воздушного судна, которое обслуживается на данном аэродроме, может быть определена из кривых зависимости скорости реактивной струи от расстояний, которые приведены на рис. А2-1 - А2-4. Давление реактивной струи может быть определено путем перевода скорости ветра в давление, используя рис. А2-9.

    b) *Высота щита*. Струеотклоняющий щит должен иметь высоту, как минимум, достаточную для отклонения центральной составляющей реактивной струи. Данная высота зависит от воздушного судна и должна использоваться совместно с вычислением давления для установления критической секции щита.

    c) *Форма и тип щита*. Форма щита (закругленный, ровный, поставленный под углом или вертикальный) и тип щита (сплошной или с жалюзями) будет определять чистое давление на стену. Формы, рассчитанные с учетом аэродинамических характеристик, и использование щелей в щитах уменьшат требования к общей нагрузке.

d) *Анализ сил*. Имея чистое давление на стену, высоту их приложения, местоположение других поддерживающих конструкций, таких как подпорки или распорки, и тип используемого материала, можно определить размеры и прочность составных частей, требуемых для данной стены. Данный метод применим как к предварительно изготовленным секциям щита, так и к индивидуально изготовленным секциям.

e) *Фундаменты*. Размер и форма поддерживающего фундамента будут зависеть от факторов, изложенных в п. d), а также от типа грунта, имеющегося в данной зоне. Поэтому необходимо рассчитывать фундаменты на месте.

2.4 СТРУЕЗАЩИТНЫЕ ПЛИТЫ И БОКОВЫЕ ПОЛОСЫ БЕЗОПАСНОСТИ

19. Боковые полосы безопасности, примыкающие к РД и ВПП, и в особенности зоны, находящиеся за пределами концов ВПП, могут подвергаться значительным воздействиям реактивной струи. Фактически силы лобового сопротивления и подъемные силы, определяемые мощной реактивной струей от воздушных судов с турбинными двигателями, на расстоянии 10,5 м от выхлопного сопла двигателя, работающего с максимальной тягой, могут приподнять от земли камни, имеющие диаметр 0,6 м. Силы, свызывающие такую эрозию, быстро уменьшаются при увеличении расстояния, а за пределами 360 м от двигателя длиннофюзеляжных воздушных судов они воздействуют только на песок и рыхлый несвязанный грунт. При необходимости для предотвращения отрицательного воздействия этих факторов, следует использовать струезащитные плиты и боковые полосы безопасности. Инструктивный материал по организации боковых полос безопасности и струезащитных плит приводится в п. 1.6.9 главы 2.

Размеры

20. Струезащитные плиты должны иметь ширину, равную ширине ВПП с боковыми полосами безопасности. Длина струезащитных плит может определяться следующим образом:

- для таких воздушных судов, как Боинг-747 и А-380, рекомендуется струезащитная плита длиной минимум 120 м;
- для меньших воздушных судов длина струезащитной плиты рекомендуется 60 м.

Дренаж

21. Там, где это необходимо, следует создать или усовершенствовать водоотводную систему. В том случае, когда на кромке покрытия имеется скос и существующие площади с дерновым покрытием имеют поперечный уклон 5%, на них можно распространять условия искусственного покрытия. Под покрытием ВПП рекомендуется создавать достаточно толстый слой щебеночного основания или подстилающий слой, чтобы обеспечить хороший водоотвод. Либо рекомендуется предусматривать закрытую дренажную систему по кромке покрытия. В закрытой дренажной системе следует предусматривать достаточное количество люков, необходимых для проверки и промывки закрытой дренажной системы. Люки должны выдерживать сверхбольшие нагрузки.

Особые условия

22. Известно, что местные условия на некоторых аэродромах могут потребовать дополнительных мер защиты от эрозии. В этих случаях рекомендуется обеспечивать дополнительную площадь с искусственным покрытием. Размер площади с искусственным покрытием и используемый для этого материал следует определять на основе накопленного опыта в местных условиях. При утверждении дешевых материалов и способов защиты следует учитывать время, затрачиваемое на профилактические работы, в особенности на участках, примыкающих к "рабочим площадям" или "РД", используемым в критических режимах.

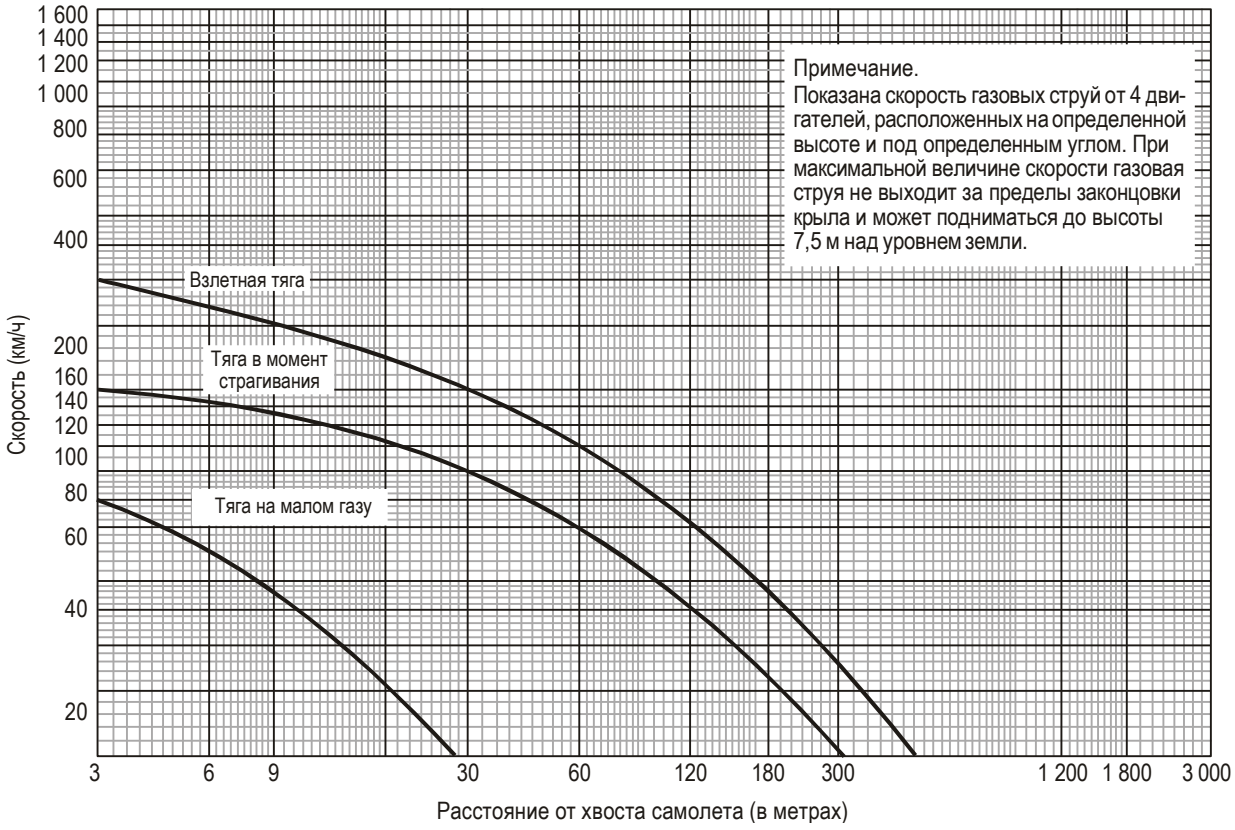


Рис. А2-1. Кривые максимальной скорости (DC-8)

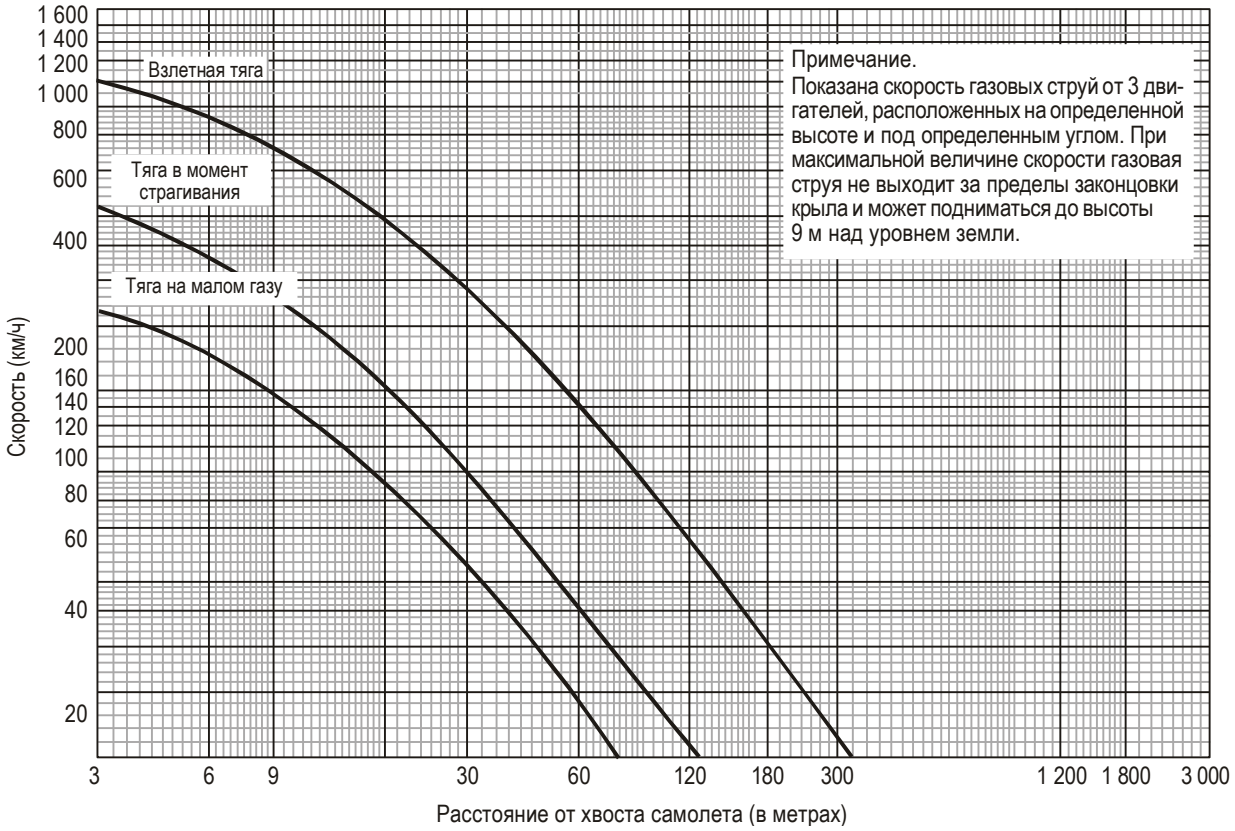


Рис. А2-2. Кривые максимальной скорости (B-727)

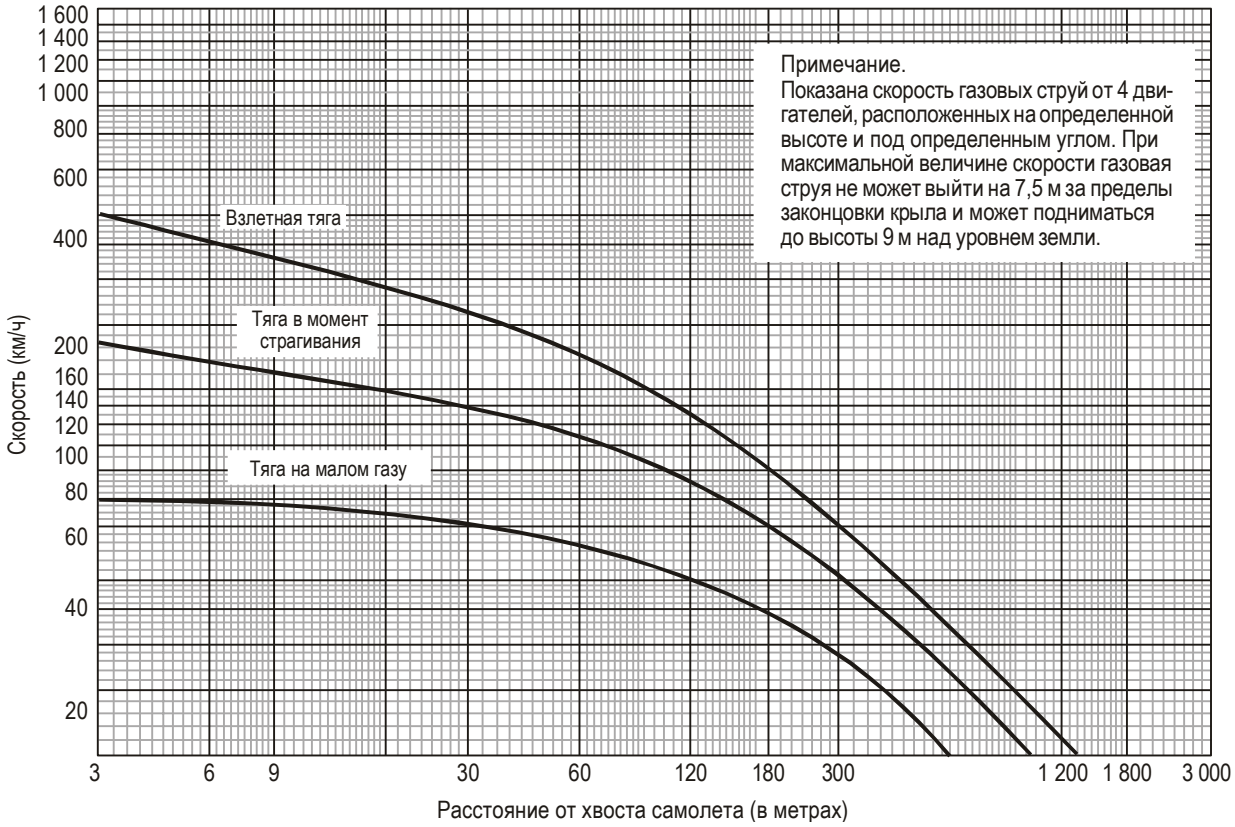


Рис. А2-3. Кривые максимальной скорости (B-747)

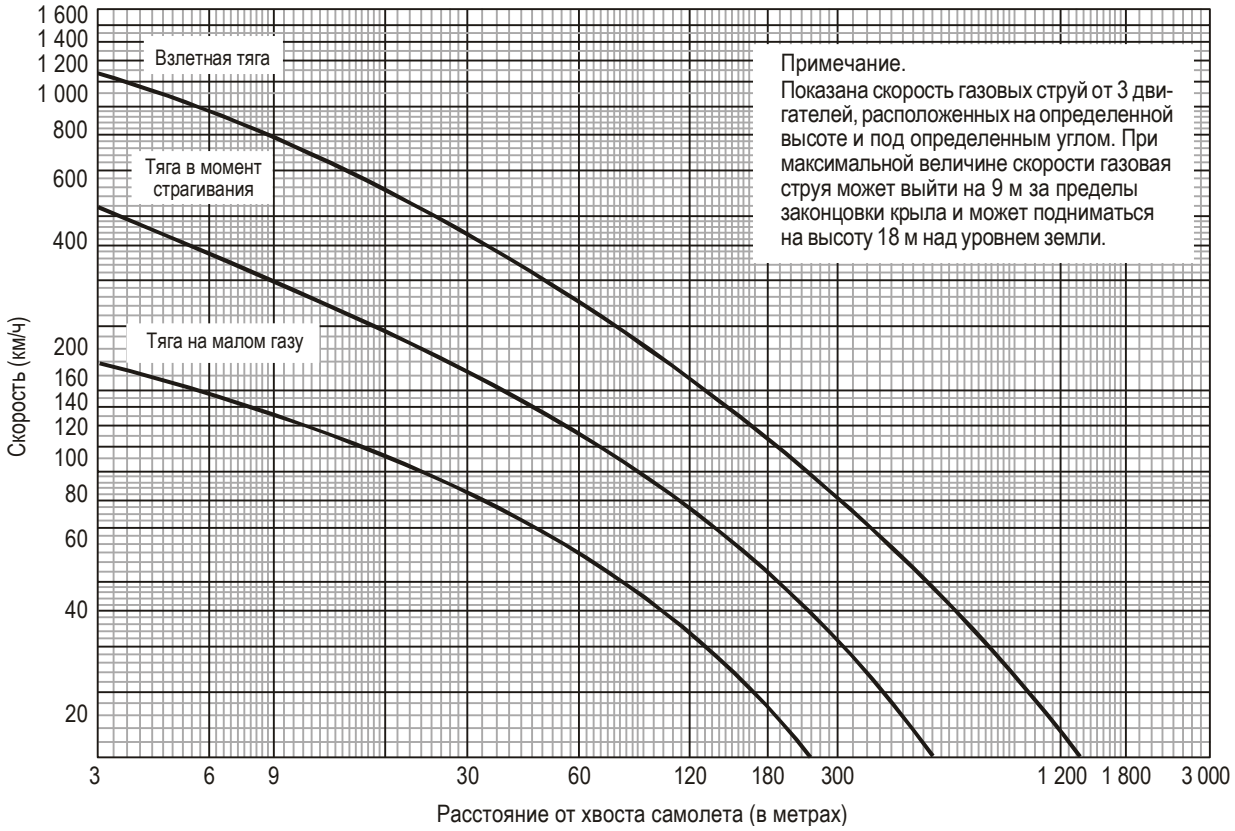
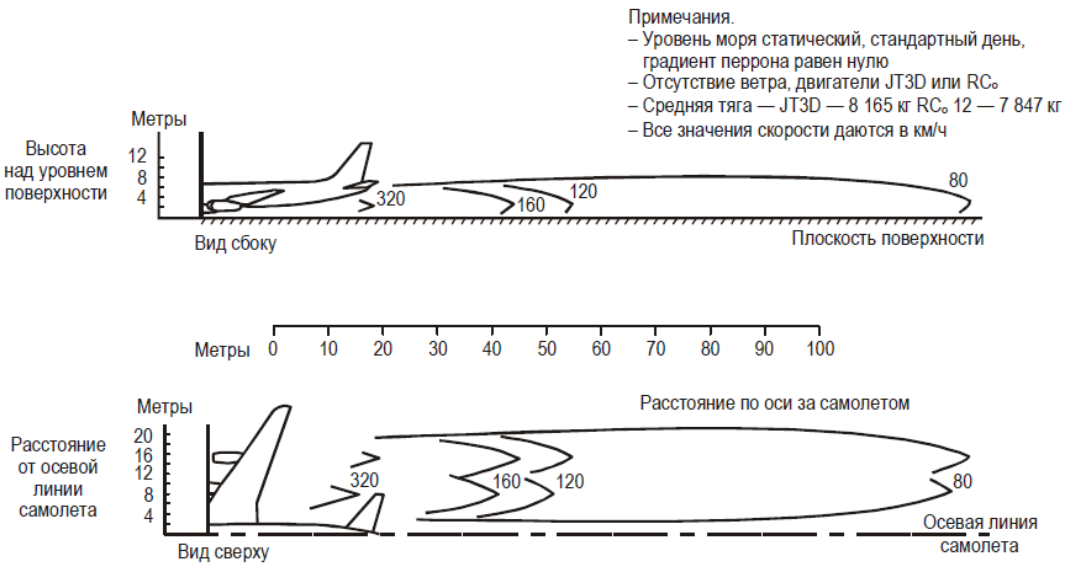


Рис. А2-4. Кривые максимальной скорости (DC-10)



Мощность страгивания с места



Взлетная мощность

Рис. А2-5. Кривые зависимости скорости струи реактивного двигателя для самолета Дуглас DC-8

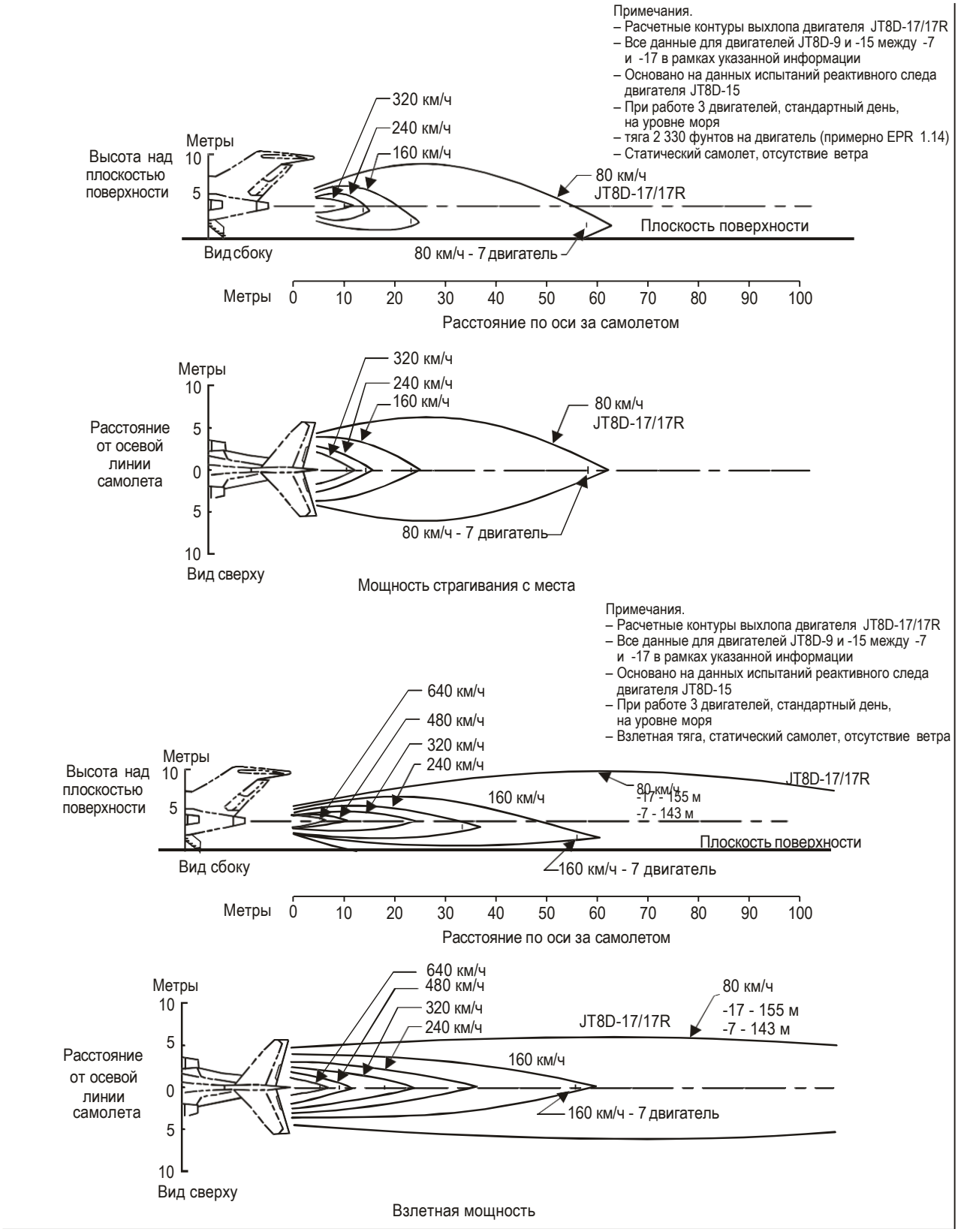


Рис. А2-6. Кривые зависимости скорости струи реактивного двигателя для самолета Боинг-727

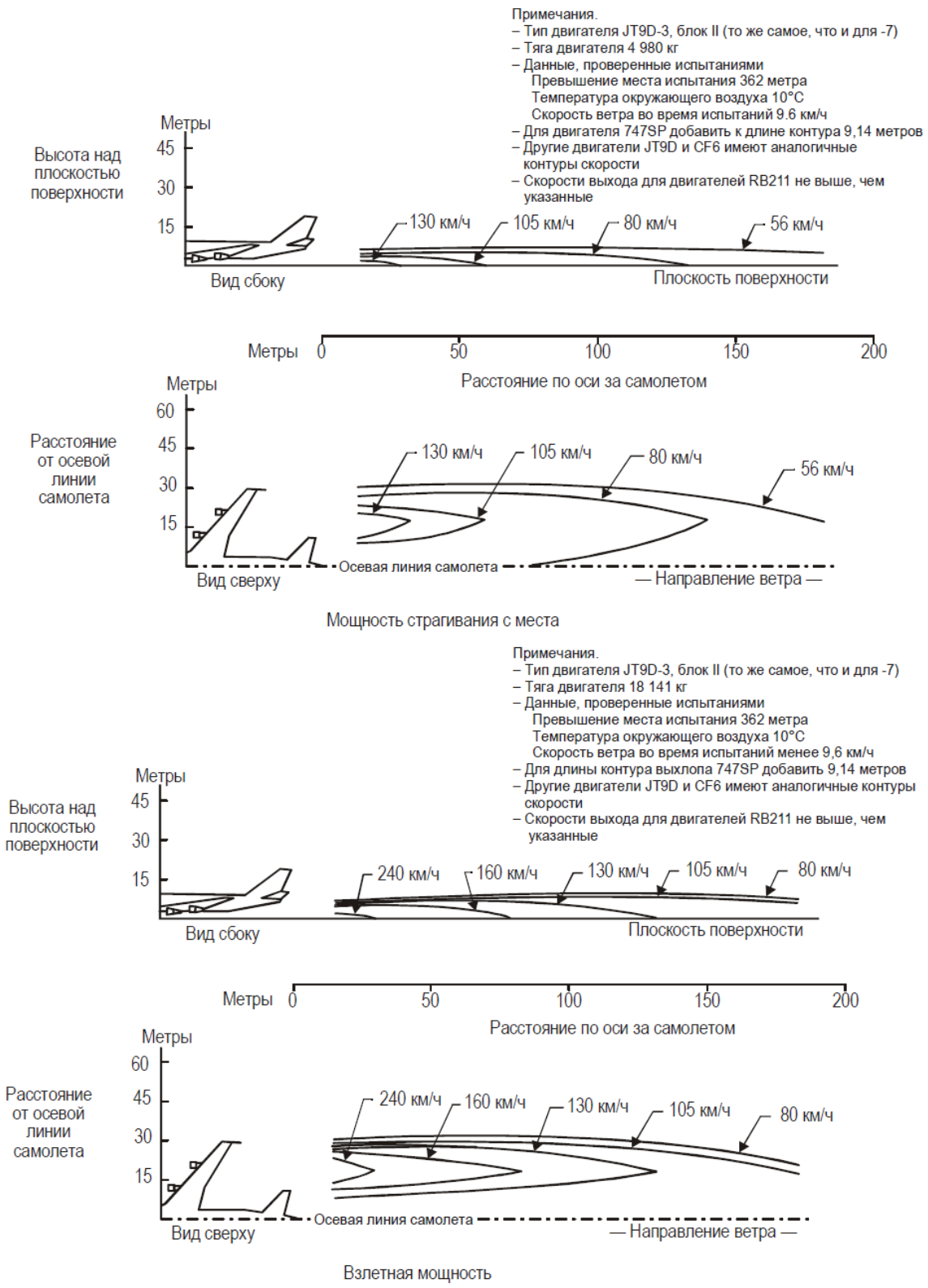


Рис. А2-7. Кривые зависимости скорости струи реактивного двигателя для самолета Боинг-747

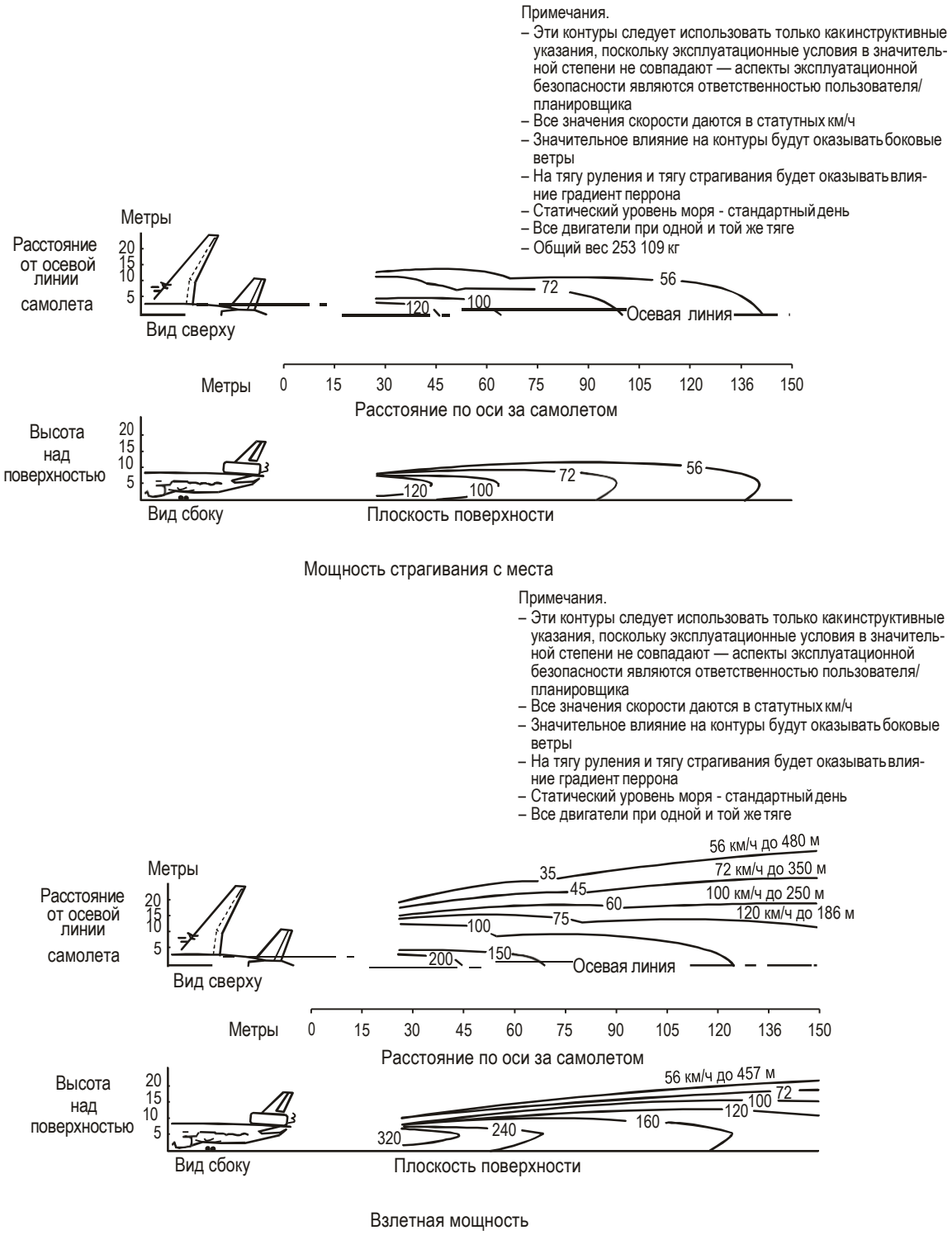


Рис. А2-8. Кривые зависимости скорости струи реактивного двигателя для

самолета Дуглас DC-10

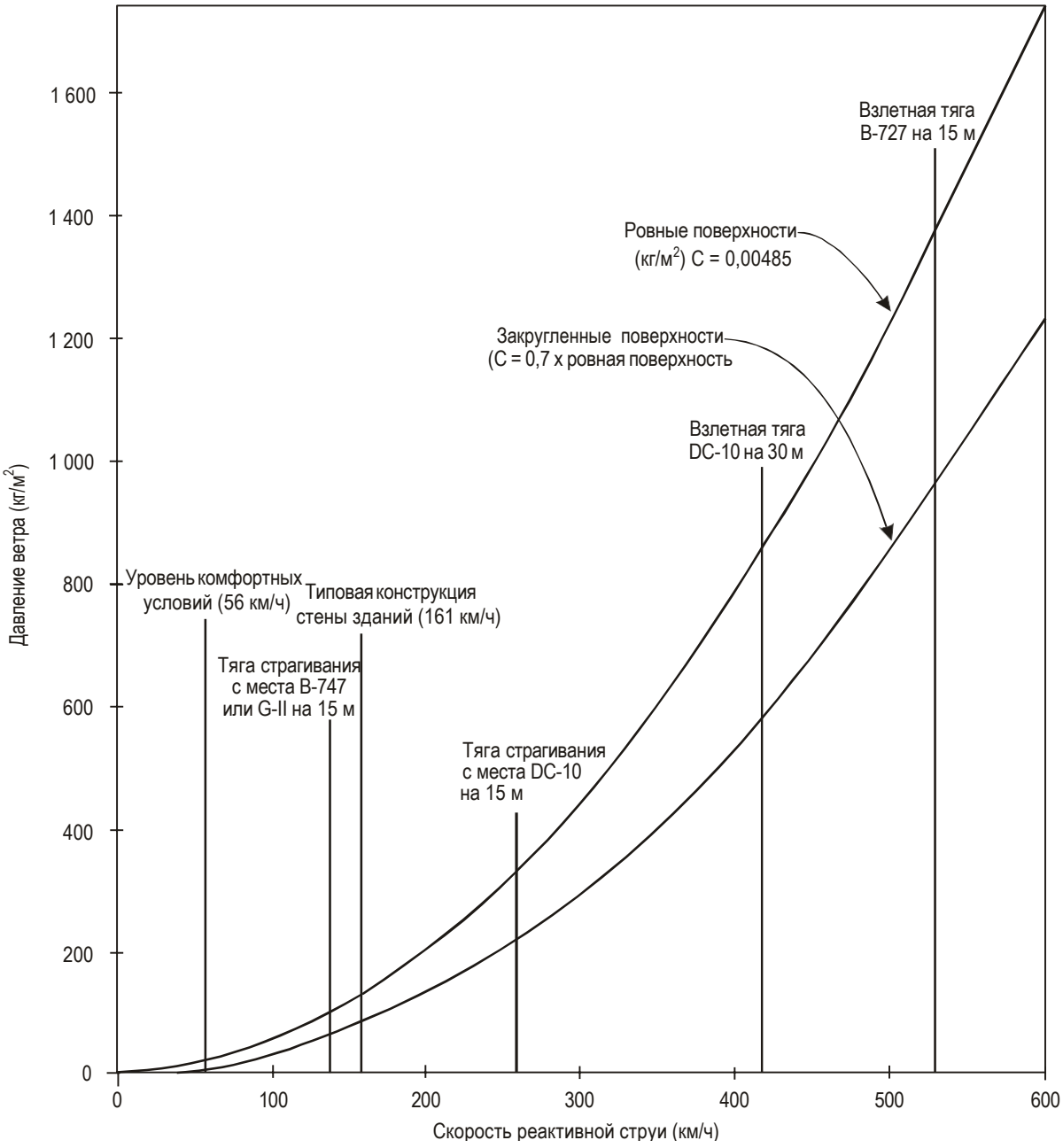


Рис. А2-9. Зависимость давления ветра от скорости реактивной струи

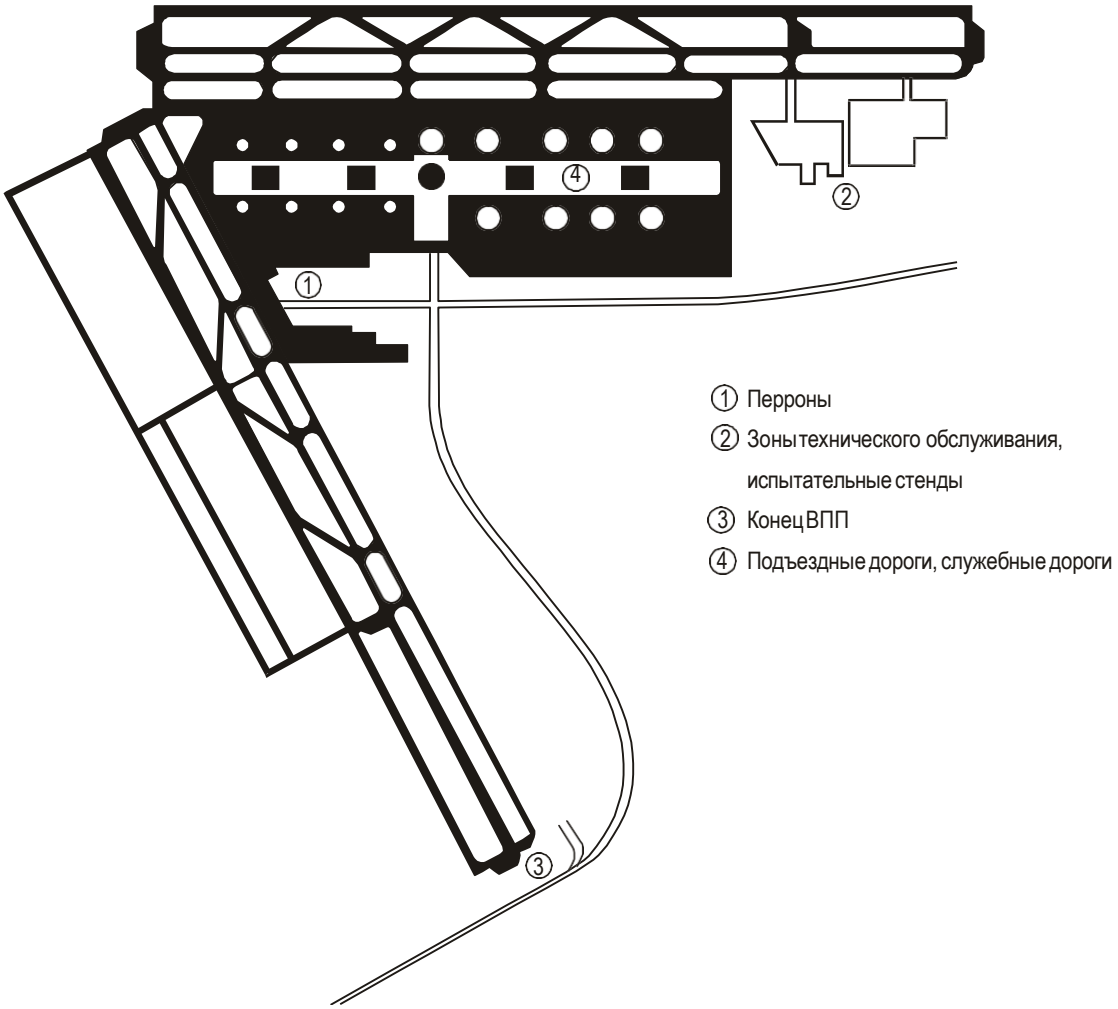


Рис. А2-10. Места на аэродроме, где необходимы струеотклоняющие щиты

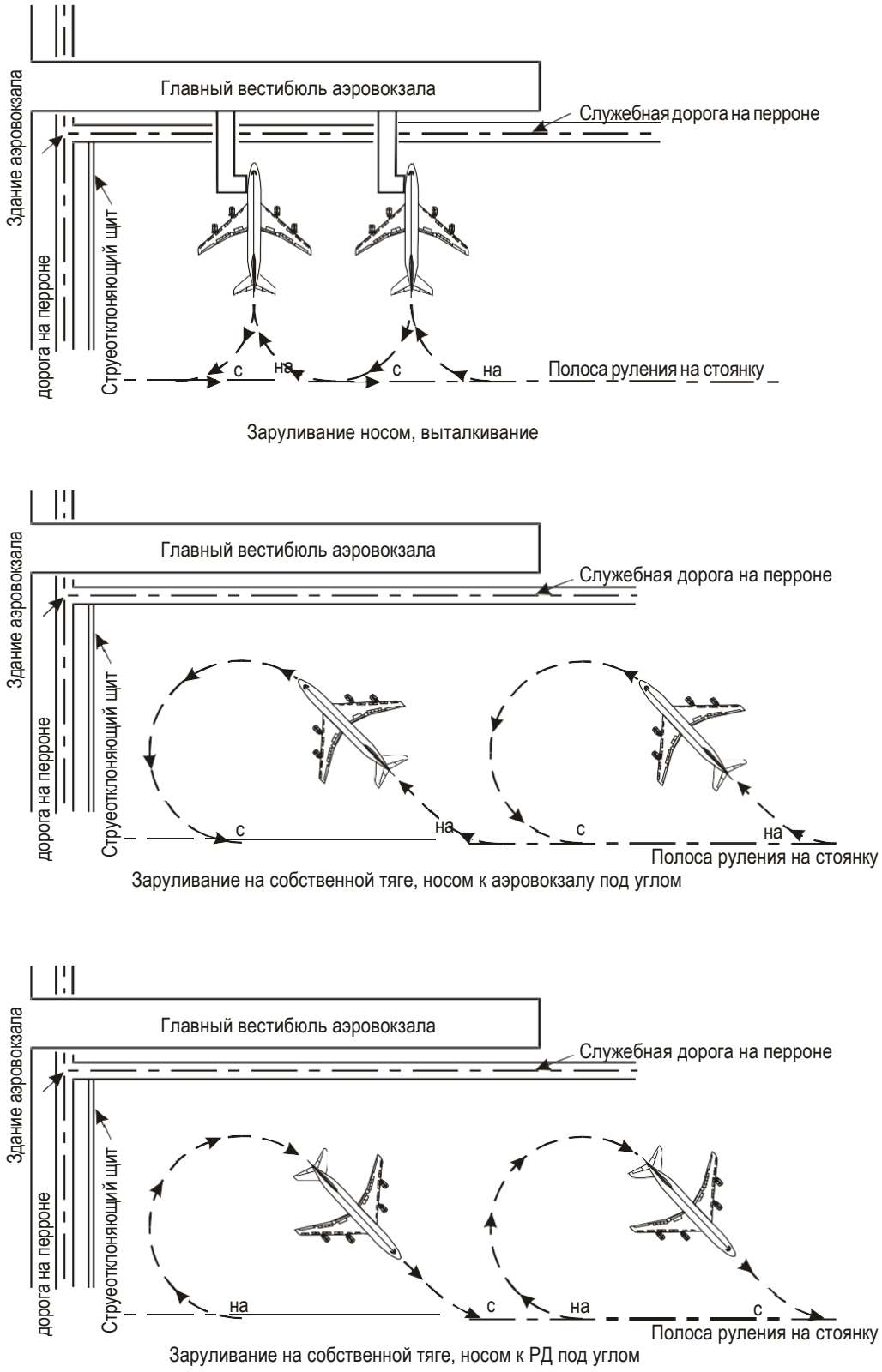


Рис. А2-11. Струеотклоняющие щиты в зонах перрона

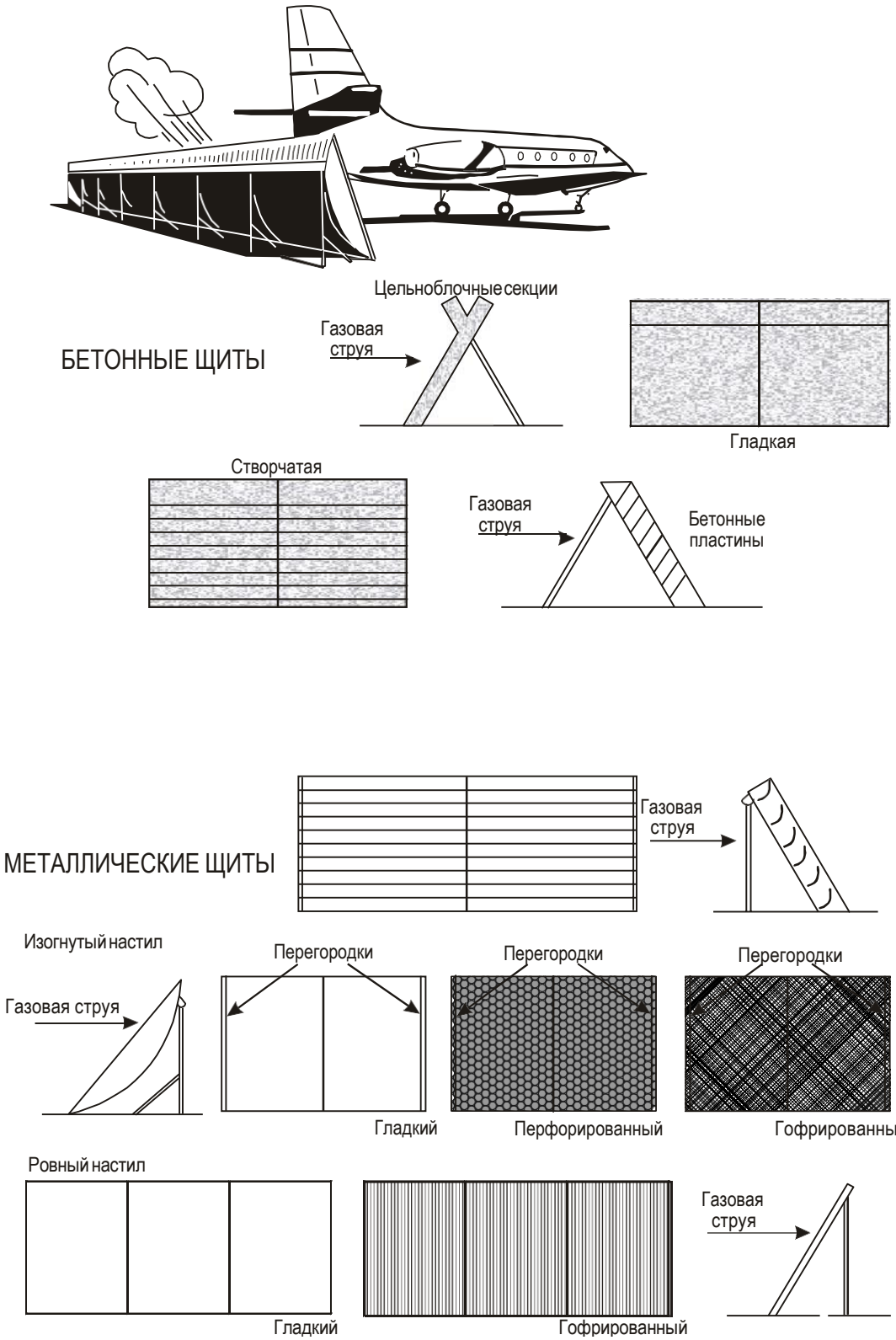


Рис. А2-12. Типы струеотклоняющих щитов

ДОБАВЛЕНИЕ 3 – КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЕТОВ С ПОМОЩЬЮ КОДОВЫХ НОМЕРОВ И БУКВ

Тип воздушного судна	Модель	Код	Расчетная длина поля для данного самолета (м)	Размах крыла (м)	Расстояние внешним колесами осн шасси (м)
DeHavilland Canada	DHC2	1A	381	14,6	3,3
	DHC2T	1A	427	14,6	3,3
Britten Norman	BN2A	1A	353	14,9	4,0
Cessna	152	1A	408	10,0	—
	172 S	1A	381	11,0	2,7
	180	1A	367	10,9	—
	182 S	1A	462	11,0	2,9
	Stationair 6	1A	543	11,0	2,9
	Turbo 6	1A	500	11,0	2,9
	Stationair 7	1A	600	10,9	—
	Turbo 7	1A	567	10,9	—
	Skylane	1A	479	10,9	—
	Turbo Skylane	1A	470	10,9	—
	310	1A	518	11,3	—
	310 Turbo	1A	507	11,3	—
	Golden Eagle 421 C	1A	708	12,5	—
	Titan 404	1A	721	14,1	—
Piper	PA28-161	1A	494[1]	10,7	3,2
	PA28-181	1A	490[1]	10,8	3,2
	PA28R-201	1A	487[1]	10,8	3,4
	PA32R-301	1A	539[1]	11,0	3,5
	PA32R-301T	1A	756[1]	11,0	3,5
	PA34-220T	1A	520[1]	11,9	3,5
	PA44-180	1A	671[1]	11,8	3,2
	PA46-350P	1A	637[1]	13,1	3,9
Raytheon/ Beechcraft	A24R	1A	603	10,0	3,9
	A36	1A	670	10,2	2,9
	76	1A	430	11,6	3,3
	B55	1A	457	11,5	2,9
	B60	1A	793	12,0	3,4
	B100	1A	579	14,0	4,3

Тип воздушного судна	Модель	Код	Расчетная длина поля для данного самолета (м)	Размах крыла (м)	Расстояние между внешними колесами основного шасси (м)
Cessna	525	1B	939	14,3	4,1
DeHavilland Canada	DHC3	1B	497	17,7	3,7
	DHC6	1B	695	19,8	4,1
LET	L410 UPV	1B	740	19,5	4,0
Pilatus	PC-12	1B	452	16,2	4,5
Raytheon/ Beechcraft	E18S	1B	753	15,0	3,9
	B80	1B	427	15,3	4,3
	C90	1B	488	15,3	4,3
	200	1B	579	16,6	5,6
Short	SC7-3/ SC7-3A	1B	616	19,8	4,6
DeHavilland Canada	DHC7	1C	689	28,4	7,8
Lear Jet	24F	2A	1 005	10,9	2,5
	28/29	2A	912	13,4	2,5
LET	L410 UPV-E	2B	920	20,0[2]	4,0
	L410 UPV-E9	2B	952	20,0[2]	4,0
	L410 UPV-E20	2B	1 050	20,0[2]	4,0
	L420	2B	920	20,0[2]	4,0
Shorts	SD3-30	2B	1 106	22,8	4,6
Dassault Aviation	Falcon 10	3A	1 615	13,1	3,0
Hawker Siddley	HS 125-400	3A	1 646	14,3	3,3
	HS 125-600	3A	1 646	14,3	3,3
	HS 125-700	3A	1 768	14,3	3,3
Lear Jet	24D	3A	1 200	10,9	2,5
	35A/36A	3A	1 287/1 458	12,0	2,5
	54	3A	1 217	13,4	2,5
	55	3A	1 292	13,4	2,5
Bombardier Aero.	CRJ 100	3B	1 470	21,2	4,0
	CRJ 100ER	3B	1 720	21,2	4,0
	CRJ 200	3B	1 440	21,2	4,0
	CRJ 200ER	3B	1 700	21,2	4,0
Dassault Aviation	Falcon 20	3B	1 463	16,3	3,7
	Falcon 200	3B	1 700	16,3	3,5
	F50/F50EX	3B	1 586	18,9	4,5
	Falcon 900	3B	1 504	19,3	4,6
	Falcon 900EX	3B	1 590	19,3	4,6
	F2000	3B	1 658	19,3	5,0
Embraer	EMB-135 LR	3B	1 745	20,0	4,1

Тип воздушного судна	Модель	Код	Расчетная длина поля для данного самолета (м)	Размах крыла (м)	Расстояние между внешними колесами основного шасси (м)
Fokker	F28-1000	3B	1 646	23,6	5,8
	F28-2000	3B	1 646	23,6	5,8
I.A.I.	SPX	3B	1 644	16,6	—
	Galaxy	3B	1 798	17,7	—
Gulfstream Aero.	G IV-SP	3B	1 661	23,7	4,8
Nord	262	3B	1 260	21,9	3,4
Antonov	AN24	3C	1 600	29,2	8,8
Boeing	B717-200	3C	1 670	28,4	5,4
	B737-600	3C	1 690	34,3	7,0
	B737-700	3C	1 598	34,3	7,0
Convair	240	3C	1 301	28,0	8,4
	440	3C	1 564	32,1	8,6
	580	3C	1 341	32,1	8,6
	600	3C	1 378	28,0	8,4
	640	3C	1 570	32,1	8,6
Douglas	DC3	3C	1 204	28,8	5,8
	DC4	3C	1 542	35,8	8,5
	DC6A/6B	3C	1 375	35,8	8,5
	DC9-20	3C	1 551	28,5	6,0
Embraer	EMB-120 ER	3C	1 481	19,8	6,6
Fokker	F27-500	3C	1 670	29,0	7,9
	F27-600	3C	1 670	29,0	7,9
	F28-3000	3C	1 640	25,1	5,8
	F28-4000	3C	1 640	25,1	5,8
	F28-6000	3C	1 400	25,1	5,8
	F50	3C	1 355	29,0	8,0
McDonnell Douglas	MD90	3C	1 798	32,9	6,2
SAAB	340A	3C	1 220	21,4	7,3
	340B	3C	1 220	22,8[3]	7,3
	SAAB 2000	3C	1 340	24,8	8,9
BAe	ATP	3D	1 540	30,6	9,3
DeHavilland Canada	DHC5D	3D	1 471	29,3	10,2
Airbus	A300 B2	3D	1 676	44,8	10,9
Bombardier Aero.	CRJ 100LR	4B	1 880	21,2	4,0
	CRJ 200LR	4B	1 850	21,2	4,0
Dassault Aviation	Falcon 20-5 (Retrofit)	4B	1 859	16,3	3,7
Embraer	EMB-145 LR	4B	2 269	20,0	4,1
Airbus	A320-200	4C	2 480	33,9	8,7
BAC	1-11-200	4C	1 884	27,0	5,2
	1-11-300	4C	2 484	27,0	5,2

Тип воздушного судна	Модель	Код	Расчетная длина поля для данного самолета (м)	Размах крыла (м)	Расстояние между внешними колесами основного шасси (м)
	1-11-400	4C	2 420	27,0	5,2
	1-11-475	4C	2 286	28,5	5,4
	1-11-500	4C	2 408	28,5	5,2
Boeing	B727-100	4C	2 502	32,9	6,9
	B727-200	4C	3 176	32,9	6,9
	B737-100	4C	2 499	28,4	6,4
	B737-200	4C	2 295	28,4	6,4
	B737-300	4C	2 160	28,9	6,4
	B737-400	4C	2 550	28,9	6,4
	B737-500	4C	2 470	28,9	6,4
	B737-800	4C	2 090	34,3	7,0
	B737-900	4C	2 240	34,3	7,0
Fokker	F100	4C	1 840	28,1	6,0
Gulfstream Aero.	G V	4C	1 863	28,5	5,1
Douglas	DC9-10	4C	1 975	27,2	5,9
	DC9-15	4C	1 990	27,3	6,0
	DC9-20	4C	1 560	28,4	6,0
	DC9-30	4C	2 134	28,5	5,9
	DC9-40	4C	2 091	28,5	5,9
	DC9-50	4C	2 451	28,5	5,9
McDonnell Douglas	MD81	4C	2 290	32,9	6,2
	MD82	4C	2 280	32,9	6,2
	MD83	4C	2 470	32,9	6,2
	MD87	4C	2 260	32,9	6,2
	MD88	4C	2 470	32,9	6,2
Airbus	A300 B4	4D	2 605	44,8	10,9
	A300-600	4D	2 332	44,8	10,9
	A310	4D	1 845	44,8	10,9
Boeing	B707-300	4D	3 088	44,4	7,9
	B707-400	4D	3 277	44,4	7,9
	B720	4D	1 981	39,9	7,5
	B757-200	4D	1 980	38,1	8,6
	B757-300	4D	2 400	38,1	8,6
	B767-200	4D	1 981	47,6	10,8
	B767-300ER	4D	2 540	47,6	10,9
	B767-400ER	4D	3 130	51,9	10,8
Canadair	CL44D-4	4D	2 240	43,4	10,5
Ilyushin	18V	4D	1 980	37,4	9,9
	62M	4D	3 280	43,2	8,0
Lockheed	L100-20	4D	1 829	40,8	4,9
	L100-30	4D	1 829	40,4	4,9
	L188	4D	2 066	30,2	10,5
	L1011-1	4D	2 426	47,3	12,8

Тип воздушного судна	Модель	Код	Расчетная длина поля для данного самолета (м)	Размах крыла (м)	Расстояние между внешними колесами основного шасси (м)
	L1011-100/200	4D	2 469	47,3	12,8
	L1011-500	4D	2 844	47,3	12,8
Douglas	DC8-61	4D	3 048	43,4	7,5
	DC8-62	4D	3 100	45,2	7,6
	DC8-63	4D	3 179	45,2	7,6
	DC8-71	4D	2 770	43,4	7,5
	DC8-72	4D	2 980	45,2	7,6
	DC8-73	4D	3 050	45,2	7,6
McDonnell Douglas	DC10-10	4D	3 200	47,4	12,6
	DC10-30	4D	3 170	50,4	12,6
	DC10-40	4D	3 124	50,4	12,6
Tupolev	TU134A	4D	2 400	29,0	10,3
	TU154	4D	2 160	37,6	12,4
Boeing	B747-100	4E	3 060	59,6	12,4
	B747-200	4E	3 150	59,6	12,4
	B747-300	4E	3 292	59,6	12,4
	B747-400	4E	2 890	64,9[4]	12,6
	B747-SR	4E	1 860	59,6	12,4
	B747-SP	4E	2 710	59,6	12,4
	B777-200	4E	2 390	61,0	12,9
	B777-200ER	4E	3 110	61,0	12,9
	B777-300	4E	3 140	60,9	12,9
	B777-300ER	4E	3 120	64,8	12,9
McDonnell Douglas	MD11	4E	3 130	52,0[4]	12,6
Airbus	A380	4F	3 350	79,8	15

1. Препятствие более 15 м.

2. Сигарообразные законцовки крыльев.

3. Удлиненные законцовки крыльев.

4. Вертикальные или изогнутые вверх законцовки крыльев.

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

ДОБАВЛЕНИЕ 4 – ИССЛЕДОВАНИЯ ОТКЛОНЕНИЙ НА РД

Введение

Примечание. *Проведен ряд исследований с целью измерения отклонений воздушных судов от осевых линий РД. Данное добавление содержит примеры исследований, проведенных в Лондоне и Амстердаме. Полученные результаты являются специфическими для каждого аэропорта, поверхностей искусственных покрытий и условий погоды. Несмотря на то, что эти исследования могут служить руководством для тех, кто намерен провести аналогичные исследования, по всей видимости, нецелесообразно непосредственно использовать полученные результаты, если какие-либо местные факторы отличаются от использованных в этих исследованиях. При планировании исследований, нацеленных на производство операций с разделительными расстояниями менее минимальных безопасных расстояний, указанных в таблице 7-1 AAR-AGA-001, доминирующим фактором должна быть безопасность этих операций.*

Исследование отклонений на РД

1. Было зарегистрировано более 77 000 операций воздушных судов, связанных с рулением и осуществленных в различных погодных условиях. Цель исследования заключалась в том, чтобы показать, что пилоты при рулении не осуществляют значительного отклонения от осевой линии. Анализ полученных данных содержал две цели. Первая цель заключалась в оценке вероятности соударения законцовок крыла двух Боингов 747-400 при прохождении друг около друга на параллельных РД. Вторая цель заключалась в оценке ожидаемого числа лет, между двумя такими соударениями. В исследовании также делалась попытка оценить адекватность разделительных расстояний между параллельными РД и ВПП и между РД и объектами, как это рекомендовано в таблице 7–1 AAR-AGA-001.

Прямолинейные участки РД

2. На основании около 2000 случаев отклонений B- 747 на прямолинейных участках РД в данном исследовании делается вывод о том, что вероятность столкновения двух B-747-400 при прохождении на параллельных РД равна примерно 10-8, т.е. 1 на 100 миллионов. При этом предполагается, что осевые линии РД находятся на расстоянии 76,5 м друг от друга и что размах крыла воздушного судна равен 65 м. При анализе этих данных на основе большой полученной выборки было установлено, что рулящие воздушные суда не отклоняются в значительной степени от осевой линии РД. Эти данные также позволили установить количество случаев в год, когда воздушные суда B-747 проходят друг около друга на параллельных РД. Оно равно примерно 80 случаям в год из 34 000 рулений B-747. Данная цифра является низкой, потому что в большинстве случаев воздушные суда двигаются в одном и том же направлении по системе РД. Вылетающие воздушные суда используют одну ВПП, а прибывающие воздушные суда - вторую ВПП, и их траектории движения перекрываются очень редко. На рис. 4–1 показано распределение отклонений, на основании которых был сделан анализ.

Криволинейные участки РД

3. Считалось, что вероятность соударения на криволинейных участках РД имеет такую же величину, как и на прямолинейных участках, т.е. 10-8. Количество случаев отклонений B-747 на криволинейных участках РД не было достаточным с целью проведения анализа, аналогичного для прямолинейных участков. Данные собирались по двум точкам. Данные по внутренней кривой оказались

бесполезными, поскольку имелась большая зона искусственного покрытия, по внутренней части которой пилоты обычно старались пересечь закругление. Количество наблюдений на внешней кривой оказалось незначительным, т.к. эта часть РД была закрыта для проведения ремонтных работ. На рис. А4–2 приводится распределение 185 случаев отклонений В-747 по внешней кривой. Отрицательные числа указывают на отклонение от осевой линии в направлении внутренней части кривой. Это отличается от рис. А4–1, где показаны только абсолютные отклонения. На рис. А4–2 показано, что в большинстве случаев основное шасси всех воздушных судов пересекает угол. Для того, чтобы на криволинейной части параллельной РД произошло столкновение, наружное воздушное судно должно отклониться в направлении внутрь, а рулящее внутри воздушное судно должно отклониться в направлении наружу. Рис. А4-2 показывает, что последний случай является маловероятным. Общее распределение наводит на мысль, что вероятность столкновения будет такого же порядка, что и для прямолинейных участков, т.е. 10-8. Считается, что криволинейные участки РД представляют меньшую проблему, чем прямолинейные участки РД, поскольку на конкретной схеме РД всегда будет небольшое число криволинейных элементов. Таким образом, вероятность прохождения друг около друга двух воздушных судов на криволинейных участках значительно меньше вероятности на прямолинейных участках

Влияние скорости

4. Анализ показал, что скорость воздушного судна не влияет на его боковое отклонение.

Влияние плохих погодных условий

5. Установить связь между плохими погодными условиями и значительными отклонениями на РД оказалось невозможным. В ходе периода сбора данных погодные условия включали выпадение снега, сильный дождь, сильный ветер и уменьшение дальности видимости до 1000 м.

Статистические данные для всех воздушных судов

6. В таблицах А4–1 и А4–2 приводятся сводные статистические данные для всех воздушных судов на прямолинейных и внешних криволинейных участках РД соответственно.

Исследование отклонений от осевой линии РД

7. На протяжении трех лет было зарегистрировано 9000 рулящих воздушных судов категории Е ИКАО (главным образом В-747). Данные были собраны для прямолинейных и криволинейных участков РД с использованием инфракрасных лучей. Ширина РД составляла 22,9 м. Радиус осевой линии криволинейного участка составляет 55 м, а поворот – 120°. На обоих участках РД осевая линия обозначалась светосигнальными средствами.

8. Цель исследования заключалась в оценке максимальных вероятностей отклонений шасси (выходящих за пределы наблюдаемых отклонений), а также в оценке вероятности соударения законцовками крыльев двух воздушных судов на параллельных РД.

9. Краткая сводка статистических данных по РД представлена в таблице А4-3. Данные по криволинейному участку свидетельствуют о том, что пилоты крупных воздушных судов используют интуитивный метод чрезмерного поворачивания для

обеспечения того, чтобы основное посадочное шасси оставалось в пределах покрытия.

Расчеты вероятности отклонений

10. Факт отсутствия данных об отклонениях шасси более, чем на 3,54 м на прямолинейных участках РД, обуславливает необходимость экстраполяции вероятностей больших отклонений.

Вероятность соударения законцовок крыльев

11. На основе экстраполированных вероятностей максимальных отклонений основного шасси рассчитаны вероятности соударения законцовок крыльев двух воздушных судов на параллельных РД. Эти вероятности зависят от распределения вероятности суммы отклонений на двух РД, при этом имеется в виду, что два одновременных отклонения на параллельных РД являются статистически независимыми.

12. В таблице А4–4 приведены сводные данные оценки требуемого разделительного расстояния между РД и расчетные 90%-е верхние пределы для различных вероятностей размаха крыла:

Расчетные требуемые разделительные расстояния между РД

13. Для примера среднее расчетное разделительное расстояние между РД, необходимое для вероятности 10-9 соударения законцовок крыльев двух воздушных судов с размахом крыла 73,2 м, составляет 80,5 м.

Условия, влияющие на отклонение

14. При отклонениях регистрировался ряд следующих условий: год, месяц, день, время, скорость и направление руления. Эти факторы не влияли на изменчивость отклонений. Например, стандартное отклонение на прямолинейном участке составляет 68,8 см. После исключения любого систематического отклонения вследствие направления руления, сезона и времени дня, стандартное отклонение составляет 67,1 см. Таким образом, практическая значимость (в отличие от статистической значимости) этих явлений может быть минимальной.

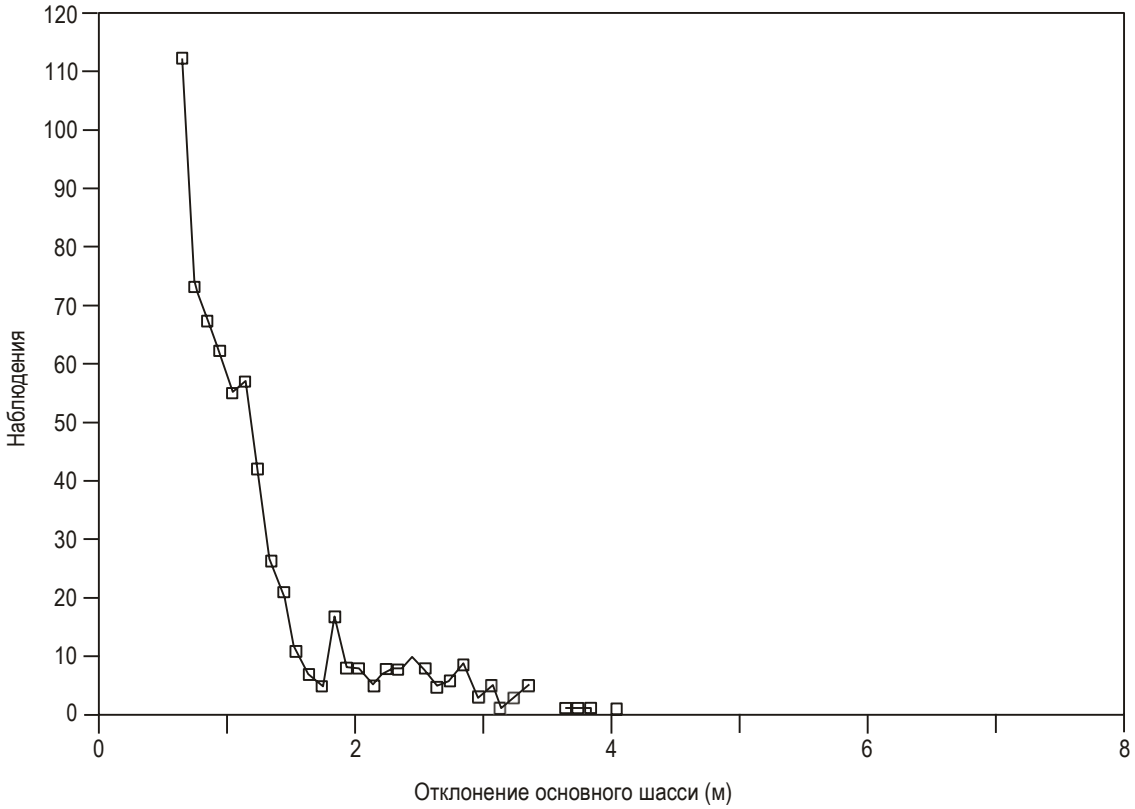


Рис. А4-1. Отклонения основного шасси B-747 на прямолинейных участках РД

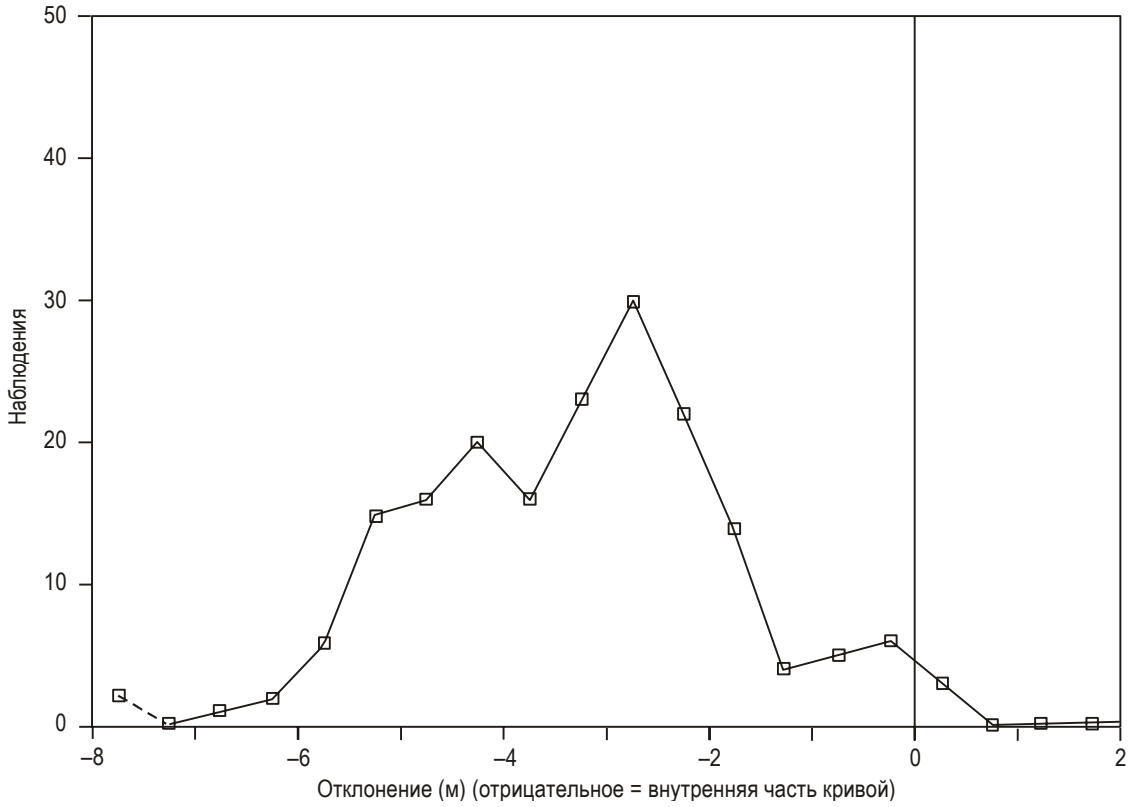


Рис. А4-2. Отклонения основного шасси B-747 на криволинейных участках РД

Таблица A4-1. Сводные статистические данные (прямолинейные участки РД)

	Отклонение основного шасси (м)			Отклонение носового колеса (м)			Скорость (уз)			
Воздушное судно	Средн.	95%	Макс.	Средн.	95%	Макс.	Средн.	95%	Макс.	Наблюдения
A310	0,60	1,42	9,0	0,56	1,37	9,1	18,8	25	35	1 213
B727	0,65	1,85	8,1	0,56	1,36	9,0	18,9	27	49	1 997
B737	0,81	1,90	9,1	0,68	1,62	8,5	17,2	25	35	9 035
B747	0,59	1,90	4,1	0,47	1,21	7,8	17,3	25	34	1 988
B757	0,72	1,74	7,9	0,63	1,43	6,1	16,1	24	35	6 089
BAC1-11	0,65	1,53	9,5	0,63	1,49	8,2	15,8	23	33	3 749
DC9S	0,68	1,62	9,5	0,63	1,50	8,7	17,2	25	39	2 941
DC9	0,59	1,44	8,4	0,57	1,42	8,2	16,2	24	33	2 885
F27	0,95	2,39	9,6	0,62	1,47	9,6	17,9	26	32	1 075
F28	1,26	5,73	10,0	1,00	4,63	9,2	17,2	24	33	745
S360	0,80	2,00	7,4	0,63	1,43	9,2	17,1	23	27	1 528
L1011	0,50	1,22	8,9	0,46	1,13	5,2	17,1	25	31	722

Таблица A4-2. Сводные статистические данные (внешняя кривая РД)

	Отклонение основного шасси (м)					Отклонение носового колеса (м)					Скорость (уз)			
Воздушное судно	Средн.	Мин.	5%	95%	Макс.	Средн.	Мин.	5%	95%	Макс.	Средн.	95%	Макс.	Наблюдения
A310	–2,2	–6,4	–3,9	–0,5	+0,6	+0,54	–6,0	–1,3	+2,4	+4,6	16,0	21	27	848
B727	–1,92	–7,5	–3,7	+0,2	+2,5	+0,37	–5,2	–1,5	+2,2	+6,1	17,0	23	33	1 044
B737	–0,75	–5,0	–2,5	+0,9	+5,8	+0,32	–5,4	–1,4	+2,1	+5,4	16,6	22	30	3 152
B747	–3,31	–7,6	–5,7	–0,5	+0,1	–0,04	–4,1	–2,4	+2,6	+5,3	15,3	22	25	185
B757	–1,50	–7,7	–3,2	0,0	+2,5	+0,08	–3,7	–1,5	+2,0	+4,7	16,3	21	27	2 425
BAC1–11	–1,10	–9,7	–3,0	+0,7	+4,2	+0,47	–5,8	–1,4	+2,4	+6,1	16,4	22	27	962
DC9S	–1,09	–9,0	–3,2	+1,0	+3,6	–0,29	–8,3	–2,6	+1,9	+5,7	16,2	22	29	1 510
DC9	–1,11	–7,2	–3,0	–0,8	+2,0	+0,28	–3,0	–1,7	+2,3	+6,7	15,9	22	26	557
F27	–1,69	–7,4	–4,0	+0,4	+8,0	+0,39	–4,2	–1,4	+2,4	+9,2	17,1	23	27	465
F28	–1,33	–8,2	–3,8	+0,7	+9,2	+0,52	–8,9	–1,4	+2,5	+6,0	17,2	22	26	467
S360	–0,71	–9,6	–2,8	+1,1	+8,7	+0,47	–3,7	–1,3	+2,4	+4,2	17,0	22	25	534
L1011	–2,8	–5,9	–4,5	–0,8	+1,4	+0,18	–4,4	–2,2	+2,3	+3,4	14,5	20	26	255

Таблица А4-3. Краткая сводка данных по РД

		Воздушное судно с кодовой буквой E ИКАО		B-747 (все модели)		Доклад по аэропорту Схипхол Воздушные суда с кодовой буквой E	
		Носовое шасси	Основное шасси	Носовое шасси	Основное шасси	Носовое шасси	Основное шасси
Прямолинейный участок	Размер выборки	7958	7958	7855	7855	8191	8191
	Среднее (см)	-14,8	-12,5	-15,2	-13,2	-8,0	-26,0
	Стандартное отклонение (см)	68,5	76,4	67,4	68,8	68,0	70,0
Криволинейный участок	Размер выборки	1382	1382	1351	1351	1380	1380
	Среднее (см)[1]	393,5	-202,2	400,3	-199,8	389	-199
	Стандартное отклонение (см)	244,1	236,8	237,6	236,0	227	216

1. Положительное число означает значение за пределами осевой линии криволинейного участка. Отрицательное число означает значение внутри осевой линии криволинейного участка.

Таблица А4-4. Расчетные разделительные расстояния между РД и 90%-е верхние пределы

Размах крыла	Расчеты				90%-е пределы			
	$10e^{-6}$	$10e^{-7}$	$10e^{-8}$	$10e^{-9}$	$10e^{-6}$	$10e^{-7}$	$10e^{-8}$	$10e^{-9}$
67	72,8	73,4	73,9	74,4	73,3	73,9	74,6	75,2
70	75,8	76,4	76,9	77,4	76,4	76,7	77,6	78,2
73	78,9	79,5	80,0	80,5	79,4	80,0	80,7	81,3
76	81,9	82,5	83,0	83,5	82,4	83,1	83,7	84,3
79	85,0	85,6	86,1	86,6	85,5	86,1	86,7	87,4
82	88,0	88,6	89,1	89,6	88,5	89,2	89,8	93,5
85	91,1	91,7	92,2	92,7	91,6	92,2	92,8	93,5

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

ДОБАВЛЕНИЕ 5 – ПРОЕКТИРОВАНИЕ, РАСПОЛОЖЕНИЕ И КОЛИЧЕСТВО СКОРОСТНЫХ ВЫВОДНЫХ РД

5.1 Процесс определения оптимального местоположения точки схода с ВПП

Этап 1. Указать для каких эксплуатационных условий следует увеличить пропускную способность ВПП. В зависимости от планируемого использования ВПП конкретные условия могут включать в себя следующие:

- пиковый период
- особые метеорологические условия
- конкретная группа воздушных судов
- чередование посадок и вылетов

Этап 2. Определить репрезентативный состав смешанного парка воздушных судов для сценария, в котором планируется использовать данный сход с ВПП. Следует учитывать будущие типы воздушных судов. Если предполагается, что данный сход с ВПП будет использовать только конкретная группа воздушных судов, то учитывать следует только этот фактор. Исключите типы воздушных судов, доля которых составляет менее определенного процента (например, 5 или 10%).

Этап 3. Определить, является ли разделительное расстояние между ВПП и РД достаточным для проектирования скоростной выводной РД (RET).

Стандартные RET проектируются в соответствии с рис. 1-13 и 1-14 в главе 1.

Если система ВПП и РД не позволяет сооружения стандартной RET, рекомендуется сооружать спиралеобразный сход с ВПП для обеспечения более высокой скорости поворота по сравнению со съездом под 90°. Этот вариант, в частности, применим в случае необорудованных ВПП.

Этап 4. Рассчитать расстояние выравнивания, перехода и торможения для каждого типа воздушных судов, используя метод трех участков. Используйте скорость поворота V_{ex}, равную 33 уз, для стандартного скоростного съезда или значения, указанные в таблице 1-12 и на рис. 1-16 главы 1.

Этап 5. Эти расчеты следует повторить для различных типовых ветровых условий, используя следующую формулу:

$V_{th.ground} = V_{th} - V_{wind}$,

V_{wind} = составляющая встречного ветра.

В соответствующих формулах вместо V_{th} подставьте V_{th}.ground.

Этап 6. Данные расчеты позволяют определить оптимальную точку схода с ВПП для каждого типа воздушных судов и для различных ветровых условий.

Этап 7. Поскольку имеет место определенный разброс местоположения точки касания, а также расстояния перехода и торможения, участок в пределах 100 м – до и 200 м – после ОТР обозначается как "оптимальный участок схода с ВПП" (OTS). Это также

подтверждает тот факт, что пилоты могут свести к минимуму время занятости ВПП, корректируя соответственно применяемые ими методы торможения.

Этап 8. Определить OTS с максимальной долей обслуживаемых воздушных судов (OTS_{max}), добавив долю тех типов воздушных судов, для которых OTP лежит в пределах конкретного OTS. Следует также учесть вероятность изменения ветровых условий.

Этап 9. Определить точку схода с ВПП применительно к OTSmax. Это и будет оптимальным местоположением скоростной выводной РД в соответствии с требованиями выбранного сценария.

Этап 10. Если имеется несколько OTS, на которые недвусмысленно приходится более значительная доля воздушных судов, чем на другие, возможно, необходимо рассмотреть вопрос о сооружении двух или нескольких скоростных выводных РД.

Этап 11. Сравнить определенную точку схода с ВПП с точками схода с ВПП, которые считаются оптимальными применительно к существующей конфигурации системы ВПП и РД. Следует учесть, что расстояние между выводными РД рекомендуется равным приблизительно 450 м.

5.2 Пример использования метода, описанного в п. 1.3 главы 1

Ниже представленный пример приводится для иллюстрации использования метода, описанного в п. 1.3 главы 1. Расчеты основаны на следующих допущениях:

- Кодовый номер аэродрома 4.
- Для того, чтобы повысить пропускную способность ВПП в указанных условиях, новая выводная РД должна располагаться в пределах 1800 м – 2500 м от порога необорудованной ВПП длиной 2500 м. В зоне приземления уклон ВПП составляет -0,75%.
- Выводная РД должна быть введена в эксплуатацию до 2005 года.
- ВПП должна обеспечивать полную пропускную способность в условиях сильного встречного ветра (встречный ветер > 15 уз). В этих условиях в аэропорту имеется только одна ВПП для посадки и взлета, и она должна обслуживать все типы воздушных судов.
- Учитывая ветровые условия, данная ВПП используется исключительно для посадки воздушных судов местных линий; однако она может использоваться для взлета всеми типами воздушных судов с учетом их летно-технических характеристик.

Этап 1. Конкретный эксплуатационный сценарий предусматривает период пиковой нагрузки в условиях сильного встречного ветра и чередования взлетно-посадочных операций для всех типов воздушных судов.

Этап 2. В таблице А5-1 приводится информация о смешанном парке воздушных судов на период 2005–2015 гг. Для расчета оптимального местоположения выводной РД учитываются только типы воздушных судов, доля которых превышает 10% (помечены *).

Этап 3. Параллельные выводные РД на расстоянии 120 м (от осевой линии до осевой линии). Выполняющим посадку воздушным судам для выезда на перрон необходимо выполнить разворот на 180°. Схема стандартной скоростной выводной РД (рис. 1-7)

неприемлема. См. п. 1.3.12 в отношении альтернативной схемы выводной РД. В соответствии с рис. 1-16 скорость поворота для этого типа выводной РД составляет 24 уз.

Этап 4. Поскольку все соответствующие типы воздушных судов частично относятся к категории C и D, точка касания располагается в одном месте. Используя метод трех участков, ее можно рассчитать для ВПП с уклоном -0,75% при отсутствии попутного ветра следующим образом:

Категория воздушных судов C и D:	S_1 =	450 м
+ поправка на уклон (-0,75%):		+ 150 м
	S_1 =	600 м

Скорость на пороге ВПП каждого типа воздушных судов можно взять из руководства по эксплуатации воздушных судов авиакомпаний и на ее основе определить расстояние перехода:

[V_{th} в уз]

ВС:	V_{th}:	S_2:
B-737	128	590 м
A-320	133	615 м
RJ	121	555 м

На основе скорости поворота в 24 уз и скорости торможения 1,5 м/с2 можно рассчитать дистанцию торможения:

[V в уз, a в м/$с^2$]

ВС:	V_{th}:	S_3:
B-737	128	1016 м
A-320	133	1112 м
RJ	121	888 м

Этап 5. Поскольку определяющим фактором является сильный встречный ветер, расчеты S_2 и S_3 повторяются для встречного ветра со скоростью 15, 20 и 25 уз при

$$V_{th.ground} = V_{th} - V_{wind}$$

V_{wind} = 15 уз

ВС:	V_{th}:	$V_{th.ground}$:	S_2:	S_3:
B-737	128	113	515	752 м
A-320	133	118	540	836 м
RJ	121	106	480	642 м

V_{wind} = 20 уз

BC:	V_{th}:	$V_{th.ground}$:	S_2:	S_3:
B-737	128	108	490	673 м
A-320	133	113	515	752 м
RJ	121	101	455	568 м

V_{wind} = 25 уз

BC:	V_{th}:	$V_{th.ground}$:	S_2:	S_3:
B-737	128	103	465	597 м
A-320	133	108	490	673 м
RJ	121	96	430	499 м

Этап 6. Сумма S_1, S_2 и S_3 дает OTP для каждого типа воздушных судов и каждого ветрового условия (значения округлены до 10 м):

BC:	V_{wind} = 0	V_{wind} = 15 уз	V_{wind} = 20 уз	V_{wind} = 25 уз
B-737	2210 м	1870 м	1760 м	1660 м
A-320	2330 м	1980 м	1870 м	1760 м
RJ	2040 м	1800 м	1620 м	1530 м

Этап 7. OTS может быть определен для каждой точки схода с ВПП. Она лежит в диапазоне от 100 м до OTP до 200 м после нее. Следует добавить все типы воздушных судов, обслуживаемых в пределах этого участка. Максимальное возможное значение для четырех различных ветровых условий составляет 4 × 100% = 400%. На рис. A5-1 показан порядок определения OTS для A-320 при скорости встречного ветра 20 уз.

Этап 8. Таблица A5-2 свидетельствует о том, что наибольшая доля воздушных судов может обслуживаться на OTS_{max} на удалении 1660–1960 м или 1700–2000 м от порога ВПП. Вероятность различных ветровых условий не учитывается, поскольку данная выводная РД требуется только в условиях сильного ветра. При нормальных погодных условиях объем воздушного движения на этой ВПП значительно ниже максимальной пропускной способности ВПП даже в отсутствии дополнительной выводной РД.

Этап 9. Как показано в таблице A5–2 и на рис. A5-2, оптимальная точка схода с ВПП для OTS_{max} располагается на удалении 1760 м или 1800 м от порога ВПП.

Этап 10. В данном сценарии нет необходимости рассматривать местоположение второй выводной РД, поскольку не определяется другой пик для отличного смешанного парка воздушных судов.

Этап 11. Если система ВПП и РД не предопределяет другую точку, предполагается, что точка схода с ВПП располагается на расстоянии:

S = 1800 м от порога ВПП

5.3 Пример схемы нестандартной скоростной выводной РД

В п. 1.3.19 и на рис. 1-12 главы 1 указывается, что для сооружения стандартной RET, как правило, потребуется расстояние между осевыми линиями ВПП и параллельной РД как минимум

$$d = (150 + 75) \times \sin(31^{\circ}) + d_R (\text{в метрах})$$

(где d_R – дополнительное расстояние, необходимое для выруливания на осевую линию РД).

Ниже описывается альтернативный метод построения параллельной РД, разнесенной на 120 м, которая рассчитана на более высокую скорость схода с ВПП по сравнению с выводной РД, расположенной под углом 90° (см. рис. А5-3).

Выводная РД проектируется следующим образом:

- ***Осевая линия***. Первый участок кривой поворота имеет форму спирали с начальным радиусом поворота 160 м, который приобретает значение 100 м на втором участке. Как только угол между осевой линией РД и осевой линией ВПП достигает 60°, радиус изменяется до 40 м. На третьем участке поворота радиус является постоянным и равен 40 м до завершения разворота на 180°.

- ***Скорость схода с ВПП***. В соответствии с таблицей А-12 главы 1 скорость схода с ВПП составляет 24 уз при радиусе 160 м. Скорость схода с ВПП при радиусе 40 м составляет 13 уз. Дистанция, необходимая воздушному судну для снижения скорости с 24 до 13 уз составляется приблизительно 140 м. Это соответствует скорости торможения α = 0,4 м/с^2 вдоль кривой поворота, которая является безопасной для всех типов воздушных судов.

- ***Кривая внутреннего уширения***. Кривая внутреннего уширения рассчитана на все типы воздушных судов, использующих этот аэропорт. Критическим воздушным судном является B-777-300, длина которого в настоящее время более не является исходной.

- ***Внешний край***. Для обеспечения взлетов с пересечения от этой выходной РД ее внешний край проектируется под прямым углом. Расстояние от осевой линии до внешнего края составляет 20 м в самой ближней точке, что обеспечивает надлежащую защиту для всех маневров поворота.

5.4 Расчет кривой поворота

Координаты базовых точек кривой поворота определяются на рис. А5-4 и следующими расчетами (все значения в метрах).

При

R1 = 160 м

R2 = 100 м

R3 = 40 м

расчеты справедливы для

112 м ≤ S ≤ 127 м,

где S – расстояние от осевой линии ВПП до осевой линии РД.

P_0: $x_0 = 0$
$y_0 = 0$

M_1: $x_{M1} = 0$
$y_{M1} = R_1$

P_1: $x_1 = R_1 \times \sin(\varphi_1)$

$$\varphi_1 = 90^\circ - arc\ tg\left(\frac{\alpha}{\sqrt{R_2^2 - \alpha^2}}\right)$$

$$a = \frac{R_2 \times b}{R_1 - R_2}$$

$b = R_1 + 10 - S$

$y_1 = R_1 - (a + b)$

M_2: $x_{M2} = b \times tg\ (\phi_1)$

$y_{M2} = S - 10$

P_2: $x_2 = b \times tg\ (\varphi_1) + R_2 \times \frac{\sqrt{3}}{2}$

$y_2 = S - 60$

$\phi_2 = 60°$

M_3:

$$x_{M3} = b \times tg(\varphi_1) + (R_2 - 40) \times \frac{\sqrt{3}}{2}$$

$y_{M3} = S - 40$

P_3: $x_3 = x_{M3}$

$y_3 = S$

Таблица А5-1. Ожидаемый смешанный парк воздушных судов на период 2005–2015 гг.

Воздушное судно:	Доля:
B-747	1,2%
B-777	1,2%
A-340	6,7%
A-3xx	0,2%
B-757	1,4%
B-767	1,7%
B-737*	22,3%
A-330	6,4%
A320*	35,9%
RJ*	18,1%
Прочее	4,9%
Итого	100,0%

Таблица А5-2.

Точка схода с ВПП [м]:	Участок схода с ВПП [м]:	Обслуживаемое В/С при V_{wind} [уз]:			Суммарная доля [%]:
		B-737	A-320	RJ	
1530	1430–1730	25		20, 25	59
1620	1520–1820	20, 25	25	15, 20, 25	135
1660	1560–1860	20, 25	25	15, 20	117
1760	1660–1960	15, 20, 25	20, 25	15	157
1800	1700–2000	15, 20	15, 20, 25	15	170
1870	1770–2070	15	15, 20	0, 15	130
1980	1880–2180		15	0	54
2040	1940–2240	0	15	0	76
2210	2110–2410	0	0		58
2330	2230–2530		0		36

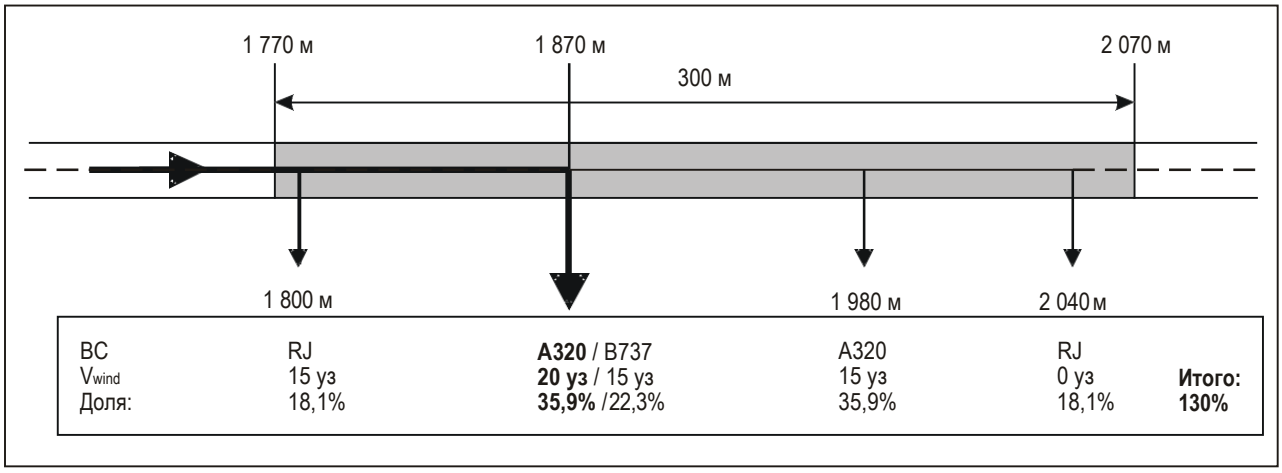


Рис. А5-1. Оптимальный участок схода с ВПП – А-320

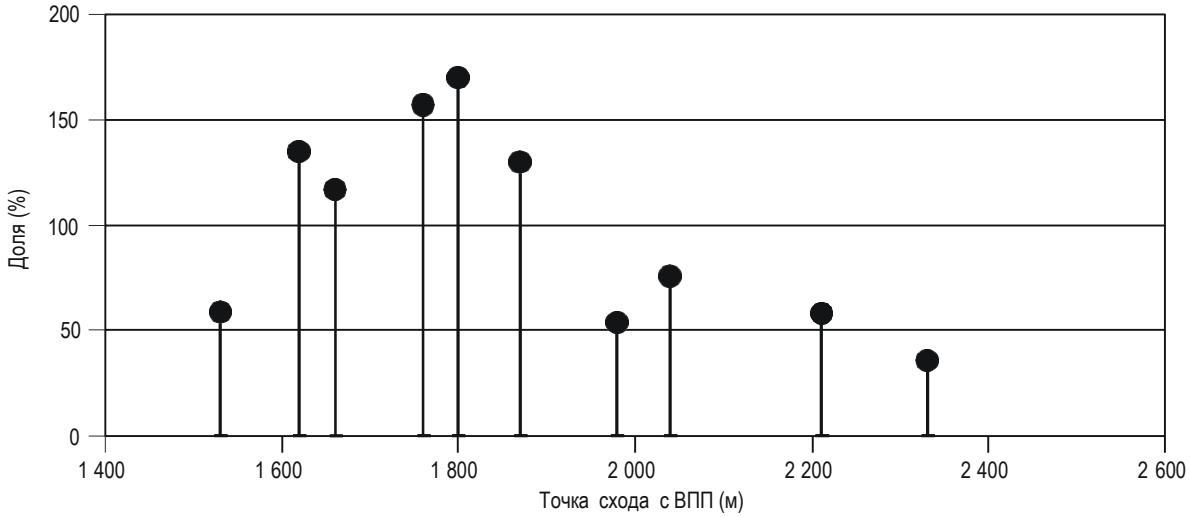


Рис. А5-2. Оптимальная точка схода с ВПП

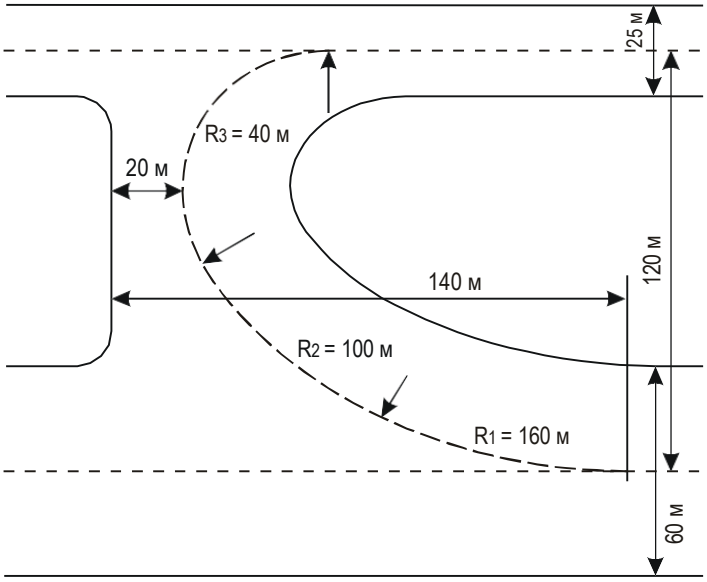


Рис. А5-3. Альтернативная схема выводной РД

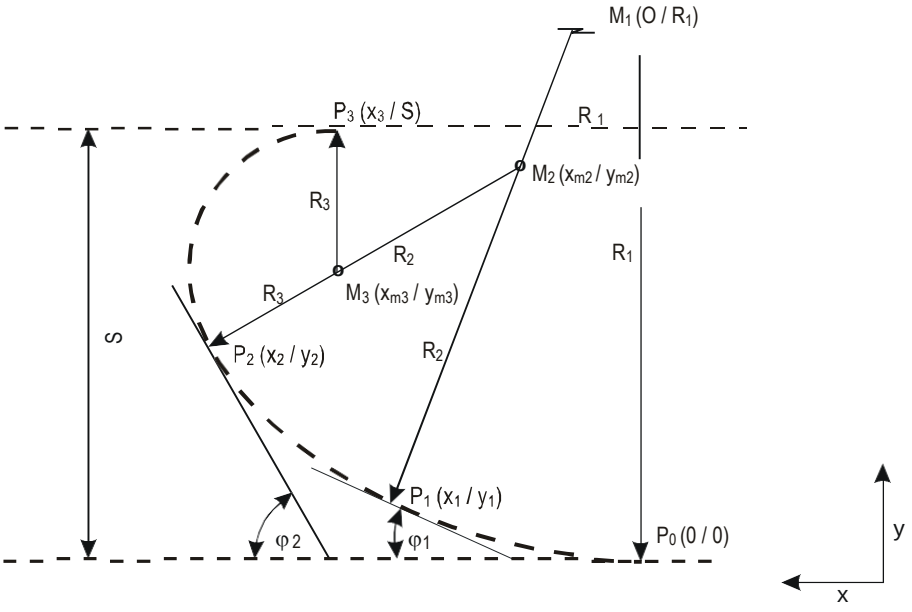


Рис. А5-4. Расчет кривой поворота

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА