

Doc 9911



Руководство по рекомендуемому методу расчета контуров шума вокруг аэропортов

Утверждено Генеральным секретарем
и опубликовано с его санкции

Издание первое — 2008

Международная организация гражданской авиации

Doc 9911



Руководство по рекомендуемому методу расчета контуров шума вокруг аэропортов

Утверждено Генеральным секретарем
и опубликовано с его санкции

Издание первое — 2008

Международная организация гражданской авиации

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

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

Издание первое, 2008.

Дос 9911, Руководство по рекомендуемому методу расчета контуров шума вокруг аэропортов

Номер заказа: 9911
ISBN 978-92-9231-316-6

© ИКАО, 2009

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

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Страница</i>
Предисловие	(vii)
Пояснения к терминам и обозначениям	(ix)
Глава 1. Общие положения	1-1
1.1 Введение	1-1
1.2 Общее описание	1-2
Глава 2. Общие сведения о методе и его применимость	2-1
2.1 Введение	2-1
2.2 Концепция сегментации	2-1
2.3 Траектории полета: линии пути и профили	2-2
2.4 База данных по шуму и летно-техническим характеристикам воздушных судов	2-3
2.5 Аэропортовые операции и производство полетов самолетов	2-4
2.6 Международная база данных по шуму и летно-техническим характеристикам (ANP) воздушных судов	2-6
Глава 3. Описание траектории полета	3-1
3.1 Введение	3-1
3.2 Зависимость между траекторией полета и полетной конфигурацией	3-1
3.3 Источники данных о траектории полета	3-3
3.4 Системы координат	3-3
3.5 Линии пути	3-6
3.6 Профили полета	3-8
3.7 Построение участков траектории полета	3-9
Глава 4. Расчет уровня шума при единичном воздействии	4-1
4.1 Введение	4-1
4.2 Параметры единичного шумового события	4-1
4.3 Определение уровней шума при единичном воздействии на основе данных NPD	4-2
4.4 Общие выражения	4-3
4.5 Параметры участков траектории полета	4-5
4.6 Корректировки уровня шума единичного воздействия для участков	4-6
Глава 5. Расчет суммарных уровней	5-1
5.1 Введение	5-1
5.2 Взвешенные эквивалентные уровни звука	5-1
5.3 Взвешенное число операций	5-2

	Страница
5.4 Расчет параметров, основанных на суммарном максимальном уровне звука	5-3
5.5 Применение метода распределения уровней при расчете максимального уровня	5-4
Глава 6. Расчет контуров шума.....	6-1
6.1 Расчет и уточнение контуров с использованием стандартной координатной сетки	6-1
6.2 Использование повернутых координатных сеток.....	6-2
6.3 Построение контуров	6-2
6.4 Последующая обработка данных.....	6-4
Добавление А. Индексы шума, используемые в Договаривающихся государствах ИКАО.....	Доб А-1
Добавление В. Приближенные методы определения эффективного уровня воспринимаемого шума (EPNL)	Доб В-1
Добавление С. Расчет летно-технических характеристик	Доб С-1
Добавление D. Моделирование бокового разброса линий пути	Доб D-1
Добавление Е. Перерасчет данных NPD для условий, отличных от исходных	Доб Е-1
Добавление F. Поправка на конечную длину участка	Доб F-1
Добавление G. Максимальный уровень шумовых событий.....	Доб G-1
Добавление Н. Международная база данных по шуму и летно-техническим характеристикам воздушных судов (ANP).....	Доб Н-1
Справочные материалы.....	

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее *Руководство по рекомендуемому методу расчета контуров шума вокруг аэропортов* (Doc 9911) заменяет аналогичный материал, изложенный в циркуляре *Рекомендуемый метод расчета контуров шума вокруг аэропортов* (Cirс 205), который был одобрен Комитетом ИКАО по защите окружающей среды от воздействия авиации (САЕР) на его 1-м совещании в 1986 г.

Первое издание документа Doc 9911 содержит материал, разработанный Комитетом САЕР при содействии заинтересованных сторон в авиационной отрасли, включая регламентирующие полномочные органы, службы организации воздушного движения, эксплуатантов аэропортов, изготовителей воздушных судов, ассоциации авиакомпаний и отдельные авиакомпании, а также Секретариат ИКАО. Указанный материал был одобрен Комитетом САЕР на его 7-м совещании в феврале 2007 г.

Настоящее руководство предназначено для оказания помощи государствам в расчете контуров шума вокруг аэропортов с использованием современных методов и самой последней имеющейся информации по шуму и летно-техническим характеристикам воздушных судов. В нем излагаются основные аспекты расчета контуров шума для воздушного движения в районе аэропорта, включая три различных способа, используемых в наиболее практичных шумовых моделях для расчета уровней звука при единичных пролетах самолетов.

Настоящее руководство является важным шагом вперед по сравнению с предыдущим циркуляром, поскольку оно связано с международной базой данных по шуму и летно-техническим характеристикам воздушных судов (ANP), которая доступна в режиме онлайн по адресу <http://www.aircraftnoisemodel.org>. Описанная в руководстве методология нацелена на полное использование указанного источника данных, который создавался в течение многих лет изготовителями воздушных судов в сотрудничестве с полномочными органами, отвечающими за сертификацию по шуму, и был полностью одобрен ИКАО.

Предполагается, что данное руководство будет постоянно обновляться; последующие его издания будут дорабатываться с учетом результатов работы Комитета САЕР и рекомендаций, получаемых от пользователей настоящего руководства. Поэтому пользователям предлагается излагать свои точки зрения, замечания и рекомендации по данному изданию и направлять их Генеральному секретарю ИКАО.

The Secretary General
International Civil Aviation Organization
999 University Street
Montréal, Québec
CANADA H3C 5H7

ПОЯСНЕНИЯ К ТЕРМИНАМ И ОБОЗНАЧЕНИЯМ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕРМИНОВ

Примечание. Следуя установленной практике в области моделирования авиационного шума, единицы измерения, применяемые в настоящем документе, необязательно соответствуют рекомендациям Приложения 5 ИКАО "Единицы измерения, подлежащие использованию в воздушных и наземных операциях".

Приводимые ниже термины, используемые в настоящем документе, имеют следующее значение:

Абсолютная высота (превышение). Высота над средним уровнем моря.

База данных ANP. Международная база данных по шуму и летно-техническим характеристикам воздушных судов www.aircraftnoisemodel.org.

Базовый уровень шумового события. Уровень шумового события, взятый из базы данных о зависимости шум-мощность-расстояние (NPD).

Боковое затухание. Избыточное затухание звука с расстоянием, относимое (непосредственно или косвенно) к наличию поверхности земли. Значительное при малых углах визирования (самолета над плоскостью земной поверхности).

Вес. Направленная вниз сила тяжести, действующая на самолет. Фактически вес пропорционален массе самолета. Следует иметь в виду, что, хотя термины "вес" и "масса" в строгом смысле слова являются различными категориями, в настоящем документе они взаимозаменяемы.

Взвешенный эквивалентный уровень звука ($L_{eq,w}$). Модифицированный вариант параметра L_{eq} , в котором к значениям уровня шума, производимого в различное время суток (обычно день, вечер и ночь), применяются различные весовые коэффициенты.

Воздействие звука. Единица измерения суммарной эмиссии звуковой энергии за определенный период времени.

Данные зависимости шум-мощность-расстояние (NPD). Уровни шумовых событий, указываемые в таблицах в виде функции от расстояния под самолетом, находящимся в установившемся горизонтальном полете в исходных атмосферных условиях, для каждого из целого ряда режимов мощности двигателей. Упомянутые данные учитывают эффекты затухания звука, обусловленного сферическим распространением волны (закон обратных квадратов) и атмосферным поглощением. Расстояние определяется по перпендикуляру до траектории полета и оси крыла самолета (т. е. по вертикали под самолетом, находящимся в горизонтальном полете без крена).

Данные по шуму и летно-техническим характеристикам самолетов. Данные, описывающие акустические и летно-технические характеристики различных типов самолетов, которые необходимы для процесса моделирования. Они включают данные о зависимости шум-мощность-расстояние (NPD) и информацию, позволяющую рассчитывать тягу/мощность двигателя в зависимости от полетной конфигурации. Указанные данные обычно предоставляются изготовителем самолета, хотя при отсутствии такой возможности их иногда получают из других источников. В случае отсутствия каких-либо данных

репрезентативные для соответствующего самолета показатели обычно получают путем адаптивирования данных по подходящему аналогичному самолету – это называется заменой.

Затухание звука. Уменьшение интенсивности звука с расстоянием вдоль пути его распространения. В отношении самолетного шума причины его затухания включают сферическое распространение волны, атмосферное поглощение и боковое затухание.

Звук. Энергия или акустическая энергия. Звуковое давление в квадрате (часто взвешенное по частоте), деленное на исходное звуковое давление 20 мкПа в квадрате (порог человеческого слуха). В алгебраическом выражении это значение равно $10^{L/10}$, где L – уровень звука в децибелах.

Значимость шума. Шум, генерируемый тем или иным участком траектории полета считается "существенным", если он оказывает заметное влияние на уровень звука шумового события.

Индекс шума. Единица измерения продолжительного или суммарного звука, которая соотносится с его воздействием на людей (т. е. считается прогнозирующим фактором такого воздействия). Могут учитываться другие факторы, в том числе уровень звука (особенно время суток). Примером является уровень звука днем-вечером-ночью (L_{DEN}).

Интегрированный уровень звука. Иначе называемый "уровнем единичного звукового воздействия".

Интенсивность звука. Сила звуковой эмиссии в определенной точке – связанная с акустической энергией (и выраженная измеренными уровнями звука).

Истинная воздушная скорость. Фактическая скорость самолета относительно воздуха (равна путевой скорости в условиях штиля).

Исходная продолжительность. Номинальный интервал времени, используемый для стандартизации измерений уровня звукового воздействия единичного шумового события; в случае параметра SEL он равен 1 с.

Исходная скорость. Путевая скорость самолета, на основе которой нормализуются данные уровня звукового воздействия (SEL) в рамках зависимости шум-мощность-расстояние (NPD).

Исходные условия суток. Набор атмосферных условий, на основе которых стандартизированы данные ANP.

Контур шума. Линия постоянного значения суммарного уровня или индекса самолетного шума вокруг аэропорта.

Конфигурация самолета. Положение предкрылков, закрылков и шасси.

Коэффициент звуковой энергии (F). Отношение звуковой энергии, полученной от того или иного участка, к звуковой энергии, получаемой от бесконечной траектории полета.

Линия пути. Вертикальная проекция траектории полета на плоскость земной поверхности.

Лицо, воспринимающее шум. Лицо, воспринимающее шум, исходящий от того или иного источника; преимущественно в какой-либо точке на земной поверхности или около земной поверхности.

Магистральная линия пути. Репрезентативная или номинальная линия пути, определяющая центр полосы путевых линий.

Максимальный уровень шума/звука. Максимальный уровень звука, достигаемый во время шумового события.

Масса. Количество вещества (в воздушном судне).

Международная стандартная атмосфера (МСА). Определяет изменение температуры, давления и плотности воздуха в зависимости от высоты над средним уровнем моря. Используется для нормализации результатов расчета конструкций самолетов и анализа данных испытаний, определенных ИКАО [справочный материал 11].

Методика выполнения полета. Последовательность этапов полета, которые выполняются летным экипажем самолета или системой управления полетом: выражается в виде изменений в полетной конфигурации в зависимости от расстояния вдоль линии пути.

"Мягкая" земная поверхность. Поверхность земли, которая акустически "мягкая" (как правило, заросшая травой) и окружает большинство аэродромов. Акустически твердые поверхности земли (т. е. с высокой отражательной способностью) включают бетон и воду. Излагаемая в данном документе методика расчета контуров шума применяется к условиям "мягкой" земной поверхности.

Наблюдатель. Лицо, воспринимающее шум.

Начало разбега (SOR). Точка на ВПП, от которой вылетающий самолет начинает свой взлет. Также называется точкой "освобождения тормозов".

Операция (полет) самолета. Прибытие, вылет или иное действие самолета, которое влияет на уровень воздействия шума вокруг аэродрома.

Освобождение тормозов. Начало разбега.

Относительная высота. Вертикальное расстояние между самолетом и плоскостью земной поверхности.

Параметр шума. Выражение, используемое для описания любого количества шума в точке наблюдения независимо от того, отражает ли оно единичное шумовое событие или суммарный шум за определенный период времени. Существуют два широко используемых показателя уровня шума единичного воздействия: максимальный уровень, достигаемый во время того или иного шумового события, или уровень звукового воздействия, являющийся единицей измерения суммарной звуковой энергии, определяемой путем интеграции во времени.

Плоскость земной поверхности (или номинальная плоскость земной поверхности). Проходящая через контрольную точку аэродрома горизонтальная плоскость земной поверхности, на которой обычно рассчитывают контуры.

Полетная конфигурация. Соответствует конфигурации самолета плюс полетные параметры.

Полетные параметры. Режим мощности, скорость, угол крена и масса самолета.

Последствия шума. Негативный эффект(ы) шума на воспринимающего его человека; важно иметь в виду, что при этом подразумевается, что параметры шума являются показателями последствий шума.

Приведенная располагаемая тяга. При заданном режиме мощности (например, EPR или N1) располагаемая тяга падает по мере уменьшения плотности воздуха и, следовательно, по мере набора высоты самолетом; приведенная располагаемая тяга представляет собой ее значение на уровне моря.

Протяженность участка/полета. Расстояние до первого пункта назначения вылетающего самолета; считается указателем массы самолета.

Профиль полета. Описание движения самолета в вертикальной плоскости над линией пути в виде данных о его местоположении, скорости, угле крена и режиме мощности двигателей (иногда также включает изменения в полетной конфигурации), определяемого рядом точек профиля.

Процедурные этапы. Порядок выполнения полета по тому или иному профилю – этапы включают изменения скорости и/или абсолютной высоты.

Путевая скорость. Скорость самолета относительно фиксированной точки на земле.

Располагаемая тяга. Движущая сила, создаваемая двигателем, установленным на планере самолета.

Режим мощности двигателя. Значение связанного с шумом параметра мощности, используемое для определения уровней эмиссии шума на основе базы данных "шум-мощность-расстояние" (NPD).

Связанный с шумом параметр мощности (мощность или режим мощности). Параметры, которые описывают или указывают движущую силу, производимую двигателем самолета, к которой можно логически соотнести излучение акустической энергии; обычно в качестве такого параметра берется приведенная располагаемая тяга.

Средний уровень моря (MSL). Стандартное значение абсолютной высоты земной поверхности, на котором основана MCA.

Суммарная или средняя величина в децибелах. Иногда в других документах называется "энергетической" или "логарифмической" величиной (в отличие от арифметической). Используется в тех случаях, когда необходимо суммировать или усреднить лежащие в основе параметра величины, связанные с энергией, например, сумма в децибелах.

Суммарный уровень звука/шума. Оценка в децибелах уровня шума, воспринимаемого в течение определенного периода времени в точке, находящейся вблизи аэропорта, от самолетов, выполняющих полет в нормальных эксплуатационных условиях и использующих нормальные траектории полета. Он рассчитывается путем суммирования уровней единичного воздействия звука/шума, воспринимаемого в указанной точке.

Точка профиля. Значение относительной высоты в конечной точке участка траектории полета – в вертикальной плоскости над линией пути.

Траектория полета. Полное описание движения самолета в пространстве (трехмерном) и времени, которое связано со скоростью самолета. Траектория полета самолета обычно соотносится с точкой отсчета, начинающейся в начале разбега при взлете или в точке посадочного порога.

Уровень единичного звукового воздействия. Уровень звука, который соответствовал бы тому или иному шумовому событию, если бы вся его звуковая энергия была равномерно сжата в стандартный интервал времени, известный как "исходная продолжительность".

Уровень звука. Единица измерения акустической энергии, выраженная в децибелах. Воспринимаемый звук измеряется с использованием или без использования "частотного взвешивания"; уровни, измеренные с использованием метода взвешивания, часто называются "уровнями шума".

Уровень звука/шума единичного воздействия. Выраженная в децибелах единица измерения конечного количества звука (или шума), воспринимаемого от производимого пролетающим самолетом уровня воздействия звука.

Уровень звукового воздействия (L_{AE} или SEL). Параметр, стандартизированный в ИСО 1996-1 [справочный материал 14] или ИСО 3891 [справочный материал 15] – скорректированный по шкале А уровень звукового воздействия единичного шумового события продолжительностью 1 с.

Уровень звукового давления, скорректированный по шкале "А" (L_A). Основная шкала уровня звука/шума, которая используется для измерения уровня шума в окружающей среде, в том числе производимого самолетами, и на которой основаны большинство параметров контура шума.

Уровень шума. Единица измерения звука в децибелах по шкале, которая отражает уровень его громкости или шумности. Для самолетного шума на местности обычно используются две шкалы: уровень звука, скорректированный по шкале А и уровень воспринимаемого звука. В этих шкалах применяются различные весовые коэффициенты для звука различной частоты – для имитации человеческого восприятия.

Участок траектории полета. Часть траектории полета самолета, представляемая для целей моделирования уровня шума в виде прямой линии ограниченной длины.

Шум. Шум определяется как нежелательный звук. Однако такие параметры, как скорректированный по шкале А уровень звука (L_A) и эффективный уровень воспринимаемого шума (EPNL) фактически преобразовывают уровни звука в уровни шума. Несмотря на вытекающую из этого недостаточную строгость термины "звук" и "шум" в настоящем документе иногда используются как взаимозаменяемые термины.

Эквивалентный (непрерывный) уровень звука (L_{eq}). Единица измерения продолжительного звука. Уровень гипотетического стабильного звука, который в течение определенного периода времени содержит в целом ту же энергию, что и фактический переменный звук.

AIP. Сборник аэронавигационной информации.

SEL. Уровень звукового воздействия.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

В нижеследующем перечне содержатся основные математические обозначения, используемые в уравнениях в основном тексте. Применяемые в документе математические символы имеют следующее значение:

d	Кратчайшее расстояние от точки наблюдения до участка траектории полета
d_p	Расстояние по перпендикуляру от точки наблюдения до траектории полета (наклонное расстояние или наклонная дальность)
d_λ	Расчетное расстояние
F_n	Фактическая располагаемая тяга на каждый двигатель
F_n/δ	Приведенная располагаемая тяга на каждый двигатель
h	Абсолютная высота самолета (над средним уровнем моря)
L	Уровень звука единичного воздействия (шкала не определена)
$L(t)$	Уровень звука в момент времени t (шкала не определена)
$L_A, L_A(t)$	Скорректированный по шкале А уровень звукового давления (в момент времени t) — измеряется по шкале уровней замедленного звука
L_{AE}	Уровень звукового воздействия (SEL) [справочные материалы 2, 3]
L_{Amax}	Максимальное значение $L_A(t)$ в течение шумового события
L_E	Уровень единичного звукового воздействия
$L_{E\infty}$	Уровень единичного звукового воздействия, определяемый из базы данных NPD
L_{EPN}	Эффективный уровень воспринимаемого шума

L_{eq}	Эквивалентный (непрерывный) уровень звука
L_{max}	Максимальное значение $L(t)$ в течение шумового события
$L_{max,seg}$	Максимальный уровень звука, генерируемого участком
ℓ	Расстояние по перпендикуляру от точки наблюдения до линии пути
lg	Логарифм по основанию 10
N	Количество участков или подучастков
NAT	Количество событий, в которых L_{max} превышает заданный порог
P	Параметр мощности в переменной $L(P,d)$ зависимости NPD
P_{seg}	Параметр мощности, относящийся к конкретному участку
q	Расстояние от начала участка до точки наибольшего сближения
R	Радиус разворота
S	Стандартное отклонение
s	Расстояние вдоль линии пути
s_{RWY}	Длина ВПП
t	Время
t_e	Эффективная продолжительность единичного звукового события
t_0	Исходное время для интегрированного уровня звука
V	Путевая скорость
V_{seg}	Эквивалентная путевая скорость на участке
V_{ref}	Исходная путевая скорость, по которой определяются данные NPD
x,y,z	Местные координаты
x',y',z'	Координаты самолета
$X_{ARP}, Y_{ARP}, Z_{ARP}$	Местоположение контрольной точки аэродрома в географических координатах
z	Относительная высота самолета над плоскостью поверхности земли/контрольной точкой аэродрома
α	Параметр, используемый для расчета поправки Δ_F для участка конечной длины
β	Угол визирования самолета относительно плоскости земной поверхности
ε	Угол крена самолета
γ	Угол набора высоты/снижения
φ	Угол склонения (параметр боковой направленности)
λ	Общая длина участка
ψ	Угол между направлением полета самолета и направлением к наблюдателю
ξ	Курс самолета, измеряемый по часовой стрелке от магнитного севера
$\Lambda(\beta, \ell)$	Боковое затухание шума на пути воздух-земля
$\Lambda(\beta)$	Боковое затухание шума на пути воздух-земля в дальней зоне
$\Gamma(\ell)$	Коэффициент бокового затухания, зависящий от расстояния
Δ	Изменение какой-либо величины или поправка (указано в тексте))
Δ_F	Поправка на конечную длину участка
Δ_I	Поправка на место установки двигателя
Δ_{rev}	Реверсивная тяга
Δ_{SOR}	Поправка на начало разбега
Δ_V	Поправка на продолжительность (скорость)

Нижние индексы

1, 2	Нижние индексы, обозначающие значения в начале и в конце интервала или участка
E	Воздействие, экспозиция
i	Индекс суммирования типов/категорий самолета
j	Индекс суммирования путевых линий/подлиний
k	Индекс суммирования участков
max	Максимальный
ref	Исходное значение

seg	Значение, характеризующее конкретный участок
SOR	Относящийся к началу разбега
TO	Взлет

Глава 1

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 ВВЕДЕНИЕ

1.1.1 Для указания площади охвата и степени воздействия самолетного шума вокруг аэропортов используются карты контуров шума, где указываются значения конкретного параметра или индекса шума. Контур представляет собой линию, по которой значение индекса является постоянным. Указанное значение индекса охватывает все отдельные шумовые воздействия, вызванные самолетами в течение определенного периода времени (обычно измеряемого днями или месяцами), по тому или иному конкретному параметру шума. Дополнительная информация по индексам шума, включая те, которые используются в различных странах, приводится в добавлении А.

1.1.2 Следует иметь в виду, что в настоящем документе слова "звук" и "шум" взаимозаменяемы. Хотя слово "шум" имеет субъективные дополнительные оттенки значения, оно обычно определяется акустикой как "нежелательный звук"; а в области контроля авиационного шума оно, как правило, означает просто звук – энергия, передаваемая по воздуху посредством акустической волны.

1.1.3 Шум в точках поверхности земли вблизи аэродромов от прибывающих и убывающих самолетов зависит от целого ряда факторов. Среди них основными являются типы самолетов и их силовые установки; применяемые на самих самолетах режимы работы двигателей, положения механизации и величины воздушной скорости; расстояния от конкретных точек до различных траекторий полета; а также местные топографические и метеорологические условия. В аэропорту обычно эксплуатируются различные типы самолетов, применяются разные методики выполнения полета при широком диапазоне значений эксплуатационной массы.

1.1.4 Настоящий документ предназначен главным образом для специалистов по моделированию самолетного шума, которые разрабатывают и обновляют компьютерные модели и их базы данных. В нем приводится полное описание конкретной системы моделирования контуров шума, которая, по мнению ИКАО, представляет собой наилучшую практику на данный момент. Документ содержит не какую-либо компьютерную программу, а уравнения и логическую схему, которые необходимо запрограммировать для построения физической "рабочей модели". Ожидается, что любая физическая модель, полностью соответствующая описанной методологии, позволит получить контуры воздействия авиационного шума вокруг гражданских аэропортов с разумной степенью точности. **Указанная методология применяется только для расчета долговременного среднего уровня воздействия шума; на нее нельзя полагаться для прогнозирования с какой-либо степенью точности абсолютного уровня шума при единичном пролете самолета, и ее не следует использовать для этой цели.**

1.1.5 В настоящем документе подробно излагается метод расчета (в одной точке наблюдения) уровней самолетного шума по отдельным шумовым событиям для каждого конкретного самолета или типа полета, которые впоследствии осредняются или суммируются для получения значений индекса шума в этой точке. Требуемую поверхность значений индекса получают путем повторения, по мере необходимости, расчетов для различных операций самолетов – при этом особое внимание уделяется обеспечению максимальной эффективности за счет исключения событий, которые не являются существенными по шуму (т. е. исключение участков, не оказывающих существенного влияния на общий уровень шума в рамках того или иного шумового события, значительно сокращает объем компьютерной обработки).

1.1.6 Настоящий документ заменяет циркуляр 205 ИКАО, изданный в 1988 г. В нем сохранены многие важные аспекты рекомендованного ранее метода; были усовершенствованы или заменены лишь те части, которые впоследствии оказались неадекватными или неуместными. Настоящий документ не является программирующим средством; в нем не содержатся подробные поэтапные инструкции для построения компьютерного кода. Такие детали оставляются на усмотрение специалиста по моделированию/программиста, который получает в этом случае возможность адаптировать указанную модель к конкретным потребностям. Два важных связанных с данной проблемой справочных документа включают доклад Aerospace Information Report No 1845 Международного общества инженеров самодвижущегося транспорта [справочный материал 1]¹ и документ 29 [справочные материалы 2, 3] Европейской конференции гражданской авиации. Специалисты авиационной отрасли, работающие в организациях, издающих эти документы, уже давно занимаются разработкой Стандартов и Рекомендуемой практики в области самолетного шума.

1.1.7 Важным шагом вперед по сравнению с предыдущим инструктивным материалом является международная база данных по шуму и летно-техническим характеристикам воздушных судов (ANP), доступная в режиме онлайн (www.aircraftnoisemodel.org), а рекомендуемая методология нацелена на максимальное использования всеобъемлющего источника данных, одобренного ИКАО. Она включает данные по шуму и летно-техническим характеристикам самолетов и таблицы кривой зависимости шум-мощность-расстояние (NPD) для гражданских типов самолетов, наиболее широко используемых в самых загруженных аэропортах мира.

1.1.8 В процессе эксплуатации аэропортов осуществляется деятельность, обуславливающая генерирование шума, которая не учитывается в приводимой здесь методике расчета "атмосферного шума". К этой деятельности относится, например, руление, опробование двигателей и использование вспомогательных силовых установок; создаваемый ими шум обычно проходит под категорией "наземный шум". На практике эти виды деятельности вряд ли способны реально повлиять на контуры шума за пределами аэропорта. Это не обязательно означает, что их воздействие незначительно; однако оценки уровня наземного шума обычно проводятся независимо от анализов атмосферного шума.

1.2 ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ

1.2.1 Предполагается, что пользователи знакомы с основными принципами моделирования шума. Важно отметить, что наличие одной из наилучших практических методологий моделирования является лишь одним из трех требований для надежного моделирования контуров шума. Другими требованиями являются наличие базы точных данных по шуму и летно-техническим характеристикам самолетов и детальное понимание и описание операций самолетов, являющихся источником шума. Настоящий документ охватывает все эти три элемента.

1.2.2 На рис. 1-1 показан процесс построения контуров шума. Контуры строятся для различных целей и в определенной степени регламентируют требования к источникам и предварительной обработке исходных данных. Контуры, отражающие воздействие шума за определенный период времени, могут быть получены на основе зарегистрированных фактических данных об операциях самолетов – о полетах, массах, измеренных с помощью РЛС параметров траекторий полетов и т. д. Контуры, используемые для целей будущего планирования, в силу необходимости основываются больше на прогнозах – воздушного движения и маршрутов полета, а также летно-технических и шумовых характеристик будущих самолетов.

1.2.3 Каждая отдельная операция самолета (прибытие или вылет) определяется с точки зрения геометрии его траектории полета и шума, производимого самолетом по мере следования этой траектории (полеты, которые по существу идентичны по шуму и траектории полета, включаются путем простого умножения). Эмиссия шума зависит от характеристик самолета – в основном от мощности, развиваемой его двигателями. Рекомендуемая методология предусматривает разделение траектории полета на участки. В главе 2 приводится общее описание элементов этой методологии. В ней объясняются принципы разделения на участки, на которых

1. Все справочные материалы указаны в конце настоящего документа.

оно основано, а также тот факт, что наблюдаемый уровень шума в том или ином шумовом событии представляет собой совокупность воздействия шума от всех существенных по шуму участков траектории полета, расчеты по которым могут быть произведены независимо от других участков. В главе 2 также приводится общее описание требований к исходным данным для построения контуров шума.



Рис. 1-1. Процесс построения контуров шума

1.2.4 В главе 3 приводится описание расчетов участков траектории полетов на основе предварительно обработанных исходных данных. Это предусматривает применение анализа летно-технических характеристик самолета (уравнения для них подробно изложены в добавлении С) с использованием данных из базы данных ANP. Траектории полета подвержены значительным изменениям – самолеты, следующие по какому-либо маршруту, отклоняются в пределах той или иной полосы в силу воздействия различных атмосферных условий, массы самолета и методики пилотирования, ограничений УВД и т. д. Этот фактор принимается во внимание путем статистического описания каждой траектории полета – как центральной или "магистральной" траектории, которая связана с целым рядом разбросанных траекторий. Это также объясняется в главе 3 со ссылкой на дополнительную информацию, содержащуюся в добавлении D.

1.2.5 В главе 4 приводится описание этапов, которые следует выполнить при расчете уровня шума единичного события – шума, воспринимаемого в той или иной точке на земной поверхности при одном пролете самолета. Данные, содержащиеся в международной базе данных ANP, соответствуют конкретным исходным условиям. В добавлении E рассматриваются вопросы перерасчета данных NPD для условий, отличных от исходных. В добавлении F приводятся пояснения, касающиеся акустического дипольного источника, используемого в модели для определения уровня звука, излучаемого на участках траектории полета конечной длины. Добавление G содержит дополнительные инструктивные указания для случая, когда в качестве параметра уровня звука какого-либо шумового события используется значение L_{max} , а не L_E .

1.2.6 Помимо информации о соответствующих траекториях полета для применения моделей, описанных в главах 3 и 4, требуются также надлежащие данные по шуму и летно-техническим характеристикам соответствующих самолетов. Источник такой информации – веб-сайт одобренной ИКАО международной базы данных ANP, а также порядок получения из нее данных приводятся в добавлении H.

1.2.7 Основным видом расчета шума в рамках данной методологии является определение уровня звука в отдельной точке наблюдения при единичном пролете самолета. Указанный процесс следует повторять для всех пролетов самолета в каждой из заданного множества точек, охватывающих предполагаемую протяженность требуемых контуров шума. В каждой точке уровни шума единичного воздействия суммируются или осредняются для получения "суммарного уровня" или значения индекса шума. Данная часть процесса описывается в главе 5.

1.2.8 В главе 6 обобщаются различные варианты и требования в отношении совмещения контуров шума с множеством значений индекса шума. В ней содержатся инструктивные указания по построению контуров и последующей обработке данных.

Глава 2

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О МЕТОДЕ И ЕГО ПРИМЕНИМОСТЬ

2.1 ВВЕДЕНИЕ

2.1.1 В настоящем документе приводится описание основных аспектов расчета контуров шума для воздушного движения в аэропорту. Он предназначен главным образом для использования применительно к гражданским коммерческим аэропортам, в которых эксплуатируются в основном реактивные или тяжелые винтовые самолеты. При наличии соответствующих данных по шуму и летно-техническим характеристикам легких винтовых самолетов эти типы воздушных судов могут быть также включены в оценку. Однако для оценки воздействия шума вертолетов настоящий документ неприменим, так как схемы полетов таких воздушных судов зачастую резко отличаются от рассматриваемых здесь схем; кроме того, характеристики направленности излучаемого вертолетами шума отличаются от тех, которые присущи другим типам воздушных судов.

2.1.2 В настоящем документе приводится описание трех различных методов, которые применяются в наиболее практичных шумовых моделях расчета уровней звука при единичном пролете самолета. В порядке возрастания сложности этими методами являются метод, основанный на использовании точки наибольшего сближения (СПА), метод сегментации и метод моделирования. В каждом из них имеются свои сильные и слабые стороны, однако в конечном итоге наилучшей практикой на сегодняшний день принято считать применение моделей сегментации (известных также как "интегрированные" модели). В будущем ситуация может в какой-то момент измениться: у методов "моделирования" более широкие потенциальные возможности, и лишь отсутствие необходимых для них всеобъемлющих данных и потребность в более значительном объеме расчетов ограничивают в настоящее время их использование рамками специальных областей (например, научные исследования).

2.1.3 Моделирование с помощью сегментации опирается на всеобъемлющую базу данных по шуму и летно-техническим характеристикам воздушных судов, которая создавалась в течение многих лет изготовителями воздушных судов в сотрудничестве с полномочными органами, ответственными за сертификацию по шуму. В настоящее время указанная международная база данных по шуму и летно-техническим характеристикам воздушных судов (ANP) доступна через Интернет по адресу: <http://www.aircraftnoisemodel.org>; веб-сайт ANP является главным источником данных для методологии, рекомендуемой в настоящем документе.

2.1.4 Система моделирования контуров состоит из математической модели, в которой используется указанная рекомендуемая методология вместе с базой данных ANP. Эта система применяется к конкретному аэропортовому сценарию с использованием данных по аэропорту, задаваемых пользователем, и данных о воздушном движении, уточняющих типы самолетов, число полетов, маршруты и методику выполнения полетов.

2.1.5 В настоящей главе приводится краткое описание основных элементов процесса построения контуров шума, которые более подробно рассматриваются в последующих главах и добавлениях.

2.2 КОНЦЕПЦИЯ СЕГМЕНТАЦИИ

2.2.1 В указанной базе данных по каждому конкретному самолету содержится базовая информация о кривых зависимости шум-мощность-расстояние (NPD). Они определяют для установившегося прямолинейного

полета при исходной скорости в заданных исходных атмосферных условиях и при конкретной конфигурации полета уровни звука единичного воздействия (как максимальные, так и интегрированные во времени), воспринимаемого непосредственно под самолетом¹ в зависимости от расстояния. Для целей моделирования шума тяга представляется в виде связанного с шумом параметра мощности, как правило таким параметром является приведенная располагаемая тяга. Определяемые через базу данных базовые уровни звука единичного воздействия корректируются с учетом разницы между фактическими (т. е. моделируемыми) и исходными атмосферными условиями, скоростью самолета (в случае оценки уровней звукового воздействия) и (для точек восприятия звука, которые не расположены непосредственно под самолетом) разницы между уровнями звука, излучаемого вниз и в боковом направлении. Указанное последнее различие обусловлено боковой направленностью (эффекты места установки двигателя) и боковым затуханием. Важно отметить, что корректируемые таким образом уровни звука единичного воздействия также применимы к суммарному уровню шума, производимого самолетом в условиях установившегося горизонтального полета.

2.2.2 Сегментация представляет собой процесс, с помощью которого модель построения контуров шума адаптирует данные NPD, соответствующие бесконечной траектории, и данные боковой корректировки в целях вычисления уровня воспринимаемого наблюдателем шума, генерируемого при неравномерной траектории полета, т. е. траектории, вдоль которой полетная конфигурация изменяется. Для целей расчета уровня звука при единичном пролете самолета траектория полета представляется в виде ряда смежных прямолинейных участков, каждый из которых может рассматриваться как конечная часть бесконечной траектории, для которой известны значения NPD и боковые корректировки. За максимальный уровень данного шумового события просто берется наибольшее значение из соответствующих величин по отдельным участкам. Интегрированный во времени уровень звука всего шумового события вычисляется путем суммирования значений уровня шума, исходящего от достаточного количества участков, т. е. от тех, которые вносят существенный вклад в суммарный уровень звука данного шумового события.

2.2.3 Метод оценки доли шума, производимого на одном конечном участке, в интегрированном уровне звука того или иного шумового события является чисто эмпирическим. Коэффициент звуковой энергии F (уровень генерируемого на участке шума, выраженный в виде пропорциональной части суммарного уровня звука бесконечной траектории) выражается относительно простой формулой, которая учитывает продольную направленность шума самолета и "вид" на этот участок из точки наблюдения. Одна из причин, объясняющая, почему простой эмпирический метод обычно является достаточным, заключается в том, что, как правило, большая часть шума исходит от ближайшего, обычно смежного участка, для которого точка наибольшего сближения (СПА) с местом наблюдения находится внутри этого участка (а не в одном из его концов). Это означает, что данные оценки уровня шума, излучаемого на несмежных участках, можно все больше аппроксимировать по мере их удаления от наблюдателя без существенного ущерба для точности.

2.3 ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА: ЛИНИИ ПУТИ И ПРОФИЛИ

2.3.1 В контексте моделирования маршрут полета (или траектория) представляет собой полное описание движения самолета в пространстве и времени². Вместе с тягой (или иным параметром мощности, связанным с шумом) это составляет ту информацию, которая необходима для расчета генерируемого шума. Путевая линия представляет собой вертикальную проекцию траектории полета на горизонтальную земную поверхность. В сочетании с вертикальным профилем полета она используется для построения трехмерной траектории полета. Моделирование с использованием метода сегментации предусматривает, чтобы траектория каждого отдельного полета самолета представлялась в виде ряда смежных прямолинейных участков. Метод разбивки на участки определяется необходимостью достижения баланса между точностью и эффективностью – необходимо

1. Фактически под самолетом перпендикулярно к оси крыла и направлению полета; при полете без разворота (т. е. без крена) берутся уровни звука, воспринимаемого вертикально под самолетом.
2. Время учитывается через значение скорости самолета.

достаточно точно аппроксимировать реальную кривую траекторию полета и при этом минимизировать объем вычислений и потребность в данных. Для каждого участка необходимо определить геометрические координаты его конечных точек и соответствующие параметры скорости и мощности двигателей самолета (от которых зависит генерируемый звук). Траектории полета и мощность двигателей можно определять различными способами, наиболее распространенные из которых предусматривают синтез ряда процедурных этапов и анализ измеренных данных профиля полета.

2.3.2 Синтез траектории полета предполагает знание данных (или исходные предположения) о путевых линиях и их боковых разбросах, массе самолета, скорости, режимах тяги и положения механизации, превышении аэропорта, атмосферном давлении, ветре и температуре воздуха. Уравнения для вычисления профиля полета на основе требуемых значений тяги и аэродинамических параметров приводятся в добавлении С. В каждом уравнении содержатся коэффициенты (и/или константы), основанные на эмпирических данных по каждому конкретному типу самолета. Содержащиеся в добавлении С уравнения "аэродинамика-характеристики" позволяют учитывать любые разумные комбинации эксплуатационной массы и методики выполнения полетов, включая производство полетов при различной взлетной массе.

2.3.3 Анализ измеренных данных, например, полученных от самописца полетных данных, РЛС или иной аппаратуры слежения за самолетами, предусматривает "обратную технологию", по сути противоположную процессу синтеза, описанному в п. 2.3.2. Вместо оценки состояния самолета и силовых установок в концах участков полета путем интегрирования эффектов тяги и аэродинамических сил, воздействующих на планер, величина этих сил оценивается по изменениям высоты и скорости планера. Порядок обработки информации о траектории полета приводится в п. 3.5.

2.3.4 В конечном варианте модели оценки шума каждый отдельный полет теоретически мог бы быть представлен независимо; это гарантировало бы точный учет пространственного разброса траекторий полета, который может быть значительным. Однако в целях обеспечения разумных временных рамок для подготовки и расчета данных нормальная практика предполагает представление полос траекторий полета в виде небольшого числа смещенных в боковом направлении "подлиний пути". (Вертикальный разброс обычно удовлетворительно представлен путем учета воздействия различной массы самолета на вертикальные профили.)

2.4 БАЗА ДАННЫХ ПО ШУМУ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

2.4.1 Для поддержки указанной методологии рекомендуется использовать данные доступной в режиме онлайн международной базы данных по шуму и летно-техническим характеристикам (ANP) (www.aircraftnoisemodel.org), полное описание которой приводится в добавлении Н.

2.4.2 База данных ANP содержит коэффициенты характеристик самолетов и двигателей, а также информацию по зависимости шум-мощность-расстояние для значительной части типов гражданских самолетов, эксплуатируемых во всем мире. Данные по дополнительным типам самолетов (старых и новых) будут добавляться после их поступления и проверки менеджерами базы данных.

2.4.3 Все новые вводные данные представляются или подтверждаются изготовителями самолетов и составляются в соответствии со спецификациями Международного общества SAE [справочный материал 1], одобренными ИКАО. Для самолетов, включенных в обе спецификации, данные идентичны тем, которые содержатся в базе данных интегрированной шумовой модели (INM) Соединенных Штатов Америки [справочный материал 4]. Для типов или модификаций самолетов, которые в настоящее время еще не включены в перечень, в базе данных ANP содержатся руководящие указания о том, как их можно представить наилучшим образом с помощью данных для других включенных в перечень аналогичных самолетов.

2.4.4 База данных ANP содержит заданные по умолчанию "процедурные этапы", позволяющие строить профили полета по крайней мере для одного общего приема снижения шума при вылете. Более поздние

вводные данные, включенные в базу данных, охватывают два различных приема снижения шума при вылете. Однако следует отметить, что в них указано предостережение:

"Пользователям следует проверить применимость содержащихся в базе данных ANP и заданных по умолчанию "процедурных этапов" к рассматриваемому аэропорту. Эти данные носят общий характер и в некоторых случаях могут не отражать реальных методик выполнения полетов в вашем аэропорту."

2.4.5 Хотя изготовители воздушных судов и менеджеры базы данных стремятся обеспечить составление данных в строгом соответствии со стандартными спецификациями, окончательная проверка правильности данных ANP всецело лежит на пользователе. Несоответствия или недостатки вероятнее всего могут быть обнаружены пользователями, которые сравнивают вырабатываемые моделью прогнозы с измеренными данными. Свидетельства несоответствия передаются обратно поставщикам данных через менеджеров базы данных. Затем поставщики данных определяют, какие действия необходимо предпринять; только они могут изменить или одобрить ввод той или иной информации в базу данных. В этой связи надо признать, что сбор надежных измеренных данных представляет собой очень трудную задачу, так как поставщикам данных необходимо продемонстрировать, что их данные удовлетворяют приемлемым критериям качества.

2.4.6 Доступ к базе данных регулируется условиями, призванными предотвратить злоупотребления. Менеджерами базы данных предусмотрена защита в виде регистрации пользователей и паролей.

2.5 АЭРОПОРТОВЫЕ ОПЕРАЦИИ И ПРОИЗВОДСТВО ПОЛЕТОВ САМОЛЕТОВ

2.5.1 В следующих пунктах приводится описание конкретных данных, требуемых для конкретного аэропортового сценария.

2.5.2 Общие данные по аэропорту, в том числе:

- a) контрольная точка аэродрома для определения местонахождения аэродрома в соответствующих географических координатах. Указанная контрольная точка принимается за исходную точку местной прямоугольной системы координат, используемой в методике расчета;
- b) исходная абсолютная высота аэродрома (превышение контрольной точки аэродрома). Это значение абсолютной высоты номинальной плоскости земной поверхности, на которой (в отсутствие топографических корректив) определяются контуры шума;
- c) средние значения метеорологических параметров в контрольной точке аэродрома или вблизи нее (температура, относительная влажность, средние значения скорости и направления ветра).

2.5.3 Данные ВПП по каждой ВПП, в том числе:

- a) обозначение ВПП;
- b) контрольная точка ВПП (центр ВПП, выраженный в местных координатах);
- c) длина, направление и средний уклон ВПП;
- d) местоположение начала разбега и посадочного порога³.

2.5.4 Данные о линиях пути состоят из серии координат линий пути и описании их разброса.

3. Смещенные пороги могут быть учтены путем определения дополнительных ВПП.

2.5.5 Линии пути самолетов указываются серией координат в (горизонтальной) исходной плоскости. Источник данных о путевых линиях зависит от наличия соответствующих радиолокационных данных. Если таковые имеются, то с помощью статистического анализа этих данных можно определить надежную магистральную линию пути и подходящие связанные с ней (разбросанные) подлинии. В противном случае, магистральные путевые линии обычно строятся на основе соответствующей процедурной информации например, с использованием схем стандартного маршрута вылета по приборам, указанных в сборниках AIP. Данное традиционное описание включает следующую информацию:

- a) обозначение ВПП, с которой начинается линия пути;
- b) описание исходной точки путевой линии (начало разбега, посадочный порог);
- c) длина участков (при разворотах, для радиуса и при изменении направления).

2.5.6 Данная информация представляет собой минимум, необходимый для определения базовой (магистральной) путевой линии. Важно отметить, что средние уровни шума, рассчитываемые исходя из предположения о том, что самолеты точно следуют по номинальным маршрутам, могут быть подвержены локальным погрешностям в несколько децибел. Таким образом, боковой разброс линий пути может быть представлен следующей информацией:

- a) ширина полосы разброса (или иная статистика по разбросу) в конце каждого участка;
- b) количество путевых подлиний;
- c) распределение траекторий полетов перпендикулярно магистральной путевой линии.

2.5.7 Данные о воздушном движении, в том числе:

- a) период времени, охватываемый указанными данными;
- b) число полетов (прибытий или вылетов) каждого типа самолета, приходящихся на каждую линию пути, с разбивкой в соответствующих случаях по времени суток (с использованием заданных дескрипторов шума⁴), для вылетов, различных значений эксплуатационной массы или протяженности полета и, в случае необходимости, различных методик выполнения полетов.

2.5.8 Топографические данные, удовлетворяющие следующим критериям:

- a) местность вокруг большинства аэропортов относительно плоская. Однако имеются случаи, когда может возникнуть необходимость учета различий в высоте тех или иных участков местности относительно исходной высоты аэропорта над уровнем моря. Эффект возвышенностей может оказаться особенно важным вблизи траекторий подхода, где самолет выполняет полет на относительно малых высотах;
- b) данные о возвышенностях обычно указываются в виде набора координат (x,y,z) по прямоугольной координатной сетке с определенным размером ячеек; однако параметры координатной сетки возвышенностей будут, скорее всего, отличаться от параметров координатной сетки, используемой для вычисления уровней шума. В этом случае для

4. Большинство дескрипторов шума предусматривают, что события (т. е. пролеты самолетов) определяются в виде средних ежедневных значений в течение указанных периодов суток (например, вечернее и ночное время) — см. главу 5.

определения соответствующих координат Z при расчете уровней шума можно использовать линейную интерполяцию;

- с) всесторонний анализ воздействия неровной местности на распространение звука не входит в задачу настоящего руководства. Умеренную неровность можно учесть путем принятия за основу "псевдоровную" поверхность земли, т.е. просто подняв или опустив уровень горизонтальной плоскости поверхности земли по отношению к местной возвышенности (относительно исходной плоскости земной поверхности) для каждой точки измерения шума (см. п. 3.4.4).

2.6 МЕЖДУНАРОДНАЯ БАЗА ДАННЫХ ПО ШУМУ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ (ANP) ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

2.6.1 Данные ANP приводятся к стандартным исходным условиям, которые широко используются при исследовании аэропортового шума (см. добавления E и H). В отношении зависимости шум-мощность-расстояние (NPD) для того или иного самолета, а также аэродинамических данных и параметров двигателей самолета применяются конкретные исходные условия.

2.6.2 Исходные условия для данных NPD включают следующее:

- a) атмосферное давление: 101,325 кПа (1013,25 мб);
- b) атмосферное поглощение: коэффициенты затухания, перечисленные в таблице E-1 добавления E;
- c) осадки: отсутствуют;
- d) скорость ветра: менее 8 м/с (15 уз);
- e) путевая скорость: 160 уз;
- f) местный ландшафт: плоская, мягкая поверхность земли без крупных строений или иных отражающих объектов в пределах нескольких километров от путевых линий самолета.

2.6.3 Кроме того, стандартные замеры уровня шума самолета производятся на высоте 1,2 м над поверхностью земли. Однако для целей моделирования можно исходить из того, что уровни звука шумовых событий относительно не зависят от высоты⁵ измерения шума.

2.6.4 Сравнение расчетных и измеренных уровней аэропортового шума указывает на то, что данные NPD могут считаться применимыми, когда средние условия вблизи поверхности находятся в пределах следующего диапазона:

5. Иногда требуются расчетные данные для высоты 4 м или выше. Сравнение данных измерений на высоте 1,2 м и 10 м и теоретические расчеты наземных эффектов показывают, что различия в уровне воздействия звука, скорректированного по шкале A, относительно не зависят от высоты измерения. В целом эти различия составляют менее 1 дБ, за исключением случаев, когда максимальный угол падения звука составляет менее 10° и когда максимальное значение спектра звука, скорректированного по шкале A, в точке наблюдения находится в пределах 200-500 Гц. Подобные спектры с преобладанием низкой частоты могут возникать, например, на большом удалении в случае двигателей с низким коэффициентом двухконтурности и винтовых двигателей с дискретной низкочастотной тональностью.

- a) температура воздуха составляет менее 30 °С;
- b) произведение температуры воздуха (°С) и относительной влажности (в процентах) превышает 500;
- c) скорость ветра менее 8 м/с (15 уз).

2.6.5 Считается, что указанный диапазон охватывает условия, характерные для большинства крупных аэропортов мира. В добавлении Е излагается метод приведения данных NPD к средним местным условиям, которые выходят за пределы данного диапазона. В экстремальных условиях предлагается провести консультации с соответствующими изготовителями самолетов.

2.6.6 Исходные условия для аэродинамических данных и данных двигателей самолетов включают следующее:

- a) превышение ВПП: средний уровень моря;
- b) температура воздуха: 15 °С;
- c) полный взлетный вес: определяемый в базе данных ANP как функция от протяженности полета (см. п. 3.7 добавления H);
- d) полный посадочный вес: 90 % от максимального полного посадочного веса;
- e) двигатели, обеспечивающие тягу: все.

2.6.7 Хотя содержащиеся в базе данных аэродинамические данные и данные о двигателях основаны на этих условиях, они могут быть представлены в виде таблицы для значений превышения ВПП, отличных от исходных, и средних значений температуры воздуха (см. добавление С).

2.6.8 В базе данных ANP содержится таблица, содержащая данные по вышеуказанному полному взлетному и посадочному весу. Хотя при расчете суммарных уровней шума нет необходимости в корректировке самих аэродинамических данных для других значений полного веса вычисление профилей взлета и набора высоты должно основываться на соответствующих значениях эксплуатационного полного взлетного веса (см. добавление С).

Глава 3

ОПИСАНИЕ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА

3.1 ВВЕДЕНИЕ

3.1.1 Каждый отдельный пролет самолета в модели оценки шума описывается с помощью трехмерной траектории полета, а также изменяющейся мощности двигателей и скорости вдоль траектории. Как правило, один смоделированный пролет представляет собой поднабор данных всего движения в аэропорту, например, ряд (предполагаемых) идентичных пролетов одного и того же типа самолета с одинаковой массой и одной и той же методикой выполнения полета по единой линии пути. Эта путевая линия сама может быть одной из нескольких разбросанных "подлиний", используемых для моделирования полосы путевых линий самолетов, следующих по одному заданному маршруту. Все указанные полосы путевых линий, вертикальные профили и параметры полета самолетов определяются из исходных данных того или иного сценария в сочетании с информацией о самолетах, взятой из базы данных ANP.

3.1.2 Данные кривой зависимости шум-мощность-расстояние (NPD) (содержащиеся в базе данных ANP) определяют уровень шума, производимого самолетами, следующими по идеализированным горизонтальным траекториям полета бесконечной длины с постоянным режимом скорости и мощности. Чтобы адаптировать эти данные к траекториям полетов в районе аэропорта, для которых характерны частые изменения мощности и скорости, каждая траектория разбивается на конечные прямолинейные участки. Генерируемые на каждом из этих участков уровни шума затем суммируются для получения соответствующего параметра в точке наблюдения.

3.2 ЗАВИСИМОСТЬ МЕЖДУ ТРАЕКТОРИЕЙ ПОЛЕТА И ПОЛЕТНОЙ КОНФИГУРАЦИЕЙ

3.2.1 Трехмерная траектория полета самолета определяет геометрические аспекты излучения шума и его распространения от самолета до наблюдателя. При конкретной массе самолета и в конкретных атмосферных условиях для выдерживания маршрутов, высот и скоростей, предписываемых органами управления воздушным движением (УВД)¹, управление траекторией полета осуществляется исключительно с помощью определенной последовательности режимов мощности, изменений положения закрылков и угла тангажа. Указанные действия разделяют траекторию полета на четкие этапы, которые образуют естественные участки. В горизонтальной плоскости они включают прямолинейные участки маршрута, определяемые как расстояние до следующего разворота, и развороты, определяемые радиусом и изменением курса. В вертикальной плоскости границы участков определяются временем и/или расстоянием, необходимым для достижения требуемых изменений в поступательной скорости и/или высоты при заданных параметрах мощности и положения закрылков. Соответствующие вертикальные координаты часто называют точками профиля.

3.2.2 Для целей моделирования шума информацию о траектории полета получают либо путем синтеза ряда процедурных этапов (т. е. тех, которым следует пилот при выполнении полета) либо путем анализа

1. Указанные параметры соответствуют стандартным эксплуатационным правилам эксплуатанта воздушных судов.

радиолокационных данных, т. е. данных физических измерений фактических траекторий полета. Какой бы метод не использовался, как горизонтальные, так и вертикальные профили траектории полета представляются в виде сегментированных форм. Горизонтальная форма представляет собой линию пути, определяемую маршрутом входа и выхода. Ее вертикальная форма, задаваемая точками профиля, и соответствующие полетные параметры скорости, угла крена и режима мощности в совокупности определяют профиль полета, который зависит от методики выполнения полета, обычно предписываемой изготовителем самолета и/или эксплуатантом. Траектория полета строится путем слияния двухмерного профиля полета с двухмерной линией пути, в результате чего получается последовательность трехмерных участков траектории полета.

3.2.3 Важно отметить, что для того или иного заданного ряда процедурных этапов профиль зависит от линии пути, например, при одних и тех же значениях тяги и скорости скороподъемность самолета ниже на разворотах, в сравнении с полетом по прямой. Хотя содержащиеся здесь руководящие указания объясняют, каким образом можно учитывать такую зависимость, необходимо признать, что этот процесс обычно связан с очень большим объемом вычислений, и пользователи предпочитают исходить из того, что для целей моделирования шума профиль полета и линия пути могут рассматриваться как независимые параметры, т. е. никакие развороты не влияют на профиль набора высоты. Однако при этом важно определить изменения угла крена, что влияет на направленность излучения звука.

3.2.4 Уровень шума, воспринимаемого от того или иного участка траектории полета, зависит от геометрических параметров участка относительно наблюдателя и полетной конфигурации самолета. Важно иметь в виду, что эти параметры взаимосвязаны – изменение одного из них влечет изменение другого. Необходимо обеспечить, чтобы во всех точках траектории конфигурация самолета соответствовала его движению вдоль этой траектории.

3.2.5 В процессе синтеза траектории полета, т. е. построения траектории полета на основе ряда "процедурных этапов", которые определяют выбор пилотом режима мощности двигателей, угла наклона закрылков и величины ускорения/вертикальной скорости, следует вычислять именно параметры движения. При анализе траектории полета ситуация прямо противоположная: режим мощности двигателей оценивается, исходя из наблюдаемого движения самолета – на основе радиолокационных данных или иногда, в рамках специальных исследований, на основе данных бортового самописца (хотя в последнем случае значение мощности двигателей обычно является составной частью этих данных). В любом случае при расчете уровней шума необходимо использовать значения координат и полетных параметров во всех конечных точках участков.

3.2.6 Этапы полетов, которым следуют прибывающие и убывающие самолеты, разъясняются в главе 4 тома 1. В добавлении С приводятся уравнения, которые связывают силы, действующие на самолет, с его движением, и объясняются методы их решения для определения характеристик участков, из которых состоят траектории полетов. Указанные различные виды участков (и разделов в добавлении С, охватывающих их) включают разбег перед взлетом (раздел 6), набор высоты при постоянной скорости (раздел 7), режим пониженной мощности (раздел 8), набор высоты с ускорением и уборка закрылков (раздел 9), набор высоты с ускорением после уборки закрылков (раздел 10), снижение и торможение (раздел 11) и заход на посадку (раздел 12).

3.2.7 Практическое моделирование предусматривает различные степени упрощения в зависимости от характера применения, значимости результатов и располагаемых ресурсов. Общим исходным предположением при упрощении (даже в наиболее сложных видах применения) является посылка о том, что разброс траекторий полета, профили полета и полетные конфигурации на всех подлиниях пути идентичны тем, которые характерны для магистральной путевой линии. Рекомендуется использовать минимальное число подлиний пути равное 6 (см. п. 3.5.2), что существенно уменьшит объем вычислений.

3.3 ИСТОЧНИКИ ДАННЫХ О ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА

3.3.1 Радиолокационные данные

3.3.1.1 Радиолокационные данные представляют собой наиболее легко доступный источник информации о фактических траекториях полета самолетов в аэропортах². Обычно радиолокационные данные можно получить от систем мониторинга аэропортового шума и траекторий полетов, и они все в большей степени используются для целей моделирования. Однако анализ радиолокационных данных является сложной задачей, методы решения которой все еще находятся в стадии разработки [справочный материал 5]. Таким образом, могут быть предложены лишь общие руководящие указания, а определение подхода оставляется на усмотрение специалиста по моделированию.

3.3.1.2 Вторичный обзорный радиолокатор отображает траекторию полета самолета в виде последовательности координат местоположения с интервалами, равными периоду вращения сканнера РЛС, обычно около 4 с. Местоположение самолета над землей определяется в полярных координатах – дальность и азимут – на основе отраженного радиолокационного сигнала; его относительная высота³ измеряется с помощью бортового высотомера и передается в компьютер УВД с помощью приемопередатчика, приводимого в действие радиолокатором. Однако погрешности в определении местоположения, обусловленные радиопомехами и ограниченной разрешающей способностью данных, могут быть существенными⁴. Таким образом, если требуются данные о траектории пролета конкретного самолета, необходимо осреднить данные, используя соответствующие приемы обработки кривых [см. например, справочные материалы 6, 7]. Однако для целей моделирования шума обычным требованием является статистическое описание полосы путевых линий, например, для всех пролетов по тому или иному маршруту или только для тех, которые выполнялись конкретным типом самолета. В этих случаях погрешности измерений, связанные с соответствующей статистикой, становятся ничтожными благодаря процессам усреднения.

3.3.2 Процедурные этапы

3.3.2.1 Во многих случаях моделирование траектории полета на основе радиолокационных данных не представляется возможным – поскольку отсутствуют необходимые ресурсы или потому что данный сценарий является будущим вариантом, для которого еще не существует соответствующих радиолокационных данных.

3.3.2.2 В условиях отсутствия радиолокационных данных или когда их использование неуместно, необходимо оценивать параметры траектории полетов на основе инструктивного материала по производству полетов (например, указаний, получаемых летными экипажами через сборники AIP и документы по летной эксплуатации самолетов), – называемого здесь процедурными этапами. При необходимости за консультациями по толкованию этого материала следует обращаться к полномочным органам УВД и эксплуатантам самолетов.

3.4 СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

3.4.1 Местная система координат

Местная система координат (x,y,z) представляет собой прямоугольную систему координат, и ее исходной точкой $(0,0,0)$ является контрольная точка аэродрома $(X_{ARP}, Y_{ARP}, Z_{ARP})$, где Z_{ARP} представляет собой

-
2. Бортовые самописцы полетных данных обеспечивают полные эксплуатационные данные. Однако доступ к ним затруднен, и их предоставление связано с большими расходами; таким образом, их использование для целей моделирования обычно ограничено рамками специальных проектов и исследований, связанных с разработкой моделей.
 3. Обычно измеряемая как высота над MSL (т.е. относительно 1013,25 мб) и скорректированная с учетом превышения аэропорта с помощью аэропортовой системы мониторинга.
 4. Эти вопросы не имеют отношения к предполагаемым целям управления воздушным движением.

исходное превышение аэропорта, а $z = 0$ определяет номинальную плоскость поверхности земли, на которой обычно рассчитываются контуры. Курс самолета ξ в плоскости xu измеряется по часовой стрелке от магнитного севера (см. рис. 3-1). Все точки наблюдения, базовая координатная сетка расчета и точки контура шума выражаются в местных координатах⁵.

3.4.2 Фиксированная система координат для линий пути

3.4.2.1 Данная координата является специфической для каждой линии пути и представляет собой расстояние, измеренное вдоль путевой линии в направлении полета. Для путевых линий вылета значение s измеряется от начала разбега, а для путевых линий захода на посадку значение s измеряется от точки приземления. Таким образом, значение s становится отрицательным в зонах:

- после точки начала разбега при вылетах;
- перед пересечением посадочного порога ВПП при заходах на посадку.

3.4.2.2 Такие полетные эксплуатационные параметры, как относительная высота, скорость и режим мощности выражаются как функция от s .

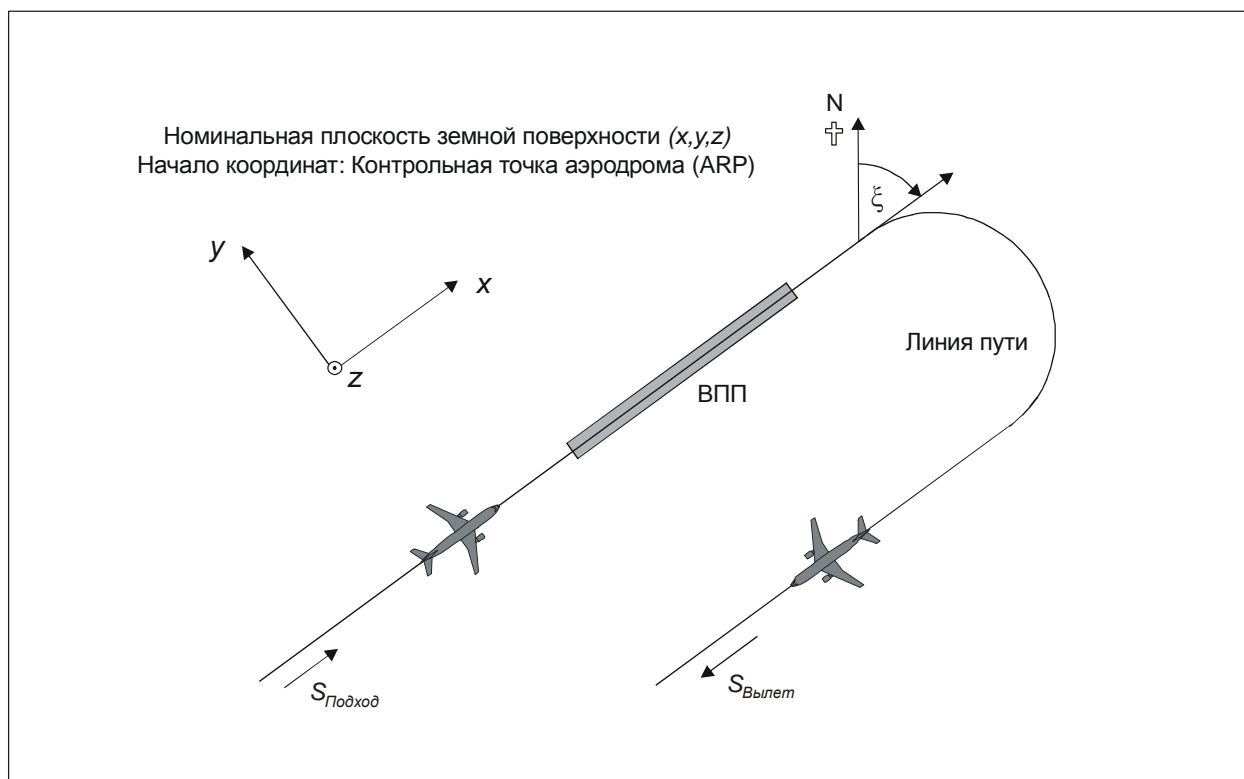


Рис. 3-1. Местная система координат (x,y,z) и фиксированные координаты линии пути

5. Обычно оси местных координат параллельны оси карты, на которую нанесены контуры. Однако иногда представляется полезным выбрать ось x параллельной ВПП, с тем чтобы получить симметричные контуры без использования расчетной координатной сетки с малыми интервалами (см. главу 6).

3.4.3 Система координат для самолета

Точкой отсчета фиксированной для самолета прямоугольной системы координат (x', y', z') является фактическое местоположение самолета. Система осей определяется углом набора высоты γ , направлением полета ξ и углом крена ε (см. рис. 3-2).

3.4.4 Учет топографических условий

В тех случаях, когда необходимо принять во внимание топографические условия (см. п. 2.5), значение координаты z для относительной высоты самолета следует заменить уравнением $z' = z - z_0$ (где z_0 соответствует значению координаты z для местонахождения наблюдателя O), с тем чтобы оценить дистанцию распространения звука d . Геометрические параметры участка между самолетом и наблюдателем приводятся на рис. 3-3⁶.

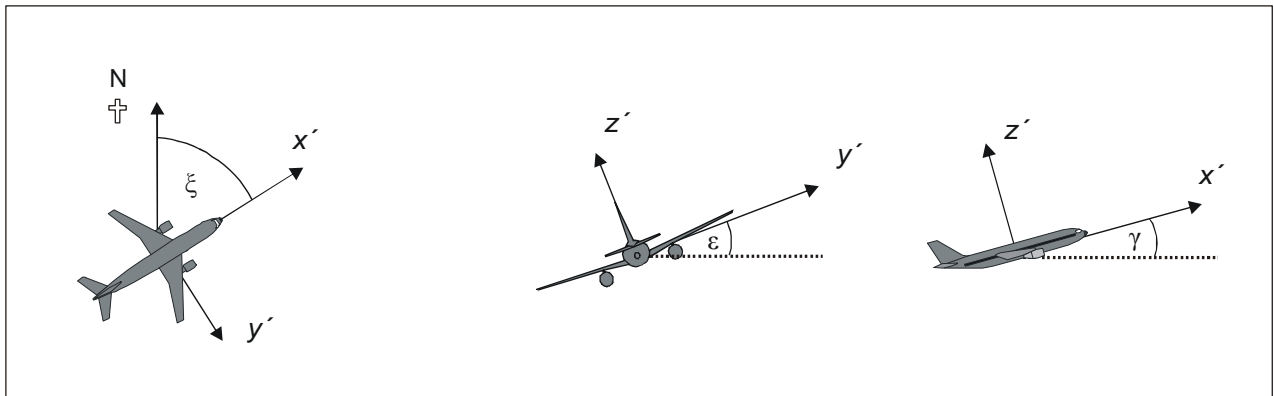


Рис. 3-2. Фиксированная для самолета система координат (x', y', z')

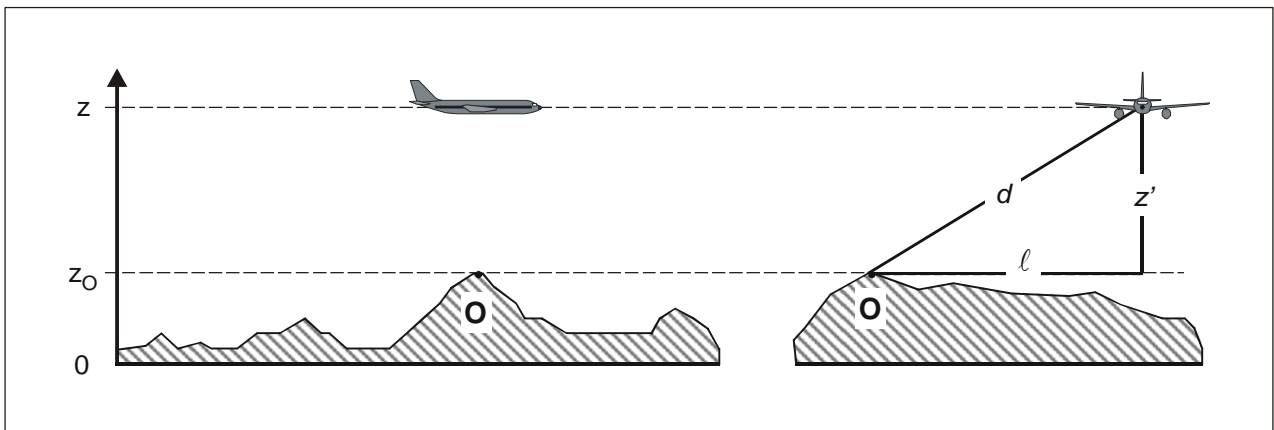


Рис. 3-3. Возвышенности земной поверхности вдоль линии пути (слева) и в боковом направлении (справа) от линии пути. Номинальная плоскость поверхности земли $z = 0$ и проходит через контрольную точку аэродрома. O обозначает местоположение наблюдателя

6. В условиях неровной земной поверхности наблюдатель может оказаться над самолетом, и в этом случае для расчета распространения звука значение z' (и соответствующего угла визирования β) берется равным нулю (см. главу 4).

3.5 ЛИНИИ ПУТИ

3.5.1 Магистральные линии пути

3.5.1.1 Магистральная линия пути определяет центр полосы путевых линий, по которым следуют самолеты, использующие тот или иной конкретный маршрут. Для целей моделирования шума она определяется либо на основе задаваемых эксплуатационных данных (например, указания пилотам, публикуемые в сборниках AIP), либо путем статистического анализа радиолокационных данных (как это разъясняется в разделе 3.3), когда такие данные имеются и отвечают потребностям исследования в рамках моделирования. Как правило, построение указанной путевой линии на основе инструкций по производству полетов представляет собой достаточно простой метод, так как они задают последовательность участков полета, которые являются либо прямолинейными, определяемыми длиной и курсом, либо дугами окружности, определяемыми угловой скоростью разворота и изменением курса (см. рис. 3-4).

3.5.1.2 Построение магистральной линии пути на основе радиолокационных данных является более сложной задачей, так как фактические развороты выполняются с различной угловой скоростью, и эта линия оказывается нечеткой из-за разброса данных. Поскольку формализованные процедуры еще не разработаны, обычная практика состоит в подгонке участков к средним местоположениям, рассчитанным на основе поперечных разрезов радиолокационных линий пути с определенными интервалами вдоль маршрута. Наиболее оптимальное использование имеющихся данных оставляется на усмотрение специалиста по моделированию. Одним из главных факторов является то, что скорость самолета и радиус разворота предопределяют угол крена, что может влиять на звуковое излучение вокруг траектории полета по отношению к наблюдателю на земле (см. раздел 4.5).

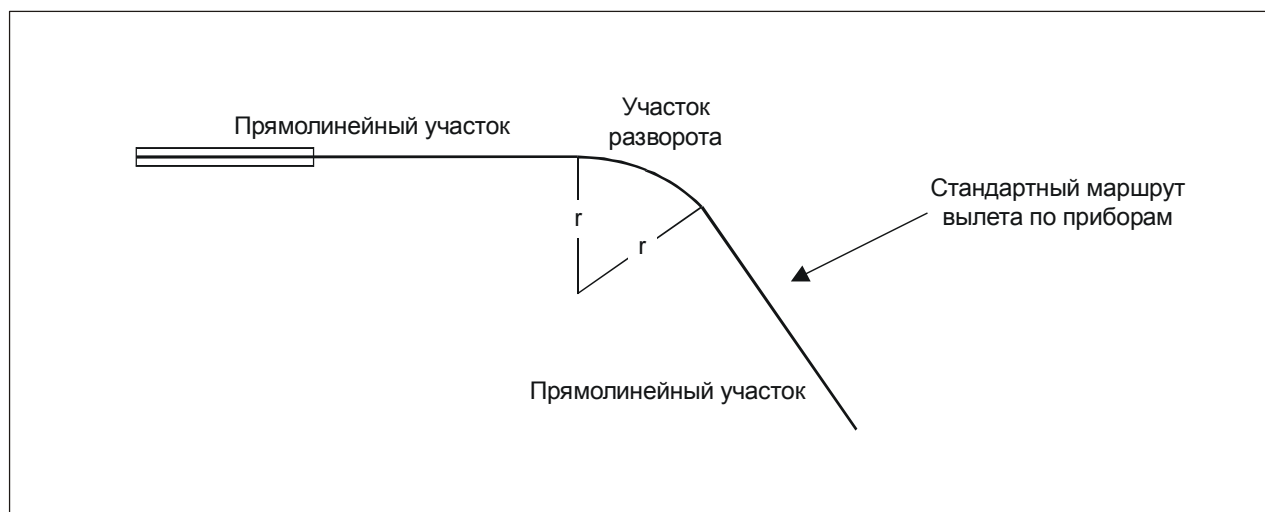


Рис. 3-4. Геометрия линии пути с точки зрения разворотов и прямолинейных участков

3.5.1.3 Теоретически плавный переход от полета по прямолинейному участку к развороту с фиксированным радиусом потребует мгновенного применения угла крена ε , что физически невозможно. На практике требуется потратить определенное время, чтобы угол крена достиг величины, необходимой для поддержания заданных значений скорости и радиуса разворота r , и в течение этого времени радиус разворота уменьшается от бесконечности до величины r . Для целей моделирования переходные значения радиуса можно

не учитывать, а угол крена можно считать постоянно увеличивающимся от нуля (или иной начальной величины) до значения ε в начале разворота и до следующей величины ε в конце разворота⁷.

3.5.2 Разброс линий пути

3.5.2.1 По возможности боковой разброс и репрезентативные путевые подлинии следует определять, опираясь на соответствующий прошлый опыт в рамках аэропортового исследования, т. е. обычно путем анализа выборки радиолокационных данных. Первый шаг состоит в группировании данных по маршрутам. Траектории вылета характеризуются значительным боковым разбросом, что при точном моделировании необходимо учитывать. Как правило, маршруты прибытия группируются в очень узкую полосу разброса вокруг траектории конечного этапа захода на посадку, и обычно считается достаточным представлять все прибытия в виде единственной путевой линии. Однако если полосы разброса траекторий подхода в пределах контуров шума являются широкими, то может возникнуть необходимость их представления в виде группы подлиний, аналогично маршрутам вылета.

3.5.2.2 Принято рассматривать данные по одному маршруту в качестве выборки, представляющей однородное воздушное движение; т. е. они представлены одной магистральной путевой линией и одним рядом разбросанных подлиний. Однако, если обследование показывает, что данные по различным категориям самолетов или операций существенно разнятся (например, если у широкофюзеляжных и небольших самолетов радиусы разворота значительно отличаются), то может оказаться желательным дополнительно разделить эти данные на различные полосы разброса. Для каждой полосы боковой разброс путевых линий определяется как функция от расстояния до точки отсчета; число полетов затем пропорционально распределяется между магистральной путевой линией и подходящим количеством разбросанных подлиний пути на основе статистических данных.

3.5.2.3 При отсутствии измеренных данных о полосе разброса номинальный боковой разнос поперек и перпендикулярно магистральной путевой линии следует определять посредством традиционной функции распределения. Нормальное (гауссовое) распределение должно обеспечить адекватное описание большинства полос разброса, измеренных с помощью РЛС.

3.5.2.4 Как правило, для моделирования полосы путевых линий самолетов используется метод дискретной аппроксимации с использованием семи точек, что представляет собой боковой разброс шести путевых подлиний, расположенных на равном расстоянии по обе стороны от магистральной путевой линии. Интервал между путевыми подлиниями зависит от стандартного (среднеквадратического) отклонения функции бокового разброса.

3.5.2.5 В случае нормально распределенных путевых линий со стандартным отклонением S 98,8 % путевых линий расположены в пределах коридора, ограниченного параметрами $\pm 2,5 \cdot S$. В таблице 3-1 приводятся значения интервалов указанных шести путевых подлиний и приходящийся на каждую из них процент общего объема пролетов. В добавлении D содержатся значения для других количеств путевых подлиний.

Таблица 3-1. Процент пролетов для функции нормального распределения со стандартным отклонением S для 7 путевых подлиний (магистральной линией пути является подлиния 1)

№ путевой подлинии	Местоположение подлинии	Процент пролетов по данной подлинии
7	$-2,14 \cdot S$	3 %

7. Наиболее оптимальный способ осуществления этой операции оставляется на усмотрение пользователя, так как это зависит от методики определения радиусов разворота. Когда исходными данными является последовательность прямолинейных участков маршрута или дуг окружностей, то относительно простым вариантом будет вставка участков с переходными значениями угла крена в начало разворота и в его конец, где самолет выполняет поворот вокруг продольной оси с постоянной скоростью (например, выраженной в $^{\circ}/\text{м}$ или $^{\circ}/\text{с}$).

№ путевой подлинии	Местоположение подлинии	Процент пролетов по данной подлинии
5	-1,43·S	11 %
3	-0,71·S	22 %
1	0	28 %
2	0,71·S	22 %
4	1,43·S	11 %
6	2,14·S	3 %

3.5.2.6 Стандартное отклонение S представляет собой функцию от значения координаты s вдоль магистральной путевой линии. В случае отсутствия каких-либо показателей стандартного отклонения (например, полученных на основе радиолокационных данных, характеризующих сравнимые линии пути) рекомендуется использовать следующие значения:

для путевых линий, включающих развороты с углом менее 45° :

$$\begin{aligned} S(s) &= 0,055 s - 150 && \text{для } 2700 \text{ м} \leq s \leq 30\,000 \text{ м} \\ S(s) &= 1500 \text{ м} && \text{для } s > 30\,000 \text{ м} \end{aligned} \quad (3-1a)$$

для путевых линий, включающих развороты с углом более 45° :

$$\begin{aligned} S(s) &= 0,128 s - 420 && \text{для } 3300 \text{ м} \leq s \leq 15\,000 \text{ м} \\ S(s) &= 1500 \text{ м} && \text{для } s > 15\,000 \text{ м} \end{aligned} \quad (3-1b)$$

3.5.2.7 По практическим соображениям значение $S(s)$ принимается равным нулю на участке между началом разбега и $s = 2700$ м или $s = 3300$ м в зависимости от величины угла разворота.

3.5.2.8 К маршрутам, включающим более одного разворота, следует применять уравнение (3-1b). Для маршрутов прибытия боковой разброс можно не учитывать в пределах 6000 м от точки приземления.

3.6 ПРОФИЛИ ПОЛЕТА

3.6.1 Профиль полета представляет собой описание движения самолета в вертикальной плоскости над линией пути с точки зрения его местоположения, скорости, угла крена и параметров режима мощности двигателей. Определение профилей полета самолетов является необходимым требованием при моделировании. Для достижения высокого уровня точности профили должны детально отражать те операции самолета, которые они предназначены представлять. Это требует наличия надежной информации об атмосферных условиях, типах и модификациях самолетов, эксплуатационной массе и методике выполнения полета (т. е. изменения тяги и положения закрылков, а также компенсационные изменения высоты и скорости), усредненной за интересующий период(ы) времени. Специалисту по моделированию необходимо продемонстрировать хорошую инженерную смекалку, чтобы достичь баланса между точностью и подробностью исходной информации и потребностями, а также целями применения соответствующих контуров.

3.6.2 Синтез профилей полета на основе информации о "процедурных этапах", получаемых из базы данных ANP или от эксплуатантов самолетов, описывается в п. 3.7 добавления С. Указанный процесс позволяет получить как геометрические параметры траектории полета, так и связанные с ними изменения значений скорости и тяги на основе базы данных, а не радиолокационных данных, при этом обычно предполагается, что все (похожие) самолеты в той или иной полосе разброса следуют по магистральной линии пути.

3.6.3 Помимо информации о "процедурных этапах", предоставляемой по умолчанию в базе данных ANP, эксплуатанты самолетов представляют собой наилучший источник надежной информации по эксплуатации самолетов. В отношении отдельных полетов оптимальным источником является бортовой самописец полетных данных (FDR), от которого можно получить всю соответствующую информацию. Однако даже если эта информация имеется, задача по предварительной обработке данных является огромной. Таким образом, нормальное практическое решение состоит в принятии основанных на знаниях предположений относительно средних значений массы и методики выполнения полетов.

3.6.4 Необходимо проявлять осторожность, прежде чем использовать данные процедурных этапов "по умолчанию", предоставляемые базой данных ANP. Они представляют собой стандартизированные процедуры, которым широко следуют, но которые могут использоваться или не использоваться эксплуатантами в конкретных случаях. Одним из главных факторов является определение тяги двигателей при взлете (и иногда при наборе высоты), которая может зависеть от преобладающих условий. В частности, обычной практикой является уменьшение уровней тяги при вылете (по сравнению с максимальной располагаемой тягой) в целях продления срока службы двигателей. В добавлении С содержится инструктивный материал, представляющий типичную практику; в целом он позволит получить более реалистические контуры по сравнению с исходной посылкой об использовании полной тяги. Однако если, например, ВПП являются короткими и/или средние значения температуры воздуха высокими, то наиболее реалистической исходной посылкой будет, вероятно, применение полной тяги.

3.6.5 При моделировании фактических сценариев для дополнения или замены указанной номинальной информации часто используются радиолокационные данные. Профили полета можно определить на основе радиолокационных данных аналогично боковым магистральным линиям пути – однако только после разбивки воздушного движения по типам и модификациям самолетов и иногда по массе или протяженности участков (но не по разбросу линий пути), с тем чтобы получить по каждой подгруппе средний профиль высоты и скорости относительно пройденного горизонтального расстояния. И вновь, при последующем соотношении этих данных с путевыми линиями, указанный единый профиль обычно относят в равной степени к магистральной путевой линии и к подлиниям пути.

3.6.6 Если известна масса самолета, можно вычислить значения изменений скорости и тяги поэтапным методом, используя уравнения движения. Прежде чем это осуществить, полезно предварительно обработать указанные данные для минимизации последствий радиолокационных погрешностей путем перерасчета профиля с прямолинейными участками, отражающими соответствующие этапы полета; при этом каждый участок надлежащим образом классифицируется, т. е. как разбег (пробег), набор высоты или снижение с постоянной скоростью, уменьшение тяги или ускорение/торможение с изменением или без изменения положения закрылков. Необходимыми исходными данными являются также масса самолета и атмосферные условия.

3.6.7 В разделе 3.5 четко указывается необходимость учета бокового разброса траекторий полета вокруг номинальных или магистральных маршрутов. Выборки радиолокационных данных характеризуются аналогичным разбросом траекторий полетов в вертикальной плоскости. Однако моделирование вертикального разброса в качестве независимой переменной обычно не практикуется; такой разброс главным образом обусловлен различиями в массе самолета и методике выполнения полета, которые учитываются в ходе предварительной обработки исходных данных о воздушном движении.

3.7 ПОСТРОЕНИЕ УЧАСТКОВ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА

3.7.1 Каждая траектория полета должна определяться с помощью набора координат (узловые точки) ее участков и полетных параметров. Вначале необходимо определить координаты участков линии пути. Затем вычисляется профиль полета, имея в виду, что для любого заданного ряда процедурных этапов профиль зависит от путевой линии, например, при одних и тех же значениях тяги и скорости скороподъемность самолета

ниже на разворотах в сравнении с полетом по прямой. Затем строятся трехмерные участки траектории полета путем слияния двухмерного профиля полета с двухмерной линией пути⁸.

3.7.2 Линия пути

3.7.2.1 Каждая линия пути определяется серией координат (x,y) на плоскости земной поверхности (получаемых например, на основе радиолокационной информации) или последовательностью команд по изменению вектора, задающих прямолинейные участки и дуги круга (развороты с заданным радиусом r и изменение курса $\Delta\xi$).

3.7.2.2 При моделировании методом сегментации дуга состоит из последовательности прямолинейных участков, образующих поддуги. Хотя они четко не проявляются на участках линии пути, крен самолетов во время выполнения разворотов влияет на их параметры. В добавлении С объясняется методика расчета углов крена во время установившегося разворота, однако фактически эти углы, разумеется, невозможно мгновенно установить или отменить. В добавлении не предписывается какой-либо конкретный способ обработки данных перехода от прямолинейного полета к развороту или от одного разворота к непосредственно следующему за ним. Подробные данные о переходе от прямолинейного полета к развороту практически не влияют на окончательные контуры, и их оставляют на усмотрение пользователя (см. п. 3.5); требования в основном предусматривают необходимость недопущения резких неоднородностей в концах разворотов, и это можно обеспечить, например, путем простой вставки коротких переходных участков, на протяжении которых угол крена изменяется линейно с расстоянием. Лишь в особом случае, когда существует вероятность того, что какой-либо конкретный разворот окажет преобладающее влияние на окончательные контуры, необходимо будет смоделировать динамику перехода более близко к реальной, увязать угол крена с конкретными типами самолетов и принять надлежащие значения угловой скорости крена. В этом отношении достаточно отметить, что концевые поддуги $\Delta\xi_{trans}$ при любом развороте определяются необходимыми изменениями угла крена. Оставшаяся часть дуги при изменении курса на $\Delta\xi - 2 \cdot \Delta\xi_{trans}$ градусов делится на n_{sub} поддуг в соответствии со следующим уравнением:

$$n_{sub} = \text{int} (1 + (\Delta\xi - 2 \cdot \Delta\xi_{trans}) / 30), \quad (3-2a)$$

где $\text{int}(x)$ представляет собой функцию, которая позволяет получить целую часть от x . Затем величина изменения курса $\Delta\xi_{sub}$ для каждой поддуги вычисляется по формуле:

$$\Delta\xi_{sub} = (\Delta\xi - 2 \cdot \Delta\xi_{trans}) / n_{sub}, \quad (3-2b)$$

где величина n_{sub} должна быть достаточно большой для обеспечения того, чтобы $\Delta\xi_{sub} \leq 30^0$. Сегментация дуги (за исключением завершающих переход подучастков) показана на рис. 3-5⁹.

3.7.3 Профиль полета

3.7.3.1 Параметры, описывающие каждый участок профиля полета в начале (нижний индекс 1) и конце (нижний индекс 2) участка, включают следующее:

s_1, s_2 – горизонтальное расстояние;

8. Для этой цели общая длина путевой линии всегда должна превышать длину профиля полета. При необходимости этого можно достичь за счет добавления прямолинейных участков подходящей длины к последнему участку линии пути.

9. Определяемая таким простым способом общая длина разбитой на участки траектории несколько меньше круговой траектории. Однако связанная с этим погрешность контура является ничтожной, если угловые приращения составляют менее 30^0 .

- z_1, z_2 – относительная высота самолета;
 V_1, V_2 – путевая скорость;
 P_1, P_2 – связанный с уровнем шума параметр мощности (соответствующий тому, для которого определяются кривые зависимости NPD);
 ϵ_1, ϵ_2 – угол крена.

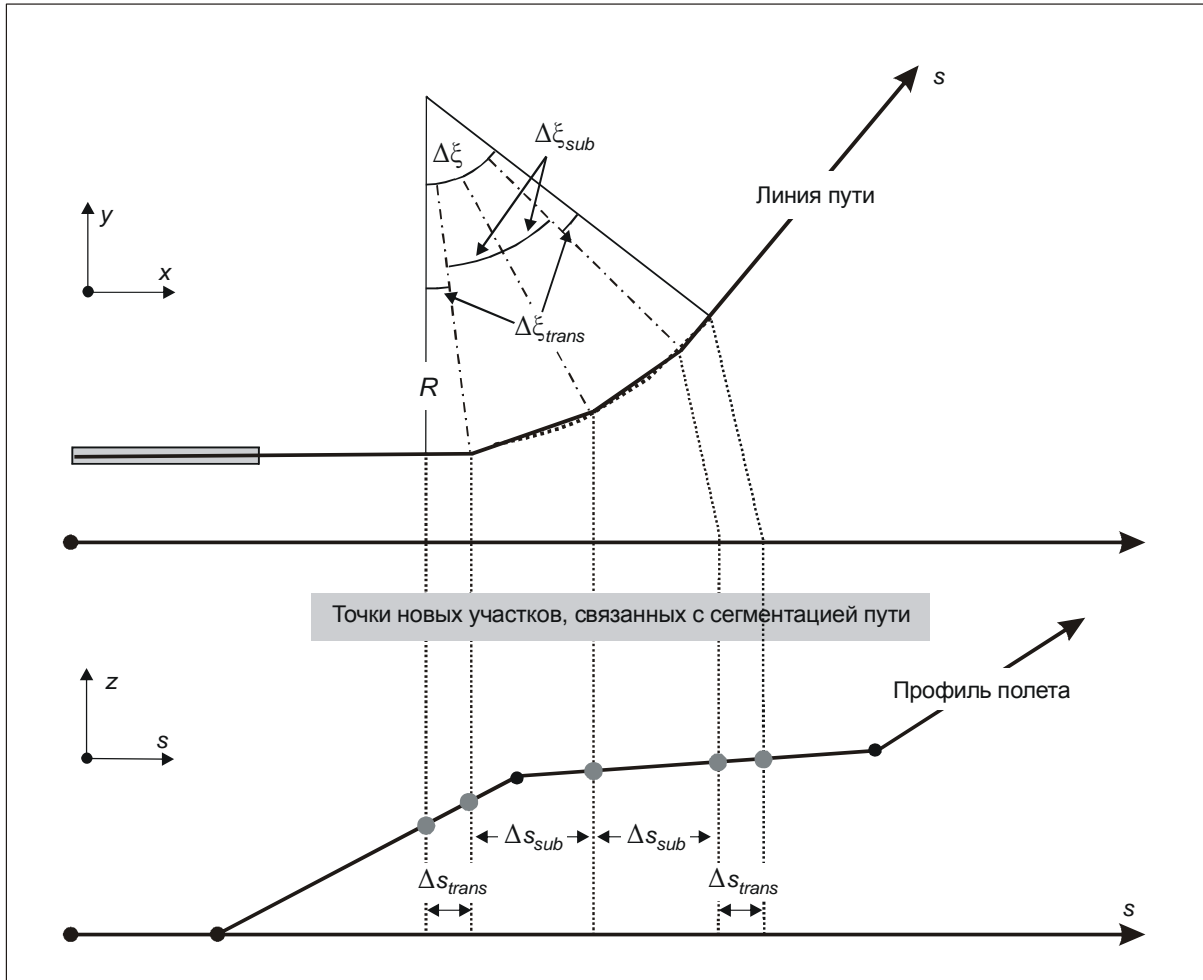


Рис. 3-5. Построение участков траектории полета, разделяющих разворот на участки длиной Δs (вверху: вид в горизонтальной плоскости, внизу: в вертикальной плоскости)

3.7.3.2 При построении профиля полета на основе ряда процедурных этапов (*синтез траектории полета*) участки строят последовательно для достижения требуемых условий в конечных точках. Параметры конечных точек каждого участка становятся исходными параметрами для следующего участка. При расчетах любого участка параметры известны изначально; требуемые в конце условия задаются соответствующим процедурным этапом. Сами эти этапы определяются либо посредством данных ANP, задаваемых по умолчанию, либо пользователем (например, на основе документов по летной эксплуатации самолета). Конечными условиями обычно являются значения высоты и скорости; задача по построению профиля состоит в определении горизонтального расстояния, которое было пройдено при достижении указанных условий. Незаданные параметры определяются путем расчета летно-технических характеристик, изложенного в добавлении С.

3.7.3.3 Если линия пути является прямой, то точки профиля и соответствующие полетные параметры можно определить независимо от путевой линии (угол крена всегда равен нулю). Однако путевые линии редко бывают прямолинейными; обычно они включают развороты, и, чтобы обеспечить наилучшие результаты, их следует учитывать при определении двумерного профиля полета; при этом по необходимости участки профиля разрывают в узлах линии пути для включения изменений угла крена. Как правило, изначально длина следующего участка неизвестна, и ее предварительно вычисляют, исходя из предположения о том, что угол крена не меняется. Если обнаружится, что указанный предварительный участок охватывает один или несколько узлов линии пути, при этом первый находится в точке s , т. е. $s_1 < s < s_2$, то данный участок отсекается в точке s , а параметры рассчитываются методом интерполяции, как это описано в п. 3.7.3.5. Они становятся параметрами конечной точки текущего участка и параметрами начальной точки нового участка, для которого целевые условия остаются теми же. При отсутствии какого-либо вклинивающегося узла линии пути указанный предварительный участок подтверждается.

3.7.3.4 Если влияние разворотов на профиль полета не должно учитываться, то принимается вариант прямолинейного полета с единственным участком, хотя информация об углах крена сохраняется для последующего использования.

3.7.3.5 Независимо от того, моделируются ли полностью эффекты разворотов или нет, каждая трехмерная траектория полета строится путем слияния ее двумерного профиля полета с ее двумерной линией пути. В результате получается последовательность наборов координат (x, y, z) , каждый из которых представляет собой узел участка путевой линии или узел профиля полета, либо оба; при этом точкам профиля устанавливаются соответствующие значения высоты z , путевой скорости V , угла крена ε и мощности двигателей P . Для точки линии пути (x, y) , лежащей между концевыми точками участка профиля полета, полетные параметры интерполируются следующим образом:

$$z = z_1 + f \cdot (z_2 - z_1) \quad (3-3a)$$

$$V = \sqrt{V_1^2 + f \cdot (V_2^2 - V_1^2)} \quad (3-3b)$$

$$\varepsilon = \varepsilon_1 + f \cdot (\varepsilon_2 - \varepsilon_1) \quad (3-3c)$$

$$P = \sqrt{P_1^2 + f \cdot (P_2^2 - P_1^2)}, \quad (3-3d)$$

где:

$$f = (s - s_1) / (s_2 - s_1). \quad (3-3e)$$

3.7.3.6 Следует иметь в виду, что согласно исходной посылке значения z и ε изменяются линейно с расстоянием, в то время как значения V и P изменяются линейно со временем (т. е. постоянная величина ускорения¹⁰).

3.7.3.7 При сопоставлении участков профиля полета с радиолокационными данными (*анализ траектории полета*) все значения расстояния, высоты, скорости и угла крена в концевых точках берутся непосредственно из этих данных; необходимо вычислить лишь параметры режима мощности, используя уравнения для летно-технических характеристик. Поскольку координаты линии пути и профиля полета также можно привести в соответствие с радиолокационными данными, это обычно осуществляется достаточно непосредственным образом.

10. Даже если параметры режима мощности двигателей остаются неизменными на протяжении того или иного участка, тяга и ускорение могут меняться из-за изменения плотности воздуха с высотой. Однако для целей моделирования такие изменения обычно считаются ничтожными.

3.7.4 Сегментация участка разбега при взлете

3.7.4.1 Во время взлета самолет разгоняется на участке от точки освобождения тормозов (также называемой началом разбега) и до точки отрыва, где на протяжении 1500–2500 м (4921–8202 фут) скорость резко изменяется от нуля до 80–100 м/с.

3.7.4.2 Таким образом, разбег подразделяется на участки различной длины, на каждом из которых скорость самолета изменяется на величину определенного приращения ΔV , составляющего примерно 10 м/с (20 уз). Хотя в действительности значение ускорения во время разбега изменяется, для данной цели вполне уместно считать ускорение постоянной величиной. Для эквивалентной взлетной дистанции s_{TO} (см. добавление С) и взлетной скорости разбега V_{TO} число участков разбега n_{TO} составит:

$$n_{TO} = \text{int} (1 + V_{TO}/10), \quad (3-4a)$$

и, следовательно, изменение скорости на том или ином участке будет равно:

$$\Delta V = V_{TO}/n_{TO}, \quad (3-4b)$$

а время Δt на каждом участке (исходя из постоянной величины ускорения) составит:

$$\Delta t = \frac{2 \cdot s_{TO}}{V_{TO} \cdot n_{TO}}. \quad (3-4c)$$

3.7.4.3 Длина $s_{TO,k}$ участка k ($1 \leq k \leq n_{TO}$) разбега в этом случае составляет:

$$s_{TO,k} = (k - 0,5) \cdot \Delta V \cdot \Delta t = \frac{(2k - 1) \cdot s_{TO}}{n_{TO}^2}. \quad (3-4d)$$

Пример: При дистанции разбега $s_{TO} = 1600$ м и $V_{TO} = 75$ м/с значение параметра $n_{TO} = 8$ участкам длиной от 25 до 375 м (см. рис. 3-6):

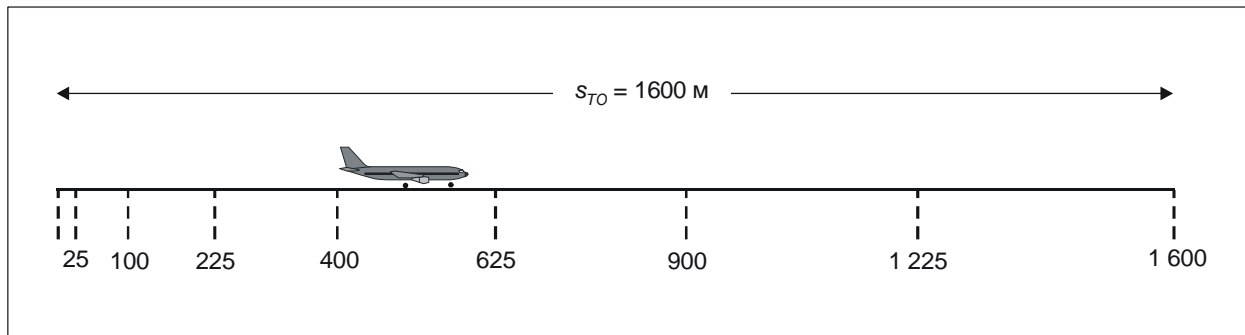


Рис. 3-6. Сегментация участка разбега (пример с 8 участками)

3.7.5 Сегментация участка начального набора высоты

3.7.5.1 На участке начального набора высоты геометрия быстро изменяется особенно относительно местоположения наблюдателей, находящихся сбоку от линии пути, где угол визирования быстро меняется по

мере набора высоты самолетом. Сравнения с результатами расчетов по очень маленьким участкам показывают, что при использовании интегрированных параметров один единственный участок набора высоты дает плохую аппроксимацию уровня шума в стороне от путевой линии. Степень точности улучшается при разбивке первого после отрыва участка полета на несколько подучастков. На длину каждого участка и их число существенно влияет боковое затухание. Принимая во внимание выражение суммарного бокового затухания для самолетов с установленными под фюзеляжами двигателями (см. п. 4.6.4), можно показать, что при использовании предельного изменения бокового затухания в 1,5 дБ на каждый подучасток, участок начального набора высоты следует разбить на подучастки с использованием следующего ряда значений высоты:

$$z = \{18,9; 41,5; 68,3; 102,1; 147,5; 214,9; 334,9; 609,6; 1289,6\} \text{ м.}$$

3.7.5.2 Вышеуказанные высоты определяются путем установления того, которая из высот в вышеуказанном ряде значений наиболее близка к конечной точке первоначального участка. Затем фактические значения высоты подучастков вычисляются по формуле:

$$z_i = z [z_i / z_N] \quad (i = 1..N), \quad (3-5)$$

где z – высота конечной точки первоначального участка, z_i – i -й член ряда значений высоты и z_N – ближайшая к значению z верхняя граница. В результате данного процесса изменение бокового затухания на протяжении каждого подучастка остается неизменной величиной, что позволяет строить более точные контуры, но не за счет использования очень коротких участков.

Например:

Если высота конечной точки первоначального участка составляет $z = 304,8$ м, то исходя из ряда значений высоты $214,9 < 304,8 < 334,9$ и наиболее близкой верхней границы к $z = 304,8$ м, получаем значение $z_7 = 334,9$ м. Затем вычисляются значения высоты конечных точек подучастков по следующей формуле:

$$z_i = 304,8 [z_i / 334,9] \quad (i = 1..N).$$

Таким образом, для $i = 1$, z_1 будет составлять 17,2 м, а z_2 будет равняться 37,8 м и т. д.

3.7.6 Сегментация участков полета

3.7.6.1 После построения сегментированной траектории полета в соответствии с процедурой, изложенной в п. 3.7.1, и применения методики разбивки на подучастки, описанной в пп. 3.7.4 и 3.7.5, может потребоваться дополнительная корректировка участков. Она включает:

- удаление точек траектории полета, расположенных слишком близко друг к другу;
- вставку дополнительных точек, если участки слишком длинные.

3.7.6.2 В тех случаях, когда смежные точки находятся в пределах 10 м друг от друга, а соответствующие значения скорости и тяги одни и те же, одну из этих точек следует удалить.

3.7.6.3 Если на каком-либо участке полета отмечается значительное изменение скорости, то его следует дополнительно разделить на подучастки, как это применялось в отношении участков разбега на земле, то есть:

$$n_{\text{seg}} = \text{int} (1 + |V_2 - V_1|/10), \quad (3-6)$$

где V_1 и V_2 обозначают, соответственно, значения скорости в начале и конце участка. Соответствующие параметры подучастка рассчитываются по той же методике, что и при разбеге на земле, используя уравнения 3-4b – 3-4d.

3.7.7 Пробег на посадке

3.7.7.1 Хотя пробег на посадке в сущности является операцией, противоположной разбегу при взлете, необходимо особо учитывать следующее:

- *реверс тяги*, который иногда включают для торможения самолета;
- самолеты, освобождающие ВПП после торможения (освобождающие ВПП самолеты более не влияют на уровень атмосферного шума, поскольку создаваемый при рулении шум не учитывается).

3.7.7.2 В отличие от дистанции разбега, которая определяется параметрами летно-технических характеристик самолета, дистанция торможения s_{stop} (т. е. дистанция пробега от точки приземления до точки, где самолет освобождает ВПП), не является в полной мере специфическим параметром тех или иных самолетов. Хотя минимальную дистанцию торможения можно определить на основе данных о массе самолета и его летно-технических характеристик (и наличия реверса тяги), фактическая дистанция торможения зависит также от местоположения рулежных дорожек, ситуации в воздушном движении и действующих в данном аэропорту конкретных правил пользования реверсом тяги.

3.7.7.3 Применение реверса тяги не является стандартной процедурой: его включают в том случае, когда необходимого торможения невозможно достичь с помощью колесных тормозов. Реверс тяги из-за быстрого изменения мощности двигателей с режима малого газа на режим реверса часто вызывает резкое увеличение уровня шума.

3.7.7.4 Однако большинство ВПП используются как для вылетов, так и для посадок, поэтому реверс тяги оказывает очень малый эффект на контуры шума, поскольку общая акустическая энергия в районе ВПП доминируется шумом, производимым во время взлетных операций. Влияние реверса тяги на контуры шума может быть существенным лишь в том случае, когда использование ВПП ограничено только посадочными операциями.

3.7.7.5 С физической точки зрения производимый реверсом тяги шум является очень сложным, но из-за своего относительно незначительного влияния на контуры атмосферного шума его можно моделировать упрощенным способом как резкое изменение мощности двигателей, которое учитывается с помощью подходящей сегментации.

3.7.7.6 Ясно, что моделирование посадочного пробега является не столь непосредственным, как моделирование при разбеге. При отсутствии подробной информации (см. рис. 3-7) для всеобщего использования рекомендуются следующие упрощенные исходные посылки для моделирования:

- a) самолет приземляется в 300 м за посадочным порогом (который имеет координату $s = 0$ вдоль линии пути подхода). Затем самолет осуществляет торможение на протяжении дистанции торможения s_{stop} (конкретные значения для тех или иных самолетов приводятся в базе данных ANP) с уменьшением скорости относительно значения на посадочной прямой V_{final} до 15 м/с. В связи с быстрыми изменениями скорости на этом участке его следует разбить на подучастки тем же методом, что и в случае разбега, используя уравнения 3-4a – 3-4d;
- b) мощность двигателей изменяется со значения мощности на посадочной прямой в точке приземления до значения мощности в режиме реверса тяги P_{rev} на участке длиной $0,1 \cdot s_{stop}$, затем уменьшается до 10 % от максимальной располагаемой мощности на протяжении оставшихся 90 % дистанции торможения. Вплоть до конца ВПП (при значении $s = -s_{RWY}$) скорость самолета остается постоянной;
- c) в настоящее время кривые зависимости NPD для реверса тяги в базу данных ANP не включены, и поэтому для моделирования этого эффекта необходимо полагаться на

традиционные кривые. Как правило, мощность в режиме реверса тяги P_{rev} составляет около 40 % от параметров полной мощности для узкофюзеляжных самолетов и 10 % от параметров полной мощности широкофюзеляжных самолетов. Эти данные рекомендуется использовать в том случае, когда отсутствует эксплуатационная информация. Однако при заданных параметрах режима тяги реверс тяги обычно генерирует значительно более высокий уровень шума, чем в режиме положительной тяги, и поэтому к полученному на основе NPD уровню шума единичного воздействия следует применять приращение ΔL , увеличивая соответствующее значение с нуля до величины ΔL_{rev} (предварительно рекомендуется 5 дБ^{11}) на участке длиной $0,1 \cdot s_{stop}$ и затем уменьшая его линейно до нуля на протяжении оставшейся дистанции торможения.

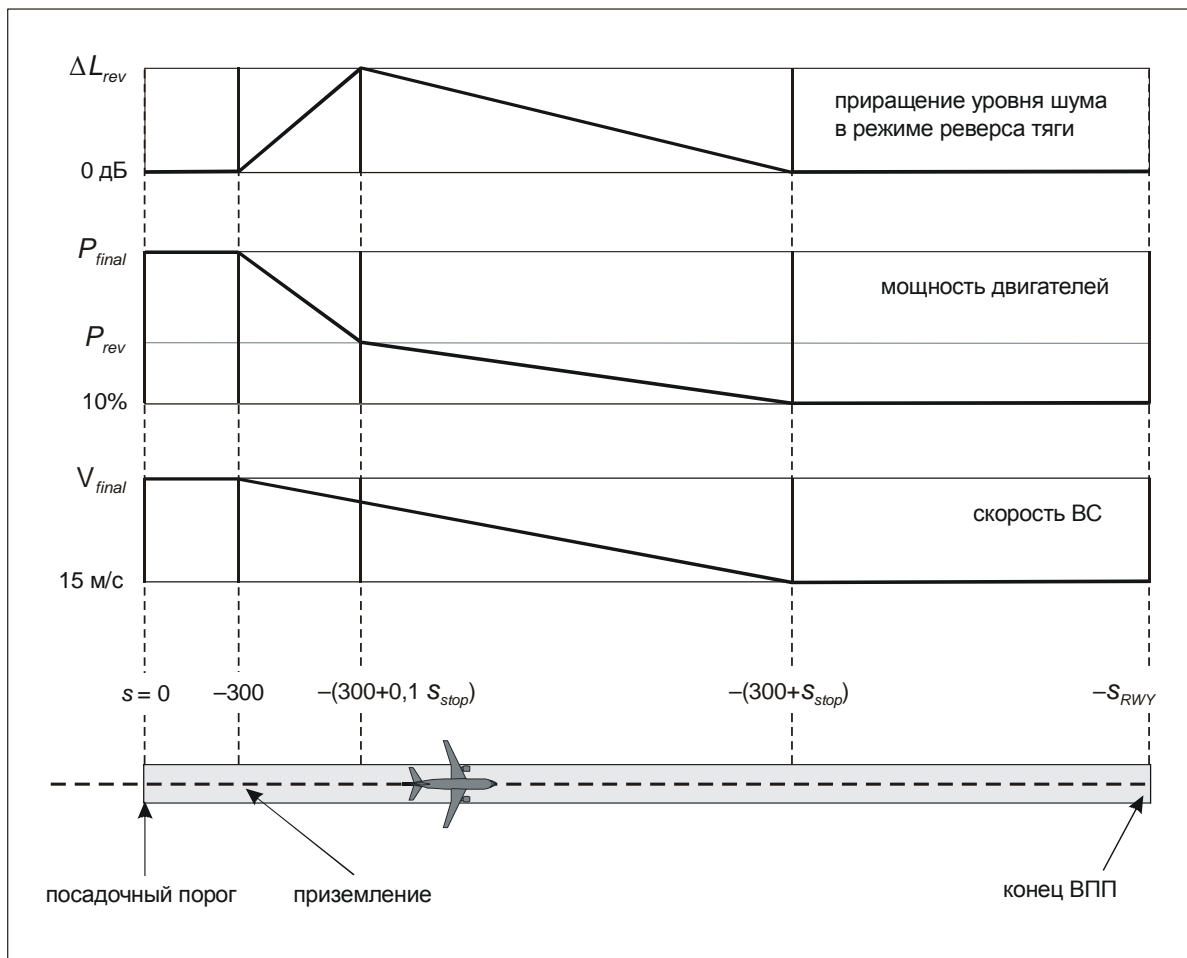


Рис. 3-7. Моделирование пробега на посадке

11. Это основано на рекомендации, сделанной в документе ЕКГА № 29 (3-е издание), но все еще считается предварительным, пока не будут получены дополнительные подтверждающие экспериментальные данные.

Глава 4

РАСЧЕТ УРОВНЯ ШУМА ПРИ ЕДИНИЧНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

4.1 ВВЕДЕНИЕ

4.1.1 Основой подробно описанного здесь процесса моделирования является расчет уровня шума при единичном воздействии на базе информации о траектории полета, изложенной в главе 3.

4.2 ПАРАМЕТРЫ ЕДИНИЧНОГО ШУМОВОГО СОБЫТИЯ

4.2.1 Звук, генерируемый во время пролета самолета в точке нахождения наблюдателя, выражается в виде "уровня звука (или шума) при единичном воздействии", что является показателем его влияния на людей. Воспринимаемый шум измеряется по шкале в децибелах [справочные материалы 14, 15].

4.2.2 Параметрами, обычно используемыми для оценки всех связанных с самолетом шумовых событий, являются "уровни воздействия при единичном звуковом (или шумовом) событии" (L_{AE}), на которые приходится вся акустическая энергия (или ее большая часть) в данных шумовых событиях. Предусмотренная для этих целей интеграция во времени создает основные сложности в процессе моделирования методом сегментации. Альтернативным параметром является L_{Amax} , который представляет собой максимальный мгновенный уровень, возникающий во время шумового события, и он более прост в моделировании. В будущем можно ожидать, что практические модели будут включать как L_{Amax} , так и L_{AE} . Любой из этих параметров может быть измерен по различным шкалам шума, но в настоящем документе рассматривается только уровень звука, скорректированный по шкале А. Это предусматривает взвешивание по частоте (или фильтрование) для имитации слуха человека. В обозначениях данная шкала обычно указывается путем расширения нижнего индекса, т. е. L_{AE} , L_{Amax} . В добавлении А приводится описание различных индексов шума, используемых в Договаривающихся государствах ИКАО.

4.2.3 Уровень воздействия звука (или шума) при единичном событии выражается следующей формулой:

$$L_E = 10 \cdot \log \left(\frac{1}{t_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{L(t)/10} dt \right), \quad (4-1)$$

где t_0 – исходный момент времени. Интегральный интервал $[t_1, t_2]$ выбирается таким образом, чтобы обеспечить охват (практически) всего существенного звука при данном шумовом событии. Очень часто значения t_1 и t_2 выбираются с учетом того, чтобы охватить период, в течение которого уровень $L(t)$ находится в пределах 10 дБ от L_{max} . Этот период известен как временной интервал "с уровнем звука до 10 дБ ниже максимального". Уровни воздействия звука (шума), приведенные в базе данных ANP, представляют собой значения до 10 дБ ниже максимального¹.

1. Уровень L_E до 10 дБ ниже максимального может быть на величину вплоть до 0,5 дБ меньше значения L_E , рассчитанного за более длительный период времени. Однако за исключением небольших наклонных расстояний, где уровни звука единичного воздействия высоки, наличие постороннего шума в окружающей среде часто делает использование более продолжительных интервалов замера практически нецелесообразным, и значения до 10 дБ ниже максимального являются нормой. Поскольку в исследованиях эффектов шума (используемых для "калибровки" контуров шума) также существует тенденция полагаться на значения до 10 дБ ниже максимального, то содержащиеся в базе данных ANP таблицы считаются полностью адекватными.

4.2.4 При моделировании контуров шума самолета уравнение 4-1 главным образом используется для определения уровня воздействия звука (SEL) стандартного параметра L_{AE} [справочные материалы 14, 15]:

$$L_{AE} = 10 \cdot \log \left(\frac{1}{t_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{L_A(t)/10} dt \right) \text{ при } t_0 = 1 \text{ сек.} \quad (4-2)$$

4.2.5 Вышеприведенные уравнения для расчета уровней воздействия могут также применяться для определения уровней звука отдельных шумовых событий, когда известна вся динамика изменений $L(t)$ во времени. В рамках рекомендуемой методологии моделирования шума такие изменения во времени не определяются; уровни воздействия звука при шумовых событиях рассчитываются путем суммирования соответствующих значений по участкам. Это частные значения уровня шумового события, каждое из которых определяет долю звука, производимого на отдельном, конечном по длине участке траектории полета.

4.3 ОПРЕДЕЛЕНИЕ УРОВНЕЙ ШУМА ПРИ ЕДИНИЧНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ NPD

4.3.1 Главным источником данных шумовых характеристик самолетов является международная база данных по шуму и летно-техническим характеристикам воздушных судов (ANP), описание которой изложено в добавлении Н. В указанной базе данных содержатся таблицы, в которых L_{max} и L_E приводятся как функции от дальности распространения звука d – для конкретных типов самолетов, их модификаций, полетных конфигураций (заход на посадку, вылет, положение закрылков) и режимов мощности P . Эти значения относятся к установившемуся полету при заданных исходных скоростях V_{ref} вдоль теоретически бесконечной прямолинейной траектории полета².

4.3.2 Если обратиться к базе данных, имея исходные значения P и d , то требуемыми выходными значениями будут базовые уровни $L_{max}(P, d)$ и/или $L_E(P, d)$. Обычно приходится рассчитывать требуемый уровень (уровни) звука при единичном воздействии путем интерполяции значений в базе данных ANP, если только табличные значения P и/или d не окажутся точными. Между табличными значениями мощности используется линейная интерполяция, а для табличных значений расстояния применяется логарифмическая интерполяция (см. рис. 4-1). Если P_i и P_{i+1} являются параметрами мощности двигателей, для которых в таблице указываются значения уровня звука в зависимости от расстояния, то уровень шума $L(P)$ на заданном расстоянии для промежуточного значения мощности P (между P_i и P_{i+1}) определяется формулой:

$$L(P) = L(P_i) + \frac{L(P_{i+1}) - L(P_i)}{P_{i+1} - P_i} \cdot (P - P_i). \quad (4-3)$$

4.3.3 Если (при любом заданном режиме мощности) d_i и d_{i+1} – значения расстояния, для которых имеются табличные данные по шуму, то уровень шума $L(d)$ для промежуточного (между d_i и d_{i+1}) значения расстояния d определяется по формуле:

$$L(d) = L(d_i) + \frac{L(d_{i+1}) - L(d_i)}{\log d_{i+1} - \log d_i} \cdot (\log d - \log d_i). \quad (4-4)$$

2. Хотя понятие бесконечно длинной траектории полета имеет важное значение для определения уровня воздействия звука при единичном шумовом событии L_E , оно менее существенно применительно к параметру максимального уровня звука при единичном воздействии L_{max} , который зависит от шума, производимого воздушным судном, находящимся в определенном конкретном положении в точке наибольшего сближения с наблюдателем или вблизи нее. Для целей моделирования параметр расстояния в кривой зависимости NPD принимается равным минимальному расстоянию между наблюдателем и участком.

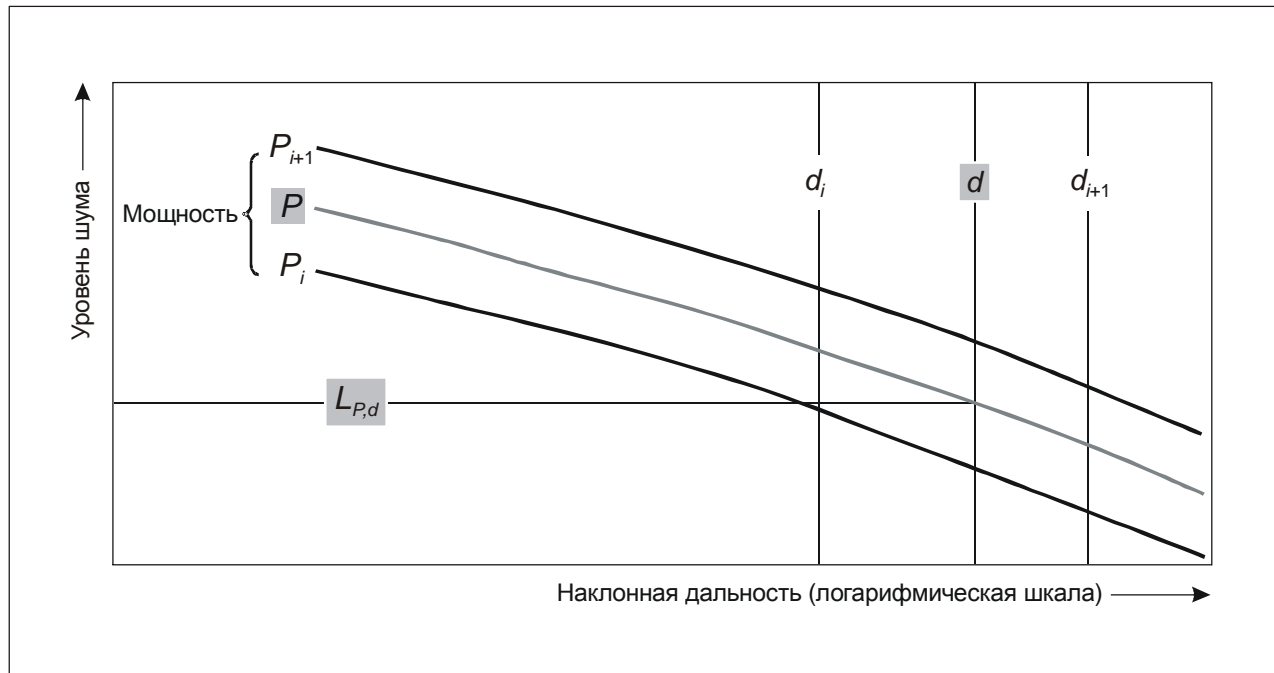


Рис. 4-1. Интерполяция кривых зависимости шум-мощность-расстояние

4.3.4 Используя уравнения (4-3) и (4-4) можно рассчитать уровень шума $L(P,d)$ для любых значений мощности P и расстояния d , охватываемых базой данных NPD.

4.3.5 Для значений расстояния d , находящихся вне области охвата данных NPD, уравнение (4-4) также может использоваться для экстраполяции данных из последних двух значений, т. е. по направлению внутрь от $L(d_1)$ и $L(d_2)$ или наружу от $L(d_{l-1})$ и $L(d_l)$, где l – общее число точек NPD на кривой. Таким образом:

Внутри:

$$L(d) = L(d_2) + \frac{L(d_1) - L(d_2)}{\log d_2 - \log d_1} \cdot (\log d_2 - \log d) \quad (4-5a)$$

Наружу:

$$L(d) = L(d_{l-1}) + \frac{L(d_{l-1}) - L(d_l)}{\log d_l - \log d_{l-1}} \cdot (\log d - \log d_{l-1}) \quad (4-5b)$$

4.3.6 Поскольку на коротких расстояниях (т. е. при малых значениях d) уровни шума возрастают очень быстро с уменьшением дальности его распространения, рекомендуется установить для d более низкий предел в 30 м, т. е. $d = \max(d, 30 \text{ м})$.

4.4 ОБЩИЕ ВЫРАЖЕНИЯ

4.4.1 Уровень шума для участка при единичном событии L_{seg}

4.4.1.1 Значения уровня шума для участков определяются путем корректировки базовых (бесконечная траектория) значений, получаемых из данных NPD. Максимальный уровень шума, создаваемого участком траектории полета $L_{max,seg}$, может быть в общем виде выражен следующей формулой:

$$L_{\max, \text{seg}} = L_{\max}(P, d) + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell), \quad (4-6a)$$

а доля шума в L_E от одного участка траектории полета будет выражена как:

$$L_{E, \text{seg}} = L_{E\infty}(P, d) + \Delta_V + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell) + \Delta_F. \quad (4-6b)$$

4.4.1.2 "Корректировки" в уравнениях 4-6a и 4-6b, которые подробно описаны в разделе 4.5, учитывают следующие эффекты:

- Δ_V *Поправка на длительность:* данные NPD связаны с исходной скоростью полета. Этот метод корректирует уровни воздействия звука в соответствии со значениями скорости, отличными от исходной. (Поправка не применяется к $L_{\max, \text{seg}}$).
- $\Delta_I(\varphi)$ *Эффект места установки двигателей:* описывает различия в параметре боковой направленности, связанные с эффектами защитного экрана преломления и отражения, создаваемыми планером самолета, его двигателями и окружающими полями скоростей потока.
- $\Lambda(\beta, \ell)$ *Боковое затухание:* имеет существенное значение для распространения звука при малых значениях угла к поверхности земли, это учитывает взаимодействие между прямыми и отраженными акустическими волнами (эффект земной поверхности) и эффекты атмосферных неоднородностей (главным образом вызываемых земной поверхностью), которые преломляют акустические волны по мере их прохождения к местоположению наблюдателя в боковом направлении от траектории полета.
- Δ_F *Поправка на конечную длину участка:* учитывает конечную длину участка, который очевидно производит меньше шума, чем бесконечный участок. Она применяется только к значениям уровня воздействия.

4.4.1.3 Если участок является частью дистанции разбега и наблюдатель расположен сзади начала разбега, то необходимо предпринять особые меры для учета явно выраженной направленности шума реактивных двигателей, воспринимаемого сзади самолета, находящегося в процессе взлета, при этом также применяется модифицированная форма коэффициента шума. Эти меры изложены в п. 4.5.6. В пп. 4.4 – 4.6 приводится расчет уровней шума для участков.

4.4.2 Уровень шума L при единичном пролете самолета

4.4.2.1 Максимальный уровень L_{\max} представляет собой просто наибольшее из значений $L_{\max, \text{seg}}$ для участков (см. уравнение 4-6a):

$$L_{\max} = \max(L_{\max, \text{seg}}), \quad (4-7)$$

где значение по каждому участку определяется на основе данных NPD для мощности P и расстояния d . Эти параметры и поправки $\Delta_I(\varphi)$ и $\Lambda(\beta, \ell)$ поясняются в п. 4.6.

4.4.2.2 Уровень воздействия L_E рассчитывается как сумма значений уровней шума $L_{E, \text{seg}}$ в децибелах от каждого существенного по шуму участка траектории полета; т. е.:

$$L_E = 10 \cdot \lg\left(\sum 10^{L_{E, \text{seg}}/10}\right). \quad (4-8)$$

4.4.2.3 Указанный процесс суммирования осуществляется поэтапно по всем участкам траектории полета.

4.4.2.4 Методика определения уровней шума $L_{max,seg}$ и $L_{E,seg}$ для участков описана в разделах 4.5 и 4.6.

4.5 ПАРАМЕТРЫ УЧАСТКОВ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА

4.5.1 Значения мощности P и расстояния d , для которых базовые уровни $L_{max,seg}(P,d)$ и $L_{E\infty}(P,d)$ интерполируются из таблиц NPD, вычисляются на основе геометрических и эксплуатационных параметров, определяющих данный участок. Указанный процесс разъясняется в нижеследующих пунктах.

4.5.2 Геометрические параметры

4.5.2.1 На рис. 4-2а – 4-2с показаны геометрические параметры участка траектории полета относительно источника шума и точки наблюдения, когда наблюдатель O находится: (а) сзади, (б) сбоку и (с) впереди участка S_1S_2 , а полет выполняется в направлении от точки S_1 к точке S_2 . На этих диаграммах:

- O – местоположение наблюдателя;
- S_1, S_2 – начало и конец данного участка;
- S_p – точка наибольшего сближения с наблюдателем по перпендикуляру к данному участку или его продолжению;
- d_1, d_2 – расстояния между начальной, конечной точками участка и наблюдателем;
- d_s – кратчайшее расстояние между наблюдателем и участком;
- d_p – расстояние по перпендикуляру между наблюдателем и продолжением участка (*минимальная наклонная дальность*);
- λ – длина участка траектории полета;
- q – расстояние от S_1 до S_p (отрицательное значение, если наблюдатель находится сзади данного участка).

4.5.2.2 На рис. 4-2а – 4-2с участок траектории полета обозначен жирной сплошной линией. Пунктирная линия обозначает продолжение участка полета по бесконечной прямой в обоих направлениях. Для участков пролета, когда в качестве единицы измерения шумового события берется уровень воздействия L_E , параметр расстояния d кривой зависимости NPD представляет собой расстояние d_p между S_p и наблюдателем, называемое минимальной наклонной дальностью (т. е. расстояние по перпендикуляру от наблюдателя до участка полета или его продолжения; иными словами до (гипотетической) бесконечной траектории полета, частью которой считается данный участок).

4.5.2.3 Однако для целей измерения уровня воздействия звука в тех случаях, когда точки наблюдения находятся сзади наземных участков во время разбега и впереди наземных участков во время пробега на посадке, параметр расстояния d кривой зависимости NPD становится расстоянием d_s – кратчайшим расстоянием от наблюдателя до участка (т. е. тем же, что и в случае, когда в качестве единицы измерения берется максимальный уровень).

4.5.2.4 При использовании максимального уровня шума в качестве единицы измерения параметр расстояния d кривой зависимости NPD соответствует d_s – кратчайшему расстоянию от наблюдателя до данного участка.

4.5.3 Режим мощности P на участке

4.5.3.1 Табличные данные NPD отражают уровни шума самолета, выполняющего установившийся прямолинейный полет по бесконечной траектории полета, т. е. при постоянном режиме мощности двигателей P . Рекомендуемая методология предполагает разбивку фактических траекторий полета, где скорость и направление изменяются, на ряд участков конечной длины, каждый из которых затем рассматривается как часть единообразной, бесконечной траектории полета, к которой применимы имеющиеся данные NPD. Однако указанная методология предусматривает определенные изменения в режиме мощности на протяжении того или иного участка, при этом считается, что режим мощности изменяется линейно с расстоянием от значения P_1 в начале участка до значения P_2 в его конце. Поэтому необходимо определить для данного участка эквивалентное установившееся значение P . Это значение принимается в качестве соответствующей величины в точке участка, расположенной на наименьшем расстоянии от наблюдателя. Если наблюдатель находится сбоку от участка (рис. 4-2b), эту величину получают, как указано в уравнении 3-3d, методом интерполяции между значениями в крайних точках, то есть:

$$P = \sqrt{P_1^2 + \frac{q}{\lambda} \cdot (P_2^2 - P_1^2)}. \quad (4-9)$$

4.5.3.2 Если наблюдатель находится сзади данного участка, то она соответствует значению в ближайшей крайней точке P_1 или P_2 .

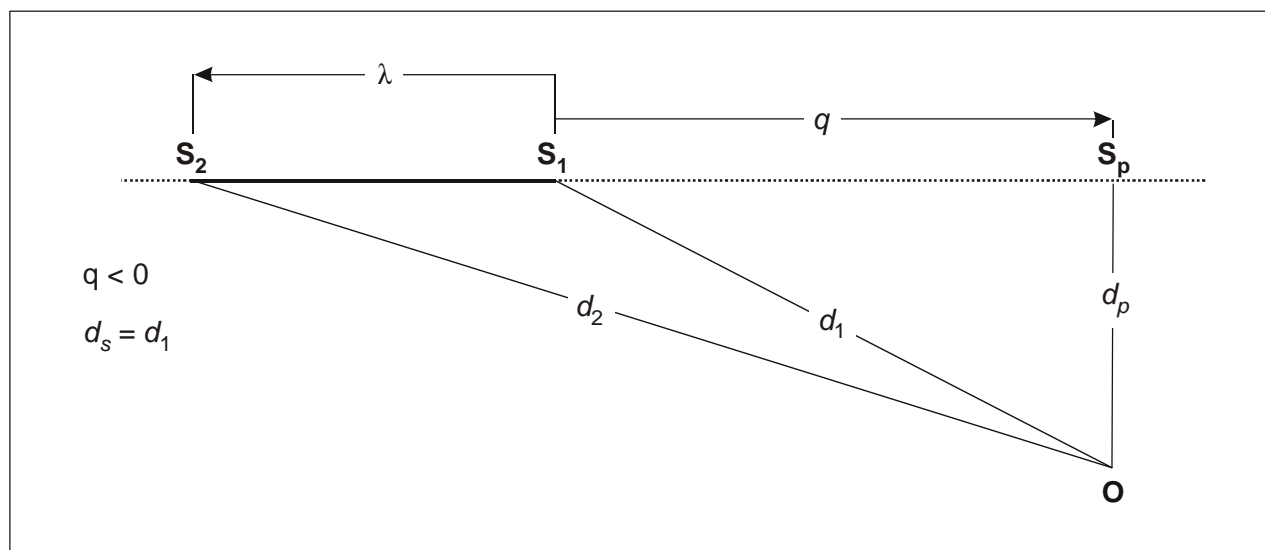


Рис. 4-2а. Геометрия участка траектории полета при нахождении наблюдателя сзади участка

4.6 КОРРЕКТИРОВКИ УРОВНЯ ШУМА ЕДИНИЧНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ДЛЯ УЧАСТКОВ

4.6.1 Данные NPD определяют уровни звука шумового события в зависимости от расстояния по перпендикуляру под идеальной прямолинейной траекторией бесконечной длины, по которой самолет выполняет полет при установившемся режиме мощности двигателей с заданной исходной скоростью³. Уровень шума при

3. Спецификациями NPD предусматривается, чтобы данные основывались на измерениях параметров установившегося *прямолинейного* полета, не обязательно горизонтального; для создания необходимых условий полета испытательная траектория полета самолета может быть наклонной по отношению к горизонтальной. Однако, как показывает практика, наклонные траектории приводят к трудностям в расчетах, и при использовании этих данных для моделирования представляется удобным рассматривать исходные траектории как прямолинейные и горизонтальные.

единичном воздействии, интерполированный из таблицы данных NPD для заданных значений режима мощности и наклонного расстояния, считается *базовым уровнем*. Он применяется к бесконечной траектории полета, и его необходимо скорректировать для учета эффектов значений скорости, отличных от исходной, эффектов места установки двигателей (боковая направленность), бокового затухания, конечной длины участка и продольной направленности звука при нахождении наблюдателя позади точки начала разбега при взлете (см. уравнения 4-6а и 4-6б).

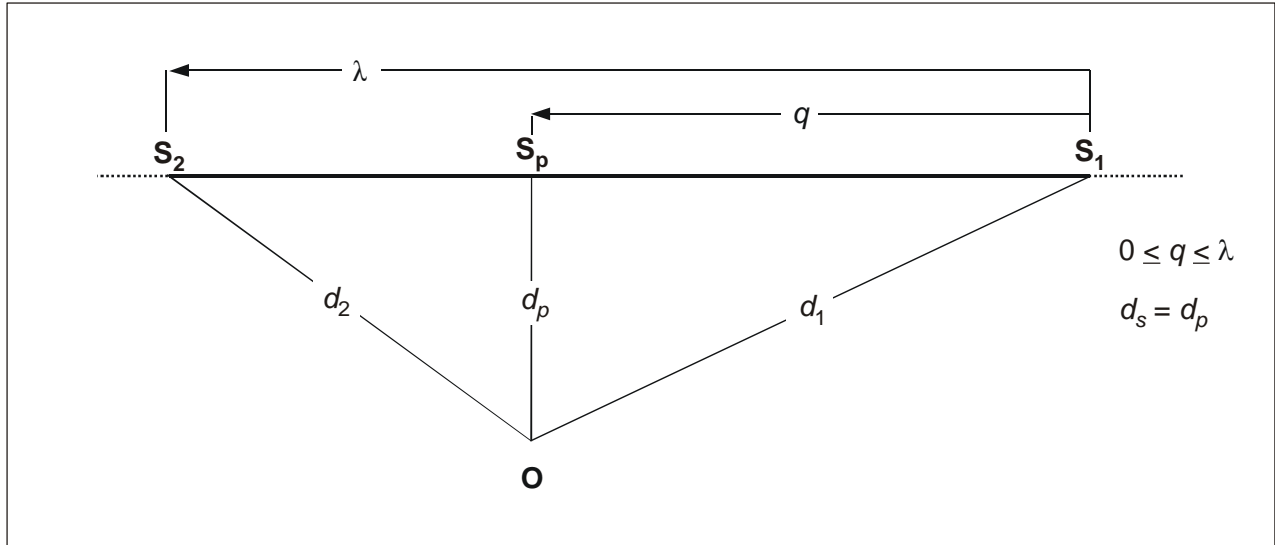


Рис. 4-2б. Геометрия участка траектории полета при нахождении наблюдателя сбоку от участка

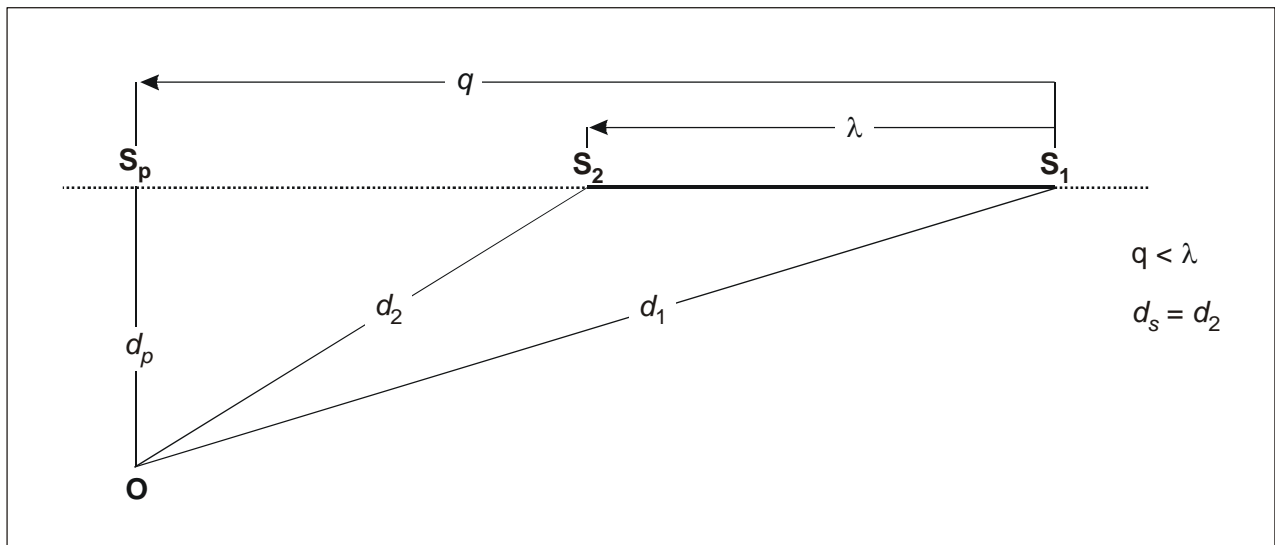


Рис. 4-2с. Геометрия участка траектории полета при нахождении наблюдателя впереди участка

4.6.2 Поправка Δ_V на длительность воздействия (только уровни воздействия L_E)

4.6.2.1 Данная поправка⁴ учитывает изменение уровней воздействия, если фактическая путевая скорость на участке отличается от исходной скорости самолета V_{ref} , с которой связаны основные данные NPD. Аналогично режиму мощности двигателей скорость на протяжении данного участка изменяется (значения путевой скорости изменяются от V_1 до V_2), и необходимо определить эквивалентную скорость на участке V_{seg} , имея в виду, что участок наклонен по отношению к земле; то есть:

$$V_{seg} = V / \cos \gamma, \quad (4-10a)$$

где в данном случае V – эквивалентная путевая скорость на участке, а:

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{z_2 - z_1}{s_2 - s_1} \right). \quad (4-10b)$$

4.6.2.2 Для участков пролета V соответствует значению путевой скорости в точке наибольшего сближения S , которое интерполируется между соответствующими значениями в крайних точках участка, исходя из предположения о том, что путевая скорость изменяется линейно со временем, т. е. если наблюдатель находится сбоку от участка, то:

$$V = \sqrt{V_1^2 + \frac{q}{\lambda} \cdot (V_2^2 - V_1^2)}. \quad (4-10c)$$

4.6.2.3 Если наблюдатель находится сзади или впереди участка, то это значение соответствует скорости в ближайшей крайней точке, V_1 или V_2 .

4.6.2.4 Для участков ВПП (частей участка разбега при взлете или пробеге на посадке, для которых $\gamma = 0$) в качестве значения V_{seg} принимается просто среднее значение между скоростями в начале и в конце участка; т. е.:

$$V_{seg} = (V_1 + V_2)/2. \quad (4-10d)$$

4.6.2.5 В любом случае добавочная поправка на длительность воздействия в этом случае составляет:

$$\Delta_V = 10 \cdot \log(V_{ref} / V_{seg}). \quad (4-11)$$

4.6.3 Геометрия распространения звука

На рис. 4-3 показаны основные геометрические параметры в плоскости, перпендикулярной траектории полета самолета. Линия поверхности земли представляет собой пересечение перпендикулярной плоскости и горизонтальной плоскости земной поверхности. (Если траектория полета горизонтальная, то линия поверхности земли представляет собой вид плоскости земной поверхности с торца.). Охватываемые здесь параметры включают:

- а) *угол крена* самолета ε , измеренный против часовой стрелки относительно продольной оси (т. е. с приподнятой правой консолью крыла. Поэтому указанное значение является положительным при левых разворотах и отрицательным при правых разворотах;

4. Она известна как *поправка на длительность*, поскольку учитывает влияние скорости самолета на длительность шумового события, что соответствует простому предположению о том, что при прочих равных условиях продолжительность и таким образом воспринимаемая акустическая энергия при данном шумовом событии обратно пропорциональны скорости источника шума.

- b) *угол визирования* β (от 0 до 90°) между прямой траекторией распространения звука и горизонтальной линией поверхности земли⁵. Вместе с углом наклона траектории полета и боковым смещением ℓ наблюдателя от линии пути указанный параметр определяет боковое затухание. Это разъясняется в разделах 4.6.4 и 4.6.5;
- c) *угол склонения* φ между плоскостью крыла и траекторией распространения звука. Этот параметр определяет эффекты места установки двигателей. С учетом принятой методики измерения угла крена $\varphi = \beta \pm \varepsilon$, при этом знак будет положительным для наблюдателей со стороны правой консоли крыла и отрицательным для наблюдателей со стороны левой консоли крыла.

4.6.4 Поправка Δ_l на эффект места установки двигателей

4.6.4.1 Находящийся в полете самолет представляет собой сложный источник звука. Не только двигатели (и планер) сами по себе являются сложными источниками звука, но и конфигурация планера, в частности, местоположение двигателей влияет на характер излучения шума за счет процессов отражения, преломления и рассеяния, обусловленными твердыми поверхностями и аэродинамическими полями скоростей потока. Это приводит к неоднородной направленности звука, излучаемого в боковом направлении от продольной оси самолета, называемой здесь *боковой направленностью*.

4.6.4.2 Между самолетами с двигателями, установленными на фюзеляже, и с двигателями, установленными под крыльями, существуют значительные различия в боковой направленности звука, которые учитываются в следующей формуле:

$$\Delta_l(\varphi) = 10 \cdot \log \left[\frac{(a \cdot \cos^2 \varphi + \sin^2 \varphi)^b}{(c \cdot \sin^2 \varphi + \cos^2 2\varphi)} \right], \quad (4-12)$$

где $\Delta_l(\varphi)$ – поправка в дБ при угле склонения φ (см. рис. 4-3) и

$$a = 0,00384, \quad b = 0,0621, \quad c = 0,8786 \text{ для двигателей под крыльями и}$$

$$a = 0,1225, \quad b = 0,3290, \quad c = 1 \text{ для двигателей на фюзеляже.}$$

4.6.4.3 Для винтовых самолетов изменения в параметре направленности незначительны, и в отношении их можно считать, что:

$$\Delta_l(\varphi) = 0. \quad (4-13)$$

4.6.4.4 На рис. 4-4 показано изменение значения $\Delta_l(\varphi)$ относительно продольной оси самолета, оснащенного тремя двигателями. Эти эмпирические зависимости были получены Обществом SAE в ходе экспериментальных измерений, осуществленных главным образом под крылом [справочный материал 8]. До того, пока не будет проведен анализ данных измерений над крылом, рекомендуется при отрицательных значениях φ , считать, что $\Delta_l(\varphi) = \Delta_l(0)$ для всех вариантов установки двигателей.

5. В случае неровного ландшафта могут быть разные определения угла визирования. Здесь он задается высотой воздушного судна над точкой наблюдения и наклонным расстоянием, тем самым уклоны местного ландшафта, а также препятствия на пути распространения звука в расчет не принимаются (см. разделы 2.5.8 и 3.4.4). В том случае, когда из-за возвышенности земли точка восприятия звука находится над воздушным судном, значение угла визирования β берется равным нулю.

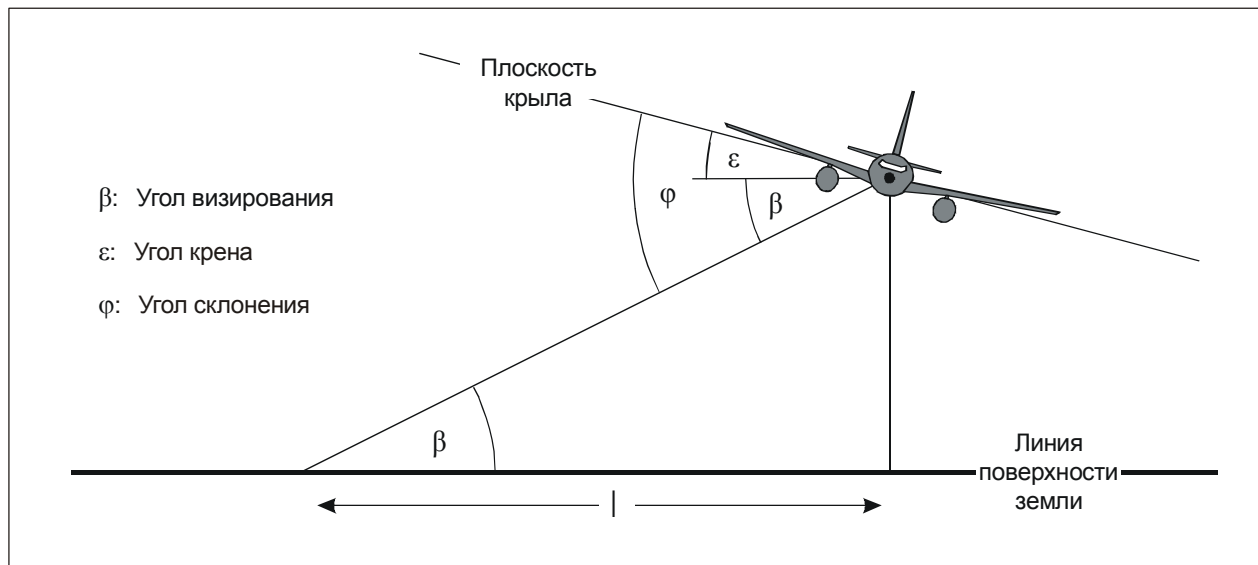


Рис. 4-3. Углы относительно наблюдателя и воздушного судна в плоскости, перпендикулярной траектории полета

4.6.4.5 Предполагается, что значение $\Delta_l(\varphi)$ двухмерное, т. е. оно не зависит от какого-либо иного параметра, и что, в частности, оно не изменяется с изменением продольного расстояния от наблюдателя до самолета. Такая исходная посылка принята для удобства моделирования, пока не будет достигнуто более правильное понимание данного механизма; в действительности эффекты, обусловленные местом установки двигателей, обязаны быть, в основном, трехмерными параметрами. Несмотря на это, двухмерная модель оправдана тем, что как правило, доминирующее влияние на уровни звука при единичном шумовом событии оказывает шум, излучаемый в боковом направлении от ближайшего участка.

4.6.5 Боковое затухание $\Lambda(\beta, l)$ (бесконечная траектория полета)

4.6.5.1 Уровни звука единичного воздействия, указанные в таблицах NPD, соответствуют условиям установившегося горизонтального полета и в целом основаны на измерениях, проведенных на высоте 1,2 м (4 фут) над мягкой ровной поверхностью земли под самолетом; параметром расстояния является непосредственная высота над поверхностью. Предполагается, что любое влияние поверхности на уровни шума под самолетом при единичном шумовом событии, которое могло бы стать причиной отличия табличных уровней звука от соответствующих значений в свободном поле⁶, уже учтено в этих данных (т. е. в виде зависимости уровня звука от расстояния).

4.6.5.2 Сбоку от траектории полета в качестве параметра расстояния берется минимальное наклонное расстояние – длина по перпендикуляру от наблюдателя до траектории полета. В любой точке сбоку от траектории уровень звука будет в целом ниже, чем на таком же расстоянии непосредственно под самолетом. Помимо фактора боковой направленности или "эффектов места установки двигателей", описанных в п. 4.6.4, причиной является избыточное боковое затухание, которое приводит к более быстрому падению звука с расстоянием, чем это предусмотрено в кривых зависимости NPD. Предыдущий, широко использовавшийся

6. Уровень звука в "свободном поле" соответствует тому, который наблюдался бы при отсутствии земной поверхности.

метод моделирования бокового распространения шума самолета был разработан Международным обществом SAE в документе AIR-1751 [справочный материал 9], а описываемые ниже алгоритмы основаны на усовершенствованиях, которые Международное общество SAE сейчас рекомендует в документе AIR-5662 [справочный материал 8]. Боковое затухание представляет собой эффект отражения, обусловленный помехами, возникающими между непосредственно излучаемым звуком и тем, который отражается от поверхности. Оно зависит от наличия поверхности и может вызвать значительное снижение воспринимаемых уровней звука при малых углах визирования. На него также оказывают сильное влияние факторы преломления звука (как устойчивого, так и неустойчивого), вызываемого градиентами ветра и температуры, а также турбулентностью, все из которых связаны с характерными особенностями данной поверхности⁷. Механизм отражения от поверхности хорошо изучен, и для однородных условий атмосферы и поверхности его можно теоретически описать с определенной степенью точности. Однако неоднородности в условиях атмосферы и поверхности (которые не поддаются простому теоретическому анализу) оказывают значительное влияние на эффект отражения и имеют тенденцию к "распространению" его на более высокие значения угла визирования; таким образом, данная теория имеет ограниченную область применения. Международное общество SAE продолжает разработку более глубокого понимания эффектов воздействия поверхностей, и ожидается, что это приведет к созданию более совершенных моделей. До тех пор, пока они не разработаны, для расчета бокового затухания рекомендуется нижеследующая методология, описанная в документе AIR-5662. Она ограничена рамками распространения звука над мягкой ровной поверхностью земли, которая характерна для подавляющего большинства гражданских аэропортов. Корректировки для учета эффектов твердой поверхности земли (или акустически эквивалентной водной поверхности) все еще находятся в стадии разработки.

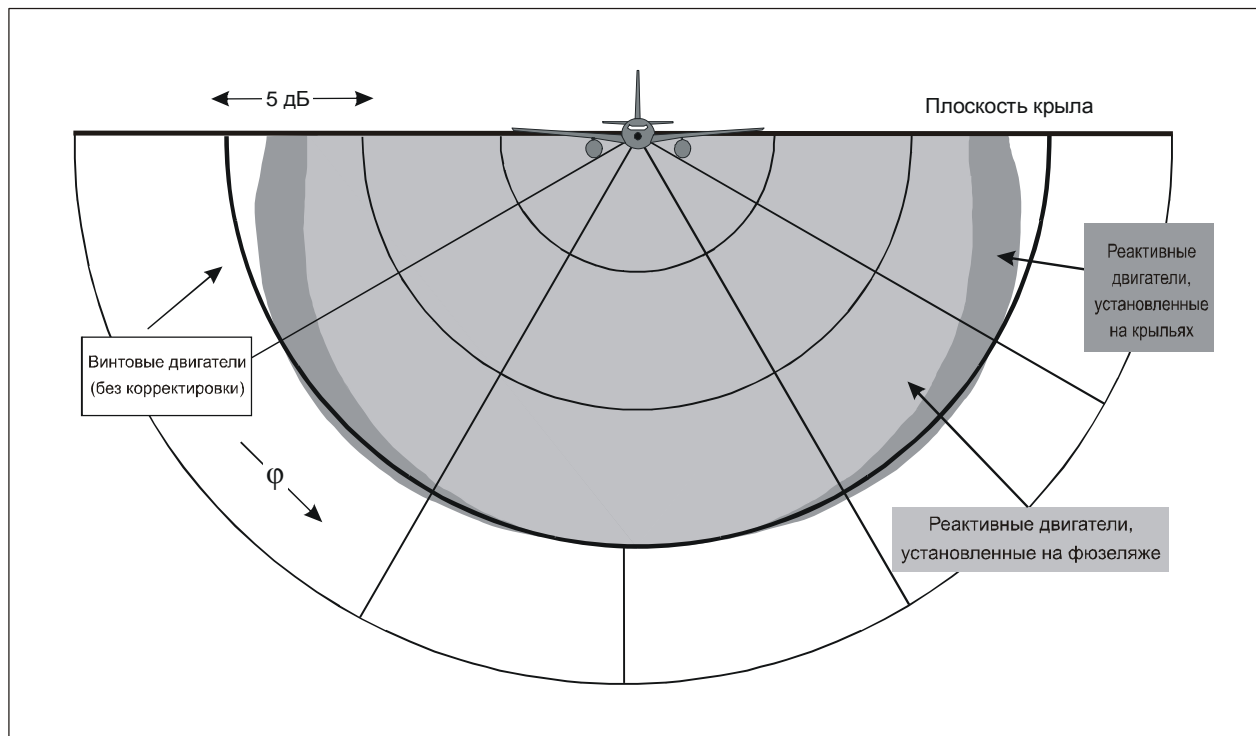


Рис. 4-4. Боковая направленность звука, обусловленная эффектами места установки двигателей

7. Градиенты ветра и температуры и турбулентность частично зависят от неровностей и характеристик передачи тепла, присущих данной поверхности.

4.6.5.3 Данная методология построена на значительном объеме экспериментальных данных о распространении звука от самолетов с установленными на фюзеляже двигателями, выполняющих прямолинейный (без разворотов) установившийся горизонтальный полет, первоначально опубликованных в документе AIR-1751. Исходя из предположения о том, что при горизонтальном полете затухание звука на пути "воздух – земля" зависит от: (i) угла визирования β , измеренного в вертикальной плоскости, и (ii) бокового смещения от путевой линии самолета ℓ , указанные данные были проанализированы для получения эмпирической функции, отражающей суммарную боковую поправку $\Lambda_T(\beta, \ell)$ (– значение уровня звука единичного воздействия в боковом направлении за вычетом значения уровня звука на таком же расстоянии под самолетом).

4.6.5.4 Поскольку параметр $\Lambda_T(\beta, \ell)$ учитывал как боковую направленность, так и боковое затухание, то значение последнего можно получить путем вычитания. Выражая боковую направленность звука с помощью уравнения 4-12 и применяя коэффициенты, соответствующие установленным на фюзеляже двигателям, и заменив φ на β (соответствует полету без разворотов), получаем значение бокового затухания звука, равное:

$$\Lambda(\beta, \ell) = \Lambda_T(\beta, \ell) - \Delta_l(\beta), \quad (4-14)$$

где β и ℓ измеряются, как показано на рис. 4-3, в плоскости, перпендикулярной бесконечной траектории полета, которая в случае горизонтального полета также будет вертикальной.

4.6.5.5 Хотя значение $\Lambda(\beta, \ell)$ можно вычислить непосредственно из уравнения 4-14, взяв величину $\Lambda_T(\beta, \ell)$ из документа AIR-1751, рекомендуется использовать более эффективную зависимость. Ниже приводится следующая эмпирическая аппроксимация, адаптированная из AIR-5662:

$$\Lambda(\beta, \ell) = \Gamma(\ell) \cdot \Lambda(\beta), \quad (4-15)$$

где $\Gamma(\ell)$ – коэффициент расстояния, определяемый по формуле:

$$\Gamma(\ell) = 1,089 \cdot [1 - \exp(-0,00274\ell)] \text{ для } 0 \leq \ell \leq 914 \text{ м}, \quad (4-16a)$$

$$\Gamma(\ell) = 1 \text{ для } \ell > 914 \text{ м}, \quad (4-16b)$$

и $\Lambda(\beta)$ – боковое затухание звука на пути "воздух – земля" в дальней зоне, определяемое формулой:

$$\Lambda(\beta) = 1,137 - 0,0229\beta + 9,72 \cdot \exp(-0,142\beta) \text{ для } 0^\circ \leq \beta \leq 50^\circ, \quad (4-16c)$$

$$\Lambda(\beta) = 0 \text{ для } 50^\circ \leq \beta \leq 90^\circ. \quad (4-16d)$$

4.6.5.6 Формула бокового затухания звука $\Lambda(\beta, \ell)$ (уравнение 4-15), которая считается вполне адекватной для всех самолетов (винтовых самолетов, а также реактивных самолетов с двигателями, установленными на фюзеляже и под крыльями), изображена в графическом виде на рис. 4-5.

4.6.5.7 При определенных обстоятельствах (условия местности) величина β может оказаться меньше нуля. В таких случаях рекомендуется считать, что $\Lambda(\beta) = 10,57$.

4.6.6 Боковое затухание звука для участка конечной длины

4.6.6.1 Уравнения 4-16a и 4-16b определяют боковое затухание $\Lambda(\beta, \ell)$ звука, воспринимаемого наблюдателем от самолета, выполняющего установившийся полет по бесконечной горизонтальной траектории. При применении их к конечным участкам траектории полета, не являющимся горизонтальными, необходимо вычислить значение затухания звука для определенной эквивалентной горизонтальной траектории, поскольку ближайшая точка на простом продолжении наклонного участка (который проходит через поверхность земли в какой-то точке) как правило не позволяет определить надлежащий угол визирования β .

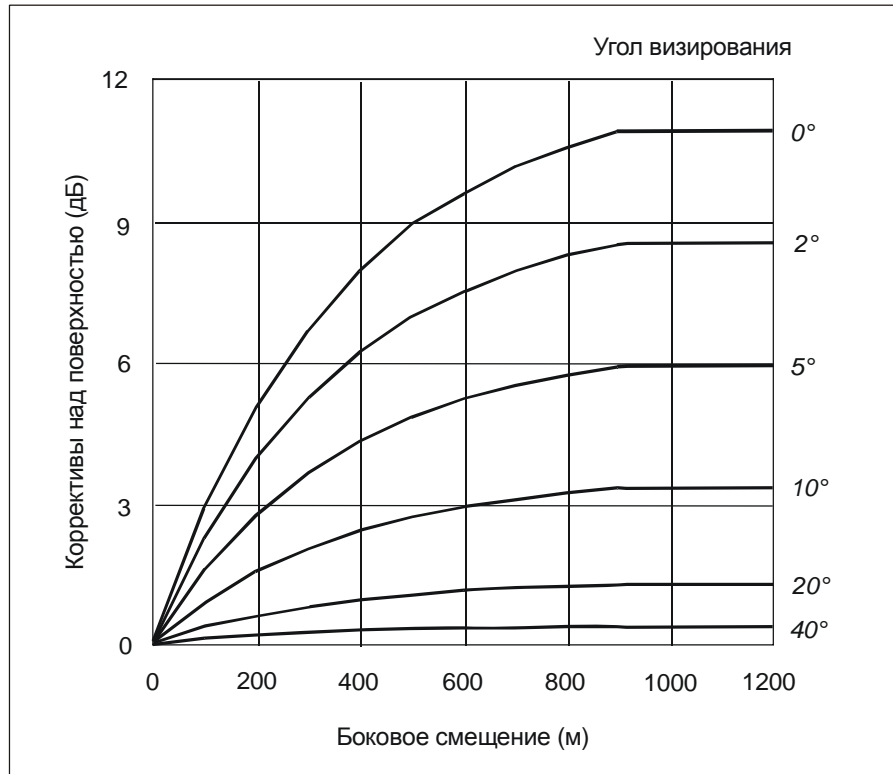


Рис. 4-5. Изменение бокового затухания звука $\Lambda(\beta, \ell)$ в зависимости от угла визирования и расстояния

4.6.6.2 Определение бокового затухания для участков конечной длины резко отличается в зависимости от того, используется ли параметр L_{max} или параметр L_E . Максимальные уровни звука L_{max} для участков определяются из данных NPD как функция от дальности распространения звука d от ближайшей точки на участке; для учета размера участка никакой корректировки не требуется. Аналогичным образом считается, что боковое затухание уровня звука L_{max} зависит только от угла визирования и горизонтальной дальности до той же точки. Таким образом, требуются только координаты этой точки. Однако для L_E данный процесс более сложный.

4.6.6.3 Определяемый из данных NPD базовый уровень звука $L_E(P, d)$ для шумового события, даже если он соответствует конечным параметрам участка, тем не менее применим к бесконечной траектории полета. Уровень звуковой экспозиции единичного воздействия от того или иного участка $L_{E, seg}$ естественно меньше базового уровня на величину поправки на конечную длину участка, которая определяется позднее. Указанная поправка, зависящая от геометрии треугольников OS_1S_2 на рис. 4-2, определяет, какая доля от совокупной шумовой энергии бесконечной траектории, воспринимаемой в точке O , приходится от данного участка; та же самая поправка применяется независимо от наличия какого-либо бокового затухания. Однако любое боковое затухание должно рассчитываться для бесконечной траектории полета, т. е. как функция от значений ее смещения и угла визирования, а не от соответствующих значений участка конечной длины.

4.6.6.4 Добавление поправок Δ_V и Δ_I и вычитание значения бокового затухания $\Lambda(\beta, \ell)$ из базового уровня звука, полученного на основе данных NPD, позволяет получить скорректированный уровень звука единичного воздействия для эквивалентного установившегося горизонтального полета по смежной бесконечной прямолинейной траектории. Однако моделируемые фактические участки траектории полета, которые влияют на контуры шума, редко бывают горизонтальными; самолеты обычно набирают высоту либо снижаются.

4.6.6.5 На рис. 4-6 показан участок траектории вылета S_1S_2 – самолет набирает высоту под углом γ , – однако рассматриваемые аспекты остаются очень похожими на ситуацию при прибытии самолета. Оставшаяся часть "реальной" траектории полета не показана; достаточно отметить, что участок S_1S_2 представляет собой лишь часть общей траектории (которая в целом будет кривой). В этом случае наблюдатель O находится рядом с данным участком (слева от него). Самолет выполняет разворот с креном (против часовой стрелки относительно траектории полета) под углом ε к боковой горизонтальной оси. Угол склонения φ относительно плоскости крыла, зависящий от эффекта установки двигателей Δ_I (уравнение 4-14), находится в плоскости, перпендикулярной траектории полета, в которой определяется значение ε . Таким образом, $\varphi = \beta - \varepsilon$, где $\beta = \tan^{-1}(h/\ell)$ и ℓ – расстояние по перпендикуляру OR от наблюдателя до линии пути; то есть боковое смещение наблюдателя⁸. Точка наибольшего сближения самолета с наблюдателем (S) определяется перпендикуляром OS длиной (наклонное расстояние) d_p . Треугольник OS_1S_2 согласуется с рис. 4-2b, отображающим геометрию для расчета поправки Δ_F для участка.

4.6.6.6 Для расчета бокового затухания с использованием уравнения 4-15 (где β измеряется в вертикальной плоскости) эквивалентная горизонтальная траектория полета определяется в вертикальной плоскости через S_1S_2 и с тем же перпендикулярным наклонным расстоянием d_p от наблюдателя. Это можно визуальным образом представить путем поворота треугольника ORS и связанной с ним траектории полета вокруг отрезка OR (см. рис. 4-6) на угол γ , образуя таким образом треугольник ORS' . Угол визирования этой эквивалентной горизонтальной траектории (теперь в вертикальной плоскости) составляет $\beta = \tan^{-1}(h/\ell)$ (значение ℓ остается неизменным). В этом случае при нахождении наблюдателя сбоку значение бокового затухания $\Lambda(\beta, \ell)$ будет одинаковым как для параметра L_E , так и для параметра L_{max} .

4.6.6.7 На рис. 4-7 показана ситуация, когда местоположение наблюдателя O находится *сзади участка конечной длины*, а не сбоку. Здесь участок наблюдается как более удаленная часть бесконечной траектории; перпендикуляр можно провести только к точке S_p на продолжении линии. Треугольник OS_1S_2 соответствует рис. 4-2a, который определяет поправку Δ_F на конечную длину участка. Однако в этом случае параметры боковой направленности и бокового затухания менее очевидны.

4.6.6.8 Имея в виду, что согласно принятой для целей моделирования концепции боковая направленность звука (эффект места установки двигателей) является двухмерным параметром, определяющий его угол склонения φ по-прежнему измеряется в боковом направлении от плоскости крыла самолета. (Базовый уровень звука при единичном воздействии по-прежнему соответствует тому, который генерируется самолетом при полете по бесконечной траектории, представленной продленным участком.). Таким образом, угол склонения определяется в точке наибольшего сближения, т. е. $\varphi = \beta_p - \varepsilon$, где β_p – угол S_pOC .

4.6.6.9 При расчетах максимального уровня шума в качестве параметра расстояния кривой зависимости NPD берется кратчайшее расстояние до участка, т. е. $d = d_1$. При расчетах уровня воздействия он соответствует кратчайшему расстоянию d_p от O до S_p на продолжении траектории полета, т. е. интерполированный из таблицы NPD уровень равен $L_{E\infty}(P_1, d_p)$.

4.6.6.10 Геометрические параметры для бокового затухания также различаются в зависимости от того, рассчитывается ли максимальный уровень или уровень воздействия. При вычислении максимального уровня поправка $\Lambda(\beta, \ell)$ задается уравнением 4-15, где $\beta = \beta_1 = \sin^{-1}(z_1 / d_1)$, а $\ell = OC_1 = \sqrt{d_1^2 - z_1^2}$, при этом значения β_1 и d_1 определяются треугольником OC_1S_1 в вертикальной плоскости, проходящей через O и S_1 .

4.6.6.11 При вычислении бокового затухания только для участков полета и уровней воздействия звука значение ℓ остается равным кратчайшему смещению в боковом направлении от продолжения участка (OC). Однако, чтобы определить соответствующее значение β , необходимо будет вновь мысленно представить себе (бесконечную) эквивалентную горизонтальную траекторию полета, частью которой можно рассматривать

8. Для наблюдателя, находящегося справа от участка, значение φ будет равным $\beta + \varepsilon$ (см. п. 4.5.2).

данный участок. Она проводится через точку S_1' на высоте h над поверхностью земли, где значение h равно длине отрезка RS_1 – перпендикуляра от линии пути к участку. Это равнозначно повороту фактической продленной траектории полета на угол γ относительно точки R (см. рис. 4-7). Поскольку точка R находится на перпендикуляре к S_1 (точка участка, ближайшая к O), построение эквивалентной горизонтальной траектории будет аналогичным тому, когда O находится сбоку от участка.

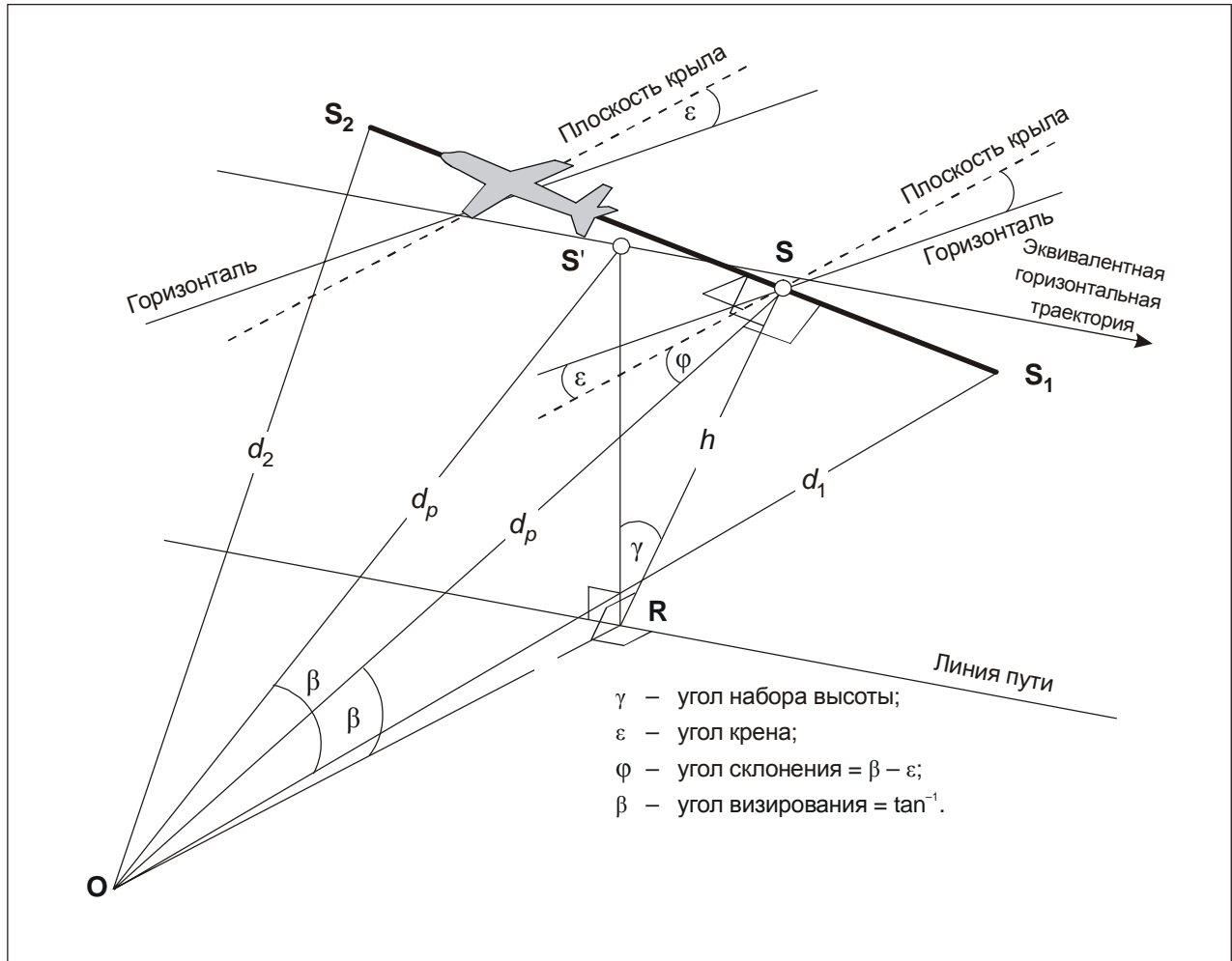


Рис. 4-6. Наблюдатель сбоку от участка

4.6.6.12 Точка наибольшего сближения эквивалентной горизонтальной траектории с местоположением наблюдателя O находится в точке S' (наклонное расстояние d), и таким образом треугольник OCS' , образовавшийся в вертикальной плоскости, определяет угол визирования $\beta = \cos^{-1} (l / d)$. Хотя такое преобразование может показаться достаточно сложным, следует отметить, что геометрия основного источника (задаваемого параметрами d_1 , d_2 и ϕ), остается неизменной, а звук, распространяющийся от участка в направлении наблюдателя, просто является аналогичным тому, каким он был бы при постоянных значениях скорости V (уравнение 4-10с) и мощности P_1 на протяжении всего полета вдоль продленного до бесконечности наклонного участка (частью которого для целей моделирования является данный участок). С другой стороны, боковое затухание звука, производимого на данном участке и воспринимаемого наблюдателем, зависит не от параметра β_p (угол визирования продолжения траектории), а от величины β – угла визирования эквивалентной горизонтальной траектории.

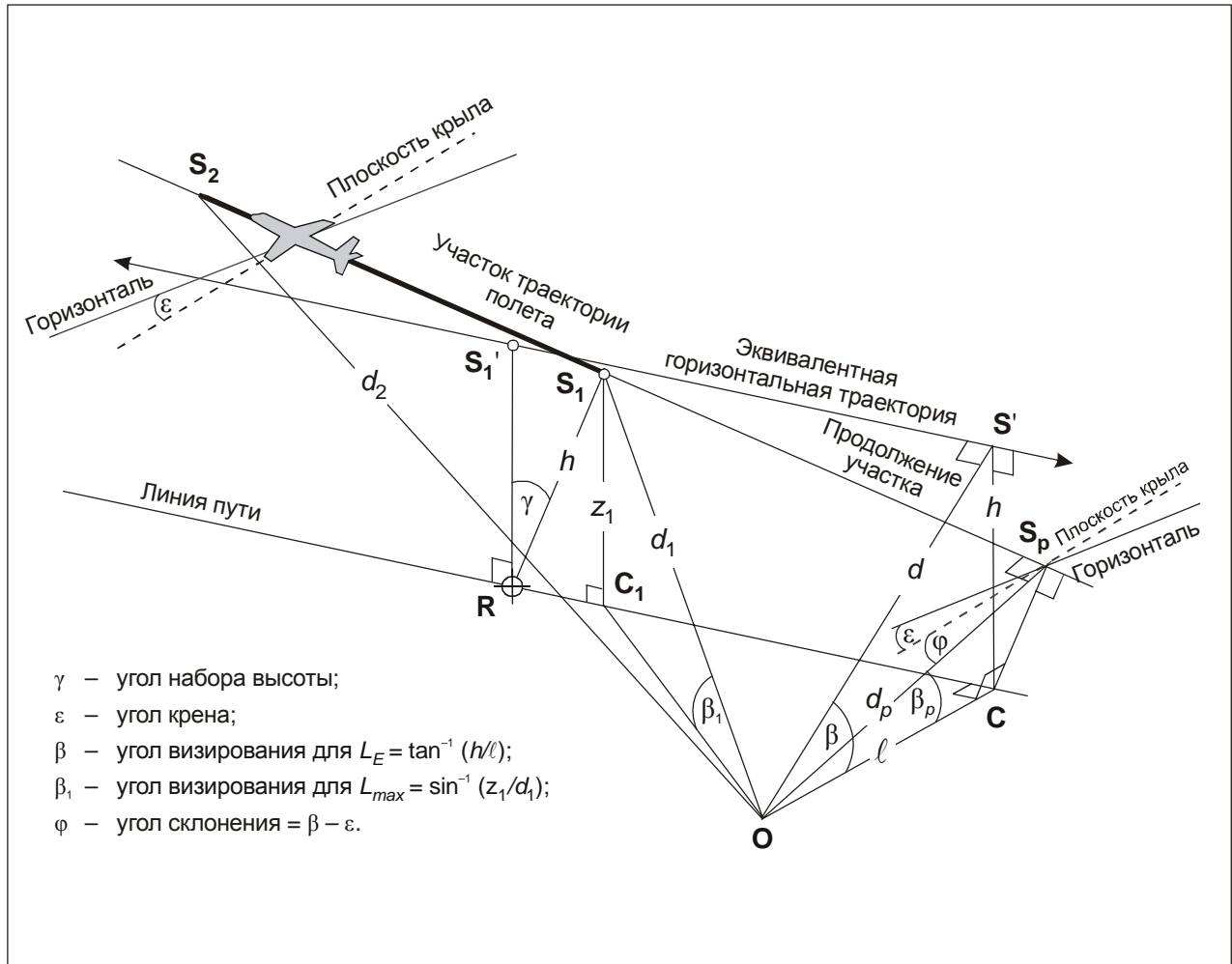


Рис. 4-7. Наблюдатель сзади участка

4.6.6.13 Случай, когда наблюдатель находится впереди данного участка, отдельно не рассматривается; очевидно, что по сути это тот же вариант, когда наблюдатель находится сзади участка.

4.6.6.14 Однако представляется важным отметить, что при расчете уровня воздействия шума, когда наблюдатель находится сзади наземного участка при разбеге и когда он находится впереди наземного участка при пробеге на посадке, величина β становится такой же, как и значение, используемое при вычислении максимального уровня звука, т. е. $\beta = \beta_1 = \sin^{-1}(z_1/d_1)$ и $l = OC_1 = \sqrt{d_1^2 - z_1^2}$.

4.6.7 Поправка Δ_F на конечную длину участка (только для уровней воздействия L_E)

4.6.7.1 Скорректированный базовый уровень воздействия шума относится к самолету, выполняющему непрерывный, прямолинейный, установившийся горизонтальный полет (даже хотя и с углом крена ϵ , который несовместим с прямолинейным полетом). Применение (отрицательного) значения поправки для участка конечной длины $\Delta_F = 10 \cdot \log(F)$, где F – коэффициент звуковой энергии, позволяет дополнительно скорректировать этот уровень до значения, которое соответствовало бы полету самолета только по участку конечной длины.

4.6.7.2 Коэффициент звуковой энергии учитывает четко выраженную продольную направленность шума самолета и угол, стягиваемый данным участком в точке нахождения наблюдателя. Хотя процессы, определяющие направленность звука, являются очень сложными, исследователи показали, что результирующие контуры практически не зависят от заданных точных характеристик направленности. Приводимое ниже выражение для Δ_F основано на 90-градусной дипольной модели излучения звукового сигнала с частотой колебаний четвертой степени. Предполагается, что она не зависит от значений боковой направленности и затухания звука. Расчет указанной поправки подробно описан в добавлении F.

4.6.7.3 Коэффициент звуковой энергии F зависит от треугольника "обзора" OS_1S_2 , изображенного на рис. 4-2а – 4-2с, в результате получаем следующую формулу:

$$\Delta_F = 10 \cdot \log \left[\frac{1}{\pi} \left(\frac{\alpha_2}{1 + \alpha_2^2} + \tan^{-1} \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1 + \alpha_1^2} - \tan^{-1} \alpha_1 \right) \right], \quad (4-17)$$

при этом:

$$\alpha_1 = -\frac{q}{d_\lambda}; \alpha_2 = -\frac{q - \lambda}{d_\lambda};$$

$$d_\lambda = d_0 \cdot 10^{[L_{E_{ref}}(P, d_p) - L_{max}(P, d_p)]/10};$$

$$d_0 = \frac{2}{\pi} \cdot V_{ref} \cdot t_0;$$

где параметр d_λ известен как "взвешенное расстояние" (см. добавление F). Следует иметь в виду, что $L_{max}(P, d_p)$ представляет собой максимальный уровень (определяемый из данных NPD) для расстояния по перпендикуляру d_p , а НЕ значение L_{max} для данного участка.

4.6.7.4 В тех случаях, когда точки наблюдения находятся сзади каждого участка при разбеге и впереди каждого участка при пробеге на посадке, вместо уравнения 4-17 используется особая форма определения коэффициента шума. Он рассчитывается по формуле:

$$\Delta_F' = 10 \log \left[\left(\frac{1}{\pi} \right) \left[\frac{\alpha_2}{1 + \alpha_2^2} + \tan^{-1} \alpha_2 \right] 10^{\Delta_{SOR}/10} \right], \quad (4-18)$$

где $\alpha_2 = \lambda / d_\lambda$ и Δ_{SOR} – поправка на направленность звука в зависимости от точки начала разбега, определенная в разделе 4.6.8.

4.6.8 Зависимость направленности звука Δ_{SOR} от начала разбега

4.6.8.1 Шум реактивных самолетов (особенно тех, которые оснащены двигателями, с более низким коэффициентом двухконтурности) характеризуются лепестковой диаграммой направленности излучения в задней дуге, что является отличительной чертой шума, производимого выхлопной струей. Такая диаграмма еще более четко проявляется, когда скорость истечения реактивной струи выше, а скорость самолета ниже. Это имеет особое значение для тех случаев, когда наблюдатели находятся сзади точки начала разбега и таким образом оба эти условия выполняются. Данный эффект учитывается функцией направленности Δ_{SOR} .

4.6.8.2 На рис. 4-8 показаны соответствующие геометрические параметры зависимости направленности звука Δ_{SOR} от начала разбега. Азимутальный угол ψ между продольной осью самолета и вектором к наблюдателю определяется по формуле:

$$\psi = \cos^{-1} \left(\frac{q}{d_{SOR}} \right). \quad (4-19)$$

4.6.8.3 Относительное расстояние q имеет отрицательное значение (см. рис. 4-2а), и таким образом Ψ изменяется от 0° в направлении движения самолета вперед до 180° в обратном направлении.

4.6.8.4 Параметры d_{SOR} и Ψ вычисляются относительно начальной точки каждого отдельного участка разбега, а не точки начала разбега.

4.6.8.5 Функция Δ_{SOR} применяется в точках наблюдения, находящихся сзади точки начала разбега (т. е. при $90^\circ < \Psi \leq 180^\circ$), к частичному значению уровня звука единичного воздействия, создаваемого совокупным шумом на протяжении разгона на земле:

$$L_{TGR}(d_{SOR}, \Psi) = L_{TGR}(d_{SOR}, 90^\circ) + \Delta_{SOR}(d_{SOR}, \Psi), \quad (4-20)$$

где $L_{TGR}(d_{SOR}, 90^\circ)$ – уровень звука единичного воздействия, создаваемого на всех участках разгона на расстоянии d_{SOR} в боковом направлении от точки SOR. Функция направленности SOR определяется формулой:

если $90^\circ \leq \Psi < 148,4^\circ$, то:

$$\Delta_{SOR}^0 = 51,47 - 1,553 \cdot \Psi + 0,015147 \cdot \Psi^2 - 0,000047173 \cdot \Psi^2 \quad (4-21a)$$

и $148,4^\circ \leq \Psi \leq 180^\circ$, то:

$$\Delta_{SOR}^0 = 339,18 - 2,5802 \cdot \Psi + 0,0045545 \cdot \Psi^2 - 0,000044193 \cdot \Psi^3. \quad (4-21b)$$

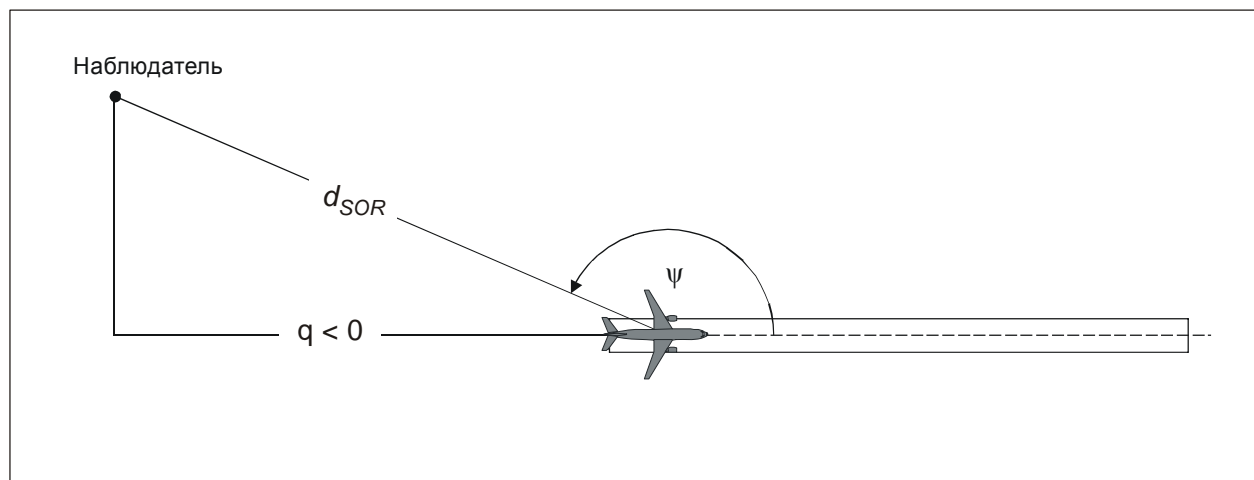


Рис. 4-8. Геометрические параметры "самолет – наблюдатель" для оценки корректировки направленности

4.6.8.6 Если расстояние d_{SOR} превышает нормализующее значение расстояния $d_{SOR,0}$ равное 762 м (2500 фут), то значение корректировки направленности умножается на коэффициент корректировки для учета того факта, что направленность звука становится менее отчетливой по мере возрастания расстояния до самолета, то есть:

$$\Delta_{SOR} = \Delta_{SOR}^0, \quad (4-22a)$$

если $d_{SOR} \leq d_{SOR,0}$,

и:

$$\Delta_{\text{SOR}} = \Delta_{\text{SOR}}^0 \cdot \frac{d_{\text{SOR},0}}{d_{\text{SOR}}}, \quad (4-22b)$$

если $d_{\text{SOR}} > d_{\text{SOR},0}$.

Глава 5

РАСЧЕТ СУММАРНЫХ УРОВНЕЙ

5.1 ВВЕДЕНИЕ

5.1.1 В главе 4 приводится методика расчета уровня шума единичного воздействия при одном пролете самолета в одном месте наблюдения. Совокупный уровень звукового воздействия в этом месте вычисляется путем суммирования уровней единичного воздействия всех существенных по шуму пролетов самолетов, т. е. всех полетов (входящих или выходящих), которые влияют на суммарный уровень. Ниже в кратком виде изложены некоторые из основных показателей суммарного шума; общее описание систем измерения, параметров и индексов шума приводится в добавлении А.

5.2 ВЗВЕШЕННЫЕ ЭКВИВАЛЕНТНЫЕ УРОВНИ ЗВУКА

5.2.1 Взвешенные по времени эквивалентные уровни звука, которые учитывают всю существенную воспринимаемую звуковую энергию самолета, могут быть выражены в общем виде следующей формулой:

$$L_{eq,W} = 10 \cdot \log \left[\frac{t_0}{T_0} \sum_{i=1}^N g_i \cdot 10^{L_{E_i}/10} \right] + C. \quad (5-1a)$$

5.2.2 Суммирование производится по всем N шумовым событиям за период времени T_0 , к которому применяется данный индекс шума. L_{E_i} представляет собой уровень единичного звукового воздействия i -го шумового события. Параметр g_i является весовым коэффициентом, зависящим от времени суток (обычно он устанавливается для дневного, вечернего и ночного периодов). По сути, g_i представляет собой множитель для числа полетов, выполненных за конкретные периоды времени. Константа C может иметь различный смысл (нормирующая постоянная, сезонная поправка и т. д.).

5.2.3 Используя соотношение:

$$g_i = 10^{\Delta_i/10},$$

где Δ_i – весовой коэффициент в дБ для i -го периода, уравнение 5-1а можно привести к следующему виду:

$$L_{eq,W} = 10 \cdot \log \left[\frac{t_0}{T_0} \sum_{i=1}^N 10^{(L_{E_i} + \Delta_i)/10} \right] + C, \quad (5-1b)$$

т. е. весовой коэффициент для времени суток выражается добавочной корректировкой уровня.

5.2.4 Некоторые индексы шума основаны на максимальных уровнях единичного воздействия, а не на интегрированных во времени показателях. Примером может служить средний максимальный уровень звука:

$$\overline{L_{max}} = 10 \cdot \log \left[\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N 10^{L_{max_i}/10} \right]. \quad (5-2)$$

5.2.5 Использование этих параметров типично для ситуаций с относительным низким эквивалентным уровнем звука, но с высокими максимальными уровнями (например, аэродромы с относительно небольшим числом эксплуатантов реактивных самолетов).

5.2.6 Некоторые индексы учитывают как параметр $\overline{L_{max}}$, так и число шумовых событий N посредством соотношения в виде:

$$\text{Index} = \overline{L_{max}} + K \cdot \log N, \quad (5-3)$$

где константа K определяет относительное весовое значение, придаваемое тому или иному числу шумовых событий.

5.2.7 Специальным индексом является "число событий с превышением порога" (NAT). NAT_x обозначает количество шумовых событий с максимальными уровнями звука, достигающими или превышающими пороговое значение X (дБ). Критерии NAT могут устанавливаться для конкретного времени суток (например, $NAT_{Night,70}$).

5.3 ВЗВЕШЕННОЕ ЧИСЛО ОПЕРАЦИЙ

5.3.1 Суммарный уровень шума вычисляется путем сложения шумовых долей от всех различных типов или категорий самолетов, использующих различные маршруты полетов, установленные для данного аэропорта.

5.3.2 Для описания указанного процесса сложения вводятся следующие нижние индексы:

- i – индекс для типа или категории самолета;
- j – индекс для маршрута или подмаршрута полета (если таковые установлены);
- k – индекс для участка маршрута полета.

5.3.3 В определение многих индексов шума включены весовые коэффициенты времени суток g_i (уравнение 5-1). Для средних максимальных уровней (уравнение 5.2) весовые коэффициенты g_i обычно равны 1 или 0 в зависимости от того, охватывает ли данный показатель конкретные периоды суток или 24 часа.

5.3.4 Указанный процесс сложения можно упростить за счет введения "взвешенного числа операций"

$$M_{ij} = (g_{day} \cdot N_{ij,day} + g_{evening} \cdot N_{ij,evening} + g_{night} \cdot N_{ij,night}), \quad (5-4)$$

где величина N_{ij} – число операций самолетов типа/категории i по маршруту (или подмаршруту) в течение дневного, вечернего и ночного периодов соответственно.¹

5.3.5 Исходя из уравнения 5-1b, (общий) суммарный эквивалентный уровень звука L_{eq} в точке наблюдения (x,y) будет равен:

$$L_{eq,W}(x,y) = 10 \cdot \log \left[\frac{t_0}{T_0} \cdot \sum_i \sum_j \sum_k M_{ij} \cdot 10^{L_{E,ijk}(x,y)/10} \right] + C, \quad (5-5)$$

1. Временные периоды могут отличаться от этих трех в зависимости от определения используемого индекса шума.

где T_0 – исходный период времени, а $L_{E,ijk}$ – доля уровня единичного звукового воздействия от участка k маршрута или подмаршрута j для той или иной операции самолета категории i . Расчет параметра $L_{E,ijk}$ подробно описывается в главе 4.

5.4 РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ, ОСНОВАННЫХ НА СУММАРНОМ МАКСИМАЛЬНОМ УРОВНЕ ЗВУКА

5.4.1 Вычисление суммарного эквивалентного уровня звука представляет собой простое сложение уровней единичных шумовых событий L_E всех существенных по шуму операций самолетов. Параметры суммарного максимального уровня менее просты. По определению максимальный уровень звука связан с единичным шумовым событием. Однако отдельный пролет самолета может произвести более одного шумового события в заданном конкретном месте наблюдения (когда его траектория полета характеризуется несколькими подъемами и падениями уровня интенсивности воспринимаемого шума).

5.4.2 Кроме того, в различных параметрах общее выражение "максимальный уровень звука" имеет разный смысл, как это видно из следующих альтернативных определений:

- средний максимальный уровень звука (определяемый по формуле 5-2) всех шумовых событий, происходящих в точке наблюдения;
- средний максимальный уровень звука (определяемый по формуле 5-2) всех шумовых событий, происходящих в точке наблюдения и превышающих заданный пороговый уровень L_T ; или
- абсолютный максимальный уровень (т. е. "наивысший максимальный" уровень). В данном случае учитывается уровень звука только одного шумового события.

Это указывает на необходимость того, чтобы процесс суммирования максимальных уровней звука учитывал специфику того или иного параметра.

5.4.3 При отсутствии порогового значения средний максимальный уровень звука (п. 5.4.2 а)), воспринимаемого в точке наблюдения (x, y) , можно выразить в виде формулы:

$$\overline{L_{\max}}(x, y) = 10 \cdot \log \left[\sum_i \sum_j \sum_k 10^{L_{\max,ijk}/10} \cdot u(k) \right] 10 \cdot \log \left[\sum_i \sum_j \sum_k M_{ij} \cdot u(k) \right], \quad (5-6a)$$

где:

$$u(k) = \begin{cases} 0 \\ 1 \end{cases},$$

если $L_{\max,ijk}$ $\begin{cases} \text{не является} \\ \text{является} \end{cases}$ максимальным уровнем шумового события, (5-6b)

где функция $u(k)$ определяет, является ли максимальный уровень звука участка $L_{\max,ijk}$ максимальным уровнем того или иного шумового события или нет (методика выведения этой функции подробно излагается в добавлении F).

5.4.4 При наличии установленного порогового значения L_T средний максимальный уровень звука (п. 5.4.2b)) выражается формулой:

$$\overline{L_{\max}}(x, y) = 10 \cdot \log \left[\sum_i \sum_j \sum_k 10^{L_{\max,ijk}/10} \cdot v(k) \right] \left[\sum_i \sum_j \sum_k M_{ij} \cdot v(k) \right], \quad (5-7a)$$

где:

$$u(k) = \begin{cases} 0 \\ 1 \end{cases} \text{ если } \begin{cases} L_{\max,ijk} < L_T \\ L_{\max,ijk} \geq L_T \end{cases}, \quad (5-7b)$$

что гарантирует включение в процесс сложения только тех шумовых событий, чьи максимальные уровни звука достигают или превосходят пороговое значение L_T .

5.4.5 Если необходимо вычислить только наивысший максимальный уровень (п. 5.4.2 с)) всех шумовых событий, имеющих место в точке наблюдения, то соответствующее уравнение является достаточно простым:

$$L_{\max}(x,y) = \max(L_{\max,ijk}). \quad (5-8)$$

5.4.6 Уравнение для оценки того или иного числа, превышающего критерий порога, аналогично используемому для расчета среднего максимального уровня звука. Однако в этом случае суммировать необходимо взвешенные величины, а не отдельные уровни звука единичного воздействия:

$$NAT_{L_T}(x,y) = \sum_i \sum_j \sum_k M_{ij} \cdot u(k) \cdot v(k). \quad (5-9)$$

5.5 ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ УРОВНЕЙ ПРИ РАСЧЕТЕ МАКСИМАЛЬНОГО УРОВНЯ

5.5.1 Методология, описанная в главе 4, позволяет получить один и тот же максимальный уровень звука при всех пролетах одного и того же типа самолета по одной и той же траектории². Это может привести к появлению нереалистической прерывистости на контурах \bar{L}_{\max} и NAT . В действительности, никаких резких изменений не происходит; вычисленная величина \bar{L}_{\max} представляет собой просто расчетное среднее значение уровней отдельных шумовых событий, которые разбросаны вокруг центрального значения L_0 . Этот разброс можно реалистически описать с помощью функции гауссового распределения со стандартным отклонением S :

$$w(L_{\max}, L_0, S) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot S} \cdot \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{L_{\max} - L_0}{S} \right)^2 \right]. \quad (5-10)$$

5.5.2 Диаграмма такого распределения уровня звука приводится на рис. 5-1.

5.5.3 Необходимо иметь в виду, что значение медианы L_0 данной функции распределения обычно не равно значению \bar{L} , указанному в базе данных NPD, поскольку его, как правило, получают из результатов измерений путем усреднения в дБ. Это значение превышает значение медианы распределения на величину, которая зависит от стандартного отклонения:

$$\bar{L} = L_0 + \frac{S^2 \cdot \ln 10}{20} = L_0 + 0,115 \cdot S^2. \quad (5-11)$$

5.5.4 Исходя из результатов эксплуатационных измерений, типичная присущая конкретному типу самолета величина стандартного отклонения S составляет приблизительно 2 дБ³. В результате разница в уровнях между логарифмическими и арифметическими средними значениями составляет около 0,5 дБ.

2. Предполагается, что эксплуатационные процедуры и вес остаются неизменными.

3. При сертификационных испытаниях разброс оказывается несколько меньшим.

5.5.5 По аналогичным причинам распределение уровней следует учитывать и при оценке значений NAT . Эта причина явствует из рис. 5-1: в данном случае оба значения L_0 и \bar{L} меньше, чем пороговый уровень L_T . Если не учитывать распределение, то вклад в параметр NAT будет равным нулю. Однако с учетом распределения уровней оказывается, что некоторые из них выше порога, и таким образом они влияют на итоговое значение NAT . Для учета указанного распределения необходимо видоизменить уравнение 5-9, заменив дискретный этап, представленный функцией $v(k)$, интегралом по непрерывной функции распределения:

$$NAT_{L_T}(x, y) = \sum_i \sum_j \sum_k \left[M_{ij} \cdot u(k) \cdot \int_{L_T}^{\infty} w(L_{max,ijk}, L_{0,k}, s) dL_{max,ijk} \right]. \quad (5-12)$$

Методику приближения указанного интеграла с помощью многочленов для целей программирования можно найти в математических справочниках [например, справочный материал 10].

5.5.6 Следует иметь в виду, что среднее арифметическое значение $L_{0,k}$ необходимо получить из уравнения 5-11, поскольку в базе данных ANP максимальные значения вычисляются на основе измеренных данных путем логарифмического усреднения.

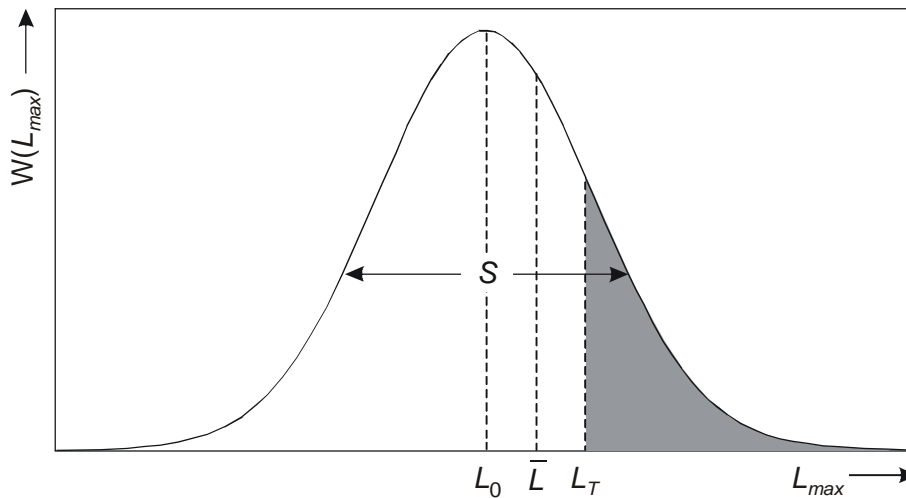


Рис. 5-1. Кривая распределения максимального уровня звука

Глава 6

РАСЧЕТ КОНТУРОВ ШУМА

6.1 РАСЧЕТ И УТОЧНЕНИЕ КОНТУРОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СТАНДАРТНОЙ КООРДИНАТНОЙ СЕТКИ

6.1.1 В тех случаях, когда контуры шума вычисляются методом интерполяции между значениями индекса шума в точках прямоугольной координатной сетки, их точность зависит от выбранного интервала между координатными точками (или размера ячеек) Δ_G , особенно в пределах ячеек, где большие значения градиентов в пространственном распределении индекса приводят к крутой кривизне контуров (см. рис. 6-1). Погрешности интерполяции снижают за счет уменьшения интервалов сетки, но поскольку это увеличивает число координатных точек, время вычисления увеличивается. Оптимизация регулярной координатной сетки предусматривает достижение баланса между точностью моделирования и затрачиваемым на это временем.

6.1.2 Заметное повышение эффективности расчетов, что также позволяет получать более точные результаты, обеспечивает использование нестандартной сетки для достижения более точной интерполяции в критических ячейках. Указанная методика, изображенная на рис. 6-1, делает сетку более плотной в отдельных местах, оставляя основную ее часть неизменной. Этот процесс очень простой и достигается посредством следующих этапов:

- 1) определить для целей уточнения контуров разницу ΔL_R в пороговом значении индекса шума;
- 2) произвести расчет основной координатной сетки с интервалом Δ_G ;
- 3) проверить разницу ΔL в значениях индекса между соседними узлами координатной сетки;
- 4) при обнаружении каких-либо случаев, когда $\Delta L > \Delta L_R$, определить новую координатную сетку с интервалом $\Delta_G/2$ и рассчитать уровни для новых узлов координатной сетки следующим образом:

$$\text{если } \begin{cases} \Delta L \leq \Delta L_R, \\ \Delta L > \Delta L_R, \end{cases}$$

вычислить новое значение:

$$\begin{cases} \text{путем линейной интерполяции из значений смежных уровней;} \\ \text{полностью заново из базовых вводных данных;} \end{cases}$$

- 5) повторять этапы 1) – 4) до тех пор, пока любая разница в значениях не станет меньше пороговой разницы;
- 6) произвести расчет контуров путем линейной интерполяции.

6.1.3 Если указанный набор значений индекса должен быть суммирован с другими (например, при вычислении взвешенных значений индекса путем сложения отдельных контуров для дневного, вечернего и ночного времени суток), необходимо удостовериться в том, что соответствующие отдельные сетки координат являются идентичными.

6.2 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОВЕРНУТЫХ КООРДИНАТНЫХ СЕТОК

6.2.1 Во многих практических случаях истинная форма контуров шума оказывается симметричной относительно линии пути. Однако, если направление указанной путевой линии не приведено в соответствие с расчетной координатной сеткой, то это может привести к асимметричной форме контура.

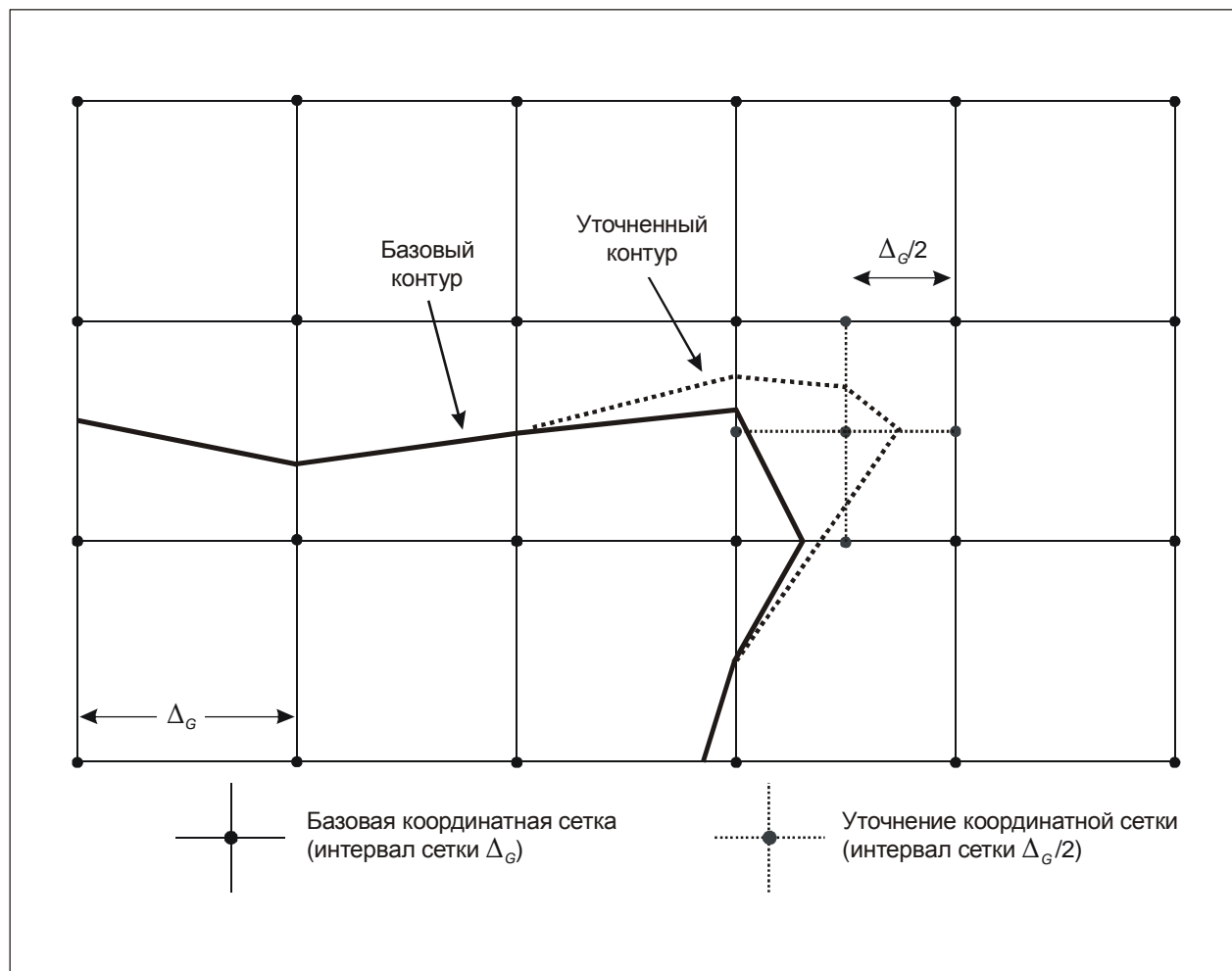


Рис. 6-1. Стандартная координатная сетка и уточнение координатной сетки

6.2.2 Простым способом избежать такого эффекта является сжатие координатной сетки. Однако это увеличивает время вычисления; более элегантное решение состоит в повороте расчетной координатной сетки таким образом, чтобы ее направление было параллельным основным путевым линиям (т. е. обычно параллельно основной ВПП). На рис. 6-2 показан результат влияния такого поворота координатной сетки на форму контура.

6.3 ПОСТРОЕНИЕ КОНТУРОВ

6.3.1 Очень экономичным по времени алгоритмом, который устраняет необходимость вычисления полного набора значений индекса на координатной сетке за счет небольшого усложнения методики вычисления,

является построение линии контура от точки до точки. Такой вариант предусматривает выполнение и повторение двух основных этапов (см. рис. 6-3).

6.3.2 Этап 1 состоит в том, чтобы найти первую точку P_1 на контуре. Это осуществляется путем расчета уровней индекса шума L для эквивалентных шагов вдоль "поискового луча", который, как ожидается, должен пересечь требуемый контур уровня L_C . После пересечения указанного контура значение разницы $\delta = L_C - L$ меняет знак на противоположный. Если это происходит, то ширина шага вдоль этого луча уменьшается вдвое, и направление поиска меняется на противоположное. Данный процесс осуществляется до тех пор, пока значение δ не станет меньше установленного порога точности.

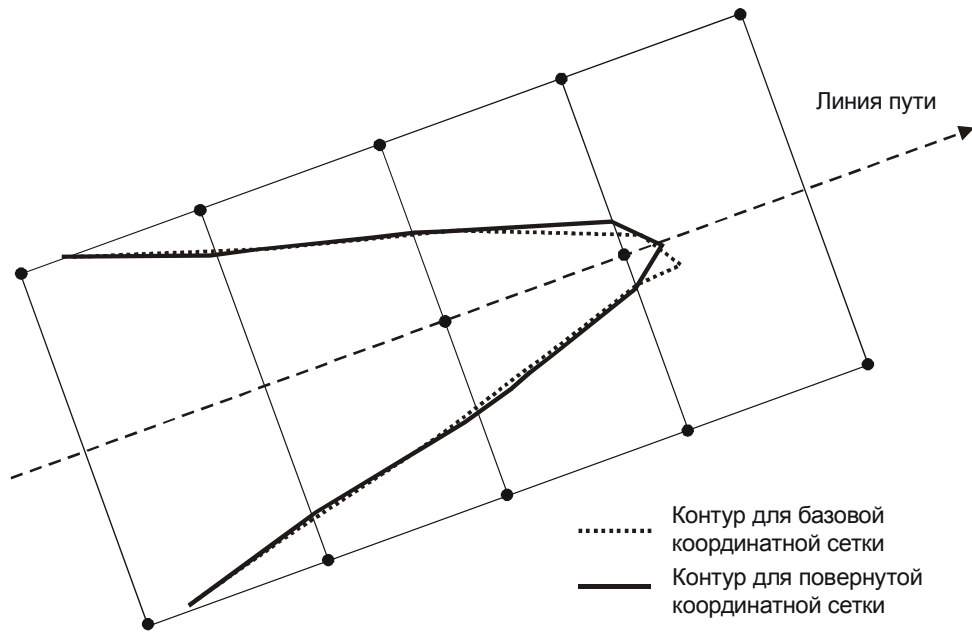


Рис. 6-2. Использование повернутой координатной сетки

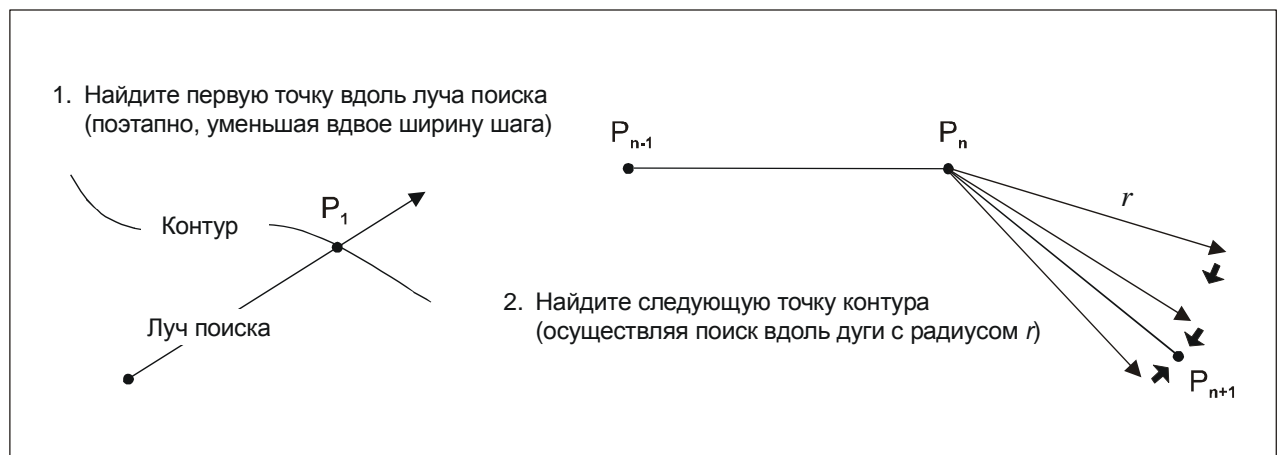


Рис. 6-3. Концепция алгоритма построения контура

6.3.3 Этап 2, который повторяется до тех пор, пока контур не будет достаточно четко определен, состоит в установлении следующей точки на контуре L_C – которая находится на заданном расстоянии r по прямой от текущей точки. В ходе последовательных угловых шагов вычисляются уровни индекса шума и значения разницы δ в конечных точках векторов, определяющих дугу с радиусом r . Следующая точка контура определяется путем аналогичного уменьшения вдвое приращений и изменения направления вектора на противоположное.

6.3.4 Следует ввести некоторые ограничения для гарантии того, чтобы контур был рассчитан с определенной степенью точности (см. рис. 6-4):

- a) длина хорды Δc (расстояние между двумя точками контура) должна находиться в пределах определенного интервала $[\Delta c_{min}, \Delta c_{max}]$, например [10 м, 200 м];
- b) соотношение между значениями длины двух смежных хорд Δc_n и Δc_{n+1} должно быть ограничено, например, $0,5 < \Delta c_n / \Delta c_{n+1} < 2$;
- c) для обеспечения оптимального соответствия длины хорды и кривизны контура необходимо выполнить следующее условие:

$$\phi_n \cdot \max(\Delta c_{n-1}, \Delta c_n) \leq \varepsilon \quad (\varepsilon \approx 15 \text{ м}),$$

где ϕ_n – разность значений направления хорд.

6.3.5 Опыт применения данного алгоритма показал, что для определения точки контура с более высокой точностью, чем 0,01 дБ, необходимо в среднем рассчитать от 2 до 3 значений индекса.

6.3.6 Указанный алгоритм резко уменьшает время вычисления, особенно когда необходимо произвести расчет больших контуров. Однако следует отметить, что его внедрение требует наличия опыта, особенно когда контур разбивается на отдельные "острова".

6.4 ПОСЛЕДУЮЩАЯ ОБРАБОТКА ДАННЫХ

6.4.1 Как правило, последующая обработка расчетных индексов шума включает следующее:

- a) интерполяцию и, при необходимости, сглаживание контуров шума (если индекс рассчитывался для той или иной координатной сетки);
- b) осуществление определенных операций с координатной сеткой, таких, как слияние, добавление, вычитание или преобразование;
- c) построение (включая нанесение контуров, ВПП, путевых линий, конкретных мест наблюдения и/или топографических данных);
- d) интеграцию данных по шуму в системы географической информации (GIS) (например, для оценки количества населения в охватываемом районе).

6.4.2 В настоящее время используется несколько методик последующей обработки данных и стандартизированных форматов данных, которые пригодны для обработки информации, поступающей из программ расчета шума. Примерами таких методик являются:

- a) NMPLOT: эта программа предназначена для просмотра и редактирования соотнесенных с географическими координатами массивов данных, например, данные по шуму, сохраняемые на координатных сетках;

- b) программы GIS, например, ESRI ArcView или MicroStation GeoGraphics (обычно коммерческое программное обеспечение).

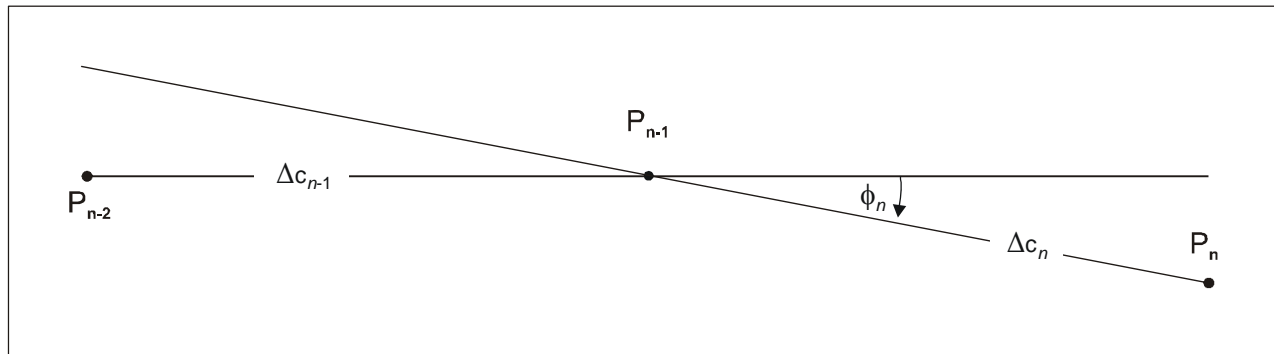


Рис. 6-4. Геометрические параметры, определяющие условия для алгоритма построения контуров

6.4.3 Широко применяемыми форматами данных являются следующие:

- формат файла ArcView;
- формат обмена данными (DXF) AutoCAD;
- стандартный формат файла (ISFF) Intergraph и MicroStation (известный также как DGN);
- формат координатной сетки модели оценки шума (NMGF). Формат NMGF был первоначально разработан для использования в сочетании с различными моделями оценки шума. Он применяется в программе NMPLOT.

6.4.4 Таким образом, существует много возможностей для определения интерфейсов. Это следует принять во внимание при разработке компьютерной модели, основанной на настоящем документе.

Добавление А

ИНДЕКСЫ ШУМА, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В ДОГОВАРИВАЮЩИХСЯ ГОСУДАРСТВАХ ИКАО

Отдельные Договаривающиеся государства ИКАО выбрали разные индексы шума для использования в национальном масштабе. Формулировки существующих индексов выглядят следующим образом:

1. УРОВЕНЬ ЗВУКА В ДНЕВНОЕ-ВЕЧЕРНЕЕ-НОЧНОЕ ВРЕМЯ (L_{DEN})

$$L_{DEN} = 10 \log(1/24) \times [12 \times 10^{L_D/10} + 4 \times 10^{(L_E+5)/10} + 8 \times 10^{(L_N+10)/10}],$$

где L_D , L_E и L_N – эквивалентные непрерывные уровни звукового давления, скорректированные по шкале "А"¹, за 12-часовой период дневного времени с 07.00 до 19.00, 4-часовой период вечернего времени с 19.00 до 23.00 и 8-часовой период ночного времени с 23.00 до 07.00 соответственно².

2. СРЕДНИЙ УРОВЕНЬ ЗВУКА В ДНЕВНОЕ-ВЕЧЕРНЕЕ-НОЧНОЕ ВРЕМЯ (L_{DN})

$$L_{DN} = 10 \log(1/24) \times [15 \times 10^{L_D/10} + 9 \times 10^{(L_N+10)/10}],$$

где L_D и L_N – эквивалентные непрерывные уровни звукового давления, скорректированные по шкале "А", за 15-часовой период дневного времени с 07.00 до 22.00 и 9-часовой период ночного времени с 22.00 до 07.00 соответственно.

3. ЭКВИВАЛЕНТНЫЙ УРОВЕНЬ ЗВУКОВОГО ДАВЛЕНИЯ ($L_{A,eq}$), ИСПОЛЬЗУЕМЫЙ В АВСТРИИ

$$L_{A,eq} = 10 \log \left[(1/t_{eq}) \int_0^{t_{eq}} 10^{L_A(t)/10} dt \right],$$

где $L_A(t)$ – мгновенное значение уровня звукового давления, скорректированного по шкале "А", и t_{eq} – период

1. Эквивалентный непрерывный уровень звукового давления, скорректированный по шкале "А", обычно обозначается символом $L_{A,eq,T}$ [справочный материал 1]. Используемые здесь символы L_D , L_E и L_N указывают на периоды времени, за которые происходит оценка уровней. Эта величина определяется следующим образом:

$$L_{A,eq,T} = 10 \log \left\{ \left[1/(t_2 - t_1) \right] \times \int_{t_1}^{t_2} [p_A^2(t/p_0^2)] dt \right\},$$

где $L_{A,eq,T}$ – эквивалентный непрерывный уровень звукового давления, скорректированный по шкале "А", который определяется за временной интервал T , начиная с t_1 и кончая t_2 ; $p_A(t)$ – мгновенное значение давления звукового сигнала, скорректированного по шкале "А", и p_0 – исходное звуковое давление (20 мкПа).

2. Временные периоды LDEN в Соединенных Штатах Америки отличаются: 12-часовой период дневного времени с 07.00 до 19.00, 3-часовой период вечернего времени с 19.00 до 22.00 и 9-часовой период ночного времени с 22.00 до 07.00.

оценки в секундах; $L_{A,eq}$ оценивается отдельно за 16-часовой период дневного времени с 06.00 до 22.00 и за 8-часовой период ночного времени с 22.00 до 06.00.

4. ИНДЕКС ОЖИДАЕМОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ШУМА (NEF)

$$NEF = 10 \log \sum_i \sum_j 10^{NEF_{ij}/10},$$

где NEF_{ij} – частное значение для самолетов отдельного класса i на траектории полета j , определяемое следующим выражением:

$$NEF_{ij} = L_{EPNij} = 10 \log(n_{Dij} + 16,67n_{Nij}) - 88,$$

где, в свою очередь, L_{EPNij} – эффективный уровень воспринимаемого шума (EPNL) в рассматриваемой точке наблюдения для конкретных самолетов и траекторий полета, n_{Dij} – число полетов в течение 15-часового периода дневного времени (с 07.00 до 22.00) и n_{Nij} – число полетов в течение 9-часового периода ночного времени (с 22.00 до 07.00).

5. ИНДЕКС ВОЗДЕЙСТВИЯ ШУМА (B)

$$B = 20 \log \sum_i [n(10^{L_p/15})] - 157,$$

где L_p – максимальный уровень звукового давления, скорректированный по шкале "А", для пролетающего самолета и n – весовой коэффициент, который меняется в зависимости от времени дня и ночи.

6. ВЗВЕШЕННЫЙ ЭКВИВАЛЕНТНЫЙ НЕПРЕРЫВНЫЙ УРОВЕНЬ ВОСПРИНИМАЕМОГО ШУМА (WECPNL), ИСПОЛЬЗУЕМЫЙ В ЯПОНИИ

$$WECPNL = \left(10 \log \left[(1/n) \sum_i 10^{L_i/10} \right] + 10 \log N \right) - 27,$$

где L_i – максимальный уровень звукового давления, скорректированный по шкале "А", от пролетающего самолета i , а N основано на числе пролетов n за 24-часовой период, но с весовыми коэффициентами по числу пролетов в течение дневного времени (с 07.00 до 19.00), вечернего времени (с 19.00 до 22.00) и ночного времени (с 22.00 до 07.00).

7. ИНДЕКС ОЖИДАЕМОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ШУМА (ANEF), ИСПОЛЬЗУЕМЫЙ В АВСТРАЛИИ

$$ANEF = 10 \log \sum_i \sum_j 10^{ANEF_{ij}/10},$$

где $ANEF_{ij}$ – частное значение для самолетов класса i на траектории полета j , определяемое следующим выражением:

$$ANEF_{ij} = L_{EPNij} + 10 \log(n_{Dij} + 4n_{Nij}) - 88,$$

где, в свою очередь, L_{EPNij} – эффективный уровень воспринимаемого шума (EPNL) в рассматриваемой точке наблюдения для конкретных самолетов и траекторий полета, n_{Dij} – число полетов в течение 11-часового

периода дневного времени (с 07.00 до 19.00) и n_{Nij} – число полетов в течение 11-часового периода ночного времени (с 19.00 до 07.00).

8. ПРИМЕНЕНИЕ ИНДЕКСОВ, ОСНОВАННЫХ НА EPNL

На практике данные EPNL, необходимые для расчета некоторых индексов, широко не предоставлялись изготовителями воздушных судов. В результате вместо них использовался приближенный метод, изложенный в добавлении В. Однако с развитием базы данных ANP основанные на EPNL данные зависимости шум-мощность-расстояние (NPD) стали в настоящее время гораздо более доступными, и в этой связи рекомендуется использовать указанные данные непосредственно при вычислении индексов, основанных на параметре EPNL. Вместе с тем признано, что при этом могут измениться форма и размер контуров; поэтому в документе сохранено добавление В для тех случаев, когда уместно дальнейшее применение приближенного метода, чтобы обеспечить целостность.

Добавление В

ПРИБЛИЖЕННЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОГО УРОВНЯ ВОСПРИНИМАЕМОГО ШУМА (EPNL)

1. ПРИБЛИЖЕННЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УРОВНЯ ВОСПРИНИМАЕМОГО ШУМА С ПОПРАВКОЙ НА ТОНАЛЬНОСТЬ (PNLTJ)

- a) Приближенный метод с использованием PNL, вычисленного по результатам измерений в октавных полосах частот:

Используйте уровень звукового давления в каждой октавной полосе так, как указано на этапе 1 п. 4.2.1 тома I Приложения 16, а для этапа 2 используйте коэффициент 0,3 вместо 0,15. Исключите "поправку на неравномерность спектра", указанную в п. 4.3 тома I Приложения 16. Для определения приближенной поправки на тональность смотрите таблицу В-1 (от PNL к PNLТ).

- b) Приближенный метод с использованием скорректированного суммарного уровня звукового давления по шкале "D" и "A":

Уровень PNLТ может быть приближенно определен по записям, полученным с помощью аппаратуры с непосредственным отсчетом, если в измерительный тракт введен такой дополнительный элемент, что суммарная частотная характеристика измерительного тракта:

- 1) обратна кривой 40 ноев, как указано в таблице А5-1 добавления 5 к тому I Приложения 16; или
- 2) соответствует коррекции по шкале "А", определенной в сборнике 179 Международной электротехнической комиссии (МЭК).¹

Приближенное значение PNLТ получается путем прибавления к результатам этих измерений постоянной поправки К. Приближенные значения К указаны в таблице В-1.

Таблица В-1. Постоянная поправка К, которую следует прибавить к результатам измерений суммарного уровня звукового давления, скорректированным по шкале "D" или "А", и к величинам PNL, чтобы получить приближенное значение PNLТ

		Константа К, которую следует прибавить, чтобы получить				
		PNL		PNLT		PNL
Самолет		дБ(А)	дБ(D)	дБ(А)	дБ(D)	
ТРДД	Взлет	13	7	13	7	0
	Посадка	13	7	15	9	2

1. Этот сборник был впервые выпущен в 1965 году Центральным бюро Международной электротехнической комиссии, находящимся по адресу: ул. Варембе, 3, г. Женева, Швейцария.

		Константа К, которую следует прибавить, чтобы получить				
		PNL		PNLT		
Самолет		дБ(A)	дБ(D)	дБ(A)	дБ(D)	PNL
ТРД	Взлет	13	7	13	7	0
	Посадка	13	7	13	7	0
Шум от неизвестных воздушных судов		13	7	13	7	0

Представленные в этой таблице значения считаются в настоящее время наилучшими, и их следует использовать, пока неизвестны более точные значения константы К для конкретных данных, таких, как тип самолета, расстояние от траекторий полета и т. д. Если в приближенном методе, изложенном в п. 1b) выше, используются другие значения К, нежели в таблице, то эти значения К должны быть указаны.

Примечание. Следует иметь в виду, что точное значение поправки зависит от таких факторов, как тип самолета, эксплуатационные характеристики, метеорологические условия и расстояние от траектории полета самолета. Цифры, приведенные в таблице В-1, получены по результатам значительного числа наблюдений. В одном из исследований было установлено, что величина поправки изменяется от 13 до 8 при определении PNL по дБ(A) и от 8,5 до 4 - по дБ(D); наибольшие значения соответствуют расстоянию 500 м от траектории полета, наименьшие – 3500 м. В другом исследовании², в котором проведено усреднение результатов измерений более чем 4000 пролетов на площади радиусом 19,3 км от аэродрома, определены следующие стандартные отклонения постоянной поправки (см. таблицу В-2):

Таблица В-2. СТАНДАРТНЫЕ ОТКЛОНЕНИЯ ЗНАЧЕНИЙ К

PNL		PNLT	
дБ(A)	дБ(D)	дБ(A)	дБ(D)
2,2	1,8	3,0	2,6

2. ПРИБЛИЖЕННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОПРАВКИ D НА ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ

Приближенное значение поправки на продолжительность определяется по формуле:

$$D = 10 \log \{ [t(2) - t(1)] / T(0) \},$$

где:

$T(0)$ – нормирующая постоянная, принимаемая равной 20 с; и $[t(2) - t(1)]$ – интервал времени, в течение которого регистрируется величина PNLТ (или приближенное значение) с отклонением в пределах 10 дБ от его максимальной величины. Если максимальная величина превышает уровень фона (или другую предельную величину, рекомендованную в п. 4.5 добавления 1 к тому I Приложения 16) менее чем на 10 дБ, то учитывается время, в течение которого максимальная величина превышает уровень фона или другую предельную величину.

2. W.K. Connor, Community Reactions to Aircraft Noise Measurements, in : *Progress of NASA Research Relating to Noise Alleviation of Large Subsonic Jet Aircraft*, National Aeronautics and Space Administration, Washington D.C., 1968 (NASA SP-189).

В случае расхождения результатов различных приближений суммарные уровни звуковой экспозиции, основанные на измерениях, проведенных с использованием коррекции частоты, соответствующей кривой, обратной кривой 40 ноев (коррекция по шкале D), следует считать лучшими приближениями к EPNL, чем уровни, основанные на результатах измерений, скорректированных по шкале А. Суммарные уровни воздействия шума в октавных полосах частот, следует считать лучшими приближениями к EPNL, чем уровни, полученные на основании измерений, скорректированных по шкале "D" или "A".

Добавление С

РАСЧЕТ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

1. ТЕРМИНЫ И УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Используемые в настоящем добавлении термины и условные обозначения соответствуют тем, которые традиционно используются инженерами по летно-техническим характеристикам самолетов. В целях сведения к минимуму противоречий с основной частью настоящего документа условные обозначения, применяемые в рамках данного добавления, в основном определяются отдельно. Количественные характеристики, приводимые в основной части документа, указываются с помощью общепринятых условных обозначений; небольшое их число, используемое в настоящем добавлении, которые имеют иное условное обозначение, помечены звездочкой (*). Отмечается определенное наложение единиц измерения, принятых в США, и единиц СИ; и вновь это делается для того, что сохранить принятые правила, известные пользователям из различных областей знаний.

1.1 Термины

Индикаторная воздушная скорость	(Называемая также эквивалентной или приборной скоростью). Скорость самолета относительно воздуха, указываемая калиброванным прибором самолета. Истинную воздушную скорость, которая обычно выше, можно вычислить на основе индикаторной воздушной скорости, зная плотность воздуха.
Номинальная тяга	Срок службы двигателя самолета зависит от эксплуатационных температур, при которых работают его детали. Чем выше генерируемая тяга, тем выше температура и короче срок службы. Для обеспечения компромисса между летно-техническими характеристиками и необходимостью продления срока службы для двигателей с малой зависимостью от изменения внешних условий установлены номинальные значения тяги для режима взлета, набора высоты и крейсерского полета, которые определяют нормальные параметры максимальной мощности двигателей.
Параметр режима по тяге	Поскольку тягу невозможно измерить непосредственно в полете, необходимо устанавливать и контролировать тягу посредством альтернативного параметра, который может быть отображен на приборах в кабине пилота. Обычно таким параметром является степень сжатия двигателя (<i>EPR</i>) либо скорость вращения (N_1) ротора низкого давления (или вентилятора).
Переходная точка	См. Постоянство тяги при изменении внешних условий.
Постоянство тяги при изменении внешних условий	При определенных предельных значениях температуры тяга двигателей падает с увеличением температуры окружающего воздуха и наоборот. Это означает, что существует критическое значение температуры воздуха, при превышении которого номинальная тяга недостижима. Для большинства современных двигателей оно называется "фиксированной температурой", поскольку при более низких температурах тяга автоматически ограничивается значением

номинальной тяги в целях максимального продления срока службы двигателей; независимо ни от чего тяга падает при температурах выше указанной фиксированной температуры, которая часто именуется температурой переходной точки или температурой перехода.

Приведенная располагаемая тяга	Располагаемая тяга представляет собой движущую силу, создаваемую двигателем на планере самолета. При заданных параметрах режима мощности (EPR или N_1) она снижается по мере увеличения абсолютной высоты и температуры; приведенная располагаемая тяга эквивалентна значению тяги на уровне моря в условиях МСА.
Скорость	Значение вектора скорости самолета (относительно системы координат аэродрома).

1.2 Условные обозначения

1.2.1 Количественные характеристики не имеют размерности, если не оговорены иные условия. Условные обозначения и сокращения, не перечисленные ниже, используются только локально и определены в данном тексте. Индексы 1 и 2 обозначают условия в начале и в конце участка соответственно. Черта сверху обозначает среднее значение для участка, т. е. среднее значение величин, началом и концом участка.

МСА	Международная стандартная атмосфера
a	Среднее ускорение (фут/с ²)
a_{max}	Максимальное располагаемое ускорение (фут/с ²)
A, B, C, D	Коэффициенты для положения закрылков
E, F, $G_{A,B}$, H	Константы или коэффициенты тяги двигателей для значений температуры ниже фиксированной температуры перехода для двигателей в условиях используемого режима работы двигателей (на текущем участке траектории взлета/начального набора высоты или захода на посадку), в фунт.с/фут, фунт/фут, фунт/фут ² и фунт/°С соответственно, получаемые из базы данных ANP
F_n	Располагаемая тяга, фунт-сила
F_n/δ	Приведенная располагаемая тяга на каждый двигатель, фунт-сила
G	Градиент набора высоты
G'	Градиент набора высоты с неработающим двигателем
G_R	Средний уклон ВПП (положительное значение характеризует уклон в гору)
g	Ускорение силы тяжести (фут/с ²)
N	Количество двигателей, обеспечивающих тягу
N_1	Скорость вращения компрессора низкого давления (или вентилятора) двигателя и ступеней турбины (%)
R	Обратное аэродинамическое качество C_D/C_L

ROC	Скороподъемность на участке (фут/мин)
s	Горизонтальное расстояние, пройденное вдоль линии пути (фут)
S _{TO8}	Взлетная дистанция при скорости встречного ветра 8 уз (фут)
S _{TOG}	Взлетная дистанция с поправкой на w и G _R (фут)
S _{TOw}	Взлетная дистанция при скорости встречного ветра w (фут)
T	Температура окружающего воздуха, при которой эксплуатируется самолет (°C)
T _B	Температура переходной точки (°C)
V	Путевая скорость (уз)
V _C	Индикаторная воздушная скорость (уз)
V _T	Истинная воздушная скорость (уз)
W	Вес самолета (фунт)
w	Скорость встречного ветра (уз)
Δs	Проекция длины участка на путевую линию при невозмущенной атмосфере (фут)
Δs _w	Проекция длины участка на земную поверхность с поправкой на встречный ветер (фут)
δ	p/p_0 – отношение атмосферного давления на уровне самолета к значению стандартного воздушного давления на среднем уровне моря: $p_0 = 101,325$ кПа (или 1013,25 мб) [справочный материал 11]
ε	Угол крена (радианы)
γ	Угол набора высоты/снижения (радианы)
θ	$(T + 273,15)/(T_0 + 273,15)$ отношение температуры воздуха на высоте к стандартной температуре воздуха на среднем уровне моря: $T_0 = 15,0$ °C [справочный материал 11]
σ	$\rho/\rho_0 =$ отношение плотности воздуха на высоте к его значению на среднем уровне моря (также, $\sigma = \delta/\theta$)

2. ВВЕДЕНИЕ

2.1 Синтез траектории полета

2.1.1 В настоящем добавлении содержатся рекомендации по расчету профиля полета самолета на основе заданных аэродинамических параметров и параметров силовых установок, массы самолета, атмосферных условий, линии пути и методики пилотирования (полетная конфигурация, режим мощности, поступательная скорость, вертикальная скорость и т. д.). Методика пилотирования определяется рядом процедурных этапов, которые предписывают, каким образом следует выполнять полет по данному профилю.

2.1.2 Профиль полета при взлете или заходе на посадку представляет собой серию прямолинейных участков, крайние точки которых называются точками профиля. Его расчет осуществляется с использованием уравнений, связанных с аэродинамическими характеристиками и тягой и содержащих многочисленные коэффициенты и константы, которые должны предоставляться для конкретного сочетания планера и двигателя. Указанный процесс называется процессом синтеза траектории полета.

2.1.3 Помимо параметров летно-технических характеристик самолета, которые можно получить из базы данных ANP (см. добавление Н), для этих уравнений требуются данные о: 1) полном весе самолета, 2) количестве двигателей, 3) температуре воздуха, 4) превышении ВПП и атмосферном давлении и 5) процедурных этапах (в виде параметров режима мощности, отклонения закрылков, воздушной скорости и (при ускорении) средней скорости набора высоты/снижения) по каждому участку во время взлета и захода на посадку. Затем каждый участок классифицируется как послепосадочный пробег, взлет или посадка, набор высоты с постоянной скоростью, уменьшение мощности, набор высоты с разгоном с убранными или выпущенными закрылками, снижение с торможением или без торможения и/или с выпуском или без выпуска закрылков и окончательный заход на посадку. Профиль полета строится поэтапно, при этом начальные параметры для каждого участка равны соответствующим параметрам в конце предыдущего участка.

2.1.4 Предполагается, что параметры аэродинамических характеристик, содержащиеся в базе данных ANP, обеспечивают разумный уровень точности фактической траектории полета самолета для заданных исходных условий (см. раздел 2.5). Однако, как показывает практика, аэродинамические параметры и коэффициенты двигателей являются адекватными для температуры воздуха вплоть до 43 °С, превышений аэродрома до 4000 фут и для всего диапазона веса, указанного в базе данных ANP. Таким образом, упомянутые уравнения позволяют вычислять траектории полета для других условий (т. е. для отличных от исходных значений веса, скорости ветра, температуры воздуха и превышения ВПП (воздушное давление)), как правило с достаточной точностью, чтобы рассчитать контуры среднего уровня звука вокруг аэропорта.

2.1.5 В п. 4 разъясняется, каким образом учитываются эффекты разворотов при вылете. Это позволяет учитывать угол крена при расчете эффектов боковой направленности звука (эффект места установки двигателей). Кроме того, во время полета с разворотом градиенты набора высоты обычно уменьшаются в зависимости от радиуса разворота и скорости самолета. (Эффекты разворотов при заходе на посадку являются более сложными и в настоящее время не рассматриваются; однако они редко оказывают существенное влияние на контуры шума.)

2.1.6 В пп. 5–9 приводится описание рекомендуемой методики построения профилей полета при вылетах на основе содержащихся в базе данных ANP коэффициентов и процедурных этапов.

2.1.7 В пп. 10 и 11 излагается методика построения профилей полета при заходе на посадку на основе содержащихся в базе данных ANP коэффициентов и методики выполнения полета.

2.1.8 В п. 12 приводятся примеры расчетов.

2.1.9 Для определения располагаемой тяги, создаваемой соответственно реактивными двигателями и воздушными винтами, приводятся отдельные наборы уравнений. Если не указано иначе, уравнения для расчета аэродинамических характеристик самолета в равной мере применимы для самолетов с реактивными и винтовыми двигателями.

2.1.10 Определение используемых математических символов приводится в начале настоящего добавления и/или в тех местах, где они впервые вводятся. Во всех уравнениях единицы измерения коэффициентов и констант должны обязательно совпадать с единицами измерения соответствующих параметров и переменных. Для обеспечения соответствия с базой данных ANP в настоящем дополнении используются условные обозначения, принятые для летно-технических характеристик самолетов; значения расстояния и высоты выражаются в футах (фут), скорости в узлах (уз), массы в фунтах (фунт), силы в фунт-силе (фунт-сила) и т. д. – даже при том, что некоторые величины (например, атмосферные) выражаются в единицах

СИ. Специалистам по моделированию, использующим другие системы единиц измерения, следует быть очень внимательными и применять соответствующие коэффициенты преобразования при использовании этих уравнений для своих нужд.

2.2 Анализ траекторий полета

2.2.1 В некоторых вариантах моделирования информация о траектории полета предоставляется не в виде процедурных этапов, а в виде координат, характеризующих местоположение и время и обычно определяемых путем анализа радиолокационных данных (см. главу 3). В этом случае уравнения, приведенные в настоящем добавлении, используются "в обратном порядке"; параметры тяги двигателей определяются, исходя из движения самолета, а не наоборот. В целом, после того, как данные траектории полета были усреднены и приведены в форму, соответствующую разбивке на участки, и каждый участок классифицирован как набор высоты или снижение, ускорение или торможение и изменение тяги и положения закрылков, указанные расчеты становятся относительно простыми в сравнении с синтезом, который часто связан с итеративными методами.

3. ТЯГА ДВИГАТЕЛЕЙ

3.1 Движущая сила, создаваемая каждым двигателем, является одним из пяти параметров, которые необходимо определять в конечных точках каждого участка траектории полета (другими параметрами являются относительная высота, скорость, режим мощности и угол крена). Располагаемая тяга представляет собой часть полной тяги двигателя, которая может быть использована для обеспечения движения. При расчете аэродинамических и акустических характеристик располагаемая тяга соответствует стандартному воздушному давлению на среднем уровне моря. Она известна как приведенная располагаемая тяга, F_n/δ .

3.2 Это значение будет представлять собой либо чистую тягу, располагаемую при том или ином заданном режиме тяги, либо чистую тягу, которая создается при выставлении параметра тяги на конкретное значение. В случае турбореактивного или турбовентиляторного двигателя, работающего в заданном режиме тяги, приведенная располагаемая тяга определяется с помощью следующего уравнения:

$$F_n / \delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T \quad (C-1)$$

3.3 В базе данных ANP также содержатся данные, позволяющие вычислять значение изменяющейся тяги в зависимости от параметра режима тяги. Некоторые изготовители определяют указанный параметр как степень сжатия двигателя (EPR), а другие как скорость вращения (N_1) ротора низкого давления или вентилятора. Если таким параметром является EPR, то уравнение C-1 заменяется формулой:

$$F_n / \delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T + K_1 \cdot EPR + K_2 \cdot EPR^2, \quad (C-2)$$

где K_1 и K_2 – коэффициенты, взятые из базы данных ANP, которые соотносят приведенную располагаемую тягу со степенью сжатия двигателя для значений степени сжатия двигателя, близких к тем, которые характерны для заданного числа М самолета.

3.4 В тех случаях, когда параметром, используемым летным экипажем для установки режима тяги, является скорость вращения двигателя N_1 , обобщенное уравнение тяги принимает следующий вид:

$$F_n / \delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T + K_3 \cdot \left(\frac{N_1}{\sqrt{\theta}} \right) + K_4 \cdot \left(\frac{N_1}{\sqrt{\theta}} \right)^2, \quad (C-3)$$

где:

$\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}$ – скорректированная скорость вращения ротора низкого давления (%); и

K_3, K_4 – константы, полученные из данных установленного на самолете двигателя, включающих рассматриваемый диапазон скоростей N_1 .

Следует иметь в виду, что для того или иного конкретного самолета значения E, F, G_A, G_B и H в уравнениях С-2 и С-3 могут отличаться от соответствующих величин в уравнении С-1.

3.5 Не всегда каждый член уравнения имеет существенное значение. Например, в случае двигателей с малой зависимостью номинальной тяги от внешних условий, работающих при температурах ниже переходной точки (обычно 30 °С), температурный компонент уравнения может не потребоваться. Для двигателей, не характеризующихся постоянством тяги при изменении внешних условий, при определении номинальной тяги необходимо учитывать температуру окружающего воздуха. Если температура окружающего воздуха превышает предельное значение диапазона, в котором обеспечивается постоянство тяги двигателя при изменении внешних условий, то при определении располагаемого уровня тяги необходимо использовать иной набор коэффициентов тяги двигателя (E, F, G_A, G_B и H_{high}). В этом случае F_n/δ обычно вычисляется путем использования как низкотемпературных, так и высокотемпературных коэффициентов, а также более высокого уровня тяги для температур ниже значения переходной температуры и более низкого расчетного уровня тяги для температур выше значения переходной точки.

3.6 Если имеются только коэффициенты тяги для низких температур, то можно использовать следующее уравнение:

$$(F_n / \delta)_{high} = F \cdot V_c + (E + H \cdot T_B) \cdot (1 - 0,006 \cdot T) / (1 - 0,006 \cdot T_B), \quad (C-4)$$

где:

$(F_n/\delta)_{high}$ – приведенная располагаемая тяга для низких температур (фунты),

T_B – температура переходной точки (при отсутствии точно определенной величины принимается по умолчанию значение 30 °С).

3.7 В базе данных ANP содержатся значения констант и коэффициентов, применяемых в уравнениях С-1 – С-4.

3.8 Для самолетов с винтовыми двигателями значение приведенной располагаемой тяги по каждому двигателю следует определять из диаграмм либо вычислять с помощью уравнения:

$$F_n / \delta = (326 \cdot \eta \cdot P_p / V_T) / \delta, \quad (C-5) P$$

где:

η – к.п.д. воздушного винта для конкретного винтового двигателя, являющийся функцией от скорости вращения винта и скорости полета самолета;

V_T – истинная воздушная скорость (уз);

P_p – располагаемая сила тяги для заданных условий полета, например, максимальная взлетная мощность или максимальный режим мощности при наборе высоты (л.с.).

3.9 В базе данных ANP приводятся значения используемых в уравнении С-5 максимальной взлетной тяги и максимального режима тяги при наборе высоты.

3.10 Истинная воздушная скорость V_T рассчитывается на основе индикаторной воздушной скорости V_C по формуле:

$$V_T = V_C / \sqrt{\sigma}, \quad (C-6)$$

где σ – отношение плотности воздуха на высоте самолета к ее значению на среднем уровне моря.

3.11 Инструктивные указания для производства полетов с уменьшенной взлетной тягой

3.11.1 Часто взлетная масса самолетов меньше максимальной разрешенной массы и/или располагаемая длина ВПП превышает минимальную длину, которая необходима при использовании максимальной взлетной тяги. В этих случаях принято уменьшать тягу двигателей до уровней ниже максимальных значений, чтобы продлить срок службы двигателей, а иногда в целях снижения шума. Тягу двигателей можно уменьшать только до значений, обеспечивающих поддержание допустимого уровня безопасности. Методика расчета, используемая эксплуатантами авиакомпаний для определения величины уменьшения тяги, соответствующим образом регулируется: она сложная и учитывает множество факторов, включая взлетный вес, температуру окружающего воздуха, объявленные дистанции на ВПП, превышение ВПП и критерии пролета препятствий на ВПП. Таким образом, величина уменьшения тяги меняется в зависимости от конкретного полета.

3.11.2 Поскольку эти факторы могут оказывать существенное влияние на контуры шума при вылетах, специалисты по моделированию должны разумно подходить к производству полетов с уменьшенной тягой и обращаться к эксплуатантам за практической информацией.

3.11.3 При отсутствии такой информации тем не менее рекомендуется в определенной степени учитывать эти факторы альтернативным образом. Копирование расчетов эксплуатантов для моделирования шума представляется нецелесообразным; и оно также будет неуместным наряду с традиционными методами упрощения и приближения, которые применяются для расчета средних уровней шума за продолжительный период времени. В качестве практической альтернативы предлагаются нижеследующие инструктивные указания, однако необходимо подчеркнуть, что в настоящее время в этой области проводится значительная исследовательская работа, и поэтому упомянутые инструктивные указания будут подвергаться изменениям.

3.11.4 Анализ данных самописца полетных данных показал, что уровень уменьшения тяги тесно взаимосвязан с отношением фактического взлетного веса к регламентируемому взлетному весу (RTOW) вплоть до фиксированного нижнего предела¹; то есть:

$$F_n / \delta = (F_n / \delta)_{\max} \cdot W / W_{RTOW}, \quad (C-7)$$

где $(F_n / \delta)_{\max}$ – максимальная номинальная тяга, W – фактический полный взлетный вес и W_{RTOW} – RTOW.

3.11.5 Параметр RTOW представляет собой значение максимального взлетного веса, который можно безопасно использовать, при этом соблюдая требования, касающиеся длины летной полосы для взлета, неработающего двигателя и препятствий. Он зависит от располагаемой длины ВПП, превышения летного поля, температуры, встречного ветра и угла отклонения закрылков. Эту информацию можно получить от эксплуатантов, и она должна быть более доступной, чем данные о фактических уровнях уменьшения тяги. Как альтернатива, ее можно вычислить, используя данные, содержащиеся в руководствах по летной эксплуатации.

1. Полномочные органы по летной годности обычно предусматривают более низкое предельное значение тяги, часто на 25 % ниже максимального значения.

3.12 Использование пониженной тяги при наборе высоты

В случае применения пониженной взлетной тяги эксплуатанты часто, но не всегда, уменьшают тягу при наборе высоты от уровней ниже максимальных значений². Это предотвращает ситуации, когда в конце первоначального набора высоты на режиме взлетной тяги мощность приходится увеличивать, а не уменьшать. Однако обоснование общего подхода к данной ситуации представляется более сложной задачей. Некоторые эксплуатанты используют фиксируемые положения рычага управления двигателем, соответствующие уровню ниже максимальной тяги в режиме набора высоты, иногда называемые "набор высоты 1" и "набор высоты 2", что обычно уменьшает тягу при наборе высоты на 10 и 20 % соответственно относительно максимальной тяги. Рекомендуется, чтобы при любом использовании пониженной взлетной тяги уровни тяги в режиме набора высоты также уменьшались на 10 %.

4. ВЕРТИКАЛЬНЫЕ ПРОФИЛИ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА, ДАВЛЕНИЯ, ПЛОТНОСТИ И СКОРОСТИ ВЕТРА

4.1 Для целей настоящего документа изменения температуры, давления и плотности в зависимости от высоты над средним уровнем моря принимаются равными значениям, которые соответствуют международной стандартной атмосфере [справочный материал 11]. Описанные ниже методологии были апробированы для значений абсолютных высот до 4000 футов над уровнем моря и температур воздуха до 43 °C (109 °F).

4.2 Хотя в действительности средняя скорость ветра изменяется по высоте и времени, для целей моделирования контуров шума учет этих изменений, как правило, является нереальным. Вместо этого, приводимые ниже уравнения для расчета летно-технических характеристик основаны на общей посылке о том, что самолет всегда выполняет полет непосредственно (по умолчанию) против ветра в 8 уз – независимо от компасного азимута (хотя средняя скорость ветра не четко учитывается при расчете распространения звука). Приводится описание методов корректировки результатов для других значений встречного ветра.

5. ВЛИЯНИЕ РАЗВОРОТОВ

5.1 В оставшейся части настоящего добавления разъясняется, каким образом необходимо рассчитывать требуемые характеристики участков, соединяющих точки профиля s,z , которые определяют двухмерную траекторию полета в вертикальной плоскости над линией пути. Участки определяются последовательно в направлении движения. В конце любого участка (или в начале разбега в случае первого участка при вылете), где определяются эксплуатационные параметры и следующий процедурный этап, необходимо вычислить значения угла набора высоты и горизонтального расстояния до точки, где достигаются значения требуемой высоты и/или скорости.

5.2 Если линия пути прямая, то ее будет охватывать один участок профиля, геометрия которого может быть затем определена непосредственным образом (хотя иногда и с определенной долей итерации). Но если разворот начинается или заканчивается, либо его радиус или направление изменяются до достижения требуемых конечных условий, одного участка будет недостаточно, поскольку подъемная сила и лобовое сопротивление изменяются с углом крена. Для учета эффектов разворота при наборе высоты требуются дополнительные участки профиля, чтобы осуществить этот процедурный этап следующим образом.

5.3 Построение линии пути описано в п. 3.7.2 главы 3. Оно производится независимо от какого-либо профиля полета самолета (хотя при этом необходимо проявлять осторожность, чтобы избежать включения

2. До которых тяга уменьшается после начального набора высоты на режиме взлетной тяги.

разворотов, которые невозможно выполнить при нормальных эксплуатационных ограничениях). Однако, поскольку на профиль полета (высоту и скорость как функцию от горизонтального расстояния) оказывают влияние развороты, то профиль полета невозможно определить независимо от линии пути.

5.4 Для поддержания скорости в ходе разворота необходимо увеличить аэродинамическую подъемную силу крыла, чтобы сбалансировать центробежную силу, а также массу самолета. В свою очередь, это увеличивает силу лобового сопротивления и, следовательно, требуемую силу тяги. Влияние разворотов выражается в формулах для расчета летно-технических характеристик в виде функций от угла крена ε , который в случае самолета в горизонтальном полете, выполняющего разворот с постоянной скоростью по круговой траектории, определяется по формуле:

$$\varepsilon = \tan^{-1} \left\{ \frac{2,85 \cdot V^2}{r \cdot g} \right\}, \quad (C-8)$$

где: V – путевая скорость (уз);
 r – радиус разворота (фут);
 g – ускорение силы тяжести (фут/с²).

5.5 Предполагается, что радиус всех разворотов является постоянной величиной, а эффекты второго порядка, связанные с негоризонтальными траекториями полета, не принимаются в расчет; углы крена зависят только от радиуса поворота r проекции траектории полета самолета на земную поверхность.

5.6 Для выполнения того или иного процедурного этапа вначале вычисляется предварительный участок профиля, используя значение угла крена ε в начальной точке, который определяется по формуле C-8 для значения радиуса r данного участка путевой линии. Если рассчитанная длина предварительного участка такова, что он не пересекает начало или конец разворота, указанный предварительный участок подтверждается, и внимание переключается на следующий этап.

5.7 Однако, если предварительный участок пересекает один или несколько начальных или конечных точек разворотов (где изменяется значение ε)³, то параметры полета в первой из таких точек определяются методом интерполяции (см. п. 3.7.3 главы 3) с сохранением этих параметров вместе с координатами участка в качестве соответствующих значений в конечной точке, и верхушка участка срезается. Затем от этой точки применяется вторая часть процедурного этапа, причем еще раз в предварительном порядке предполагается, что она может быть завершена в рамках одного участка с теми же конечными условиями, но с новой начальной точкой и новым значением угла крена. Если на указанном втором участке происходит новое изменение радиуса/направления, то потребуются третий участок и т. д., пока не будут получены конечные условия.

5.8 Приближенный метод

5.8.1 Очевидно, что полный учет влияния разворотов, как это описано выше, связан со значительным усложнением расчетов, поскольку необходимо будет вычислять профиль набора высоты самолета отдельно для каждой линии его пути. Однако изменения в вертикальном профиле, обусловленные разворотами, обычно оказывают гораздо меньшее влияние на контуры, чем изменения угла крена, и некоторые пользователи предпочитают избегать этих сложностей (ценой некоторого снижения точности), не принимая в расчет эффекты разворотов для профилей, но вместе с тем учитывая значение угла крена при вычислении уровня излучения

3. Чтобы избежать прерывистости контура, вызываемой мгновенными изменениями угла крена на стыке прямолинейных участков и разворотов, в расчеты шума вводятся подучастки, позволяющие получить линейные переходы значений угла крена на протяжении первых и последних 5° разворота. Для расчета летно-технических характеристик такие подучастки не требуются; угол крена всегда вычисляется с помощью уравнения C-8.

звука в боковом направлении (см. пп. 4.6.3 и 4.6.4 главы 4). В рамках применения данного приближенного метода расчет точек профиля для конкретного полета самолета производится только единожды, исходя из прямой линии пути (для которой $\varepsilon = 0$).

6. РАЗБЕГ ПРИ ВЗЛЕТЕ

6.1 Взлетная тяга разгоняет самолет на ВПП до точки отрыва. Затем индикаторная воздушная скорость на протяжении всего начального этапа набора высоты считается постоянной. Предполагается, что посадочное шасси (если оно убирающееся) убирается вскоре после отрыва.

6.2 Для целей настоящего документа фактическая длина разбега принимается приблизительно равной эквивалентной взлетной дистанции (при встречном ветре 8 уз по умолчанию) ($s_{\text{ТОВ}}$), определяемой согласно рис. С-1 как расстояние вдоль ВПП от точки освобождения тормозов до точки пересечения ВПП с прямолинейным продолжением траектории начального набора высоты с убранными шасси.



Рис. С-1. Эквивалентная взлетная дистанция

6.3 На горизонтальной ВПП эквивалентная дистанция разбега $s_{\text{ТОВ}}$, выраженная в футах, определяется по формуле:

$$s_{\text{ТОВ}} = \frac{B_8 \cdot \theta \cdot (W / \delta)^2}{N \cdot (F_n / \delta)}, \quad (\text{С-9})$$

где:

B_8 – коэффициент, соответствующий конкретному сочетанию самолет/отклонение закрылков для исходных условий МСА, включая скорость встречного ветра 8 уз (фут/фунт-сила);

W – полный вес самолета в момент освобождения тормозов (фунт-сила);

N – количество двигателей, обеспечивающих тягу.

Примечание. Поскольку формула С-9 учитывает изменение тяги в зависимости от воздушной скорости и превышения ВПП для конкретного самолета, коэффициент B_8 зависит только от отклонения закрылков.

6.4 Для скорости ветра, отличной от 8 уз, дистанция разбега корректируется с использованием формулы:

$$S_{\text{ТОВ}} = S_{\text{ТОБ}} \frac{(V_C - w)^2}{(V_C - 8)^2}, \quad (\text{C-10})$$

где:

- $S_{\text{ТОВ}}$ – дистанция разбега с поправкой на встречный ветер w (фут);
- V_C – (в данном уравнении) индикаторная скорость в момент отрыва носового колеса при взлете (уз);
- w – встречный ветер (уз).

6.5 Значение дистанции разбега также корректируется с учетом уклона ВПП с использованием формулы:

$$S_{\text{ТОГ}} = S_{\text{ТОВ}} \cdot \frac{a}{(a - g \cdot G_R)}, \quad (\text{C-11})$$

где:

- $S_{\text{ТОГ}}$ – дистанция разбега (фут) с поправкой на встречный ветер и уклон ВПП;
- a – среднее значение ускорения вдоль ВПП, равное $(V_C \cdot \sqrt{\sigma})^2 / (2 \cdot S_{\text{ТОВ}})$, (фут/с²);
- G_R – уклон ВПП; положительная величина при разбеге в гору.

7. НАБОР ВЫСОТЫ С ПОСТОЯННОЙ СКОРОСТЬЮ

7.1 Данный участок определяется индикаторной воздушной скоростью самолета, положением закрылков, высотой и углом крена в его конечной точке, а также скоростью встречного ветра (по умолчанию 8 уз). Как и в случае любого участка, в качестве начальных параметров этого участка, включая приведенную располагаемую тягу, берутся соответствующие параметры в конечной точке предыдущего участка – без какой-либо прерывистости (за исключением значений угла отклонения закрылков и угла крена, которые в этих расчетах могут изменяться ступенчато). Значения располагаемой тяги в конце участка вначале рассчитываются с помощью подходящего уравнения из числа формул С-1 – С-5. Затем среднее значение геометрического угла набора высоты γ (см. рис. С-1) вычисляется по формуле:

$$\gamma = \arcsin \left(K \cdot \left[N \cdot \frac{\overline{F_n / \delta}}{W / \delta} - \frac{R}{\cos \varepsilon} \right] \right), \quad (\text{C-12})$$

где черта сверху обозначает соответствующие значения в середине участка (– среднее между значениями в начальной и конечной точках: как правило, значение параметра в середине участка) и

- K – зависящая от скорости константа равная 1,01, когда $V_C \leq 200$ уз, или 0,95 в иных случаях. Указанная константа учитывает влияние градиента набора высоты при встречном ветре 8 уз и

ускорении, характерном для набора высоты с постоянной индикаторной воздушной скоростью (истинная скорость увеличивается по мере уменьшения плотности с высотой);

R – отношение коэффициента лобового сопротивления самолета к его коэффициенту подъемной силы, соответствующему заданному положению закрылков. Предполагается, что шасси убрано;

ε – угол крена (радианы).

7.2 Угол крена корректируется с учетом встречного ветра w , используя следующую формулу:

$$\gamma_w = \gamma \cdot \frac{(V_C - 8)}{V_C - w}, \quad (C-13)$$

где γ_w – среднее значение угла набора высоты с поправкой на встречный ветер.

7.3 Расстояние, пройденное вдоль линии пути (Δs) при наборе высоты под углом γ_w с начальной абсолютной высоты h_1 до конечной абсолютной высоты h_2 , определяется по формуле:

$$\Delta s = \frac{(h_2 - h_1)}{\tan \gamma_w}. \quad (C-14)$$

7.4 Как правило, набор высоты с постоянной воздушной скоростью осуществляется на двух четко выраженных участках профиля вылета. Первый из них, иногда называемый участком начального набора высоты, следует сразу же после отрыва, где требования безопасности предусматривают выполнение полета с минимальной воздушной скоростью как можно ближе к значению безопасной взлетной скорости. Это регламентируемая скорость, и в нормальных условиях полета она должна быть обеспечена к моменту достижения самолетом высоты 35 фут над ВПП. Однако распространенной практикой является выдерживание скорости начального набора высоты, несколько превышающей безопасную взлетную скорость (обычно 10–20 уз), так как это улучшает градиент начального набора высоты. Второй этап наступает после уборки закрылков и начального разгона и называется непрерывным набором высоты.

Во время первоначального набора высоты воздушная скорость зависит от взлетного положения закрылков и полного веса самолета. Индикаторная скорость $V_{СТО}$ при начальном наборе высоты вычисляется с использованием аппроксимации первого порядка:

$$V_{СТО} = C \cdot \sqrt{W}, \quad (C-15)$$

где C – коэффициент, соответствующий положению закрылков (уз/√фунт-сила), взятый из базы данных ANP.

7.5 Для непрерывного набора высоты после ускорения значение индикаторной скорости определяется пользователем.

8. РЕЖИМ ПОНИЖЕННОЙ МОЩНОСТИ (ПЕРЕХОДНЫЙ УЧАСТОК)

8.1 В определенный момент после взлета мощность снижают (или уменьшают) по сравнению с параметрами взлетного режима в целях продления срока службы двигателей и часто для снижения шума в определенных зонах. Тягу обычно уменьшают либо на участке набора высоты с постоянной скоростью (раздел 6), либо на участке разгона (раздел 8). Поскольку этот процесс относительно скоротечный (как правило, его продолжительность составляет 3–5 с), его моделируют путем добавления "переходного участка" к главному участку. Обычно он охватывает горизонтальное расстояние в 1000 фут (305 м).

8.2 Уровень понижения тяги

8.2.1 В ходе нормальных полетов тягу двигателей понижают до уровня максимального режима тяги при наборе высоты. В отличие от взлетной тяги режим тяги при наборе высоты можно выдерживать неопределенно долго, в обычной практике до того момента, когда самолет достигает начальной высоты крейсерского полета. Максимальный уровень тяги при наборе высоты определяется с помощью уравнения С-1 с использованием коэффициентов максимальной тяги, представляемых изготовителем. Однако требования в отношении снижения шума могут предусматривать дополнительное уменьшение тяги, иногда называемое "сильным" снижением тяги. В целях безопасности полетов максимальное уменьшение тяги ограничено⁴ уровнем, определяемым летно-техническими характеристиками самолета и количеством двигателей.

8.2.2 Минимальный уровень "пониженной тяги" иногда называется "пониженной тягой" неработающего двигателя (engine-out):

$$(F_n / \delta)_{\text{engine-out}} = \frac{W / \delta_2}{(N-1)} \left[\frac{\sin(\tan^{-1}(0,01 \cdot G'))}{K} + \frac{R}{\cos \varepsilon} \right], \quad (\text{C-16})$$

где:

δ_2 – коэффициент давления на абсолютной высоте h_2 ;

G' – градиент набора высоты с неработающим двигателем в %:

= 0 % для самолетов с автоматическими системами восстановления тяги; в противном случае,

= 1,2 % для самолетов с 2 двигателями;

= 1,5 % для самолетов с 3 двигателями;

= 1,7 % для самолетов с 4 двигателями.

8.3 Участок набора высоты с постоянной скоростью и пониженной тягой

8.3.1 Градиент набора высоты на данном участке вычисляется по формуле С-12, при этом тяга рассчитывается с использованием либо уравнения С-1 с максимальными коэффициентами набора высоты, либо уравнения С-16 для пониженной тяги. Затем участок набора высоты разбивается на два подучастка с одним и тем же значением угла набора высоты. Это показано на рис. С-2.

8.3.2 Первому участку отводится горизонтальное расстояние 305 м (1000 фут), и значение приведенной располагаемой тяги на каждый двигатель в конце 305 м (1000 фут) устанавливается равной величине уменьшенной тяги. (Если первоначальное горизонтальное расстояние составляет менее 610 м (2000 фут), то для уменьшения тяги используется одна половина участка.). Конечное значение тяги на втором подучастке также устанавливается равным величине пониженной тяги. Таким образом, полет на втором подучастке выполняется с постоянной тягой.

9. НАБОР ВЫСОТЫ С УСКОРЕНИЕМ И УБОРКА ЗАКРЫЛКОВ

9.1 Обычно этот этап следует за начальным набором высоты. Как и для всех участков полета, значения абсолютной высоты h_1 в начальной точке, истинной воздушной скорости V_{T1} и тяги $(F_n/\delta)_1$ совпадают с

4. Раздел 7 тома I документа "Правила аэронавигационного обслуживания. Производство полетов воздушных судов" (PANS-OPS) (Doc 8168).

соответствующими значениями в конце предыдущего участка. Индикаторная воздушная скорость V_{C2} в конечной точке участка и средняя скороподъемность (ROC) устанавливаются пользователем (угол крена ε зависит от скорости и радиуса разворота). Поскольку они взаимозависимы, то значения абсолютной высоты h_2 , истинной воздушной скорости V_{T2} и тяги $(F_n/\delta)_2$ в конечной точке участка, а также длину путевой линии Δs участка необходимо вычислять методом итерации; в качестве значения абсолютной высоты h_2 в конце участка первоначально берется предполагаемая величина, которая затем неоднократно пересчитывается с использованием формул С-16 и С-17 до тех пор, пока разность между результатами последовательных оценок не станет меньше установленного допуска, например, один фут. На практике первоначальная расчетная величина составляет $h_2 = h_1 + 250$ фут.

9.2 Длина путевой линии участка (пройденное горизонтальное расстояние) рассчитывается следующим образом:

$$S_{\text{seg}} = 0,95 \cdot k \cdot k^2 \cdot (V_{T2}^2 - V_{T1}^2) / 2(a_{\text{max}} - G \cdot g), \quad (\text{C-17})$$

где:

0,95 – коэффициент, учитывающий эффект скорости встречного ветра 8 уз при наборе высоты со скоростью 160 уз;

k – константа для перевода уз в фут/с – 1,688 фут/с на уз;

V_{T2} – истинная воздушная скорость в конце участка (уз): $V_{T2} = V_{C2} / \sqrt{\sigma_2}$,

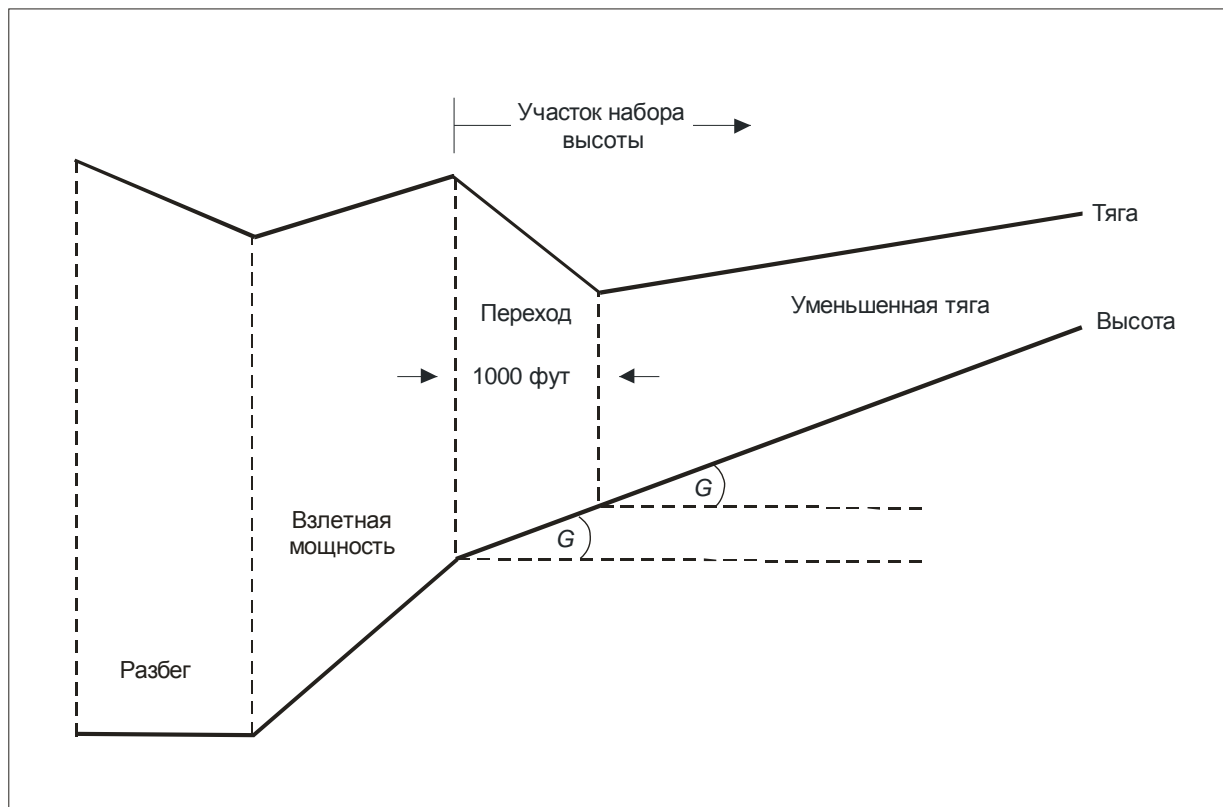


Рис. С-2. Участок набора высоты с постоянной скоростью и с уменьшенной тягой (пример – не в масштабе)

где σ_2 – коэффициент плотности воздуха на абсолютной высоте h_2 в конце участка;

a_{\max} – максимальное ускорение при горизонтальном полете (фут/с²) – $g \left[N \cdot \overline{F_n} / \overline{\delta} / (\overline{W} / \delta) - R / \cos \varepsilon \right]$;

G – градиент набора высоты $\approx \frac{ROC}{60 \cdot k \cdot V_T}$,

где ROC – скороподъемность (фут/мин).

9.3 Затем, используя указанную оценочную величину Δs , производится перерасчет значения абсолютной высоты h_2' в конце участка по формуле:

$$h_2' = h_1 + s \cdot G / 0,95 . \quad (C-18)$$

9.4 До тех пор, пока погрешность $|h_2' - h_2|$ превышает установленный допуск, соответствующие этапы в уравнениях С-17 и С-18 повторяются с использованием итерационных текущих значений абсолютной высоты h_2 , истинной воздушной скорости V_{T2} и приведенной располагаемой тяги $(F_n/\delta)_2$ для каждого двигателя, соответствующих конечной точке участка. Когда погрешность оказывается в пределах допуска, итеративный цикл завершается, и участок разгона определяется конечными значениями параметров в конце участка.

Примечание. Если в ходе итеративного процесса оказывается, что $(a_{\max} - G \cdot g) < 0,02g$, то ускорение может быть слишком малым, чтобы достичь желательного значения V_{C2} в пределах разумного расстояния. В этом случае градиент набора высоты может быть ограничен $G = a_{\max} g - 0,02$, фактически уменьшающим желательную скороподъемность в целях поддержания приемлемого ускорения. Если $G < 0,01$, то следует сделать вывод о том, что тяга недостаточна для обеспечения заданных значений ускорения и набора высоты; следует завершить указанные вычисления и пересмотреть этапы расчета⁵.

9.5 Длина участка разгона корректируется с учетом встречного ветра w с помощью формулы:

$$\Delta s_w = \Delta s \cdot \frac{(V_T - w)}{(V_T - 8)} . \quad (C-19)$$

9.6 Участок разгона с уменьшенной тягой

Участок уменьшения тяги включается в участок разгона таким же способом, что и участок полета с постоянной скоростью – путем превращения его первой части в переходный участок. Уровень пониженной тяги вычисляется аналогично методике расчета пониженной тяги при полете с постоянной скоростью, используя только уравнение С-1. Следует иметь в виду, что, как правило, разгон и набор высоты при одновременном поддержании минимального режима тяги с неработающим двигателем невозможны. Горизонтальное расстояние для участка перехода тяги устанавливается в 305 м (1000 фут), а значение приведенной располагаемой тяги в конце 305 м (1000 фут) берется равным величине пониженной тяги. Скорость в конце участка определяется итеративным методом для длины участка 305 м (1000 фут). (Если первоначальное горизонтальное расстояние составляет менее 610 м (2000 фут), то одна половина участка считается участком изменения тяги.) Итоговое значение тяги на втором подучастке также устанавливается равным величине пониженной тяги. Таким образом, полет на втором подучастке выполняется с постоянной тягой.

5. В любом случае компьютерную модель следует запрограммировать таким образом, чтобы она информировала пользователя о несоответствии.

10. УЧАСТКИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ И РАЗГОНА ПОСЛЕ УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ

Если в траекторию начального набора высоты включаются дополнительные участки разгона, то при расчете горизонтального расстояния, среднего угла набора высоты и увеличения относительной высоты по каждому из них следует опять применять уравнения с С-12 по С-19, а относительную высоту в конечной точке участка необходимо определить методом итерации.

11. СНИЖЕНИЕ И ТОРМОЖЕНИЕ

11.1 Заход на посадку обычно требует снижения и торможения самолета для подготовки к последнему участку захода на посадку, где самолет выполняет полет с закрылками в положении для захода на посадку и с выпущенным шасси. Механика полета не отличается от механики вылета; основное различие состоит в том, что профиль высоты и скорости обычно известен, и необходимо рассчитать только уровни тяги двигателей на каждом участке. Основное уравнение баланса сил имеет следующий вид:

$$F_n / \delta = W \cdot \frac{R \cdot \cos \gamma + \sin \gamma + a/g}{N \cdot \delta} \quad (C-20)$$

11.2 Уравнение С-20 можно использовать двумя четко определенными способами. Во-первых, можно определить значения скорости в начале и в конце участка вместе с углом снижения (или длиной горизонтального участка), а также значения абсолютной высоты начального и конечного участков. В этом случае торможение можно рассчитать по формуле:

$$a = \frac{(V_2 / \cos \gamma)^2 - (V_1 / \cos \gamma)^2}{2 \cdot \Delta s / \cos \gamma} \quad (C-21)$$

где Δs – пройденное горизонтальное расстояние, а V_1 и V_2 – начальное и конечное значения путевой скорости, рассчитанные по формуле:

$$V = \frac{V_C \cdot \cos \gamma}{\sqrt{\sigma}} \quad (C-22)$$

11.3 Уравнения С-20, С-21 и С-22 подтверждают, что в процессе торможения на участке конкретной длины с постоянной скоростью снижения при более сильном встречном ветре потребуются более высокий уровень тяги для поддержания того же уровня торможения, в то время как попутный ветер потребует меньшей тяги для выдерживания того же уровня торможения. Наиболее распространенной практикой является выполнение торможения на этапе захода на посадку с тягой на режиме малого газа. Таким образом, при втором способе применения уравнения С-20 тяга устанавливается на режиме малого газа, а само уравнение решается итеративным методом для определения: 1) торможения и 2) относительной высоты в конце участка торможения – аналогично участкам разгона при вылете. В этом случае дистанция торможения может существенно отличаться в зависимости от встречного и попутного ветра; иногда необходимо уменьшить угол снижения в целях получения разумных результатов.

11.4 Для большинства самолетов режим малого газа не соответствует нулю, а для многих он также зависит от скорости полета. Таким образом, при расчете параметра торможения уравнение С-20 решается путем ввода значения режима малого газа; уровень режима малого газа вычисляется с использованием следующего уравнения:

$$(F_n / \delta)_{idle} = E_{idle} + F_{idle} \cdot V_C + G_{A,idle} \cdot h + G_{B,idle} \cdot h^2 + H_{idle} \cdot T, \quad (C-23)$$

где (E_{idle} , F_{idle} , $G_{A,idle}$, $G_{B,idle}$ и H_{idle}) – коэффициенты режима малого газа двигателя, указанные в базе данных ANP.

12. ЗАХОД НА ПОСАДКУ

12.1 Соотношение между индикаторной воздушной скоростью при заходе на посадку (V_{CA}) и полным посадочным весом определяется уравнением, аналогичным формуле С-11, а именно:

$$V_{CA} \approx D \cdot \sqrt{W}, \quad (C-24)$$

где коэффициент D (уз/ $\sqrt{\text{фунт-сила}}$) соответствует положению закрылков для посадки.

12.2 Приведенная располагаемая тяга на каждый двигатель во время снижения по глиссаде захода на посадку вычисляется с помощью уравнения С-12 с посадочным весом W и соотношением лобовое сопротивление/подъемная сила R , соответствующим положению закрылков с выпущенным шасси. Отклонение закрылков должно быть типичным для фактических полетов. При заходе на посадку угол наклона глиссады γ может быть принят за постоянную величину. Для самолетов с реактивными и несколькими винтовыми двигателями угол γ обычно равен 3° . Для самолетов с одним винтовым двигателем угол γ обычно равен 5° .

12.3 Значение приведенной располагаемой тяги вычисляется путем инвертирования уравнения С-12 с использованием параметра $K=1,03$ для учета торможения, характерного для полета по траектории снижения при исходной скорости встречного ветра 8 уз с постоянной индикаторной воздушной скоростью, определяемой по формуле С-24, т. е.:

$$\overline{F_n / \delta} = \frac{\overline{W / \delta}}{N} \cdot \left(R + \frac{\sin \gamma}{1,03} \right). \quad (C-25)$$

При скорости встречного ветра, отличной от 8 уз, среднее значение приведенной располагаемой тяги становится равной:

$$\left(\overline{F_n / \delta} \right)_w = \overline{F_n / \delta} + 1,03 \cdot \overline{W / \delta} \cdot \frac{\sin \gamma \cdot (w - 8)}{N \cdot V_{CA}}. \quad (C-26)$$

Пройденное горизонтальное расстояние определяется по формуле:

$$\Delta s = \frac{(h_2 - h_1)}{\tan \gamma}, \quad (C-27)$$

(положительное значение, поскольку $h_1 > h_2$ и γ – отрицательная величина).

13. ПРИМЕРЫ

13.1 Нижеследующие примеры для "Боинга 737-300" показывают, как различные уравнения используются с параметрами, определяющими "методику" вылета и захода на посадку, для построения профилей полета вместе с режимами мощности.

Профиль вылета

"Боинг 737-300": Взлетная масса $53\,968$ кг ($119\,000$ фунт), условия МСА на уровне моря, составляющая встречного ветра 8 уз.

Процедурные этапы включают следующее:

1. Взлет, кодовое положение закрылков 5 , полная взлетная тяга.

2. Поддержание взлетной мощности, набор высоты при $V_2 + 10$ уз до 1000 фут.
3. Поддержание взлетной мощности, разгон до 185 уз CAS, набор высоты со скоростью 1544 фут/мин.
4. Поддержание взлетной мощности, перевод закрылков в кодовое положение 1, разгон до 190 уз CAS, набор высоты со скоростью 1544 фут/мин.
5. Уменьшение тяги до максимального уровня тяги в режиме набора высоты, перевод закрылков в кодовое положение 0, разгон до 220 уз CAS, набор высоты со скоростью 1000 фут/мин.
6. Поддержание максимальной тяги в режиме набора высоты, 220 уз CAS, кодовое положение закрылков 0 и набор высоты до 3000 фут.
7. Поддержание максимальной тяги в режиме набора высоты, разгон до 250 уз CAS, набор высоты со скоростью 1000 фут/мин.
8. Поддержание максимальной тяги в режиме набора высоты и индикаторной воздушной скорости (CAS) 250 уз, кодовое положение закрылков 0 и набор высоты до 5500 фут.
9. Поддержание максимальной тяги в режиме набора высоты, скорость CAS 250 уз, кодовое положение закрылков 0 и набор высоты до 7500 фут⁶.
10. Поддержание максимальной тяги в режиме набора высоты, скорость CAS 250 уз, кодовое положение закрылков 0 и набор высоты до 10 000 фут.

13.2 Этапы расчета и результаты показаны в таблице С-1. Следует иметь в виду, что этап 5 разбит на две части, при этом начальная часть включает участок длиной 1000 фут для учета уменьшения тяги. Длина участка, следующего за этапом разгона с заданной скороподъемностью, определяет значение скорости в конце данного участка.

Профиль захода на посадку

"Боинг 737-300": Посадочная масса 46 636 кг (102 600 фунт), условия МСА на уровне моря, встречный ветер 8 уз. Относительно обычный заход на посадку с длинным участком торможения в горизонтальном полете.

Процедурные этапы включают следующее:

1. Снижение с 6000 фут до 3000 фут под углом 3° с выдерживанием скорости CAS 250 уз, кодовое положение закрылков 0.
2. На высоте 3000 фут вывод в горизонтальный полет, перевод закрылков в кодовое положение 5 и уменьшение скорости CAS до 170 уз на участке длиной 21 000 фут.
3. Выдерживание абсолютной высоты 3000 фут, кодовое положение закрылков 5 и уменьшение скорости CAS до 148,6 уз на участке длиной 5000 фут.

6. Хотя этап 9, очевидно, является излишним, поскольку этап 10 его заменяет, но как и большая часть базы данных ANP он датируется тем временем, когда модели вынужденно были менее сложными. В данном конкретном случае изначальная необходимость состояла в снижении риска использования чрезмерно длинных участков. Могут быть созданы современные средства, предназначенные для компьютеров с более широкими возможностями, которые будут автоматически предупреждать о таких рисках.

4. Снижение под углом 3°, перевод закрылков в кодовое положение D-15 и уменьшение скорости CAS до 139 уз к моменту достижения абсолютной высоты 2500 фут.
5. Снижение под углом 3°, перевод закрылков в кодовое положение D-30 и выдерживание скорости 139 уз (исходная посадочная скорость).
6. Посадочный пробег длиной 294 фут, торможение до 132,1 уз.
7. Посадочный пробег длиной 2940 фут, тяга 60 % от максимальной.
8. Завершение этапа, скорость 30 уз, тяга 10 % от максимальной.

Примечание. Пример захода на посадку отображает участок горизонтального полета на высоте 3000 фут, на котором скорость снижается, и показывает, каким образом можно применять усовершенствованную методологию. Однако в настоящее время указанные "процедурные этапы" не включены в таблицы, содержащиеся в базе данных ANP⁷. Данные для самолета "Боинг 737-300" были получены несколько лет назад, когда установленные обществом SAE спецификации данных предусматривали только непрерывное снижение под углом 3° на участке от 6000 фут до точки приземления при непрерывном торможении. В большинстве аэропортов такой профиль полета редко является типичным. Хотя аэродинамические коэффициенты, необходимые для расчета более реалистических профилей захода на посадку, все еще не разработаны, введенные в последнее время данные позволяют решать эту проблему с помощью таблиц, содержащих данные "точек профиля" для захода на посадку с участком горизонтального полета длиной 3000 фут. (Одна из оставшихся трудностей заключается в том, что "точки профиля" фиксированы; альтернативные профили построить невозможно.). Описанная в п.10 добавления С методика позволит в будущем получить данные "процедурных этапов" для профилей, включающих участки горизонтального полета и торможения.

Таблица С-1. Образец профиля вылета

Участок	Начало разбега	Разбег	Набор высоты до 1000 фут	Разгон до 185 уз	Разгон до 190 уз	Уменьшение тяги	Разгон до 220 уз	Набор высоты до 3000 фут	Разгон до 250 уз	Набор высоты до 5500 фут	Набор высоты до 7500 фут	Набор высоты до 10 000 фут
						(Разгон до 220 уз)						
Нач. скорость (CAS) (уз)		0	164,6	164,6	185,0	190,0	196,7	220,0	220,0	250,0	250,0	250,0
Конечная скорость (CAS) (уз)		164,6	164,6	185,0	190,0	196,7	220,0	220,0	250,0	250,0	250,0	250,0
Нач. высота (фут)		-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Конечная высота (фут)		-	1000	1331	1408	1 461	1 646	3000	3268	5500	7500	10 000
Заданная скороподъемность (фут/мин)		-	-	1544	1544	1000	1000	-	1000	-	-	-
Закрылки (°)		5	5	5	1	ноль	ноль	ноль	ноль	ноль	ноль	ноль
Режим тяги (-)		Макс. взлет	Макс. взлет	Макс. взлет	Макс. взлет	Макс. набор высоты	Макс. набор высоты	Макс. набор высоты	Макс. набор высоты	Макс. набор высоты	Макс. набор высоты	Макс. набор высоты
Нач. FN/δ (фунт/двиг)	18 745	18 745	15 433	15 837	15 561	14 376	14 269	13 894	14 105	13 627	13 974	14 286
Конеч. FN/δ (фунт/двиг)	-	15 433	15 837	15 561	15 492	14 269	13 894	14 105	13 627	13 974	14 286	14 675
Нач.θ (-)	1,000	1,000	1,000	0,993	0,991	0,990	0,990	0,989	0,979	0,978	0,962	0,948
Конеч.θ (-)	1,000	1,000	0,993	0,991	0,990	0,990	0,989	0,979	0,978	0,962	0,948	0,931

7. Однако это соответствует "процедурным этапам" в текущей базе данных ANP в такой степени, что последовательность выпуска закрылков основана на тех же значениях скорости.

Участок		Начало разбега	Разбег	Набор высоты до 1000 фут	Разгон до 185 уз	Разгон до 190 уз	Уменьшение тяги		Набор высоты до 3000 фут	Разгон до 250 уз	Набор высоты до 5500 фут	Набор высоты до 7500 фут	Набор высоты до 10 000 фут
							Разгон до 220 уз	(Разгон до 220 уз)					
Нач.δ	(-)	1,000	1,000	1,000	0,964	0,953	0,950	0,948	0,942	0,896	0,887	0,817	0,757
Конеч.δ	(-)	1,000	1,000	0,964	0,953	0,950	0,948	0,942	0,896	0,887	0,817	0,757	0,688
Нач.σ	(-)	1,000	1,000	1,000	0,971	0,962	0,959	0,958	0,953	0,915	0,908	0,849	0,798
Конеч.σ	(-)	1,000	1,000	0,971	0,962	0,959	0,958	0,953	0,915	0,908	0,849	0,798	0,738
Вес/δ (ср.)	(фунт)	119 000	119 000	121 173	124 140	125 067	125 365	125 910	129 509	133 435	139 768	151 324	164 882
Коеф. набора высоты	(-)	-	-	1,01	1,01	1,01	1,01	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95
Градиент набора высоты	(-)	-	-	0,1817	0,1765	0,1748	0,1690	0,1542	0,1470	0,1390	0,1291	0,1188	0,1082
Поправка на ветер	(-)	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
Эквив. взлетная дистанция	(фут)	-	5 506	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Нач.VTAS	(уз)	0,0	0,0	164,6	167,1	188,7	194,0	201,0	225,4	230,0	262,4	271,4	279,8
Конеч.VTAS	(уз)	-	164,6	167,1	188,7	194,0	201,0	225,4	230,0	262,4	271,4	279,8	290,9
Увелич. расстояния в секторе	(фут)	0	5506	5441	3 671	926	999	3 801	9 143	6 357	17 197	16 757	23 021
Увеличение высоты в секторе	(фут)	0	0	1000	331	78	53	185	1354	268	2232	2000	2500
Суммарное увелич. расстояния	(фут)	0	5506	10 947	14 618	15 544	16 543	20 344	29 487	35 844	53 041	69 798	92 818
Суммарное увелич. высоты	(фут)	0	0	1000	1331	1408	1461	1646	3000	3268	5500	7500	10 000

Таблица С-2. Образец профиля захода на посадку

	Ед. изм.	Этап 1	Этап 2		Этап 3		Этап 4		Этап 5		Этап 6	Этап 7	Этап 8
Кодовое полож. закрылков		ноль	5	5	5	5	D-15	D-15	D-15	D-30	D-30	D-30	D-30
D		0	0	0	0	0	0	0	0	0,434	0,434	0,434	0,434
R		0,062	0,0791	0,0791	0,0791	0,0791	0,1103	0,1103	0,1103	0,1247	0,1247	0,1247	0,1247
Участок:		Сниж.	Гориз.	Гориз.	Гориз.	Гориз.	Сниж.	Сниж.	Сниж.	Сниж.	Посадка	Тормож.	Тормож.
Угол снижения	(°)	-3	-	-	-	-	-3	-3	-3	-3	-3	-	-
Расстояние	(фут)		1 000	20 000	1 000	4 000	-	-	-	-	294	2 940	0
Тяга на земле	(%)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	40	10
Нач. значения:													
CAS	(уз)	250,0	250,0	246,2	170,0	165,7	148,6	147,6	139,0	139,0	139,0	132,1	30,0
Высота (h)	(фут)	6000	3 000	3000	3 000	3000	3000	2948	2500	2448	0	0	0
Δ h	(фут)	3000	0	0	0	0	52,4	447,6	52,4	2447,6	0	0	0
θ	(-)	0,959	0,979	0,979	0,979	0,979	0,979	0,980	0,983	0,983	1,000	1,000	1,000
δ	(-)	0,801	0,896	0,896	0,896	0,896	0,896	0,898	0,913	0,915	1,000	1,000	1,000
σ	(-)	0,836	0,915	0,915	0,915	0,915	0,915	0,917	0,929	0,930	1,000	1,000	1,000
TAS	(уз)	273,4	261,3	257,4	177,7	173,2	155,3	154,2	144,2	144,1	139,0	132,1	30,0
GSP	(уз)	265,5	253,3	249,4	169,7	165,2	147,3	146,2	136,2	136,1	131,0	0,0	0,0
RoD (фут/мин)	(фут/мин)	-1 258,6	0,0	0,0	0,0	0,0	-745,6	-721,4	-699,8	-699,8	0,0	0,0	0,0
Средн. значения:													
θ	(-)	0,969	0,979	0,979	0,979	0,979	0,980	0,981	0,983	0,992	1,000	1,000	1,000
δ	(-)	0,849	0,896	0,896	0,896	0,896	0,897	0,905	0,914	0,957	1,000	1,000	1,000

	Ед. изм.	Этап 1	Этап 2		Этап 3		Этап 4		Этап 5		Этап 6	Этап 7	Этап 8
σ	(-)	0,875	0,915	0,915	0,915	0,915	0,916	0,923	0,930	0,965	1,000	1,000	1,000
Расчет:													
Длина участка (фут)	(фут)	57 243	1000	20 000	1000	4000	1000	8541	1000	46 703	-294	-2940	0
Тормож. (м/с ²)	(м/с ²)	-0,048	-0,731	-0,731	-0,731	-0,615	0,000	-0,143	-0,143	0,000	-	-	-
Гориз. расстояние FN/ δ	(фут)	140 487	83 243	82 243	62 243	61 243	57 243	56 243	47 703	46 703	0	-294	-3234
	(фунт/двиг.)	302,1	260,8	260,8	260,8	936,5	936,5	2467,6	2427,3	4144,0	3790,4	8000,0	2000,0

Примечание. Подчеркнутые цифры соответствуют заданным значениям процедурных этапов, прочие числа вычисляются.

Добавление D

МОДЕЛИРОВАНИЕ БОКОВОГО РАЗБРОСА ЛИНИЙ ПУТИ

1. В условиях отсутствия радиолокационных данных рекомендуется моделировать боковой разброс линий пути, исходя из предположения о том, что разброс путевых линий перпендикулярно магистральной путевой линии соответствует гауссовому нормальному распределению. Опыт показал, что в большинстве случаев данная посылка оправдана.
2. Если исходить из гауссового распределения со стандартным отклонением S (показано на рис. D-1), то 98,8 % всех полетов оказываются в пределах $\pm 2,5 S$ (т. е. в пределах полосы шириной $5 \cdot S$).
3. Как правило, гауссовое распределение можно надлежащим образом смоделировать, используя 7 дискретных путевых подлиний, равномерно расположенных друг от друга в пределах границ $\pm 2,5 \cdot S$ указанной полосы, как это показано на рис. D-1.
4. Однако адекватность аппроксимации зависит от соотношения интервала между путевыми подлиниями с относительной высотой самолетов над этими подлиниями. Могут возникнуть определенные ситуации (очень тесно расположенные или очень разбросанные путевые линии), когда иное количество путевых подлиний будет более уместным. Слишком малое число путевых подлиний приводит к появлению на контуре "пальцев" В таблицах D-1 и D-2 показаны параметры, используемые для дополнительной разбивки полосы разброса на 5–13 путевых подлиний. В таблице D-1 показано местоположение конкретных путевых подлиний, а в таблице D-2 указан соответствующий процент полетов по каждой путевой подлинии.

**Таблица D-1. Местоположение 5, 7, 9, 11 или 13 путевых подлиний.
Суммарная ширина полосы разброса (включающая 98 % всех полетов)
в 5 раз превышает стандартное отклонение**

Номер подлиний пути	Местоположение подлиний пути при разбивке на:				
	5 подлиний	7 подлиний	9 подлиний	11 подлиний	13 подлиний
12 / 13					$\pm 2,31 \cdot S$
10 / 11				$\pm 2,27 \cdot S$	$\pm 1,92 \cdot S$
8 / 9			$\pm 2,22 \cdot S$	$\pm 1,82 \cdot S$	$\pm 1,54 \cdot S$
6 / 7		$\pm 2,14 \cdot S$	$\pm 1,67 \cdot S$	$\pm 1,36 \cdot S$	$\pm 1,15 \cdot S$
4 / 5	$\pm 2,00 \cdot S$	$\pm 1,43 \cdot S$	$\pm 1,11 \cdot S$	$\pm 0,91 \cdot S$	$\pm 0,77 \cdot S$
2 / 3	$\pm 1,00 \cdot S$	$\pm 0,71 \cdot S$	$\pm 0,56 \cdot S$	$\pm 0,45 \cdot S$	$\pm 0,38 \cdot S$
1	0	0	0	0	0

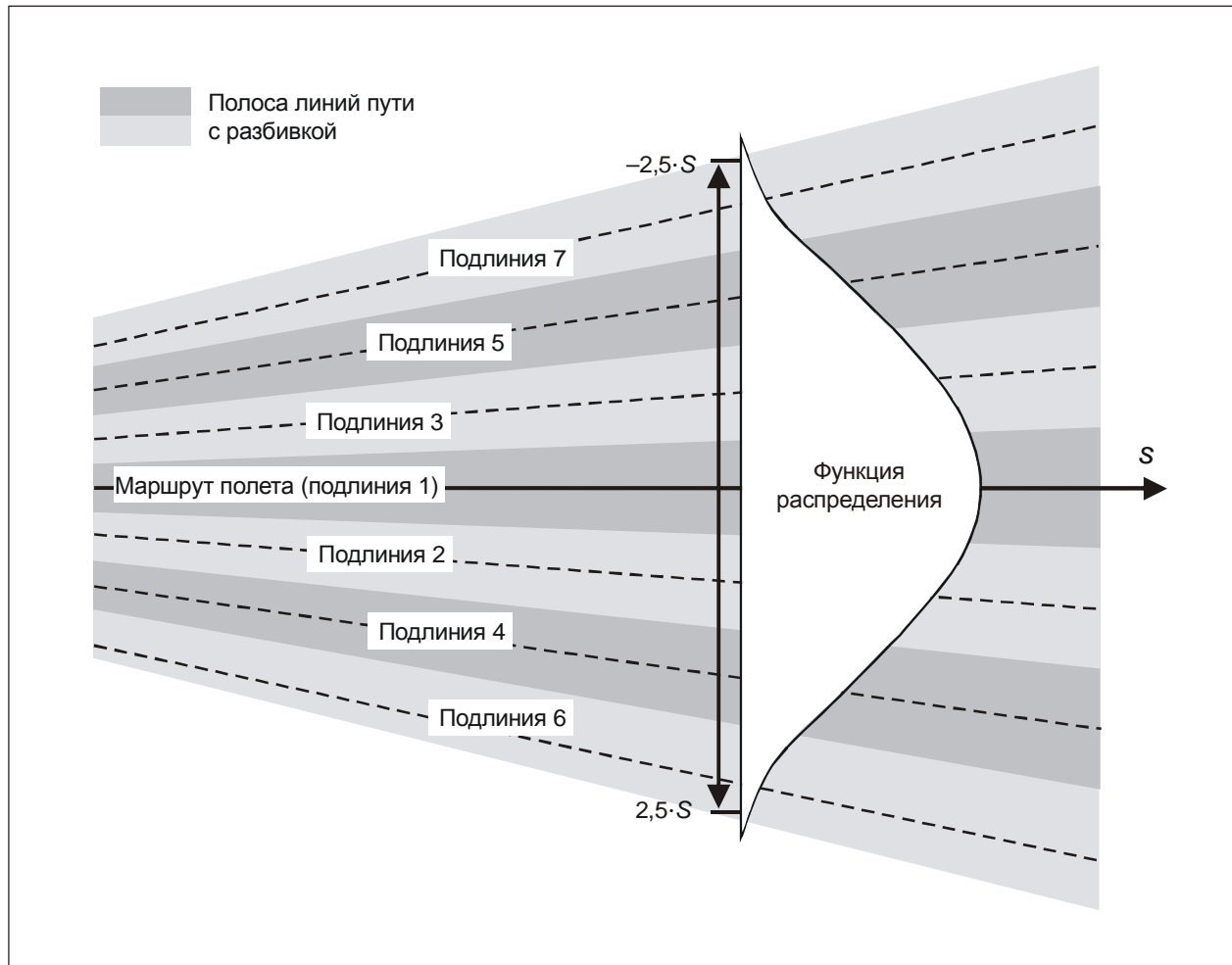


Рис. D-1. Разбивка линии пути на 7 подлиний.
Ширина полосы в 5 раз превышает стандартное отклонение от маршрута полета

**Таблица D-2. Процент полетов по 5, 7, 9, 11 или 13 подлиниям пути.
Суммарная ширина полосы разброса (включающая 98 % всех полетов)
в 5 раз превышает стандартное отклонение**

Номер подлиний пути	Процент полетов по подлиниям пути при разбивке на:				
	5 подлиний	7 подлиний	9 подлиний	11 подлиний	13 подлиний
12 / 13					1,1 %
10 / 11				1,4 %	2,5 %
8 / 9			2,0 %	3,5 %	4,7 %
6 / 7		3,1 %	5,7 %	7,1 %	8,0 %
4 / 5	6,3 %	10,6 %	12,1 %	12,1 %	11,5 %
2 / 3	24,4 %	22,2 %	19,1 %	16,6 %	14,4 %
1	38,6 %	28,2 %	22,2 %	18,6 %	15,6 %

Добавление Е

ПЕРЕРАСЧЕТ ДАННЫХ NPD ДЛЯ УСЛОВИЙ, ОТЛИЧНЫХ ОТ ИСХОДНЫХ

1. Уровень шума, генерируемого на каждом участке траектории полета, определяется на основе данных NPD, содержащихся в международной базе данных ANP. Однако важно иметь в виду, что эти данные были стандартизированы, используя средние коэффициенты атмосферного затухания, определенные для атмосферы SAE AIR-1845 [справочный материал 1]. Указанные коэффициенты являются средними значениями, установленными при сертификационных испытаниях самолетов по шуму в Европе и Соединенных Штатах Америки. Широкий диапазон различных атмосферных условий (температура и относительная влажность) при этих испытаниях показан на рис. Е-1 (взято из [справочного материала 12]).

2. Кривые, нанесенные на рис. Е-1 и рассчитанные с использованием стандартной для авиационной отрасли модели атмосферного затухания ARP 866A [справочный материал 13], показывают, что в условиях испытаний можно ожидать значительных изменений уровня поглощения высокочастотного (8 кГц) звука (хотя изменение общего уровня поглощения будет меньшим).

3. Поскольку нормы затухания [справочный материал 1], приведенные в таблице Е-1, представляют собой арифметические средние значения, полный набор этих данных не может ассоциироваться с какой-либо одной исходной атмосферой (т. е. с конкретными значениями температуры и относительной влажности). Их следует воспринимать как характеристики чисто абстрактной атмосферы, называемой "атмосферой AIR-1845".

Таблица Е-1. Средние значения нормы атмосферного затухания, используемые для стандартизации данных NPD в базе данных ANP [справочный материал 1]

Центральная частота 1/3-октавной полосы [Гц]	Норма затухания [дБ/100 м]	Центральная частота 1/3-октавной полосы [Гц]	Норма затухания [дБ/100 м]
50	0,033	800	0,459
63	0,033	1 000	0,590
80	0,033	1 250	0,754
100	0,066	1 600	0,983
125	0,066	2 000	1,311
160	0,098	2 500	1,705
200	0,131	3 150	2,295
250	0,131	4 000	3,115
315	0,197	5 000	3,607
400	0,230	6 300	5,246
500	0,295	8 000	7,213
630	0,361	10 000	9,836

4. Указанные в таблице Е-1 коэффициенты затухания следует считать верными для различных диапазонов температуры и влажности. Однако для проверки того, требуются ли какие-либо поправки, необходимо использовать модель ARP-866А [справочный материал 13], чтобы вычислить средние коэффициенты атмосферного поглощения для средних значений температуры T и относительной влажности RH в аэропорту. Если сравнение этих норм затухания с теми, которые содержатся в таблице Е-1, указывает на то, что требуется корректировка, следует использовать следующую методологию.

ФАКТИЧЕСКИЕ ДНЕВНЫЕ УСЛОВИЯ,
ЗАРЕГИСТРИРОВАННЫЕ ВО ВРЕМЯ
СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ

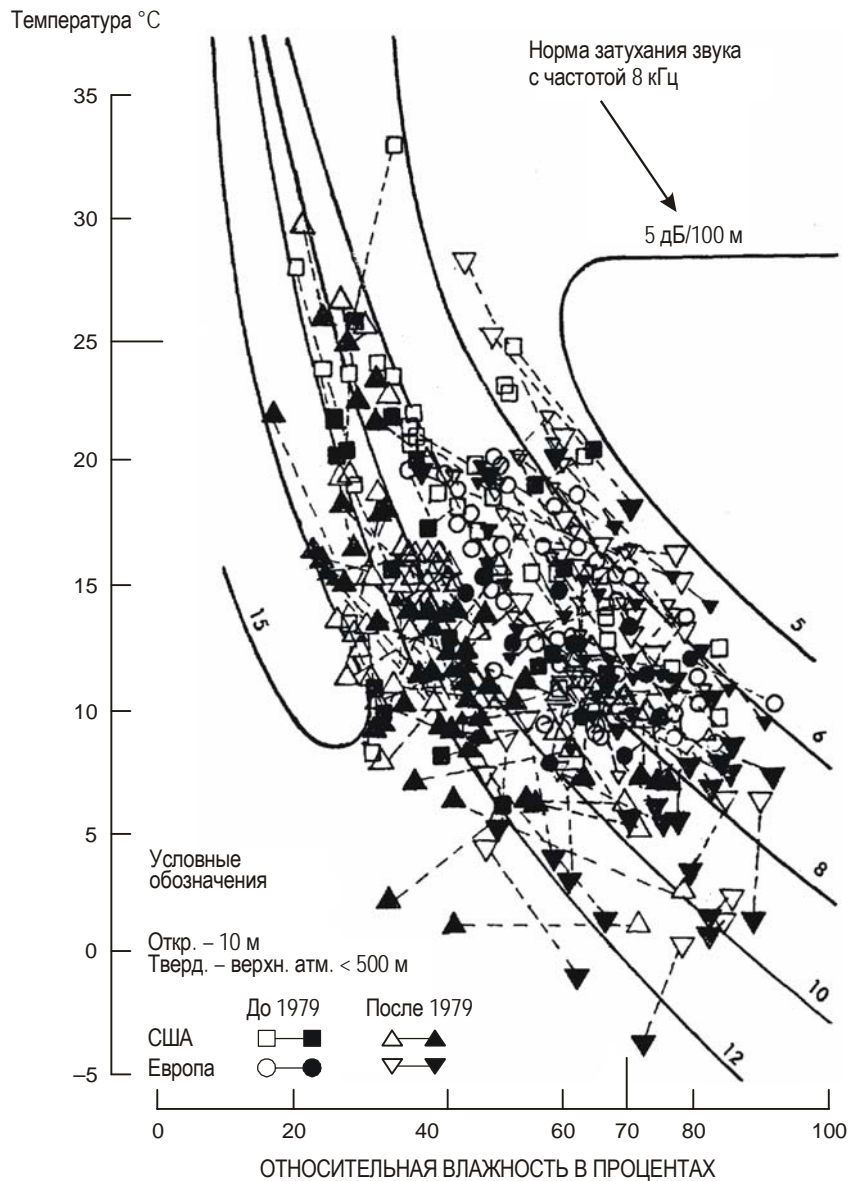


Рис. Е-1. Метеорологические условия, зарегистрированные во время сертификационных испытаний по шуму

5. В базе данных ANP имеются следующие данные NPD для каждого режима мощности:
- максимальный уровень звука в зависимости от наклонного расстояния ($L_{max}(d)$);
 - интегрированный во времени уровень звука в зависимости от расстояния, соответствующего исходной воздушной скорости ($L_E(d)$);
 - нескорректированный исходный звуковой спектр при наклонном расстоянии 305 м (1000 фут) ($L_{n,ref}(d_{ref})$), где n – полоса частот (в диапазоне от 1 до 24 значений для 1/3-октавных полос с центральной частотой от 50 Гц до 10 кГц);

при этом все данные нормализованы для параметра атмосферы AIR-1845.

6. Корректировка кривых NPD с учетом задаваемых пользователем условий T и RH осуществляется в три этапа:

1. Исходный спектр корректируется для исключения значения атмосферного затухания $\alpha_{n,ref}$ для атмосферы SAE AIR-1845:

$$L_n(d_{ref}) = L_{n,ref}(d_{ref}) + \alpha_{n,ref} \cdot d_{ref}, \quad (E-1)$$

где $L_n(d_{ref})$ – спектр без учета затухания при $d_{ref} = 305$ м (1000 фут), а $\alpha_{n,ref}$ – коэффициент атмосферного поглощения для полосы частот n , взятый из таблицы Е-1 (но выраженный в дБ/м).

2. Скорректированный спектр подгоняется к каждому из 10 стандартных расстояний¹ NPD (d_i), используя нормы затухания для: 1) атмосферы SAE AIR-1845 и 2) задаваемых пользователем параметров атмосферы (основанных на модели SAE ARP-866A).

- 1) Для атмосферы SAE AIR-1845:

$$L_{n,ref}(d_i) = L_n(d_{ref}) - 20 \cdot \lg(d_i / d_{ref}) - \alpha_{n,ref} \cdot d_i. \quad (E-2)$$

- 2) Для задаваемого пользователем параметра атмосферы:

$$L_{n,866A}(T, RH, d_i) = L_n(d_{ref}) - 20 \cdot \lg(d_i / d_{ref}) - \alpha_{n,866A}(T, RH) \cdot d_i, \quad (E-3)$$

где $\alpha_{n,866A}$ – коэффициент атмосферного поглощения для частотного диапазона n (выраженного в дБ/м), рассчитанного с использованием параметра SAE ARP-866A, значения температуры T и относительной влажности RH .

3. Для каждого значения d_i расстояния NPD оба спектра корректируются по шкале "А" и суммируются в децибелах для определения результирующих и скорректированных по шкале "А" уровней $L_{A,866A}$ и $L_{A,ref}$, которые затем арифметически вычитаются:

$$\Delta L(T, RH, d_i) = L_{A,866A} - L_{A,ref} = 10 \cdot \lg \sum_{n=1}^{24} 10^{(L_{n,866A}(T, RH, d_i) - A_n)/10} - 10 \cdot \lg \sum_{n=1}^{24} 10^{(L_{n,ref}(d_i) - A_n)/10}. \quad (E-4)$$

7. Приращение ΔL представляет собой разность между значениями NPD в задаваемых пользователем атмосферных условиях и в исходных атмосферных условиях. Оно добавляется к указанному в базе данных ANP значению параметра NPD для получения скорректированных данных NPD.

1. Расстояния NPD составляют 200, 400, 630, 1000, 2000, 4000, 6300, 10 000, 16 000 и 25 000 фут.

8. Применение ΔL для корректировки как L_{max} , так и L_E при расчете данных NPD фактически предполагает, что различные атмосферные условия затрагивают только исходный спектр и не оказывают никакого влияния на форму кривой уровень-время-динамика изменений. Это может считаться верным для типичных значений дальности распространения и типичных атмосферных условий.

9. Примером применения спектральной корректировки NPD может служить следующее: скорректировать стандартные данные NPD для атмосферы с параметрами 10 °C и 80 % относительной влажности.

9.1 Исходя из данных NPD для параметра SEL, представленных в добавлении Н для V2527A, подходящими спектральными классами в базе данных ANP являются 103 и 205 для вылета и прибытия, соответственно. Указанные спектральные данные содержатся в таблице Е-2.

9.2 Вначале спектральные уровни (соответствующие высоте 305 м (1000 фут)) корректируются для приведения их назад к источнику, чтобы исключить атмосферные условия SAE AIR-1845, не принимая в расчет эффекты сферического распространения звука. Это осуществляется с помощью уравнения Е-1. Соответствующие спектры в источнике также приводятся в таблице Е-2.

Таблица Е-2. Спектры для NPD V2527 из базы данных ANP и расчетные спектры в источнике

Частота (Гц)	Наклон. дальн. 1000 фут		В источнике	
	Вылет_103 (дБ)	Приб._205 (дБ)	Вылет_103 (дБ)	Приб._205 (дБ)
50	56,7	68,3	57,0	68,6
63	66,1	60,7	66,4	61,0
80	70,1	64,6	70,4	64,9
100	72,8	67,4	73,5	68,1
125	76,6	78,4	77,3	79,1
160	73,0	74,8	74,0	75,8
200	74,5	71,4	75,8	72,7
250	77,0	72,4	78,3	73,7
315	75,3	72,0	77,3	74,0
400	72,2	72,4	74,5	74,7
500	72,2	71,6	75,2	74,6
630	71,2	72,0	74,8	75,6
800	70,2	71,0	74,8	75,6
1 000	70,0	70,0	75,9	75,9
1 250	69,6	68,9	77,1	76,4
1 600	71,1	67,2	80,9	77,0
2 000	70,6	65,8	83,7	78,9
2 500	67,1	64,4	84,2	81,5
3 150	63,4	63,0	86,4	86,0
4 000	63,5	62,0	94,7	93,2
4 500	58,2	60,6	94,3	96,7
6 300	51,5	54,4	104,0	106,9
8 000	42,3	48,5	114,4	120,6
10 000	37,7	39,0	136,1	137,4

9.3 Затем спектральные данные в источнике распространяются на стандартные значения расстояния в данных NPD, используя уравнения Е-2 и Е-3 вместе с коэффициентами поглощения в таблице Е-1 для атмосферы AIR-1845, а также применяя коэффициенты поглощения, рассчитанные для атмосферы SAE ARP-866A (справочный материал 15) при 10 °С и 80 % относительной влажности. Оба указанных набора коэффициентов поглощения приводятся в таблице Е-3.

Таблица Е-3. Коэффициенты поглощения для AIR-1845 (см. таблицу Е-1) и коэффициенты для условий 10°С/80 % относительной влажности, рассчитанные для ARP-866A

Частота (Гц)	Поглощение для	
	AIR-1845 (дБ/100 м)	ARP-866A 10 °С/80 % относит. влажн. (дБ/100 м)
50	0,033	0,021
63	0,033	0,027
80	0,033	0,034
100	0,066	0,043
125	0,066	0,053
160	0,098	0,068
200	0,131	0,086
250	0,131	0,107
315	0,197	0,135
400	0,230	0,172
500	0,295	0,216
630	0,361	0,273
800	0,459	0,349
1 000	0,590	0,439
1 250	0,754	0,552
1 600	0,983	0,738
2 000	1,311	0,985
2 500	1,705	1,322
3 150	2,295	1,853
4 000	3,115	2,682
4 500	3,607	3,216
6 300	5,246	4,580
8 000	7,213	6,722
10 000	9,836	9,774

9.4 На каждом расстоянии NPD уровни звука в 1/3-октавных полосах корректируются по шкале "А" и суммируются в децибелах для получения скорректированного по шкале "А" суммарного уровня на каждом из указанных расстояний. Этот процесс повторяется как для спектра вылета (103), так и для спектра захода на посадку (205). Затем для каждого расстояния NPD скорректированные по шкале "А" уровни вычитаются для получения приращения ΔL . Скорректированные по шкале "А" уровни и приращения ΔL показаны в таблице Е-4.

Таблица Е-4. Скорректированные по шкале "А" уровни для исходной атмосферы и атмосферы ARP-866А и разница между каждой атмосферой (ΔL)

Расстояние (фут)	Вылет_103			Прибытие_103		
	$L_{A,ref}$ (дБА)	$L_{A,866A}$ (дБА)	ΔL (дБ)	$L_{A,ref}$ (дБА)	$L_{A,866A}$ (дБА)	ΔL (дБ)
200	127,6	127,7	+0,0	129,1	127,7	-1,4
400	121,7	121,8	+0,1	123,2	121,8	-1,4
630	114,9	115,0	+0,2	116,4	115,0	-1,4
1000	104,1	104,5	+0,4	105,9	104,5	-1,4
2000	85,5	87,4	+1,9	85,1	87,4	+2,3
4000	79,0	81,1	+2,1	77,8	81,1	+3,3
6300	75,7	77,8	+2,1	74,7	77,8	+3,1
10 000	72,3	74,5	+2,2	71,2	74,5	+3,3
16 000	68,5	71,0	+2,5	67,1	71,0	+3,9
25 000	64,2	67,2	+3,0	62,8	67,2	+4,4

9.5 Затем приращения для вылета и захода на посадку, приведенные в таблице Е-4, добавляются к уровням тяги NPD, содержащимся в базе данных ANP для вылета и захода на посадку (таблица Е-5а), с тем чтобы построить новые зависимости NPD, указанные в таблице Е-5b.

Таблица Е-5а. Исходные данные NPD

Идентиф. NPD	Дескрип- тор шума	Вид опер.	Режим мощн.	L									
				L_200 фут	L_400 фут	L_630 фут	L_1 000 фут	L_2 000 фут	L_4 000 фут	L_6 300 фут	L_10 000 фут	L_16000 фут	L_25 000 фут
V2527A	SEL	A	2000	93,1	89,1	86,1	82,9	77,7	71,7	67,1	61,9	55,8	49,2
V2527A	SEL	A	2700	93,3	89,2	86,2	83,0	77,7	71,8	67,2	62,0	55,8	49,3
V2527A	SEL	A	6000	94,7	90,5	87,4	83,9	78,5	72,3	67,7	62,5	56,3	49,7
V2527A	SEL	D	10 000	95,4	90,7	87,3	83,5	77,7	71,1	66,3	60,9	54,6	47,4
V2527A	SEL	D	14 000	100,4	96,1	93,0	89,4	83,5	77,0	72,2	66,7	60,1	53,0
V2527A	SEL	D	18 000	103,2	99,1	96,2	92,9	87,4	81,1	76,5	71,1	64,9	57,9
V2527A	SEL	D	22 500	105,1	101,2	98,5	95,4	90,3	84,3	79,9	74,8	68,7	62,0

Таблица Е-5b. Пересмотренные данные NPD

Идентификатор NPD	Дескриптор шума	Вид опер.	Режим мощности	L									
				L_200 фут	L_400 фут	L_630 фут	L_1 000 фут	L_2 000 фут	L_4 000 фут	L_6 300 фут	L_10 000 фут	L_16000 фут	L_25 000 фут
V2527A	SEL	A	2000	91,7	87,7	84,7	81,5	80,0	75,0	70,2	65,2	59,7	53,6
V2527A	SEL	A	2700	91,9	87,8	84,8	81,6	80,0	75,1	70,3	65,3	59,7	53,7
V2527A	SEL	A	6000	93,3	89,1	86,0	82,5	80,8	75,6	70,8	65,8	60,2	54,1
V2527A	SEL	D	10 000	95,4	90,8	87,5	83,9	79,6	73,2	68,4	63,1	57,1	50,4
V2527A	SEL	D	14 000	100,4	96,2	93,2	89,8	85,4	79,1	74,3	68,9	62,6	56,0
V2527A	SEL	D	18 000	103,2	99,2	96,4	93,3	89,3	83,2	78,6	73,3	67,4	60,9
V2527A	SEL	D	22 500	105,1	101,3	98,7	95,8	92,2	86,4	82,0	77,0	71,2	65,0

Добавление F

ПОПРАВКА НА КОНЕЧНУЮ ДЛИНУ УЧАСТКА

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Настоящее добавление содержит краткое изложение методики определения поправки на конечную длину участка и связанного с ней алгоритма расчета коэффициента звуковой энергии, описание которых приводится в п. 4.6.7 главы 4.

2. ГЕОМЕТРИЯ

2.1 Алгоритм расчета коэффициента звуковой энергии основан на излучении звука 90-градусным дипольным источником звукового сигнала "четвертой степени". Он обладает характеристиками направленности, близкими соответствующим параметрам звука реактивного самолета, в диапазоне углов, оказывающих наибольшее влияние на уровни шумовых событий под траекторией полета и сбоку от нее.

2.2 На рис. F-1 показана геометрия распространения звука от траектории полета до точки наблюдения **O**. Самолет в точке **P** выполняет полет в невозмущенной однородной атмосфере с постоянной скоростью по прямолинейной горизонтальной траектории. Точкой его наибольшего сближения с наблюдателем является **P_p**. Параметры включают следующее:

- d – расстояние от наблюдателя до самолета;
- d_p – расстояние по перпендикуляру от наблюдателя до траектории полета (наклонное расстояние);
- q – расстояние от **P** до **P_p** = $-V \cdot \tau$;
- V – скорость самолета;
- t – время, в которое самолет находится в точке **P**;
- t_p – время, в которое самолет находится в точке наибольшего сближения **P_p**;
- τ – полетное время – время, относительно времени в точке **P_p** = $t - t_p$;
- Ψ – угол между траекторией полета и вектором наблюдения самолета.

2.3 Следует отметить, что, поскольку полетное время τ относительно точки наибольшего сближения представляет собой отрицательную величину, когда самолет находится перед точкой наблюдения (как это показано на рис. F-1), значение относительного расстояния q до точки наибольшего сближения становится положительным. Если самолет находится впереди наблюдателя, то значение q становится отрицательным.

3. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ЗВУКОВОЙ ЭНЕРГИИ

3.1 Основная концепция коэффициента звуковой энергии состоит в том, чтобы выразить значение звукового воздействия E в точке наблюдения, производимого от участка траектории полета **P₁P₂** (с начальной точкой **P₁** и конечной точкой **P₂**), путем умножения значения звукового воздействия E_{∞} , генерируемого от всей бесконечной траектории полета, на простой коэффициент – коэффициент звуковой энергии F :

$$E = F \cdot E_{\infty} . \quad (F-1)$$

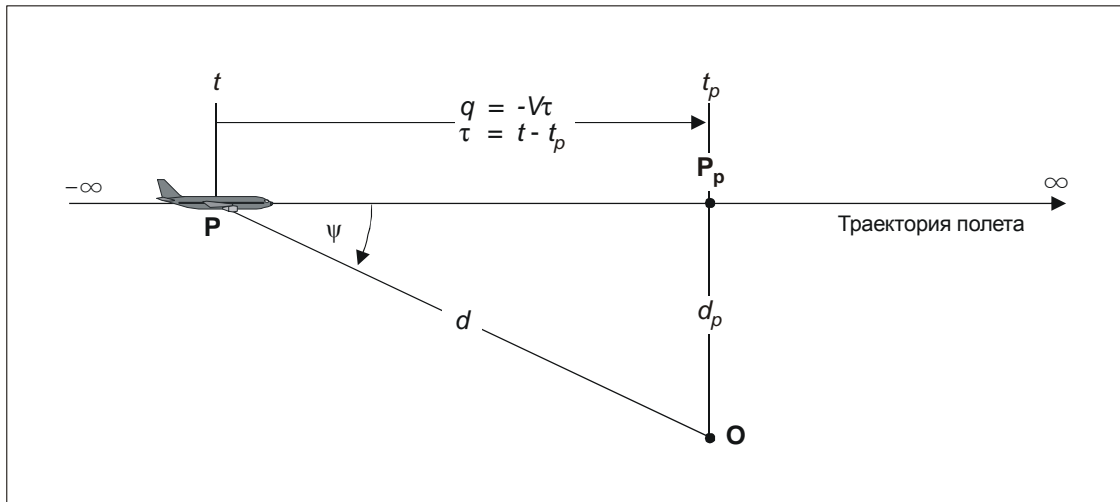


Рис. F-1. Геометрические параметры между траекторией полета и точкой наблюдения O

3.2 Поскольку звуковое воздействие можно выразить в виде интеграла во времени от средневладратического (взвешенного) уровня звукового давления, т. е.:

$$E = \text{const} \cdot \int p^2(\tau) d\tau, \quad (\text{F-2})$$

то средневладратическое давление необходимо представить в виде функции от известных геометрических и эксплуатационных параметров. Для 90-градусного дипольного источника звука:

$$p^2 = p_p^2 \cdot \frac{d_p^2}{d^2} \cdot \sin^2 \psi = p_p^2 \cdot \frac{d_p^4}{d^4}, \quad (\text{F-3})$$

где p^2 и p_p^2 – наблюдаемые средневладратические значения звукового давления, создаваемого самолетом при прохождении им точек P и P_p.

3.3 Указанное соотношение обеспечивает удовлетворительное моделирование шума гражданского реактивного самолета, хотя связанные с этим реальные механизмы и являются исключительно сложными. Параметр d_p^2/d^2 в уравнении F-3 отражает только механизм сферического распространения звука, соответствующий точечному источнику, бесконечной скорости звука и однородной нерассеивающей атмосфере. Все прочие физические эффекты – направленность источника, конечная скорость звука, атмосферное поглощение, доплеровский сдвиг и т. д. – косвенно учтены параметром $\sin^2 \psi$ в данном уравнении. Этот фактор обуславливает уменьшение средневладратического давления обратно пропорционально d^4 ; отсюда происходит выражение источник "четвертой степени".

3.4 Используя нижеследующие подстановки:

$$d^2 = d_p^2 + q^2 = d_p^2 + (V \cdot \tau)^2$$

$$\text{и} \quad \left(\frac{d}{d_p} \right)^2 = 1 + \left(\frac{V \cdot \tau}{d_p} \right)^2,$$

средневладратическое давление может быть выражено как функция от времени (вновь не принимая в расчет время распространения звука):

$$p^2 = p_p^2 \cdot \left(1 + \left(\frac{V \cdot \tau}{d_p} \right)^2 \right)^{-2}. \quad (F-4)$$

3.5 Вставив это выражение в формулу (F-2) и произведя указанную подстановку:

$$\alpha = \frac{V \cdot \tau}{d_p}, \quad (F-5)$$

звуковое воздействие в точке наблюдения от пролета самолета во временном интервале $[\tau_1, \tau_2]$ может быть выражено как:

$$E = \text{const} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \cdot \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \frac{1}{(1 + \alpha^2)^2} d\alpha. \quad (F-6)$$

3.6 Данный интеграл решается следующим образом:

$$E = \text{const} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \cdot \frac{1}{2} \left(\frac{\alpha_2}{1 + \alpha_2^2} + \tan^{-1} \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1 + \alpha_1^2} - \tan^{-1} \alpha_1 \right). \quad (F-7)$$

3.7 В результате интегрирования по интервалу $[-\infty, +\infty]$ (т. е. по всей бесконечной траектории полета) получаем следующее выражение для суммарного воздействия E_∞ :

$$E_\infty = \text{const} \cdot \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V}, \quad (F-8)$$

и таким образом коэффициент звуковой энергии в соответствии с уравнением F-1 составит:

$$F = \frac{1}{\pi} \left(\frac{\alpha_2}{1 + \alpha_2^2} + \tan^{-1} \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1 + \alpha_1^2} - \tan^{-1} \alpha_1 \right). \quad (F-9)$$

4. СООТВЕТСТВИЕ МАКСИМАЛЬНОГО И ИНТЕГРИРОВАННОГО ВО ВРЕМЕНИ ПАРАМЕТРОВ – РАСЧЕТНОЕ РАССТОЯНИЕ

4.1 Одним из последствий использования простой дипольной модели для определения коэффициента звуковой энергии является то, что это предполагает наличие конкретной теоретической разности ΔL между уровнями единичного звукового воздействия L_{max} и L_E . Для обеспечения внутренней согласованности модели расчета контура указанная величина должна равняться разности в значениях, определяемых из кривых NPD. Одна из проблем состоит в том, что данные NPD получают на основе фактических измерений уровней самолетного шума, которые не обязательно соответствуют простой теории. Поэтому теории необходим дополнительный элемент гибкости, однако, в принципе, переменные величины α_1 и α_2 определяются геометрическими параметрами и скоростью самолета, и таким образом они не оставляют никакой дополнительной степени свободы. Одним из решений является применение концепции *расчетного расстояния* d_λ следующим образом.

4.2 Уровень звукового воздействия $L_{E,\infty}$, указываемый в базе данных ANP как функция от d_p для исходной скорости V_{ref} , может быть выражен как:

$$L_{E,\infty}(V_{ref}) = 10 \cdot \log \left[\frac{\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt}{p_0^2 \cdot t_{ref}} \right], \quad (F-10)$$

где p_0 – стандартное исходное давление, а t_{ref} – исходное время (равное 1 с для SEL). Для фактической скорости V он равен:

$$L_{E,\infty}(V) = L_{E,\infty}(V_{ref}) + 10 \cdot \log \left[\frac{V_{ref}}{V} \right]. \quad (F-11)$$

4.3 Аналогичным образом, максимальный уровень единичного воздействия L_{max} можно представить в виде:

$$L_{max} = 10 \cdot \log \left[\frac{p_p^2}{p_0^2} \right]. \quad (F-12)$$

4.4 В случае дипольного источника, используя уравнения F-8, F-11 и F-12 и учитывая, что (уравнения F-2 и F-8):

$$\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt = \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V},$$

разность ΔL может быть выражена как:

$$\Delta L = L_{E,\infty} - L_{max} = 10 \cdot \log \left[\frac{V}{V_{ref}} \cdot \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \right] \cdot \frac{1}{p_0^2 \cdot t_{ref}} - 10 \cdot \log \left[\frac{p_p^2}{p_0^2} \right]. \quad (F-13)$$

4.5 Это может быть приравнено к величине ΔL , устанавливаемой из данных NPD, только в том случае, если наклонное расстояние d_p , используемое для вычисления коэффициента звуковой энергии, заменяется *расчетным расстоянием* d_λ , определяемым формулой:

$$d_\lambda = \frac{\pi}{2} \cdot V_{ref} \cdot t_{ref} \cdot 10^{(L_{E,\infty} - L_{max})/10}. \quad (F-14)$$

4.6 Путем замены d_p на d_λ в уравнении F-5, используя определение $q = V\tau$ из рис. F-1, параметры α_1 и α_2 из уравнения F-9 могут быть представлены (вставив значения $q = q_1$ в начальной точке и $q - \lambda = q_2$ в конечной точке участка траектории полета длиной λ) в виде:

$$\alpha_1 = \frac{-q_1}{d_\lambda} \quad \text{и} \quad \alpha_2 = \frac{-q_1 + \lambda}{d_\lambda}. \quad (F-15)$$

4.7 Необходимость в замене фактического наклонного расстояния расчетным расстоянием усложняет 90-градусную дипольную модель четвертой степени. Однако, поскольку эта величина эффективно калибруется, используя данные измерений, алгоритм расчета коэффициента звуковой энергии можно рассматривать как полуэмпирический, а не чисто теоретический алгоритм.

Добавление G

МАКСИМАЛЬНЫЙ УРОВЕНЬ ШУМОВЫХ СОБЫТИЙ

1. В главе 5 уравнение 5-9 вводит ступенчатую функцию $u(k)$, которая определяет, является ли максимальный уровень звука, генерируемого участком k траектории полета, максимальным уровнем шумового события или нет:

$$u(k) = \begin{cases} 0 \\ 1 \end{cases},$$

если $L_{\max,k}$ $\begin{cases} \text{не является} \\ \text{является} \end{cases}$ максимальным уровнем шумового события.

2. Приведенная на рис. G-1 блок-схема показывает этапы, с помощью которых можно оценить эту функцию для каждого типа самолета и для каждой линии (или подлинии) пути.

3. В указанном методе используются 4 переменные:

k – номер текущего участка линии (подлинии) пути;

$L_{\max,k}$ – максимальный уровень звука от текущего участка линии (подлинии) пути;

L – максимальный уровень фактического шумового события;

i – указатель участка, генерирующего максимальный уровень L .

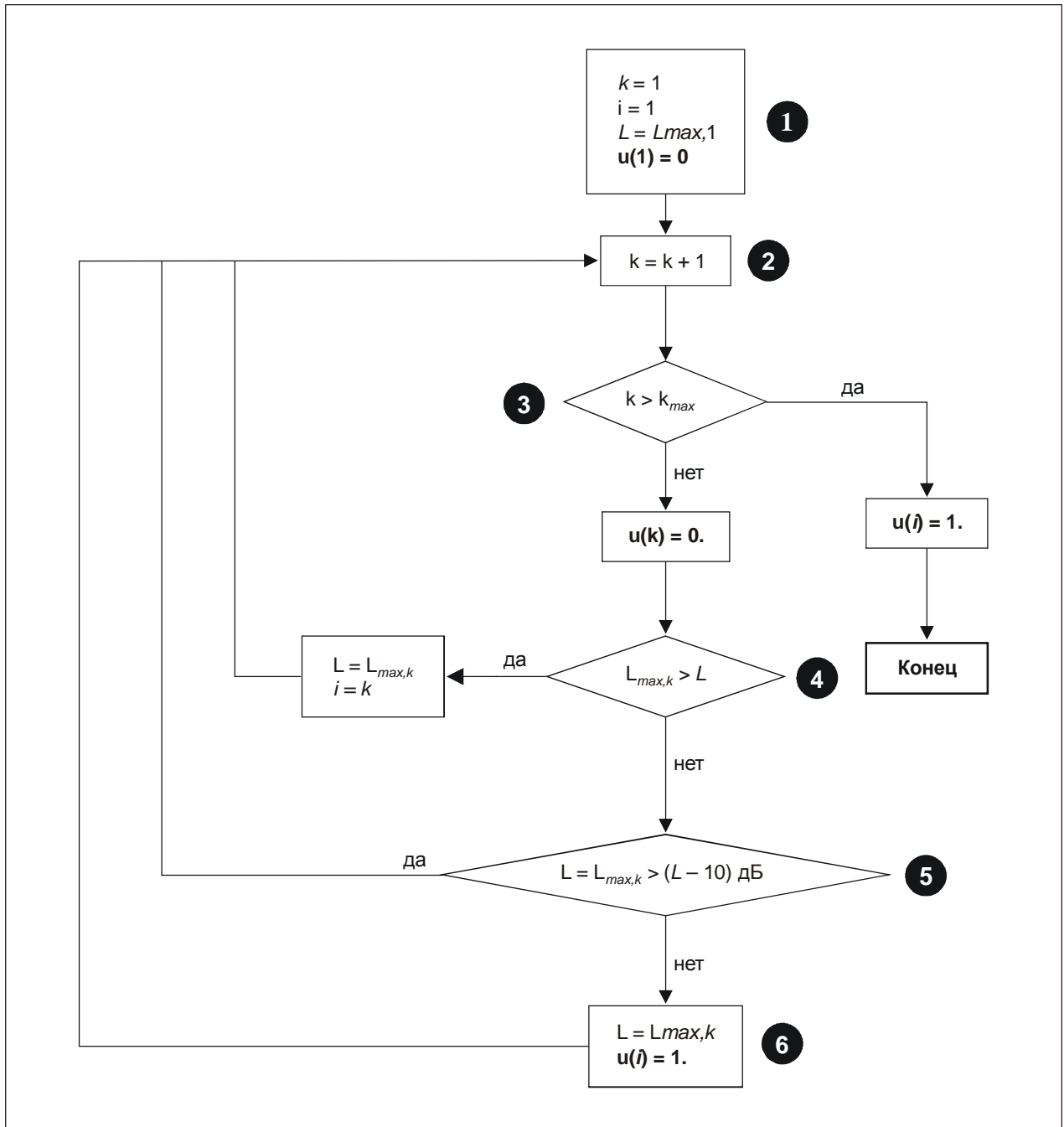
4. Данный метод излагается ниже:

❶ Инициализируйте переменные величины: установите счетчик k путей подлиний на единицу, установите указатель i фактического максимального уровня звука единичного воздействия на единицу и установите переменную L , обозначающую максимальный уровень фактического шумового события, на значение $L_{\max,1}$. Это означает, что максимальный уровень звука первого участка путевой линии принимается в качестве максимального уровня первого шумового события. Кроме того, инициализируйте переменную $u(1)$, установив ее на ноль.

❷ Произведите полный цикл по всем участкам фактической линии (подлинии) пути, увеличив номер участка на единицу.

❸ Если обработан последний участок, то выходите из цикла. Установите переменную $u(i)$ для последнего отмеченного максимального уровня на единицу. Если текущий участок не является последним, то установите переменную $u(k)$ для этого участка на ноль (т. е. инициализируйте ее).

❹ Проверьте не превышает ли максимальный уровень $L_{\max,k}$ генерируемый фактическим участком, максимальный уровень L текущего шумового события. Если превышает, то установите $L = L_{\max,k}$, а также установите указатель i на текущий номер участка ($i = k$). Затем перейдите к следующему участку (т. е. к этапу ❷).

Рис. G-1. Блок-схема для оценки функции $u(k)$

⑤ Определите разность между максимальным уровнем L текущего шумового события и максимальным уровнем звука текущего участка. Если эта величина меньше 10 дБ, то данное шумовое событие еще не завершено – перейдите к этапу ②.

⑥ Фактическое шумовое событие завершено. Приступите к новому событию путем установления максимального уровня этого нового шумового события на значение $L = L_{max,k}$, а также установите счетчик $i = k$. Это аналогично этапу ①.

5. Этапы ⑤ и ⑥ требуются только в том случае, если необходимо определить наивысший максимальный уровень звука, производимый фактическим типом самолета на фактической линии (подлинии) пути. В этом случае следует перейти непосредственно от этапа ④ к этапу ②.

Добавление Н

МЕЖДУНАРОДНАЯ БАЗА ДАННЫХ ПО ШУМУ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ (ANP)

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Для оказания содействия в разработке точных моделей контура самолетного шума была создана база данных по шуму и летно-техническим характеристикам воздушных судов (ANP), доступная в режиме онлайн по адресу: www.aircraftnoisemodel.org.

Источники данных

1.2 Указанные данные соответствуют спецификациям и форматам, установленным международным Обществом инженеров самодвижущегося транспорта (SAE) в документе AIR 1845 [справочный материал 1], которые предназначены для достижения наилучших возможных уровней качества данных и соответствия. В качестве предпочтительного варианта вводные данные поставляются изготовителями воздушных судов, и они охватывают большинство моделей наиболее крупных современных самолетов и модификаций в парках авиакомпаний мира и таким образом определяют уровень шума в крупных аэропортах. Указанные вводные данные обычно включают данные по шуму, полученные во время сертификационных испытаний по шуму, проводимых в соответствии со строгими стандартизированными в международном масштабе методами, которые регламентируются национальными сертификационными ведомствами. Данные по некоторым другим самолетам, в основном тем, которые менее существенны с точки зрения общего уровня шума, были получены из других источников (главным образом контролируемых испытаний) и аналогичны результатам сертификационных испытаний, проведенных национальными ведомствами по моделированию шума в различных странах.

Охват самолетов

1.3 В отношении вводной информации по самолетам база данных ANP идентична той, которая содержится в базе данных для модели INM [справочный материал 4], за исключением только данных, на которые этот инструктивный материал в настоящее время не распространяется, т. е. военные самолеты и вертолеты.

1.4 Модели и модификации самолетов, которые в настоящее время не включены в указанную базу данных, необходимо представлять заменяющими их вариантами, т. е. самолетами с аналогичными шумовыми и летно-техническими характеристиками, которые включены в базу данных и могут быть надлежащим образом оценены (в виде "эквивалентного числа полетов") для представления недостающих типов самолетов. Указание по осуществлению необходимых замен приводятся на веб-сайте. Они включают тщательный анализ описания самолета и соответствующих параметров, таких, как максимальный взлетный вес и режим тяги, чтобы обеспечить наибольшую репрезентативность парка воздушных судов, эксплуатируемых в данном аэропорту. В целях упрощения процесса замены база данных ANP включает таблицу, отображающую характеристики эксплуатируемых в настоящее время коммерческих самолетов (с подробными комбинациями планер-двигатель), которые сравниваются с самолетами, перечисленными в фактической базе данных.

1.5 Указанная база данных продолжает расширяться, и таким образом необходимость в замене может быть сведена к минимуму. Пользователям, которые считают, что их работа по моделированию ставится под угрозу из-за недостаточного охвата, настоятельно рекомендуется сообщить о своих потребностях менеджерам указанной базы данных через веб-сайт.

Прозрачность данных

1.6 По каждому включенному в перечень самолету в базе данных указывается источник данных (т. е. изготовитель) и может содержаться более подробная информация о методах и исходных посылках, которые должны применяться для получения этих данных.

Тщательная проверка данных

1.7 При каждом обновлении разработчики базы данных проверяют, насколько это возможно, вводные данные на соответствие и обоснованность. Однако в ходе своих моделирований пользователи могут обнаружить определенные несоответствия и недостатки; они могут сообщить о них, используя процесс, изложенный на веб-сайте.

Условия доступа к базе данных

1.8 Для получения доступа к базе данных пользователи должны зарегистрироваться (веб-сайт включает регистрационную форму для новых пользователей в режиме онлайн). Использование данных оговорено условиями, изложенными на веб-сайте.

Содержание базы данных

1.9 Международные данные ANP полностью удовлетворяют требованиям ИКАО к методологии моделирования контуров. Содержание базы данных и процедур загрузки данных из веб-сайта ANP приводятся ниже. Данные предоставляются в формате, близком к "готово к использованию"; разработчику программного обеспечения необходимо только привести в соответствие параметры и переменные величины модели с теми, которые указаны в этих данных.

1.10 База данных включает несколько таблиц данных, которые описываются в следующих разделах и соответствуют времени публикации настоящего инструктивного материала. Со временем содержание и формат этих таблиц будут, вероятно, совершенствоваться в зависимости от потребностей авиационного сообщества.

1.11 Пользователи предупреждаются о том, что количества, размеры и единицы измерения соответствуют тем, которые обычно используются поставщиками данных; специалисты по моделированию должны проявлять особую осторожность, чтобы в соответствующих случаях обеспечивать надлежащее преобразование единиц измерения, когда они используют иные единицы измерения.

2. ТАБЛИЦА ДАННЫХ О ВОЗДУШНЫХ СУДАХ

2.1 В этой таблице содержатся данные о представленных в базе данных самолетах вместе с описанием их параметров. Некоторые параметры требуются для целей моделирования шума, а другие только для общей информации, что позволяет пользователям дополнительно классифицировать самолеты в соответствии с выбранными критериями (например, источник данных, весовые категории, статус сертификации по шуму и т. д.) и помогает им в осуществлении замен.

2.2 Для некоторых самолетов предоставляется в виде загружаемого документа в формате PDF дополнительная техническая информация, включая, в частности, исходные посылки, которые были сделаны для получения данных, относящихся к конкретному самолету.

2.3 Указанные различные области/параметры воздушных судов перечислены ниже. Подчеркнуты те параметры, которые являются необходимыми вводными данными для модели расчета контура шума.

- Идентификатор воздушного судна: название самолета, которое служит опознаванием соответствующих летно-технических данных и с помощью которого осуществляется доступ к этим данным.
- Описание самолета: изготовитель, планер, двигатель и т. д.
- Источник данных: изготовитель и т. д.
- Тип двигателя: реактивный, турбовинтовой или поршневой.
- Количество двигателей: используется в различных уравнениях добавления С.
- Весовой класс: малый, большой или тяжелый.
- Категория владельца: коммерческая авиация или авиация общего назначения.
- Максимальный полный взлетный вес (фунт), используемый для расчета уменьшенной взлетной тяги (см. добавление С).
- Максимальный полный посадочный вес (MGLW) (фунт): задаваемые по умолчанию профили захода на посадку обычно основаны на 90 % MGLW.
- Максимальная посадочная дистанция (фут).
- Максимальная статическая тяга на уровне моря (фунт): предоставляется для стандартных дневных условий.
- Шумовой стандарт (стандарт сертификации по шуму).
- Идентификатор NPD: ассоциирует самолет с данными NPD, хранящимися в таблице NPD. (Поскольку данные NPD связаны с характеристиками силовой установки, схожим типам самолетов может соответствовать тот же набор данных NPD.)
- Параметр мощности: указывает, какой связанный с шумом параметр мощности используется для доступа к данным NPD (приведенная располагаемая мощность, мощность на валу и т. д.), и соответствующую единицу измерения (фунты, процент и т. д.).
- Идентификаторы спектрального класса: соотносят самолет с исходными формами звукового спектра, один для захода на посадку и другой для вылета, которые хранятся в таблице спектральных классов.
- Идентификатор боковой направленности: двигатели, установленные на фюзеляже, на крыльях, или винтовые двигатели. Указывает на поправку, которую следует применить в зависимости от места установки двигателей (см. п. 4.6.3 главы 4).
- Выход на любой сопроводительный документ в формате PDF.

3. ТАБЛИЦЫ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

3.1 В них содержатся данные о двигателях и аэродинамические данные, необходимые для выполнения изложенных в добавлении С уравнений по расчету летно-технических характеристик. Эти данные (коэффициенты) могут иметься не для всех самолетов, указанных в базе данных. Для самолетов с недостающими коэффициентами или для конкретных методик выполнения полета, которые не могут быть надлежащим образом смоделированы с помощью методологии, описанной в добавлении С, указанная база данных может включать дополнительную таблицу, содержащую профили с фиксированными точками по умолчанию – набор значений относительной высоты, скорости и тяги как функции от горизонтального расстояния.

3.2 Кроме того, база данных включает таблицу, содержащую для каждого самолета значения взлетного веса по умолчанию как функцию от протяженности полета.

3.3 Исходные условия для данных о летно-технических характеристиках

3.3.1 Данные о летно-технических характеристиках (коэффициентах двигателя) предоставляются изготовителями для следующих исходных условий:

Атмосфера:	Международная стандартная атмосфера (МСА) [справочный материал 11].
Температура приземного воздуха:	15 °С (59 °F).
Ветер:	встречный ветер 4 м/с (8 уз), постоянная скорость по высоте над земной поверхностью.
Превышение ВПП:	средний уровень моря (MSL).
Уклон ВПП:	отсутствует.
Количество двигателей, обеспечивающих тягу:	все.

3.3.2 Коэффициенты двигателей вместе с уравнениями тяги, описанные в добавлении С, могут быть также использованы для аэродромных условий, отличных от 15 °С, уровня моря (температуры до 43 °С (109 °F) и превышений аэропорта до 6000 фут над уровнем моря). Указанная база данных включает высокотемпературные коэффициенты реактивных двигателей, позволяющие рассчитывать тягу при температурах, превышающих точку перехода. Коэффициенты для положения закрылков для других исходных условий также включены в эту базу данных.

3.4 Таблица коэффициентов для реактивного двигателя

3.4.1 Данная таблица содержит по каждому самолету и вплоть до пяти различных режимов тяги коэффициенты реактивных двигателей E, F, GA, GB и H для использования в уравнении расчета тяги С-1 добавления С. Указанные режимы тяги охватывают максимальный взлетный, максимальный взлетный при высокой температуре, максимальный при наборе высоты, максимальный при наборе высоты с высокой температурой и режим малого газа (в отношении последнего варианта при заходе на посадку см. уравнение С-23).

3.4.2 Кроме того, таблица может предоставить (в зависимости от типа самолета) набор общих коэффициентов для реактивного двигателя, позволяющих вычислять значение изменяющейся тяги как функцию от EPR или N1, используя уравнения C-2 и C-3 в добавлении С. Указанные общие коэффициенты для реактивного двигателя включают, в частности, дополнительные коэффициенты K1 – K4.

3.4.3 Каждая строка таблицы включает следующие данные (при этом каждый параметр занимает отдельный столбец):

- идентификатор ВС,
- режим тяги: включает "общий режим по тяге" для расчета изменяющейся тяги,
- E (фунт-сила),
- F (фунт-сила/уз),
- G_A (фунт-сила/фут),
- G_B (фунт-сила/фут²),
- H (фунт-сила/°C),
- K_1 (фунт-сила/EPR),
- K_2 (фунт-сила/EPR²),
- K_3 (фунт-сила/(N1/√θ)),
- K_4 (фунт-сила/(N1/√θ)²).

Примечание. Коэффициенты номинальной тяги указываются по крайней мере для максимальной взлетной тяги и максимальной тяги на режиме набора высоты. Коэффициенты общей тяги K указываются либо для EPR ($K_{1,2}$), либо для N1 ($K_{3,4}$) в зависимости от типа самолета/двигателя.

3.5 Таблица коэффициентов для винтовых двигателей

3.5.1 Указанная таблица содержит данные о к.п.д. воздушных винтов и располагаемой тяге установленного двигателя, предназначенные для расчета приведенной располагаемой тяги для самолетов с винтовыми двигателями (см. уравнение C-5 в добавлении С). Такие данные обычно предоставляются для двух режимов тяги: максимальной взлетной тяги и максимальной тяги на режиме набора высоты.

3.5.2 Каждая строка таблицы включает следующие данные:

- идентификатор ВС;
- режим тяги: максимальный взлетный или максимальный при наборе высоты;
- η : к.п.д. воздушного винта;
- P_p (л.с.): располагаемая тяга установленного двигателя.

3.6 Таблица аэродинамических коэффициентов

3.6.1 Указанная таблица содержит по каждому типу самолета аэродинамические коэффициенты B_8 , C/D и R (см. уравнения С-9, С-12, С-15 и С-24 в добавлении С), соответствующие различным положениям закрылков на этапе прибытия и вылета. Количество параметров положения закрылков и идентификаторы положения закрылков зависят от конкретного самолета. Положения закрылков, для которых имеются аэродинамические данные, обычно включают полную их последовательность, используемую самолетами в эксплуатационных условиях (от конфигурации с убранной механизацией до полной посадочной конфигурации – например, с выпущенным шасси при заходе на посадку). Идентификаторы положения закрылков при необходимости включают указание о положении шасси (убрано или выпущено).

3.6.2 Каждая строка этой таблицы содержит следующие данные (каждый параметр представляет отдельный столбец):

- идентификатор ВС;
- вид полета: прибытие (А) или вылет (D);
- идентификатор положения закрылков;
- B_8 (фут/фунт);
- C (скорость первоначального набора высоты) или D (посадочная скорость) (уз/ $\sqrt{\text{фунт}}$);
- R .

Примечание. Коэффициенты B_8 и C указываются только для взлетного положения закрылков.

3.7 Таблица задаваемых по умолчанию значений веса

3.7.1 Указанная таблица содержит по каждому типу самолета рекомендуемые по умолчанию значения взлетного веса для различных диапазонов протяженности полета (или участка полета). Они предназначены для использования в тех случаях, когда данные об эксплуатационном взлетном весе самолетов в рассматриваемом аэропорту неизвестны. Протяженность участков полета определяется следующим образом:

Протяженность участка	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Диапазон дальности полета (м. мили $\times 1000$)	0–0,5	0,5–1	1–1,5	1,5–2,5	2,5–3,5	3,5–4,5	4,5–5,5	5,5–6,5	> 6,5
Репрезентативная дальность (м. мили)	350	850	1350	2200	3200	4200	5200	6200	
Взлетный вес (фунт)									

3.7.2 Репрезентативная дальность, для которой рассчитывается взлетный вес, определяется следующим образом:

Репрезентативная дальность = мин. дальность + $0,70 \times (\text{макс. дальность} - \text{мин. дальность})$.

3.7.3 Исходные предположения, принимаемые для получения значений взлетного веса по умолчанию, соответствующих каждому из вышеупомянутых репрезентативных значений дальности, могут зависеть от категории самолета и/или весового класса и могут даже отличаться у различных изготовителей. Дополнительную информацию можно получить на веб-сайте.

3.7.4 Каждая строка таблицы содержит следующие данные (каждый параметр представляет отдельный столбец):

- идентификатор ВС;
- протяженность участка полета;
- вес (фунт).

3.8 Таблица задаваемых по умолчанию процедурных этапов вылета

3.8.1 Указанная таблица содержит описание задаваемых по умолчанию процедур вылета (т. е. описание последовательных этапов вылета, выполняемых экипажем). Она включает все необходимые параметры, которые в сочетании с данными из таблиц летно-технических характеристик позволяют рассчитать результирующие профили полета (абсолютную высоту, скорость и тягу как функцию от горизонтального расстояния) с помощью формул, приведенных в добавлении С.

3.8.2 Каждая строка таблицы содержит следующие данные (каждый параметр представляет отдельный столбец):

- идентификатор ВС;
- идентификатор профиля;
- протяженность участка полета;
- номер этапа полета;
- тип этапа полета: взлет, набор высоты или ускорение;
- идентификатор положения закрылков: положение закрылков, используемое на каждом этапе;
- режим тяги: максимальный взлетный, максимальный при наборе высоты и т. д.;
- абсолютная высота в конечной точке (фут): абсолютная высота, которая должна быть достигнута в конце участка;
- скороподъемность (фут/мин);
- CAS в конечной точке (уз): индикаторная воздушная скорость, которая должна быть достигнута в конце участка.

Примечание. Каждому из последних трех параметров задается определенное значение, либо таковое не задается ("пустое" поле) в зависимости от типа выполняемого этапа (например, значение скороподъемности задается только для этапа ускорения; для других этапов данное поле остается пустым).

3.9 Таблица задаваемых по умолчанию процедурных этапов захода на посадку

3.9.1 Указанная таблица аналогично предыдущей содержит описание задаваемых по умолчанию процедур захода на посадку (обычно одной процедуры по умолчанию – для 90 % от максимального полного посадочного веса – с использованием поэтапных указаний на выполнение полета).

3.9.2 По причинам, изложенным в п. 3.7.2 главы 3, задаваемые по умолчанию процедуры захода на посадку, имеющиеся в настоящее время в базе данных ANP, предусматривают непрерывное снижение под углом 3° с 6000 фут до точки приземления. Такая методика необязательно является репрезентативной в текущей эксплуатационной практике, и эти данные будут постепенно заменяться более реалистичными

процедурами по умолчанию, включающими участки горизонтального полета и торможения. Прогресс будет зависеть от наличия данных о летно-технических характеристиках самолетов, необходимых для полной реализации методологии, описанной в добавлении С (см. также п. 3.10 добавления Н).

3.10 Таблица задаваемых по умолчанию данных профилей с фиксированными точками

3.10.1 Указанная таблица содержит задаваемые по умолчанию данные профилей с фиксированными точками для самолетов, чьи летно-технические характеристики, необходимые для расчета профилей полета, основанных на изложенной в добавлении С методологии, отсутствуют, при этом они будут постепенно заменяться (на процедурные профили) по мере появления данных о летно-технических характеристиках самолетов, которые необходимы для обеспечения полного выполнения требований добавления С.

3.10.2 Структура таблицы приводится ниже (каждый параметр представляет в таблице отдельный столбец):

- идентификатор ВС;
- вид полета: прибытие (A) или вылет (D);
- идентификатор профиля;
- протяженность участка полета;
- номер точки;
- расстояние (фут);
- высота над превышением летной полосы (фут);
- истинная воздушная скорость (TAS) (уз);
- приведенная располагаемая тяга (фунт-сила).

Примечание. Некоторые таблицы содержат все коэффициенты, необходимые для расчета профилей вылета, но в них отсутствуют аэродинамические коэффициенты, позволяющие вычислять профили захода на посадку. Для таких самолетов профили с фиксированными точками по умолчанию указываются только для захода на посадку.

4. ТАБЛИЦЫ ДАННЫХ ПО ШУМУ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

4.1 В них содержатся акустические данные, необходимые для расчета уровня единичного звукового воздействия, описанного в главе 4. По каждому самолету приводятся два набора данных: 1) таблица значений шум-мощность-расстояние (NPD) и 2) два спектральных класса – исходные спектры звуковых частот (используемые для корректировки данных NPD для атмосферных условий, отличных от исходных).

4.2 Таблица данных NPD

4.2.1 Указанная таблица содержит набор данных об уровнях единичного звукового воздействия при различных наклонных расстояниях по каждому типу самолета (через его идентификатор NPD) и по ряду

значений связанного с параметром мощности (в основном, значения приведенной располагаемой тяги. Один и тот же набор данных NPD может быть присвоен нескольким аналогичным самолетам.

4.2.2 Уровни шумовых событий указываются для различных параметров единичного звукового воздействия, включая по крайней мере L_{Amax} и SEL для 10 значений наклонного расстояния: 200, 400, 630, 1000, 2000, 4000, 6300, 10 000, 16 000 и 25 000 фут.

4.2.3 Режимы мощности охватывают нормальные эксплуатационные значения как для захода на посадку, так и для вылетов, с тем чтобы избежать необходимости осуществления большого объема экстраполяции при моделировании. Данные NPD отличаются в зависимости от режима полета (заход на посадку или вылет), поскольку из-за эффектов планера уровень шума зависит от полетной конфигурации, а также от режима мощности.

4.2.4 Каждая строка таблицы содержит следующие данные (каждый параметр представляет отдельный столбец):

- идентификатор шума;
- индекс шума: максимальный или параметр, основанный на уровне воздействия звука;
- режим полета: "A" или "D";
- значение параметра мощности, связанного с шумом;
- уровни шума L_n на расстояниях d_n для n от 1 до 10.

4.3 Исходные условия для данных NPD

Данные NPD нормализованы для следующих условий:

- атмосферное давление: 101,325 кПа (1013,25 мб);
- атмосферное поглощение: нормы затухания приведены в таблице E-1 добавления E;
- осадки: отсутствуют;
- скорость ветра: менее 8 м/с (15 уз);
- исходная скорость (для параметров, основанных на уровне воздействия шума): 160 уз.

4.4 Таблица спектральных классов

4.4.1 Спектральные классы представляют собой спектры среднего уровня шума для групп самолетов, обладающих аналогичными спектральными характеристиками.

4.4.2 Указанные спектральные классы представляют собой средние спектральные формы в период максимального уровня звука на исходном расстоянии 1000 фут при тех же исходных условиях температуры воздуха и влажности, что и для данных NPD. Эти значения не являются взвешенными (в отличие от данных NPD) и – в силу исторических причин – нормализованы до 70 дБ при 1000 Гц. Уровни звука определены для всех 24 значений в третьоктавных полосах с номинальными центральными частотами от 50 до 10 000 Гц.

4.4.3 Подробное описание метода получения данных о спектральных классах можно найти на веб-сайте.

4.4.4 В таблице приводятся отдельные спектральные формы для условий захода на посадку и вылета. Таким образом, заданному самолету присваиваются два спектральных класса (через его идентификаторы спектрального класса).

Каждая строка таблицы содержит следующие данные (каждый параметр представляет отдельный столбец таблицы):

- идентификатор спектрального класса;
- режим полета: "А" или "D";
- описание: общие характеристики семейства самолетов, которому присваивается данная спектральная форма;
- 24 относительных уровня звука в третьоктавных полосах для центральных частот в диапазоне от 50 до 10 000 Гц.

5. СПОСОБ ЗАГРУЗКИ ДАННЫХ

5.1 Зарегистрированные пользователи могут загружать с веб-сайта следующие данные по шуму и летно-техническим характеристикам самолетов:

- всю базу данных;
- таблицы данных по шуму и летно-техническим характеристикам некоторых конкретных типов самолетов;
- конкретную таблицу.

5.2 Загружаемые данные предоставляются в виде файлов CSV, причем в одном файле содержится одна таблица.

5.3 Зарегистрированные пользователи автоматически информируются (по электронной почте) о любом обновлении базы данных (т. е. о новых вводных данных).

6. ОБРАЗЦЫ ДАННЫХ

В таблицах Н-1 – Н-9 приводятся образцы данных, содержащихся в базе данных ANP.

Таблица Н-1. Образец таблицы данных о воздушных судах

Идентификатор ВС	Описание	Источник данных	Тип двигателей	Кол-во двигателей	Весовой класс	Категория владельца	Макс. полный взлетный вес (фунт)	Макс. полный посадоч. вес (фунт)
737300	"Боинг В737-300"/Двигатели CFM56-3В-1	Изготов.	Реактив.	2	Крупн.	Коммерческ.	135 000	114 000
A32023	"Аэробус А320-232"/Двигатели V2527-А5	Изготов.	Реактив.	2	Крупн.	Коммерческ.	162 000	142 200
SF340	Сааб SF340В/ Двигатели СТ7-9В	Изготов.	Турбовинт.	2	Крупн.	Коммерческ.	27 300	26 500

Таблица Н-1 (продолж.)

Идентификатор ВС	Максим. посадочная дистанция (фут)	Максим. статич. тяга на уровне моря (фунт)	Шумовой стандарт	Идентификатор NPD	Параметр мощности	Идентификатор спектрального класса для захода на посадку	Идентификатор спектрального класса для вылета	Идентификатор боковой направленности
737300	4 580	20 000	3	CFM563	CNT (фунт)	202	102	Крыло
A32023	4 704	26 500	3	V2527A	CNT (фунт)	205	103	Крыло
SF340	3 470	4 067	3	CT75	SHP (%)	211	110	Винт

Таблица Н-2. Образец таблицы коэффициентов для реактивного двигателя

Идентиф. ВС	Режим тяги	E (фунт)	F (фунт /уз)	Ga (фунт /фунт)	Gb (фунт /фунт ²)	H (фунт / °C)	K1 (фунт /EPR)	K2 (фунт/EPR ²)	K3 (фунт/(N1/√θ))	K4 (фунт/(N1/√θ) ²)
A32023	Макс. /набор высоты	15 390,0	-1,53000	3,04500e-01	-3,52300e-06	0,000e+00				
A32023	Макс. /набор высоты/выс. темп.	15 331,9	9,07100	0,00000e+00	0,00000e+00	-1,110e+02				
A32023	Макс. /взлет	24 711,4	-24,81300	2,76400e-01	-2,75900e-06	0,000e+00				
A32023	Макс. /взлет /выс. темп.	29 300,3	-24,33000	0,00000e+00	0,00000e+00	-1,331e+02				
A32023	Общий режим тяги	-65 083,3	-7,25000	-1,91800e-02	2,57500e-08	0,000e+00	8,78176e+04	-1,86931e+04		
737300	Макс. /набор высоты	17 448,0	-17,32000	+1,55700e-01	0,00000e+00	0,000e+00				
737300	Макс. /взлет	18 745,0	-20,12000	+4,04300e-01	0,00000e+00	0,000e+00				
737300	Общий режим тяги	11 106,0	-10,09000	-4,09000e-02	0,00000e+00	0,000e+00			-3,69800e+02	+4,83500e+00

Таблица Н-3. Образец таблицы коэффициентов для винтового двигателя

Идентиф. ВС	Режим тяги	К.п.д. винта	Располагаемая тяга установленного двигателя (л.с.)
SF340	Максим. /набор высоты	0,90	1587,0
SF340	Максим. /взлет	0,90	1763,0

Таблица Н-4. Образец таблицы аэродинамических коэффициентов

Идентиф. ВС	Тип полета	Идентиф. положения закрылков	В (фут/фунт)	C/D (уз/√фунт)	R
737300	A	D-15	-	0,463900	0,110300
737300	A	D-30	-	0,434000	0,124700
737300	A	D-40	-	0,421500	0,147100
737300	D	1	0,012600	0,495800	0,076100
737300	D	15	0,011100	0,457200	0,087200
737300	D	5	0,012000	0,477200	0,079100
737300	D	Ноль	-	-	0,062000
A32023	D	1	-	-	0,061500
A32023	D	1+F	0,007858	0,398300	0,072500
A32023	D	Ноль	0,000000	0,000000	0,053900

Таблица Н-5. Образец таблицы значений веса по умолчанию

Идентиф. ВС	Протяженность участка	Вес (фунт)
737300	1	96 000
737300	2	102 000
737300	3	108 000
737300	4	119 000
A32023	1	135 700
A32023	2	141 600
A32023	3	147 700
A32023	4	158 600
A32023	5	162 000

Таблица Н-6. Образец таблицы задаваемых по умолчанию процедурных профилей вылета

Идентиф. ВС	Идентиф. профиля	Протяж. участка	Номер этапа	Тип этапа	Идентиф. положения закрылков	Режим тяги	Абс. высота в конечной точке (фут)	Скоро-подъемн. (фут/мин)	CAS в конечной точке (уз)
A32023	ИКАО_А	1	1	Взлет	1+F	Макс/взлет			
A32023	ИКАО_А	1	2	Набор высоты	1+F	Макс/взлет	300,0		
A32023	ИКАО_А	1	3	Набор высоты	1+F	Макс/взлет	1500,0		

Идентиф. ВС	Идентиф. профиля	Протяж. участка	Номер этапа	Тип этапа	Идентиф. положения закрылков	Режим тяги	Абс. высота в конечной точке (фут)	Скоро-подъемн. (фут/мин)	CAS в конечной точке (уз)
A32023	ИКАО_A	1	4	Набор высоты	1+F	Макс/набор высоты	3000,0		
A32023	ИКАО_A	1	5	Ускорение	1+F	Макс/набор высоты		751,0	187,3
A32023	ИКАО_A	1	6	Ускорение	1	Макс/набор высоты		890,0	201,6
A32023	ИКАО_A	1	7	Ускорение	НОЛЬ	Макс/набор высоты		1041,0	226,9
A32023	ИКАО_A	1	8	Ускорение	НОЛЬ	Макс/набор высоты		1191,0	250,0
A32023	ИКАО_A	1	9	Набор высоты	НОЛЬ	Макс/набор высоты	5500,0		
A32023	ИКАО_A	1	10	Набор высоты	НОЛЬ	Макс/набор высоты	7500,0		
A32023	ИКАО_A	1	11	Набор высоты	НОЛЬ	Макс/набор высоты	10 000,0		
737300	СТАНДАРТ.	4	1	Взлет	5	Макс/взлет			
737300	СТАНДАРТ.	4	2	Набор высоты	5	Макс/взлет	1000,0		
737300	СТАНДАРТ.	4	3	Ускорение	5	Макс/взлет		1544,0	185,0
737300	СТАНДАРТ.	4	4	Ускорение	1	Макс/взлет		1544,0	190,0
737300	СТАНДАРТ.	4	5	Ускорение	НОЛЬ	Макс/набор высоты		1000,0	220,0
737300	СТАНДАРТ.	4	6	Набор высоты	НОЛЬ	Макс/набор высоты	3000,0		
737300	СТАНДАРТ.	4	7	Ускорение	НОЛЬ	Макс/набор высоты		1000,0	250,0
737300	СТАНДАРТ.	4	8	Набор высоты	НОЛЬ	Макс/набор высоты	5500,0		
737300	СТАНДАРТ.	4	9	Набор высоты	НОЛЬ	Макс/набор высоты	7500,0		
737300	СТАНДАРТ.	4	10	Набор высоты	НОЛЬ	Макс/набор высоты	10 000,0		

Таблица Н-7. Образец таблицы задаваемых по умолчанию профилей с фиксированными точками

Идентиф. ВС	Тип полета	Идентиф. профиля	Протяж. участка	Номер точки	Расстояние (фут)	Абс. высота (фут)	TAS (уз)	Приведенная располагаемая тяга (фунт)
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	1	-162 381,0	6000,0	272,3	1091,30
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	2	-112 299,0	4009,0	264,7	912,70
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	3	-87 765,0	3000,0	260,9	802,70

Идентиф. ВС	Тип полета	Идентиф. профиля	Протяж. участка	Номер точки	Расстояние (фут)	Абс. высота (фут)	TAS (уз)	Приведенная располагаемая тяга (фунт)
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	4	-61 823,0	3000,0	204,6	456,50
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	5	-57 240,0	3000,0	190,7	362,50
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	6	-54 773,0	2871,0	189,8	358,20
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	7	-51 725,0	2711,0	187,5	351,20
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	8	-47 460,0	2487,0	177,7	391,40
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	9	-36 430,0	1909,0	144,6	654,20
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	10	-35 298,0	1850,0	139,6	708,10
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	11	-33 710,0	1767,0	130,9	817,50
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	12	-33 503,0	1756,0	130,9	4888,50
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	13	-19 077,0	1000,0	129,5	4753,10
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	14	-1794,0	94,0	127,8	4598,30
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	15	-954,0	50,0	127,7	4570,80
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	16	0,0	0,0	126,7	4570,80
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	17	470,0	0,0	119,7	10 600,00
A32023	A	СТАНДАРТ.	1	18	4704,0	0,0	30,0	2650,00

Таблица Н-8. Образец таблицы данных NPD

Идентиф. NPD	Дескриптор шума	Режим полета	Режим мощности	L_200 фут	L_400 фут	L_630 фут	L_1 000 фут	L_2 000 фут	L_4 000 фут	L_6 300 фут	L_10 000 фут	L_16 000 фут	L_25 000 фут
V2527A	SEL	A	2000,00	93,1	89,1	86,1	82,9	77,7	71,7	67,1	61,9	55,8	49,2
V2527A	SEL	A	2700,00	93,3	89,2	86,2	83,0	77,7	71,8	67,2	62,0	55,8	49,3
V2527A	SEL	A	6000,00	94,7	90,5	87,4	83,9	78,5	72,3	67,7	62,5	56,3	49,7
V2527A	SEL	D	10 000,00	95,4	90,7	87,3	83,5	77,7	71,1	66,3	60,9	54,6	47,4
V2527A	SEL	D	14 000,00	100,4	96,1	93,0	89,4	83,5	77,0	72,2	66,7	60,1	53,0
V2527A	SEL	D	18 000,00	103,2	99,1	96,2	92,9	87,4	81,1	76,5	71,1	64,9	57,9
V2527A	SEL	D	22 500,00	105,1	101,2	98,5	95,4	90,3	84,3	79,9	74,8	68,7	62,0
V2527A	LAmAx	A	2000,00	89,3	82,8	78,2	73,4	65,8	57,4	51,2	44,4	36,7	28,6
V2527A	LAmAx	A	2700,00	89,5	83,0	78,3	73,5	65,8	57,4	51,3	44,4	36,7	28,6
V2527A	LAmAx	A	6000,00	91,6	84,7	79,5	74,2	66,5	58,0	51,9	45,0	37,2	29,1
V2527A	LAmAx	D	10 000,00	94,5	86,7	81,1	75,1	66,1	56,9	50,3	43,1	35,0	26,5
V2527A	LAmAx	D	14 000,00	98,0	90,4	85,3	80,1	72,0	63,1	56,6	49,2	40,9	32,0
V2527A	LAmAx	D	18 000,00	101,9	94,7	89,7	84,3	76,1	67,2	60,7	53,4	45,3	36,7
V2527A	LAmAx	D	22 500,00	104,1	97,1	92,4	87,4	79,4	70,6	64,4	57,5	49,5	40,5

Идентиф. NPD	Дескриптор шума	Режим полета	Режим мощности	L_200 фут	L_400 фут	L_630 фут	L_1 000 фут	L_2 000 фут	L_4 000 фут	L_6 300 фут	L_10 000 фут	L_16 000 фут	L_25 000 фут
V2527A	EPNL	A	2000,00	96,9	92,3	88,5	84,6	78,6	71,5	66,3	59,8	51,5	40,7
V2527A	EPNL	A	2700,00	97,0	92,4	88,6	84,7	78,6	71,5	66,3	59,9	51,5	40,8
V2527A	EPNL	A	6000,00	99,0	94,3	90,4	86,2	79,7	72,3	67,0	60,4	52,2	41,6
V2527A	EPNL	D	10 000,00	100,7	96,0	92,1	87,6	80,5	72,8	66,0	59,1	49,7	36,8
V2527A	EPNL	D	14 000,00	106,1	101,4	97,8	93,4	86,2	78,1	72,2	66,0	57,7	46,9
V2527A	EPNL	D	18 000,00	107,7	103,3	99,9	96,1	89,6	82,5	77,2	71,2	63,6	53,8
V2527A	EPNL	D	22 500,00	109,8	105,5	102,5	98,9	93,0	86,4	81,2	75,5	68,3	59,3
V2527A	PNLTmax	A	2000,00	103,3	96,5	91,3	85,5	76,9	67,6	60,9	53,0	43,6	32,3
V2527A	PNLTmax	A	2700,00	103,8	96,7	91,1	85,3	76,9	67,7	60,9	53,0	43,6	32,1
V2527A	PNLTmax	A	6000,00	106,3	99,2	93,4	87,0	78,8	68,3	61,4	53,5	44,0	32,6
V2527A	PNLTmax	D	10 000,00	112,7	105,0	99,3	92,6	80,9	71,0	59,9	52,0	41,0	27,0
V2527A	PNLTmax	D	14 000,00	114,9	107,1	101,4	94,8	84,1	74,0	66,4	58,4	48,6	37,1
V2527A	PNLTmax	D	18 000,00	116,6	109,5	104,3	98,5	88,5	78,7	71,2	63,3	54,3	43,5
V2527A	PNLTmax	D	22 500,00	118,6	111,4	106,3	100,3	91,5	82,7	76,0	68,4	59,3	48,5

Таблица Н-9. Образец таблицы спектральных классов

Идентиф. спектрального класса	Тип полета	Описание	L_50 Гц	L_63 Гц	L_80 Гц	L_100 Гц	L_125 Гц	L_160 Гц	L_200 Гц	L_250 Гц	L_315 Гц	L_400 Гц	L_500 Гц
103	Вылет	Два турбовент. двиг. с высокой степенью двухконтурности	56,7	66,1	70,1	72,8	76,6	73,0	74,5	77,0	75,3	72,2	72,2

Таблица Н-9. Образец таблицы спектральных классов (продолж.)

Идентиф. спектрального класса	Тип полета	Описание	L_630 Гц	L_800 Гц	L_1000 Гц	L_1250 Гц	L_1600 Гц	L_2000 Гц	L_2500 Гц	L_3150 Гц	L_4000 Гц	L_5000 Гц	L_6300 Гц	L_8000 Гц	L_10 000 Гц
103	Вылет	Два турбовент. двиг. с высокой степенью двухконтурности	71,2	70,2	70,0	69,6	71,1	70,6	67,1	63,4	63,5	58,2	51,5	42,3	37,7

Справочные материалы

- [1] SAE International: *Procedure for the Calculation of Aircraft Noise in the Vicinity of Airports*. SAE AIR-1845 (1986) (currently under revision).
- [2] European Civil Aviation Conference (ECAC): *Methodology for Computing Noise Contours around Civil Airports, 3rd Edition Volume 1: Applications Guide, December 2005*.
- [3] European Civil Aviation Conference (ECAC): *Methodology for Computing Noise Contours around Civil Airports, 3rd Edition Volume 2: Technical Guide, December 2005*.
- [4] Gulding, J.M.; Olmstead, J.R; Fleming, G.G.: *Integrated Noise Model (INM) Version 6.0 User's Guide*. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Report No. FAA-AEE-99-03, September 1999.
- [5] SAE International: *Monitoring Noise from Aircraft Operations in the Vicinity of Airports Aerodromes*. SAE ARP 4721 (2006).
- [6] Roberts, S., McLeod, R., Vermij, M., Heaslip, T. and MacWilliam, G.: *RAP (Radar Analysis Program) – An Interactive Computer Program for Radar Based Flight Path Reconstruction and Analysis*, p.27-45, Seminar Proceedings, ISASI Forum 1994.
- [7] Orloff, K. L. & Bruno, A. E.: *An Improved Technique for Flight Path and Groundspeed Analysis Using Recorded Radar Data*, ICAS Paper 98-6,5,3, 21st ICAS Congress, Melbourne, Australia, 13-18 September 1998.
- [8] SAE International: *Prediction Method for Lateral Attenuation of Airplane Noise during Take-off and Landing*. AIR-5662 (April 2006).
- [9] SAE International: *Prediction Method for Lateral Attenuation of Airplane Noise during Take-off and Landing*. SAE AIR-1751 (1981).
- [10] Abramovitz, M., Stegun, I.A.: *Handbook of mathematical functions*. Dover publications, New York. 1972.
- [11] Международная организация гражданской авиации: *Руководство по стандартной атмосфере ИКАО (поднятой до 80 км (262 500 фут))*, (документ ИКАО 7488 (3-е издание, 1993 г.)).
- [12] Комитет по авиационному шуму (CAN): *Доклад по пункту 3 повестки дня седьмого совещания*. Документ ИКАО CAN/7-WP/59, май 1983 г. (Ссылка на: документ ИКАО CAN/7-WP/19. *Пересмотр определения исходной атмосферы в Приложении 16 с целью повышения качества и надежности данных и упрощения технических проблем*. Март 1983 г.).
- [13] SAE International: *Standard values of atmospheric absorption as a function of temperature and humidity*. SAE ARP 866A (1975).
- [14] International Organization for Standardization: *Acoustics – Description, measurement and assessment of environmental noise – Part 1: Basic quantities and assessment procedures*. ISO 1996-1 (2001).
- [15] International Organization for Standardization: *Acoustics – Procedure for describing aircraft noise heard on the ground*. ISO 3891 (1978).

ISBN 978-92-9231-316-6



9 7 8 9 2 9 2 3 1 3 1 6 6