МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Часть 36

СЕРТИФИКАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПО ШУМУ НА МЕСТНОСТИ

2003

ЛИСТ УЧЕТА ИЗМЕНЕНИЙ
к Части 36 АП – Сертификация воздушных судов по шуму на местности

№ п/п	Обозначение изменения	Дата вступления в силу
36-1	**Оглавление**	
	1И1-Введение – введено	
	1И1-36.9 – изменен	
	1И1-36.11 – изменен	
	1И1-Раздел B – изменен	
	1И1-Раздел C – изменен	
	1И1-Раздел D – изменен	
	1И1-Раздел E – изменен	
	1И1-Раздел H – изменен	
	1И1-36.1501 – изменен	
	1И1-36.1581 – изменен	
	1И1-36.1583 – изменен	
	1И1-Приложение A – изменен	
	1И1-A36.9 – изменен	
	1И1-Приложение B – изменен	
	1И1-Приложение C – изменен	
	1И1-Приложение E – изменен	
	1И1-Приложение G – изменен	
	1И1-Приложение H – изменен	
	1И1-H36.109 – изменен	
	1И1-H36.205 – изменен	
	1И1-Прил. H, часть D – изменен	
	1И1-J36.101 – изменен	
	1И1-J36.109 – изменен	
	1И1-J36.201 – изменен	
	1И1-K36.301 – изменен	
	1И1-Приложение N – изменен	
	1И1-N36.103 – изменен	
	1И1-N36.105 – изменен	
	1И1-N36.109 – изменен	
	1И1-N36.201 – изменен	
	1И1-Введение – введено	
	Раздел A	
	1И1-36.1:	
	(a)(1), (2), (3) – изменены	
	(a)(4) – изъят	
	(b), (c), (d), (e) – изменены	
	(f)(1), (2), (3), (4), (5), (6) – изменены	
	(f)(7), (8) – введены	
	(f)(7) – переобозначен как (f)(9)	
	(f)(8) – переобозначен как (f)(10)	

№ п/п	Обозначение изменения	Дата вступления в силу
36-1	(h)(1), (2)(ii), (3)(i), (iv), (4) – изменены	
	(k)(1), (2) – изменены	
	1И1-36.2:	
	(a)(2), (b) – изменены	
	1И1-36.3 – изменен	
	1И1-36.5 – изменен	
	1И1-36.6:	
	(c)(1)(ii), (iv) – изменены	
	1И1-36.7:	
	(c)(2), (d)(1)(iii), (e)(1)(i) – изменены	
	(f)(4) – введен	
	1И1-36.9:	
	(b) – изменен	
	1И1-36.11:	
	(a)(1), (2), (b) – изменены	
	1И1-36.13 – изменен	
	Раздел B	
	1И1-36.101 – изменен	
	1И1-36.103 – изменен	
	Раздел C	
	1И1-36.201:	
	(a), (b)(1), (2) – изменены	
	(b)(3), (c)(1), (2), (3), (4) – введены	
	Раздел D	
	1И1-36.301:	
	(a),(b) – изменены	
	Раздел F	
	1И1-36.501:	
	(a)(1), (3) – изменены	
	(a)(1)(i), (ii) – введены	
	(a)(3)(i), (ii), (iii) – введены	
	(d)(e) – введен	
	Раздел H	
	1И1-36.805:	
	(a), (b), (c) – изменены	
	(d) – введен	
	Раздел J	
	1И1-36.1001 – изменен	

Примечание. Номер изменения состоит из цифр, указывающих общий порядковый номер изменения, буквы «И», цифр, указывающих порядковый номер изменения к параграфу (пункту), и номера параграфа (пункта), в который вносится изменение. Например: 3И2-36.201 — это третье изменение к АП-36, являющееся вторым изменением к параграфу 36.201.

№ п/п	Обозначение изменения	Дата вступления в силу
36-1	(a), (b) – изменены **Раздел K** **1И1-36.1101**: (a)(1), (2), (b), (c) – изменены **Раздел N** **1И1-36.1405** – изменен **Раздел O** **1И1-36.1501**: (a) – изменен **1И1-36.1581**: (c) – переобозначен как (d) (d) – переобозначен как (e) (e) – переобозначен как (f) (f) – введен в новый (f) и изменен (c) – введен **1И1-36.1583**: (a)(2)(i), (ii), (b), (c) – изменены **Приложение A** **1И1-A36.1**: (a)(2), (7) – изменены (a)(7)(i), (ii), (iii) – введены (c)(3), (4), (d)(5), (7) – изменены **1И1-A36.3**: (b)(1), (c)(1), (2)(iv), (v) – изменены (c)(2)(vi) – введен (c)(3)(i),(ii), (d)(1), (4)(iii) – изменены (d)(5)(iii) – изменен (e)(2), (4)(ii), (6) – изменен **1И1-A36.5**: (b)(5)(v), (vi) – изъяты (b)(5)(vii) – переобозначен как (b)(5)(v) (b)(5)(viii)(1), (2) – переобозначен как (b)(5)(vi) и изменен (b)(5)(x), (xi) – переобозначен как (b)(5)(vii) и изменен (b)(5)(x) – изъят (c)(1)(ii), (d)(2) – изменены **1И1-A36.7** – изменен **1И1-A36.9**: (c), (d)(3)(i) – изменены **1И1-A36.11**: (a), (a)(3) – изменены (a)(4), (5), (6), (b1) – введены (b) – переобозначен как (b2) и изменен	

№ п/п	Обозначение изменения	Дата вступления в силу
36-1	(c) – переобозначен как (b3) и изменен (d) – переобозначен как (b4) и изменен (e) – переобозначен как (b5) и изменен (f) – изъят (b6), (c), (c1), (c2), (c3) – введены **Приложение B** **1И1-B36.1**: введение, (a), (b), (c) – изменены **1И1-B36.9**: введение – изменено **Приложение C** **1И1-C36.3**: (b) – изменен (c) – переобозначен как (c)(2) (c)(1), (3) – введены (c)(2), (3) – изменены **1И1–C36.5**: (a)(4) – введен **1И1-C36.7**: (b)(i), (ii) – введены (c), (e)(1) – изменены (e)(3) – изъят **Приложение F** **1И1- F36.1** – изменен **1И1-F36.101**: (b)(3), (4) – изменены **1И1-F36.105**: (a), (c), (e), (f), (g) – изменены **1И1- F36.109**: (d)(2), (f)(4) – изменены (f)(7) – введен **1И1-F36.111**: (c) – введен **1И1-F36.201**: (a), (b) – изменены (f) – введен **1И1-F36.301**: (a) – переобозначен как (b) (b) – переобозначен как (c) и изменен (a) – введен **Приложение G** **1И1-G36.1** – изменен **1И1-C36.101**:	

№ п/п	Обозначение изменения	Дата вступления в силу
36-1	(b)(6) – изменен **1И1-G36.105**: (b) – изменен **1И1-G36.107**: (a), (b) – изменены **1И1-G36.111**: (a), (b) – изменены (c)(2)(v), (d), (e) – введены **1И1-C36.201**: (a), (a)(1), (2), (3), (4) – изменены (d)(3), (4) – изменены **1И1-G36.301**: (a), (b)(1), (2), (3), (c) – изменены **Приложение H** **1И1-H36.3**: (d), (e), (f)(2) – изменены (f)(1)(iii), (g) – введены **1И1-H36.101**: (a), (b)(8)(ii), (c)(2), (7) – изменены **1И1-H36.103**: (b)(6) – изменен **1И1-H36.105**: (b)(3) – изменен **1И1-H36.109**: (c)(2)(ii) – изменен (d)(5)(iii) (d)(5)(iii) примечания 1,2 – изменены (d)(5)(iv), (d)(6) – изменены (e)(6), (f)(2) – изменены (f)(3), (4) – изъяты **1И1-H36.111**: (b)(5)(iii), (c)(1),(2) – изменены (d)(4) – изъят **1И1-H36.113**: (b) – изменен **1И1-H36.203**: (a), (b) – изменены **1И1-H36.205**: (a) общая часть – изменена (b)(2) – изменен (f)(3) – изъят (f)(4) – переобозначен как (f)(3) (g)(1)(i), (ii) – изменены (g)(1)(iii) – изъят (g)(1)(iv) – переобозначен как (g)(1)(iii) (g)(2) – изъят	

№ п/п	Обозначение изменения	Дата вступления в силу
36-1	**Приложение J** **1И1-J36.1** – изменен **1И1-J36.3**: (b) – изъят (c) – переобозначен как (b) и изменен **1И1-J36.101**: (b)(5), (c)(2) – изменены **1И1-J36.105**: (b)(1), (d) – изменены **1И1-J36.109**: (c)(2) – изменен **1И1-J36.111**: (b)(5)(vi) – изъят **Приложение K** **1И1-K36.101**: (d), (e), (e)(2) – изменены **1И1-K36.105**: (d) – изменен **Приложение N** **1И1-N36.1**: (b)(i), (ii), (iii) – изменены **1И1-N36.105**: (a) – изменен	

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее 2-е издание Части 36 Авиационных правил «Сертификация воздушных судов по шуму на местности» (АП-36) включает поправку 36-1 к изданию АП-36 1995 года.

Настоящие Авиационные правила, Часть 36 «Сертификация воздушных судов по шуму на местности», включающие поправку 36-1 к изданию АП-36 1995 года, утверждены Постановлением 22-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 31 октября 2002 г.

Первая редакция Части 36 Авиационных Правил «Сертификация воздушных судов по шуму на местности» была разработана в России в 1995 году.

Часть 36 была создана как обобщение ряда нормативных документов: соответствующего раздела Авиационных правил США (FAR), стандарта ИКАО «Международные стандарты и рекомендуемая практика. Охрана окружающей среды», Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации, том 1 «Авиационный шум», ИКАО, 3-е издание, 1993, а также отечественных государственных стандартов, регламентирующих предельно допустимые уровни шума самолетов и вертолетов на местности и методы, определяющие соответствие уровней шума воздушных судов требованиям норм.

За прошедшее после 1995 года пятилетие в рабочих группах Комитета ИКАО по защите окружающей среды от воздействия авиации были наработаны многочисленные дополнения и изменения действующих стандартов, которые нашли отражение в Поправках № 5 и 6 к 3-му изданию стандарта ИКАО.

В связи с этим возникла необходимость в подготовке второй редакции АП-36, где учтены следующие основные изменения и дополнения:

— даты и области применения отдельных нормативных положений для различных типов воздушных судов приведены в соответствие с датами и областями применения, установленными в стандарте ИКАО;

— в методике определения уровня шума магистрального самолета в контрольной точке на местности, расположенной сбоку от ВПП, отражена методология, изложенная в стандарте ИКАО;

— для самолетов с ТВД введена новая контрольная точка на местности для измерения шума, расположенная под траекторией взлета самолета;

— в новой редакции изложена методика корректировки результатов измерений шума на местности, которая отражает методику корректировки, принятую в стандарте ИКАО;

— в основной текст АП внесены алгебраические соотношения и необходимые табличные данные для расчета коэффициентов атмосферного поглощения звука;

— расширена область действия нормативных требований к самолетам акробатической (спортивной) категории;

— введены новые нормы уровней шума на местности для самолетов транспортной категории 4-й ступени;

— введены новые нормы уровней шума на местности для однодвигательных винтовых самолетов;

— метод измерения шума на местности легких винтовых самолетов приведен в соответствие с методом, принятым в стандарте ИКАО.

Помимо отмеченного, во всех Приложениях терминология типов воздушных судов и сертификатов приведена в соответствие с терминологией, принятой в АП-21. Уточнены формулировки номенклатуры скоростей полета и режимов работы двигателей воздушных судов, откорректированы некоторые рисунки Приложений A, G, H.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ 5

РАЗДЕЛ А — ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

36.1. Применение и определения 7
36.2. Специальные требования по взаимосвязи с другими частями АП 8
36.3. Совместимость с требованиями летной годности 8
36.5. Ограничение Части 8
36.6. Положение о справочных материалах 8
36.7. Акустическое изменение: самолеты транспортной категории 9
36.9. Акустическое изменение: легкие винтовые самолеты, самолеты коммьютерной категории и сверхлегкие самолеты 10
36.11. Акустическое изменение: вертолеты транспортной категории и легкие вертолеты 10
36.13. Акустическое изменение: вспомогательные силовые установки (ВСУ) 11

РАЗДЕЛ В — ИЗМЕРЕНИЕ И ОЦЕНКА ШУМА САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

36.101. Измерение шума 13
36.103. Оценка шума 13

РАЗДЕЛ С — ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

36.201. Ограничения по шуму 15

РАЗДЕЛ D — ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

36.301. Ограничения по шуму 17

РАЗДЕЛ Е — [Зарезервировано]

РАЗДЕЛ F — ЛЕГКИЕ ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ И САМОЛЕТЫ КОММЬЮТЕРНОЙ КАТЕГОРИИ

36.501. Ограничения по шуму 21

РАЗДЕЛ G — [Зарезервировано]

РАЗДЕЛ Н — ВЕРТОЛЕТЫ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

36.801. Измерение шума 25
36.803. Оценка и расчет шума 25
36.805. Ограничения по шуму 25

РАЗДЕЛ I — [Зарезервировано]

РАЗДЕЛ J — ЛЕГКИЕ ВЕРТОЛЕТЫ

36.1001. Измерение шума 29
36.1003. Оценка и расчет шума 29
36.1005. Ограничения по шуму 29

РАЗДЕЛ К — СВЕРХЛЕГКИЕ ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ

36.1101. Ограничения по шуму 31

РАЗДЕЛ L — [Зарезервировано]

РАЗДЕЛ М — [Зарезервировано]

РАЗДЕЛ N — ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ (ВСУ)

36.1401. Измерение и оценка шума 37
36.1405. Ограничения по шуму 37

РАЗДЕЛ O — ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

36.1501. Процедуры, уровни шума и информация 39
36.1581. Руководство по летной эксплуатации (РЛЭ) и информация 39
36.1583. Самолеты для специальных целей эксплуатации, на которые не распространяются требования данной Части АП 40

П Р И Л О Ж Е Н И Я

ПРИЛОЖЕНИЕ A — ИЗМЕРЕНИЕ ШУМА САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ (применимость — 36.101)

A36.1. Сертификационные испытания по шуму и условия измерений 43
A36.3. Измерение шума, воспринимаемого на земле 45
A36.5. Представление и корректировка результатов измерений 48
A36.7. Обозначения и единицы измерения 51
A36.9. Атмосферное поглощение звука 55
A36.11. Подробные методики введения поправок 56

ПРИЛОЖЕНИЕ B — ОЦЕНКА ШУМА САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ (применимость — 36.103)

B36.1. Общие положения 65
B36.3. Уровень воспринимаемого шума 65
B36.5. Поправки на неравномерность спектра 65
B36.7. Максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность 67
B36.9. Поправка на продолжительность 67
B36.11. Эффективный уровень воспринимаемого шума 68
B36.13. Математическое описание таблиц ноев 68

ПРИЛОЖЕНИЕ C — УРОВНИ ШУМА ДОЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ (применимость — 36.201)

C36.1. Измерение и оценка шума 75
C36.3. Точки измерения шума 75
C36.5. Уровни шума 75
C36.7. Условия испытаний при наборе высоты 76
C36.9. Условия испытаний при посадке 77

ПРИЛОЖЕНИЕ D — [Зарезервировано]

ПРИЛОЖЕНИЕ E — [Зарезервировано]

ПРИЛОЖЕНИЕ F — ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ЛЕГКИХ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ И САМОЛЕТОВ КОММЬЮТЕРНОЙ КАТЕГОРИИ Заявка на сертификат типа принята до 17 ноября 1988 г. (применимость — 36.501)

Часть A — Общие положения

F36.1. Область действия 83

Часть B — Измерение шума

F36.101. Основные условия проведения испытаний 83
F36.103. Акустическая измерительная система 83
F36.105. Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура 84
F36.107. Методика измерения шума 84
F36.109. Результаты регистрации шума, их представление и утверждение 84

F36. 111. Методика проведения летных испытаний 85

Часть C — Корректировка полученных данных

F36.201. Корректировка результатов испытаний 85
F36.203. Действительность результатов 86

Часть D — Ограничения по шуму

F36.301. Уровни шума 86

ПРИЛОЖЕНИЕ G — ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ЛЕГКИХ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ И САМОЛЕТОВ КОММЬЮТЕРНОЙ КАТЕГОРИИ Заявка на сертификат типа или модифицированного варианта принята после 17 ноября 1988 г. (применимость — 36.501)

Часть A — Общие положения

G36.1. Область действия 87

Часть B — Измерение шума

G36.101. Основные условия проведения испытаний 87
G36.103. Акустическая измерительная система 87
G36.105. Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура 87
G36.107. Методика измерения шума 88
G36.109. Результаты регистрации шума, их представление и утверждение 88
G36.111. Методика проведения летных испытаний 89

Часть C — Корректировка полученных данных

G36.201. Корректировка результатов испытаний 90
G36.203. Действительность результатов 91

Часть D — Ограничения по шуму

G36.301. Уровни шума 92

ПРИЛОЖЕНИЕ H — ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ (применимость — раздел H)

Часть A — Исходные условия

H36.1. Общие положения 93
H36.3. Исходные условия испытаний 93
H36.5. Символы и обозначения 94

Часть B — Измерение шума (применимость — 36.801)

H36.101. Условия проведения сертификационных испытаний и измерений уровня шума 96
H36.103. Условия проведения испытаний при взлете 97
H36.105. Условия проведения испытаний при горизонтальном полете 98
H36.107. Условия проведения испытаний при заходе на посадку 98
H36.109. Методика измерения шума 98
H36.111. Представление и корректировка результатов измерений 101
H36.113. Атмосферное поглощение звука 103

Часть C — Оценка и расчет шума (применимость — 36.803)

H36.201. Оценка уровня шума в EPNдБ 103
H36.203. Расчет уровней шума 103
H36.205. Подробные методики корректировки данных 104

Часть D — Ограничения по шуму (применимость — 36.805)

H36.301. Измерение, оценка и расчет шума 107
H36.303. [Зарезервировано]
H36.305. Уровни шума 107

ПРИЛОЖЕНИЕ J — ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ЛЕГКИХ ВЕРТОЛЕТОВ (применимость — раздел J)

Часть A — Исходные условия
J36.1. Общие положения ... 109
J36.3. Исходные условия испытаний ... 109
J36.5. [Зарезервировано]

Часть B — Измерение шума (применимость — 36.1001)
J36.101. Условия проведения испытаний ... 109
J36.103. [Зарезервировано]
J36.105. Условия испытаний при полете ... 110
J36.107. [Зарезервировано]
J36.109. Методика измерения шума ... 110
J36.111. Представление и корректировка результатов измерений ... 112
J36.113. [Зарезервировано]

Часть C — Оценка и расчет шума (применимость — 36.1003)
J36.201. Оценка уровня звукового воздействия (SEL) ... 112

Часть D — Ограничения по шуму (применимость — 36.1005)
J36.301. Измерение, оценка и расчет шума ... 113
J36.303. [Зарезервировано]
J36.305. Уровни шума ... 113

ПРИЛОЖЕНИЕ K — ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ СВЕРХЛЕГКИХ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ (применимость — раздел K)

Часть A — Общие положения
K36.1. Область действия ... 115

Часть B — Измерение шума
K36.101. Условия проведения испытаний ... 115
K36.103. Акустическая измерительная система ... 115
K36.105. Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура ... 116
K36.107. Методика измерения шума ... 116
K36.109. Результаты регистрации шума, их представление и утверждение ... 116

Часть C — Корректировка полученных данных
K36.201. Корректировка результатов испытаний ... 117
K36.203. Действительность результатов ... 117

Часть D — Ограничения по шуму
K36.301. Максимально допустимые уровни шума ... 117

ПРИЛОЖЕНИЕ N — ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК (ВСУ) (применимость — раздел N)

Часть A — Общие положения
N36.1. Область действия ... 119

Часть B — Измерение шума
N36.101. Условия проведения испытаний ... 119
N36.103. Акустическая измерительная система ... 119
N36.105. Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура ... 120
N36.107. Анализирующая аппаратура ... 120
N36.109. Методика измерения шума ... 120
N36.111. Результаты измерений и их представление ... 121

Часть C — Корректировка полученных данных
N36.201. Корректировка результатов испытаний ... 122

Часть D — Ограничения по шуму
N36.301. Максимальные уровни шума ... 122

РАЗДЕЛ А
ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

36.1. Применение и определения

(a) В настоящей Части АП представлены требования к воздушным судам (ВС) по шуму на местности, которые должны быть выполнены при выдаче следующих сертификатов в соответствии с АП-21: раздел В, глава 4, пункты 4.3, 4.5–4.8; раздел Е, главы 13, 14; раздел Н, пункт 21.177:

(1) сертификата типа воздушного судна транспортной, нормальной, многоцелевой, акробатической и коммьютерной категорий и дополнений к этому сертификату;

(2) сертификата типа воздушного судна ограниченной категории и дополнений к этому сертификату, а также сертификата летной годности (экземпляра ВС);

(3) исключение составляют ВС, специально сконструированные для борьбы с пожарами, применения в сельском хозяйстве и для других специальных целей в соответствии с требованиями 36.1583.

(b) Заявитель, обращающийся в соответствии с АП-21 за получением сертификата типа или сертификата летной годности (экземпляра), должен показать соответствие ВС предписаниям данной Части дополнительно к требованиям АП в отношении летной годности. Соответствие требованиям данной Части АП должно быть подтверждено сертификатом типа ВС по шуму на местности. В отдельных случаях Авиарегистром может быть выдан сертификат по шуму на местности на экземпляр ВС.

(c) Заявитель, обращающийся за получением Дополнения к сертификату типа в связи с изменением типовой конструкции (в том числе и акустическим), должен показать выполнение требований настоящей Части АП.

(d) Заявитель, первоначально запрашивающий сертификат летной годности (экземпляра) самолета транспортной категории (в соответствии с АП-21, независимо от даты подачи заявки), для которого было впервые выдано удостоверение летной годности отдельного экземпляра до 18 сентября 1995 г., должен показать соответствие требованиям Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации, том 1, 3–е издание, 1993.

(e) Заявитель, первоначально запрашивающий сертификат летной годности экземпляра в соответствии с АП-21 или сертификат летной годности ограниченного действия для винтового самолета коммьютерной категории, легкого или сверхлегкого винтового самолета, для которого удостоверение летной годности отдельного экземпляра не было выдано до даты введения в действие настоящих Правил, должен показать соответствие установленным положениям данной Части АП.

(f) Для подтверждения соответствия требованиям данной Части АП самолета транспортной категории независимо от категории ВС приняты следующие обозначения:

(1) **уровни шума 1–й ступени** — уровни шума самолета в точках местности, расположенных сбоку от ВПП и под траекториями набора высоты и захода на посадку, которые превышают максимальные уровни шума 2–й ступени, регламентированные С36.5 (a)(2) Приложения С к данной Части АП;

(2) **самолет 1–й ступени** — самолет, уровни шума которого соответствуют уровням шума 1–й ступени и превышают уровни, установленные данной Частью АП для самолетов 2 и 3–й ступеней;

(3) **уровни шума 2–й ступени** — уровни шума, которые равны или меньше предельно допустимых уровней шума 2–й ступени, регламентированных С36.5 (a)(2) Приложения С к данной Части АП, но больше, чем предельно допустимые уровни шума 3–й ступени, установленные С36.5 (a)(3) Приложения С к данной Части АП;

(4) **самолет 2–й ступени** — самолет, уровни шума которого соответствуют предельно допустимым уровням шума 2–й ступени, регламентированным С36.5 Положения С к данной Части АП (включая допустимые превышения уровней шума) и превышают предельно допустимые уровни шума 3–й ступени;

(5) **уровни шума 3–й ступени** — уровни_шума, которые равны или меньше предельно допустимых уровней шума 3–й ступени, регламентированных С36.5 (a)(3) Приложения С к данной Части АП (включая допустимые превышения предельно допустимых уровней шума);

(6) **самолет 3–й ступени** — самолет, уровни шума которого соответствуют предельно допустимым уровням шума 3–й ступени, регламентированным С36.5 Приложения С к данной Части АП (включая допустимые превышения предельно допустимых уровней шума);

(7) **уровни шума 4–й ступени** — уровни шума, которые равны или меньше предельно допустимых уровней шума 4–й ступени, регламентированных С36.5(a)(4) Приложения С к данной Части АП;

(8) **самолет 4–й ступени** — самолет, уровни шума которого соответствуют предельно допустимым уровням 4–й ступени, регламентированным С36.5 Приложения С к данной Части АП;

(9) **дозвуковой самолет** — самолет, у которого число Маха (М) максимально допустимой эксплуатационной скорости не превышает 1;

(10) **сверхзвуковой самолет** — самолет, число Маха (М) максимально допустимой эксплуатационной скорости которого превышает 1.

(g) При демонстрации соответствия требованиям данной Части АП самолет независимо от категории

не может быть определен как отвечающий одновременно более чем одной ступени или более чем одной конфигурации.

(h) Для показа соответствия требованиям данной Части АП вертолета транспортной категории и легкого вертолета установлено, что легкий вертолет — это вертолет, максимальная разрешенная взлетная масса которого не превышает 2730 кг, и приняты следующие обозначения:

(1) **уровни шума 1–й ступени** — уровни шума соответственно при пролете, наборе высоты или заходе на посадку, превосходящие предельно допустимые уровни шума 2–й ступени, регламентированные H36.305 Приложения H к данной Части АП для вертолетов транспортной категории и J36.305 — для легких вертолетов;

(2) **вертолет 1–й ступени** — вертолет, который не показал соответствия требованиям данной Части АП в отношении предельно допустимых уровней шума, предъявляемым:

(i) к вертолетам транспортной категории 2–й ступени при пролете, наборе высоты и заходе на посадку;

(ii) к легким вертолетам при пролете;

(3) **уровни шума 2–й ступени** — уровни шума, не превосходящие предельно допустимых уровней шума, которые регламентированы:

(i) для вертолетов транспортной категории — H36.305 (a)(2) Приложения H к данной Части АП;

(ii) для легких вертолетов — J36.305 Приложения J к данной Части АП;

(4) **вертолет 2–й ступени** — вертолет, уровни шума которого соответствуют уровням шума 2–й ступени (включая допустимые превышения уровней шума), регламентированным H36.305 Приложения H к данной Части АП для вертолетов транспортной категории, и J36.305 — для легких вертолетов.

(i) Для показа соответствия требованиям данной части АП легкого винтового самолета нормальной, многоцелевой, акробатической или коммьютерной категории устанавливается, что это — самолет, взлетная масса которого не превышает 8620 кг.

(j) Для показа соответствия требованиям данной Части АП сверхлегкого самолета установлено, что это — самолет, максимальная разрешенная взлетная масса которого не превышает 390 кг, нагрузка на крыло не превышает 25 кгс/м^2, а максимальный запас топлива — не более 50 л.

(k) В настоящей Части АП представлены инструктивные материалы (Приложение N), которые при необходимости могут использоваться для сертификации по шуму вспомогательных силовых установок (ВСУ) и связанных с ними бортовых систем, установленных:

(1) на всех воздушных судах, в отношении которых сертифицирующим органом была принята заявка на сертификацию летной годности прототипа или выполнена другая аналогичная установленная процедура после 18 сентября 1995 г.;

(2) на воздушных судах существующих типов, в отношении которых сертифицирующим органом была принята заявка на сертификацию ввиду изменения типовой конструкции ВСУ или выполнена другая аналогичная установленная процедура после 18 сентября 1995 г.

36.2. Специальные требования по взаимосвязи с другими частями АП

(a) В соответствии с требованиями АП-21, 4.4.3, каждый заявитель, обращающийся за сертификатами типа:

(1) самолета, на который распространяются требования данной Части АП, независимо от даты подачи заявки,

(2) вертолета, на который распространяются требования данной Части АП —

— должен показать соответствие положениям данной Части АП, относящимся к данным типам ВС.

(b) Заявитель, обращающийся в соответствии с АП-21, 13.1.4, за разрешением на акустическое изменение в типовой конструкции, должен показать соответствие требованиям настоящей Части АП, относящимся к данному случаю.

36.3. Совместимость с требованиями летной годности

Должно быть показано, что ВС удовлетворяет Нормам летной годности, которые составляют основу сертификационного базиса ВС при всех условиях данной Части АП, и что все процедуры, используемые для обеспечения требований данной Части АП, а также все процедуры и информация для летного экипажа, которые разработаны в соответствии с настоящей Частью АП, соответствуют требованиям разделов Норм летной годности, представленных в сертификационном базисе ВС.

36.5. Ограничение Части

Регламентируемые данной Частью АП уровни шума установлены настолько низкими, насколько это экономически оправдано, технологически выполнимо и применимо к типу ВС, к которому они относятся. Требования настоящей Части АП относятся исключительно к ВС и их акустическим характеристикам, но не распространяются на аэропорты и прилегающее к ним пространство.

36.6. Положение о справочных материалах

(a) ***Основные положения.*** Данная Часть АП регламентирует соблюдение некоторых стандартов и процедур, которые полностью в АП не изложены. Эти стандарты и процедуры содержатся в опубликованных материалах, которые являются достаточно доступными для соответствующих категорий специалистов и утверждены сертифицирующим органом для включения в качестве ссылочных.

(b) ***Включенные материалы.***

(1) Выходные данные любой публикации или части публикации, на которую делается ссылка, но которая не помещается полностью в тексте, приведены в пункте (c) данного параграфа. Таким образом, данные публикации входят в настоящую Часть АП в качестве ссылочного материала, утвержденного сертифицирующим органом.

(2) Изменения во включенную справочную документацию вводятся специальной ссылкой с указанием об ее утверждении.

(c) ***Утвержденные справочные документы.*** В данной Части АП используются следующие справочные документы, полное или сокращенное название которых приводится ниже:

(1) публикации Международной Электротехнической Комиссии (МЭК):

(i) № 179 «Прецизионные шумомеры», 1973;

(ii) № 1260 «Электроакустические октавные и дробные фильтры, предназначенные для анализа звуков и вибраций», 1995;

(iii) № 651 «Прецизионные шумомеры», 1979;

(iv) № 1265 «Электроакустические приборы для сертификации воздушных судов по шуму», 1976;

(v) № 804 «Интегрирующие осредняющие шумомеры», 1985.

(2) публикации Общества инженеров самодвижущегося транспорта (SAE): SAE ARP 866A «Стандартные величины атмосферного поглощения как функция температуры и влажности для применения при оценке пролетного шума воздушного судна», 1975;

(3) международные Стандарты и Рекомендуемая практика «Охрана окружающей среды», Приложение 16, том 1, 1993;

(4) техническое руководство ИКАО по окружающей среде, регламентирующее использование методик при сертификации воздушных судов по шуму (Doc 9501-AN/929, 1995).

36.7. Акустическое изменение: самолеты транспортной категории

(a) ***Применимость.*** Данный параграф относится ко всем самолетам транспортной категории, для которых утверждено акустическое изменение в соответствии с АП-21.

(b) ***Основные требования.*** Для каждого самолета, на который распространяется действие данного параграфа, за исключением специально оговоренных случаев, необходимо выполнять следующие требования:

(1) при демонстрации соответствия нормам уровни шума ВС должны быть измерены и оценены согласно установленным процедурам и условиям, регламентированным Приложениями А и В к данной Части АП;

(2) должно быть показано соответствие уровней шума ВС, определенных согласно требованиям С36.7 и С36.9 Приложения С к данной Части АП, предельно допустимым уровням шума, установленным в С36.5 Приложения С.

(c) ***Самолеты 1–й ступени.*** Для каждого самолета, который до изменения конструкции являлся самолетом 1–й ступени, в дополнение к положениям пункта (b) данного параграфа необходимо выполнение следующего:

(1) уровни шума такого самолета не должны после изменения в конструкции превосходить уровней шума, имевших место до изменения в конструкции. Правила компенсации не могут быть использованы для увеличения уровней шума 1–й ступени, если самолет после изменения типовой конструкции квалифицируется как самолет 2–й ступени;

(2) дополнительно для самолета, заявка на выдачу сертификата которого подана после 18 сентября 1995 г.:

(i) при проведении испытаний до и после изменения в типовой конструкции не должно быть уменьшения наибольших значений мощности или тяги, определенной из условий обеспечения летной годности;

(ii) во время испытаний по определению шума при взлете, сбоку от ВПП и при наборе высоты, проводимых до изменения в типовой конструкции, должна применяться конфигурация, удовлетворяющая требованиям летной годности при минимальном шуме для наибольшей взлетной массы.

(d) ***Самолеты 2–й ступени.*** Если самолет до изменения в типовой конструкции представлял собой самолет 2-й ступени, то дополнительно к положениям пункта (b) данного параграфа необходимо выполнение следующего:

(1) турбореактивный самолет с двигателями высокой степени двухконтурности, который до изменения в типовой конструкции был оборудован турбореактивными двигателями со степенью двухконтурности 2 и более:

(i) после изменения в типовой конструкции должен соответствовать в каждой контрольной точке уровню шума меньшему из следующих:

— превышающий предельно допустимый уровень шума 3–й ступени не более чем на 3 EPNдБ;

— не превышающий предельно допустимый уровень шума 2–й ступени;

(ii) должен удовлетворять требованию компенсации, определенному С36.5 (b) Приложения С, по согласованию с данным параграфом в зависимости от того, что применяется: допустимые уровни шума 2 или 3–й ступени плюс 3 EPNдБ;

(iii) во время испытаний по шуму при взлете, проводимых перед изменением в типовой конструкции, должна быть применена

конфигурация, удовлетворяющая требованиям летной годности при минимальном шуме для наибольшей утвержденной взлетной массы;

(2) самолет, который до изменения в типовой конструкции имел турбореактивные двигатели со степенью двухконтурности менее 2:

(i) после изменения в типовой конструкции не может представлять самолет 1–й ступени;

(ii) во время испытаний по шуму при взлете и при наборе высоты, проведенных перед изменением в типовой конструкции, должен использовать конфигурацию, удовлетворяющую требованиям летной годности при минимальном шуме для наибольшей утвержденной взлетной массы.

(e) ***Самолеты 3–й ступени.*** Если до изменения в типовой конструкции самолет представляет собой самолет 3–й ступени, то дополнительно к положениям пункта (b) данного параграфа необходимо выполнить следующее:

(1) если до изменения в типовой конструкции не требуется соответствие уровням шума 3–й ступени, самолет должен:

(i) представлять собой после изменения в типовой конструкции самолет 2–й ступени, при этом должно быть показано выполнение требований соответствующего пункта — (d)(1) или (d)(2) данного параграфа;

(ii) оставаться после изменения в типовой конструкции самолетом 3–й ступени, при этом должно быть показано выполнение пункта (e)(2) данного параграфа;

(2) если до изменения в типовой конструкции требуется соответствие уровням шума 3–й ступени, то после изменения в типовой конструкции самолет должен представлять собой самолет 3–й ступени.

(f) ***Самолеты 4–й ступени.*** Если до изменения в типовой конструкции самолет представляет собой самолет 4–й ступени, то дополнительно к положениям пункта (b) данного параграфа необходимо выполнить следующее:

(1) если до изменения в типовой конструкции не требуется соответствие уровням 4–й ступени, самолет должен:

(i) представлять собой после изменения в конструкции самолет 3–й ступени, при этом должно быть показано выполнение требований соответствующего пункта — (e)(1) или (e)(2) данного параграфа;

(ii) оставаться после изменения в типовой конструкции самолетом 4–й ступени, приэтом должно быть показано выполнение пункта (f)(2) данного параграфа;

(2) если до изменения в типовой конструкции требуется соответствие уровням шума 4–й ступени, то после изменения в типовой конструкции самолет должен представлять собой самолет 4–й ступени.

36.9. Акустическое изменение: легкие винтовые самолеты, самолеты коммьютерной категории и сверхлегкие самолеты

Для легких винтовых самолетов нормальной, многоцелевой, акробатической и коммьютерной категорий и сверхлегких самолетов, для которых заявка на утверждение акустического изменения в соответствии с АП-21 была подана после 18 сентября 1995 г.:

(a) если до изменения в типовой конструкции на самолет был выдан сертификат типа в соответствии с данной Частью АП, то в дальнейшем не допускается превышение уровней шума, установленных в 36.501 для легких винтовых самолетов и в 36.1001 — для сверхлегких;

(b) если до изменения в типовой конструкции на самолет не выдавался сертификат типа в соответствии с данной Частью АП, то не должна превышаться наибольшая из следующих величин:

(1) предельно допустимый уровень шума, установленный в 36.501 для легких винтовых самолетов и в 36.1101 — для сверхлегких;

(2) уровень шума, имевший место до изменения в типовой конструкции, который был откорректирован в соответствии с 36.501 для легких винтовых самолетов и 36.1101 — для сверхлегких.

36.11. Акустическое изменение: вертолеты транспортной категории и легкие вертолеты

Данный параграф применяется ко всем вертолетам транспортной категории и к легким вертолетам, для которых заявка на утверждение акустического изменения в соответствии с АП–21 подана после 18 сентября 1995 г.

(a) ***Основные требования.*** Для утверждения акустических изменений вертолетов и легких вертолетов, на которые распространяются положения данного параграфа, должны выполняться (если не заданы специальные) следующие требования:

(1) уровни шума должны быть измерены, оценены и рассчитаны в соответствии с применяемыми процедурами и условиями, предписанными частями B и C Приложения H для вертолетов транспортной категории или частями B и C Приложения J для легких вертолетов;

(2) соответствие требованиям H36.305 для вертолетов транспортной категории и J36.305 для легких вертолетов должно быть подтверждено процедурами, указанными в разделах H и J к данной Части АП.

(b) ***Вертолеты 1–й ступени.*** Для каждого вертолета (за исключением указанных в 36.805 (c)), представляющего собой до изменения в типовой конструкции вертолет 1–й ступени, уровни шума после изменения не могут превосходить уровней шума, регламентируемых H36.305 (a)(1) Приложения H для вертолетов транспортной категории и

J.36.305 Приложения J — для легких вертолетов. Допустимое превышение предельно допустимого уровня шума, установленное в H36.305 (b), не может быть использовано для увеличения уровня шума 1–й ступени.

(c) ***Вертолеты 2–й ступени.*** Любой вертолет, представляющий собой до изменения в типовой конструкции вертолет 2–й ступени, должен оставаться вертолетом 2–й ступени и после изменения в типовой конструкции.

36.13. Акустическое изменение: вспомогательные силовые установки (ВСУ)

Для всех воздушных судов существующих типов, в отношении которых подана заявка на сертификацию ввиду изменения типовой конструкции основной ВСУ или выполнена другая аналогичная установленная процедура после 18 сентября 1975 г., уровни шума, создаваемые ВСУ и связанными с ними бортовыми системами, не должны превышать уровней, существовавших до этого изменения в соответствии с предписаниями раздела N (36.1401).

РАЗДЕЛ В
ИЗМЕРЕНИЕ И ОЦЕНКА ШУМА САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ
(определение — 36.1 (f))

36.101. Измерение шума

Для самолетов транспортной категории создаваемый шум должен быть измерен в соответствии либо с Приложением А к данной Части АП, либо с утвержденной эквивалентной процедурой.

36.103. Оценка шума

Для самолетов транспортной категории информация по измеренным уровням шума, полученная в соответствии с требованиями 36.101, должна быть оценена либо с помощью методик Приложения В к данной Части АП, либо в соответствии с утвержденной эквивалентной процедурой.

РАЗДЕЛ С
ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ (определение — 36.1 (f)(9))

36.201. Ограничения по шуму

(a) Для дозвуковых самолетов транспортной категории соответствие требованиям данного параграфа показывается по измеренным уровням шума, определенным согласно разделу B данной Части АП и полученным в контрольных точках на местности либо в условиях летных испытаний, которые регламентированы в C36.7 и C36.9 Приложения C к данной Части АП, либо согласно утвержденной эквивалентной процедуре.

(b) Для дозвуковых транспортных самолетов с турбореактивными двигателями:

(1) оснащенных ТРДД со степенью двухконтурности менее 2 и в отношении которых сертифицирующим органом была принята заявка на выдачу сертификата типа или впервые выдано удостоверение летной годности экземпляра до 1 января 1977 г.,

(2) оснащенных ТРДД со степенью двухконтурности 2 или более и для которых удостоверение летной годности (экземпляра) впервые было выдано до 1 января 1977 г.,

(3) модифицированных вариантов самолетов, предусмотренных в пункте (b)(2) настоящего параграфа, в отношении которых сертифицирующим органом была принята заявка на сертификат в связи с изменением типовой конструкции или выполнена другая аналогичная процедура 26 ноября 1981 г. или позже —

— уровни шума на местности определяются требованиями раздела A (36.1 (f) и 36.7 (d)) данной Части АП.

(c) Для дозвуковых самолетов транспортной категории:

(1) с ТРДД, включая модифицированные варианты, в отношении которых сертифицирующим органом была (будет) принята заявка на сертификат типа или выполнена другая аналогичная процедура 6 октября 1977 г. или позже и до 1 января 2006 г.,

(2) с турбовинтовыми двигателями, включая модифицированные варианты, с максимальной сертифицированной массой свыше 5700 кг, в отношении которых сертифицирующим органом была принята заявка на сертификат типа 1 января 1985 г. или позже и до 17 ноября 1988 г., за исключением случаев, когда применяются стандарты приложения G,

(3) с турбовинтовыми двигателями, включая модифицированные варианты, с максимальной сертифицированной массой более 9000 кг, в отношении которых сертифицирующим органом была (будет) принята заявка на сертификат типа или выполнена другая аналогичная процедура 17 ноября 1988 г. или позже и до 1 января 2006 г. —

— уровни шума на местности определяются требованиями раздела A (36.1 (f)(5) и 36.7 (e)) данной Части АП;

(4) с ТРДД, включая их модифицированные варианты, с ТВД для самолетов с максимальной взлетной массой 8618 кг и более, включая их модифицированные варианты, в отношении которых сертифицирующим органом была (будет) принята заявка на сертификат летной годности прототипа или выполнена другая аналогичная процедура 1 января 2006 г. или позже —

— уровни шума на местности определяются требованиями раздела A (36.1 (f)(7) и 36.7 (f)) данной Части АП.

РАЗДЕЛ D
ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ (определение — 36.1(f)(10))

36.301. Ограничения по шуму

(a) ***Основные положения.*** Для сверхзвуковых самолетов соответствие требованиям данного раздела показывается по измеренным уровням шума, определенным согласно разделу B данной Части АП и полученным в контрольных точках на местности либо в условиях летных испытаний, регламентированных в C36.7 и в C36.9 Приложения C к данной Части АП, либо согласно утвержденной эквивалентной процедуре.

(b) ***Ограничение по шуму.*** Уровни шума на местности сверхзвуковых самолетов транспортной категории и их модифицированных вариантов, в отношении которых сертифицирующим органом была принята заявка на сертификат летной годности или выполнена другая аналогичная установленная процедура в сроки:

(1) до 1 января 1975 г. — определяются требованиями раздела A (36.1 (f)(1), 36.7) данной Части АП как уровни шума 1–й ступени;

(2) после 1 января 1975 г. — определяются требованиями раздела A (36.1 (f)(5), 36.7) данной Части АП как уровни шума 3-й ступени.

РАЗДЕЛ Е

[Зарезервировано]

РАЗДЕЛ F

ЛЕГКИЕ ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ И САМОЛЕТЫ КОММЬЮТЕРНОЙ КАТЕГОРИИ (определение — 36.1 (i))

36.501. Ограничения по шуму

(a) Для самолетов с максимальной сертифицированной массой, не превышающей 8620 кг, должно быть показано соответствие требованиям данного параграфа:

(1) легких винтовых самолетов нормальной, многоцелевой, акробатической и коммьютерной категорий (за исключением самолетов, специально сконструированных для использования в сельском хозяйстве или для борьбы с пожарами), в отношении которых:

(i) сертифицирующим органом была принята заявка на сертификат типа или выполнена другая аналогичная процедура 1 января 1975 г. или позже и до 17 января 1988 г. (за исключением модифицированных вариантов самолетов, в отношении которых сертифицирующим органом принята заявка на сертификат типа или выполнена другая аналогичная процедура 17 ноября 1988 г. или позже), и в этом случае применяются требования норм Приложения G данной Части АП;

(ii) сертификат летной годности для отдельного экземпляра самолета впервые был выдан 1 января 1980 г. или позже;

(2) легких винтовых самолетов нормальной, многоцелевой, акробатической и коммьютерной категорий (за исключением самолетов, специально сконструированных для использования в сельском хозяйстве или для борьбы с пожарами, мотопланеров и самолетов, указанных в пункте (3) настоящего параграфа), в отношении которых сертифицирующим органом была принята заявка на сертификат типа или всех модифицированных вариантов, или выполнена другая аналогичная процедура 17 ноября 1988 г. или позже;

(3) однодвигательных легких винтовых самолетов нормальной, многоцелевой, акробатической и коммьютерной категорий (за исключением самолетов, специально сконструированных для использования в сельском хозяйстве или для борьбы с пожарами, мотопланеров, поплавковых гидросамолетов и самолетов-амфибий), в отношении которых:

(i) сертифицирующим органом была принята заявка на сертификат типа или их модифицированных вариантов или выполнена другая аналогичная процедура 4 ноября 1999 г. или позже;

(ii) сертифицирующим органом была принята заявка на сертификат модифицированного варианта самолета или выполнена другая аналогичная процедура 4 ноября 1999 г. или позже, но в отношении которых сертифицирующим органом была принята заявка на сертификат типа до 4 ноября 1999 г.;

(iii) выполняются требования пункта (3)(ii), но заявка на сертификат модифицированного варианта была подана до 4 ноября 1999 г.

(b) Для воздушных судов, относящихся к пункту (a)(1) данного параграфа, должно быть показано соответствие методике измерения уровней шума, регламентированной частями B и C Приложения F или установленной утвержденными эквивалентными процедурами. Должно быть показано, что уровень шума, создаваемого самолетом, не превосходит предельно допустимого значения, регламентированного частью D Приложения F.

(c) Для воздушных судов, относящихся к пункту (a)(2) данного параграфа, должно быть показано соответствие методике измерения уровней шума, регламентированной частями B и C Приложения G, или методике, установленной утвержденными эквивалентными процедурами. Должно быть показано, что уровень шума, создаваемого самолетом, не превосходит предельно допустимого значения, регламентированного частью D (G36.301 (c)) Приложения G.

(d) Для самолетов, относящихся к пункту (a)(3)(i) и (ii) данного параграфа, должно быть показано соответствие методике измерения уровней шума, регламентированной частями B и C Приложения G, или методике, установленной утвержденными эквивалентными процедурами. Должно быть показано, что уровень шума, создаваемого самолетом, не превосходит предельно допустимого уровня шума, регламентированного частью D (G36.301 (c)) Приложения G.

(e) Для самолетов, относящихся к пункту (a)(3)(iii) данного параграфа, если они не отвечают требованиям к предельно допустимым уровням шума G36.301 (c), должно быть показано, что их уровень шума не превосходит предельно допустимых значений, установленных G36.301 (c) части D Приложения G.

РАЗДЕЛ G

[Зарезервировано]

РАЗДЕЛ Н
ВЕРТОЛЕТЫ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ
(определение — 36.1 (h))

36.801. Измерение шума

Для вертолетов транспортной категории шум, создаваемый ими, должен измеряться в контрольных точках и при условиях испытаний, которые регламентированы частью В Приложения Н к данной Части АП, или в соответствии с эквивалентной процедурой, утвержденной сертифицирующим органом.

36.803. Оценка и расчет шума

Результаты измерения шума, полученные в соответствии с 36.801, должны быть скорректированы применительно к исходным условиям и оценены в соответствии с частью С Приложения Н к данной Части АП или с эквивалентной процедурой, утвержденной сертифицирующим органом.

36.805. Ограничения по шуму

(a) Требования к уровням шума на местности применимы ко всем вертолетам, за исключением вертолетов, сконструированных специально для использования в сельском хозяйстве, для борьбы с пожарами или транспортировки грузов на внешней подвеске. Для вертолетов, в отношении которых сертифицирующим органом принята заявка на выдачу сертификата типа или выполнена другая аналогичная процедура после 1 января 1985 г., или принята заявка на изменение типовой конструкции, которое неблагоприятно влияет на сертификационные уровни шума вертолета, после 17 октября 1988 г., должно быть показано соответствие уровням шума 2–й ступени, регламентированным частью D Приложения Н к данной Части АП (Н36.305 (a)(2)).

(b) Для вертолетов, в отношении которых заявка на выдачу первоначального сертификата типа была подана до 1 января 1985 г., а также для вертолетов, которые представляют собой первые гражданские варианты вертолетов, спроектированных, построенных и используемых Вооруженными Силами до 1 января 1985 г., должно быть показано, что их уровни шума не превосходят предельно допустимых, установленных в Н36.305 (a)(1)(ii) Приложения Н к данной Части АП. Последующие гражданские варианты должны отвечать требованиям 2–й ступени.

(c) Сертификация вертолетов, способных перевозить груз на внешней подвеске или внешнее оборудование, проводится без таких грузов или без установки специального оборудования.

Для вертолетов, которые соответствуют стандартам для перевозки грузов на борту, может быть сделано исключение при перевозке грузов на внешней подвеске или внешнего оборудования в том случае, если такие полеты производятся при значениях полетной массы или другого эксплуатационного параметра, превышающих значения, полученные при сертификации на летную годность с грузом на борту.

(d) В том случае, если вертолет имеет максимальную сертифицированную взлетную массу 2730 кг или менее, подающий заявку может, как вариант, подтвердить соответствие требованиям раздела J вместо раздела Н.

РАЗДЕЛ I

[Зарезервировано]

РАЗДЕЛ J
ЛЕГКИЕ ВЕРТОЛЕТЫ
(определение — 36.1 (h))

36.1001. Измерение шума

Для легких вертолетов шум должен измеряться в контрольной точке на местности и при условиях испытаний, которые регламентированы частью B Приложения J к данной Части АП или в соответствии с эквивалентной процедурой, утвержденной сертифицирующим органом.

36.1003. Оценка и расчет шума

Результаты измерений, полученные в соответствии с 36.1001, должны быть скорректированы применительно к исходным условиям сертификации и оценены в соответствии с частью C Приложения J к данной Части АП или с эквивалентной процедурой, утвержденной сертифицирующим органом.

36.1005. Ограничения по шуму

(a) Для легких вертолетов, в отношении которых сертифицирующим органом выдан сертификат типа или выполнена другая аналогичная процедура после 11 ноября 1993 г., должно быть показано соответствие уровням шума, регламентированным частью D Приложения J к данной Части АП.

(b) Для вертолетов, представленных настоящим параграфом, должно быть показано, что их уровни шума не превосходят предельно допустимых значений, которые регламентированы J36.305 Приложения J к данной Части АП.

РАЗДЕЛ К
СВЕРХЛЕГКИЕ ВИНТОВЫЕ САМОЛЕТЫ
(определение — 36.1 (j))

36.1101. Ограничения по шуму

(a) Должно быть показано соответствие требованиям данного параграфа:

(1) сверхлегких винтовых самолетов, для которых заявка на выдачу сертификата типа или дополнения к нему подана после 18 сентября 1995 г.;

(2) сверхлегких винтовых самолетов, для которых подана заявка на получение сертификата летной годности до 18 сентября 1995 г.

(b) Для сверхлегких самолетов, сертификационные испытания которых завершены до 18 сентября 1995 г., должно быть показано соответствие методике измерения уровней шума, регламентированной частями B и C Приложения F к данной Части АП или установленной утвержденными эквивалентными процедурами. Должно быть показано также, что уровень шума, создаваемого самолетом, не превосходит предельно допустимых уровней, определенных частью D Приложения F к данной Части АП.

(c) Для сверхлегких самолетов, сертификационные испытания которых завершены после 18 сентября 1995 г., должно быть показано соответствие методике измерения шума, регламентированной частями B и C Приложения K к данной Части АП или установленной утвержденными эквивалентными процедурами. Должно быть показано, что уровни шума, создаваемого самолетом, не превосходят предельно допустимых значений, определенных частью D Приложения K к данной Части АП.

РАЗДЕЛ L

[Зарезервировано]

РАЗДЕЛ М

[Зарезервировано]

РАЗДЕЛ N
ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ (ВСУ)

36.1401. Измерение и оценка шума

Для всех воздушных судов шум ВСУ должен измеряться в контрольных точках и при условиях испытаний, которые регламентированы частью B Приложения N к данной Части АП.

36.1405. Ограничения по шуму

Рекомендуется, чтобы уровни шума ВСУ, измеренные в соответствии с частью B Приложения N, не превышали значений, приведенных в качестве инструктивного материала в части C Приложения N к данной Части АП.

РАЗДЕЛ О
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

36.1501. Процедуры, уровни шума и информация

(a) Должны быть определены и утверждены все процедуры, массы, конфигурации и другая информация или данные, применяемые для определения соответствия уровней шума ВС сертификационным требованиям, которые регламентированы данной Частью АП, включая утвержденные эквивалентные процедуры, реализуемые в полетах, при испытаниях и расчетах. Уровни шума, установленные при сертификации типа ВС, должны быть включены в утвержденное Руководство по летной эксплуатации самолета (вертолета).

(b) Должны быть установлены и утверждены те испытания, конфигурация, процедуры и другая информация, которые служат для получения дополнительных данных. Дополнительные данные (такие, как акустические), которые получены при стендовых испытаниях, утвержденные для изменения и расширения существующей базы летных данных, используются при сертификации акустических изменений.

36.1581. Руководство по летной эксплуатации (РЛЭ) и информация

(a) Руководство по летной эксплуатации самолета или вертолета должно содержать перечисленную ниже информацию дополнительно к установленной в 36.1583 данной Части АП:

(1) Для самолетов транспортной категории должна быть приведена информация об уровнях шума при взлете сбоку от ВПП, при наборе высоты и при заходе на посадку, определенных в соответствии с требованиями Приложения С к данной Части АП, для максимальных взлетной и посадочной масс при заданной конфигурации.

(2) Для легких винтовых самолетов должна быть приведена информация об уровнях шума, определенных с соответствии с требованиями Приложения F или G к данной Части АП для максимальной взлетной массы и заданной конфигурации.

(3) Для сверхлегких винтовых самолетов должна быть приведена информация об уровнях шума, определенных в соответствии с требованиями Приложений F или К к данной Части АП для максимальной взлетной массы и заданной конфигурации.

(4) Для вертолетов транспортной категории и легких вертолетов должна быть приведена информация об уровнях шума, определенных в соответствии с требованиями Приложений Н или J к данной Части АП для максимальной взлетной массы и заданной конфигурации.

(b) Если в Руководство по летной эксплуатации включена дополнительная информация об уровне шума в условиях эксплуатации, то она должна быть выделена, обозначена как дополнительная информация к сертификационным уровням шума и должна четко отличаться от информации, требуемой 36.1581 (a).

(c) В Руководстве по летной эксплуатации рядом с информацией об уровнях шума ВС на местности, определенной в соответствии с требованиями данной Части АП, должно быть указано, что приводимые уровни шума не следует оценивать как приемлемые или неприемлемые для территории аэропорта или прилегающей к нему территории.

(d) Если для самолетов транспортной категории масса, принятая для обеспечения требований по шуму данной Части АП при наборе высоты и посадке, меньше максимальной массы, установленной требованиями летной годности, то эта меньшая масса должна быть представлена как эксплуатационное ограничение в разделе «Эксплуатационные ограничения» Руководства по летной эксплуатации самолета. Кроме того, максимальная взлетная масса не должна превышать взлетную массу, которая является наиболее критической в контрольной точке при наборе высоты.

(e) Если для легких винтовых самолетов нормальной, многоцелевой, акробатической и коммьютерной категорий и сверхлегких самолетов масса, принятая в соответствии с требованиями по шуму данной Части АП при пролете, меньше максимальной массы на величину, превосходящую массу топлива, необходимого для проведения испытаний, то эта меньшая масса должна быть представлена как эксплуатационное ограничение в разделе «Эксплуатационные ограничения» Руководства по летной эксплуатации и в нормативных документах, которые утверждены сертифицирующим органом.

(f) Для вертолетов транспортной категории и для легких вертолетов, если масса ВС, соответствующая требованиям данной Части АП по шуму, меньше, чем максимальная взлетная масса, принятая при сертификации и установленная в соответствии с АП–21, то эта меньшая масса должна быть представлена как эксплуатационное ограничение в разделе «Эксплуатационные ограничения» Руководства по летной эксплуатации вертолета и в нормативных документах (или рекламе), которые утверждены сертифицирующим органом.

(g) Никаких эксплуатационных ограничений, за исключением предусмотренных пунктами (c), (d), (e) и (f) настоящего параграфа, в данном параграфе не приводится.

36.1583. Самолеты для специальных целей эксплуатации, на которые не распространяются требования данной Части АП

(a) Данный параграф относится к легким винтовым самолетам:

(1) которые спроектированы специально для применения в сельском хозяйстве с целью распыления ядохимикатов и удобрений, подкормки растений, обработки почвы и др. или рассеивания огнегасящих материалов;

(2) которые не показали соответствия уровням шума, регламентированным в Приложении F к данной Части АП:

(i) для которых подана заявка на выдачу сертификата после изменения в типовой конструкции и на которые не выдавался сертификат летной годности экземпляра до 18 сентября 1995 г.;

(ii) в отношении которых подана заявка на утверждение акустического изменения или на которые выдан стандартный сертификат летной годности экземпляра после изменения в типовой конструкции и на которые не выдавался сертификат летной годности экземпляра с измененной конфигурацией до 18 сентября 1995 г.

(b) Для самолетов, на которые распространяется действие данного параграфа, изложение эксплуатационных ограничений должно быть представлено в соответствии с 36.1581 следующим образом: «Снижение шума: для данного самолета не было показано соответствие предельно допустимым уровням шума Части 36 АП, и он должен эксплуатироваться согласно эксплуатационным ограничениям по шуму, регламентированным в пунктах (c) и (d) параграфа 36.1583 АП–36».

(c) Сельскохозяйственные самолеты и самолеты для борьбы с пожарами должны иметь сертификат типа ВС ограниченной категории.

(d) Если в Руководстве по летной эксплуатации или других утвержденных документах на данный самолет указано, что он не отвечает требованиям АП–36, то этот самолет может эксплуатироваться только:

(1) по выполнению работ, для которых он предназначен;

(2) при условии, что члены экипажа прошли специальную тренировку по выполнению работ, для которых самолет предназначен.

ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ А
ИЗМЕРЕНИЕ ШУМА САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ (применимость — 36.101)

А36.1. Сертификационные испытания по шуму и условия измерений

(a) ***Общие положения.*** В данном параграфе регламентируются условия, при которых должны быть проведены сертификационные испытания самолета по шуму, и методики, которые следует использовать при измерениях шума, производимого самолетом, во время каждого испытания.

(b) ***Требования к испытаниям.***

(1) Испытания для демонстрации соответствия установленным предельно допустимым уровням шума должны состоять из серии взлетов и заходов на посадку (или стабилизированных участков их траекторий), при которых должны быть произведены измерения в точках, указанных в С36.3 Приложения С к данной Части АП. На каждом участке траектории измерения должны проводиться как минимум в течение всего периода времени, когда уровень записанного шума находится в диапазоне PNLTM ÷ (PNLTM – 10) TPNдБ. Если используется эквивалентная методика испытаний, отличающаяся от исходной методики, то такая методика и все методы коррекции результатов, с целью приведения их в соответствие с исходной методикой, утверждаются сертифицирующим органом. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик приводится в Техническом руководстве по окружающей среде, включенном в качестве ссылочного материала в 36.6 данной Части АП.

(2) При каждом испытательном взлете производятся одновременные измерения шума в контрольных точках сбоку от ВПП по обе ее стороны, а также в точке под траекторией взлета. Однако если конкретные условия испытаний не обеспечивают возможности одновременного измерения шума в контрольных точках сбоку от ВПП и под траекторией взлета или если не выполняется каждое из других требований к измерению шума сбоку от ВПП, то могут быть произведены независимые измерения сбоку от ВПП при использовании метода имитации траектории полета. При определении уровня шума сбоку от ВПП или в альтернативной контрольной точке (последнее — для самолетов с ТВД), расположенной под траекторией набора высоты, взлет осуществляется на режиме полной тяги/мощности двигателей без уменьшения тяги/мощности.

(3) Если высота земной поверхности в точке измерения шума отличается от высоты ближайшей точки на ВПП более чем на 6 м, надо ввести поправки из А36.5 (d) данного Приложения.

(4) Точки измерения шума должны быть окружены относительно плоской поверхностью, не обладающей характеристиками повышенного поглощения звука, которые могут быть обусловлены густой, слежавшейся или высокой травой, кустарником или лесистыми участками.

(5) Диспетчерский пункт аэропорта или другое сооружение, используемое для получения требуемых результатов измерений метеорологических параметров на месте испытаний, должно быть утверждено в данном качестве в соответствии с А36.9 (b)(1) данного Приложения.

(6) При измерении шума на местности в период времени, когда измеренные значения уровней шума находятся в диапазоне PNLTM ÷ ÷ (PNLTM – 10) TPNдБ, на пути распространения звука от самолета до микрофона не должно быть никаких препятствий, которые могут значительно влиять на звуковое поле, создаваемое самолетом:

(i) для точек измерения шума под траекторией взлета и под траекторией захода на посадку — это внутри конуса с вершиной в точке на земле, расположенной под микрофоном, с осью, перпендикулярной земле, и углом полураскрытия 80°;

(ii) для точки измерения шума сбоку от ВПП — над линией, соединяющей точку измерения шума и самолет.

(7) Максимальные уровни шума самолета в точке, расположенной сбоку от ВПП в соответствии с С36.3 (c), определяются следующим образом:

(i) реактивные и винтовые самолеты 2–й ступени и реактивные самолеты 3 и 4–й ступеней:

для определения местоположения на линии, параллельной оси ВПП, точки с максимальной величиной EPNL, используется достаточное число точек измерения шума; при этом по крайней мере одна точка измерения располагается с противоположной стороны от ВПП, чтобы установить возможное наличие асимметрии звукового поля; при каждом испытательном взлете одновременно производятся измерения шума в симметричных относительно оси ВПП точках и в точке, расположенной под траекторией взлета самолета;

(ii) винтовые самолеты 3 и 4–й ступеней:

оценка шума при максимальном режиме работы двигателей выполняется либо в точке, расположенной сбоку от ВПП, либо в альтернативной точке, расположенной под траекторией взлета. Положение альтернативной точки измерения шума определено С36.3 (c)(3). При

измерении шума сбоку от ВПП проводится одновременная регистрация шума в каждой точке, расположенной симметрично (в пределах ±10 м параллельно оси ВПП) контрольной точке с противоположной стороны от ВПП. Отклонение высоты полета воздушного судна при прохождении точек измерения шума должно быть в пределах от 0 до +100 м относительно заданной высоты; допускается, по согласованию с сертифицирующим органом, от –50 до +100 м;

(iii) по согласованию с сертифицирующим органом разрешается проводить измерения уровня шума самолета сбоку от ВПП только в двух симметричных относительно оси ВПП точках, располагаемых в соответствии с С36.3 (с); однако при этом высота пролета самолета над линией, соединяющей точки измерения шума, должна быть:

— для реактивных самолетов:

2-й ступени — 439 м;

3 и 4-й ступеней — 305 м;

— для винтовых самолетов — установлена экспериментальным путем; допускается отклонение высоты полета самолета при испытаниях от высоты полета в исходных условиях сертификации не более чем +150 м.

(c) ***Погодные ограничения.*** Испытания должны проводиться при следующих атмосферных условиях:

(1) Отсутствует дождь или другие осадки.

(2) Температура окружающего воздуха в диапазоне 2÷35 °С включительно над частью пути распространения звука между самолетом и точкой на высоте 10 м над уровнем земли у места измерения шума; допускается, по согласованию с сертифицирующим органом, от –10 до 35 °С.

(3) Относительная влажность окружающего воздуха 20–95% включительно. При этом относительная влажность и окружающая температура на пути распространения звука между самолетом и точкой, находящейся на высоте 10 м у места измерения шума, должны быть такими, чтобы поглощение звука в третьоктавной полосе с центральной частотой 8 кГц составляло не более 12 дБ/100 м.

(4) Скорость ветра на высоте 10 м над землей не должна превосходить 6,2 м/с, а поперечная составляющая — 3,6 м/с в продолжение временного интервала, соответствующего времени звучания верхних 10 TPNдБ шума самолета. Эти предельные величины соответствуют анемометрам с временем осреднения 30 с. Если для измерения скорости ветра применяется прибор с меньшим временем осреднения, то допустимая максимальная скорость ветра в порыве составляет 7,8 м/с, а боковая составляющая скорости ветра не должна превышать 5 м/с; при этом средние значения продольной и поперечной составляющих скорости ветра не должны превышать соответственно 6,2 и 3,6 м/с.

(5) Не должно быть никаких аномальных метеорологических условий (включая турбулентность), которые значительно влияют на уровень регистрируемого шума самолета.

(d) ***Методика испытаний самолета.***

(1) Измерения шума должны производиться и обрабатываться стандартным способом с целью получения оценки шума в уровнях EPNL (эффективный уровень воспринимаемого шума), измеряемых в EPNдБ, как описано в Приложении В к данной Части АП.

(2) Высота полета и боковое отклонение самолета относительно продолжения оси ВПП должны быть определены методом, утвержденным сертифицирующим органом и не зависящим от обычной самолетной аппаратуры, таким, как радиолокационное сопровождение, теодолитная триангуляция, лазерное измерение, масштабный фотометод и др.

(3) Положение самолета по траектории полета должно быть связано с шумом, записанным в контрольных точках, с помощью сигналов синхронизации с утвержденными интервалами времени между ними. Должно быть зарегистрировано положение самолета относительно ВПП в течение всего временного интервала, когда зарегистрированный сигнал находится в диапазоне PNLTM ÷ (PNLTM – 10) TPNдБ. Измерительная аппаратура и аппаратура, обеспечивающая синхронизацию, должна быть утверждена сертифицирующим органом.

(4) Каждое испытание при взлете должно соответствовать условиям С36.7 Приложения С данной Части АП.

(5) Если серия испытаний при взлете проведена с массой, отличающейся от максимальной взлетной массы, для которой делается заявка на получение сертификата, то значение соответствующей поправки к EPNL, рассчитанному по результатам измерений сбоку от ВПП и под траекторией взлета, не должно превышать 2 EPNдБ для каждой измерительной точки.

С целью определения зависимости EPNL от массы для условий испытаний как при взлете, так и при заходе на посадку используются данные, утвержденные сертифицирующим органом.

(6) Каждое испытание на режиме захода на посадку должно быть проведено при стабилизированном полете самолета по глиссаде с углом наклона 3±0,5° и отвечать требованиям С36.9 Приложения С к данной Части АП.

(7) Если серия испытаний при снижении на посадку выполнена с массой, отличающейся от максимальной посадочной массы, для которой делается заявка на получение сертификата, то значение соответствующей поправки к EPNL, рассчитанному по результатам измерений, не должно превышать 1 EPNдБ. Необходимая поправка к EPNL на отклонение траектории полета при заходе на посадку от исходной траектории полета не должна превышать 2 EPNдБ.

(8) Параметры траектории полета самолета и режима работы его силовой установки, достаточные для выполнения коррекции, требующейся в соответствии с А36.5 данного Приложения, должны регистрироваться через утвержденные интервалы времени между замерами с применением аппаратуры, утвержденной сертифицирующим органом.

А36.3. Измерение шума, воспринимаемого на земле

(a) ***Общие положения.***

(1) Измерения, регламентированные в настоящем параграфе, позволяют определить в каждой контрольной точке на местности уровни шума самолета в третьоктавных полосах частот в зависимости от времени, которые необходимы для расчета величины EPNL в соответствии с методикой, изложенной в Приложении В к данной Части АП.

(2) Данные об уровнях звукового давления для целей сертификации по шуму должны быть получены с применением утвержденной акустической аппаратуры и методики измерения.

(3) Пункты (b), (c) и (d) данного параграфа регламентируют технические условия на измерительную аппаратуру. Пункты (e) и (f) регламентируют методики калибровки и измерений, требующиеся для каждой серии сертификационных испытаний.

(b) ***Измерительная система.*** Акустическая измерительная система должна состоять из утвержденной аппаратуры, эквивалентной следующей:

(1) микрофонная система с частотной характеристикой и направленностью, совместимыми по точности с измерительной и анализирующей системой, регламентированной в пунктах (c) и (d) данного параграфа;

(2) треноги или аналогичные микрофонные стойки, которые оказывают минимальное воздействие на измеряемую звуковую энергию;

(3) записывающая и воспроизводящая аппаратура, частотная характеристика и динамический диапазон которой соответствуют требованиям пункта (c) данного параграфа;

(4) акустический калибратор, использующий синусоидальный сигнал или «розовый шум» известных уровней; если используется «розовый шум» (определение которого дано в пункте (e)(1) данного параграфа), сигнал должен описываться своими среднеквадратичными значениями;

(5) анализирующая аппаратура с чувствительностью и точностью, соответствующими требованиям пункта (d) данного параграфа;

(6) аттенюаторы, применяемые для смены диапазонов при записи-воспроизведении или анализе шума, производимого самолетом должны обеспечивать возможность работы при постоянных переключаемых уровнях (дБ) с погрешностью между двумя любыми уровнями не более 0,2 дБ.

(c) ***Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура.***

(1) Микрофонная система состоит из микрофона, предусилителя и ветрозащитного экрана, отвечающих техническим требованиям, изложенным в пунктах (2)(i), (ii), (iii), (iv), (v) настоящего параграфа. Другие системы могут быть утверждены сертифицирующим органом как эквивалентные на основании полученных эквивалентных общих характеристик. В том случае, если применяются две или несколько аналогичных микрофонных систем, достаточно продемонстрировать, что по крайней мере одна система отвечает предъявляемым требованиям.

(2) Микрофон должен быть емкостного типа или его утвержденный эквивалент, например микрофон свободного звукового поля с корректировкой угла падения звуковых волн:

(i) После достаточного периода «прогревания» (по крайней мере, настолько длительного, насколько это определено изготовителем аппаратуры) выходной сигнал системы при постоянном входном акустическом сигнале должен изменяться не более чем на 0,3 дБ в пределах любого часа и не более чем на 0,4 дБ в течение 5 ч.

(ii) Изменение чувствительности системы «микрофон–предусилитель» в пределах угла ±30° от скользящего направления (60–120° от нормали к диафрагме) не должно превышать следующих значений:

Частота, Гц	Изменение чувствительности, дБ
45–4500	1,0
1120–2240	1,5
2240–4500	2,5
4500–7100	4,0
7100–11200	5,0

При установленном ветрозащитном экране изменение чувствительности в плоскости диафрагмы микрофонной системы не должно превосходить 1,0 дБ в диапазоне частот 45–11200 Гц.

(iii) Частотная характеристика микрофонной системы свободного поля при исходном направлении угла падения должна находиться в следующих пределах:

Частота, Гц	Допуск, дБ
45–4500	±1,0
4500–5600	±1,5
5600–7100	(+1,5) ÷ (–2,0)
7100–9000	(+1,5) ÷ (–3,0)
9000–11200	(+2,0) ÷ (–4,0)

Примечание. Требования данного пункта могут быть обеспечены калибровкой чувствительности по давлению (при использовании электростатического калибратора с учетом представленных изготовителем корректировок) или безэховым устройством со свободным звуковым полем.

(iv) Требования в отношении чувствительности к внешним воздействиям, таким, как температура, относительная влажность и вибрация, должны соответствовать рекомендациям публикации МЭК № 651 «Прецизионные шумомеры» (ссылка на которую сделана в 36.6 данной Части АП).

(v) Если скорость ветра превышает 3,1 м/с, то при всех измерениях шума, производимого самолетом, микрофон должен использоваться с ветрозащитным экраном. При наличии ветрозащитного экрана изменение чувствительности в плоскости мембраны микрофона не должно превышать 1 дБ в диапазоне частот 45–12000 Гц.

(vi) Каждая микрофонная система калибруется, как это указано в пункте (e) настоящего параграфа, и поправка на частотную характеристику микрофонной системы учитывается при определении уровня шума.

(3) Если для записи данных с целью последующего анализа применяется запись на магнитную ленту, то система записи-воспроизведения (включая ленту) должна отвечать следующим требованиям:

(i) Электрический фоновый шум, производимый системой в каждой третьоктавной полосе, должен быть по крайней мере на 35 дБ ниже номинального уровня записи; последний должен быть либо на 10% ниже уровня, при котором нелинейные искажения при прямой записи достигают 3%, либо соответствовать отклонению при записи с частотной модуляцией ±40%.

(ii) При номинальном уровне записи скорректированная частотная характеристика в любой выбранной третьоктавной полосе частот должна быть плоской; погрешности для диапазона 45–180 Гц должны быть в пределах ±0,75 дБ, для диапазона 180–11200 Гц — в пределах ±0,25 дБ. Амплитудные колебания синусоидального сигнала с частотой 1 кГц, записанного при стандартном уровне записи, должны находиться в пределах ±0,5 дБ на любой бобине используемой магнитофонной ленты.

(iii) Если система в целом удовлетворяет требованиям пункта (c)(2)(ii) данного параграфа и если динамический диапазон аппаратуры недостаточен для получения соответствующей информации о спектре, то допускается предварительное усиление записи высоких частот с последующим ослаблением при воспроизведении. Если используется предварительное усиление, то мгновенное значение записанного уровня звукового давления в диапазоне 800–11200 Гц, соответствующее максимальному измеренному звуковому сигналу, не должно изменяться более чем на 20 дБ относительно уровней, лежащих между максимальным и минимальным значениями третьоктавных полос.

(d) ***Анализирующая аппаратура.***

(1) Анализирующая система в результате обработки записанных замеров шума выдает значения уровней звукового давления в третьоктавных полосах частот в зависимости от времени. Частотный анализ акустических сигналов должен производиться с применением третьоктавных фильтров, которые соответствуют рекомендациям публикации МЭК № 1260 «Октавные полуоктавные и третьоктавные полосовые фильтры, предназначенные для анализа звуков и вибраций» (включена в качестве ссылочного материала в 36.6 данной Части АП).

(2) Следует использовать набор из 24 последовательных третьоктавных фильтров. Первый фильтр должен быть настроен на среднегеометрическую частоту 50 Гц, последний — на среднегеометрическую частоту 10000 Гц:

(i) Выход каждого фильтра должен иметь нижний уровень пульсации менее 0,5 дБ.

(ii) Корректировка эффективной ширины полосы частот, относящаяся к характеристике при центральной частоте, может быть определена для каждого третьоктавного полосового фильтра либо измерением чувствительности фильтра к синусоидальным сигналам по меньшей мере на 20 частотах, равнорасположенных между двумя смежными предпочтительными третьоктавными частотами, либо применением утвержденной эквивалентной процедуры.

(3) Индикаторный прибор анализатора должен быть аналогового или цифрового типа или представлять их комбинацию. Рекомендуемая последовательность обработки сигналов:

(i) квадрирование сигналов третьоктавных фильтров;

(ii) осреднение или интегрирование;

(iii) преобразование линейного значения в логарифмическое.

(4) Каждый детектор должен работать в диапазоне, превосходящем минимальный динамический диапазон 60 дБ, и действовать как устройство воспроизведения истинных значений среднеквадратичных импульсов синусоидально меняющегося тона с коэффициентом амплитуды по крайней мере 3 в следующих динамических диапазонах:

(i) от максимального значения до значения на 30 дБ ниже максимального — с точностью ±0,5 дБ;

(ii) на 30–40 дБ ниже максимального — с точностью ±1,0 дБ;

(iii) ниже 40 дБ от максимального — с точностью ±2,5 дБ.

Выполнение этого условия определяется методом, указанным в Добавлении К к публикации МЭК № 179А (выпущена в 1973 году в качестве дополнения к публикации МЭК № 179), с использованием сигналов, подаваемых поочередно непосредственно на вход каждого детектора.

(5) Осредняющие свойства интегратора должны быть проверены следующим образом:

(i) «белый шум» должен пропускаться через 200–Гц третьоктавный полосовой фильтр и после фильтра поочередно поступать к каждому детектору-интегратору. Затем должно быть определено стандартное отклонение замеренных уровней на основании большого количества замеров профильтрованного «белого шума», сделанных с интервалами не менее 5 с. Стандартное отклонение должно быть 0,48±0,06 дБ при 95%-ном доверительном интервале. Когда не удается легко обеспечить подачу испытательных сигналов непосредственно на каждый детектор-интегратор, тогда может быть введен утвержденный эквивалентный метод;

(ii) чувствительность каждого детектора-интегратора к резкому нарастанию или спаду синусоидального сигнала постоянной амплитуды при центральной частоте соответствующей третьоктавной полосы должна измеряться через заданные интервалы после возникновения или исчезновения сигнала; значения нарастания сигнала до достижения установившегося уровня:

Интервал, с	Значение сигнала, дБ
0,5	4,0±1,0
1,0	1,75±0,75
1,5	1,0±0,5
2,0	0,6±0,5

(iii) характеристика спада сигнала должна быть такой, чтобы сумма показаний (дБ), зафиксированных ниже первоначально установившегося уровня, и соответствующих показаний при нарастании сигнала составляла 6,5±1,0 дБ в любой момент снятия показаний; это соответствует процессу экспоненциального осреднения («медленная» реакция) при нормальной постоянной времени 1 с (т.е. время осреднения равно 2 с);

(iv) анализаторы, в которых применяется точное интегрирование, не могут непосредственно отвечать требованиям пунктов (d)(5)(i), (ii), (iii), поскольку их общее время осреднения больше интервала между снятиями показаний. Для данных анализаторов соответствие требованиям должно быть показано эквивалентной величиной, выдаваемой устройством обработки данных. Кроме того, в случаях когда считывание данных и возврат в исходное положение обуславливают существование времени нечувствительности в процессе получения данных, доля потери суммы данных не должна превосходить 1%.

(6) Интервал между последовательными считываниями сигнала не должен превышать 500 мс, и его значение должно быть известно с точностью ±1,0%. Момент времени, которым характеризуется считывание данных, должен представлять среднюю точку периода осреднения (период осреднения определяется как удвоенная постоянная времени анализатора) и наступает на 0,75 с раньше, чем фактическое время считывания при интервале выборки 2 с.

(7) Разрешающая способность анализатора по амплитуде должна быть не менее 0,25 дБ.

(8) Каждый выходной сигнал анализатора, после того как устранены все систематические ошибки, должен иметь точность относительно входного сигнала ±1,0 дБ. Суммарные систематические ошибки для каждого выходного уровня не должны превышать ±3 дБ. Для смежных систем фильтров систематическая поправка между соседними третьоктавными полосами не должна превышать 4 дБ.

(9) Динамический диапазон анализатора (под которым понимается разность между наибольшим выходным уровнем и максимальным уровнем шума анализирующей аппаратуры) при анализе шума при одном пролете воздушного судна должен быть не менее 60 дБ.

(e) ***Калибровки.***

(1) В пределах 5 календарных дней до начала каждой серии испытаний измерительная система (в составе, в котором она устанавливается в полевых условиях, включая кабели) должна подвергнуться электрической калибровке по частоте и амплитуде с применением сигнала «розовый шум» известных амплитуд, перекрывающего диапазон уровней сигнала, поступающего от микрофона. Понятие «розовый шум» в данном параграфе — это шум, для которого отношение «энергия шума / единица частоты» обратно пропорционально частотам в диапазоне 44–11200 Гц. Применяемый сигнал должен быть описан своими среднеквадратичными значениями для неперегруженного уровня сигнала. Данная калибровка должна быть повторена в течение 5 последних дней каждой серии испытаний или в соответствии с требованиями сертифицирующего органа.

(2) Непосредственно перед или после испытаний, проведенных в течение каждого рабочего дня, должна быть проведена зарегистрированная акустическая калибровка системы в поле посредством акустического калибратора с целью проверки чувствительности системы и получения акустического уровня отсчета для анализа данных по

уровню звукового давления. Характеристики аппаратуры, входящей в систему, должны считаться удовлетворительными, если в течение каждых календарных суток испытаний изменение чувствительности не превышает 0,5 дБ. Потери, вносимые ветрозащитным экраном, также проверяются в используемом диапазоне частот на соответствие стандарту в пределах 6-месячного периода, охватывающего серию испытаний: допустимые отклонения вносимых потерь не превышают 0,4 дБ. Потери, вносимые ветрозащитным экраном в диапазоне частот 40–12500 Гц, также определяются на соответствие требованиям сертифицирующего органа.

(3) Калибровка системы «микрофон-предусилитель» при нормальном спаде звуковой волны должна производиться с синусоидальными колебаниями звуковой частоты при каждой предпочтительной третьоктавной частоте в диапазоне 50–10000 Гц. Данная калибровка должна быть завершена не менее чем за 90 дней до начала каждой серии испытаний.

(4) Каждая кассета магнитной ленты должна:

(i) быть откалибрована с использованием пистонфона;

(ii) иметь в начале и в конце калибровочные сигналы, состоящие из одиночных сигналов «розового шума» (в соответствии с пунктом (e)(1) данного параграфа) общей продолжительностью не менее 30 с.

(5) Данные, полученные на основании сигналов магнитофонной записи, не считаются надежными, если разность между уровнями сигналов «розового шума» до и после испытаний в каждой из третьоктавных полос превышает 0,75 дБ.

(6) Должно быть показано, что третьоктавные фильтры соответствуют рекомендациям публикации МЭК № 1260 (дана в качестве ссылочного материала в 36.6 данной Части АП) в течение 6 календарных месяцев, предшествующих началу каждой серии испытаний. Однако для каждого фильтра может быть сделана поправка на эффективную ширину полосы для частотной характеристики при центральной частоте:

(i) измерением чувствительности фильтров к синусоидальным сигналам по меньшей мере 20 частот, равнорасположенных между двумя примыкающими предпочтительными частотами третьоктавных полос;

(ii) применением утвержденной альтернативной методики.

(7) В течение 6 календарных месяцев, предшествующих началу каждой дневной серии испытаний, должен быть произведен анализ калибровки характеристик каждого компонента калибровочной аппаратуры, включая пистонфоны, эталонные микрофоны, дополнительные электрические устройства. Результаты каждой калибровки должны сообщаться в Национальное бюро стандартов.

(f) ***Методика измерения шума.***

(1) В каждой точке измерения шума микрофон должен быть установлен таким образом, чтобы диафрагма была точно ориентирована в плоскости, определяемой траекторией полета самолета и точкой измерения шума, а чувствительный элемент — находиться на высоте приблизительно 1,2 м над уровнем земли.

(2) Для проверки акустического уровня с целью анализа данных по уровню шума непосредственно перед и сразу после каждой серии испытательных полетов и всех испытаний, проводимых в течение дня, должна быть выполнена в полевых условиях и зарегистрирована акустическая калибровка системы, регламентированная в А36.3 (e)(2) данного Приложения. Фоновый шум должен регистрироваться по меньшей мере в течение 10 с и представлять собой акустический фон (включая электрический шум системы), который существует в период испытаний при пролете самолета. В этот период регистрации каждый компонент системы должен быть отрегулирован на то усиление, которое используется при измерении шума, производимого самолетом.

(3) Средний спектр фонового шума должен содержать уровни звукового давления, которые в каждой предпочтительной третьоктавной полосе частот в диапазоне 50–10000 Гц представляют собой средние величины звукового давления. При расчете PNL результирующий средний уровень фонового шума должен быть по крайней мере на 20 PNдБ ниже максимального уровня PNL шума самолета.

(4) Поправки на зарегистрированные уровни фонового шума допускаются в пределах, регламентированных в А36.5 (d)(3) данного Приложения.

А36.5. Представление и корректировка результатов измерений

(a) ***Общие положения.*** Данные, представляющие собой результаты физических измерений или поправки к ним, включая поправки на отклонение чувствительности оборудования, должны быть зарегистрированы в стандартной форме и приложены к данным регистрации шума. Каждая поправка должна быть представлена и утверждена сертифицирующим органом. Должна быть сделана оценка каждой индивидуальной погрешности, свойственной любой из операций, применяемых для получения окончательных данных.

(b) ***Представление данных.***

(1) Измеренные и скорректированные уровни звукового давления должны быть представлены в виде уровней в третьоктавных полосах частот, полученных с помощью аппаратуры, соответствующей нормам, регламентированным в А36.3 данного Приложения.

(2) Следует указывать тип аппаратуры, используемой для измерения и анализа всех акустических характеристик самолета и метеоусловий.

(3) Должны быть указаны данные об окружающей среде, требующиеся для демонстрации соответствия требованиям А36.1 (с). Атмосферные параметры измеряются на протяжении всего периода испытаний в соответствии с требованиями А36.9 (b)(3) настоящего Приложения.

(4) Должна быть приведена информация о местной топографии, о покрытии земной поверхности и о явлениях, которые могли бы повлиять на запись звука.

(5) Должна быть приведена следующая информация о самолете:

(i) тип, модель и серийные номера (при наличии таковых) воздушного судна, двигателей, воздушных винтов или роторов (в части, их касающейся);

(ii) габаритные размеры воздушного судна и расположение двигателей и роторов;

(iii) максимальная масса воздушного судна при каждом испытании и диапазон положений центра тяжести при каждой серии испытаний;

(iv) конфигурация воздушного судна (в том числе положение закрылков, аэродинамических тормозов и шасси), а также углы установки лопастей воздушного винта (если есть);

(v) приборная скорость (км/ч);

(vi) рабочие параметры двигателя, влияющие на его акустические характеристики, определенные бортовой аппаратурой или по данным изготовителя, такие, как: для ТРДД — располагаемая тяга, степень повышения давления в двигателе, температура выхлопных газов и частота вращения вала вентилятора или компрессора (об/мин); для ТВД — эффективная мощность двигателя и остаточная тяга, крутящий момент двигателя и частота вращения винта;

(vii) траектория полета и путевая скорость воздушного судна при каждом демонстрационном испытании, определенные методом, утвержденным сертифицирующим органом и не зависящим от бортовой аппаратуры, таким, как радиолокационное сопровождение, теодолитная триангуляция, лазерное измерение, фотомасштабный метод, спутниковая навигационная система.

(6) Скорость полета, положение самолета на траектории полета, характеристики двигателя должны быть зарегистрированы через утвержденные промежутки времени, достаточные для приведения результатов измерений к исходным условиям сертификации по шуму, регламентированным в пункте (с) данного параграфа. Должны быть представлены данные о боковом смещении траектории полета самолета относительно продолжения оси взлетно-посадочной полосы, данные о конфигурации самолета и его взлетной массе.

(c) ***Исходные условия сертификации по шуму.***

(1) ***Метеорологические условия.*** Положение самолета и данные о его характеристиках и измерениях шума должны быть приведены к следующим исходным атмосферным условиям сертификации по шуму:

(i) атмосферное давление на уровне моря 1013,25 гПа;

(ii) температура окружающего воздуха 25 °С;

(iii) относительная влажность воздуха 70%;

(iv) штиль.

(2) ***Условия испытаний самолета***. Исходным условием для взлета является максимальная масса за исключением случаев, предусмотренных в 36.1581 (b). Исходными условиями для захода на посадку являются:

(i) максимальная посадочная масса, за исключением случаев, предусмотренных в 36.1581 (d);

(ii) самолет следует по глиссаде с углом наклона 3°;

(iii) высота самолета относительно поверхности земли над точкой измерения шума 120 м.

(d) ***Корректировка данных.***

(1) Измеренные уровни шума самолета на местности приводятся к исходным условиям сертификации, регламентированным в пункте (с) настоящего Приложения. Измеренные атмосферные параметры должны соответствовать требованиям А36.1 (с) настоящего Приложения и пункта (b)(3) данного параграфа. Корректировка атмосферного поглощения звука должна быть сделана в соответствии с А36.9 настоящего Приложения.

(2) Поправки к измеренным уровням шума учитывают различия в условиях испытаний и в исходных условиях сертификации параметров траектории полета, во взлетной массе самолета, в режимах работы двигателей, в атмосферных условиях. Все необходимые для расчета поправок значения параметров и характеристик для исходных условий сертификации устанавливаются изготовителем и утверждаются сертифицирующим органом. Все необходимые для расчета поправок значения параметров и характеристик для фактических условий проведения испытаний измеряются и устанавливаются в ходе проведения сертификационных испытаний. Необходимые поправки, относящиеся к траектории полета самолета или к его характеристикам, могут быть определены и по другим утвержденным данным помимо сертификационных испытаний. Шум источника должен быть скорректирован на основании утвержденных данных с учетом различий между измеренными и исходными условиями работы двигателей, а также с учетом соответствующих допущений в отношении поглощения звука на расстоянии. Поправка на эффективный уровень воспринимаемого шума (EPNL) должна быть менее 2,0 EPNдБ для любой комбинации следующих условий:

(i) самолет не прошел точно над точкой измерения;

(ii) наличие любой разности между высотой 120 м и фактическим минимальным расстоянием от самолетной антенны ILS до контрольной точки измерения шума при заходе на посадку;

(iii) наличие любой разности между углом глиссады захода на посадку при испытаниях и исходным углом глиссады для сертификации по шуму;

(iv) выполнение любой корректировки измеренных уровней шума, которая отражает любую разность между тягой или мощностью двигателя при испытаниях и исходной тягой или мощностью двигателя при исходных условиях. Подробные требования к проведению корректировок регламентированы в A36.11 данного Приложения.

(3) Для использования в расчете общего уровня шума, производимого самолетом, уровни звукового давления в области PNLTM ÷ (PNLTM – – 10) TPNдБ (описанной в B36.9 Приложения B) должны превосходить средние уровни звукового давления фонового шума, определенные в A36.3 (f)(3), по меньшей мере на 3 дБ в каждой третьоктавной полосе (или должны быть скорректированы в соответствии с методом, утвержденным сертифицирующим органом). Величина EPNL не может быть рассчитана или представлена на основании данных, из которых в соответствии с настоящим пунктом исключено более четырех третьоктавных полос в любом спектре в области PNLTM ÷ (PNLTM – 10) TPNдБ.

(4) Когда в пределах 3 дБ от уровней фонового шума содержится более семи третьоктавных полос, должна быть произведена частотно-временная интерполяция данных по шуму с применением утвержденной методики.

(5) Итоговые поправки не должны превышать 16 EPNдБ при взлете и 8 EPNдБ при заходе на посадку. Если значения отдельных поправок превышают соответственно 8 и 4 EPNдБ, то получающиеся в результате уровни шума не должны более чем на 2 EPNдБ превышать уровней шума, получаемых в соответствии с Приложением C, с учетом разрешенного превышения.

(e) ***Действительность результатов.***

(1) По результатам испытаний должны быть получены три средних значения EPNL и их 90%-ные доверительные интервалы; каждое из этих значений является средним арифметическим скорректированных акустических измерений при всех действительных испытаниях в точках измерения шума при взлете, заходе на посадку и сбоку от ВПП соответственно. Если в какой-то одной точке измерения используется более одной акустической измерительной системы, то результирующие данные при каждом испытании должны осредняться и считаться одним измерением. При использовании более одного испытательного участка или более одной точки измерения шума каждый действительный испытательный полет должен включаться в расчет средних значений EPNL и их доверительных интервалов.

(2) Минимально допустимое количество замеров для каждого из трех сертификационных измерений (при взлете, заходе на посадку и сбоку от ВПП) равно шести. Число замеров должно быть достаточным, чтобы для каждого из трех средних сертифицируемых уровней шума 90%-ный доверительный интервал не превышал ±1,5 EPNдБ. Из процесса осреднения нельзя исключить ни одного результата испытаний, кроме случаев, специально оговоренных сертифицирующим органом.

(3) Должны представляться средние значения EPNL и их доверительные интервалы, полученные в соответствии с описанной в данном параграфе методикой. Они должны приниматься в качестве величин, по которым делается оценка соответствия шума, производимого самолетом, критериям сертификации по шуму.

(4) Если для сертификации самолета одного типа в нескольких конфигурациях на основании испытаний по определению шума должны применяться эквивалентные методики испытаний, то эти методики, методы анализа и коррекции результатов должны быть утверждены сертифицирующим органом. В заявке должны быть определены методики измерений при испытаниях, базы данных, конфигурация самолета, методики расчета и анализа, метод установления 90%-ного доверительного интервала и предлагаемые эквивалентные методики.

A36.7. Обозначения и единицы измерения

(a) ***Общие положения.*** Обозначения, используемые в Приложениях А и В к настоящей Части АП, имеют следующие определения:

Параметры

Обозначение	Единица измерения	Описание
antilg	–	Антилогарифм по основанию 10.
C(k)	дБ	Поправка на тональность к PNL.
d	с	Продолжительность. Интервал времени воздействия шума — интервал времени между граничными значениями t(1) и t(2) с точностью до секунды.
D	дБ	Поправка на продолжительность. Величина, которую следует прибавить к PNLM, чтобы учесть продолжительность шума.
EPNL	EPNдБ	Эффективный уровень воспринимаемого шума. Значение PNLM с учетом поправок на неравномерности в спектре и на продолжительность шума.
f(i), fi	Гц	Частота. Среднегеометрическая частота i-й третьоктавной полосы частот.
F(i,k)	дБ	Дельта-дБ. Разность между уровнем звукового давления и уровнем фонового звукового давления в i-й третьоктавной полосе в k-й момент времени.
h	дБ	Вычитаемый уровень. Уровень, который следует вычесть из PNLTM, чтобы определить продолжительность шума.
H	%	Относительная влажность атмосферного воздуха.
(i), i	–	Индекс частотной полосы. Числовой показатель порядкового номера какой-либо из 24 третьоктавных полос со среднегеометрическими частотами от 50 до 10000 Гц.
(k)	–	Индекс приращения времени. Числовой показатель порядкового номера какого-либо из равных приращений времени, которые произошли начиная с исходного (нулевого) момента.
lg	–	Логарифм по основанию 10.
lg n(a)	–	Координата излома кривой шумности. Значение lg n для точки пересечения прямых, выражающих зависимость SPL от lg n.
M(b), M(c)	–	Величины, обратные наклонам прямых линий, выражающих зависимость SPL от lg n.
N	ной	Воспринимаемая шумность в какой-либо момент времени в указанном частотном диапазоне.
n(i,k)	ной	Воспринимаемая шумность в k-й момент времени в i-й третьоктавной полосе.
n(k)	ной	Максимальное значение из всех 24 значений n(i) в k-й момент времени.
N(k)	ной	Суммарная воспринимаемая шумность в k-й момент времени, вычисленная по 24 мгновенным значениям n(i,k).
p(b), p(c)	–	Наклон кривой шумности. Наклоны прямых линий, выражающих зависимость SPL от lg n.
PNL	PNдБ	Уровень воспринимаемого шума в любой момент времени (вместо единицы дБ используется единица PNдБ).
PNL(k)	PNБ	Уровень воспринимаемого шума, вычисленный по 24 значениям SPL(i,k) для k-го приращения времени.
PNLM	PNдБ	Максимальное значение PNL(k) при пролете самолета.
PNLT	TPNдБ	Значение PNL с поправкой на неравномерности в спектре в любой момент времени.
PNLT(k)	TPNдБ	Значение PNL(k) с поправкой на неравномерности в спектре в k-й момент времени (вместо единицы дБ используется TPNдБ).
PNLTM	TPNдБ	Максимальное значение PNLT(k) при пролете самолета.
S(i,k)	дБ	Наклон графика изменения уровня звукового давления. Разность уровней звукового давления в i-й третьоктавной полосе и в соседней полосе для k-го момента времени.
ΔS(i,k)	дБ	Изменение наклона графика изменения уровня звукового давления.

Обозна-чение	Единица измерения	Описание
S′(i,k)	дБ	Скорректированный наклон графика изменения уровня звукового давления. Разность соседних скорректированных уровней звукового давления в i-й третьоктавной полосе и в соседней полосе частот для k-го момента времени.
$\bar{S}$ (i,k)	дБ	Средний наклон графика изменения уровня звукового давления.
SPL	дБ, относит. 20 мкПа	Уровень звукового давления. Уровень звукового давления в любой момент времени в указанном частотном диапазоне.
SPL(a)	дБ, относит. 20 мкПа	Координата излома кривой шумности. Значение SPL для точки пересечения прямых, выражающих зависимость SPL от lg n.
SPL(b)	дБ, относит. 20 мкПа	Координата пересечения кривой шумности SPL(c). Координаты пересечения оси SPL прямыми линиями, выражающими зависимость SPL от lg n.
SPL(i,k)	дБ, относит. 20 мкПа	Уровень звукового давления. Уровень звукового давления в k-й момент времени в i-й третьоктавной полосе.
SPL′(i,k)	дБ, относит. 20 мкПа	Скорректированный уровень звукового давления. Первое приближение к сглаженному уровню звукового давления в i-й третьоктавной полосе для k-го момента времени.
SPL″(i,k)	дБ, относит. 20 мкПа	Уровень сглаженного звукового давления. Второе и последнее приближение к сглаженному уровню звукового давления в i-й третьоктавной полосе для k-го момента времени.
SPL(i)	дБ, относит. 20 мкПа	Максимальный уровень звукового давления. Уровень звукового давления в i-й третьоктавной полосе спектра для расчета PNLTM.
$SPL(i)_c$	дБ, относит. 20 мкПа	Скорректированный максимальный уровень звукового давления. Уровень звукового давления в i-й третьоктавной полосе спектра для расчета PNLTM с поправкой на поглощение звука в атмосфере.
t	с	Текущее время. Время от исходного момента отсчета.
t(1), t(2)	с	Граничные моменты времени. Начало и конец периода существенного шума, определяемого величиной h.
Δt	с	Приращение времени. Равные приращения времени, для которых рассчитываются PNL(k) и PNLT(k).
T	с	Нормирующая постоянная времени. Интервал времени, используемый в качестве основы в интегральном методе расчета поправок на продолжительность.
T°	°C	Температура атмосферного воздуха.
α(i) α(i)′	дБ/1 м дБ/305 м	Атмосферное поглощение при испытаниях. Атмосферное поглощение звука в i-й третьоктавной полосе при измеренных значениях атмосферной температуры и относительной влажности.
$\alpha(i)_0$ $\alpha(i)_0'$	дБ/1 м дБ/305 м	Атмосферное поглощение звука в i-й третьоктавной полосе при исходных значениях атмосферной температуры и относительной влажности.
β	град.	Угол наклона первого участка траектории установившегося набора высоты.
γ	град.	Угол наклона второго участка траектории установившегося набора высоты.
σ ε	град. град.	Углы дросселирования тяги. Углы визирования самолета в точках на траектории взлета, в которых соответственно начинается и кончается участок траектории полета с дросселированием тяги.
η	град.	Угол наклона глиссады захода на посадку.
θ	град.	Угол распространения шума при взлете. Угол между траекторией полета и направлением распространения шума при взлете.
λ	град.	Угол распространения шума при заходе на посадку. Угол между траекторией полета и направлением распространения шума при заходе на посадку.
Δl	EPNдБ	Поправка, которую следует прибавить к EPNL, вычисленному по измеренным данным, чтобы учесть изменение уровня воспринимаемого шума, обусловленное различиями атмосферного поглощения и длины пути распространения шума при исходных условиях и условиях испытаний.

Обозначение	Единица измерения	Описание
Δ2	EPNдБ	Траекторная поправка на продолжительность шума. Поправка, которую следует прибавить к EPNL, вычисленному по измеренным данным, чтобы учесть изменение уровня шума, обусловленное его продолжительностью вследствие различия высоты полета при исходных условиях и условиях испытаний.
Δ3	EPNдБ	Поправка на массу. Поправка, которую следует прибавить к EPNL, вычисленному по измеренным данным, чтобы учесть изменение уровня шума, обусловленное различием между максимальной полетной массой самолета и его массой при испытаниях.
Δ4	EPNдБ	Поправка на угол глиссады захода на посадку. Поправка, которую следует прибавить к EPNL, вычисленному по измеренным данным, чтобы учесть изменение уровня шума, обусловленное различием между исходным углом глиссады снижения на посадку 3° и углом глиссады снижения на посадку при испытаниях.
ΔAB Δβ Δγ Δσ Δε	м град. град. град. град.	Изменения траектории взлета. Отклонения определяющих траекторию взлета основных параметров, обусловленные различиями между исходными условиями и условиями испытаний.

Характерные точки профиля полета

Обозначение	Описание
A	Начало разбега при взлете.
B	Точка отрыва самолета.
C	Начало первого участка установившегося набора высоты.
D	Начало дросселирования тяги.
E	Начало второго участка установившегося набора высоты.
E_c	Начало второго участка установившегося набора высоты на скорректированной траектории.
F	Конец траектории взлета при сертификационных испытаниях по шуму.
F_c	Конец скорректированной траектории взлета при сертификационных испытаниях по шуму.
G	Начало глиссады захода на посадку при сертификационных испытаниях по шуму.
$G_г$	Начало исходной глиссады захода на посадку при сертификационных испытаниях по шуму.
H	Точка на траектории на посадку непосредственно над точкой измерения шума.
I	Начало выравнивания.
$I_г$	Начало выравнивания на исходной траектории захода на посадку.
J	Точка касания.
K	Точка измерения шума при взлете.
L	Точка (точки) измерения шума сбоку от ВПП (не на линии пути полета).
M	Конец линии пути взлета при сертификационных испытаниях по шуму.
N	Точка измерения шума при заходе на посадку.
O	Посадочный порог ВПП.
P	Начало линии пути захода на посадку при сертификационных испытаниях по шуму.
Q	Точка на измеренной траектории взлета, соответствующая PNLTM в точке K.
Q_c	Точка на скорректированной траектории взлета, соответствующая PNLTM в точке K.
R	Точка на измеренной траектории взлета, ближайшая к точке K.
R_c	Точка на скорректированной траектории взлета, ближайшая к точке K.
S	Точка на измеренной траектории захода на посадку, соответствующая PNLTM в точке N.
$S_г$	Точка на исходной траектории захода на посадку, соответствующая PNLTM в точке N.
T	Точка на измеренной траектории захода на посадку, ближайшая к точке N.
$T_г$	Точка на исходной траектории захода на посадку, ближайшая к точке N.
X	Точка на измеренной траектории взлета, соответствующая PNLTM в точке L.
X_c	Точка на скорректированной траектории взлета, соответствующая PNLTM в точке L.

Расстояния, связанные с траекторией полета, м

Расстояние	Описание
AB	Длина разбега при взлете. Расстояние вдоль ВПП от начала разбега до точки отрыва.
AK	Расстояние до точки измерения шума при взлете. Расстояние от начала разбега вдоль продолжения оси ВПП до точки измерения шума при взлете.
AM	Длина линии пути при взлете. Расстояние от начала разбега вдоль продолжения оси ВПП до точки на линии взлета, после которой больше нет необходимости регистрировать положение самолета.
KQ	Измеренный путь распространения шума при взлете. Расстояние от точки K до измеренного местоположения Q самолета.
KQ_c	Скорректированный путь распространения шума при взлете. Расстояние от точки K до скорректированного местоположения Q_c самолета.
KR	Измеренное минимальное расстояние до траектории взлета. Расстояние от точки K до точки R на измеренной траектории полета.
KR_c	Скорректированное минимальное расстояние до траектории взлета. Расстояние от точки K до точки R_c на скорректированной траектории полета.
LX	Измеренный боковой путь распространения шума. Расстояние от точки L до измеренного местоположения X самолета.
LX_c	Скорректированный боковой путь распространения шума. Расстояние от точки L до скорректированного местоположения X_c самолета
NH	Высота самолета при заходе на посадку.
$NH_г$	Высота самолета над точкой измерения шума при заходе на посадку.
NS	Измеренный путь распространения шума при заходе на посадку. Расстояние от точки N до измеренного местоположения S самолета.
$NS_г$	Скорректированный путь распространения шума при заходе на посадку. Расстояние от точки N до положения $S_г$ самолета на исходной траектории захода на посадку.
NT	Измеренное минимальное расстояние до траектории захода на посадку. Расстояние от точки N до точки T на измеренной траектории полета.
$NT_г$	Скорректированное минимальное расстояние до траектории захода на посадку. Расстояние от точки N до точки $T_г$ на скорректированной траектории полета, эквивалентное 120 м.
ON	Расстояние до точки измерения шума при посадке. Расстояние от порога ВПП вдоль продолжения оси ВПП до точки измерения шума при заходе на посадку.
OP	Длина линии пути при заходе на посадку. Расстояние от порога ВПП вдоль продолжения оси ВПП до точки на трассе полета, после которой нет необходимости регистрировать положение самолета.

A36.9. Атмосферное поглощение звука

(a) ***Общие положения.*** Измеренные уровни звукового давления в третьоктавных полосах частот должны соответствовать исходным атмосферным условиям, перечисленным в A36.5 (c) данного Приложения, или должны быть сделаны корректировки, приводящие к этим условиям. Каждая корректировка должна учитывать все расхождения в атмосферном поглощении звука на его пути от самолета к микрофону в исходных условиях и в условиях, при которых производились испытания. Если метеорологические условия не соответствуют регламентированным в A36.1 (c) данного Приложения, то результаты испытаний являются неприемлемыми.

(b) ***Метеорологические измерения.***

(1) Требующиеся в соответствии с данной Частью АП измерения скорости ветра, температуры и относительной влажности должны выполняться вблизи точек измерения шума. Места проведения метеорологических измерений должны быть утверждены сертифицирующим органом как представляющие атмосферные условия, имеющиеся вблизи поверхности земли в географической зоне, где выполняются измерения производимого самолетом шума. В некоторых случаях данному требованию может отвечать стационарная метеостанция (имеющаяся в аэропорту) или другое устройство.

(2) Температура и относительная влажность должны быть измерены на высоте от 10 м над поверхностью земли в месте расположения точки измерения шума до высоты полета самолета с применением только утвержденных аппаратуры и методов.

(3) Метеорологические измерения должны производиться в пределах 25 мин после каждого испытания по измерению шума. Метеорологические данные должны быть интерполированы для фактических моментов каждого измерения шума.

(c) ***Степень поглощения.*** Степень атмосферного поглощения звука в зависимости от расстояния для каждой третьоктавной полосы от 50 до 10000 Гц должна быть определена в соответствии с формулами и таблицами для коэффициентов атмосферного поглощения звука, опубликованными в SAE ARP 866A «Стандартные величины атмосферного поглощения как функция температуры и влажности для применения с целью оценки пролетного шума воздушного судна», либо с помощью соотношений, приведенных в публикации ИКАО «Международные стандарты и рекомендуемая практика. Охрана окружающей среды», Приложение 16, том 1, 1993 (ссылка на которую сделана в 36.6 данной Части АП).

Величина атмосферного поглощения звука в третьоктавной полосе частот в зависимости от температуры и влажности воздуха определяется следующим образом:

$$\alpha(i) = \text{antilg}\,[2{,}05\,\lg(f_0/1000) + 1{,}1394 \cdot 10^{-3}\theta - 1{,}916984] + \eta(\delta) \cdot \text{antilg}\,[\lg(f_0) + 8{,}42994 \cdot 10^{-3}\theta - 2{,}755624]\ \text{дБ/100 м},$$

где

$$\delta = (1010/f_0)^{-0{,}5} \cdot \text{antilg}\,(\lg H - 1{,}328924 + 3{,}179768 \cdot 10^{-2}\theta) \cdot \text{antilg}\,(-2{,}173716 \cdot 10^{4}\theta^{2} + 1{,}7496 \cdot 10^{-6}\theta^{3});$$

$\eta(\delta)$, f_0 — определяются по таблицам A1 и A2;

$\alpha(i)$ — коэффициент поглощения (дБ/100 м);

θ — температура (°C);

H — относительная влажность (%).

(d) ***Поправка на атмосферное поглощение.***

(1) Величины EPNL, рассчитанные для замеренных данных, должны быть скорректированы в соответствии с A36.11 (b), (c) данного Приложения всякий раз, когда:

(i) атмосферные условия по температуре и относительной влажности не соответствуют исходным (25 °C и 70%);

(ii) измеренные взлетная траектория и траектория захода на посадку не соответствуют исходным траекториям.

(2) Если на протяжении пути распространения звука отличие коэффициента атмосферного поглощения в третьоктавной полосе 3150 Гц от коэффициента поглощения, полученного на основании метеорологических измерений, проведенных на высоте 10 м от поверхности земли, составляет не более ±0,5 дБ/100 м, то средние значения коэффициентов атмосферного поглощения звука на высоте 10 м от поверхности земли и на высоте полета воздушного судна при PNLTM могут быть применены для определения атмосферного поглощения в каждой третьоктавной полосе. Полученная в результате степень поглощения в атмосфере может быть применена для расчета поправки PNLTM в соответствии с A36.11 (b), (c) данного Приложения.

(3) Если условия пункта (d)(2) данного параграфа не выполняются, то поправки на атмосферное поглощение должны быть определены в соответствии со следующей процедурой, предусматривающей разбивку атмосферы на слои:

(i) атмосфера между самолетом и точкой на высоте 10 м над местом измерения шума делится на слои равной толщины; толщина слоев определяется по минимальной толщине слоя, дающего отклонение ±0,5 дБ/100 м коэффициента атмосферного поглощения в третьоктавной полосе с центральной частотой 3150 Гц на любом участке пути распространения шума при минимальной толщине слоя 30 м; среднее арифметическое значений коэффициента атмосферного поглощения на верхней и нижней границах каждого слоя может использоваться для характеристики поглощающих свойств каждого слоя;

(ii) коэффициент атмосферного поглощения должен быть определен в соответствии с пунктом (c) данного параграфа для каждой третьоктавной полосы на каждом участке пути распространения звука;

(iii) средняя степень атмосферного поглощения для всего пути распространения звука должна быть рассчитана для каждой третьоктавной полосы от 50 до 10000 Гц. Эти степени поглощения могут быть использованы для расчета поправок, требующихся в A36.11 (b)(b4) данного Приложения.

Таблица A1

Коэффициенты для расчета поглощения звука

δ	η	δ	η
0,00	0,000	2,30	0,495
0,25	0,315	2,50	0,450
0,50	0,700	2,80	0,400
0,60	0,840	3,00	0,370
0,70	0,930	3,30	0,330
0,80	0,975	3,60	0,300
0,90	0,996	4,15	0,260
1,00	1,000	4,45	0,245
1,10	0,970	4,80	0,230
1,20	0,900	5,25	0,220
1,30	0,840	5,70	0,210
1,50	0,750	6,05	0,205
1,70	0,670	6,50	0,200
2,00	0,570	7,00	0,200
		10,00	0,200

Таблица A2

Значения частоты для расчета поглощения звука

f 1/3 окт., Гц	f_0, Гц	f 1/3 окт., Гц	f_0, Гц
0	50	1000	1000
63	63	1250	1250
80	80	1600	1600
125	125	2000	2000
160	160	2500	2500
200	200	3150	3150
250	250	4000	4000
315	315	5000	4500
400	400	6300	5600
500	500	8000	7100
630	630	10000	9000
800	800		

A36.11. Подробные методики введения поправок

(a) ***Общие положения.*** Если условия испытаний не соответствуют регламентированным в A36.5 исходным условиям сертификации по шуму, то производится корректировка (приведение) результатов измерений к исходным условиям сертификации. Отличие фактических условий испытаний от исходных условий сертификации приводит к различиям в:

— траектории и скорости полета по отношению к точке измерения шума;

— поглощении звука в воздухе;

— параметрах, влияющих на механизмы генерации шума двигателем.

Корректировка результатов измерений осуществляется следующим образом:

(1) Если любое различие между исходными условиями и условиями испытаний приводит к положительной поправке, то она должна быть включена в величину EPNL, рассчитанную на основании результатов измерений. Условия, при которых может получиться положительная поправка, включают в себя:

(i) атмосферное поглощение звука при условиях испытаний больше, чем при исходных условиях;

(ii) высота полета при испытаниях больше, чем высота в исходных условиях;

(iii) масса самолета при испытаниях меньше максимальной сертифицированной массы.

(2) Если какое-либо различие между исходными условиями и условиями испытаний приводят к отрицательной поправке, то она может не вводиться в величину EPNL, рассчитанную на основании результатов измерений, за исключением случаев, когда поправка является следствием:

(i) меньшего поглощения звука в условиях испытаний, чем при исходных условиях;

(ii) меньшей, чем при исходных условиях, высоты полета.

(3) Для самолетов 2, 3 и 4-й ступеней применяются разные методы корректировки результатов измерений:

(i) упрощенный метод — для самолетов 2–й ступени;

(ii) упрощенный метод — для самолетов 3 и 4–й ступеней;

(iii) интегральный метод — для самолетов 3 и 4-й ступеней.

(4) Упрощенные методы корректировки для самолетов 2, 3 и 4–й ступеней принципиально одинаковы и отличаются друг от друга отдельными деталями. Упрощенный метод корректировки данных заключается во внесении поправки в значение эффективного уровня воспринимаемого шума (EPNL), вычисленное на основе измеренных данных (для учета влияния на шум различий между условиями испытаний и исходными условиями сертификации в момент времени, соответствующий максимальному уровню воспринимаемого шума (PNLTM) на земле), влияния на шум изменения времени звучания самолета (продолжительности верхних 10 TPNдБ шума) и режима работы силовой установки.

Интегральный метод корректировки для самолетов 3 и 4-й ступеней состоит в учете влияния различий между условиями испытаний и исходными условиями сертификационных испытаний на всю измеренную дискретизированную за-

висимость PNLT от времени в диапазоне PNLTM ÷ (PNLTM – 10) и в расчете нового значения EPNL по скорректированной дискретизированной зависимости PNLT от времени, а также различий в режимах работы силовой установки.

(5) Для самолетов 3 и 4–й ступеней при приведении к исходным условиям сертификации результатов измерений шума в точке, расположенной сбоку от ВПП, всегда применяется упрощенный метод. Интегральный метод используется для приведения результатов измерений в точках на местности, расположенных под траекториями взлета и захода на посадку, при следующих условиях:

(i) когда при использовании упрощенного метода значения поправок превышают 8 EPNдБ для измерений под траекторией взлета или 4 EPNдБ для измерений под глиссадой захода на посадку;

(ii) когда полученные по упрощенному методу скорректированные значения EPNL при взлете или при заходе на посадку превышают предельно допустимые значения уровней шума, определяемые С36.5 (a)(3), не более чем на 1 EPNдБ.

(6) При использовании одного из методов корректировки данных, указанных в пункте (4) настоящего параграфа, в измеренные уровни шума вносятся поправки, учитывающие следующие факторы:

(i) ослабление уровня звукового давления с расстоянием вследствие сферического расширения фронта звуковой волны и благодаря поглощению звуковой энергии в атмосфере;

(ii) изменение продолжительности звучания самолета вследствие изменения расстояния и скорости полета относительно точки измерения шума (по–разному учитывается для самолетов 2, 3 и 4–й ступеней);

(iii) отличие массы самолета при испытаниях от массы в исходных условиях сертификации (учитывается только для самолетов 2–й ступени);

(iv) изменение интенсивности источников шума двигателя вследствие изменения режима его работы (учитывается только для самолетов 3 и 4–й ступеней);

(v) влияние существенных различий между исходной воздушной скоростью полета и воздушной скоростью при испытаниях на интенсивность излучения источников шума в двигателе (учитывается для самолетов 3 и 4–й ступеней); если различие между воздушной скоростью при испытаниях и исходной воздушной скоростью превышает 28 км/ч, необходимо (на основе утвержденных сертифицирующим органом результатов испытаний и их анализа) провести количественную оценку последствий учета влияния воздушной скорости на итоговые сертификационные уровни шума.

(b) ***Упрощенный метод корректировки.***

(b1) ***Общие положения.*** По данному методу корректировки определяются одна или более возможных поправок, которые необходимо алгебраически сложить с величиной EPNL, вычисленной из предположения, что испытания были проведены полностью в исходных сертификационных условиях. Должны быть выполнены требования:

(1) Траектории взлета и захода на посадку должны быть определены как для исходных условий, так и для условий испытаний. В соответствии с методом требуется выполнять регистрацию шума и траектории полета с применением синхронизирующего сигнала; траектория взлета для исходных условий сертификации может быть получена на основании данных изготовителя самолета, утвержденных сертифицирующим органом; исходная глиссада захода на посадку регламентируется пунктом (c)(2) данного параграфа.

(2) Протяженность пути распространения звука от самолета до микрофона определяется для условий испытаний и для исходных условий:

(i) для самолета 2–й ступени — при положении самолета на траектории полета в момент времени, соответствующий времени измерения PNLTM в точке на местности;

(ii) для самолетов 3 и 4–й ступеней — при положении самолета на траектории полета в момент излучения шума, измеряемого как PNLTM в точке на местности.

(3) Выполняется корректировка уровней звукового давления в третьоктавном спектре, соответствующем PNLTM, для учета влияния следующих факторов:

(i) изменения коэффициента поглощения звука в атмосфере вследствие изменения температуры и влажности воздуха;

(ii) изменения поглощения звука в атмосфере вследствие изменения расстояния от самолета до точки на местности;

(iii) изменения уровня звукового давления в связи с расширением фронта звуковой волны при распространении звука на различные расстояния в условиях испытаний и в исходных условиях.

(4) Для определения поправки на изменение продолжительности воздействия шума должны быть рассчитаны:

(i) для самолета 2–й ступени — минимальные расстояния от точки на местности до траектории полета самолета в условиях испытаний и в исходных условиях сертификации;

(ii) для самолета 3 и 4–й ступеней — расстояние от точки на местности до самолета на траектории в момент излучения шума, соответствующего PNLTM, и значение путевой скорости полета в условиях испытаний и в исходных условиях сертификации;

(iii) поправка на изменение продолжительности воздействия шума определяется только для результатов измерений в точках на местности, расположенных под траекториями взлета и захода на посадку, и должна быть алгебраически сложена с EPNL, рассчитанным по результатам измерений.

(5) По утвержденным сертифицирующим органом данным, представленным в виде таблиц

или графиков, выражающих изменение EPNL в зависимости от массы самолета (для самолета 2–й ступени) или от режима работы двигателя (для самолета 3 и 4–й ступеней), определяются поправки, которые должны быть алгебраически прибавлены к EPNL, определенному по результатам измерений.

(6) По утвержденным сертифицирующим органом данным определяется и алгебраически суммируется с EPNL, рассчитанным по результатам измерений, поправка, учитывающая изменение уровня шума самолета вследствие отклонения угла наклона глиссады захода на посадку при акустических испытаниях от стандартного значения –3° (для самолета 2–й ступени).

(b2) ***Траектория взлета.***

(1) На рис. А1 представлена типичная траектория взлета:

(i) Самолет начинает разбег в точке А, отрывается в точке В и переходит в точке С на первый участок установившегося набора высоты с углом β. Дросселирование двигателя для уменьшения шума начинается в точке D и стабилизируется в точке Е, где начинается второй участок установившегося набора высоты, определяемый углом γ (обычно характеризуемым градиентом, %). Конец траектории взлета при сертификационных испытаниях по шуму соответствует положению F самолета, а ее вертикальная проекция на линию пути (на продолжении ВПП) есть точка М. Положение самолета должно быть зарегистрировано во всем интервале, в котором измеренный уровень шума, производимого самолетом, находится в диапазоне PNLTM ÷ ÷ (PNLTM – 10) TPNдБ. Точка К — точка измерения шума при взлете, расстояние АК до которой 6500 м. Однако если возникает необходимость уменьшить расстояние АК до значения меньшего, чем 6500 м, то должны быть выполнены действия, регламентированные в пункте (f) данного параграфа. Точка L (см. рис. А3) — точка измерения шума сбоку от ВПП, которая находится на линии, параллельной оси ВПП, и удалена от нее на расстояние 650 м — для самолетов 2–й ступени или на расстояние 450 м — для самолетов 3 и 4–й ступеней; положение точки L на линии определяется местом, где отмечается наибольший уровень шума при взлете.

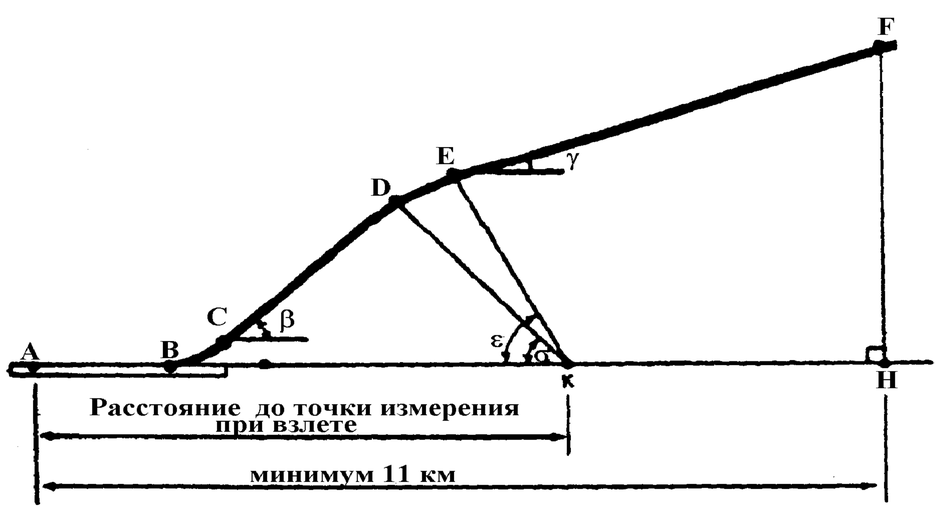


Рис. А1. Измеренная траектория взлета

(ii) Траекторию взлета определяют пять параметров:

– АВ — длина разбега;

– β — угол наклона первого участка установившегося набора высоты;

– γ — угол наклона второго участка установившегося набора высоты;

– σ, ε — углы, определяющие положение на траектории точек D и E.

Эти пять параметров зависят от летно-технических характеристик, массы самолета и от атмосферных условий (температуры и давления воздуха, скорости и направления ветра).

(2) Если условия при испытаниях не соответствуют условиям, регламентированным как исходные условия в А36.5 (с) данного Приложения, то соответствующие параметры испытательного и исходного профилей изменяются как показано на рис. А2. Изменения параметров профиля, обозначенные как ΔАВ, Δβ, Δγ, Δσ, Δε, могут быть определены на основании данных изготовителя (при утверждении их сертифицирующим органом) и использованы для определения профиля полета, приведенного к исходным условиям. Затем соотношения между измеренным и скорректированным профилями взлета должны быть использованы для определения поправок, которые, если они являются положительными, должны быть введены в EPNL, рассчитанный по результатам измерений.

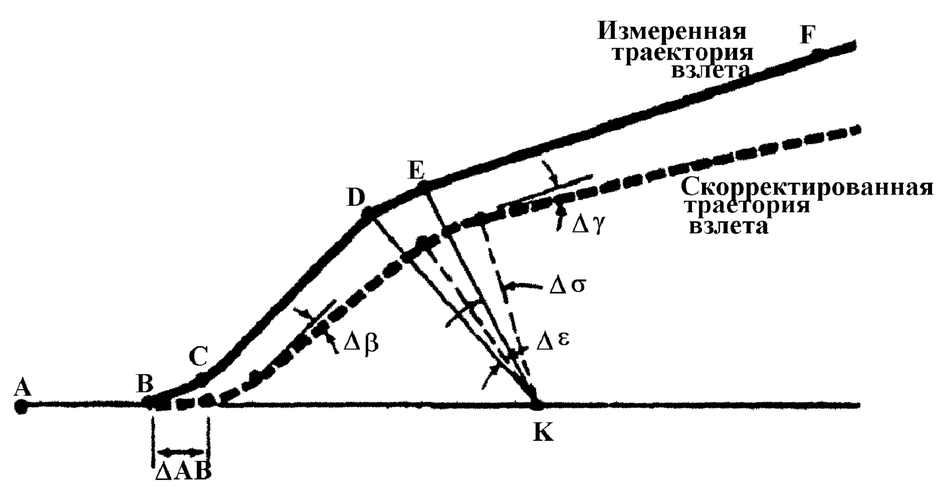


Рис. А2. Сравнение измеренной и исходной траекторий взлета

Примечание. При исходных атмосферных условиях и сертифицированной взлетной массе градиент второго участка установившегося набора высоты с углом γ должен быть не менее 4%. Однако действительный градиент будет зависеть от атмосферных условий при испытаниях, если принять неизменными максимальную взлетную тягу и параметры, характеризующие постоянство режима работы двигателя (частоту вращения, степень повышения давления в двигателе или какой-либо другой параметр, на который воздействует пилот).

(3) На рис. А3 показаны участки измеренной и исходной траекторий взлета и основные геометрические соотношения, влияющие на распространение звука. Отрезок EF представляет собой второй участок установившегося набора высоты с углом γ , а E_cF_c представляет собой скорректированный второй участок установившегося набора высоты на исходной траектории, имеющий меньшую высоту и меньший угол набора высоты ($\gamma - \Delta\gamma$). Точка Q представляет собой положение самолета на измеренной траектории взлета, для

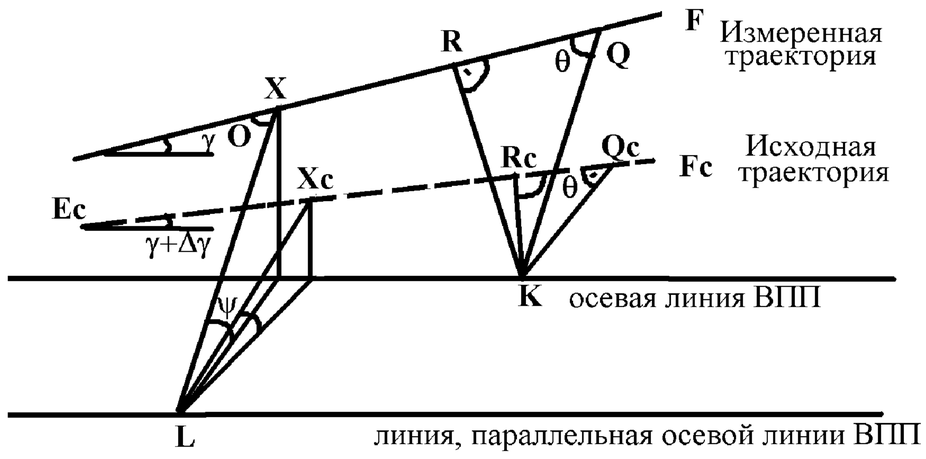


Рис. А3. Параметры траектории взлета, влияющие на уровень шума

которого в точке измерения шума К имеет место PNLTM, а Q_c — соответствующая точка на исходной траектории взлета. Пути распространения звука от измеренной и исходной траекторий взлета — соответственно KQ и KQ_c — образуют одинаковый угол θ со своими траекториями полета. Условие постоянства угла θ при определении протяженности пути распространения звука в условиях испытаний и в исходных условиях сертификации одинаково справедливо для измерений шума под траекторией полета и сбоку от ВПП. Точка R — точка на измеренной траектории полета, ближайшая к точке измерения шума К, а R_c — соответствующая точка на исходной траектории полета. Минимальное расстояние до измеренной и исходной траекторий полета указывается отрезками KR и KR_c, которые перпендикулярны соответствующим траекториям полета. Точка Q — положение самолета на траектории взлета в момент времени:

(i) для самолета 2–й ступени — соответствующий измерению PNLTM в точке на местности;

(ii) для самолетов 3 и 4–й ступеней — соответствующий излучению шума, измеренного как PNLTM в точке на местности.

(b3) ***Траектория захода на посадку.***

(1) На рис. А4 приведена типичная траектория захода на посадку:

(i) Начало глиссады захода на посадку при сертификации по шуму представлено положением G самолета, проекция которого на линию пути захода на посадку (продолжение оси ВПП) есть точка P. Положение самолета должно быть зарегистрировано на расстоянии OP

Рис. А4. Измеренная траектория захода на посадку

от порога О ВПП, обеспечивающем регистрацию на всем участке, на котором замеренный шум самолета находится в диапазоне (PNLTM – 10) ÷ PNLTM TPNдБ.

(ii) Самолет заходит на посадку под углом η, пролетает над точкой измерения шума N на высоте NH, начинает выравнивание в точке I и приземляется в точке J. Расстояние ON принято равным 2000 м.

(iii) Профиль захода на посадку определяется углом глиссады и высотой NH, которые зависят от режима полета самолета, регулируемого пилотом. Если замеренные параметры профиля снижения отличаются от соответствующих параметров исходной траектории захода на посадку (3° и 120 м соответственно, как показано на рис. А5), то в EPNL, вычисленный по результатам измерений, следует ввести поправки, если они положительны.

Рис. А5. Сравнение измеренной и исходной траекторий захода на посадку

(2) На рис. А6 представлены участки измеренной и исходной траекторий захода на посадку и основные геометрические параметры, влияющие на распространение звука. GI представляет собой измеренную траекторию захода на посадку с углом η глиссады, G_rI_r — исходную траекторию захода на посадку с меньшей высотой и углом глиссады 3°. Точки S и S_r — положение самолета на измеренной и исходной траекториях захода на посадку в момент времени:

(i) для самолета 2–й ступени — соответствующий измерению PNLTM в точке на местности;

(ii) для самолета 3 и 4–й ступеней — соответствующий излучению шума, измеренному как PNLTM в точке на местности.

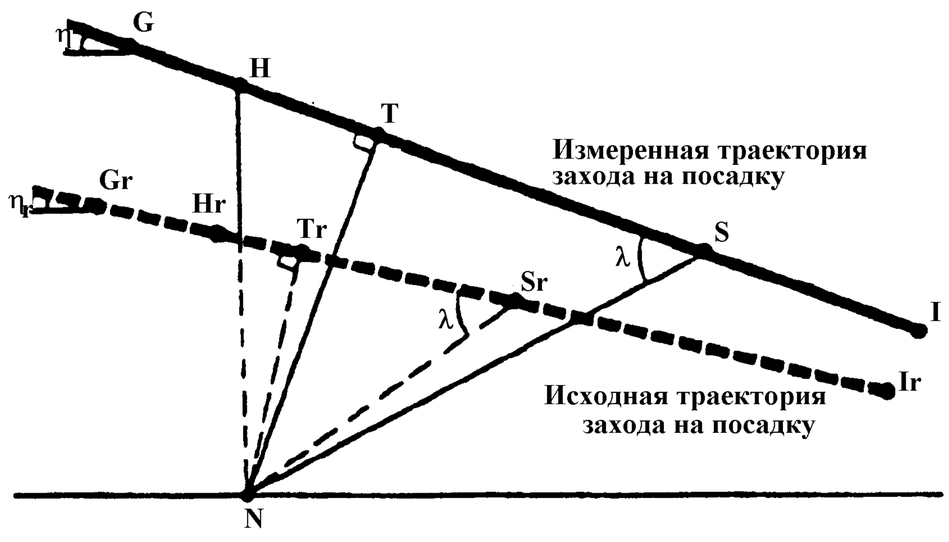


Рис. А6. Параметры траектории захода на посадку, влияющие на уровень шума

Пути распространения звука в условиях испытаний и в исходных условиях — это соответственно отрезки NS и NS_r, образующие одинаковые углы со своими траекториями полета. Положение T — точка на измеренной траектории захода на посадку, ближайшая к контрольной точке измерения шума N, а T_r — соответствующая точка на исходной траектории захода на посадку. Минимальные расстояния до измеренной и исходной траекторий захода на посадку определяются отрезками NT и NT_r, которые перпендикулярны своим траекториям полета.

(b4) ***Поправки к PNLT.*** Если окружающие атмосферные условия по температуре и относительной влажности отличаются от исходных условий, регламентированных в А36.5 (с) данного Приложения (25°С и 70% соответственно), то должны быть рассчитаны поправки к EPNL на основании результатов измерений в соответствии с пунктом (а) данного параграфа.

(1) ***Траектория взлета.*** Для траектории взлета, представленной на рис. А3, третьоктавный спектр звукового давления, соответствующий измеренному уровню воспринимаемого шума PNLTM в точке К при положении самолета в точке Q, представляется в виде спектральных составляющих SPL(i):

(i) ***Этап 1.*** Скорректированные значения вычисляются следующим образом:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + [\alpha(i) - \alpha(i)_0]\, KQ + \alpha(i)_0\, [KQ - KQ_c] + 20 \lg [KQ/KQ_c]\,,$$

где SPL(i) и $SPL(i)_c$ — соответственно измеренные и скорректированные уровни звукового давления в i-й третьоктавной полосе. Первый поправочный член учитывает влияние на величину SPL(i) изменения коэффициента α(i) поглощения звука в атмосфере, вызванного изменением температуры и влажности воздуха в условиях испытаний по сравнению с исходными условиями сертификации; α(i) и $\alpha(i)_0$ — коэффициенты поглощения звука соответственно для условий испытаний (определенных в А36.9 (d)) и для исходных атмосферных условий в i-й третьоктавной полосе частот, а KQ — измеренная протяженность пути распространения звука. Второй поправочный член учитывает влияние поглощения звука в атмосфере за счет изменения протяженности пути распространения шума; KQ_c — протяженность пути распространения звука в исходных условиях. Третий поправочный член учитывает изменение уровня звукового давления, происходящее вследствие расширения фронта волны и зависящее от изменения протяженности пути распространения звука.

(ii) ***Этап 2.*** По скорректированному спектру звукового давления $SPL(i)_c$ рассчитывается значение PNLT и определяется поправка:

$$\Delta l = PNLT - PNLTM$$

Поправка алгебраически прибавляется к EPNL, вычисленному по результатам измерений.

(iii) Если в результате измерений зарегистрированы ряд пиковых значений PNLT, которые находятся в пределах диапазона PNLTM – 2 TPNдБ, то методика корректировки спектра звукового давления, изложенная в пункте (1) настоящего параграфа, применяется к каждому пику и поправка Δ1, определенная для каждого спектра, прибавляется к соответствующему пиковому значению PNLT. Если скорректированные пиковые значения PNLT превышают значение PNLT, полученное для момента времени PNLTM, то максимальное значение такого превышения прибавляется в качестве дополнительной поправки к EPNL, рассчитанному на основании результатов измерений.

(2) ***Траектория захода на посадку.***

(i) Процедура расчета поправки Δ1, регламентированная в пункте (b4)(1) данного параграфа для траектории взлета, применяется также и для траектории захода на посадку с той лишь разницей, что значения $SPL(i)_c$ связаны с параметрами траектории захода на посадку (показанной на рис. А6) формулой

$$SPL(i)_c = SPL(i) + [\alpha(i) - \alpha(i)_0]\, NS + \alpha(i)_0\, [NS - NS_r] + 20 \lg [NS/NS_r]\,,$$

где NS и NS_r — соответственно измеренный и исходный пути распространения звука при заходе на посадку.

(ii) Остальная часть процедуры та же, что регламентирована в пункте (b4)(1)(ii) данного параграфа для траектории взлета.

(3) ***Траектория полета при измерении шума сбоку от ВПП.***

(i) Процедура, регламентированная в пункте (b4) (l) данного параграфа для траектории взлета, применяется также и для корректировки результатов измерения шума сбоку от ВПП и выражается следующим образом:

— для самолетов 2–й ступени:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + [\alpha(i) - \alpha(i)_0]\ LX\ ;$$

— для самолетов 3 и 4–й ступеней:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + [\alpha(i) - \alpha(i)_0]\ LX + \\ + \alpha(i)_0\ [LX - LX_c] + 20\ lg\ [LX/LX_c]\ ,$$

где LX — протяженность пути распространения шума сбоку от ВПП в условиях испытаний, причем положение самолета в точке X соответствует:

— времени измерения шума PNLTM на местности — для самолетов 2–й ступени;

— времени излучения шума, измеренного в точке на местности как PNLTM — для самолетов 3 и 4–й ступеней;

LX_c — протяженность пути распространения звука в исходных условиях от самолета к точке на местности в момент измерения или излучения шума PNLTM соответственно для самолетов 2 или 3 и 4–й ступеней.

(ii) Ввиду того что уровень шума сбоку от ВПП для самолетов 3 и 4–й ступеней определяется по результатам измерений в симметричных относительно оси ВПП точках на местности, то в дополнение к процедуре, установленной в пункте (b4)(1), производится корректировка результатов измерений на симметричность акустического поля.

(iii) Для реактивных и винтовых самолетов 2–й ступени и реактивных самолетов 3 и 4–й ступеней:

— если симметрично расположенная точка измерения шума находится против точки, где получен наибольший уровень шума на базовой линии измерений, то сертификационный уровень шума представляет собой среднеарифметическое значение уровней шума, измеренных в этих двух точках;

— если при измерении шума сбоку от ВПП симметричная точка не располагается против точки с наибольшим уровнем шума на базовой линии, то принимается, что изменение уровня шума в зависимости от высоты полета самолета является одинаковым по обе стороны от ВПП (то есть имеется постоянная разница между графиками EPNL в зависимости от высоты полета по обе стороны от ВПП); сертификационный уровень шума в этом случае представляет собой максимальное среднее значение между сходственными точками этих графиков.

(iv) Для винтовых самолетов 3 и 4–й ступеней — поскольку измерения шума выполняются одновременно на двух линиях, расположенных с разных сторон от ВПП, в симметричных точках, то сертификационный уровень шума представляет собой максимальное среднее значение уровней шума в сходственных симметричных точках измерения шума.

(b5) ***Коррективы к поправке на продолжительность.*** Если измеренные траектории полета и/или путевые скорости в условиях испытаний отличаются от исходных траекторий полета и/или путевых скоростей в исходных условиях, то производится корректировка величины EPNL (рассчитанного по результатам измерений), которая учитывает влияние этих отличий на продолжительность воздействия шума.

(1) ***Траектория взлета.***

(i) Для самолетов 2–й ступени поправка рассчитывается по формуле

$$\Delta 2 = -7{,}5\ lg\ (KR/KR_c)$$

Поправка алгебраически суммируется с EPNL, вычисленным по результатам измерений, параметры KR и KR_c представляют собой соответственно измеренное и исходное минимальные расстояния до измеренной и исходной траекторий полета от точки измерения шума К. Знак «минус» показывает, что если измеренная траектория полета проходит на большей высоте, чем исходная, то учет поправки на продолжительность приведет к уменьшению значения EPNL, вычисленного по результатам измерений.

(ii) Для самолетов 3 и 4–й ступеней поправка определяется по формуле

$$\Delta 2 = -7{,}5\ lg\ (QK\ /\ Q_c\ K) + 10\ lg\ (V\ /\ V_c)\ ,$$

где V и V_c — путевая скорость полета самолета в условиях испытаний и скорректированная.

(2) ***Траектория захода на посадку.*** Для траектории захода на посадку, представленной на рис. А6, поправочный член рассчитывается по формулам:

(i) для самолетов 2–й ступени

$$\Delta 2 = -7{,}5\ lg\ (NT/120)\ ,$$

где NT — измеренное минимальное расстояние от точки измерения шума до измеренной траектории полета, 120 м — минимальное расстояние от точки N до исходной траектории полета;

(ii) для самолетов 3 и 4–й ступеней

$$\Delta 2 = -7{,}5\ lg\ (NS\ /\ NS_г) + 10\ lg\ (V\ /\ V_г)\ ,$$

где V и $V_г$ — путевая скорость полета самолета в условиях испытаний и в исходных условиях.

(3) ***Траектория полета при измерении шума сбоку от ВПП.*** Для траектории полета при измерении шума сбоку от ВПП поправочный член рассчитывается по формулам:

(i) для самолетов 2–й ступени

$$\Delta 2 = -7{,}5\ lg\ (LX\ /\ LX_c)\ ,$$

где LX и LX_c — расстояния от точки измерения шума L до местоположения самолета на измеренной (X) и исходной (X_c) траекториях полета;

(ii) для самолетов 3 и 4–й ступеней

$$\Delta 2 = -7{,}5\ \lg (LX / LX_c) + 10 \lg (V / V_c)$$

(b6) ***Дополнительные поправки к EPNL.***

(1) Для самолетов 2–й ступени дополнительно учитываются:

(i) поправка на отличие массы самолета в условиях испытаний и в исходных условиях сертификации. Если масса самолета во время сертификационных испытаний по шуму при взлете или при заходе на посадку отличается от соответствующей максимальной взлетной или посадочной массы, в значение EPNL, рассчитанное на основе результатов измерений, вносится поправка. Значение поправки определяется на основе представленных изготовителем данных (утвержденных сертифицирующим органом) в форме таблиц или графиков для исходных атмосферных условий сертификации;

(ii) поправка на угол глиссады. Если угол наклона глиссады, по которой движется самолет во время сертификационных испытаний по шуму при заходе на посадку, отличается от исходного угла наклона глиссады, в значение EPNL, рассчитанное на основе результатов измерений, вносится поправка. Значение поправки определяется на основе представленных изготовителем данных (утвержденных сертифицирующим органом) в форме таблиц или графиков для исходных атмосферных условий сертификации.

(2) Для самолета 3 и 4–й ступеней дополнительно вносится поправка к EPNL, рассчитанному на основе результатов измерений, для учета различий между параметрами, влияющими на измеряемый шум двигателя во время сертификационных летных испытаний, и параметрами, вычисленными для исходных условий сертификации. Поправка определяется на основе представленных изготовителем (утвержденных сертифицирующим органом) данных. Поправка Δ3 определяется вычитанием величины EPNL, соответствующей значению параметра режима работы двигателя в условиях летных испытаний, из величины EPNL, соответствующей значению параметра режима работы двигателя для условий сертификации, и алгебраически суммируется с EPNL, определенным на основании результатов измерений.

(c) ***Интегральный метод корректировки.*** Интегральный метод корректировки заключается в пересчете на исходные условия сертификации точек временного ряда значений PNLT, соответствующих измеренным точкам, полученным во время испытаний, и в вычислении EPNL непосредственно по новому временному ряду значений PNLT, соответствующего исходным условиям сертификации.

(c1) ***Вычисление PNLT.***

(1) При обработке результатов измерений шума самолета на местности для последовательности моментов времени t_1, t_2, ...t_n, следующих с шагом $\Delta t = 0{,}5$ с, получаем:

— последовательность измеренных третьоктавных спектров звукового давления SPL_k ;

— последовательность координат положений самолета на измеренной траектории полета (QK, NS, LX соответственно для трех точек измерения шума на местности).

(2) На последовательности положений самолета (QK) на измеренной траектории полета определяются те, которым соответствуют измеренные значения уровня шума PNLT, отвечающие условию PNLT ≤ PNLTM – 10; при этом учитываются путевая скорость полета самолета по измеренной траектории, длина пути распространения звука от самолета до точки измерения шума, скорость распространения звука в условиях испытаний.

(3) Определяются положения самолета на исходной траектории полета, которые соответствуют положениям самолета на измеренной траектории в моменты времени t_k, когда излучается шум PNLT(k) ≤ PNLTM – 10; при этом полагается, что для сходственных положений самолета на измеренной и исходной траекториях полета угол между траекторией и направлением распространения излучаемого звука (θ_k) от самолета до точки измерения шума сохраняется неизменным.

(4) В частном случае измерения шума сбоку от ВПП на распространение звука оказывают влияние не только атмосферное поглощение и ослабление уровня звука с расстоянием, но и такие эффекты, как поглощение звуковой энергии земной поверхностью и отражение звука от земли, степень проявления которых в результатах измерений зависит главным образом от угла визирования самолета в точке измерения шума. Поэтому для точки сбоку от ВПП в качестве параметров, позволяющих перейти от положений самолета на измеренной траектории полета к положениям на исходной траектории, используются угол излучения звука (θ_k) и угол визирования самолета (ψ_k). Если возникают различия между углами визирования самолета в условиях испытаний и в исходных условиях, то возможное влияние этих различий на величину корректировки спектра звукового давления SPL_k учитывается с помощью метода, утвержденного сертифицирующим органом.

(5) Основой для приведения измеренных спектров звукового давления к исходным условиям сертификации служат расчетные значения расстояний от самолета до точки измерения шума, полученные для сходственных положений

самолета на траекториях полета в условиях испытаний и в исходных условиях сертификации.

(6) Измеренные значения спектральных уровней звукового давления SPL(i,k) приводятся к значениям $SPL(i,k)_г$ в исходных условиях с учетом различий между измеренной и исходной длинами путей распространения шума, а также между измеренными и исходными атмосферными условиями с помощью методов, описанных в пункте (b4) настоящего параграфа, и вычисляются соответствующие значения $PNL_г$.

(7) Для каждого приведенного к исходным условиям спектра звукового давления рассчитывается поправка на тональность C(k) с помощью методов, описанных в B.36.5 данной Части АП. Эта поправка прибавляется к $PNL_г(k)$, чтобы получить $PNLT_г(k)$.

(c2) ***Поправка на продолжительность.*** Значения $PNLT_г(k)$, соответствующие значениям $PNLT_г$ в каждом полусекундном интервале, образуют последовательность дискретных значений PNLT в диапазоне PNLT(k) ≤ PNLTM – 10. Поправка на продолжительность звучания верхних 10 дБ шума самолета на местности определяется с помощью метода, изложенного в B36.9 данной Части АП.

(c3***) Поправка на шум источника.*** Поправка на шум источника определяется по методу, изложенному в пункте (b6) (2) настоящего параграфа.

ПРИЛОЖЕНИЕ В

ОЦЕНКА ШУМА САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ (применимость — 36.103)

B36.1. Общие положения

Методы, описанные в настоящем Приложении, должны использоваться для выполнения количественной оценки уровня шума, называемого эффективным уровнем воспринимаемого шума (EPNL) согласно 36.103 и 36.803. EPNL представляет собой максимальный уровень воспринимаемого шума (PNLM) с поправками на неравномерность спектра звукового давления (поправка на тональность) и на продолжительность звучания верхних 10 TPNдБ шума. При акустических испытаниях измеряются три основные характеристики звукового давления: уровень, распределение по частотам и изменение во времени. При измерении авиационного шума для каждого полусекундного приращения времени получают мгновенный уровень звукового давления в каждой из 24 третьоктавных полос с центральными частотами в диапазоне 50–10000 Гц. Методика расчета PNL использует физические характеристики шума, измеренные как описано в Приложении А к настоящей Части АП, и заключается в следующем:

(a) Рассматривается массив третьоктавных спектров звукового давления, которые измерены с полусекундным интервалом во время пролета самолета над точкой измерения шума на местности. С помощью таблицы ноев уровни звукового давления в 24 третьоктавных полосах частот преобразуются в воспринимаемую шумность. Значения ноев суммируются и затем преобразуются в мгновенные уровни воспринимаемого шума PNL(k).

(b) Для каждого спектра рассчитывается поправка на тональность C(k), которая учитывает субъективную реакцию человека на наличие в спектре звукового давления неравномерностей.

(c) Определяются мгновенные значения уровня воспринимаемого шума с поправкой на тональность и его максимальное значение PNLTM:

$$PNLT(k) = PNL(k) + C(k)$$

(d) Поправка на продолжительность воздействия шума D находится путем интегрирования зависимости уровня воспринимаемого шума с поправкой на тональность от времени.

(e) Эффективный уровень воспринимаемого шума EPNL определятся посредством алгебраического суммирования максимального уровня воспринимаемого шума с поправкой на тональность и поправки на продолжительность воздействия шума:

$$EPNL = PNLTM + D$$

B36.3. Уровень воспринимаемого шума

Мгновенные уровни воспринимаемого шума PNL(k) рассчитываются по уровням звукового давления SPL(i,k) в третьоктавных полосах частот следующим образом:

Этап 1. Преобразование уровней SPL(i,k) в каждой третьоктавной полосе с центральной частотой от 50 до 10000 Гц в воспринимаемую шумность n(i,k) с помощью табл. B1 или математического описания таблиц ноев, данного в B36.13 настоящего Приложения.

Этап 2. Сложение уровней воспринимаемой шумности n(i,k), полученных на этапе 1, по следующей формуле:

$$N(k) = n(k) + 0{,}15\,[\sum_{i=0}^{24} n(i,k) - n(k)] =$$

$$= 0{,}85\,n(k) + 0{,}15\sum_{i=0}^{24} n(i,k)\,,$$

где n(k) — наибольшее из 24 значений n(i,k); N (k) — наибольшая воспринимаемая шумность.

Этап 3. Преобразование суммарной воспринимаемой шумности в уровень воспринимаемого шума PNL(k) по следующей формуле:

$$PNL(k) = 40{,}0 + 33{,}22 \lg N(k)$$

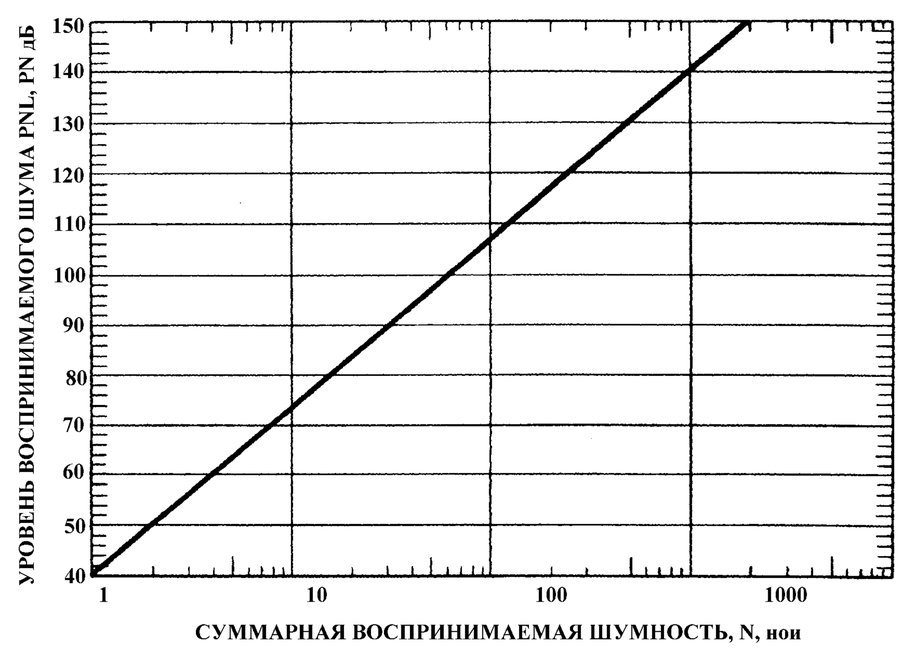


Рис. B1. Зависимость уровня воспринимаемого шума от суммарной воспринимаемой шумности

График этой зависимости показан на рис. B1. Значения воспринимаемой шумности n(i) в зависимости от уровня звукового давления и центральной частоты третьоктавной полосы приведены в табл. B1.

B36.5. Поправки на неравномерность спектра

При заметной неравномерности спектра шума (например, при наличии дискретных составляющих) должна быть введена поправка C(k), которая определяется следующим образом:

(a) ***Этап 1.*** Начиная со скорректированного уровня звукового давления в третьоктавной полосе 80 Гц (3–я полоса), вычислите изменения уровня

звукового давления (или «наклоны») в остальных третьоктавных полосах следующим образом:

S(3,k) — нет значения

S(4,k) = SPL(4,k) – SPL(3,k)

S(i,k) = SPL(i,k) – SPL(i–l,k)

S(24,k) = SPL(24,k) – SPL(23,k)

(b) ***Этап 2.*** Обводятся кружком значения наклона S(i,k), для которых абсолютная величина изменения наклона больше 5, т.е. для которых

$$|\Delta S(i,k)| = |S(i,k) - S(i-l,k)| > 5$$

(c) ***Этап 3.***

(1) Если обведенное значение наклона S(i,k) положительно и алгебраически больше, чем наклон S(i–l,k), то следует обвести кружком SPL(i,k).

(2) Если обведенное значение наклона S(i,k) равно нулю или отрицательно, а наклон S(i–l,k) положителен, то следует обвести кружком SPL(i–l,k).

(3) Во всех остальных случаях никакие уровни звукового давления не отмечаются.

(d) ***Этап 4.*** Все обведенные согласно этапу 3 величины SPL(i,k) отбросить и вычислить новые, исправленные уровни звукового давления SPL' (i,k) следующим образом:

(1) Для необведенных уровней звукового давления новые уровни звукового давления положите равными первоначальным, т.е.

SPL'(i,k) = SPL(i,k)

(2) Для обведенных уровней звукового давления в полосах 1–23 новый уровень звукового давления положите равным среднему арифметическому предыдущего и последующего уровней звукового давления:

SPL'(i,k) = l/2[SPL(i–l,k) + SPL(i+l,k)]

(3) Если уровень звукового давления в наивысшей полосе частот (i = 24) обведен кружком, то новый уровень звукового давления в этой полосе положите равным:

SPL'(24,k) = SPL(23,k) + S(23,k)

(e) ***Этап 5.*** Пересчитайте новые наклоны S(i,k), включая один дополнительный для условной 25–й полосы, следующим образом:

S'(3,k) = S(4,k)

S'(4,k) = SPL'(4,k) – SPL'(3,k)

S' (i,k) = SPL' (i,k) – SPL' (i–l,k)

S' (24,k) = SPL' (24,k) – SPL' (23,k)

S'(25,k) = S(24,k)

(f) ***Этап 6.*** Для значений i от 3 до 23 вычислите среднее арифметическое трех соседних наклонов следующим образом:

$$\overline{S}'(i,k) = (l/3)\{S'(i,k) + S[(i+l),k] + S'(i+2),k]\}$$

(g) ***Этап 7.*** Вычислите окончательные скорректированные уровни звукового давления в третьоктавных полосах SPL"(i,k), начиная с 3–й полосы и кончая 24–й полосой, следующим образом:

SPL"(3,k) = SPL(3,k)

$$SPL''(4,k) = SPL''(3,k) + \overline{S}'(3,k)$$

$$SPL''(i,k) = SPL''[(i-l),k] + \overline{S}'[(i-l),k]$$

$$SPL''(24,k) = SPL''(23,k) + \overline{S}'(23,k)$$

(h) ***Этап 8.*** Вычислите разности F(i,k) между первоначальными и окончательными уровнями звукового давления следующим образом:

F(i,k) = SPL(i,k) – SPL"(i,k)

и отметьте только те значения, которые больше 1,5.

(i) ***Этап 9.*** Для каждой из 24 третьоктавных полос определите поправки на тональность, используя разности уровней звукового давления F(i,k) и данные табл. B2.

(j) ***Этап 10.*** Обозначьте наибольшую из поправок, определенную на этапе 9, как C(k).

Пример расчета на тональность дан в табл. B3.

(k) Уровни воспринимаемого шума с поправкой на тональность PNLT(k) определяются путем прибавления величин C(k) к соответствующим значениям PNL(k):

PNLT(k) = PNL(k) + C(k)

(1) Для любой i–й третьоктавной полосы в любое k–е приращение времени (для которых есть подозрение, что поправка на тональность является результатом какого–то дополнительного фактора или какой–либо неравномерности спектра, помимо самолетного шума) может быть произведен дополнительный анализ с использованием фильтра с шириной полосы более узкой, чем 1/3 октавы. Если узкополосный анализ подтвердит эти предположения, то следует рассчитать новую величину уровня звукового давления SPL"(i,k) и использовать ее для расчета новой поправки на тональность F(i,k) для этой конкретной третьоктавной полосы.

(m) Тоны в третьоктавных полосах с частотой 800 Гц и менее, являющиеся результатом отражения от поверхности земли, могут быть исключены из расчета поправок на спектральные неравномерности. Для проведения этого исключения псевдотоны должны быть четко идентифицированы как не относящиеся к шуму двигателя. Идентификация может быть выполнена либо сравнением результатов измерений с данными, полученными с помощью микрофона, установленного в плоскости земной поверхности, либо путем изучения характеристик доплеровского смещения тона в процессе изменения пролетного шума во времени. Поскольку псевдотоны связаны с отражением от земной поверхности, микрофон, установленный в плоскости земной поверхности, воспринимает спектр шума, который

может отличаться от спектра, получающегося от установленного на высоте 1,2 м микрофона, в области частот, которые могут быть связаны с изменением влияния отражательной способности земли.

Идентификация путем доплеровского смещения, т.е. симметричного изменения частоты по времени, возможна, поскольку изменение доплеровских смещений приводит к увеличению частоты приходящего сигнала и уменьшению частоты удаляющегося сигнала. При частотах выше 800 Гц псевдотоны обычно не приводят к существенным корректировкам тона. Однако для полноты логики каждое значение корректировки тона должно быть включено в расчет неравномерностей спектра. При определении корректировки спектральной неравномерности тоны с частотой менее 800 Гц иногда могут быть проигнорированы, однако уровни звукового давления на этих частотах должны быть включены в расчет ноев, описанный в B36.13 данного Приложения.

(n) Необходимо проверить возможность маскировки тональной составляющей шума в случае, когда частота тона попадает на границу между двумя третьоктавными полосами частот и происходит распределение энергии тона на две соседние полосы частот, вследствие чего расчетная величина C(k) уже не отражает истинную субъективную реакцию человека на наличие тона в спектре излучения самолета.

С этой целью устанавливается центральная частота той третьоктавной полосы, в которой отмечается максимальная величина поправки C(k), для двух предшествующих и двух последующих 0,5–с временных интервалов, взятых относительно момента времени, которому соответствует значение PNLTM. Если значение поправки на тональность C(k) для PNLTM меньше, чем среднее значение C(k) для пяти последовательных временных интервалов, то рассчитывается новое значение PNLTM на основании среднего значения C(k).

B36.7. Максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность

(a) Максимальный уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность PNLTM представляет собой максимальное значение полученного в расчете уровня воспринимаемого шума с поправкой на тональность PNLT(k), определенного в соответствии с процедурой, данной в B36.5 настоящего Приложения.

На рис. B2 представлен пример зависимости пролетного шума от времени, где четко указано максимальное значение. Полусекундные интервалы времени Δt достаточно малы для получения удовлетворительной зависимости шума от времени.

(b) Если в спектре отсутствуют неравномерности, то применение процедуры, изложенной в B.36.5 данного Приложения, излишне, так как PNLT(k)

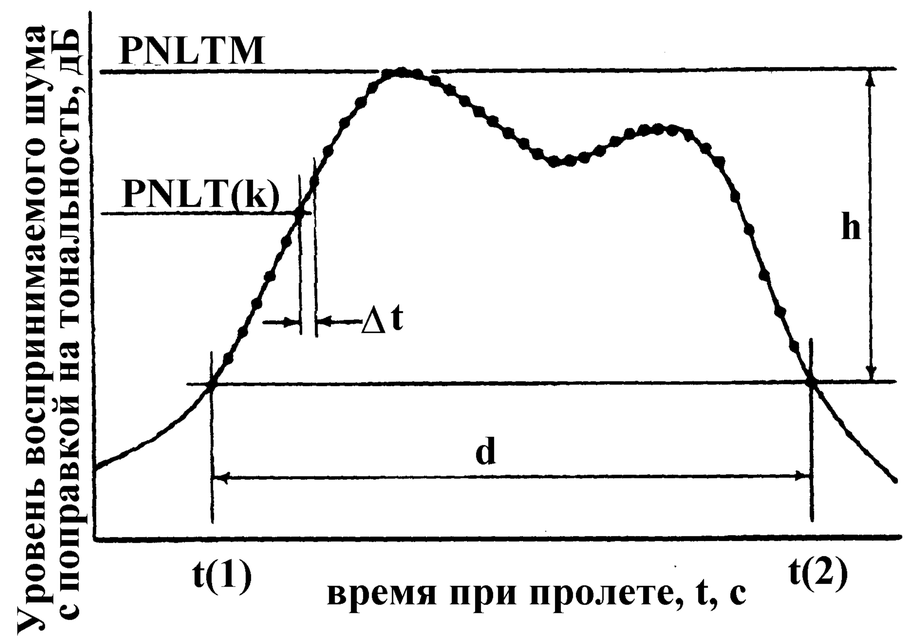


Рис. B2. Пример зависимости уровня воспринимаемого шума с поправкой на тональность от времени

равно PNL(k). В этом случае PNLTM будет равен максимальному значению PNL(k), обозначенному как PNLM.

B36.9. Поправка на продолжительность

Поправка на продолжительность D, определяемая путем интегрирования, вычисляется по следующей формуле:

$$D = 10\ 1g\ \{(1/T) \int_{t(1)}^{t(2)} \text{antilg}\ [PNLT\ (10)\ dt]\} - PNLTM\ ,$$

где T — нормирующая постоянная времени;

PNLTM — максимальное значение PNLT;

t(l) и t(2) — граничные значения периода существенного шума.

(a) Поскольку PLNT рассчитывается по измеренным значениям SPL, то, вообще говоря, не существует готовой формулы зависимости PNLT от времени. Поэтому формула для поправки на продолжительность может быть переписана путем замены знака интегрирования знаком суммирования:

$$D = 10\ \lg\ \{(l/T) \sum_{k=0}^{d/\Delta t} \Delta t\ \text{antilg}\ [PNLT(k)/10]\} - PNLTM,$$

где Δt — интервал, равный приращениям времени, при которых вычислены PNLT(k);

d — округленный с точностью до 1,0 с интервал времени, в течение которого PNLT(k) остается в пределах заданного значения h от PNLTM.

(b) Полусекундные интервалы времени для Δt достаточно малы, чтобы получить удовлетворительную зависимость уровня воспринимаемого шума от времени. При указанных ограничениях и константах может быть выбран и более короткий временной интервал.

(c) Для расчета D должны использоваться следующие значения констант T, Δt и h:

T = 10 с; Δt = 0,5 с (или соответствующий интервал между замерами); h = 10 дБ.

При этих значениях констант формула для D принимает вид:

$$D = 10 \lg \{ \sum_{k=0}^{2d} \text{antilg} [PNLT(k)/10]\} - PNLTM - 13 ,$$

где d — округленный до 1 с интервал времени, в течение которого величина PNLT(k) остается больше либо равна PNLTM – 10.

(d) Если же пределы PNLTM – 10 оказываются между рассчитанными величинами PNLT(k) (обычно встречающийся случай), то значения PNLT(k), определяющие границы интервала продолжительности, выбираются из величин PNLT(k), ближайших к PNLTM – 10. В тех случаях, когда PNLT(k) имеет несколько максимумов, граничные значения следует выбирать так, чтобы получающаяся продолжительность была наибольшей.

(e) Методика акустических испытаний самолета должна обеспечивать регистрацию зависимости шума от времени для интервала времени, в течение которого величина PNLT(k) становится меньше (PNLTM – 10) TPNдБ.

B36.11. Эффективный уровень воспринимаемого шума

(a) Суммарное субъективное восприятие авиационного шума самолета называется эффективным уровнем воспринимаемого шума EPNL, который равен алгебраической сумме максимального значения воспринимаемого уровня шума с поправкой на тональность PNLTM и поправки на продолжительность D. Таким образом:

$$EPNL = PNLTM + D ,$$

где PNLTM и вычисляются в соответствии с B36.7 и B36.9 настоящего Приложения.

(b) Если использовать формулу для D из A36.9 настоящего Приложения, то предыдущая формула принимает вид:

$$EPNL = 10 \lg \{ \sum_{k=0}^{2d} \text{antilg} [PNLT(k)/10]\} - 13$$

(c) Если в процессе летных испытаний имеют место два или более пиковых значений PNLTM, находящихся в пределах (PNLTM – 2) TPNдБ, то для каждого из них, также как и для PNLTM, должна быть рассчитана величина EPNL. Если в какой–либо момент времени величина EPNL превышает PNLTM, то максимальное значение данного превышения должно быть прибавлено в качестве дополнительной поправки к EPNL, рассчитанному на основании измерений.

B36.13. Математическое описание таблиц ноев

(a) Соотношение между уровнем звукового давления и воспринимаемой шумностью, данное в табл. B1, иллюстрируется на рис. B3. Зависимость SPL от lg (n) для данной третьоктавной полосы представляется в виде прямых линий, как показано на рис. B3.

Основными параметрами математического описания являются:

(1) наклоны прямых линий M(b), M(c), M(d) и M(e);

(2) точки пересечения линий SPL(b) и SPL(c) с осью SPL;

(3) координаты точек излома:

SPL(a) и lg n(a);

SPL(d) и lg n = –1,0;

SPL(e) и lg n = lg (0,3).

(b) Аналитические зависимости имеют вид:

(1) SPL > SPL(a)
n = antilg{M(c)[SPL – SPL(c)]}

(2) SPL(b) < SPL < SPL(a)
n = antilg {M(b)[SPL – SPL(b)]}

(3) SPL(c) < SPL < SPL(b)
n = antilg {M(e)[SPL – SPL(b)]}

(4) SPL(d) < SPL < SPL(e)
n = 0,1 antilg {M(d)[SPL – SPL(d)]}

(c) В табл. B4 перечисляются константы, используемые для расчета уровня звукового давления в зависимости от воспринимаемой шумности.

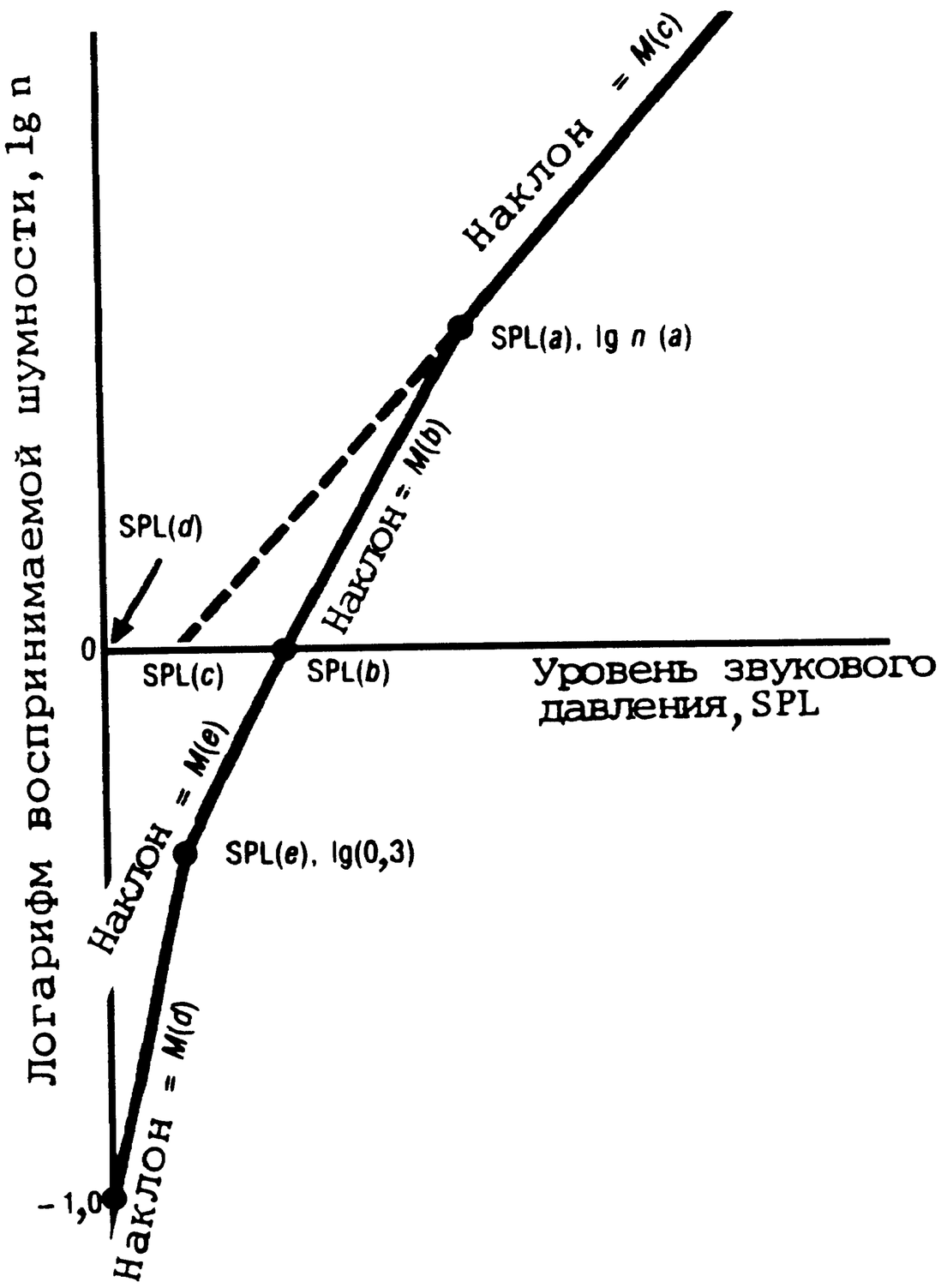


Рис. B3. Зависимость воспринимаемой шумности от уровня звукового давления

Таблица B1

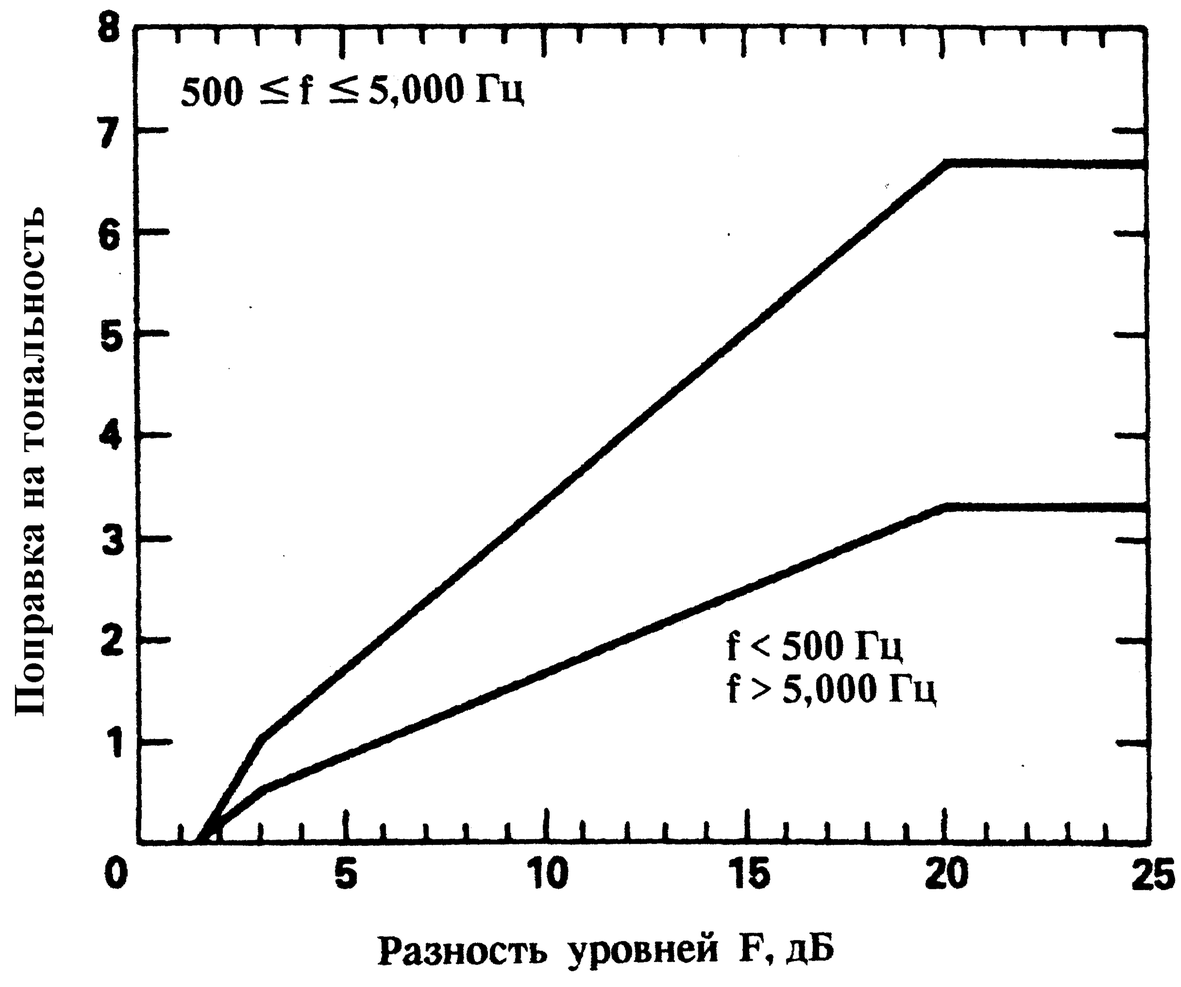
Зависимость шумности, нои, от уровня звукового давления

SPL, дБ	Центральная частота третьоктавных полос, Гц																							
	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
4																			0,10					
5																		0,10	0,11	0,10				
6																		0,11	0,12	0,11	0,10			
7																		0,12	0,14	0,13	0,11			
8																		0,14	0,16	0,14	0,13			
9																	0,10	0,16	0,17	0,16	0,14			
10																	0,11	0,17	0,19	0,18	0,16	0,10		
11																	0,13	0,19	0,22	0,21	0,18	0,12		
12																0,10	0,14	0,22	0,24	0,24	0,21	0,14		
13																0,11	0,16	0,24	0,27	0,27	0,24	0,16		
14																0,13	0,18	0,27	0,30	0,30	0,27	0,19		
15															0,10	0,14	0,21	0,30	0,33	0,33	0,30	0,22		
16										0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,11	0,16	0,24	0,33	0,35	0,35	0,33	0,26		
17										0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,13	0,18	0,27	0,35	0,38	0,38	0,35	0,30	0,10	
18									0,10	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,15	0,21	0,30	0,38	0,41	0,41	0,38	0,33	0,12	
19									0,11	0,14	0,14	0,14	0,14	0,14	0,17	0,24	0,33	0,41	0,45	0,45	0,41	0,36	0,14	
20									0,13	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,20	0,27	0,36	0,45	0,49	0,49	0,45	0,39	0,17	
21								0,10	0,14	0,18	0,18	0,18	0,18	0,18	0,23	0,30	0,39	0,49	0,53	0,53	0,49	0,42	0,21	0,10
22								0,11	0,16	0,21	0,21	0,21	0,21	0,21	0,26	0,33	0,42	0,53	0,57	0,57	0,53	0,46	0,25	0,11
23								0,13	0,18	0,24	0,24	0,24	0,24	0,24	0,30	0,36	0,46	0,57	0,62	0,62	0,57	0,50	0,30	0,13
24							0,10	0,14	0,21	0,27	0,27	0,27	0,27	0,27	0,33	0,40	0,50	0,62	0,67	0,67	0,62	0,55	0,33	0,15
25							0,11	0,16	0,24	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,35	0,43	0,55	0,67	0,73	0,73	0,67	0,60	0,36	0,17
26							0,13	0,18	0,27	0,33	0,33	0,33	0,33	0,33	0,38	0,48	0,60	0,73	0,79	0,79	0,73	0,65	0,39	0,20
27						0,10	0,14	0,21	0,30	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,41	0,52	0,65	0,79	0,85	0,85	0,79	0,71	0,42	0,23
28						0,11	0,16	0,24	0,33	0,38	0,38	0,38	0,38	0,38	0,45	0,57	0,71	0,85	0,92	0,92	0,85	0,77	0,46	0,26
29						0,13	0,18	0,27	0,35	0,41	0,41	0,41	0,41	0,41	0,49	0,63	0,77	0,92	1,00	1,00	0,92	0,84	0,50	0,30
30					0,10	0,14	0,21	0,30	0,38	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,53	0,69	0,84	1,00	1,07	1,07	1,00	0,92	0,55	0,33
31					0,11	0,16	0,24	0,33	0,41	0,49	0,49	0,49	0,49	0,49	0,57	0,76	0,93	1,07	1,15	1,15	1,07	1,00	0,60	0,37
32					0,13	0,18	0,27	0,36	0,45	0,53	0,53	0,53	0,53	0,53	0,62	0,83	1,00	1,15	1,23	1,23	1,15	1,07	0,65	0,41
33					0,14	0,21	0,30	0,39	0,49	0,57	0,57	0,57	0,57	0,57	0,67	0,91	1,07	1,23	1,32	1,32	1,23	1,15	0,71	0,45
34				0,10	0,16	0,24	0,33	0,42	0,53	0,62	0,62	0,62	0,62	0,62	0,73	1,00	1,15	1,32	1,41	1,41	1,32	1,23	0,77	0,50
35				0,11	0,18	0,27	0,36	0,46	0,57	0,67	0,67	0,67	0,67	0,67	0,79	1,07	1,23	1,41	1,51	1,51	1,41	1,32	0,84	0,55
36				0,13	0,21	0,30	0,40	0,50	0,62	0,73	0,73	0,73	0,73	0,73	0,85	1,15	1,32	1,51	1,62	1,62	1,51	1,41	0,92	0,61
37				0,15	0,24	0,33	0,43	0,55	0,67	0,79	0,79	0,79	0,79	0,79	0,92	1,23	1,41	1,62	1,74	1,74	1,62	1,51	1,00	0,67
38				0,17	0,27	0,37	0,48	0,60	0,73	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	1,00	1,32	1,51	1,74	1,86	1,86	1,74	1,62	1,10	0,74
39			0,10	0,20	0,30	0,41	0,52	0,65	0,79	0,92	0,92	0,92	0,92	0,92	1,07	1,41	1,62	1,86	1,99	1,99	1,86	1,74	1,21	0,82
40			0,12	0,23	0,33	0,45	0,57	0,71	0,85	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,15	1,51	1,74	1,99	2,14	2,14	1,99	1,86	1,34	0,90
41			0,14	0,26	0,37	0,50	0,63	0,77	0,92	1,07	1,07	1,07	1,07	1,07	1,23	1,62	1,86	2,14	2,29	2,29	2,14	1,99	1,48	1,00
42			0,16	0,30	0,41	0,55	0,69	0,84	1,00	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,32	1,74	1,99	2,29	2,45	2,45	2,29	2,14	1,63	1,10
43			0,19	0,33	0,45	0,61	0,76	0,92	1,07	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,41	1,86	2,14	2,45	2,63	2,63	2,45	2,29	1,79	1,21
44		0,10	0,22	0,37	0,50	0,67	0,83	1,00	1,15	1,32	1,32	1,32	1,32	1,32	1,52	1,99	2,29	2,63	2,81	2,81	2,63	2,45	1,99	1,34
45		0,12	0,26	0,42	0,55	0,74	0,91	1,08	1,24	1,41	1,41	1,41	1,41	1,41	1,62	2,14	2,45	2,81	3,02	3,02	2,81	2,63	2,14	1,48
46		0,14	0,30	0,46	0,61	0,82	1,00	1,16	1,33	1,52	1,52	1,52	1,52	1,52	1,74	2,29	2,63	3,02	3,23	3,23	3,02	2,81	2,29	1,63
47		0,16	0,34	0,52	0,67	0,90	1,08	1,25	1,42	1,62	1,62	1,62	1,62	1,62	1,87	2,45	2,81	3,23	3,46	3,46	3,23	3,02	2,45	1,79
48		0,19	0,38	0,58	0,74	1,00	1,17	1,34	1,53	1,74	1,74	1,74	1,74	1,74	2,00	2,63	3,02	3,46	3,71	3,71	3,46	3,23	2,63	1,98
49	0,10	0,22	0,43	0,65	0,82	1,08	1,26	1,45	1,64	1,87	1,87	1,87	1,87	1,87	2,14	2,81	3,23	3,71	3,97	3,97	3,71	3,46	2,81	2,15
50	0,12	0,26	0,49	0,72	0,90	1,17	1,36	1,56	1,76	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00	2,30	3,02	3,46	3,97	4,26	4,26	3,97	3,71	3,02	2,40
51	0,14	0,30	0,55	0,80	1,00	1,26	1,47	1,68	1,89	2,14	2,14	2,14	2,14	2,14	2,46	3,23	3,71	4,26	4,56	4,56	4,26	3,97	3,23	2,63
52	0,17	0,34	0,62	0,90	1,08	1,36	1,58	1,80	2,03	2,30	2,30	2,30	2,30	2,30	2,64	3,46	3,97	4,56	4,89	4,89	4,56	4,26	3,46	2,81
53	0,21	0,39	0,70	1,00	1,18	1,47	1,71	1,94	2,17	2,46	2,46	2,46	2,46	2,46	2,83	3,71	4,26	4,89	5,24	5,24	4,89	4,56	3,71	3,02
54	0,25	0,45	0,79	1,09	1,28	1,58	1,85	2,09	2,33	2,64	2,64	2,64	2,64	2,64	3,03	3,97	4,56	5,24	5,61	5,61	5,24	4,89	3,97	3,23
55	0,30	0,51	0,89	1,15	1,35	1,71	2,00	2,25	2,50	2,83	2,83	2,83	2,83	2,83	3,25	4,26	4,89	5,61	6,01	6,01	5,61	5,24	4,26	3,46
56	0,34	0,59	1,00	1,29	1,50	1,85	2,15	2,42	2,69	3,03	3,03	3,03	3,03	3,03	3,48	4,56	5,24	6,01	6,44	6,44	6,01	5,61	4,56	3,71
57	0,39	0,67	1,09	1,40	1,63	2,00	2,33	2,61	2,88	3,25	3,25	3,25	3,25	3,25	3,73	4,89	5,61	6,44	6,90	6,90	6,44	6,01	4,89	3,97
58	0,45	0,77	1,18	1,53	1,77	2,15	2,51	2,81	3,10	3,48	3,48	3,48	3,48	3,48	4,00	5,24	6,01	6,90	7,39	7,39	6,90	6,44	5,24	4,26
59	0,51	0,87	1,29	1,66	1,92	2,33	2,71	3,03	3,32	3,73	3,73	3,73	3,73	3,73	4,29	5,61	6,44	7,39	7,92	7,92	7,39	6,90	5,61	4,56
60	0,59	1,00	1,40	1,81	2,08	2,51	2,93	3,26	3,57	4,00	4,00	4,00	4,00	4,00	4,59	6,01	6,90	7,92	8,49	8,49	7,92	7,39	6,01	4,89
61	0,67	1,10	1,53	1,97	2,26	2,71	3,16	3,51	3,83	4,29	4,29	4,29	4,29	4,29	4,92	6,44	7,39	8,49	9,09	9,09	8,49	7,92	6,44	5,24
62	0,77	1,21	1,66	2,15	2,45	2,93	3,41	3,78	4,11	4,59	4,59	4,59	4,59	4,59	5,28	6,90	7,92	9,09	9,74	9,74	9,09	8,49	6,90	5,61
63	0,87	1,32	1,81	2,34	2,65	3,16	3,69	4,06	4,41	4,92	4,92	4,92	4,92	4,92	5,66	7,39	8,49	9,74	10,4	10,4	9,74	9,09	7,39	6,01
64	1,00	1,45	1,97	2,54	2,88	3,41	3,98	4,38	4,73	5,28	5,28	5,28	5,28	5,28	6,06	7,92	9,09	10,4	11,2	11,2	10,4	9,74	7,92	6,44
65	1,11	1,60	2,15	2,77	3,12	3,69	4,30	4,71	5,08	5,66	5,66	5,66	5,66	5,66	6,50	8,49	9,74	11,2	12,0	12,0	11,2	10,4	8,49	6,90
66	1,22	1,75	2,34	3,01	3,39	3,99	4,64	5,07	5,45	6,06	6,06	6,06	6,06	6,06	6,96	9,09	10,4	12,0	12,8	12,8	12,0	11,2	9,09	7,39
67	1,35	1,92	2,54	3,28	3,68	4,30	5,01	5,46	5,85	6,50	6,50	6,50	6,50	6,50	7,46	9,74	11,2	12,8	13,8	13,8	12,8	12,0	9,74	7,92
68	1,49	2,11	2,77	3,57	3,99	4,64	5,41	5,88	6,27	6,96	6,96	6,96	6,96	6,96	8,00	10,4	12,0	13,8	14,7	14,7	13,8	12,8	10,4	8,49
69	1,65	2,32	3,01	3,88	4,33	5,01	5,84	6,33	6,73	7,46	7,46	7,46	7,46	7,46	8,57	11,2	12,8	14,7	15,8	15,8	14,7	13,8	11,2	9,09
70	1,82	2,55	3,28	4,23	4,69	5,41	6,31	6,81	7,23	8,00	8,00	8,00	8,00	8,00	9,19	12,0	13,8	15,8	16,9	16,9	15,8	14,7	12,0	9,74
71	2,02	2,79	3,57	4,60	5,09	5,84	6,81	7,33	7,75	8,57	8,57	8,57	8,57	8,57	9,85	12,8	14,7	16,9	18,1	18,1	16,9	15,8	12,8	10,4
72	2,23	3,07	3,88	5,01	5,52	6,31	7,36	7,90	8,32	9,19	9,19	9,19	9,19	9,19	10,6	13,8	15,8	18,1	19,4	19,4	18,1	16,9	13,8	11,2
73	2,46	3,37	4,23	5,45	5,99	6,81	7,94	8,50	8,93	9,85	9,85	9,85	9,85	9,85	11,3	14,7	16,9	19,4	20,8	20,8	19,4	18,1	14,7	12,0
74	2,72	3,70	4,60	5,94	6,50	7,36	8,57	9,15	9,59	10,6	10,6	10,6	10,6	10,6	12,1	15,8	18,1	20,8	22,3	22,3	20,8	19,4	15,8	12,8

SPL, дБ	Центральная частота третьоктавных полос, Гц																							
	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
75	3,01	4,06	5,01	6,46	7,05	7,94	9,19	9,85	10,3	11,3	11,3	11,3	11,3	11,3	13,0	16,9	19,4	22,3	23,9	23,9	22,3	20,8	16,9	13,8
76	3,32	4,46	5,45	7,03	7,65	8,57	9,85	10,6	11,0	12,1	12,1	12,1	12,1	12,1	13,9	18,1	20,8	23,9	25,6	25,6	23,9	22,3	18,1	14,7
77	3,67	4,89	5,94	7,66	8,29	9,19	10,6	11,3	11,8	13,0	13,0	13,0	13,0	13,0	14,9	19,4	22,3	25,6	27,4	27,4	25,6	23,9	19,4	15,8
78	4,06	5,37	6,46	8,33	9,00	9,85	11,3	12,1	12,7	13,9	13,9	13,9	13,9	13,9	16,0	20,8	23,9	27,4	29,4	29,4	27,4	25,6	20,8	16,9
79	4,49	5,90	7,03	9,07	9,76	10,6	12,1	13,0	13,6	14,9	14,9	14,9	14,9	14,9	17,1	22,3	25,6	29,4	31,5	31,5	29,4	27,4	22,3	18,1
80	4,96	6,48	7,66	9,85	10,6	11,3	13,0	13,9	14,6	16,0	16,0	16,0	16,0	16,0	16,4	23,9	27,4	31,5	33,7	33,7	31,5	29,4	23,9	19,4
81	5,48	7,11	8,33	10,6	11,3	12,1	13,9	14,9	15,7	17,1	17,1	17,1	17,1	17,1	19,7	25,6	29,4	33,7	36,1	36,1	33,7	31,5	25,6	20,8
82	6,06	7,81	9,07	11,3	12,1	13,0	14,9	16,0	16,9	18,4	18,4	18,4	18,4	18,4	21,1	27,4	31,5	36,1	38,7	38,7	36,1	33,7	27,4	22,3
83	6,70	8,57	9,87	12,1	13,0	13,9	16,0	17,1	18,1	19,7	19,7	19,7	19,7	19,7	22,6	29,4	33,7	38,7	41,5	41,5	38,7	36,1	29,4	23,9
84	7,41	9,41	10,7	13,0	13,9	14,9	17,1	18,4	19,4	21,1	21,1	21,1	21,1	21,1	24,3	31,5	36,1	41,5	44,4	44,4	41,5	38,7	31,5	25,6
85	8,19	10,3	11,7	13,9	14,9	16,0	18,4	19,7	20,8	22,6	22,6	22,6	22,6	22,6	26,0	33,7	38,7	44,4	47,6	47,6	44,4	41,5	33,7	27,4
86	9,05	11,3	12,7	14,9	16,0	17,1	19,7	21,1	22,4	24,3	24,3	24,3	24,3	24,3	27,9	36,1	41,5	47,6	51,0	51,0	47,6	44,4	36,1	29,4
87	10,0	12,1	13,9	16,0	17,1	18,4	21,1	22,6	24,0	26,0	26,0	26,0	26,0	26,0	29,9	38,7	44,4	51,0	54,7	54,7	51,0	47,6	38,7	31,5
88	11,1	13,0	14,9	17,1	18,4	19,7	22,6	24,3	25,8	27,9	27,9	27,9	27,9	27,9	32,0	41,5	47,6	54,7	58,6	58,6	54,7	51,0	41,5	33,7
89	12,2	13,9	16,0	18,4	19,7	21,1	24,3	26,0	27,7	29,9	29,9	29,9	29,9	29,9	34,3	44,4	51,0	58,6	62,7	62,7	58,6	54,7	44,4	36,1
90	13,5	14,9	17,1	19,7	21,1	22,6	26,0	27,9	29,7	32,0	32,0	32,0	32,0	32,0	36,8	47,6	54,7	62,7	67,2	67,2	62,7	58,6	47,6	38,7
91	14,9	16,0	18,4	21,1	22,6	24,3	27,9	29,9	31,8	34,3	34,3	34,3	34,3	34,3	39,4	51,0	58,6	67,2	72,0	72,0	67,2	62,7	51,0	41,5
92	16,0	17,1	19,7	22,6	24,3	26,0	29,9	32,0	34,2	36,8	36,8	36,8	36,8	36,8	42,2	54,7	62,7	72,0	77,2	77,2	72,0	67,2	54,7	44,4
93	17,1	18,4	21,1	24,3	26,0	27,9	32,0	34,3	36,7	39,4	39,4	39,4	39,4	39,4	45,3	58,6	67,2	77,2	82,7	82,7	77,2	72,0	58,6	47,6
94	18,4	19,7	22,6	26,0	27,9	29,9	34,3	36,8	39,4	42,2	42,2	42,2	42,2	42,2	48,5	62,7	72,0	82,7	88,6	88,6	82,7	77,2	62,7	51,0
95	19,7	21,1	24,3	27,9	29,9	32,0	36,8	39,4	42,2	45,3	45,3	45,3	45,3	45,3	52,0	67,2	77,2	88,6	94,9	94,9	88,6	82,7	67,2	54,7
96	21,1	22,6	26,0	29,9	32,0	34,3	39,4	42,2	45,3	48,5	48,5	48,5	48,5	48,5	55,7	72,0	82,7	94,9	102	102	94,9	88,6	72,0	58,6
97	22,6	24,3	27,9	32,0	34,3	36,8	42,2	45,3	48,5	52,0	52,0	52,0	52,0	52,0	59,7	77,2	88,6	102	109	109	102	94,9	77,2	62,7
98	24,3	26,0	29,9	34,3	36,8	39,4	45,3	48,5	52,0	55,7	55,7	55,7	55,7	55,7	64,0	82,7	94,9	109	117	117	109	102	82,7	67,2
99	26,0	27,9	32,0	36,8	39,4	42,2	48,5	52,0	55,7	59,7	59,7	59,7	59,7	59,7	68,6	88,6	102	117	125	125	117	109	88,6	72,0
100	27,9	29,9	34,3	39,4	42,2	45,3	52,0	55,7	59,7	64,0	64,0	64,0	64,0	64,0	73,5	94,9	109	125	134	134	125	117	94,9	77,2
101	29,9	32,0	36,8	42,2	45,3	48,5	55,7	59,7	64,0	68,6	68,6	68,6	68,6	68,6	78,8	102	117	134	144	144	134	125	102	82,7
102	32,0	34,3	39,4	45,3	48,5	52,0	59,7	64,0	68,6	73,5	73,5	73,5	73,5	73,5	84,4	109	125	144	154	154	144	134	109	88,6
103	34,3	36,8	42,2	48,5	52,0	55,7	64,0	68,6	73,5	78,8	78,8	78,8	78,8	78,8	90,5	117	134	154	165	165	154	144	117	94,9
104	36,8	39,4	45,3	52,0	55,7	59,7	68,6	73,5	78,8	84,4	84,4	84,4	84,4	84,4	97,0	125	144	165	177	177	165	154	125	102
105	39,4	42,2	48,5	55,7	59,7	64,0	73,5	78,8	84,4	90,5	90,5	90,5	90,5	90,5	104	134	154	177	189	189	177	165	134	109
106	42,2	45,3	52,0	59,7	64,0	68,6	78,8	84,4	90,5	97,0	97,0	97,0	97,0	97,0	111	144	165	189	203	203	189	177	144	117
107	45,3	46,5	55,7	64,0	68,6	73,5	84,4	90,5	97,0	104	104	104	104	104	119	154	177	203	217	217	203	189	154	125
108	48,5	52,0	59,7	68,6	73,5	78,8	90,5	97,0	104	111	111	111	111	111	128	165	189	217	233	233	217	203	165	134
109	52,0	55,7	64,0	73,5	78,8	84,4	97,0	104	111	119	119	119	119	119	137	177	203	233	249	249	233	217	177	144
110	55,7	59,7	68,6	78,8	84,4	90,5	104	111	119	128	128	128	128	128	147	189	217	249	267	267	249	233	189	154
111	59,7	64,0	73,5	84,4	90,5	97,0	111	119	128	137	137	137	137	137	158	203	233	267	286	286	267	249	203	165
112	64,0	68,6	78,8	90,5	97,0	104	119	128	137	147	147	147	147	147	169	217	249	286	307	307	286	267	217	177
113	68,6	73,5	84,4	97,0	104	111	128	137	147	158	158	158	158	158	181	233	267	307	329	329	307	286	233	189
114	73,5	78,8	90,5	104	111	119	137	147	158	169	169	169	169	169	194	249	286	329	352	352	329	307	243	203
115	78,8	84,4	97,0	111	119	128	147	158	169	181	181	181	181	181	208	267	307	352	377	377	352	329	267	217
116	84,4	90,5	104	119	128	137	158	169	181	194	194	194	194	194	223	286	329	377	404	404	377	352	286	233
117	90,5	97,0	111	128	137	147	169	181	194	208	208	208	208	208	239	307	352	404	433	433	404	377	307	249
118	97,0	104	119	137	147	158	181	194	208	223	223	223	223	223	256	329	377	433	464	464	433	404	329	267
119	104	111	128	147	158	169	194	208	223	239	239	239	239	239	274	352	404	464	497	497	464	433	352	286
120	111	119	137	158	169	181	208	223	239	256	256	256	256	256	294	377	433	497	533	533	497	464	377	307
121	119	128	147	169	181	194	223	239	256	274	274	274	274	274	315	404	464	533	571	571	533	497	404	329
122	128	137	158	181	194	208	239	256	274	294	294	294	294	294	338	433	497	571	611	611	571	533	433	352
123	137	147	169	194	208	223	256	274	294	315	315	315	315	315	362	464	533	611	655	655	611	571	464	377
124	147	158	181	208	223	239	274	294	315	338	338	338	338	338	388	497	571	655	702	702	655	611	497	404
125	158	169	194	223	239	256	294	315	338	362	362	362	362	362	416	533	611	702	752	752	702	655	533	433
126	169	181	208	239	256	274	315	338	362	388	388	388	388	388	446	571	655	752	806	806	752	702	571	464
127	181	194	223	256	274	294	338	362	388	416	416	416	416	416	478	611	702	806	863	863	806	752	611	497
128	194	208	239	274	294	315	362	388	416	446	446	446	446	446	512	655	752	863	925	925	863	806	655	533
129	208	223	256	294	315	338	388	416	446	478	478	478	478	478	549	702	806	925	991	991	925	863	702	571
130	223	239	274	315	338	362	416	446	478	512	512	512	512	512	588	752	863	991	1062	1062	991	925	752	611
131	239	256	294	338	362	388	446	478	512	549	549	549	549	549	630	806	925	1062	1137	1137	1062	991	806	655
132	256	274	315	362	388	416	478	512	549	588	588	588	588	588	676	863	991	1137	1219	1219	1137	1062	863	702
133	274	294	338	388	416	446	512	549	588	630	630	630	630	630	724	925	1062	1219	1306	1306	1219	1137	925	752
134	294	315	362	416	446	478	549	588	630	676	676	676	676	676	776	991	1137	1306	1399	1399	1306	1219	991	806
135	315	338	388	446	478	512	588	630	676	724	724	724	724	724	832	1062	1219	1399	1499	1499	1399	1306	1062	863
136	338	362	416	478	512	549	630	676	724	776	776	776	776	776	891	1137	1306	1499	1606	1606	1499	1399	1137	925
137	362	388	446	512	549	588	676	724	776	832	832	832	832	832	955	1219	1399	1606	1721	1721	1606	1499	1219	991
138	388	416	478	549	588	630	724	776	832	891	891	891	891	891	1024	1306	1499	1721	1844	1844	1721	1606	1306	1062
139	416	446	512	588	630	676	776	832	891	955	955	955	955	955	1098	1399	1606	1844	1975	1975	1844	1721	1399	1137
140	446	478	549	630	676	724	832	891	955	1024	1024	1024	1024	1024	1176	1499	1721	1975			1975	1844	1499	1219
141	478	512	588	676	724	776	891	955	1024	1098	1098	1098	1098	1098	1261	1606	1844					1975	1606	1306
142	512	549	630	724	776	832	955	1024	1098	1176	1176	1176	1176	1176	1351	1721	1975						1721	1399
143	549	588	676	776	832	891	1024	1098	1176	1261	1261	1261	1261	1261	1448	1844							1844	1499
144	588	630	724	832	891	955	1098	1176	1261	1351	1351	1351	1351	1351	1552	1975							1975	1606
145	630	676	776	891	955	1024	1176	1261	1351	1448	1448	1448	1448	1448	1664									1721
146	676	724	832	955	1024	1098	1261	1351	1448	1552	1552	1552	1552	1552	1783									1844
147	724	776	891	1024	1098	1176	1351	1448	1552	1664	1664	1664	1664	1664	1911									1975
148	776	832	955	1098	1176	1261	1448	1552	1664	1783	1783	1783	1783	1783	2040									
149	832	891	1024	1176	1261	1351	1552	1664	1783	1911	1911	1911	1911	1911										
150	891	955	1098	1261	1351	1448	1664	1783	1911	2048	2048	2048	2048	2048										

Таблица B2

Поправка на тональность



Частота f , Гц	Разность уровней F, дБ	Поправка на тональность C, дБ
$50 \le f < 500$	$1^1/_2$* $\le F < 3$ $3 \le F < 20$ $20 \le F$	$F/3 - {}^1/_2$ $F/6$ $3^1/_2$
$500 \le f \le 5000$	$1^1/_2$* $\le F < 3$ $3 \le F < 20$ $20 \le F$	$2\,F/3 - 1$ $F/3$ $6^2/_3$
$5000 < f \le 10000$	$1^1/_2$* $\le F < 3$ $3 \le F < 20$ $20 \le F$	$F/3 - {}^1/_2$ $F/6$ $3^1/_2$

* См. B36.5 (h), этап 8.

Таблица B3

Пример расчета на тональность для ТРДД

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Полоса (i)	**f Гц**	**SPL дБ**	**S дБ Этап 1**	**| ΔS | дБ Этап 2**	**SPL' дБ Этап 4**	**S' дБ Этап 5**	**$\overline{S}$ дБ Этап 6**	**SPL'' дБ Этап 7**	**F дБ Этап 8**	**C дБ Этап 9**
1	50	–	–	–	–	–	–	–	–	–
2	63	–	–	–	–	–	–	–	–	–
3	80	70	–	–	70	– 8	– 2 1/3	70	–	
4	100	62	– 8	–	62	– 8	+ 3 1/3	67 2/3	–	
5	125	70	+ 8	16	71	+ 9	+ 6 2/3	71	–	
6	160	80	+ 10	2	80	+ 9	+ 2 2/3	77 2/3	2 1/3	0,28
7	200	82	+ 2	8	82	+ 2	– 1 1/3	80 1/3	1 2/3	0,06
8	250	83	+ 1	1	79	– 3	– 1 1/3	79	4	0,66
9	315	76	– 7	8	76	– 3	+ 1/3	77 2/3	–	
10	400	80	+ 4	11	78	+ 2	+ 1	78	2	0,17
11	500	80	0	4	80	+ 2	0	79	1	0,33
12	630	79	– 1	1	79	– 1	0	79	–	
13	800	78	– 1	0	78	– 1	– 1/3	79	–	
14	1000	80	+ 2	3	80	+ 2	– 2/3	78 2/3	1 1/3	
15	1250	78	– 2	4	78	– 2	– 1/3	78	–	
16	1600	76	– 2	0	76	– 2	+ 1/3	77 2/3	–	
17	2000	79	+ 3	5	79	+ 3	+ 1	78	1	
18	2500	85	+ 6	3	79	0	– 1/3	79	6	2
19	3150	79	– 6	12	79	0	– 2 2/3	78 2/3	1/3	
20	4000	78	– 1	5	78	– 1	– 6 1/3	76	2	0,66
21	5000	71	– 7	6	71	– 7	– 8	69 2/3	1 1/3	
22	6300	60	– 11	4	60	– 11	– 8 2/3	61 2/3	–	
23	8000	54	– 6	5	54	– 6	– 8	53	1	
24	10000	45	– 9	3	45	– 9	–	45	–	
						– 9				

Этап 1	3 (i) – 3 (i – 1)
Этап 2	| 4 (i) – 4 (i – 1) |
Этап 3	См. указания B36.5
Этап 4	См. указания B36.5
Этап 5	6 (i) – 6 (i – 1)

Этап 6	| 7 (i) + 7 (i + 1) + + 7 (i + 2) | ÷ 3
Этап 7	9 (i – 1) + 8 (i – 1)
Этап 8	3 (i) – 9 (i)
Этап 9	См. табл. B2

Таблица В4

Константы для математического описания таблиц ноев

(i)	f Гц	Уровень звукового давления, SPL (a)	(b)	(c)	(d)	(e)	M(b)	M(c)	M(d)	M(e)
1	50	91,0	64	52	49	55	0,043478	0,030103	0,079520	0,058098
2	63	85,9	60	51	44	51	0,040570	↑	0,068160	"
3	80	87,3	56	49	39	46	0,036831		"	0,052288
4	100	79,9	53	47	34	42	"		0,059640	0,047534
5	125	79,8	51	46	30	39	0,035336		0,053013	0,043573
6	160	76,0	48	45	27	36	0,033333		↑	"
7	200	74,0	46	43	24	33	"			0,040221
8	250	74,9	44	42	21	30	0,032051	↓		0,037349
9	315	94,6	42	41	18	27	0,030675	0,030103		0,034859
10	400	∞	40	40	16	25	0,030103	н		↑
11	500	↑	40	40	16	25	↑	е		
12	630		40	40	16	25				
13	800		40	40	16	25		п	↓	
14	1000		40	40	16	25	↓	р	0,053013	↓
15	1250		38	38	15	23	0,030103	и	0,059640	0,034859
16	1600		34	34	12	21	0,029960	м	0,053013	0,040221
17	2000		32	32	9	18	↑	е	"	0,037349
18	2500		30	30	5	15		н	0,047712	0,034859
19	3150		29	29	4	14		и	"	↕
20	4000		29	29	5	14		м	0,053013	
21	5000	↓	30	30	6	15	↓	ы	"	0,034859
22	6300	∞	31	31	10	17	0,029960		0,068160	0,037349
23	8000	44,3	37	34	17	23	0,042285	0,029960	0,079520	"
24	10000	50,7	41	37	21	29	"	"	0,059640	0,043573

ПРИЛОЖЕНИЕ С

УРОВНИ ШУМА ДОЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ (применимость — 36.201)

С36.1. Измерение и оценка шума

Должно быть показано, что уровни шума, измеренные и рассчитанные в соответствии с требованиями Приложений А и В этой Части АП или в соответствии с утвержденными эквивалентными процедурами, соответствуют положениям данного Приложения.

С36.3. Точки измерения шума

Должно быть показано соответствие уровней шума требованиям С36.5:

(a) При наборе высоты — точка находится на продолжении оси ВПП на расстоянии 6500 м от начала разбега.

(b) При заходе на посадку — точка расположена на продолжении оси взлетно-посадочной полосы на расстоянии 2000 м от порога ВПП. На ровной местности это соответствует точке, расстояние от которой до глиссады с углом наклона 3°, начинающейся на расстоянии 300 м за порогом ВПП, составляет 120 м.

(c) При взлете — сбоку от ВПП:

(1) для реактивных самолетов 2-й ступени, перечисленных в 36.201 (b), — точка расположена на линии, параллельной оси взлетно-посадочной полосы и удаленной от нее или ее продолжения на 650 м, в месте, где уровень шума при взлете является максимальным;

(2) для реактивных и винтовых самолетов 3 и 4-й ступеней, перечисленных в 36.201 (c)(1), (c)(2), (c)(3), (c)(4) — точка расположена на линии, параллельной оси ВПП и удаленной от нее на 450 м, в месте, где уровень шума при взлете является максимальным;

(3) для винтовых самолетов 3 и 4-й ступеней, перечисленных в 36.201 (c)(2), (c)(3), (c)(4) — допускается применение альтернативной точки измерения шума, которая расположена на продолжении оси ВПП в месте, где высота полета самолета равна 650 м при работе двигателей на взлетном режиме.

С36.5. Уровни шума

(a) ***Ограничения.*** Должно быть показано при летных испытаниях, за исключением случаев, предусмотренных в пункте (b) данного параграфа, что уровни шума самолета прототипа в точках измерения, описанных в С36.3, не превышают следующих значений (с соответствующей интерполяцией для промежуточных значений массы).

Здесь М — максимальная взлетная масса самолета (кг):

(1) Максимальные уровни шума 1-й ступени для самолетов независимо от числа двигателей — соответствуют 36.1 (f)(1) данной Части АП.

(2) Максимальные уровни шума 2-й ступени для самолетов, независимо от числа двигателей, следующие:

(i) при взлете сбоку от ВПП и при заходе на посадку:

EPNL = 102 EPNдБ при $M < 34 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 6,64 lg $(M/10^3)$ + 91,83 EPNдБ при $34 \cdot 10^3 < M < 272 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 108 EPNдБ при $M > 272 \cdot 10^3$ кг;

(ii) при наборе высоты:

EPNL = 93 EPNдБ при $M < 34 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 16,61 lg $(M/10^3)$ + 67,56 EPNдБ при $34 \cdot 10^3 < M < 272 \cdot 10^3$ кг ;

EPNL = 108 EPNдБ при $M > 272 \cdot 10^3$ кг.

(3) Максимальные уровни шума 3-й ступени следующие:

(i) при взлете сбоку от ВПП независимо от числа двигателей:

EPNL = 94 EPNдБ при $M < 35 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 8,51 lg $(M/10^3)$ + 80,87 EPNдБ при $35 \cdot 10^3 \leq M < 400 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 103 EPNдБ при $M \geq 400 \cdot 10^3$кг;

(ii) при наборе высоты:

(A) для самолетов с числом двигателей менее трех:

EPNL = 89 EPNдБ при $M < 48{,}1 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 13,29 lg $(M/10^3)$ + 6,65 EPNдБ при $48{,}1 \cdot 10^3$ кг $\leq M < 385 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 101 EPNдБ при $M \geq 385 \cdot 10^3$ кг;

(B) для самолетов с тремя двигателями:

EPNL = 89 EPNдБ при $M < 28{,}6 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 13,29 lg $(M/10^3)$ + 69,65 EPNдБ при $28{,}6 \cdot 10^3 \leq M < 385 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 104 EPNдБ при $M \geq 385 \cdot 10^3$ кг;

(C) для самолетов с числом двигателей более трех:

EPNL = 89 EPNдБ при $M < 20{,}2 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 13,29 lg (M/10^3) + 71,65 EPNдБ при 20,2·10^3 ≤ M < 385·10^3 кг;

EPNL = 106 EPNдБ при M ≥ 385 ·10^3 кг;

(iii) при заходе на посадку:

EPNL = 98 EPNдБ при M < 35 ·10^3 кг ;

EPNL = 7,75 lg (M/10^3) + 86,03 EPNдБ при 35 ·10^3 ≤ M < 280 ·10^3 кг;

EPNL = 105 EPNдБ при M ≥ 280 ·10^3 кг.

(4) Максимальные уровни шума 4–й ступени следующие:

(i) максимально допустимые уровни шума определены в C36.5 (a)(3)(i), (ii), (iii), и они не превышаются ни в одной точке измерения;

(ii) суммарная разность во всех трех точках измерения между максимальными уровнями шума и максимально допустимыми уровнями шума, указанными в C36.5 (a)(3)(i), (ii), (iii), составляет не менее 10 EPNдБ;

(iii) суммарная разность в любых двух точках измерения между максимальными уровнями шума и максимально допустимыми уровнями шума, указанными в C36.5 (a)(3)(i), (ii), (iii), составляет не менее 2 EPNдБ.

(b) ***Компенсация.*** Максимальные уровни шума 3-й ступени, установленные в C36.5 (a)(3), могут быть превышены в одной или двух контрольных точках, регламентированных C36.3, если:

(1) сумма превышений не более 3 EPNдБ;

(2) ни одно из превышений не более 2 EPNдБ;

(3) превышения полностью компенсируются снижением шума в других контрольных точках.

Максимальные уровни шума 2-й ступени, установленные в C36.5 (a)(2), могут быть превышены в одной или двух контрольных точках в соответствии с правилом компенсации C36.5 (d).

(c) Должно быть показано при летных испытаниях (за исключением случаев, предусмотренных в пункте (d) данного параграфа), что уровни шума модифицированного варианта самолета 2-й ступени в точках измерения, описанных в C36.3, не превышают следующих значений:

(i) при взлете сбоку от ВПП независимо от числа двигателей:

EPNL = 97 EPNдБ при M < 35·10^3 кг;

EPNL = 8,51 lg (M/10^3) + 83,87 EPNдБ при 35·10^3 ≤ M < 400·10^3 кг;

EPNL = 106 EPN дБ при M ≥ 400·10^3 кг;

(ii) при наборе высоты:

(A) для самолетов с числом двигателей менее трех:

EPNL = 93 EPNдБ при M < 48,3·10^3 кг;

EPNL = 13,29 lg (M/10^3) + 70,62 EPNдБ при 48,3·10^3 ≤ M < 325·10^3 кг;

EPNL = 104 EPN дБ при M ≥ 325·10^3 кг;

(B) для самолетов с тремя двигателями:

EPNL = 93 EPNдБ при M < 34·10^3 кг;

EPNL = 16,61 lg (M/10^3) + 67,56 EPNдБ при 34·10^3 ≤ M < 66,72·10^3 кг;

EPNL = 13,29 lg (M/10^3) + 73,62 EPNдБ при 66,72·10^3 кг ≤ M < 325·10^3 кг;

EPNL = 107 EPNдБ при M ≥ 325·10^3 кг;

(C) для самолетов с числом двигателей более трех:

EPNL = 93 EPNдБ при M < 34·10^3 кг;

EPNL = 16,61 lg (M/10^3) + 67,56 EPNдБ при 34·10^3 ≤ M < 66,72·10^3 кг;

EPNL = 13,29 lg (M/10^3) + 74,62 EPNдБ при 66,72·10^3 ≤ M < 325·10^3 кг;

EPNL = 108 EPNдБ при M ≥ 325·10^3 кг;

(iii) при заходе на посадку независимо от числа двигателей:

EPNL = 101 EPNдБ при M < 35·10^3 кг;

EPNL = 7,75 lg (M/10^3) + 89,03 EPNдБ при 35·10^3 ≤ M < 280·10^3 кг;

EPNL = 108 EPNдБ при M ≥ 280·10^3 кг.

(d) ***Компенсация***. Максимальные уровни шума, установленные в C36.5 (c), могут быть превышены в одной или двух контрольных точках, регламентированных C36.3, если:

(1) сумма превышений не более 4 EPNдБ;

(2) ни одно из превышений не более 3 EPNдБ;

(3) превышения полностью компенсируются снижением шума в других контрольных точках.

C36.7. Условия испытаний при наборе высоты

(a) Этот параграф относится ко всем испытаниям по шуму при наборе высоты для показа соответствия требованиям данной Части АП.

(b) Взлет самолета начинается при работе двигателей на режиме максимальной тяги или мощности:

(i) используемая взлетная тяга/мощность представляет собой максимальную располагаемую тягу/мощность для выполнения нормальных полетов, предусмотренных в разделе «Летные характеристики» РЛЭ самолета для исходных атмосферных условий, указанных в A36.5 (c);

(ii) в момент освобождения тормозов масса самолета равняется максимальной взлетной массе, при которой требуется выполнить сертификацию по шуму.

Взлетная тяга/мощность среднего по характеристикам двигателя используется с момента начала взлета до той точки на траектории, в которой дости-

гается по крайней мере следующая высота полета над уровнем ВПП:

(1) для самолетов 1 и 2-й ступеней, которые оборудованы турбореактивными двигателями со степенью двухконтурности менее 2:

(i) 214 м — для самолетов более чем с тремя турбореактивными двигателями;

(ii) 305 м — для всех других самолетов.

(2) Для самолетов 2, 3 и 4-й ступеней с турбореактивными двигателями со степенью двухконтурности 2 или более и для винтовых самолетов 3 и 4-й ступеней указанная высота должна составлять:

(i) 210 м — для самолетов более чем с тремя двигателями;

(ii) 260 м — для самолетов с тремя двигателями;

(iii) 300 м — для самолетов с числом двигателей менее трех.

Средний по характеристикам двигатель определяется средними характеристиками всех сертифицируемых двигателей, используемых при проведении летных испытаний самолета вплоть до сертификации, а также в ходе сертификации, и эксплуатируемых с учетом ограничений и правил, предусмотренных РЛЭ.

(3) Для модифицированных вариантов самолетов 2-й ступени указанная высота должна составлять 210 м.

(c) По достижении высоты, регламентированной пунктом (b) данного параграфа, мощность или тяга не может быть уменьшена ниже большего из значений, обеспечивающих горизонтальный полет с одним неработающим двигателем или с 4%-ным градиентом набора высоты.

При определении уровня шума сбоку от ВПП или в альтернативной контрольной точке (последнее — для самолетов с ТВД), расположенной под траекторией набора высоты, взлет осуществляется на режиме полной тяги/мощности двигателей без уменьшения тяги/мощности.

(d) Во время испытаний по шуму при наборе высоты должна сохраняться взлетная конфигурация, за исключением положения, когда шасси убрано.

(e) Для дозвуковых самолетов, в отношении которых дата подачи заявки на сертификат типа отвечает условиям, перечисленным в 36.201 (b) и 36.201 (c), и для сверхзвуковых самолетов выполняются следующие требования к скорости полета:

(1) Для дозвуковых самолетов скорость полета при акустических испытаниях должна соответствовать скорости набора высоты при всех работающих двигателях (выбранной подающим заявку на сертификат типа для использования в обычных условиях эксплуатации), которая составляет по крайней мере V_2 + 19 км/ч, но не более V_2 + 37 км/ч, и которая достигается как можно быстрее после отрыва самолета от земли и сохраняется постоянной на протяжении всего участка набора высоты при акустических испытаниях.

Изменение мгновенной воздушной скорости полета самолета должно выдерживаться в пределах ±3% от средней воздушной скорости в течение периода времени, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБ; в тех случаях, когда колебания воздушной скорости превышают ±5 км/ч и (по мнению представителя сертифицирующего органа, находящегося на борту ВС) они обусловлены атмосферной турбулентностью, этот полет не засчитывается для целей сертификации по шуму. Замеренные значения шума должны быть приведены к исходной скорости при стандартных метеорологических условиях.

(2) Для сверхзвуковых самолетов скорость полета при испытаниях и расчетная скорость при акустических испытаниях должна быть, в соответствии с нормами летной годности, большей из величин: либо минимальной утвержденной V_2±65 км/ч, либо равной скорости при всех работающих двигателях на высоте 10,7 м, кроме случая, когда исходная скорость не превышает 460 км/ч. Допустимые отклонения скорости при испытаниях составляют ±5,6 км/ч. Замеренные значения шума должны быть приведены к исходной скорости при стандартных метеорологических условиях.

C36.9. Условия испытаний при посадке

(a) Настоящий параграф относится ко всем видам посадки, производимой для демонстрации соответствия требованиям данной Части АП.

(b) Конфигурация самолета при посадке должна соответствовать требованиям Норм летной годности при сертификации данного типа самолета. Если для демонстрации летной годности при посадке используется более одной конфигурации (в соответствии с указанными Нормами), то должна быть принята конфигурация, которая является наиболее критической в отношении шума.

(c) Заход на посадку может производиться с установившимся углом глиссады 3±0,5° и должен продолжаться до нормального касания без изменения конфигурации самолета.

(d) Все двигатели должны работать с приблизительно равной мощностью или тягой.

(e) Для дозвуковых и сверхзвуковых самолетов выполняется следующее:

(1) Для дозвуковых самолетов при заходе на посадку над точкой измерения шума должна устанавливаться и поддерживаться устойчивая скорость, равная наибольшей из величин: либо 1,30V_s + 19 км/ч, либо применявшаяся при определении утвержденной посадочной дистанции в соответствии с Нормами летной годности, которые составляют основу сертификации типа самолета.

(2) Допустимое отклонение скорости не превышает ±5,6 км/ч и может быть использовано при всех испытаниях по определению шума на режиме захода на посадку.

ПРИЛОЖЕНИЕ D

[Зарезервировано]

ПРИЛОЖЕНИЕ Е

[Зарезервировано]

ПРИЛОЖЕНИЕ F

ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ЛЕГКИХ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ И САМОЛЕТОВ КОММЬЮТЕРНОЙ КАТЕГОРИИ

Заявка на сертификат типа принята до 17 ноября 1988 г. (применимость — 36.501)

Часть А — Общие положения

F36.1. Область действия

Данное Приложение устанавливает допустимые уровни шума, процедуры измерения и корректировки данных по шуму для легких винтовых самолетов нормальной, многоцелевой, акробатической и коммьютерной категорий, на которые распространяется действие 36.1 и 36.501 (b) данной Части АП.

Часть В — Измерение шума

F36.101. Основные условия проведения испытаний

(a) Места измерения шума должны располагаться на относительно ровной земной поверхности, не обладающей такими характеристиками повышенного поглощения звука, которые могут быть обусловлены густой, слежавшейся или высокой травой, кустарником или лесистыми участками. В пределах конического пространства над точкой измерения шума с осью, перпендикулярной к поверхности земли, и половинным углом раскрытия 75° не должно быть никаких препятствий, которые значительно влияют на звуковое поле самолета.

(b) Испытания проводятся при следующих атмосферных условиях:

(1) осадки отсутствуют;

(2) относительная влажность воздуха от 30 до 90% включительно;

(3) температура окружающего воздуха, измеренная на высоте 10 м над земной поверхностью, не ниже 5 и не выше 30°С, за исключением случаев, когда избегаются сочетания температуры и относительной влажности, которые на графике зависимости относительной влажности от температуры находятся ниже прямой линии, проходящей через точки (5°С, 60%) и (30°С, 25%). Допускается, по согласованию с сертифицирующим органом, температура от +2 до +35°С. Если точка, в которой производятся измерения шума, находится на расстоянии не более 2 км от аэропорта, допускается использование показаний термометра метеостанции в аэропорту;

(4) регистрируемая скорость ветра не должна превосходить 5,3 м/с (19 км/ч), а ее поперечная составляющая — 2,1 м/с (9 км/ч). Скорость ветра измеряется на высоте 10 м относительно поверхности земли; допускается, по согласованию с сертифицирующим органом, проводить измерения скорости ветра на высоте 1,2 м от земли. При зарегистрированной скорости ветра более 3,1 м/с (7,4 км/ч) трасса полета самолета должна в пределах ±15° совпадать с направлением ветра, причем должно быть выполнено одинаковое количество полетов при попутном и встречном ветре. Если точка, в которой производится измерение шума, находится в пределах 2 км от анемометра метеостанции аэропорта, то разрешается использование значений скорости ветра, зарегистрированных метеостанцией аэропорта;

(5) отсутствуют температурная инверсия или аномальные условия ветра, которые могли бы существенно повлиять на уровень шума самолета при его регистрации в установленных точках измерения;

(6) методика летных испытаний, измерительная аппаратура и процедуры измерения шума должны быть одобрены сертифицирующим органом;

(7) данные об уровнях звукового давления, используемые для оценки шума самолета, должны быть получены с помощью акустической аппаратуры, которая соответствует требованиям F36.103 данного Приложения.

F36.103. Акустическая измерительная система

Данные об уровнях звукового давления для определения уровня шума самолета получают, используя акустическую аппаратуру и методики измерения, которые соответствуют приведенным в F36.105 требованиям.

Акустическая измерительная система должна состоять из утвержденного комплекта аппаратуры, эквивалентной приведенной ниже:

(a) микрофонная система с частотной характеристикой, соответствующей по точности требованиям к измерительной и анализирующей системам, приведенным в F36.105 данного Приложения;

(b) треноги или аналогичные микрофонные стойки, которые оказывают минимальное воздействие на характеристики измеряемого шума;

(c) записывающая и воспроизводящая аппаратура, характеристики которой, включая частотные характеристики и динамический диапазон, соответствуют требованиям F36.105 данного Приложения;

(d) акустические калибраторы, использующие синусоидальный сигнал или широкополосный шум с известным уровнем звукового давления. В случае если используется широкополосный шум, то соответствующий сигнал должен быть представлен с помощью средних и максимальных среднеквадратичных значений при регистрируемом уровне сигнала без перегрузок.

F36.105. Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура

(a) Шум, создаваемый самолетом, должен быть зарегистрирован таким образом, чтобы сохранилась полная информация, включая изменение звукового давления во времени. Для этой цели может использоваться магнитофон.

(b) Характеристики системы в целом должны соответствовать рекомендациям публикации Международной электротехнической комиссии (МЭК) № 179 «Прецизионные шумомеры», включенной в качестве ссылочного материала в 36.6 данной Части АП.

(c) Чувствительность измерительной системы в целом при воздействии плоской бегущей синусоидальной волны постоянной амплитуды должна укладываться в допуски, установленные публикацией МЭК № 179 (1973) для частотной характеристики шкалы «А» стандартного шумомера в диапазоне частот от 45 до 11200 Гц.

(d) При необходимости соблюдать установленные ограничения динамического диапазона измерительной аппаратуры в записывающем тракте может быть использована предварительная высокочастотная корректировка с последующей корректировкой в процессе воспроизведения сигнала. При использовании предварительного усиления мгновенное значение записанного уровня акустического сигнала для третьоктавных полос в области частот между 800 и 11200 Гц не должно изменяться более чем на 20 дБ между максимальным и минимальным значениями.

(e) При необходимости записанный сигнал шума должен быть пропущен через фильтр «А» с динамическими характеристиками «медленно». Указанные характеристики регламентируются публикацией МЭК № 179 (1973). Выходной сигнал фильтра подается в выпрямляющую цепь по квадратичному закону с последующим интегрированием с постоянной времени 1,0 или 0,8 с. Для получения истинного уровня шума самолета, демонстрирующего высокую скорость полета, могут использоваться динамические характеристики «быстро».

(f) Используемая при испытаниях аппаратура должна быть откалибрована с применением установки для акустической калибровки в свободном поле. В случае необходимости записывающая аппаратура должна пройти электронную калибровку методом, утвержденным сертифицирующим органом. Общая чувствительность измерительной системы проверяется до и после измерения уровня шума для серии полетов самолета с помощью акустического калибратора, генерирующего звуковое давление известных уровня и частоты. Для этих целей обычно используются пистонфоны, работающие при следующих номинальных значениях параметров: уровни звукового давления — 94 и 124 дБ, частоты — 1000 и 250 Гц.

(g) При всех измерениях шума, создаваемого самолетом, при которых скорость ветра превышает 3 м/с (11 км/ч), должны применяться микрофоны с ветрозащитным экраном. Характеристики ветрозащитного экрана таковы, что при его использовании микрофонная система, включая сам экран, будет соответствовать указанным выше требованиям. Вносимые экраном потери на частоте акустического калибратора учитываются при установлении акустического уровня отсчета для анализа результатов измерений.

F36.107. Методика измерения шума

(a) Микрофоны должны быть ориентированы в пространстве таким образом, чтобы максимальный шум самолета воспринимался ими в направлении, максимально приближенном к тому, при котором проводилась калибровка микрофонов. Чувствительные элементы микрофонов должны находиться на высоте приблизительно 1,2 м над уровнем земной поверхности.

(b) Непосредственно до и после каждой серии испытаний должна быть произведена регистрируемая акустическая калибровка системы в полевых условиях с использованием акустического калибратора.

(c) При испытаниях должен быть записан акустический фон и электрический фон измерительного тракта. Запись должна производиться при тех же уровнях усиления сигнала, которые будут использоваться для измерения шума самолета. Если максимальные уровни звукового давления, создаваемого самолетом, превышают фоновые уровни не более чем на 10 дБ (А), то должна быть использована точка измерения шума, расположенная ближе к началу разбега, а результаты измерений — приведены к исходному положению точки измерения шума утвержденным методом.

F36.109. Результаты регистрации шума, их представление и утверждение

(a) Данные, представляющие собой результаты физических измерений и корректировки результатов измерений, должны быть оформлены по стандартной форме и приложены к материалам испытаний, за исключением поправок на нормальные отклонения чувствительности измерительной аппаратуры, представление которых необязательно. Все остальные поправки должны быть утверждены. Должны быть сделаны также оценки отдельных погрешностей, присущих каждой из операций, выполняемых для получения окончательных данных по шуму.

(b) Должны быть представлены измеренные и скорректированные уровни звукового давления, полученные с помощью аппаратуры, соответствующей требованиям F36.105 данного Приложения.

(c) Должны быть представлены типы аппаратуры, используемой для измерения и анализа всех акустических характеристик, характеристик самолета и параметров атмосферы.

(d) Должны быть представлены следующие параметры окружающей среды, измеренные непосредственно перед каждой серией испытаний, во время их

проведения и после испытаний в точках измерения шума, регламентированных в F36.101 данного Приложения:

(1) температура и относительная влажность воздуха;

(2) максимальные и средние значения скорости ветра.

(e) Должна быть представлена информация о топографии местности, состоянии земной поверхности и явлениях, которые могут влиять на результаты измерений шума.

(f) Должна быть представлена следующая информация о самолете:

(1) тип, модель и серийные номера (если имеются) самолета, двигателей и воздушных винтов;

(2) любые модификации или нестандартное оборудование, которые, вероятно, могут повлиять на измеряемые уровни шума самолета;

(3) максимальная сертифицированная взлетная масса;

(4) воздушная скорость при каждом пролете над точкой измерения шума и температура воздуха на высоте полета, определенные надлежащим образом откалиброванными инструментами;

(5) для каждого пролета самолета — такие параметры работы двигателя, как мощность, давление наддува, частота вращения воздушного винта (об/мин) и другие характеристики, влияющие на шум силовой установки;

(6) высота полета самолета, определенная с помощью утвержденного способа;

(7) данные изготовителя, соответствующие пунктам (4) и (5), для исходных условий сертификации.

(g) Скорость полета и местоположение самолета, а также характеристики двигателей должны фиксироваться с утвержденной частотой, достаточной для обеспечения соответствия требованиям методики летных испытаний и данного Приложения.

F36.111. Методика проведения летных испытаний

(a) Испытания для демонстрации соответствия требованиям по шуму данного Приложения должны включать по меньшей мере шесть горизонтальных пролетов над точкой измерения шума на высоте 300±10 м с возможным отклонением от вертикали в пределах ±10°.

(b) Каждый испытательный пролет над точкой измерения шума должен быть осуществлен при соблюдении следующих условий:

(1) мощность не должна быть ниже максимальной в нормальном рабочем диапазоне, предусмотренном Руководством по летной эксплуатации самолета или другими утвержденными руководящими документами;

(2) выдерживается установившаяся скорость полета. Конфигурация самолета должна соответствовать крейсерской, за исключением случая, когда скорость полета при мощности, установленной в данном параграфе, может превышать максимальную скорость, разрешенную в горизонтальном полете. В этом случае допускается полет с ускорением.

(c) Высота и боковое отклонение самолета относительно точки измерения шума определяются методом, не связанным с применением обычной бортовой аппаратуры, таким, как радиолокационное сопровождение, теодолитная триангуляция, масштабный фотометод, или другими методами, которые утверждены сертифицирующим органом.

Часть C — Корректировка полученных данных

F36.201. Корректировка результатов испытаний

(a) Данные по шуму, полученные при температуре окружающего воздуха, выходящей за пределы установленного диапазона 20±5°C, или относительной влажности менее 40% должны быть приведены к исходной температуре 25°C и относительной влажности 70% с использованием метода, утвержденного сертифицирующим органом. Результаты измерений шума, выполненных при пролетах самолета на высотах, не совпадающих с высотой 300 м, приводятся к высоте полета 300 м с учетом изменения уровня звукового давления вследствие расширения фронта звуковой волны.

(b) Должна быть осуществлена корректировка, учитывающая летно-технические характеристики (ЛТХ) самолета. Поправка определяется методом, описанным в пункте (c) данного параграфа, и добавляется алгебраически к измеренной величине уровня шума. Значение поправки ограничено 5 дБ. С помощью поправки на летно-технические характеристики создаются более благоприятные условия для самолетов, имеющих лучшие ЛТХ, поскольку эти самолеты способны осуществлять набор высоты по более крутой траектории и выполнять полет при меньшей потребной мощности двигателя. С помощью этой поправки создаются также менее благоприятные условия для самолетов, имеющих худшие ЛТХ, в результате чего эти самолеты имеют меньшую скороподъемность и выполняют полет при большей потребной мощности двигателя.

(c) Поправка, учитывающая совершенство летно-технических характеристик самолета, рассчитывается по формуле

$$\Delta\ \text{дБ} = 49{,}6 - 20\ \lg\left[(3500 - D_{15})\frac{V_y}{V} + 15\right],$$

где D_{15} — взлетная дистанция до достижения высоты 15 м при максимальной сертифицированной взлетной массе самолета; V_y — наивыгоднейшая скороподъемность самолета в исходных условиях сертификации, м/с; V — скорость набора высоты, обеспечивающая наилучшую скороподъемность.

(d) Если взлетная дистанция до высоты 15 м не приведена в утвержденной информации о характеристиках самолета, то для однодвигательного самолета используется 610 м, для многодвигательных самолетов — 825 м.

(f) ***Поправка на шум источника.***

(1) Когда сертифицирующим органом установлена необходимость корректировки результатов измерений на изменение характеристик источника шума, применяются поправки для учета влияния различий между мощностью двигателя в условиях акустических испытаний самолета и мощностью, которая достигалась бы при пролете на режиме максимальной мощности средним по характеристикам двигателем в нормальном рабочем диапазоне его работы в исходных условиях сертификации. Метод расчета поправок утверждается сертифицирующим органом.

(2) При значении числа Маха относительной скорости потока в концевом сечении лопасти винта ($M_{отн}$) равном или меньше 0,7, корректировка не требуется, если при испытаниях число $M_{отн}$ находится в пределах 0,014 от значения в исходных условиях. При изменении $M_{отн}$ в диапазоне $0,8 < M_{отн} < 0,7$ корректировка не требуется, если при испытаниях число $M_{отн}$ находится в пределах 0,007 от значения в исходных условиях. При $M_{отн} > 0,8$ корректировка не требуется, если при испытаниях значение $M_{отн}$ находилось в пределах 0,005 от значения в исходных условиях.

Если при испытаниях потребная мощность двигателя при любом значении числа $M_{отн}$ находится в пределах 10% от исходной потребной мощности, то корректировка результатов измерений шума самолета для учета изменения шума источника в зависимости от мощности двигателя не производится.

При использовании на самолете винта изменяемого шага поправки на шум источника не вносятся в результаты измерений.

Если при испытаниях значение числа $M_{отн}$ и отклонение потребной мощности двигателя от соответствующего значения в исходных условиях выходят за пределы указанных ограничений, то применяется корректировка, основанная на данных по фактически испытанному самолету аналогичной конструкции с теми же двигателями и воздушными винтами, что и у сертифицируемого самолета, как это описано в разделе 4.1 Технического руководства ИКАО по окружающей среде, включенного в качестве ссылочного материала в 36.6 данной Части АП.

F36.203. Действительность результатов

(a) Результаты испытаний самолета представляются в виде средней величины уровня шума в дБ (А) и 90%-ных доверительных интервалов. Уровень шума определяется как среднее арифметическое скорректированных акустических измерений для всех выполненных пролетов самолета над точкой измерения шума.

(b) Общее количество измерений должно быть достаточным для получения 90%-ного доверительного интервала в пределах ±1,5 дБА. Не допускаются какие-либо исключения из процесса осреднения результатов испытаний без разрешения сертифицирующего органа.

Часть D — Ограничения по шуму

F36.301. Уровни шума

(a) Единицей оценки уровня шума самолета на местности является скорректированный в соответствии с частотной характеристикой шкалы «А» стандартного шумомера максимальный уровень пролетного шума — $L_{A\ макс}$.

(b) Соответствие требованиям настоящей Части АП должно быть продемонстрировано на основе параметров шума, измеренных и скорректированных в соответствии с требованиями частей В и С данного Приложения.

(c) Уровень шума не должен превышать 68 дБА для самолетов со взлетной массой до 600 кг включительно. Для самолетов со взлетной массой более 600 и до 1500 кг включительно допустимый уровень шума увеличивается в соответствии с градиентом 1 дБА/75 кг вплоть до 80 дБА при массе 1500 кг. Для взлетных масс более 1500 кг указанный предел остается постоянным и равным 80 дБА вплоть до массы самолета 8620 кг.

ПРИЛОЖЕНИЕ G

ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ЛЕГКИХ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ И САМОЛЕТОВ КОММЬЮТЕРНОЙ КАТЕГОРИИ

Заявка на сертификат типа или модифицированного варианта принята после 17 ноября 1988 г. (применимость — 36.501)

Часть А — Общие положения

G36.1. Область действия

Данное приложение регламентирует допустимые уровни шума, методику измерения шума и приведение полученных данных к стандартным условиям для легких винтовых самолетов нормальной, многоцелевой, акробатической и коммьютерной категорий, на которые распространяется действие 36.1 и 36.501 (a)(2), (a)(3) данной Части АП.

Часть В — Измерение шума

G36.101. Основные условия проведения испытаний

(a) Места для измерения шума должны располагаться на относительно ровной поверхности, не обладающей такими характеристиками повышенного поглощения звука, которые могут быть обусловлены густой, слежавшейся или высокой травой, кустарником или лесистыми участками. В пределах конического пространства над точкой измерения шума с осью, перпендикулярной к поверхности земли, и половинным углом раскрытия 75° не должно быть никаких препятствий, которые значительно влияют на звуковое поле самолета.

(b) Испытания проводятся при следующих атмосферных условиях:

(1) осадки отсутствуют;

(2) температура окружающего воздуха в диапазоне от 2 до 35°С;

(3) относительная влажность воздуха в диапазоне от 20 до 95% включительно;

(4) скорость ветра не должна превышать 19 км/ч, а ее поперечная составляющая не должна превышать 9 км/ч; при этом используется период осреднения 30 с;

(5) отсутствуют температурная инверсия или аномальные условия ветра, которые могли бы существенно повлиять на уровень шума самолета при его регистрации в установленных точках измерения;

(6) метеорологические измерения должны производиться на высоте от 1,2 до 10 м над земной поверхностью. Если точки измерения шума находятся на расстоянии не более 1,85 км от аэродромной метеорологической станции, то могут быть использованы результаты измерений этой станции.

(c) Методика проведения летных испытаний, измерительная аппаратура и процедуры измерения шума должны быть одобрены сертифицирующим органом.

(d) Данные об уровнях звукового давления, используемые для оценки шума самолета, должны быть получены с помощью акустической аппаратуры, которая соответствует требованиям G36.103 данного Приложения.

G36.103. Акустическая измерительная система

Акустическая измерительная система должна состоять из утвержденного комплекта аппаратуры, имеющей следующие характеристики:

(a) микрофонная система с частотной характеристикой, соответствующей по точности требованиям к измерительной и анализирующей аппаратуре, приведенным в §G36.105 данного Приложения;

(b) треноги или аналогичные микрофонные стойки, которые оказывают минимальное воздействие на характеристики измеряемого шума;

(c) записывающая и воспроизводящая аппаратура, характеристики которой, включая частотные характеристики и динамический диапазон, соответствуют требованиям G36.105 данного Приложения;

(d) акустические калибраторы, использующие синусоидальный сигнал или широкополосный шум с известным уровнем звукового давления. В случае если используется широкополосный шум, соответствующий сигнал должен быть представлен с помощью средних и максимальных суммарных среднеквадратичных значений при регистрируемом уровне сигнала без перегрузок.

G36.105. Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура

(a) Шум, создаваемый самолетом, должен быть записан аппаратурой. Для этой цели может использоваться магнитофон, самописец уровня или шумомер, одобренный сертифицирующим органом.

(b) Характеристики системы в целом должны соответствовать требованиям, приведенным в публикациях Международной электротехнической комиссии (МЭК) № 651 «Прецизионные шумомеры» и № 1265 «Электроакустические октавные и дробные фильтры для сертификации по шуму воздушных судов», включенных путем соответствующих ссылок в 36.6 данной Части Авиационных правил. Шумомеры должны отвечать требованиям, установленным в публикации МЭК № 651 для шумомеров типа 1.

(c) Чувствительность измерительной системы в целом при воздействии плоской бегущей синусои-

дальной волны постоянной амплитуды должна укладываться в допуски, установленные публикацией МЭК № 651 для диапазона частот от 45 до 11200 Гц.

(d) При необходимости соблюдать установленные ограничения динамического диапазона измерительной аппаратуры в записывающем тракте допускается использовать предварительное усиление сигнала в области высоких частот с последующим его ослаблением при воспроизведении. При введении предварительного усиления мгновенное значение записанного уровня акустического сигнала для третьоктавных полос в области 800–11200 Гц не должно меняться более чем на 20 дБ между максимальным и минимальным значениями.

(e) Выходной сигнал шума должен быть пропущен через фильтр «А» с динамическими характеристиками «медленно» в соответствии с определением публикации МЭК № 651. В этом случае могут применяться самописцы уровня, приборы для измерения уровня звука или их цифровые эквиваленты.

(f) Используемая при испытаниях аппаратура должна быть откалибрована с помощью установки для акустической калибровки в свободном поле. В случае необходимости записывающая аппаратура должна пройти электронную калибровку методом, утвержденным сертифицирующим органом. Калибровка должна быть выполнена с учетом требований А36.3 (e) Приложения А данной Части АП.

(g) В процессе всех измерений шума самолета, при которых скорость ветра превышает 2,5 м/с (9 км/ч), микрофон, находящийся на высоте 1,2 м, снабжается ветрозащитным экраном.

G36.107. Методика измерения шума

(a) Измерения шума выполняются с помощью микрофона, расположенного на высоте 0,007 м относительно уровня поверхности земли. При необходимости, по согласованию с сертифицирующим органом, допускается выполнять измерения шума самолетов, на которые распространяется действие только 36.501 (a)(2), с помощью микрофона, расположенного на высоте 1,2 м относительно уровня поверхности земли. Микрофоны ориентируются в пространстве следующим образом:

(1) вблизи поверхности земли микрофон вместе с защитной сеткой устанавливается в развернутом положении на опорной стойке так, чтобы его мембрана находилась на 0,007 м выше круглой металлической плиты. Плита (диаметром 0,4 м и толщиной 0,0025 м) устанавливается заподлицо с окружающей поверхностью земли, при этом под ней не должно быть полостей. Микрофон располагается на расстоянии, равном 3/4 расстояния от центра до края плиты вдоль радиуса, перпендикулярного заданной траектории полета самолета;

(2) микрофон, размещаемый на высоте 1,2 м, устанавливается таким образом, чтобы его мембрана располагалась параллельно вертикальной плоскости, проходящей через траекторию полета самолета.

(b) Непосредственно до и после каждой серии испытаний должна быть выполнена регистрируемая акустическая калибровка системы в полевых условиях с использованием акустического калибратора. При использовании магнитофона или самописца уровня частотная характеристика электрической системы определяется при проведении каждой серии испытаний при уровне сигнала, лежащем в пределах 10 дБ относительно измеряемого уровня шума при отсчете по всей шкале, используемой во время испытаний; для определения частотной характеристики используется «белый» или «розовый шум». Выходной сигнал генератора шумов проверяется на соответствие стандарту в лабораторных условиях в пределах 6-месячного периода, охватывающего серию испытаний; допустимое отклонение относительного выходного сигнала в каждой третьоктавной полосе частот не превышает 0,2 дБ. Количество измерений должно быть достаточным для того, чтобы общие данные калибровки системы были известны для каждого испытания. Если частью измерительной системы является магнитофон, то в начале и в конце каждой магнитной ленты записывается электрический калибровочный сигнал продолжительностью 30 с. Кроме того, данные записанных на ленту сигналов считаются надежными только в том случае, если разность между уровнями двух сигналов, пропущенных через третьоктавный полосовой фильтр с частотой 10 кГц, составляет не более 0,75 дБ.

(c) В районе испытаний должен быть записан акустический фон и электрический фон измерительного тракта. Запись должна производиться при тех же уровнях усиления сигнала, которые будут использоваться для измерения шума самолета. Если максимальные уровни звукового давления, создаваемого самолетом, превышают фоновые уровни звукового давления не более чем на 10 дБ (А), то должна быть использована точка измерения, расположенная ближе к началу разбега, а результаты измерений — приведены к исходному положению точки измерения шума утвержденным методом.

G36.109. Результаты регистрации шума, их представление и утверждение

(a) Данные, представляющие собой результаты физических измерений и их корректировки, должны быть оформлены по стандартной форме и приложены к материалам испытаний, за исключением поправок на нормальные отклонения чувствительности измерительной аппаратуры, представление которых необязательно. Все другие поправки должны быть утверждены. Должны быть сделаны также оценки отдельных погрешностей, присущих каждой из операций, выполняемых для получения окончательных данных по шуму.

(b) Должны быть представлены измеренные и скорректированные уровни звукового давления, полученные с помощью аппаратуры, соответствующей требованиям G36.105 данного Приложения.

(c) Должны быть представлены типы аппаратуры, используемой для измерения и анализа акусти-

ческих характеристик, летных характеристик самолета и параметров атмосферы.

(d) Должны быть представлены следующие параметры окружающей среды, измеренные непосредственно перед каждой серией испытаний, во время их проведения и после испытаний в точках измерения шума, регламентированных в G36.101 данного Приложения:

(1) температура и относительная влажность окружающего воздуха;

(2) максимальные и средние значения скорости и направления ветра для каждого пролета самолета.

(e) Должна быть представлена информация по топографии местности, состоянию земной поверхности и явлениям, которые могут влиять на результаты измерений шума.

(f) Должно быть определено местоположение самолета по отношению к исходной траектории взлета утвержденным методом, не связанным с применением штатной бортовой аппаратуры, например таким, как радиолокационное сопровождение, теодолитная триангуляция или масштабный фотометод.

(g) Должна быть представлена также следующая информация о самолете:

(1) тип, модель и серийные номера (если имеются) самолета, двигателей и воздушных винтов;

(2) любые модификации или нестандартное оборудование, которые, вероятно, могут повлиять на измеряемые уровни шума самолета;

(3) максимальная сертифицированная взлетная масса;

(4) воздушная скорость самолета и температура окружающего воздуха на высоте пролета над точкой измерения шума, определенные утвержденной измерительной аппаратурой, прошедшей соответствующую калибровку;

(5) для каждого пролета самолета рабочие параметры двигателя, такие, как давление наддува в системе всасывания или мощность двигателя, частота вращения воздушного винта (об/мин), и другие параметры, имеющие отношение к самолетному шуму. Каждый из параметров должен быть определен приборами, прошедшими соответствующую калибровку. Так, например, если самолет оборудован механическим тахометром, то частота вращения воздушного винта должна достоверно определяться независимым устройством с точностью ±1%.

G36.111. Методика проведения летных испытаний

(a) Точка измерения шума находится на продолжении оси ВПП на расстоянии 2500 м от начала разбега при взлете самолета. Самолет должен пролетать над точкой измерения шума в пределах конического пространства с образующей ±10° от вертикали и в пределах 20% от исходной высоты полета. Воздушная скорость, местоположение самолета, а также рабочие параметры, необходимые для проведения корректировок, регламентированных G36.201 данного Приложения, должны быть зарегистрированы утвержденным методом в момент, когда самолет находится непосредственно над точкой измерения шума.

Программа испытательных полетов должна начинаться при максимальной утвержденной взлетной массе, и в дальнейшем масса должна приводиться к максимальному первоначальному значению по истечении каждого часа летного времени.

Каждый испытательный полет выполняется с приборной скоростью, соответствующей наилучшей скороподъемности (V_y) с допустимым отклонением ±9 км/ч. Все результаты испытаний и измерений, а также методы корректировки данных должны быть утверждены сертифицирующим органом.

(b) ***Исходная траектория взлета.***

(1) Расчеты исходной траектории взлета утверждаются сертифицирующим органом. Когда подающий заявку на выдачу сертификата указывает, что расчетные характеристики самолета не позволяют выполнить полет в соответствии с требованиями исходной методики, указанной в пункте (c) настоящего параграфа, то:

(i) допускается отклонение от исходной методики настолько, насколько этого требуют расчетные характеристики, которые делают невозможным выполнение исходной методики;

(ii) все отклонения от исходной методики взлета утверждаются сертифицирующим органом.

(2) Исходная траектория взлета рассчитывается для следующих атмосферных условий:

(i) атмосферное давление на уровне моря 1013,25 гПа;

(ii) температура окружающего воздуха 25°C;

(iii) относительная влажность окружающего воздуха 70%;

(iv) штиль.

(c) ***Методика взлета в исходных условиях.*** Исходная траектория взлета должна быть рассчитана для двух следующих друг за другом участков:

(1) ***Первый участок:***

(i) взлетная тяга используется от точки освобождения тормозов до точки, в которой самолет достигает высоты 15 м над ВПП;

(ii) на протяжении всего первого участка должна сохраняться постоянной взлетная конфигурация самолета, выбранная подающим заявку;

(iii) масса самолета в момент освобождения тормозов должна соответствовать максимальной массе, для которой производится сертификация по шуму;

(iv) протяженность первого участка должна соответствовать утвержденной величине, указанной в данных летной годности при взлете с горизонтальной бетонированной ВПП;

(2) ***Второй участок:***

(i) начало второго участка совпадает с концом первого участка;

(ii) самолет должен сохранять конфигурацию набора высоты с убранным шасси (если шасси убирающееся) и положение закрылков, соответствующее положению нормального набора высоты на протяжении всего второго участка;

(iii) скорость полета должна соответствовать скорости наивыгоднейшей скороподъемности (V_y);

(iv) для винта (винтов) изменяемого шага должны использоваться максимальная длительная установленная мощность и максимальная частота вращения. Для винта (винтов) фиксированного шага на всем втором участке должны поддерживаться максимальные значения мощности и частоты вращения, обеспечиваемые двигателем (двигателями);

(v) если ограничения летной годности не позволяют использовать взлетную мощность и соответствующую частоту вращения винта вплоть до точки измерения шума на местности, то разрешается взлетную мощность и соответствующую ей частоту вращения винта выдерживать лишь на протяжении периода, допускаемого такими ограничениями, с последующим переводом режима работы двигателя на максимальную номинальную мощность и соответствующую частоту вращения винта. Ограничивать время использования взлетной мощности и соответствующей ей частоты вращения винта для выполнения требований настоящего Приложения нельзя. При расчете контрольной высоты полета самолета над точкой измерения шума предполагается, что градиенты набора высоты соответствуют каждому установленному режиму работы двигателя.

(d) При стандартных атмосферных условиях взлетная мощность обычно обеспечивается:

(i) на самолетах с винтами фиксированного шага — при полностью открытом дросселе и максимальной постоянной частоте вращения двигателя;

(ii) на самолетах, оборудованных двигателями без наддува, и с винтами изменяемого шага (или постоянной частоты вращения) — при полностью открытом дросселе и максимальной постоянной частоте вращения двигателя;

(iii) на самолетах, оборудованных двигателями с наддувом, и с винтами изменяемого шага — при максимальном постоянном давлении наддува и максимальной постоянной частоте вращения двигателя.

(e) Если используется эквивалентная методика испытаний, то такая методика и все методы корректировки результатов с целью приведения их в соответствие с исходной методикой утверждаются сертифицирующим органом. Инструктивный материал по использованию эквивалентных методик приводится в Техническом руководстве ИКАО по окружающей среде, включенном в качестве ссылочного материала в 36.6 данной Части АП.

Часть С — Корректировка полученных данных

G36.201. Корректировка результатов испытаний

(a) Если условия сертификационных испытаний отличаются от исходных условий, отмеченных в G36.111 (b), то производится соответствующая корректировка результатов измерения шума с помощью методов, представленных в настоящем параграфе. Приведенные корректировки учитывают влияние следующих факторов:

(1) различие значений коэффициента поглощения звука при исходных и фактических метеорологических условиях (поправка ΔM);

(2) различие в длине пути распространения звука при фактической и исходной траекториях полета самолета (поправка Δ1);

(3) изменение числа Маха относительной скорости потока в концевом сечении лопасти воздушного винта ($M_{отн}$) в условиях испытаний по сравнению с исходными условиями (поправка Δ2);

(4) изменение мощности двигателя в условиях испытаний по сравнению с исходными условиями (поправка Δ3).

Уровень шума самолета в исходных условиях сертификации равен:

$$(L_{A\ макс})_{исх} = (L_{A\ макс})_{изм} + \Delta M + \Delta 1 + \Delta 2 + \Delta 3$$

(b) Корректировка атмосферного поглощения для результатов измерений шума требуется в случае, когда условия испытаний выходят за пределы, регламентированные диаграммой на рис. G1. Данные измерений по шуму, выполненные при метеоусловиях, выходящих за пределы многоугольника на этом рисунке, должны быть приведены к температуре 25°C и относительной влажности 70%.

(c) Корректировка по числу Маха относительной скорости потока в концевом сечении лопасти воздушного винта и по мощности должна производиться в случае воздушного винта изменяемого шага или воздушного винта фиксированного шага, если мощность при испытаниях выходит за пределы 5% от исходного значения.

(d) Когда метеорологические условия при испытаниях выходят за пределы, регламентированные диаграммой (см. рис. G1), в результаты измерений должны быть введены поправки в соответствии с методикой, предусматривающей выполнение следующих операций:

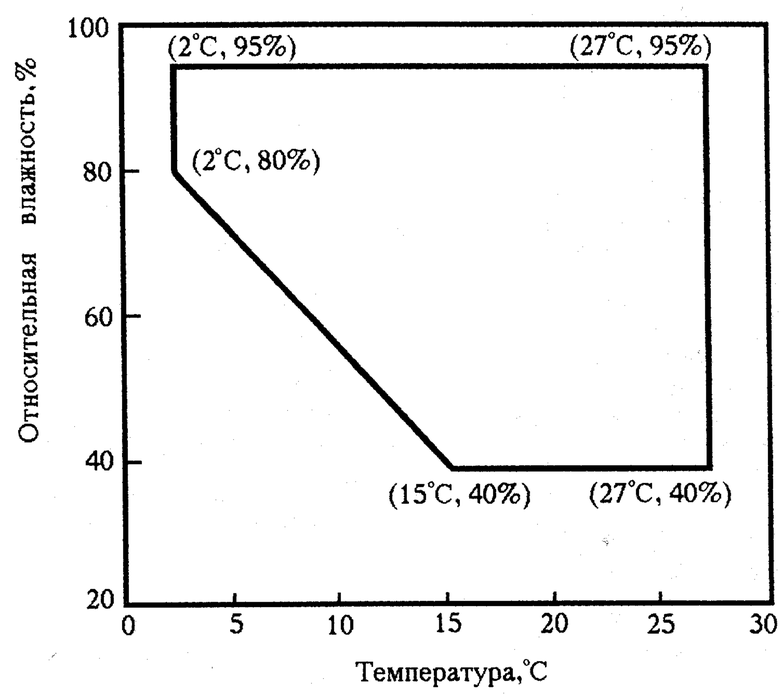


Рис. G1. Область допустимого изменения параметров атмосферы (внутри многоугольника), когда не вносятся поправки на изменение звука

(1) Измеренные уровни шума должны быть скорректированы с учетом перехода от метеорологических условий при испытаниях к исходным условиям путем прибавления к уровням шума, полученным при испытаниях, поправки, равной:

$$\Delta M = 0{,}01(\alpha H_T - 0{,}2H_R)\ ,$$

где H_T — высота полета (м), зарегистрированная при испытаниях в момент пролета самолета непосредственно над точкой измерения шума; H_R — исходная высота полета (м); α — коэффициент поглощения шума (дБ/100 м) для условий испытаний на частоте 500 Гц, определяемый по формулам, приведенным в А36.9 (с) Приложения А настоящей части АП, или по таблицам, представленным в материалах ИКАО «Международные стандарты и рекомендуемая практика. Охрана окружающей среды», том 1, Добавление 1, 3-е издание, 1993 (включено в виде ссылки в 36.6 данной Части АП).

(2) Измеренные уровни шума (дБ) должны быть скорректированы на высоту полета самолета над точкой измерения шума в условиях сертификации посредством алгебраического прибавления поправки $\Delta 1$. Если метеоусловия, зарегистрированные при испытаниях, находятся в пределах многоугольника, показанного на рис. G1, поправка равна:

$$\Delta 1 = 22\ \lg (H_T/H_R)$$

Если метеоусловия при испытаниях находятся за пределами границ многоугольника, показанного на рис. G1, поправка $\Delta 1$ равна:

$$\Delta 1 = 20\ \lg (H_T/H_R)$$

(3) Поправка на изменение числа Маха относительной скорости потока в концевом сечении лопасти воздушного винта не вносится, если число Маха в исходных условиях $(M_{отн})_R$ составляет:

(i) $(M_{отн})_R \le 0{,}7$, а число Маха в условиях испытаний $(M_{отн})_T$ изменяется в диапазоне 0,014 относительно $(M_{отн})_R$;

(ii) $0{,}7 < (M_{отн})_R \le 0{,}8$, а число $(M_{отн})_T$ изменяется при испытаниях в диапазоне 0,007 относительно $(M_{отн})_R$;

(iii) $(M_{отн})_R > 0{,}8$, а $(M_{отн})_T$ изменяется при испытаниях в диапазоне 0,005 относительно $(M_{отн})_R$.

Вне данных пределов изменения $(M_{отн})_T$ измеренные уровни шума корректируются на величину

$$\Delta(2) = K_2\ \lg (M_R/M_T)$$

Постоянная K_2 равна наклону линии, полученной для измеренных уровней шума (дБА) в зависимости от числа Маха. Величина K_2 должна быть определена на основе утвержденных данных. В случае если M_T меньше M_R, может быть использована номинальная величина $K_2 = 150$. Не требуется вводить каких-либо поправок при использовании номинальной величины K_2 в случае, когда M_T больше M_R. Значение числа Маха относительной скорости потока в концевом сечении лопасти винта для исходных условий сертификации $(M_{отн})_R$ определяется для самолета в момент пролета над точкой измерения шума:

$$(M_{отн})_R = 1/c\ [(\pi dn/60)^2 + V_t^2]^{0,5}\ ,$$

где d — диаметр воздушного винта; n — частота вращения воздушного винта (об/мин); V_t — истинная воздушная скорость полета самолета в исходных условиях (м/с); с — скорость распространения звука на высоте полета самолета в исходных условиях (м/с).

(4) Измеренные уровни шума (дБ) должны быть скорректированы на мощность двигателя путем алгебраического прибавления поправки

$$\Delta 3 = K_3\ \lg (P_R/P_T)\ ,$$

где P_T и P_R — мощность двигателя при испытаниях и в исходных условиях, полученная на основе показаний манометра наддува/измерителя крутящего момента и частоты вращения двигателя; величина K_3 определяется на основе утвержденных данных для испытываемого самолета. При отсутствии данных летных испытаний и по усмотрению сертифицирующего органа может использоваться величина $K_3 = 17$. Исходная мощность P_R соответствует мощности, полученной при давлении и температуре на исходной высоте полета самолета; при этом предполагается, что градиент изменения температуры на высоте соответствует МСА.

G36.203. Действительность результатов

(а) Пролеты самолета над точкой измерения шума должно быть произведены по меньшей мере шесть раз. В результате испытаний должно быть получено среднее значение максимального уровня

шума ($L_{A\ макс}$) и 90%-ные доверительные интервалы. Средний уровень шума определяется как среднеарифметическое значение скорректированных результатов измерений шума для всех выполненных испытательных полетов самолета над точкой измерения шума.

(b) Общее количество измерений должно быть достаточным для получения 90%-ного доверительного интервала с точностью ±1,5 дБА. Никакие результаты не должны исключаться из процесса осреднения без разрешения сертифицирующего органа.

Часть D — Ограничения по шуму

G36.301. Уровни шума

(a) Единицей оценки шума самолета на местности является скорректированный по шкале «А» максимальный уровень шума ($L_{A\ макс}$). Соответствие требованиям настоящей Части АП должно быть продемонстрировано на основе параметров шума, измеренных и скорректированных согласно требованиям частей B и C данного Приложения.

(b) Для измерений, выполненных с помощью микрофона, расположенного на высоте 0,007 м относительно поверхности земли, уровень шума на местности не должен превышать следующих значений (здесь M — максимальная взлетная масса самолета):

(1) для самолетов, в отношении которых дата подачи заявки на сертификат отвечает условиям, перечисленным в 36.501 (a)(2):

$L_{A\ макс}$ = 76 дБА при $M \le 0{,}6 \cdot 10^3$ кг;

$L_{A\ макс}$ = 83,23 + 32,67 lg ($M/10^3$) дБА при $0{,}6 \cdot 10^3 < M \le 1{,}4 \cdot 10^3$ кг;

$L_{A\ макс}$ = 88 дБА при $1{,}4 \cdot 10^3 < M \le 8{,}62 \cdot 10^3$ кг;

(2) для самолетов, в отношении которых дата подачи заявки на сертификат отвечает условиям, перечисленным в 36.501 (a)(3)(i) и (a)(3)(ii):

$L_{A\ макс}$ = 70 дБА при $M \le 0{,}57 \cdot 10^3$ кг;

$L_{A\ макс}$ = 78,71 + 35,7 lg ($M/10^3$) дБА при $0{,}57 \cdot 10^3 < M \le 1{,}5 \cdot 10^3$ кг;

$L_{A\ макс}$ = 85 дБА при $1{,}5 \cdot 10^3 < M \le 8{,}62 \cdot 10^3$ кг.

(3) Если для самолетов дата подачи заявки на сертификат отвечает условиям, перечисленным в 36.501 (a)(3)(iii), то предельно допустимый уровень шума определяется требованиями пункта (b)(2) настоящего параграфа, а при невозможности их выполнения — пункта (b)(1) настоящего параграфа.

(c) Для измерений, выполненных с помощью микрофона, расположенного на высоте 1,2 м относительно поверхности земли, предельно допустимый уровень шума на местности устанавливается только для самолетов, в отношении которых дата подачи заявки на сертификат отвечает условиям, изложенным в 36.501 (a)(2) данной Части АП. В этом случае предельно допустимый уровень шума равен:

$L_{A\ макс}$ = 73 дБА при $M \le 0{,}6 \cdot 10^3$ кг;

$L_{A\ макс}$ = 79,69 + 30,15 lg ($M/10^3$) дБА при $0{,}6 \cdot 10^3 < M \le 1{,}5 \cdot 10^3$ кг;

$L_{A\ макс}$ = 85 дБА при $1{,}5 \cdot 10^3 < M \le 8{,}62 \cdot 10^3$ кг.

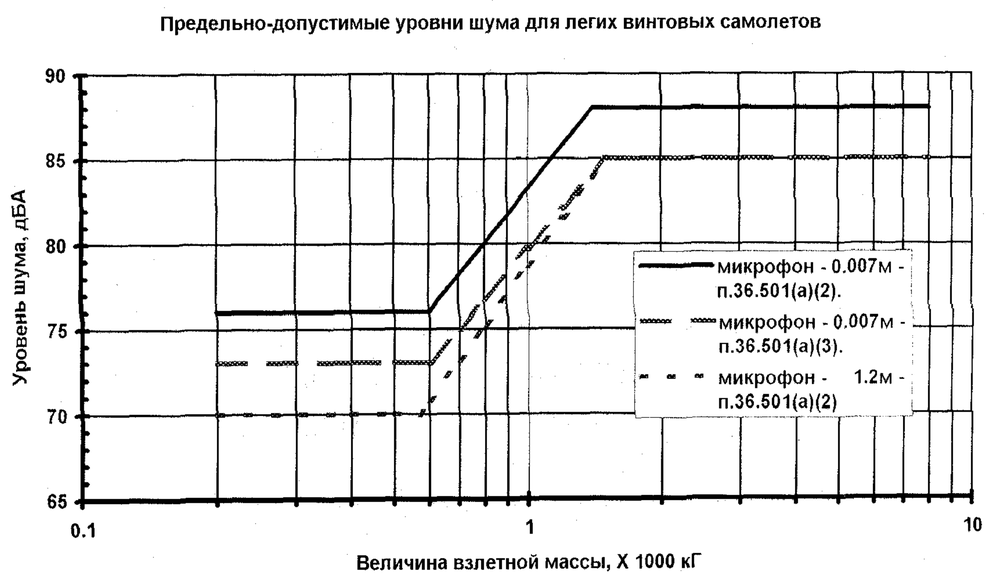


Рис. G2. Зависимость нормируемого уровня шума от массы самолета

Указанные ограничения по шуму в зависимости от массы самолета представлены на рис. G2.

ПРИЛОЖЕНИЕ Н

ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ (применимость — раздел Н)

Часть А — Исходные условия

Н36.1. Общие положения

Данное Приложение устанавливает требования к шуму вертолетов транспортной категории, упомянутых в 36.1 АП, включающие:

(a) условия, при которых должны производиться сертификационные испытания по шуму вертолетов, упомянутых в разделе Н АП-36, и измерительные процедуры, используемые согласно Н36.801 для измерения шума, производимого вертолетом во время каждого испытания;

(b) методики, по которым должно быть выполнено согласно 36.803 приведение результатов измерений к исходным условиям, и расчет уровня шума, обозначаемого как эффективный уровень воспринимаемого шума (EPNL);

(c) ограничения по шуму, соответствие требованиям которых должно быть показано согласно 36.805.

Н36.3. Исходные условия испытаний

(a) ***Метеорологические условия.*** Положение вертолета, летные данные и результаты измерения шума должны быть скорректированы в соответствии со следующими исходными атмосферными условиями для сертификации по шуму, в отношении которых предполагается, что известно их распределение по высоте от поверхности земли до высоты полета вертолета:

(1) атмосферное давление на уровне моря 760 мм рт. ст.;

(2) окружающая температура 25°С;

(3) относительная влажность 70%;

(4) штиль.

(b) ***Исходные требования к местности, на которой проводятся испытания.*** Местность должна быть ровной и без препятствий на линии визирования полетной траектории, вызывающих снижение шума более чем на 10 дБ.

(c) ***Исходная траектория взлета.***

(1) На рис. Н1 показана траектория взлета при фактических условиях и исходных условиях сертификации.

(2) Исходная траектория взлета определяется как отрезок прямой линии, наклонной к поверхности земли под углом β, начало которого расположено на высоте 20 м и на удалении 500 м от центрального микрофона.

Угол наклона траектории β определяется из условия выдерживания во время взлета наивыгоднейшей скорости набора высоты V_y при минимальных гарантированных характеристиках

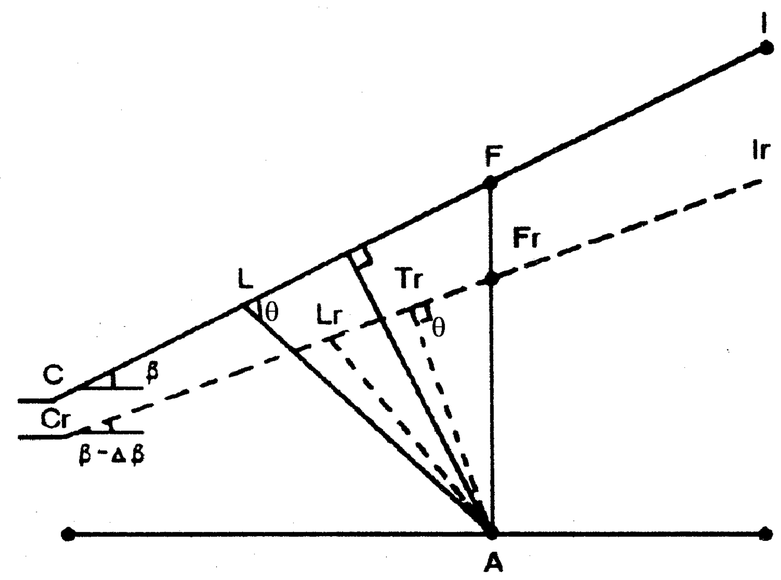


Рис. Н1. Траектории взлета

двигателей или наименьшей утвержденной скорости набора высоты после взлета, в зависимости от того, какая из величин больше. Установившийся набор высоты достигается с помощью стабилизации частоты вращения несущего винта при максимальной частоте вращения (об/мин), сертифицированной для взлета.

Постоянный угол набора высоты β определяется на основании данных изготовителя (утвержденных сертифицирующим органом) и используется для определения траектории взлета в исходных условиях. Постоянный угол набора высоты β определяется в точке C_r и сохраняется до положения, соответствующего концу траектории взлета при сертификации, представленному точкой I_r. Траектория проходит над контрольной точкой А.

(d) ***Исходная методика горизонтального полета.*** Начало исходной траектории горизонтального полета представлено положением вертолета D_r (рис. Н2).

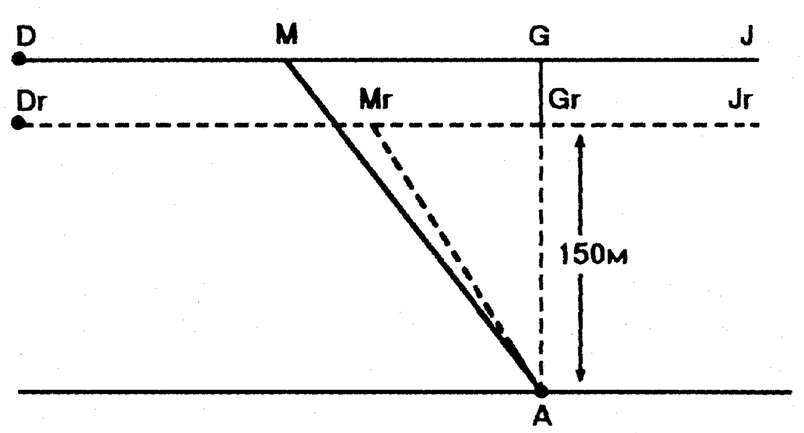


Рис. Н2. Траектории горизонтального полета

Вертолет приближается к точке D_r в горизонтальном полете на высоте 150 м над уровнем поверхности земли, измеренной над контрольной точкой А. Скорость является стабилизированной, равной $0{,}9V_H$, либо $0{,}45V_H$ + 120 км/ч, либо $0{,}9V_{NE}$,

или $0{,}45V_{NE}$ + 120 км/ч, в зависимости от того, какая из величин меньше. Частота вращения винта, равная максимальной сертифицированной для режима горизонтального полета, стабилизируется в интервале времени, соответствующем изменению уровня шума вертолета в диапазоне PNLTM – 10 TPNдБ. Вертолет пролетает над контрольной точкой А в горизонтальном полете и достигает положения J_r.

(e) Для целей сертификации вертолета по шуму V_H определяется как воздушная скорость в горизонтальном полете, полученная при крутящем моменте, который соответствует минимальной мощности двигателя, работающего на номинальном режиме (на режиме максимальной длительной мощности двигателей) в условиях МСА + 10°С (или в условиях МСА — по согласованию с сертифицирующим органом) и при соответствующей максимальной сертифицированной массе вертолета, V_{NE} — воздушная скорость, не превышающая ограничений летной годности, установленных изготовителем и утвержденных сертифицирующим органом (никогда не превышаемая скорость в горизонтальном полете). Установленные таким образом величины V_H и V_{NE} должны быть приведены в Руководстве по летной эксплуатации вертолета.

(f) ***Исходная методика захода на посадку.***

(1) На рис. Н3 показаны траектории захода на посадку, включая профиль в условиях испытаний и при исходных условиях сертификации:

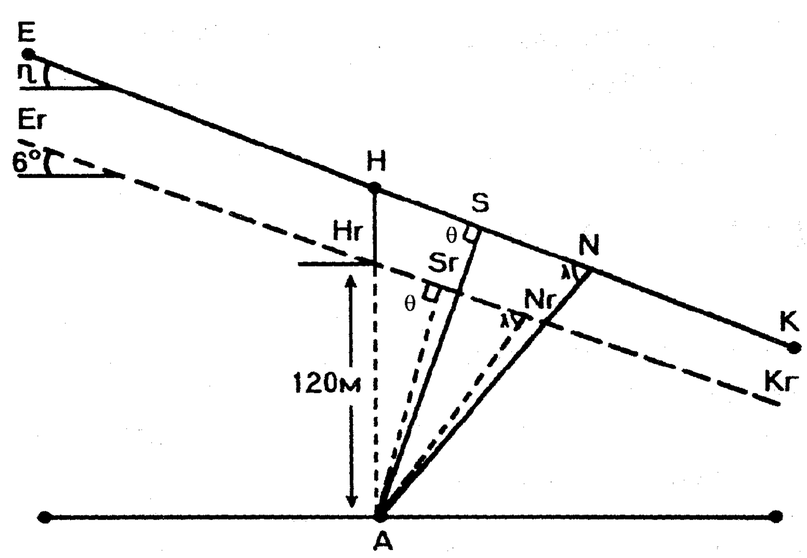


Рис. Н3. Сравнение измеренной и исходной траекторий захода на посадку

(i) Начало траектории захода на посадку представлено положением вертолета E_r. Положение вертолета фиксируется на достаточно большом расстоянии (E_rK_r), чтобы обеспечить регистрацию всего участка траектории полета, соответствующего изменению уровня шума вертолета на местности в диапазоне PNLTM – 10 TPNдБ. Участок E_rK_r соответствует установившемуся движению вертолета (крутящий момент, частота вращения винта, приборная скорость и скорость снижения, определяющие угол наклона траектории захода на посадку 6°).

(ii) Траектория захода на посадку определяется углом снижения η, под которым траектория проходит над контрольной точкой А на высоте AH_r к точке K_r, в которой заканчивается траектория захода на посадку при сертификации по шуму.

(iii) Заход на посадку осуществляется при установившейся воздушной скорости, равной наивыгоднейшей скорости набора высоты V_y или наименьшей утвержденной скорости захода на посадку, в зависимости от того, какая из них больше; при этом мощность двигателя в течение всего движения вертолета по глиссаде остается постоянной и сохраняется до нормального приземления; заход на посадку выполняется при стабилизированной частоте вращения несущего винта на максимальном нормальном режиме работы двигателя, сертифицированном для режима захода на посадку.

(2) Вертолет приближается к положению H_r с постоянным углом наклона траектории захода на посадку 6° в течение периода времени, соответствующего снижению уровня шума на 10 TPNдБ относительно наибольшего значения. Достигнув положения E_r, вертолет начинает перемещаться по наклонной траектории захода на посадку и, двигаясь по ней, пролетает над точкой А и далее к точке K_r. В момент приземления масса вертолета равняется максимальной посадочной массе, при которой требуется осуществить сертификацию по шуму.

(g) В пунктах (c), (d), (f) настоящего параграфа за максимальную частоту вращения принимается максимальная частота вращения несущего винта (НВ) для каждого режима полета вертолета в исходных условиях, соответствующая предельному (с точки зрения летной годности) значению, установленному изготовителем и утвержденному сертифицирующим органом. Если частота вращения НВ устанавливается автоматически в зависимости от условий полета, то при сертификации по шуму используется максимальная частота вращения НВ, соответствующая этим условиям полета. Если частота вращения НВ может изменяться пилотом, то при сертификации по шуму используется максимальная рабочая частота вращения НВ, указанная в разделе «Ограничения» Руководства по летной эксплуатации для номинального режима работы двигателя.

Н36.5. Символы и обозначения

Символы и обозначения, применяемые в этом Приложении для идентификации элементов траектории полета, имеют следующие определения.

Характерные точки на траектории и на местности

Положение	Описание
A	Положение точки измерения шума, расположенной как на проекции исходной траектории полета (взлета, горизонтального полета или захода на посадку) на поверхность земли, так и сбоку от проекции трассы полета вертолета.
C, $C_г$	Начало измеренной и исходной траекторий взлета при сертификации по шуму.
D, $D_г$	Начало измеренной и исходной траекторий горизонтального полета при сертификации по шуму.
E, $E_г$	Начало измеренной и исходной траекторий захода на посадку при сертификации по шуму.
F, G, H	Место пересечения вертикали, проведенной через точку измерения шума A, с измеренными траекториями взлета, горизонтального полета и захода на посадку.
$F_г$, $G_г$, $H_г$	Место пересечения вертикали, проведенной через точку измерения шума A, с исходными траекториями взлета, горизонтального полета и захода на посадку.
I, $I_г$	Конец измеренной и исходной траекторий взлета при сертификации по шуму.
J, $J_г$	Конец измеренной и исходной траекторий горизонтального полета при сертификации по шуму.
K, $K_г$	Конец измеренной и исходной траекторий захода на посадку при сертификации по шуму.
L, $L_г$	Положение вертолета на измеренной и исходной траекториях взлета, соответствующее уровню шума PNLTM в точке измерения шума A.
M, $M_г$	Положение вертолета на измеренной и исходной траекториях горизонтального полета, соответствующее уровню шума PNLTM в точке измерения шума A.
θ	Угол распространения шума при взлете и при пролете. Угол между траекторией полета и направлением распространения шума. Он одинаков для измеренной и исходной траекторий полета.
λ	Угол распространения шума при заходе на посадку. Угол между траекторией полета и направлением распространения шума при заходе на посадку. Он одинаков для измеренной и исходной траекторий полета.
N, $N_г$	Положение вертолета на измеренной и исходной траекториях захода на посадку, соответствующее уровню шума PNLTM в точке измерения шума A.
S, $S_г$	Положение вертолета на измеренной и исходной траекториях захода на посадку, ближайшее к точке измерения шума A.
T, $T_г$	Положение вертолета на измеренной и исходной траекториях взлета, ближайшее к точке измерения шума A.

Расстояния, характеризующие траекторию полета, м

Расстояние	Описание
AF	Высота полета над точкой измерения шума A при взлете.
AG	Высота полета над точкой измерения шума A при горизонтальном полете.
AH	Высота полета над точкой измерения шума A при заходе на посадку.
AL, $AL_г$	Расстояние от точки измерения шума A до точки L на измеренной и исходной траекториях взлета.
AM, $AM_г$	Расстояние от точки измерения шума A до точки M на измеренной и исходной траекториях горизонтального полета.
AN, $AN_г$	Расстояние от точки измерения шума A до точки N на измеренной и исходной траекториях захода на посадку.
AS, $AS_г$	Кратчайшее расстояние от точки измерения шума A до измеренной и исходной траекторий захода на посадку (до точек S и $S_г$ соответственно).
AT, $AT_г$	Кратчайшее расстояние от точки измерения шума A до измеренной и исходной траекторий взлета (до точек T и $T_г$ соответственно).
CI	Протяженность измеренной траектории взлета. Расстояние от точки C, в которой вертолет приобретает постоянный угол набора высоты на траектории взлета, проходящей над точкой измерения шума A, до точки I, после пролета которой не требуется дальнейшая регистрация параметров полета (положения) вертолета.
DJ	Протяженность измеренной траектории горизонтального полета. Расстояние от точки D, в которой начинается установившийся режим движения вертолета по траектории горизонтального полета, проходящей над точкой измерения шума A, до точки J, после пролета которой не требуется дальнейшая регистрация параметров полета (положения) вертолета.
EK	Протяженность измеренной траектории захода на посадку. Расстояние от точки E, в которой устанавливается постоянный угол наклона траектории захода вертолета на посадку, проходящей над точкой измерения шума A, до точки K, после пролета которой не требуется дальнейшая регистрация параметров полета (положения) вертолета.

Часть В — Измерение шума (применимость — 36.801)

Н36.101. Условия проведения сертификационных испытаний и измерений уровня шума

Данное Приложение устанавливает требования к шуму вертолетов, упомянутых в 36.1 АП, включающие:

(a) условия, при которых должны производиться сертификационные испытания по шуму вертолетов, упомянутых в разделе Н АП-36, и измерительные процедуры, используемые согласно Н36.801 для измерения шума, производимого вертолетом во время каждого испытания.

(b) ***Требования к условиям проведения испытаний.***

(1) Испытания на соответствие установленным уровням шума вертолетов должны состоять из серии взлетов, горизонтальных полетов на постоянной высоте и заходов на посадку, во время которых должны быть произведены замеры уровней шума в контрольных точках на местности.

(2) Каждое испытание при взлете, горизонтальном полете и заходе на посадку включает одновременные измерения уровней шума в трех контрольных точках на местности, одна из которых, центральная, расположена под исходной траекторией полета, а две другие, боковые, размещаются симметрично относительно трассы полета на линии, проходящей через центральную точку, и на удалении 150 м от нее.

(3) Разница высот расположения контрольных точек на местности друг относительно друга должна быть не более 6 м.

(4) Земная поверхность вокруг контрольных точек должна быть свободной от густой слежавшейся или высокой травы, кустарника или лесистых участков.

(5) На пути распространения звука от вертолета до контрольной точки на местности в моменты времени, соответствующие измеренной величине уровня шума PNLTM – 10 TPNдБ, не должно быть препятствий, вносящих искажения в результаты измерений:

(i) для любой из контрольных точек на местности — в пространстве, ограниченном конусом с вершиной на поверхности земли в точке измерения, ось которого перпендикулярна земле, а угол при вершине равен 160°;

(ii) для контрольных точек, расположенных сбоку от трассы полета, — на линии визирования между микрофоном и вертолетом.

(6) Если серия испытаний при взлете и горизонтальном полете проведена при массах, отличных от максимальной взлетной массы, при которой требуется проведение сертификационных испытаний, выполняются следующие дополнительные требования:

(i) по меньшей мере одно испытание при взлете должно быть произведено при массе, равной или превосходящей максимальную взлетную массу, если иное не разрешено сертифицирующим органом;

(ii) масса при каждом испытании должна быть в пределах от +5 до –10% от максимальной сертифицированной массы;

(iii) для определения изменений EPNL при условиях испытаний с различной взлетной массой должны быть применены данные, утвержденные сертифицирующим органом.

(7) Каждое испытание при заходе на посадку должно производиться при установившемся режиме полета вертолета, следующего по глиссаде захода на посадку с углом 6±0,5°; при этом должны выполняться требования Н36.107 данной Части АП.

(8) Если серия испытаний вертолета при заходе на посадку проведена при массах, отличающихся от максимальной посадочной массы, для которой требуется проведение сертификации, должны выполняться следующие дополнительные требования:

(i) по меньшей мере одно испытание вертолета при заходе на посадку должно быть проведено при массе, равной или превосходящей максимальную посадочную массу, если иное не разрешено сертифицирующим органом;

(ii) масса вертолета при каждом испытании должна превышать 90% от максимальной посадочной массы, но быть не более 105% от соответствующей максимальной сертифицированной массы;

(iii) для определения изменений уровня шума EPNL в зависимости от массы вертолета для условий испытаний при заходе на посадку должны применяться данные, утвержденные сертифицирующим органом.

(9) Данные о рабочих характеристиках вертолета, достаточные для проведения корректировок, в соответствии с Н36.205 данного Приложения, должны содержать сведения об утвержденной сертифицирующим органом аппаратуре и частоте замеров.

(c) ***Погодные ограничения.*** Испытания должны проходить при следующих атмосферных условиях:

(1) Отсутствие дождя или других атмосферных осадков.

(2) Температура окружающего воздуха 2–35°С включительно на участке пути распространения шума между вертолетом и точкой на высоте 10 м в контрольной точке на местности. По согласованию с сертифицирующим органом диапазон допустимых температур может быть расширен в сторону отрицательных температур до –10°С. Температура и относительная влажность, измеренные на высоте полета вертолета и в 10 м от земной поверхности, должны быть осреднены и применены для уточнения поглощения звука.

(3) Относительная влажность и температура на участке пути распространения звука между вертолетом и точкой на высоте 10 м в контрольной точке на местности таковы, что поглощение звука в третьоктавной полосе с центральной частотой 8 кГц не превосходит 12 дБ/100 м, а относительная влажность находится в диапазоне от 20 до 90% включительно.

(4) Скорость ветра, измеренная в 10 м над земной поверхностью, не превышает 5,3 м/с (19 км/ч), при этом поперечная составляющая не превосходит 2,5 м/с (9 км/ч). Осредненное за 30–с интервал времени значение скорости ветра должно соответствовать интервалу времени, в течение которого уровень шума вертолета изменяется в диапазоне PNLTM – 10 TPNдБ.

(5) Отсутствуют любые аномальные ветровые условия (включая турбулентность), которые существенно влияют на уровень шума вертолета, когда производится запись шума в любой из контрольных точек на местности.

(6) Измерения скорости ветра, температуры и относительной влажности, требующиеся в соответствии с данным Приложением, должны проводиться вблизи центральной контрольной точки на местности на высоте 10 м от уровня земной поверхности. Место выполнения метеорологических измерений должно быть утверждено сертифицирующим органом как представляющее атмосферные условия в географическом районе, в котором выполняются измерения шума вертолета. В некоторых случаях данному требованию может отвечать стационарная метеорологическая станция (имеющаяся в аэропорту) и другие сооружения.

(7) Измерения температуры и относительной влажности должны выполняться перед каждым испытанием по определению шума в течение интервала времени 30 мин. Метеорологические данные должны быть интерполированы для фактического времени каждого измерения шума.

(d) ***Общие требования к методике испытаний.***

(1) Процедуры испытаний вертолетов, измерения уровня шума и обработки результатов должны обеспечивать получение эффективного уровня воспринимаемого шума (EPNL), выраженного в единицах EPNдБ, как предписано в Приложении.

(2) Высота полета вертолета и его боковое отклонение относительно вертикальной плоскости, проходящей через центральную контрольную точку измерения шума, должны быть измерены независимым от бортового оборудования методом, таким, как радиолокационное сопровождение, теодолитная триангуляция, лазерная траекторография или масштабный фотометод. Метод должен быть утвержден сертифицирующим органом.

(3) Все траекторные и акустические измерения должны быть синхронизированы. Положение вертолета на траектории движения должно регистрироваться в течение всего периода времени, когда измеряемый уровень шума находится в диапазоне PNLTM – 10 TPNдБ. Данные о координатах и летных характеристиках вертолета, необходимые для корректировки результатов измерения уровней шума, фиксируются автоматически с установленной частотой. Измерительная аппаратура и аппаратура для определения времени замеров должна быть утверждена сертифицирующим органом.

Н36.103. Условия проведения испытаний при взлете

(a) Этот параграф, в дополнение к соответствующим требованиям Н36.101 и Н36.205 (b) данного Приложения, относится ко всем испытаниям по определению шума при взлете, проводимым в соответствии с данным Приложением.

(b) Серия испытаний должна состоять по крайней мере из шести пролетов над центральной контрольной точкой на местности (с одновременным измерением в трех контрольных точках) и проводиться следующим образом:

(1) На горизонтальном участке траектории каждого испытательного полета должна быть установлена, а на остальной части траектории поддерживаться наивыгоднейшая скорость набора высоты (V_y ± 9 км/ч) или наименьшая утвержденная скорость для набора высоты после взлета ±9 км/ч, в зависимости от того, какая из величин больше.

(2) Горизонтальная часть каждого испытательного полета должна выполняться на высоте 20 м над уровнем земной поверхности в направлении контрольной точки, расположенной на линии пути полета.

(3) После достижения точки, находящейся на расстоянии 500 м от центральной контрольной точки на местности, вертолет должен быть стабилизирован при:

(i) крутящем моменте, обеспечивающем взлетную дистанцию при температуре окружающего воздуха 25°С — в соответствии с исходными условиями сертификации — на уровне моря для вертолетов, у которых согласно Нормам летной годности требуется определить взлетные характеристики;

(ii) крутящем моменте, соответствующем минимальной потребной мощности при температуре окружающего воздуха на уровне моря 25°С для всех остальных вертолетов.

(4) Во время выполнения взлета в соответствии с исходной методикой должны поддерживаться:

(i) заданная скорость ±9 км/ч, используемая для обеспечения взлетной дистанции при температуре окружающего воздуха на уровне моря 25°С, для вертолетов, у которых согласно Нормам летной годности требуется определить взлетные характеристики;

(ii) наивыгоднейшая скорость набора высоты $V_y \pm 9$ км/ч или наименьшая утвержденная скорость полета при наборе высоты после взлета, в зависимости от того, какая из величин больше, при температуре окружающего воздуха на уровне моря 25°С для всех остальных вертолетов.

(5) На протяжении всего испытательного полета, когда измеренный уровень шума вертолета находится в пределах PNLTM – 10 TPNдБ, частота вращения ротора должна поддерживаться равной расчетной рабочей частоте вращения (±1%).

(6) Вертолет должен пролетать над контрольной точкой, расположенной на земле под траекторией полета, с угловым отклонением от зенита в пределах ±10° или ±20 м, в зависимости от того, какая величина больше.

H36.105. Условия проведения испытаний при горизонтальном полете

(a) Данный параграф в дополнение к требованиям, установленным в H36.101 и H36.205 (c) данного Приложения, относится ко всем испытаниям по определению уровня шума при горизонтальном полете, проводимым в соответствии с данным Приложением.

(b) Серия испытаний должна состоять по крайней мере из шести пролетов (трех в каждом направлении) над контрольной точкой, расположенной на земле под траекторией полета, с одновременным проведением измерений уровней шума в трех контрольных точках на местности при следующих условиях движения:

(1) горизонтальный полет;

(2) высота полета 150±9 м над уровнем земной поверхности у контрольной точки, расположенной под траекторией полета;

(3) в пределах ±10° от зенита.

(c) Каждое испытание по определению уровня шума при горизонтальном полете должно производиться:

(1) при скорости полета, установленной в H36.3 (d), поддерживаемой постоянной на всем участке полета, на котором производятся измерения;

(2) при установившейся частоте вращения несущего винта, равной расчетной (±1%);

(3) с установившейся мощностью в течение времени, когда измеренный уровень шума вертолета находится в пределах PNLTM – 10 TPNдБ.

(d) Воздушная скорость полета не должна отличаться от исходной воздушной скорости более чем на ±9 км/ч.

H36.107. Условия проведения испытаний при заходе на посадку

(a) Данный параграф, в дополнение к требованиям H36.101 и H36.205 (d) данного Приложения, относится ко всем испытаниям по определению уровня шума при заходе на посадку.

(b) Серия испытаний должна включать по меньшей мере шесть пролетов над контрольной точкой, расположенной под траекторией полета (с одновременным измерением уровней шума в трех контрольных точках на местности):

(1) по глиссаде с углом наклона 6±0,5°;

(2) на высоте 120±9 м над уровнем земли у контрольной точки, находящейся под траекторией полета;

(3) в пределах ±10° от зенита или ±20 м, в зависимости от того, какая величина больше;

(4) при установившемся режиме движения по глиссаде со скоростью, равной сертифицированной наивыгоднейшей скорости набора высоты V_y или наименьшей утвержденной скорости захода на посадку, в зависимости от того, какая из величин больше, с постоянной мощностью силовой установки;

(5) при стабилизированной максимальной эксплуатационной частоте вращения несущего винта (±1 %).

H36.109. Методика измерения шума

(a) ***Общие положения.***

(1) Измерения, регламентированные в данном параграфе, обеспечивают получение данных об уровнях шума вертолета в третьоктавных полосах частот.

(2) Данные об уровне звукового давления для сертификации вертолета по шуму должны быть получены с помощью утвержденной сертифицирующим органом электроакустической аппаратуры и записывающих устройств.

(3) Пункты (b), (c) и (d) настоящего параграфа регламентируют требуемое оборудование и его технические характеристики. Пункты (e) и (f) регламентируют методики калибровки и измерений.

(b) ***Измерительная система.*** Акустическая измерительная система должна состоять из утвержденной сертифицирующим органом аппаратуры, эквивалентной перечисленной ниже:

(1) микрофонная система с частотной характеристикой и направленностью, которые являются совместимыми с точностью измерительной и анализирующей систем, регламентированной в пункте (c) данного параграфа;

(2) треноги или аналогичные приспособления, которые обладают минимальным воздействием на измеряемую звуковую энергию;

(3) записывающее и воспроизводящее оборудование, параметры, частотная характеристика и динамический диапазон которого являются совместимыми с требованиями к чувствительности и точности, регламентированными в пункте (c) данного параграфа;

(4) калибраторы, использующие синусоидальный сигнал или «розовый шум» известных уровней: когда используется «розовый шум», определенный в пункте (e)(1) данного параграфа, сигнал должен описываться среднеквадратичными значениями;

(5) анализирующая аппаратура с чувствительностью и точностью, которые отвечают требованиям пункта (d) или превосходят данные требования;

(6) аттенюаторы, применяемые для изменения диапазонов измерения, регистрации, воспроизведения или анализа шума вертолета, которые должны обеспечивать одинаковый шаг изменения диапазона работы (выраженный в дБ), при рассогласовании между двумя настройками аттенюаторов не более 0,2 дБ.

(c) ***Воспринимающая, регистрирующая и воспроизводящая аппаратура.***

(1) Шум, производимый вертолетом, должен регистрироваться таким образом, чтобы сохранить полную информацию, включая ее запись по времени. Допускается запись на магнитную ленту.

(2) Микрофон должен быть емкостного типа, чувствительным к давлению, или его эквивалент, утвержденный сертифицирующим органом, как, например, микрофон свободного поля с корректировкой на угол падения волны на диафрагму:

(i) изменение чувствительности системы «микрофон–предусилитель» в пределах угла падения ±30° (60–120°) от нормали к диафрагме не должно превевышать следующих значений:

Частота, Гц	Изменение чувствительности, дБ
45–1120	1,0
1120–2240	1,5
2240–4500	2,5
4500–7100	4,0
7100–11200	5,0

При установленном ветрозащитном экране изменение чувствительности в плоскости диафрагмы микрофона не должно превосходить 1 дБ для диапазона частот 45–11200 Гц;

(ii) частотная характеристика системы «микрофон (включая корректировку на угол падения в случае ее применения) – предусилитель – ветрозащитный экран» в свободном звуковом поле должна определяться применением либо электростатического калибратора с сообщенными изготовителем поправками, либо безэховой камеры; калибрующее устройство должно обеспечивать синусоидальные колебания на центральных частотах стандартных третьоктавных полос от 50 до 10000 Гц. Частотная характеристика должна быть пологой, соответствующей следующим допустимым пределам:

Частота, Гц	Допуск, дБ
45–4500	±1,0
4500–5600	±1,5
5600–7100	(+1,5) ÷ (–2,0)
7100–9000	(+1,5) ÷ (–3,0)
9000–11200	(+2,0) ÷ (–4,0)

(iii) технические характеристики, касающиеся чувствительности к внешним факторам, таким, как температура, относительная влажность и вибрации, должны соответствовать публикации Международной электротехнической комиссии № 179 «Прецизионные шумомеры», ссылка на которую сделана в 36.6 АП;

(iv) если скорость ветра превышает 3 м/с, при каждом измерении шума воздушного судна должен устанавливаться ветрозащитный экран; в результаты измерений должна вводиться поправка на любое уменьшение показаний, вызываемое установкой ветрозащитного экрана, в зависимости от частоты; любая введенная поправка должна представляться в отчете по испытаниям.

(3) Если для накопления данных в целях дальнейшего анализа применяется магнитофон, то записывающе-воспроизводящая система (включая ленту) должна обеспечивать следующие требования:

(i) электрический шумовой фон, производимый системой в каждой третьоктавной полосе, должен быть по крайней мере на 35 дБ ниже стандартного уровня, который определяется как уровень, который либо на 10 дБ ниже уровня 3%-ного нелинейного искажения для непосредственной записи, либо представляет собой отклонение ±40% при частотно-модулированной записи;

(ii) при стандартном уровне записи скорректированная частотная характеристика в каждой выбранной третьоктавной полосе частот в диапазоне 44–180 Гц должна быть плоской в пределах ±0,75 дБ, а в каждой полосе в диапазоне 180–11200 Гц должна быть плоской в пределах ±0,25дБ;

(iii) если система в целом отвечает требованиям пункта (c)(2)(ii) данного параграфа и если ограничения динамического диапазона оборудования являются недостаточными для получения адекватной информации о спектре, то в записывающий канал должно быть введено предварительное усиление высоких частот с их последующим обратным ослаблением при воспроизведении записи. В случае введения предварительного усиления высоких частот записываемый уровень звукового давления при частоте замеренного звукового сигнала в диапазоне 800–11200 Гц не может меняться более чем на 20 дБ между максимальным и минимальным уровнями третьоктавных полос.

(d) ***Анализирующая аппаратура.***

(1) Частотный анализ акустических сигналов должен производиться с применением третьоктавных фильтров, которые соответствуют рекомендациям Международной электротехнической комиссии, содержащимся в публикации № 225 «Октавные, полуоктавные и третьоктавные по-

лосовые фильтры, предназначенные для анализа звука и вибраций» (ссылка — в 36.6 АП).

(2) Должен использоваться набор из 24 последовательных третьоктавных фильтров. Первый фильтр набора должен быть настроен на центральную среднегеометрическую частоту 50 Гц, последний фильтр — на 10000 Гц. Пульсация на выходе каждого фильтра должна быть менее 0,5 дБ.

(3) Индикаторный прибор анализатора может быть аналоговым или цифровым, или представлять собой комбинацию обоих типов. Предпочтительная последовательность обработки сигналов:

(i) квадрирование выходных сигналов третьоктавных фильтров;

(ii) осреднение или интегрирование;

(iii) преобразование линейного выражения в логарифмическое.

(4) Каждый детектор должен работать в диапазоне, превышающем минимальный динамический диапазон 60 дБ, и действовать как индикатор среднеквадратичных значений импульсов синусоидально меняющегося тона с коэффициентом амплитуды по крайней мере 3 в следующих динамических диапазонах:

(i) до 30 дБ ниже максимального значения — с точностью ±0,5 дБ;

(ii) от 30 до 40 дБ ниже максимального значения — с точностью ±1,0 дБ;

(iii) в оставшемся диапазоне ниже 40 дБ от максимального значения — с точностью ±2,5 дБ.

(5) Осредняющие свойства интегратора должны быть проверены следующим образом:

(i) «белый шум» должен пропускаться через третьоктавный полосовой фильтр с центральной частотой 200 Гц, при этом выходной сигнал поочередно подается к каждому детектору/интегратору; затем должно быть определено стандартное отклонение измеряемых уровней по статистически значимому числу выборок фильтруемого «белого шума» с интервалом не менее 5 с; стандартное отклонение должно быть 0,48±0,06 дБ при 95%-ном доверительном интервале; если контрольный сигнал не может быть легко подан на каждый детектор/интегратор, то приведенная проверка может быть заменена для данных анализаторов утвержденным эквивалентным методом;

(ii) чувствительность каждого детектора/интегратора к резкому возникновению или исчезновению синусоидального сигнала постоянной амплитуды при центральной частоте соответствующей третьоктавной полосы измеряется в момент выборки, т.е. через заданные интервалы после возникновения или исчезновения сигнала; характеристика нарастания сигнала до достижения установившегося уровня:

Интервал, с	Значение сигнала, дБ
0,5	4,0±1,0
1,0	1,75±0,5
1,5	1,0±0,5
2,0	0,6±0,25

(iii) характеристика спадания должна быть такой, чтобы сумма показаний (дБ) ниже первоначально установившегося уровня и соответствующего показания характеристики нарастания составляла 6,5±1,0 дБ как через 0,5 с, так и через 1 с, а при последующих измерениях сумма показаний нарастания и спадания должна быть более 7,5 дБ.

Примечание 1. Для анализаторов с линейным детектированием аппроксимацией данной характеристики является соотношение:

$$SPL(i,k) = 10 \lg [0{,}13\ (10^{0{,}1(Li,k-3)}) \pm \pm 0{,}21\ (10^{0{,}1(Li,k-2)}) \pm \pm 0{,}27\ (10^{0{,}1(Li,k-1)}) \pm \pm 0{,}39\ (10^{0{,}1(Li,k)})]$$

При применении описанной аппроксимации калибрующий сигнал должен быть установлен без данного взвешивания.

Примечание 2. У некоторых анализаторов частота выборки является недостаточной для восприятия сигналов со значением пик-фактора более 3 (обычным для шума вертолета). Предпочтительно не применять подобные анализаторы для сертификации вертолетов. Целесообразно использовать анализирующие системы с высокой частотой выборки сигнала (свыше 60 кГц) или те, у которых аналоговые системы расположены до цифрового преобразователя на выходе каждого третьоктавного фильтра.

(iv) Анализаторы, в которых применяется истинное интегрирование, не могут непосредственно отвечать требованиям (i), (ii) и (iii), поскольку их общее время осреднения больше интервала выборок. Соответствие таких анализаторов требованиям может быть показано эквивалентными величинами на выходе процессора. Кроме того, в случае когда имеет место «мертвое время», в течение которого производится считывание данных и выполнение нового набора интегратора, относительная величина потерь не должна превосходить 1 % от общего объема данных. В тех случаях, когда используется анализатор, в котором применяется истинное интегрирование, эту характеристику можно получить позже чем через 2,5 с от момента запуска, применяя непрерывный процесс экспоненциального осреднения с использованием следующего соотношения:

$$SPL(i,k) = 10 \lg\{(1 - 1/R)\ \mathrm{antilg}\ [0{,}1\ SPL(i,k-1)] + + (1/R)\ \mathrm{antilg}\ [0{,}1\ SPL(i,k)] + + (1/R)\ \mathrm{antilg}\ [0{,}1\ SPL(i,k+1)]\},$$

где SPL(i,k) — уровень звукового давления в k-й момент времени в i-й третьоктавной полосе частот; R = 2,5 для линейного изменения регистрируемых данныхс интервалом 0,5 с.

(6) Интервал выборок между последовательными считываниями данных не должен превосходить 500 мс, и его значение должно быть известно с точностью до ±1%. Момент времени, которым характеризуется считывание данных, наступает на 0,75 с раньше, чем фактическое время считывания при интервале выборки 2 с.

(7) Разрешающая способность анализатора должна быть по крайней мере 0,25 дБ.

(8) После исключения всех систематических ошибок допускается отличие уровня каждого выходного сигнала анализатора от уровня входного сигнала в пределах ±1,0 дБ. Общие систематические ошибки для каждого из выходных уровней не должны превосходить ±3,0 дБ. Для смежных систем фильтров систематические поправки между примыкающими третьоктавными каналами не должны превосходить 4,0 дБ.

(9) Динамический диапазон анализатора (под которым понимается разность между наибольшим выходным уровнем и максимальным уровнем шума анализатора) при анализе одного полета вертолета должен быть не менее 60 дБ.

(e) ***Калибровки.***

(1) В пределах 5 дней перед началом каждой серии испытаний электронная система, собранная в комплекте, в котором она будет установлена в поле, включая кабели, должна быть подвергнута электрической калибровке по частоте и амплитуде с использованием сигнала «розовый шум» известной частоты, уровень которого охватывает диапазон уровней сигналов, поступающих от микрофона. В данном случае «розовый шум» означает шум, для которого спектральная плотность мощности изменяется обратно пропорционально частоте, в диапазоне частот 45–11200 Гц. При использовании этого сигнала он должен быть выражен посредством осредненных среднеквадратичных значений для неперегруженного уровня сигнала. Эта калибровка системы должна быть повторена в течение 5 дней в конце каждой серии испытаний в соответствии с требованиями сертифицирующего органа.

(2) Непосредственно перед и после каждой серии испытаний должна быть выполнена зарегистрированная акустическая калибровка системы на месте испытаний с помощью акустического калибратора с целью проверки чувствительности системы и обеспечения исходного уровня отсчета для анализа результатов измерения уровня шума. Рабочие параметры аппаратуры должны считаться удовлетворительными, если в ходе испытания в течение дня изменение величины калибровки не превышает 0,5 дБ.

(3) Калибровка системы «микрофон–предусилитель» для различных углов падения звуковой волны на мембрану приемника производится синусоидальным сигналом, частота которого изменяется в диапазоне 50–10000 Гц и совпадает с центральными частотами третьоктавных полос. Калибровка должна быть выполнена в течение 90 дней до начала каждой серии испытаний.

(4) Каждая бобина магнитной ленты должна:

(i) быть откалибрована пистонфоном;

(ii) в начале и конце иметь калибрующий сигнал в виде «розового шума» продолжительностью не менее 15 с в соответствии с пунктом (e)(1) данного параграфа.

(5) Данные измерений, записанные на ленту, не считаются надежными, если разность между уровнями «розового шума», записанного до и после испытаний, в каждой третьоктавной полосе превышает 0,75 дБ.

(6) В течение 6 календарных месяцев, предшествующих началу каждой серии испытаний, должно быть продемонстрировано соответствие третьоктавных фильтров рекомендациям публикации МЭК № 1260, ссылка на которую сделана в 36.6 данной Части АП. Однако для каждого фильтра должна быть определена поправка для эффективной ширины полосы, относящаяся к центральной частоте полосы, путем:

(i) измерения чувствительности фильтра к синусоидальным сигналам минимум при 20 частотах, равнорасположенных между двумя центральными частотами примыкающих третьоктавных полос; или

(ii) применения утвержденной сертифицирующим органом эквивалентной методики.

(7) Анализ параметров калибровки каждой части калибруемой аппаратуры, включая пистонфоны, эталонные микрофоны и включаемые в сеть устройства напряжения, должен быть произведен в течение 6 календарных месяцев, предшествующих началу каждой серии испытаний. Результаты каждой калибровки должны доводиться до сведения сертифицирующего органа.

(f) ***Методики измерения шума.***

(1) Каждый микрофон должен быть установлен таким образом, чтобы его диафрагма располагалась в вертикальной плоскости, проходящей через траекторию полета вертолета. При этом чувствительные элементы всех микрофонов должны находиться на высоте приблизительно 1,2 м над уровнем земли.

(2) Непосредственно перед и после каждой серии испытательных полетов и каждого дня испытаний проводится акустическая калибровка системы на месте испытаний. Фоновый шум должен регистрироваться в течение по меньшей мере 10 с и характеризовать акустический фон, включая шум системы, который существует при полетах, выполняемых для определения пролетного шума.

H36.111. Представление и корректировка результатов измерений

(a) ***Общие положения.*** Данные, представляющие результаты физических измерений, и поправки к ним, связанные с изменениями чувствительности аппаратуры, должны фиксироваться в стандартной форме и прилагаться к результатам измерений. Каждая поправка должна быть отмечена и представлена на утверждение сертифицирующему органу. Должна быть сделана оценка каждой индивидуальной погрешности, присущей каждой операции, применяемой при получении окончательных данных.

(b) ***Представление данных.***

(1) Замеренные и скорректированные уровни звукового давления должны представляться в значениях уровней в третьоктавных полосах частот, полученных с помощью оборудования, соответствующего стандартам, регламентированным в Н36.109 данного Приложения.

(2) В отчетных документах должен быть зафиксирован тип аппаратуры, применяемой для измерения и расчета всех акустических характеристик, характеристик работы вертолета и метеорологических данных.

(3) В отчетных документах должны быть зафиксированы данные об окружающей атмосфере, требующиеся для демонстрации соответствия требованиям данного Приложения.

(4) В отчетных документах должны быть зафиксированы местные топографические условия, состояние поверхности земли и явления, которые могут повлиять на регистрируемый шум.

(5) Должна быть зафиксирована следующая информация о вертолете:

(i) тип, модель и серийные номера (если они имеются) двигателей и винтов;

(ii) габаритные размеры вертолета и расположение двигателей;

(iii) максимальная масса вертолета при каждом испытательном полете и диапазон положений центра тяжести при каждой серии испытаний;

(iv) конфигурация вертолета, включая положение шасси;

(v) воздушная скорость (км/ч);

(vi) характеристики работы двигателя вертолета и частота вращения винта, определенные при каждом демонстрационном испытании по показаниям приборов вертолета и на основании данных изготовителя;

(vii) траектория полета вертолета над уровнем земли (м), определенная методом, который утвержден сертифицирующим органом и является независимым от бортовой измерительной аппаратуры, таким, как радиолокационное сопровождение, теодолитная триангуляция, лазерная траекторография или масштабный фотометод.

(6) Скорость и положение вертолета и параметры работы двигателя должны быть зарегистрированы с утвержденной частотой замеров, достаточной для приведения к исходным условиям сертификации по шуму, регламентированным в Н36.3 данного Приложения. Боковое положение относительно исходной траектории полета должно быть зафиксировано в отчетных документах.

(c) ***Корректировка данных.***

(1) Результаты измерения шума должны быть приведены к исходным условиям сертификации по шуму на основании требований, изложенных в Н36.3 и Н36.205 данного Приложения.

(2) Отличие условий испытаний от исходных условий сертификации оказывает влияние на измеренные траектории и скорости полета вертолета, на величину затухания звука в атмосфере, на параметры, определяющие механизмы шума винтов вертолета. Все параметры траектории полета вертолета и режима работы его силовой установки для исходных условий сертификации определяются изготовителем и утверждаются сертифицирующим органом. После приведения результатов измерения шума вертолета на местности к исходным условиям сертификации поправка к величине эффективного воспринимаемого уровня шума EPNL должна быть менее 2 EPNдБ для любой комбинации следующих условий:

(i) вертолет не пролетает точно над контрольной точкой на местности;

(ii) наличие любой разности между исходной линией пути и фактическим минимальным расстоянием от вертолета до контрольной точки на местности;

(iii) наличие любой разности между фактическим углом наклона траектории захода на посадку и углом исходной траектории захода на посадку при сертификации по шуму;

(iv) наличие всякой поправки к измеренным уровням шума при пролете, которая учитывает любую разность исходных и измеренных значений тяги или мощности двигателя.

Подобные требования к поправкам установлены в Н36.205 данного Приложения.

(3) Уровни звукового давления во временном интервале, соответствующем снижению уровня воспринимаемого шума на 10 TPNдБ относительно максимального значения, либо должны превосходить средние уровни фонового шума, установленные в соответствии с подпунктом §А36.3 (f)(3), по крайней мере на 5 дБ в каждой третьоктавной полосе, либо быть скорректированы согласно утвержденному сертифицирующим органом методу, с тем чтобы их ввести в расчет общего шума вертолета. EPNL не может быть рассчитан и представлен в виде конечного результата на основании данных, из которых, в соответствии с требованиями настоящего параграфа, было исключено более четырех третьоктавных полос в каждом спектре, измеренном во временном интервале, соответствующем снижению уровня шума на 10 TPNдБ.

(d) ***Действительность результатов.***

(1) Результаты испытаний должны обеспечить получение трех средних значений EPNL внутри 90%-ных доверительных интервалов; каждое значение состоит из трех арифметических осреднений скорректированных измерений шума для всех признанных действительными испытаний. 90%-ный доверительный интервал определяется отдельно для взлета, горизонтального полета и захода на посадку.

(2) Минимальное количество замеров, допустимое для каждого режима полета — взлета, захода на посадку и горизонтального полета, составляет шесть. Количество замеров должно

быть достаточным, чтобы для оценок средних уровней шума вертолета обеспечить 90%-ный доверительный интервал не более ±1,5 EPNдБ. Ни один результат испытаний не должен быть исключен из процесса осреднения, за исключением случаев, которые, возможно, будут установлены сертифицирующим органом.

(3) Для обеспечения требований данного Приложения необходимы по меньшей мере шесть взлетов, шесть заходов на посадку и шесть горизонтальных полетов. Для выполнения расчетов в соответствии с данными требованиями при каждом полете во всех точках измерения шума должны быть произведены замеры, признанные удовлетворительными.

H36.113. Атмосферное поглощение звука

(a) ***Спектры звукового давления,*** измеренные в течение сертификационных испытаний по шуму в соответствии с данным Приложением, должны быть скорректированы для исходных условий, регламентированных в H36.3 (a). Поправки должны учитывать все причины уменьшения уровня звукового давления на пути распространения звука между вертолетом и микрофоном, обусловленные различиями атмосферных параметров при испытаниях и исходных условиях. Если атмосферные параметры выходят за пределы, установленные в данном Приложении, то результаты испытаний являются неприемлемыми.

(b) ***Коэффициенты поглощения звука.*** Коэффициенты поглощения звука в атмосфере для каждой третьоктавной полосы в диапазоне частот 50–10000 Гц должны быть определены либо в соответствии с зависимостями и таблицами публикации SAE ARP 866A «Стандартные величины атмосферного поглощения в зависимости от температуры и влажности для применения при оценке пролетного шума воздушного судна», либо с помощью публикации ИКАО «Международные стандарты и рекомендуемая практика. Охрана окружающей среды», Приложение 16, том 1, 1993, ссылка на которые сделана в 36.6 данной Части АП, либо с помощью формул и таблиц, приведенных в A36.7 Приложения А данной Части АП.

(c) ***Поправки на атмосферное поглощение.***

(1) Величины EPNL, рассчитанные на основании результатов измерений, должны быть скорректированы, если:

(i) окружающие атмосферные условия (температура и относительная влажность) не соответствуют исходным условиям, соответственно 25°C и 70%;

(ii) измеренные траектории полета не соответствуют исходным траекториям полета;

(iii) температура и относительная влажность, измеренные на высоте полета вертолета и на высоте 10 м над поверхностью земли, будут осредняться и использоваться для корректировки, учитывающей поглощение звука на пути его распространения.

(2) Среднее значение коэффициента поглощения звука на всем пути его распространения от вертолета до микрофона должно быть рассчитано для каждой третьоктавной полосы в диапазоне частот 50–10000 Гц. Эти значения коэффициентов поглощения должны быть использованы при расчете поправок, требующихся в соответствии с H36.111 (c) данного Приложения.

Часть C — Оценка и расчет шума (применимость — 36.803)

H36.201. Оценка уровня шума в EPNдБ

(a) Единицей оценки шума вертолета на местности является эффективный уровень воспринимаемого шума (EPNL). С учетом замечаний, изложенных в пункте (b) данного параграфа, расчет величины EPNL производится по методикам, приведенным в Приложении B к АП-36. При определении величины EPNL производится расчет:

(1) уровней воспринимаемого шума;

(2) поправок на неравномерность спектра;

(3) поправок на продолжительность шума.

(b) В отличие от методики, изложенной в B36.5 (a), при определении уровня шума вертолета поправки на неравномерность спектра должны учитываться начиная с третьоктавной полосы с центральной частотой 50 Гц.

H36.203. Расчет уровней шума

(a) Для определения степени соответствия уровня шума вертолета предельно допустимым значениям, регламентированным в H36.305, необходимо выполнить следующие процедуры:

(1) для каждого пролета вертолета над тремя точками измерения шума на местности определяются три скорректированных значения EPNL;

(2) для каждого сертифицируемого режима полета вертолета (взлет, горизонтальный полет, заход на посадку), включающего n пролетов над точками измерения шума, формируется массив из (n·3) скорректированных значений EPNL, находится среднее значение EPNL, которое и определяет фактический уровень шума вертолета на местности на рассматриваемом режиме полета; при этом число пролетов (n) должно быть не менее шести.

(b) Для каждого режима полета вертолета (взлет, горизонтальный полет, заход на посадку) на основе массива (n·3) скорректированных значений EPNL определяется величина доверительного интервала для среднего скорректированного значения EPNL при 90%-ном доверительном интервале.

H36.205. Подробные методики корректировки данных

(a) ***Общие положения.*** Описанный в настоящем параграфе метод корректировки данных применяется к результатам, полученным в трех точках измерения шума вертолета (под трассой полета и сбоку от трассы) на режимах взлета, горизонтального полета и захода на посадку. Принимается, что величины характерных углов θ и λ на рассматриваемых режимах полета (см. рис. H1, H2, H3) являются одинаковыми для условий испытаний и исходных условий сертификации. Угол визирования вертолета ψ (для боковой точки измерения шума) должен быть определен при испытаниях, и данные о нем должны быть представлены в отчете об испытаниях. Сертифицирующий орган устанавливает допустимые пределы изменения угла ψ, при превышении которых поправки к результатам измерений в боковых измерительных точках могут определяться по специальным методикам, утвержденным сертифицирующим органом.

(b) Поправки к значению EPNL, определенному на основе результатов измерений, учитывающие влияние на шум вертолета отличий между условиями испытаний и исходными условиями сертификации, не должны превышать следующих значений:

(i) для режима взлета — 4 EPNдБ, при этом арифметическая сумма поправки $\Delta 1$ и выражения $-7{,}5 \lg (QK/Q_rK_r)$ из соотношения для поправки $\Delta 2$ в целом не превышает 2 EPNдБ;

(ii) для пролета или захода на посадку — 2 EPNдБ.

(c) Если условия испытаний не соответствуют исходным условиям, регламентированным в H36.305 данного Приложения, то должны выполняться следующие корректирующие процедуры:

(1) Если отклонение от исходных условий приводит к уменьшению уровня шума, то должна быть сделана соответствующая положительная корректировка величины EPNL, рассчитанной по результатам измерений. Условия, которые могут привести к введению положительной поправки:

(i) атмосферное поглощение звука при условиях испытаний больше, чем при исходных условиях;

(ii) траектория полета при испытаниях выше, чем при исходных условиях;

(iii) масса при испытаниях меньше максимальной сертифицированной массы.

(2) Если отклонение от исходных условий испытаний приводит к увеличению уровня шума, то не должно выполняться никакой корректировки величины EPNL, рассчитанной на основании измерений, если только данная поправка не является результатом:

(i) меньшего атмосферного поглощения звука при условиях испытаний, чем при исходных условиях;

(ii) более низкой траектории полета при испытаниях, чем при исходных условиях.

(3) Процедура корректировки результатов измерения шума вертолета включает в себя следующие операции:

(i) траектории полета должны быть определены как для исходных условий сертификации, так и для условий испытаний; измерение траектории полета и время регистрации уровня шума на местности синхронизированы с помощью специального синхронизирующего сигнала, что позволяет установить однозначное соответствие между положением вертолета на траектории полета и уровнем воспринимаемого шума в точке на местности; траектория взлета вертолета для исходных условий сертификации может быть определена на основании утвержденных сертифицирующим органом данных изготовителя;

(ii) определяется протяженность пути распространения звука от положения вертолета на траектории в момент времени, соответствующий времени регистрации в точке на местности максимального уровня воспринимаемого шума PNLTM, до микрофона, соответственно для условий испытаний и исходных условий сертификации; далее выполняется корректировка измеренного спектра звукового давления, соответствующего уровню воспринимаемого шума PNLTM, для учета влияния следующих факторов:

— изменения коэффициента атмосферного поглощения звука;

— изменения атмосферного поглощения звука вследствие разности протяженности путей распространения звука в условиях испытаний и в исходных условиях сертификации;

— обратной квадратичной зависимости уровня шума от протяженности путей распространения звука.

Далее по скорректированному спектру звукового давления рассчитывается новое значение уровня воспринимаемого шума PNLTM; разность между скорректированным и измеренным значениями PNLTM дает искомую поправку $\Delta 1$, которая должна быть сложена алгебраически с величиной EPNL, рассчитанной на основе результатов измерений;

(iii) при расчете поправки на продолжительность шума из-за изменения высоты полета вертолета используются определенные на предыдущем этапе расчетов протяженности путей распространения шума от вертолета до точки на местности для момента времени, который соответствует регистрации максимального уровня воспринимаемого шума PNLTM на местности, в условиях испытаний и в исходных условиях сертификации. Поправка на продолжительность шума должна быть алгебраически сложена с величиной EPNL, рассчитанной на основании результатов измерений:

(iv) на основании утвержденных сертифицирующим органом данных, которые в форме графиков или таблиц дают зависимость изменения величин EPNL от параметров, характеризующих условия работы винтов вертолета, определяется поправка на изменение шума источника в условиях испытаний по сравнению с исходными условиями сертификации, которая алгебраически суммируется с измеренным уровнем шума EPNL.

(b) ***Траектория взлета.***

(1) Типичные траектории взлета для условий испытаний и исходных условий сертификации приведены на рис. H1:

(i) исходная траектория взлета описана в H36.3 (c);

(ii) параметры траектории полета в условиях испытаний зависят от методики пилотирования, массы вертолета и от атмосферных условий — температуры и давления воздуха, скорости и направления ветра.

(2) При взлете вертолет приближается к точке C в горизонтальном полете на высоте 20 м над уровнем земной поверхности либо со скоростью V_y±9 км/ч, либо с наименьшей утвержденной скоростью набора высоты при взлете ±9 км/ч, в зависимости от того, какая скорость больше. Частота вращения несущего винта (об/мин) поддерживается постоянной (±1%), указанной в Руководстве по летной эксплуатации. Вертолет стабилизируется в прямолинейном полете со скоростью, равной наивыгоднейшей скорости набора высоты V_y, до точки C, где устанавливается взлетный режим работы двигателей и начинается установившийся режим набора высоты. Установившийся набор высоты сохраняется в течение периода времени, соответствующего изменению уровня воспринимаемого шума в диапазоне PNLTM – 10 TPNдБ, и до конца траектории взлета при сертификации по шуму (точка I). Положение точки C может меняться в пределах, допускаемых сертифицирующим органом. Положение вертолета должно быть зарегистрировано на участке траектории взлета (CI), достаточном для обеспечения записи во всем интервале времени, на протяжении которого уровень шума находится в пределах PNLTM – 10 TPNдБ. Точка A — контрольная точка (место измерения шума) под траекторией полета.

(3) На рис. H1 представлены также важные геометрические параметры, влияющие на распространение шума. Точка L представляет собой положение вертолета на измеренной траектории взлета, которому соответствует восприятие PNLTM в контрольной точке A; $L_г$ — соответствующее положение вертолета на исходной траектории взлета. Прямые AL и $AL_г$ образуют углы θ с соответствующими им траекториями. Точка T соответствует положению вертолета на измеренной траектории взлета, ближайшему к контрольной точке A на местности, а $T_г$ — соответствующая точка на исходной траектории. Минимальные расстояния от точки A до измеренной и исходной траекторий полета указаны соответственно прямыми AT и $AT_г$, перпендикулярными к траекториям полета.

(c) ***Траектория горизонтального полета.***

(1) Траектория горизонтального полета при сертификации вертолета по шуму показана на рис. H2. Значение воздушной скорости полета при испытаниях должно выдерживаться в пределах ±9 км/ч от исходной воздушной скорости, приведенной в H36.3 (d). Для каждого полета разность между воздушной и путевой скоростью не должна превышать 18 км/ч в течение периода времени, соответствующего изменению уровня шума вертолета в диапазоне PNLTM – 10 TPNдБ. На этом же участке должна быть стабилизирована максимальная частота вращения несущего винта (±1 %). Если удовлетворяются другие требования при испытаниях, направление полета вертолета над центральной точкой измерения шума на местности может изменяться на противоположное при каждом последующем пролете для получения трех испытательных полетов в каждом из направлений.

(2) На рис. H2 представлены сравнительные траектории полета для случая, когда условия испытаний не соответствуют регламентированным исходным условиям. Запись шума должна производиться при нахождении вертолета на дистанции DJ, достаточной для регистрации уровня шума в течение периода времени, соответствующего изменению уровня шума вертолета в диапазоне PNLTM – 10 TPNдБ. Траектория полета определяется высотой AG. Точка M соответствует положению вертолета на измеренной траектории полета в момент регистрации в точке на местности максимального уровня воспринимаемого шума PNLTM, точка $M_г$ — соответствующая точка на исходной траектории полета.

(d) ***Траектория захода на посадку.***

(1) На рис. H3 показан пример типичных траекторий захода на посадку в условиях испытаний и в исходных условиях сертификации.

(2) Вертолет достигает точки H со средним углом наклона траектории захода на посадку 6±0,5°, при этом уровень шума должен быть в диапазоне PNLTM – 10 TPNдБ. Методика захода на посадку должна быть приемлемой для сертифицирующего органа и должна быть включена в Руководство по летной эксплуатации.

(3) На рис. H3 показаны участки измеренной и исходной траекторий захода на посадку, включая важные геометрические параметры, влияющие на уровень измеряемого шума. Линия EK представляет собой измеренную траекторию захода на посадку с углом наклона η, точки $E_г$ и $K_г$ определяют исходную траекторию захода на посадку с углом наклона 6°. Точка N представляет собой положение вертолета на измеренной траектории захода на посадку, при которой в точке измерения шума A вос-

принимается максимальный уровень воспринимаемого шума PNLTM, точка $M_г$ представляет собой соответствующее положение вертолета на исходной траектории захода на посадку. Измеренный и исходный пути распространения шума характеризуются соответственно отрезками AN и $AN_г$, оба эти отрезка образуют одинаковые углы с соответствующими траекториями полета. Точка S представляет собой точку на измеренной траектории захода на посадку, ближайшую к точке A; $S_г$ — соответствующая точка на исходной траектории захода на посадку. Минимальные расстояния до измеренной и исходной траектории полета показаны соответственно линиями AS и $AS_г$, перпендикулярными к соответствующим траекториям.

(e) ***Поправка на шум источника при горизонтальном полете.***

(1) Для режима горизонтального полета, если любое соотношение трех факторов:

(i) отклонение воздушной скорости от исходной;

(ii) отклонение частоты вращения несущего винта от исходной;

(iii) отклонение температуры от исходной —

приводит к отклонению числа Маха относительной скорости потока в концевом сечении наступающей лопасти несущего винта ($M_{отн}$) от исходной величины, то должны быть определены поправки на шум источника.

Эта поправка должна быть определена на основании данных, представленных изготовителем и одобренных сертифицирующим органом.

(2) Поправка на отклонение от исходного значения числа Маха ($M_{отн}$) наступающей лопасти несущего винта должна определяться с помощью графической зависимости PNLTM от $M_{отн}$, полученной на основе выполненных горизонтальных полетов при различных воздушных скоростях, близких к исходной воздушной скорости. Если испытываемый вертолет не может достигнуть исходного значения воздушной скорости, то допускается экстраполяция графической зависимости при условии, что данные охватывают диапазон числа Маха по скорости полета по крайней мере до M = 0,3. Число $M_{отн}$ наступающей лопасти должно быть рассчитано с использованием истинной воздушной скорости, температуры окружающего воздуха и частоты вращения несущего винта. Должна быть получена отдельная функциональная зависимость PNLTM от числа $M_{отн}$ наступающей лопасти для каждой из трех точек измерения шума на местности при сертификационных испытаниях, т.е. вертикально под траекторией полета, слева и справа от траектории полета. Поправки к PNLTM должны быть внесены в результаты измерений в каждой контрольной точке с использованием соответствующей зависимости PNLTM от $M_{отн}$.

(f) ***Поправки PNLT.*** Если параметры атмосферы — температура и относительная влажность — отличаются от регламентированных в данном Приложении (соответственно 25°C и 70%), то на основании результатов измерений, выполненных в соответствии с пунктом (a) данного параграфа, должны быть введены поправки к EPNL, рассчитанные следующим образом:

(1) ***Траектория взлета.*** Для траектории взлета, представленной на рис. H1, определяется спектр звукового давления SPL(i) в контрольной точке на местности A (рассматриваются последовательно центральная и две боковые точки измерения шума), соответствующий максимальному значению уровня воспринимаемого шума PNLTM и положению вертолета на траектории в точке $L_г$.

(i) ***Этап 1.*** Рассчитывается скорректированный спектр звукового давления:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + [\alpha(i) - \alpha(i)_o]AL + \alpha(i)_o(AL - AL_г) + 20\ 1g\ (AL/AL_г)\ ,$$

где SPL(i) и $SPL(i)_c$ представляют собой соответственно измеренный и скорректированный спектральные уровни звукового давления в i-й третьоктавной полосе частот. Первый корректирующий член учитывает влияние изменения коэффициента атмосферного поглощения звука; $\alpha(i)$ и $\alpha(i)_o$ — коэффициенты поглощения звука соответственно для условий испытаний и для исходных атмосферных условий (дБ/м); AL — измеренный путь распространения звука. Второй корректирующий член учитывает дополнительное изменение поглощения энергии звука в атмосфере в связи с изменением протяженности пути его распространения. Третий корректирующий член учитывает влияние изменения протяженности пути распространения шума на изменение уровня шума, обусловленное расширением фронта звуковой волны.

(ii) ***Этап 2.*** По скорректированному спектру звукового давления $SPL(i)_c$ рассчитывается PNLT и определяется поправка

$$\Delta 1 = PNLT - PNLTM\ ,$$

которая должна быть суммирована алгебраически с EPNL, рассчитанным на основании результатов измерений.

(2) ***Траектория захода на посадку.***

(i) процедура, описанная в пункте (f)(1) данного параграфа, применяется также для траектории захода на посадку, за исключением случаев, когда для корректировки спектра звукового давления используется соотношение

$$SPL(i)_c = SPL(i) + [\alpha(i) - \alpha(i)_o\ ]AN + \alpha(i)_o(AN - AN_г) + 20\ 1g\ (AN/AN_г)$$

При этом отрезки AN и $AN_г$ представляют собой соответственно измеренный и исходный пути распространения звука.

(ii) Остальная часть процедуры является такой же, как и описанная в пункте (f)(1)(ii) данного параграфа применительно к траектории взлета.

(3) ***Траектория горизонтального полета.*** Процедура, регламентированная в пункте (f)(l) данного параграфа используется также для траектории горизонтального полета, за исключением того, что величины $SPL(i)_c$ рассчитываются следующим образом:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + [\alpha(i) - \alpha(i)_o]AM + \alpha(i)_o(AM - AM_r) + 20\ 1g\ (AM/AM_r)$$

(g) ***Поправки на продолжительность.***

(1) Если измеренные траектории полета или путевые скорости не согласуются с соответствующими траекториями или скоростями, регламентированными как исходные в A36.5 (d)(2), необходимо величины EPNL, рассчитанные на основании результатов измерений, скорректировать на изменение продолжительности воздействия шума. Данные поправки должны быть рассчитаны следующим образом:

(i) ***Траектория взлета.*** Для траектории взлета, представленной на рис. H1, корректирующая поправка рассчитывается по формуле

$$\Delta 2 = -7{,}5\ \lg\ (AL/AL_r) + 10\ \lg\ (V/V_r)$$

Данная поправка должна быть алгебраически суммирована с EPNL, рассчитанным на основании результатов измерений. Знак «минус» показывает, что когда измеренная траектория полета находится на большей высоте, чем исходная траектория полета, величина EPNL, рассчитанная на основании результатов измерений, должна быть уменьшена.

(ii) ***Траектория захода на посадку.*** Для траектории захода на посадку, представленной на рис. H3, корректирующий член рассчитывается по формуле

$$\Delta 2 = -7{,}5\ \lg\ (AN/AN_r) + 10\ \lg\ (V/V_r)$$

(iii) ***Траектория горизонтального полета.*** Для горизонтального полета поправка рассчитывается по формуле

$$\Delta 2 = -7{,}5\ \lg\ (AM/AM_r) + 10\ \lg\ (V/V_r)$$

Часть D — Ограничения по шуму (применимость — 36.805)

H36.301. Измерение, оценка и расчет шума

Соответствие требованиям данной части настоящего Приложения должно быть показано при уровнях шума, измеренных, скорректированных и рассчитанных в соответствии с методами, изложенными в частях B и C настоящего Приложения.

H36.303. [Зарезервировано]

H36.305. Уровни шума

(a) ***Ограничения.*** Для обеспечения соответствия требованиям настоящего Приложения должно быть подтверждено летными испытаниями, что рассчитанные уровни шума вертолета в точках измерения, описанных в H36.101 данного Приложения, не должны превышать следующих значений с соответствующей интерполяцией между значениями масс:

(1) ***Нормы шума 1-й ступени*** для модифицированного варианта вертолета:

(i) уровни шума, рассчитанные для взлета, горизонтального полета и захода на посадку вертолета 1-й ступени, которые превосходят предельно допустимые уровни шума 2-й ступени плюс 2 EPNдБ, не могут после проведения изменения в типовой конструкции превосходить уровней шума, имевших место до изменения в типовой конструкции;

(ii) уровни шума, рассчитанные для взлета, горизонтального полета и захода на посадку каждого вертолета 1-й ступени, которые не превышают предельно допустимых уровней шума вертолетов 2-й ступени плюс 2 EPNдБ, не могут после проведения изменения в типовой конструкции превышать уровней шума 2-й ступени плюс 2 EPNдБ.

(2) ***Нормы шума 2-й ступени.***

Здесь M — максимальная взлетная масса (кг):

(i) при взлете:

EPNL = 89 EPNдБ при $M < 0{,}8 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = $9{,}97\ \lg\ (M/10^3) + 90{,}03$ EPNдБ при $0{,}8 \cdot 10^3 \le M < 80 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 109 EPNдБ при $M \ge 80 \cdot 10^3$ кг;

(ii) при горизонтальном полете:

EPNL = 88 EPNдБ при $M < 0{,}8 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = $9{,}97\ \lg\ (M/10^3) + 89{,}03$ EPNдБ при $0{,}8 \cdot 10^3 \le M < 80 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 108 EPNдБ при $M \ge 80 \cdot 10^3$ кг;

(iii) при заходе на посадку:

EPNL = 90 EPNдБ при $M < 0{,}8 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = $9{,}97\ \lg\ (M/10^3) + 91{,}03$ EPNдБ при $0{,}8 \cdot 10^3 \le M < 80 \cdot 10^3$ кг;

EPNL = 110 EPNдБ при $M \ge 80 \cdot 10^3$ кг.

(b) ***Допущения.*** Помимо превышения ограничений согласно 36.11 (b), ограничения по шуму, регламентированные в пункте (a) данного параграфа, могут быть превышены на одном или двух режимах полета вертолета (при взлете, горизонтальном полете или заходе на посадку), если:

(1) сумма превышений не более 4 EPNдБ;

(2) нет ни одного превышения более 3 EPNдБ;

(3) превышения полностью компенсируются снижением шума относительно норм на других режимах полета вертолета.

ПРИЛОЖЕНИЕ J
ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ЛЕГКИХ ВЕРТОЛЕТОВ
(применимость — раздел J)

Часть А — Исходные условия

J36.1. Общие положения

Данное Приложение устанавливает требования к шуму легких вертолетов, упомянутых в 36.1 АП, включающие:

(a) условия, при которых должны производиться сертификационные испытания по шуму вертолетов, упомянутых в разделе J АП-36, и измерительные процедуры, используемые согласно 36.1001 данной Части АП для измерения шума, производимого легким вертолетом во время каждого испытания;

(b) методики, по которым должно быть выполнено согласно 36.1003 приведение результатов измерений к исходным условиям, и расчет уровня шума, обозначаемого как уровень звукового воздействия (SEL);

(c) ограничения по шуму, соответствие которым должно быть показано согласно 36.1005.

J36.3. Исходные условия испытаний

(a) ***Метеорологические условия.*** Результаты измерения шума вертолета на местности должны быть приведены к следующим исходным атмосферным условиям:

(1) атмосферное давление на уровне моря 1013,25 гПа (760 мм рт.ст.);

(2) температура окружающего воздуха 25°С;

(3) относительная влажность 70%;

(4) штиль.

(b) ***Исходный профиль полета.***

(1) Вертолет стабилизируется в горизонтальном полете над контрольной точкой на высоте 150 м.

(2) Во время пролета по исходной методике выдерживается скорость $0{,}9V_H$, или $0{,}9V_{NE}$, или $0{,}45V_H$ + 120 км/ч, или $0{,}45V_{NE}$ + 120 км/ч — в зависимости от того, какая из этих величин меньше. Для целей сертификации по шуму V_H определяется как воздушная скорость в горизонтальном полете вертолета с максимальной сертифицированной массой, получаемая при крутящем моменте, соответствующем минимальной мощности двигателя, работающего на номинальном режиме (максимальной длительной мощности двигателя), при исходных метеорологических условиях, если более жесткие ограничения по летной годности не установлены изготовителем и не утверждены сертифицирующим органом, V_{NE} — определяется как воздушная скорость, не превышающая ограничений летной годности, установленных изготовителем и утвержденных сертифицирующим органом. Установленные таким образом V_H и V_{NE} должны быть приведены в Руководстве по летной эксплуатации вертолета;

(3) полет выполняется при стабилизированной максимальной эксплуатационной частоте вращения несущего винта; за максимальную эксплуатационную частоту вращения НВ принимается наивысшая номинальная частота вращения НВ, соответствующая предельному (с точки зрения летной годности) значению, установленному изготовителем и утвержденному сертифицирующим органом. В тех случаях, когда указывается допуск на максимальную частоту вращения НВ, максимальная эксплуатационная частота вращения НВ принимается равной максимальной частоте вращения НВ, на которую дается допуск.

Если частота вращения НВ устанавливается автоматически в зависимости от условий полета, то при акустической сертификации вертолета используется максимальная частота вращения НВ, соответствующая этим условиям полета. Если частота вращения НВ может изменяться пилотом, то при акустической сертификации используется максимальная эксплуатационная частота вращения НВ, указанная в разделе «Ограничения» Руководства по летной эксплуатации для номинального режима работы двигателя.

J36.5. [Зарезервировано]

Часть В — Измерение шума
(применимость — 36.1001)

J36.101. Условия проведения испытаний

(a) ***Общие положения.*** В данном параграфе регламентируются условия, в соответствии с которыми должны проводиться сертификационные испытания по определению шума, и методики измерения, которые должны применяться для определения производимого вертолетом шума при каждом испытании.

(b) ***Требования к проведению испытаний.***

(1) Испытания на соответствие установленным уровням шума вертолетов должны состоять из серии горизонтальных полетов на постоянной высоте, во время которых должны быть произведены замеры уровней шума в контрольной точке на местности.

(2) Контрольная точка на местности расположена под исходной траекторией полета на расстоянии 150 м от нее.

(3) Земная поверхность вокруг контрольной точки должна быть свободной от густой слежавшейся или высокой травы, кустарника или лесистых участков. Над точкой измерения шума в пределах кругового конуса с осью, перпендикулярной земле, и половинным углом раствора 80° не допускается наличие каких-либо препятствий, которые существенно влияют на звуковое поле, создаваемое вертолетом.

(4) Испытания осуществляются при массе вертолета, составляющей не менее 90% и не превышающей 105% от максимальной сертифицированной массы.

(5) Данные о рабочих характеристиках вертолета, достаточные для проведения корректировок в соответствии с J36.111 данного Приложения, должны содержать сведения об утвержденной сертифицированным органом аппаратуре и частоте замеров.

(c) ***Погодные ограничения.*** Испытания должны проводиться при следующих атмосферных условиях:

(1) атмосферные осадки отсутствуют;

(2) относительная влажность воздуха не выше 95 и не ниже 20%, а температура окружающего воздуха не выше 35 и не ниже 2°С на высоте от 1,2 до 10 м над поверхностью земли (если место проведения измерения расположено в пределах 2000 м от аэродромной метеостанции, то могут использоваться сообщаемые данные о температуре на аэродроме). Избегаются сочетания температуры и влажности, при которых коэффициент поглощения в третьоктавной полосе с центральной частотой 8 кГц превышает 10 дБ/100 м; зависимость коэффициентов поглощения от температуры и относительной влажности воздуха приводятся в документе ARP 866A и представлены в Приложении А к данной Части АП;

(3) допустимая скорость ветра не более 5,3 м/с (19 км/ч) и составляющая скорости ветра под прямым углом к направлению полета не более 2,5 м/с (9 км/ч) на высоте 1,2 м над поверхностью земли.

(d) ***Методика испытаний.***

(1) Методики испытаний, измерений и обработки результатов обеспечивают получение оценки шума в виде уровня звукового воздействия (SEL) в скорректированных по шкале «А» децибеллах.

(2) В ходе испытаний осуществляется равное число полетов при попутном и встречном ветре.

(3) Местоположение вертолета относительно фиксированной точки на траектории полета определяется не связанным с применением обычной бортовой аппаратуры методом, таким, как радиолокационное сопровождение, теодолитная триангуляция или масштабный фотометод, который утверждается сертифицирующим органом.

(4) Положение вертолета на траектории движения должно регистрироваться в течение всего времени, пока измеряемый уровень звукового давления находится в диапазоне $L_{макс}$ – 10 дБА. Измерительная аппаратура должна быть утверждена сертифицирующим органом.

J36.103. [Зарезервировано]

J36.105. Условия испытаний при полете

(a) Данный параграф в дополнение к требованиям, установленным в J36.101, относится ко всем испытаниям по определению уровня шума, проводимым в соответствии с Приложением J.

(b) Серия испытаний должна состоять по крайней мере из шести горизонтальных пролетов (трех в каждом направлении) над контрольной точкой на местности:

(1) на высоте 150±15 м над уровнем земной поверхности в районе контрольной точки;

(2) в течение всего времени, соответствующего уменьшению уровня шума на 10 дБА; вертолет осуществляет полет в пределах отклонения ±10° от вертикали над исходной линией пути, проходящей через точку измерения шума.

(c) Каждое испытание по определению уровня шума должно производиться:

(1) при скорости полета $0{,}9V_H$, или $0{,}9V_{NE}$, или $0{,}45V_H$ + 120 км/ч, или $0{,}45V_H$ + 120 км/ч, в зависимости от того, какая из величин меньше, поддерживаемой постоянной на всем участке полета, на котором производятся измерения;

(2) во время испытаний средняя частота вращения несущего винта отклоняется от максимальной рабочей не более чем на ±1 % в течение периода времени, соответствующего уменьшению уровня звукового давления на 10 дБА.

(d) Воздушная скорость вертолета не отличается от исходной воздушной скорости в демонстрационном полете более чем на ±5,0 км/ч в течение периода времени, соответствующего уменьшению уровня звукового давления на 10 дБА. При акустических испытаниях полеты вертолета выполняются на воздушной скорости, указанной в пункте (c) настоящего параграфа; при этом воздушная скорость корректируется при необходимости таким образом, чтобы число Маха относительной скорости потока в концевом сечении наступающей лопасти НВ ($M_{отн}$) соответствовало аналогичному числу Маха в исходных условиях сертификации. Число $M_{отн}$ определяется как отношение арифметической суммы окружной скорости конца наступающей лопасти НВ (V_T) и истинной воздушной скорости полета вертолета (V_R) к скорости звука при исходной температуре сертификации.

J36.107. [Зарезервировано]

J36.109. Методика измерения шума

(a) ***Общие положения.*** С разрешения сертифицирующего органа уровень звукового давления, создаваемого вертолетом, может записываться на магнитную ленту для последующей оценки. Кроме

того, взвешиваемые по шкале «А» данные об изменении уровня звука во времени можно регистрировать с помощью графического самописца, работающего в режиме «медленно», и на их основе в дальнейшем определять значение SEL. Значение SEL можно также определить непосредственно по данным интегрирующего измерителя уровня звукового давления, отвечающего стандартам Международной электротехнической комиссии (МЭК), изложенным в публикации № 804 и касающимся измерительного устройства типа 1, работающего в режиме «медленно». Вся измерительная аппаратура утверждается сертифицирующим органом. Данные об уровнях звукового давления для целей оценки уровня звукового воздействия получают с использованием акустической аппаратуры и методики измерения, которые соответствуют приведенным ниже в пункте (b) требованиям.

(b) ***Измерительная система.*** Акустическая измерительная система состоит из следующей эквивалентной утвержденной аппаратуры:

(1) микрофонная система с частотной характеристикой, соответствующей точности систем измерения и анализа, указанной в пункте (c);

(2) микрофонная стойка, влияние которой на измеряемый уровень звукового давления минимально;

(3) регистрирующая и воспроизводящая аппаратура, параметры, частотная характеристика и динамический диапазон которой отвечают требованиям пункта (c);

(4) акустические калибраторы, использующие синусоидальный сигнал или широкополосный шум с известным уровнем звукового давления. Если используется широкополосный шум, сигнал выражается через среднее и максимальное среднеквадратичное значение.

(c) ***Воспринимающая, регистрирующая и воспроизводящая аппаратура.***

(1) Характеристики полной системы соответствуют рекомендациям публикации МЭК № 651 в разделах, относящихся к характеристикам микрофона, усилителя и индикаторного прибора. Описание, испытания и технические требования публикации МЭК № 651 «Прецизионные шумомеры» введены путем соответствующих ссылок в настоящий параграф и являются его неотъемлемой частью.

(2) Если сертифицирующим органом требуется применение магнитофона, его характеристики соответствуют рекомендации МЭК № 1265.

(3) Характеристики всей системы при воздействии плоской бегущей синусоидальной волны постоянной амплитуды укладываются в допуски, указанные в таблицах IV и V для приборов типа 1 (публикация МЭК № 651), кривая взвешивания «А» — в диапазоне частот 45–11500 Гц.

(4) При всех измерениях вертолетного шума используется микрофон с ветрозащитным экраном. Характеристики ветрозащитного экрана таковы, что при его использовании вся система, включая сам экран, будет удовлетворять указанным выше требованиям. Вносимые экраном потери на частоте калибратора должны быть также известны и учитываться в измеряемом уровне звука при анализе результатов измерений.

(d) ***Калибровки.*** Общая чувствительность измерительной системы проверяется до начала испытаний и периодически в ходе испытаний с использованием акустического калибратора, генерирующего известный уровень звукового давления на известной частоте. Для этой цели обычно используется пистонфон, работающий при номинальных параметрах: уровень сигнала — 124 дБ, частота сигнала — 250 Гц.

(e) ***Методика измерения шума.***

(1) Микрофон устанавливается таким образом, чтобы чувствительный элемент находился на высоте 1,2 м над уровнем земли, и ориентируется так, чтобы плоскость мембраны была параллельна вертикальной к поверхности земли плоскости, проходящей через траекторию полета вертолета.

(2) Если производится магнитофонная запись шумового сигнала, то частотная характеристика электрической системы определяется при проведении каждой серии испытаний, для чего производится запись случайного или псевдослучайного «розового шума». Выходной сигнал генератора шумов проверяется на соответствие стандарту в лабораторных условиях в пределах 6-месячного периода, охватывающего серию испытаний; допустимое отклонение относительного выходного сигнала в каждой третьоктавной полосе частот не превышает 0,2 дБ. Проводится достаточное число измерений, для того чтобы общие данные калибровки системы были известны для каждого испытания.

(3) Там, где частью измерительной цепи является магнитофон, для осуществления вышеуказанной цели в начале и в конце каждой магнитной ленты записывается электрический калибровочный сигнал продолжительностью 30 с. Кроме того, данные регистрации считаются надежными только в том случае, если разница между уровнями калибовочных сигналов, пропускаемых через третьоктавный фильтр с центральной частотой 10 кГц, составляет не более 0,75 дБ.

(4) В районе испытаний определяется окружающий шум, включая как акустический фон, так и электрический шум измерительных систем; это производится при тех же уровнях усиления системы, которые будут использоваться для измерения вертолетного шума. Если уровни звукового давления вертолета не превышают уровни фона белее чем на 15 дБА, то пролеты могут выполняться на утвержденной меньшей относительной высоте, а результаты корректируются по контрольной точке измерения с помощью утвержденного метода.

J36.111. Представление и корректировка результатов измерений

(a) ***Общие положения.*** Данные, представляющие результаты физических измерений и поправки к ним, связанные с изменением чувствительности аппаратуры, должны фиксироваться в стандартной форме и прилагаться к результатам измерений. Каждая поправка должна быть отмечена и представлена на утверждение сертифицирующему органу. Должна быть сделана оценка индивидуальной погрешности, присущей каждой операции, применяемой для получения окончательных данных.

(b) ***Представление данных.***

(1) Представляются измеренные и скорректированные уровни звукового давления, полученные с помощью аппаратуры, отвечающей требованиям J36.109.

(2) Указывается тип аппаратуры, использованной для измерения и анализа всех акустических характеристик вертолета и метеорологических данных.

(3) Указываются следующие метеорологические параметры, измеренные непосредственно перед испытанием, после и во время него в точке наблюдения, описанной в J36.101:

(i) температура воздуха и относительная влажность;

(ii) скорость и направление ветра;

(iii) атмосферное давление.

(4) Приводятся замечания по топографии местности, состоянию поверхности земли и другим факторам, которые могли бы отразиться на записи звука.

(5) Представляется следующая информация о вертолете:

(i) тип, модель и серийные номера вертолета, двигателя (двигателей), несущего винта (винтов);

(ii) любые модификации или нестандартное оборудование, которые, вероятно, могут оказать влияние на акустические характеристики вертолета;

(iii) максимальная сертифицированная взлетная и посадочная масса;

(iv) приборная воздушная скорость (км/ч) и частота вращения несущего винта (об/мин) при каждом демонстрационном полете;

(v) эксплуатационные параметры двигателя при каждом демонстрационном полете.

(6) Данные о местоположении и характеристиках вертолета, а также измерения шума приводятся к исходным условиям сертификации по шуму, как указано в J36.3 данного Приложения. Эти условия, включая исходные параметры, методику и конфигурации, указываются.

(c) ***Корректировка данных.***

(1) Если условия сертификационных испытаний отличаются от исходных условий, производится соответствующая корректировка измеренных уровней шума с помощью методов, указанных в данном параграфе.

(2) Можно вносить коррективы только на влияние различий в сферическом распространении звука на траектории полета вертолета при испытаниях и на исходной траектории. Нет необходимости вносить коррективы на различия в атмосферном поглощении, обусловленные отличием метеорологических условий при испытаниях от исходных метеорологических условий, а также на различия в путевой скорости вертолета в условиях испытаний и в исходных условиях.

(3) Коррективы на сферическое распространение могут быть приближенно выражены следующим образом:

$$\Delta 1 = 12{,}5\ \lg (H/150)\ \text{дБ},$$

где H — высота полета вертолета (м), когда он находится непосредственно над точкой измерения шума.

(d) ***Действительность результатов.***

(1) Пролет над точкой измерения выполняется по крайней мере шесть раз. Результаты испытаний дают среднее значение SEL и его 90%-ные доверительные интервалы, а уровень шума является среднеарифметическим значением скорректированных результатов акустических измерений, выполненных во время всех отвечающих требованиям испытательных полетов над измерительной точкой по исходной методике.

(2) Выполняется достаточно большое количество измерений, чтобы получить 90%-ный доверительный интервал, не превышающий ±1,5 дБА. Из процесса осреднения нельзя исключать ни одного результата испытаний без специального разрешения сертифицирующего органа. Для вычисления 90%-ного доверительного интервала следует использовать методику, изложенную в Техническом руководстве ИКАО по окружающей среде, регламентирующем использование методик при сертификации воздушных судов по шуму (Doc 9501).

J36.113. [Зарезервировано]

Часть C — Оценка и расчет шума (применимость — 36.1003)

J36.201. Оценка уровня звукового воздействия (SEL)

(a) Уровень звукового воздействия (SEL — Sound Exposure Level) L_{AE} соответствует интегрированному за данный период времени квадрату звукового давления, скорректированному по шкале «A» (p_A), по отношению к квадрату стандартного порогового звукового давления (p_0), или 20 мкПа, и исходной продолжительности 1 с:

$$L_{AE} = 10 \lg \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} \left(\frac{p_A(t)}{p_0} \right)^2 dt,$$

где T_0 = 1 с — исходное время интегрирования; t_2–t_1 — период времени интегрирования.

Вышеприведенный интеграл может быть также выражен в следующем виде:

$$L_{AE} = 10 \lg \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{\frac{L_A(t)}{10}} dt,$$

где $L_A(t)$ — изменяющийся во времени уровень звукового давления, скорректированный по шкале «А».

(b) На практике время интегрирования $(t_2 - t_1)$ соответствует, как минимум, периоду времени, в течение которого $L_A(t)$ изменяется на 10 дБА относительно своего максимального значения.

(c) Уровень звукового воздействия может быть аппроксимирован с помощью выражения:

$$L_{AE} = L_{A\,макс} + \Delta A,$$

где ΔA — поправка на продолжительность воздействия шума:

$$\Delta A = 10 \lg \tau, \text{ где } \tau = (t_2 - t_1) / 2$$

Здесь $L_{A\,макс}$ — максимальный уровень звукового давления (дБ), скорректированный по шкале «А» (при «медленной» реакции прибора), по отношению к квадрату стандартного порогового звукового давления p_0.

Часть D — Ограничения по шуму (применимость — 36.1005)

J36.301. Измерение, оценка и расчет шума

Соответствие требованиям данной части настоящего Приложения должно быть показано при уровнях шума, измеренных, скорректированных и рассчитанных в соответствии с методиками, изложенными в частях B и C настоящего Приложения.

J36.303. [Зарезервировано]

J36.305. Уровни шума

Для легких вертолетов, указанных в 36.1 АП, с максимальной сертифицированной взлетной массой, при которой запрашивается сертификация по шуму, вплоть до 788 кг, максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методом оценки шума, изложенным в части C настоящего Приложения, не превышают 82 дБ SEL и возрастают на 3 дБ при каждом увеличении массы в два раза после этого. Для расчета предельно допустимого значения уровня звукового воздействия для вертолета с заданной взлетной массой можно использовать следующие выражения:

если $M < 0{,}788 \cdot 10^3$ кг, то L = 82 дБ SEL;

если $M \geq 0{,}788 \cdot 10^3$ кг,
то $L = 83{,}03 + 9{,}971 g\,(M/10^3)$ дБ SEL ,
где M — максимальная взлетная масса (кг).

ПРИЛОЖЕНИЕ К
ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ СВЕРХЛЕГКИХ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ (применимость — раздел К)

Часть А — Общие положения

К36.1. Область действия

(a) В настоящем Приложении содержится инструктивный материал, определяющий сертификацию по шуму сверхлегких самолетов. Правила предназначены обеспечить единообразие испытаний по оценке соответствия допустимым нормам шума, а также получить возможность сравнения результатов испытаний сверхлегких самолетов различных типов, проведенных в разных условиях.

(b) Материалы настоящего Приложения должны применяться к самолетам, на которые распространяется действие 36.1 данной Части АП.

Часть В — Измерение шума

К36.101. Условия проведения испытаний

(a) В качестве единицы оценки шума следует использовать уровень звукового воздействия, как это определено в публикации Международной электротехнической комиссии (МЭК) № 804 (1985), который основывается на интегрировании уровня звукового давления, скорректированного по шкале «А», за период времени, когда он находится в пределах 10 дБА от его максимального значения в процессе измерения пролетного шума.

(b) Результаты измерений шума должны быть скорректированы для следующих исходных атмосферных условий:

(1) атмосферное давление на уровне моря 1013,25 гПа (760 мм рт.ст);

(2) температура окружающего воздуха 25°С;

(3) относительная влажность окружающего воздуха 70%;

(4) штиль.

(c) ***Погодные ограничения.*** Испытания должны проходить при следующих атмосферных условиях:

(1) осадки отсутствуют;

(2) относительная влажность не выше 95 и не ниже 20%, температура окружающего воздуха не выше 35 и не ниже 2°С на высоте от 1,2 до 10 м над землей, за исключением случаев, когда нужно избегать сочетания температуры и относительной влажности, которые на графике зависимости относительной влажности от температуры находятся ниже прямой линии, проведенной через точки (2°С, 60%) и (35°С, 20%);

(3) средняя скорость ветра не более 5,3 м/с (19 км/ч) на высоте 1,2 м над землей, а скорость порывов ветра не должна превышать 6,4 м/с (23 км/ч). Должно выполняться равное количество полетов при попутном и встречном ветре, так чтобы суммарная боковая составляющая скорости ветра равнялась нулю. Для определения скорости ветра можно воспользоваться ручным анемометром;

(4) отсутствуют аномальные условия ветра, которые могли бы существенно повлиять на уровень регистрируемого шума самолета.

(d) Измерения шума самолета в полете должны выполняться на относительно ровной местности, не характеризующейся чрезмерным поглощением звука, которое может иметь место при наличии густой, слежавшейся или высокой травы, кустарника или лесистых участков. В пределах конического пространства над точкой измерения с осью, перпендикулярной земле, и половинным углом раствора 80° не допускается наличие каких-либо препятствий, которые существенно влияют на звуковое поле, создаваемое самолетом.

(e) Сверхлегкий самолет должен пролетать над точкой измерения шума на относительной высоте 150±30 м при максимальной тяге:

(1) Если горизонтальный полет при максимальной тяге невозможен вследствие, например, чрезмерных нагрузок, изменения центровки или превышения скорости V_{NE}, для сверхлегких самолетов, управляемых относительно трех осей, самолет должен набирать высоту таким образом, чтобы пролететь над микрофоном на заданной относительной высоте.

(2) Тяга и курс должны устанавливаться за 250 м до прохождения над микрофоном и выдерживаться на протяжении 250 м после его пролета.

(3) Сверхлегкий самолет должен пролетать над микрофоном в коридоре ±10° от вертикали.

(4) Относительная высота и боковое отклонение самолета относительно микрофона должны определяться методом, не связанным с применением обычной бортовой аппаратуры, таким, как масштабный фотометод, или другими методами, которые утверждаются сертифицирующим органом.

К36.103. Акустическая измерительная система

(a) Данные об уровнях звукового давления на местности для оценки уровня шума самолета должны быть получены с использованием акустической аппаратуры и методики измерения, которые соответствуют требованиям, приведенным ниже в пункте (b).

(b) Акустическая измерительная система должна состоять из следующей эквивалентной утвержденной аппаратуры:

(1) микрофонная система с частотной характеристикой, соответствующей по точности системе измерения и анализа, указанной в К36.105;

(2) треноги или аналогичные микрофонные стойки, влияние которых на измеряемый звук минимально;

(3) записывающая и воспроизводящая аппаратура, технические параметры, частотная характеристика и динамический диапазон которых соответствуют требованиям К36.105 в отношении чувствительности и точности;

(4) акустический калибратор, использующий синусоидальный сигнал или широкополосный шум с известным уровнем звукового давления. Если используется широкополосный шум, сигнал должен указываться через среднее и максимальное среднеквадратичное значение при неперегруженном уровне сигнала.

К36.105. Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура

(a) Уровень звука, создаваемого сверхлегким самолетом, должен записываться. По усмотрению сертифицирующего органа можно использовать магнитофон, самописец и измеритель уровня звука или интегрирующий измеритель уровня звука.

(b) Если уровень звукового воздействия (SEL — Sound Exposure Level) определяется на основе записи уровня шума, скорректированного по шкале «А», он должен рассчитываться так:

$$L_{AE} = L_{A\,макс} + \Delta A \text{ дБ SEL},$$

где $L_{A\,макс}$ — максимальный зарегистрированный уровень пролетного шума сверхлегкого самолета, скорректированный по шкале «А»; ΔA — поправка на продолжительность воздействия шума, равная $10 \lg \tau$ (здесь τ — половина времени, в течение которого уровень шума на местности находится в пределах 10 дБА от максимального уровня; 2τ — интервал времени, в течение которого уровень шума самолета изменяется в диапазоне $L_{A\,макс} - 10$ дБА).

(c) Характеристики всей системы должны соответствовать рекомендациям публикации МЭК № 651 в разделах, относящихся к характеристикам микрофона, усилителя и индикаторного прибора. Текст и технические требования публикации МЭК № 651 введены путем соответствующих ссылок в настоящий параграф и являются его неотъемлемой частью. Если используется интегрирующий измеритель уровня звука, то он должен соответствовать требованиям публикации МЭК № 804 к приборам типа 1.

(d) Если сертифицирующим органом требуется применение магнитофона, он должен соответствовать рекомендации МЭК № 1265.

(e) Характеристики всей системы при воздействии плоской бегущей синусоидальной волны постоянной амплитуды должны укладываться в допуски, указанные в таблицах IV и V публикации МЭК № 651 для приборов типа 1 и кривой «А» фильтра в диапазоне частот 45–11500 Гц.

(f) Как определено в публикации МЭК № 651, акустический сигнал пропускается через фильтр «А» с динамической характеристикой «медленно».

(g) Общая чувствительность измерительной системы должна проверяться до начала испытаний и периодически в ходе испытаний с использованием акустического калибратора, создающего известный уровень звукового давления на определенной частоте. Для этой цели обычно используется акустический калибратор, работающий при номинальных параметрах 94 дБ и 1 кГц.

(h) При использовании магнитофона или самописца уровень звукового воздействия может быть определен с помощью самописца уровня шума или цифрового индикатора.

(i) При всех измерениях авиационного шума должен использоваться микрофон с ветрозащитным экраном. Характеристики экрана должны быть таковы, что при его использовании вся система, включая сам экран, будет удовлетворять указанным выше требованиям. Вносимые им потери на частоте акустического калибратора также должны быть известны и учитываться при установлении уровня отсчета для анализа результатов измерений шума.

К36.107. Методика измерения шума

(a) Микрофон должен ориентироваться так, чтобы его мембрана была параллельна вертикальной плоскости, проходящей через траекторию полета самолета. Микрофон должен устанавливаться так, чтобы его ось была параллельна поверхности земли и располагалась на высоте 1,2 м над ней.

(b) Непосредственно до и после каждого испытания должна производиться регистрируемая калибровка системы измерения с использованием акустического калибратора.

(c) В районе испытаний должен записываться и определяться окружающий шум, включая как акустический фон, так и электрический шум измерительной системы. Это производится при тех же уровнях усиления системы, которые будут использоваться для измерения шума самолета. Если пиковый уровень шума сверхлегкого самолета, скорректированный по шкале «А», превышает фоновые уровни звукового давления не более чем на 15 дБА, должны вводиться утвержденные сертифицирующим органом поправки, учитывающие влияние фонового звукового давления на измеряемый уровень звукового давления.

К36.109. Результаты регистрации шума, их представление и утверждение

(a) Должны представляться измеренные и скорректированные уровни звукового давления, полученные с помощью аппаратуры, отвечающей требованиям, изложенным в К36.105.

(b) Должен указываться тип аппаратуры, использованной для измерений и анализа всех акустических характеристик сверхлегкого самолета, а также атмосферных данных.

(c) Должны указываться следующие метеорологические параметры, измеренные непосредственно перед каждым испытанием, после и во время него в точках наблюдения, описанных в К36.101:

(1) температура и относительная влажность воздуха;

(2) максимальная и средняя скорости ветра.

(d) Должна приводиться информация по топографии местности, состоянию поверхности земли и другим факторам, которые могли бы отразиться на записи звука.

(e) Должна приводиться также следующая информация о самолете:

(1) тип, модель и серийные номера двигателя (двигателей), воздушного винта (винтов), редуктора и применяемых на самолете шумоглушителей; целесообразно привести фотографию силовой установки и шумоглушителей;

(2) любые модификации или нестандартное оборудование, которые, вероятно, могут оказать влияние на характеристики шума сверхлегкого самолета;

(3) максимальная сертифицированная взлетная масса;

(4) для каждого пролета — воздушная скорость и температура воздуха на высоте пролета, определенные надлежащим образом откалиброванными инструментами;

(5) высота полета самолета над уровнем земли;

(6) максимальная установившаяся частота вращения воздушного винта по данным тахометра с точностью до 50 об/мин.

Часть С — Корректировка полученных данных

К36.201. Корректировка результатов испытаний

(a) Результаты измерений уровней звукового воздействия, выполненные при полете самолета на высотах, отличных от исходной высоты, должны приводиться к высоте 150 м по закону обратных квадратов и посредством внесения поправки Δ1 на атмосферное поглощение, с использованием следующей формулы:

$$\Delta 1 = 14\lg\frac{H}{150},$$

где H — высота полета сверхлегкого самолета над точкой измерения шума (м).

(b) В измеренный уровень звукового воздействия должна вноситься поправка Δ2 на шум воздушного винта:

$$\Delta 2 = 8{,}5\lg\frac{T - 0{,}0065H}{298},$$

где T — абсолютная температура воздуха на высоте установки микрофона во время испытаний (градусы Кельвина).

Если число Маха окружной скорости конца лопасти воздушного винта, измеренное в статических условиях, составляет менее 0,7, поправка Δ2 принимается равной нулю.

(c) Уровень звукового воздействия в исходных условиях определяется следующим образом:

$$L_{AE\ исх} = L_{AE\ изм} + \Delta 1 + \Delta 2 \text{ дБ SEL},$$

где $L_{AE\ изм}$ — измеренный уровень звукового воздействия.

К36.203. Действительность результатов

(a) Пролеты над точкой измерения выполняются по крайней мере шесть раз. По результатам испытаний определяется среднее значение уровня звукового воздействия SEL и его 90%-ный доверительный интервал.

(b) Выполняется достаточно большое количество измерений, чтобы статистически получить 90%-ный доверительный интервал, не превышающий ±1,5 дБ SEL. Из процесса осреднения нельзя исключить ни одного результата испытаний без специального разрешения сертифицирующего органа. Методы расчета 90%-ного доверительного интервала изложены в Добавлении 1 к Техническому руководству по окружающей среде, регламентирующему использование методик при сертификации воздушных судов по шуму (включено в качестве ссылочного материала в 36.6 данной Части АП).

Часть D — Ограничения по шуму

К36.301. Максимально допустимые уровни шума

Шум сверхлегких самолетов с массой менее 390 кг нормируется независимо от типа двигателя и массы самолета. В соответствии с сертификационной процедурой, описанной в настоящем Приложении, уровень звукового воздействия при пролете самолета над точкой измерения шума не должен превышать 82 дБ SEL.

ПРИЛОЖЕНИЕ N

ТРЕБОВАНИЯ ПО ШУМУ ДЛЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК (ВСУ) (применимость — раздел N)

Часть А — Общие положения

N36.1. Область действия

(a) В настоящем Приложении изложен инструктивный материал, определяющий сертификацию по шуму вспомогательных силовых установок и связанных с ними бортовых систем воздушных судов во время работы в наземных условиях. Инструктивный материал предназначен для обеспечения единообразия акустических испытаний ВСУ при оценке соответствия их уровней шума допустимым значениям, а также для сравнения результатов испытаний ВСУ воздушных судов различных типов.

(b) Материалы Приложения включают:

(i) условия, при которых должны проводиться измерения шума ВСУ, описываемые в 36.1401 данной части АП;

(ii) измерительные процедуры, применяемые согласно 36.1401 данной части АП для измерения шума ВСУ во время каждого испытания;

(iii) ограничения по шуму согласно 36.1405 данной части АП, соответствие которым должно быть установлено.

Часть В — Измерение шума

N36.101. Условия проведения испытаний

(a) Испытания должны проводиться при следующих метеорологических условиях:

(1) осадки отсутствуют;

(2) относительная влажность воздуха не выше 90 и не ниже 30%;

(3) температура окружающего воздуха не выше 35 и не ниже 2°С на высоте 1,6 м над землей;

(4) скорость ветра не более 19 км/ч;

(5) атмосферное давление не выше 1100 и не ниже 800 гПа.

(b) Измерения шума ВСУ должны проводиться на относительно ровной поверхности. Между воздушным судном и точками измерения не должно быть препятствий и отражающих поверхностей (за исключением поверхности грунта и воздушного судна), находящихся в достаточной близости к пути распространения звука и способных оказать заметное влияние на результаты измерений. Поверхность земли вокруг воздушного судна должна быть достаточно плоской и ровной, по крайней мере в зоне, ограниченной параллельными и находящимися на расстоянии 60 м от самого дальнего микрофона линиями.

(c) При акустических испытаниях аэродинамические поверхности управления воздушным судном должны быть в «нейтральном» положении с установленными струбцинами для закрепления рулей от воздействия порыва ветра на стоянке или как указано в утвержденном Руководстве по эксплуатации воздушного судна, которое находится на техническом обслуживании.

N36.103. Акустическая измерительная система

(a) Акустическая измерительная система состоит из утвержденной сертифицирующим органом аппаратуры, эквивалентной перечисленной ниже:

(1) микрофонная система с частотной характеристикой и направленностью, которые являются совместимыми с точностью измерительной и анализирующей систем, регламентируемой в N36.105 данного Приложения;

(2) треноги или аналогичные микрофонные стойки, которые обладают минимальным воздействием на характеристики измеряемого шума;

(3) записывающая и воспроизводящая аппаратура, параметры, частотная характеристика и динамический диапазон которой совместимы с чувствительностью и точностью, установленными в N.36.105 данного Приложения;

(4) калибраторы, использующие синусоидальный сигнал или широкополосный шум известных уровней; в случае если используется широкополосный шум, то соответствующий сигнал должен быть представлен с помощью средних и максимальных среднеквадратичных значений при регистрируемом уровне сигнала без перегрузки;

(5) анализирующая аппаратура с чувствительностью и точностью, которые отвечают требованиям N.36.105 данного Приложения;

(6) аттенюаторы, применяемые для изменения диапазонов измерения, регистрации, воспроизведения или анализа шума ВСУ, которые должны обеспечивать одинаковый шаг изменения диапазона работы (дБ) при рассогласовании между двумя настройками аттенюаторов не более 0,2 дБ.

(b) Система измерения метеорологических параметров должна отвечать следующим требованиям:

(1) скорость ветра измеряется прибором с диапазоном не менее 0–28 км/ч и точностью не менее ±2 км/ч;

(2) температура измеряется прибором с диапазоном не менее 0–40°С и точностью не менее ±0,5°С;

(3) относительная влажность измеряется прибором с диапазоном 0–100% и точностью ±5%;

(4) атмосферное давление измеряется прибором с диапазоном не менее 800–1100 гПа и точностью не менее ±3 гПа.

N36.105. Приемная, записывающая и воспроизводящая аппаратура

(a) Шум, производимый ВСУ, должен регистрироваться таким образом, чтобы сохранить полную информацию, включая ее запись во времени.

(b) Микрофон — конденсаторного типа, с равномерной диаграммой направленности, чувствительный к давлению, или его эквивалент, утвержденный сертифицирующим органом; микрофон должен соответствовать техническим требованиям публикации МЭК № 651, ссылка на которую сделана в 36.6 АП:

(1) частотная характеристика системы «микрофон – предусилитель – ветрозащитный экран» в свободном звуковом поле должна определяться путем применения либо электростатического калибратора, либо безэховой камеры; калибрующее устройство должно воспроизводить одно или несколько синусоидальных колебаний на центральных частотах стандартных третьоктавных полос в диапазоне 50–10000 Гц;

(2) технические характеристики, касающиеся чувствительности к температуре, влажности и вибрациям, должны соответствовать публикации МЭК № 179, ссылка на которую дана в 36.6 АП;

(3) если скорость ветра превышает 3 м/с, на микрофон устанавливается ветрозащитный экран, а результаты измерений корректируются с учетом влияния ветрозащитного экрана в зависимости от частоты.

(c) Если для регистрации результатов измерений используется магнитофон, то записывающе-воспроизводящая система (включая магнитную ленту) должна отвечать следующим требованиям:

(1) электрический шумовой фон, производимый системой в каждой третьоктавной полосе, должен быть по крайней мере на 35 дБ ниже стандартного уровня, который либо на 10 дБ ниже уровня 3%-ного нелинейного искажения для непосредственной записи, либо соответствует отклонению ±40% при частотно-модулированной записи;

(2) при стандартном уровне записи скорректированная частотная характеристика в каждой выбранной третьоктавной полосе частот в диапазоне 45–11200 Гц должна быть линейной в пределах ±0,5 дБ.

N36.107. Анализирующая аппаратура

(a) Частотный анализ акустических сигналов производится в диапазоне частот 45–11200 Гц с применением третьоктавных или октавных фильтров, характеристики которых соответствуют рекомендациям публикации МЭК № 1260 (ссылка на нее дана в 36.6 АП); неравномерность амплитудно-частотной характеристики на выходе каждого фильтра должна быть менее 0,5 дБ.

(b) Индикаторный прибор анализатора может быть как аналоговым, так и цифровым, или представлять собой комбинацию обоих типов.

(c) Каждый детектор должен работать в минимальном динамическом диапазоне 50 дБ и действовать как индикатор среднеквадратичного значения для синусоидальных тоновых импульсов с коэффициентами амплитуды не менее 3 в следующих динамических диапазонах:

(1) до 30 дБ ниже максимального значения — с точностью ±0,5 дБ;

(2) от 30 до 40 дБ ниже максимального значения — с точностью ±1 дБ;

(3) в диапазоне ниже 40 дБ от максимального значения — с точностью ±2,5 дБ.

(d) Среднеквадратичное звуковое давление должно быть осреднено во времени посредством интегрирования возведенного в квадрат выходного сигнала с фильтра в интервале интегрирования, протяженность которого должна быть не менее 8 с. Все данные должны обрабатываться в диапазоне частот 45–11200 Гц.

(e) Суммарная амплитудно-частотная характеристика трактов измерения и обработки данных должна быть линейной в пределах 3 дБ в диапазоне частот 45–11200 Гц. Градиент частотной характеристики в любом участке данного частотного диапазона не должен превышать 5 дБ на октаву.

(f) Разрешающая способность трактов измерения и обработки данных должна быть по крайней мере 1 дБ.

N36.109. Методика измерения шума

(a) За исключением конкретно оговоренных случаев измерения шума должны осуществляться с помощью микрофонов, установленных на высоте 1,6±0,025 м над поверхностью земли или поверхностью, где могут стоять пассажиры или обслуживающий персонал; при этом мембрана микрофона должна быть параллельна поверхности земли и обращена вверх.

(b) Точки измерения шума должны быть следующими:

(1) грузовые двери: измерения производятся в местах расположения каждой грузовой двери при открытых дверях, при этом воздушное судно должно иметь типичную наземную конфигурацию, как при проведении технического обслуживания; измерения производятся в центре открытой двери в плоскости внешней обшивки фюзеляжа;

(2) пассажирские двери: измерения производятся в местах расположения каждой пассажирской двери при открытых дверях на вертикальной осевой линии дверного проема в плоскости внешней обшивки фюзеляжа;

(3) места обслуживания: измерения производятся во всех местах обслуживания, где обычно работает персонал во время наземного обслужи-

вания воздушных судов; эти места определяются в соответствии с утвержденными Руководством по эксплуатации и обслуживанию воздушного судна;

(4) точки наблюдения: измерения производятся в точках, расположенных на периметре прямоугольника, охватывающего самолет (рис. N1), с интервалом 5 м; применительно к самолетам, длина фюзеляжа которых превышает 30 м, этот интервал принимается равным 10 м; разметку точек на периметре в пределах длины фюзеляжа самолета производят от хвостовой части к носовой; в тех случаях, когда длина фюзеляжа самолета не кратна интервалу разбивки, допускается, чтобы последний интервал в пределах длины фюзеляжа имел 2–7 м (при интервале 5 м) или до 12 м (при интервале 10 м).

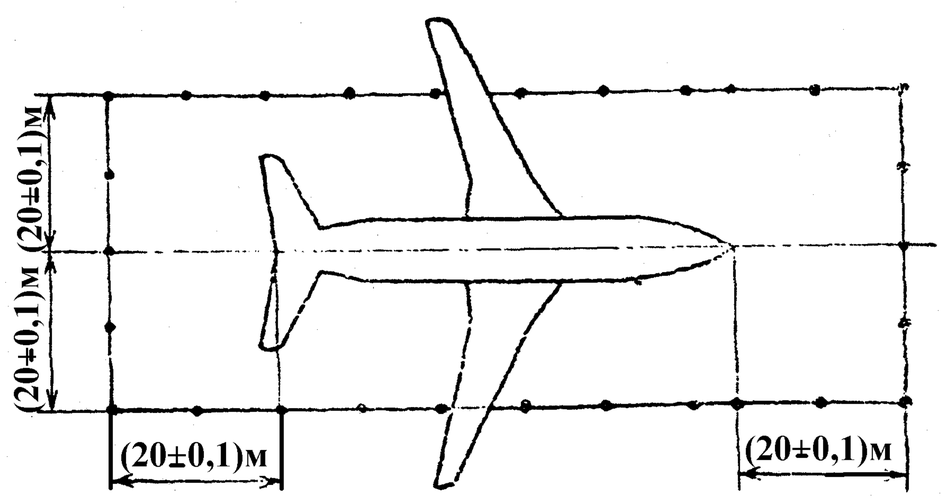


Рис. N1. Схема расположения точек измерения по периметру контрольного прямоугольника при акустических испытаниях ВСУ

(c) Метеорологические параметры должны измеряться в точке, расположенной на высоте 1,6 м на стороне периметра прямоугольника с наветренной стороны воздушного судна.

(d) Непосредственно до начала и после завершения акустических измерений проводят магнитную акустическую калибровку измерительного тракта; дополнительно следует проводить калибровку тракта при установке в магнитный регистратор каждой новой кассеты магнитной пленки.

(e) Процедура измерений шума заключается в записи звукового давления на регистратор с целью последующей обработки полученных данных; продолжительность записи шума в каждой измерительной точке должна составлять не менее 10 с; запись шума работающей ВСУ производится один раз в каждой измерительной точке.

(f) Перед началом испытаний и в конце их в каждой измерительной точке записывается фоновый шум, включающий как акустический фон при неработающей ВСУ, так и электрический фон измерительного тракта; перед началом испытаний и в конце их регистрируются параметры состояния атмосферы.

(g) Для регистрации эксплуатационных параметров ВСУ при проведении каждого измерения используется бортовая система измерений воздушного судна.

N36.111. Результаты измерений и их представление

(a) Для ВСУ как источника шума устанавливаются следующие шумовые характеристики:

(1) суммарный уровень звукового давления в полосе частот 45–11200 Гц, скорректированный по шкале «А» стандартного шумомера (дБ (А));

(2) уровень звукового давления в третьоктавных (октавных) полосах частот (дБ).

(b) Скорректированные по шкале «А» суммарные уровни звукового давления, определяемые на основе измеренных третьоктавных (октавных) спектров звукового давления, скорректированных по шкале «А» стандартного шумомера (дБ (А)).

(c) Суммарные уровни звукового давления, скорректированные по шкале «А», и уровни звукового давления в третьоктавных (октавных) полосах частот должны быть представлены с точностью до ближайшего значения (дБ) в форме таблицы с дополнительным графическим изображением, если это необходимо.

(d) По результатам испытаний представляются следующие данные:

(1) общие сведения (место и дата проведения; изготовитель и модель ВСУ; тип, модель и регистрационный номер воздушного судна; вид воздушного судна в двух проекциях с указанием места положения ВСУ и мест измерения шума);

(2) описание места проведения испытаний (тип земной поверхности, расположение сооружений и других воздушных судов относительно места испытаний);

(3) метеорологические данные для условий проведения каждого испытания (температура, влажность, давление, скорость и направление ветра);

(4) эксплуатационные данные для условий проведения каждого испытания: число работающих установок кондиционирования воздуха и их местоположение; частота вращения вала ВСУ (об/мин или проценты от номинального значения); номинальная частота вращения вала ВСУ (об/мин); мощность на валу ВСУ (л.с. или кВт); расход воздуха (кг/мин), подаваемого ВСУ по всем системам воздушного судна во время испытаний; температура выхлопных газов ВСУ в месте, указанном в утвержденном Руководстве по эксплуатации воздушного судна; режим работы системы кондиционирования воздуха — охлаждение или отопление; температура в воздухопроводе системы кондиционирования воздуха;

(5) измерительная аппаратура (краткое описание, данные об изготовителе, серийные номера, тип акустических и метеорологических измерительных приборов);

(6) акустические данные.

Часть C — Корректировка полученных данных

N36.201. Корректировка результатов испытаний

Представленные данные должны быть скорректированы при наличии высокого уровня окружающего шума. Поправки не требуются, если измеренный уровень звукового давления превышает уровень акустического фона на 10 дБ или более. Для уровней звукового давления, которые на 3–10 дБ превышают уровни фона, измеренные значения должны быть скорректированы по отношению к уровню акустического фона посредством логарифмического вычитания уровней. Если уровни звукового давления превышают уровни фона не более чем на 3 дБ, измеренные уровни могут быть скорректированы с использованием метода, одобренного сертифицирующим органом.

Часть D — Ограничения по шуму

N36.301. Максимальные уровни шума

Максимальные уровни шума, определенные в соответствии с методикой измерений, изложенной в части B данного Приложения, не должны превышать значений:

(a) 85 дБ (A) — в точках, указанных в N36.109 (b)(1), (2) и (3);

(b) 90 дБ (A) — в любой точке на периметре прямоугольника (см. N36.109 (b)(4), рис. N1).