

中华人民共和国交通运输部令

2022年第41号

《交通运输部关于修改〈航空器型号和适航合格审定噪声规定〉的决定》已于2022年11月15日经第27次部务会议通过，现予公布，自2023年1月1日起施行。

部长（签名章）

2022年11月21日

交通运输部关于修改《航空器型号和适航合格审定噪声规定》的决定

交通运输部决定对《航空器型号和适航合格审定噪声规定》（交通运输部令 2017 年第 33 号）作如下修改：

一、第 36.1 条(a)款增加一项，作为第(5)项：

“(5) 倾转旋翼航空器的型号合格证、补充型号合格证和改装设计批准书的颁发和更改，以及标准适航证的颁发。”

(c)款修改为：

“(c) 申请声学更改的申请人应当表明：除符合涉及民航管理的规章中适用的适航要求外，还符合本规定第 36.7 条、第 36.9 条、第 36.11 条或者第 36.13 条中适用的条款。”

(f)款(11)项修改为：

“(11) ‘第四章噪声级’指处于或者低于国际民用航空公约附件 16，环境保护，第 I 卷，航空器噪声，2017 年 7 月第八版，2020 年 7 月 20 日第 13 修正案（以下统称国际民用航空公约附件 16 卷 I）中第 4 章 4.4 条规定的最大噪声级。”

(f)款增加三项，作为(12)至(14)项：

“(12) ‘第五阶段噪声级’指处于或者低于本规定附件 B 第 B36.5 条(e)款规定的噪声限制的噪声级。

“(13) ‘第五阶段飞机’指已按本规定表明不超过本规定附件 B

第 B36.5 条(e)款规定的噪声限制的飞机。

“(14) ‘第十四章噪声级’ 指处于或者低于国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 14 章第 14.4 条规定的噪声限制的噪声级。”

二、将第 36.6 条(c)款(3)项修改为：

“(3) 国际标准和建议措施，标题是 ‘国际民用航空公约附件 16，环境保护，第 I 卷，航空器噪声’，2017 年 7 月第八版，2020 年 7 月 20 日第 13 修正案。”

三、第 36.7 条(e)款增加一项，作为第(5)项：

“(5) 如果在型号设计更改之前是第三阶段飞机，且在型号设计更改后是第五阶段飞机的，则该飞机应当保持为第五阶段飞机。”

(f)款增加一项，作为第(2)项：

“(2) 如果在型号设计更改之前是第四阶段飞机，且在型号设计更改后是第五阶段飞机的，则该飞机应当保持为第五阶段飞机。”

增加一款，作为(g)款：

“(g) 第五阶段飞机

“如果在型号设计更改之前是第五阶段飞机，则该飞机在更改后应当保持为第五阶段飞机。”

四、增加一条，作为第 36.13 条：

“第 36.13 条 声学更改：倾转旋翼航空器

“本条适用于在 2023 年 1 月 1 日或者之后根据 K 章申请声学更改批准的倾转旋翼航空器。

“(a) 为表明对 K 章的符合性，噪声级必须按照国际民用航空公

约附件 16 卷 I 第 13 章中规定的适用程序和条件进行测量、评定和计算。

“(b) 根据国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 13 章第 13.2 条（噪声评定度量）、第 13.3 条（噪声测量基准点）、第 13.6 条（噪声合格审定基准程序）中的规定来表明符合国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 13 章第 13.4 条（最大噪声级）、第 13.7 条（试验程序）的要求。

“(c) 在型号设计发生声学更改后，倾转旋翼航空器的最大噪声级不得超过第 36.1103 条中的规定。”

五、第 36.103 条增加一款，作为(d)款：

“(d) 2023 年 1 月 1 日或者之后提交型号合格审定申请的,申请人应当表明飞机的噪声级不超过本规定附件 B 第 B36.5 条(e)款中规定的第五阶段噪声限制。2023 年 1 月 1 日前提交申请的，申请人可以选择自愿按照第五阶段进行噪声合格审定。如果选择按照第五阶段进行审定，本规定第 36.7 条(g)款的要求适用。”

六、增加一条，作为第 36.106 条：

“第 36.106 条 飞行手册中第十四章等效性声明”

“所有满足第五阶段噪声合格审定要求的飞机，其飞行手册或者操作手册中必须包括以下声明：下列噪声级是对通过《航空器型号和适航合格审定噪声规定》（CCAR-36）（插入航空器审定所依据的 CCAR-36 修订版本号）规定的试验获得的数据进行分析得到的，满足《航空器型号和适航合格审定噪声规定》（CCAR-36）中第五阶段最大噪声级的要求。中国民用航空局认为，为获得这些噪声级而采用

的噪声测量和评定程序与国际民用航空公约附件 16 卷 I 的附录 2 中获得第十四章噪声级的程序等效。”

七、增加一章，作为 K 章

“K 章 倾转旋翼航空器

“第 36.1101 条 噪声测量和评定

“对于倾转旋翼航空器，其产生的噪声必须按国际民用航空公约附件 16 卷 I 附录 2 的规定或者按中国民用航空局接受的等效程序来测量和评定。

“第 36.1103 条 噪声限制

“(a) 2023 年 1 月 1 日或者之后提交型号合格审定申请的，应当表明飞机的噪声级不超过国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 13 章第 13.4 条规定的噪声限制。

“(b) 对于倾转旋翼航空器，其对本条(a)款的符合性必须按国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 13 章(或者中国民用航空局接受的等效方法)规定的噪声测量点和测试程序进行试验证明和噪声评定。”

八、附件 A 第 A36.1 条增加一款，作为第 A36.1.5 款：

“A36.1.5 对于第五阶段飞机，国际民用航空公约附件 16 卷 I 的附录 2，可以作为噪声测量和评定所选择的方法。”

九、附件 A 第 A36.6 条中表格最后增加两行：

Δ_B	TPNdB	频带共用修正。 $PNLTM=PNLT+\Delta_B$
Δ_{peak}	TPNdB	峰值修正。

		$EPNL_r = EPNL + \Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_3 + \Delta_{peak}$
--	--	--

十、附件 B 第 B36.1 条增加一款，作为(c)款：

“(c) 对于第五阶段飞机，国际民用航空公约附件 16 卷 I 的附录 2，是可接受的噪声测量和评定备选方法。”

十一、将附件 B 第 B36.5 条(d)款修改为：

“(d) 对于任何第四阶段飞机，其飞越、横向和进近最大噪声级为国际民用航空公约附件 16 卷 I 的第 4 章第 4.4 条和第 3 章第 3.4 条中规定的最大噪声级。”

增加一款，作为(e)款：

“(e) 对于任何第五阶段飞机，其飞越、横向和进近最大噪声级为国际民用航空公约附件 16 卷 I 的第 14 章第 14.4 条规定的最大噪声级。”

十二、附件 B 第 B36.7 条(b)款(7)项增加一目，作为第二目：

“其中， N_1 为压气机转速，指涡轮发动机低压压气机第一级的转速。”

十三、将第 36.1 条、第 36.6 条、第 36.105 条、附件 A 第 A36.1 条、附件 B 第 B36.1 条、附件 B 第 B36.5 条中的“国际民用航空公约附件 16，环境保护，第 I 卷，航空器噪声，2008 年 7 月第五版，2008 年 11 月 20 日第 9 修正案”统一修改为“国际民用航空公约附件 16 卷 I”。

本决定自 2023 年 1 月 1 日起施行。

《航空器型号和适航合格审定噪声规定》根据本决定作相应修

改，重新公布。

航空器型号和适航合格审定噪声规定

(2017年12月12日交通运输部公布 根据2022年11月21日《交通运输部关于修改〈航空器型号和适航合格审定噪声规定〉的决定》修正)

目 录

A 章 总则

第 36.1 条 适用范围和定义

第 36.2 条 申请日期的要求

第 36.3 条 与适航要求的相容性

第 36.5 条 本规定的限制

第 36.6 条 援引纳入

第 36.7 条 声学更改：运输类大飞机和喷气式飞机

第 36.9 条 声学更改：螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机

第 36.11 条 声学更改：直升机

第 36.13 条 声学更改：倾转旋翼航空器

B 章 运输类大飞机和喷气式飞机

第 36.101 条 噪声测量和评定

第 36.103 条 噪声限制

第 36.105 条 飞行手册中第四章等效性的声明

第 36.106 条 飞行手册中第十四章等效性声明

C 章 [备用]

D 章 [备用]

E 章 [备用]

F 章 螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机

第 36.501 条 噪声限制

G 章 [备用]

H 章 直升机

第 36.801 条 噪声测量

第 36.803 条 噪声评定和计算

第 36.805 条 噪声限制

I-J 章 [备用]

K 章 倾转旋翼航空器

第 36.1101 条 噪声测量和评定

第 36.1103 条 噪声限制

L-N 章 [备用]

O 章 文件、使用限制和资料

第 36.1501 条 程序、噪声级和其他资料

第 36.1581 条 手册、标记和标牌

第 36.1583 条 不符合噪声限制的农业和灭火用飞机

P 章 附则

第 36.2001 条 施行日期

附件 A 根据第 36.101 条航空器噪声的测量和评定

- 第 A36.1 条 引言
- 第 A36.2 条 噪声合格审定试验和测量条件
- 第 A36.3 条 对地面接收到的飞机噪声的测量
- 第 A36.4 条 根据测量数据计算有效感觉噪声级
- 第 A36.5 条 向中国民用航空局报送数据
- 第 A36.6 条 符号和单位
- 第 A36.7 条 大气的声衰减
- 第 A36.8 条 [备用]
- 第 A36.9 条 飞机飞行试验结果的修正

附件 B 根据第 36.103 条运输类和喷气式飞机的噪声级

- 第 B36.1 条 噪声测量和评定
- 第 B36.2 条 噪声评定的度量
- 第 B36.3 条 基准噪声测量点
- 第 B36.4 条 试验噪声测量点
- 第 B36.5 条 最大噪声级
- 第 B36.6 条 综合评定
- 第 B36.7 条 噪声合格审定基准程序和条件
- 第 B36.8 条 噪声合格审定试验程序

附件 C - E [备用]

附件 F 在 1988 年 11 月 17 日以前进行合格审定试验的螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机的飞越噪声要求

A 部分 总则

第 F36.1 条 范围

B 部分 噪声测量

第 F36.101 条 通用试验条件

第 F36.103 条 声学测量系统

第 F36.105 条 测量、记录和重放设备

第 F36.107 条 噪声测量程序

第 F36.109 条 数据记录、报送和认可

第 F36.111 条 飞行程序

C 部分 数据修正

第 F36.201 条 数据的修正

第 F36.203 条 结果的有效性

D 部分 噪声限制

第 F36.301 条 航空器的噪声限制

附件 G 在 1988 年 11 月 17 日或者之后进行合格审定试验的
螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机的起飞噪声要求

A 部分 总则

第 G36.1 条 范围

B 部分 噪声测量

第 G36.101 条 通用试验条件

第 G36.103 条 声学测量系统

第 G36.105 条 测量、记录和重放设备

第 G36.107 条 噪声测量程序

第 G36.109 条 数据记录、报送和接受

第 G36.111 条 飞行程序

C 部分 数据修正

第 G36.201 条 试验结果的修正

第 G36.203 条 结果的有效性

D 部分 噪声限制

第 G36.301 条 航空器的噪声限制

附件 H H 章直升机的噪声要求

A 部分 基准条件

第 H36.1 条 总则

第 H36.3 条 基准试验条件

第 H36.5 条 符号和单位

B 部分 根据第 36.801 条噪声的测量

第 H36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

第 H36.103 条 起飞试验条件

第 H36.105 条 飞越试验条件

第 H36.107 条 进近试验条件

第 H36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量

第 H36.111 条 实测数据的报送和修正

第 H36.113 条 大气的声衰减

C 部分 根据第 36.803 条噪声的评定和计算

第 H36.201 条 以 EPNdB 为单位的噪声评定

第 H36.203 条 噪声级的计算

第 H36.205 条 详细的数据修正程序

D 部分 根据第 36.805 条噪声的限制

第 H36.301 条 噪声的测量、评定和计算

第 H36.303 条 [备用]

第 H36.305 条 噪声级

附件 I [备用]

附件 J H 章最大审定起飞重量不大于 3175 公斤（7000 磅）
的直升机噪声合格审定的替代程序

A 部分 基准条件

第 J36.1 条 总则

第 J36.3 条 基准试验条件

第 J36.5 条 [备用]

B 部分 根据第 36.801 条噪声的测量程序

第 J36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

第 J36.103 条 [备用]

第 J36.105 条 飞越试验条件

第 J36.107 条 [备用]

第 J36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量

第 J36.111 条 报送要求

第 J36.113 条 [备用]

C 部分 根据第 36.803 条噪声的评定和计算

第 J36.201 条 以 SELdB 为单位的噪声评定

第 J36.203 条 噪声级的计算

第 J36.205 条 详细的数据修正程序

D 部分 根据第 36.805 条噪声的限制

第 J36.301 条 噪声的测量、评定和计算

第 J36.303 条 [备用]

第 J36.305 条 噪声限制

A 章 总则

第 36.1 条 适用范围和定义

(a) 本规定为以下证书的颁发和更改规定了噪声标准:

(1) 亚音速运输类大飞机和亚音速喷气式飞机的型号合格证、补充型号合格证和改装设计批准书的颁发和更改,以及标准适航证的颁发,中国民用航空局另有规定的除外。本规定中“亚音速运输类大飞机和亚音速喷气式飞机”是指最大起飞重量为 8618 公斤(19000 磅)以上的螺旋桨驱动的飞机和任何类别的亚音速喷气式飞机,但在最大起飞重量下所需起飞滑跑长度不大于 610 米的喷气式飞机除外。

(2) 螺旋桨小飞机及螺旋桨通勤类飞机的型号合格证、补充型号合格证和改装设计批准书的颁发和更改,以及标准适航证和限用类特殊适航证的颁发。设计用于农业作业运行和喷洒灭火材料的螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机以及中国民用航空局另有规定的除外。本规定中“螺旋桨小飞机及螺旋桨通勤类飞机”是指最大起飞重量为 8618 公斤(19000 磅)及其以下的螺旋桨驱动的飞机。

(3) [备用]

(4) 直升机的型号合格证、补充型号合格证和改装设计批准书的颁发和更改,以及标准适航证和限用类特殊适航证的颁发。专门用于农业作业、喷洒灭火材料或者机外载荷作业飞行的直升机以及中国民用航空局另有规定的除外。

(5) 倾转旋翼航空器的型号合格证、补充型号合格证和改装设计批准书的颁发和更改，以及标准适航证的颁发。

(b) 申请本规定所指定的适航证的申请人应当表明：除符合涉及民航管理的规章中适用的适航要求外，还符合本规定适用的条款。

(c) 申请声学更改的申请人应当表明：除符合涉及民航管理的规章中适用的适航要求外，还符合本规定第 36.7 条、第 36.9 条或者第 36.11 条或者第 36.13 条中适用的条款。

(d) [备用]

(e) [备用]

(f) 对于运输类大飞机和任何类别的喷气式飞机，就表明符合本规定而言，下列术语具有以下含义：

(1) “第一阶段噪声级”指大于本规定附件 B 第 B36.5 条(b)中规定的第二阶段噪声限制的飞越、横向或进近噪声级。

(2) “第一阶段飞机”指尚未按照本规定表明符合第二或第三阶段飞机所需达到的飞越、横向和进近噪声级的飞机。

(3) “第二阶段噪声级”指处于或低于本规定附件 B 第 B36.5 条(b)规定的第二阶段噪声限制，但高于本规定附件 B 第 B36.5 条(c)规定的第三阶段噪声限制的噪声级。

(4)“第二阶段飞机”指已按本规定表明符合本规定附件 B 第 B36.5 条(b)规定的第二阶段的噪声限制（包括使用第 B36.6 条中适用的综合评定条款），但不满足第三阶段噪声限制要求的飞机。

(5) “第三阶段噪声级”指处于或低于本规定附件 B 第 B36.5 条

(c)规定的第三阶段噪声限制的噪声级。

(6) “第三阶段飞机”指已按本规定表明符合本规定附件 B 第 B36.5 条(c)规定的第三阶段噪声限制（包括使用第 B36.6 条中适用的综合评定条款）的飞机。

(7) “亚音速飞机”指最大使用限制速度 M_{mo} 不超过马赫数 1 的飞机。

(8) “超音速飞机”指最大使用限制速度 M_{mo} 超过马赫数 1 的飞机。

(9) “第四阶段噪声级”指处于或低于本规定附件 B 第 B36.5 条(d)规定的第四阶段噪声限制的噪声级。

(10) “第四阶段飞机”指已按本规定表明不超过本规定附件 B 第 B36.5 条(d)规定的第四阶段噪声限制的飞机。

(11) “第四章噪声级”指处于或者低于国际民用航空公约附件 16, 环境保护, 第 I 卷, 航空器噪声, 2017 年 7 月第八版, 2020 年 7 月 20 日第 13 修正案(以下统称“国际民用航空公约附件 16 卷 I”)中第 4 章第 4.4 条规定的最大噪声级。

(12) “第五阶段噪声级”指处于或者低于本规定附件 B 第 B36.5 条(e)款规定的噪声限制的噪声级。

(13) “第五阶段飞机”指已按本规定表明不超过本规定附件 B 第 B36.5 条(e)款规定的噪声限制的飞机。

(14) “第十四章噪声级”指处于或者低于国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 14 章第 14.4 条规定的噪声限制的噪声级。

(g) 对于运输类大飞机和任何类别的喷气式飞机，就表明符合本规定而言，每架飞机不可以被确认为同时符合一个以上的阶段或构型。

(h) 对于初级类、正常类、运输类和限用类的直升机，就表明符合本规定而言，下列术语具有以下含义：

(1) “第一阶段噪声级”指大于本规定附件 H 第 H36.305 条规定的第二阶段噪声限制的起飞、飞越或进近噪声级，或大于本规定附件 J 第 J36.305 条规定的第二阶段噪声限制的飞越噪声级。

(2) “第一阶段直升机”指尚未按照本规定表明符合本规定附件 H 第 H36.305 条规定的第二阶段起飞、飞越和进近噪声限制的直升机，或尚未表明符合本规定附件 J 第 J36.305 条规定的第二阶段飞越噪声限制的直升机。

(3) “第二阶段噪声级”指处于或低于本规定附件 H 第 H36.305 条规定的第二阶段噪声限制的起飞、飞越或进近噪声级，或处于或低于本规定附件 J 第 J36.305 条规定的第二阶段噪声限制的飞越噪声级。

(4)“第二阶段直升机”指已按本规定表明符合本规定附件 H 第 H36.305 条规定的第二阶段噪声限制（包括适用的综合评定）的直升机，或已表明符合本规定附件 J 第 J36.305 条规定的第二阶段噪声限制的直升机。

(5) “第三阶段噪声级”指处于或低于本规定附件 H 第 H36.305 条规定的第三阶段噪声限制的起飞、飞越或进近噪声级，或处于或低于本规定附件 J 第 J36.305 条规定的第三阶段噪声限制的飞越噪声级。

(6) “第三阶段直升机”指已按本规定表明符合本规定附件 H 第 H36.305 条规定的第三阶段噪声限制（包括适用的综合评定）的直升机，或已表明符合本规定附件 J 第 J36.305 条规定的第三阶段噪声限制的直升机。

(7) “最大正常工作转速”是由制造商制定、并经中国民用航空局在型号设计中批准的适航限制所对应的最高旋翼转速。如果对最高旋翼转速规定了容差，则最大正常工作转速应是给定容差的上限。如果旋翼转速随飞行条件自动改变，则在噪声合格审定过程中应使用对应于基准飞行条件下的最大正常工作转速。如果飞行员可以改变旋翼转速，则在噪声合格审定过程中应使用飞行手册限制章节中对应于基准条件所规定的最大正常工作转速。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订，2018 年 1 月 12 日第二次修订，2023 年 1 月 1 日第三次修订]

第 36.2 条 申请日期的要求

(a) 按照《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21) 第 21.17 条的规定，航空器型号合格证申请人应当表明航空器满足本规定在申请型号合格证之日有效的适用要求。如申请型号合格证与颁发型号合格证之间的时间超过 5 年，申请人应当表明航空器满足本规定在颁发型号合格证之日前 5 年内有效的适用要求，具体时间可由申请人选择。

(b) 按照《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21) 第 21.101 条(一)的规定，申请第 21.93 条规定的型号设计声学更改的

申请人应当表明型号设计更改满足本规定在申请之日有效的适用要求。如果申请型号设计更改与颁发型号合格证修订或补充型号合格证之间的时间超过 5 年，申请人应当表明航空器满足本规定在颁发型号合格证修订或补充型号合格证之日前 5 年内有效的适用要求，具体时间可由申请人选择。

(c) 如果申请人选择满足本规定于申请型号合格证或者型号设计更改之日以后生效的标准，此选择：

(1) 必须经中国民用航空局同意；

(2) 必须包括申请之日和选择之日之间生效的标准；

(3) 可能包括申请人选择的标准之后被采纳的其他标准，由中国民用航空局确定。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订，2018 年 1 月 12 日第二次修订]

第 36.3 条 与适航要求的相容性

申请人应当表明：航空器在表明符合本规定时，在所有条件下都符合构成型号合格审定基础的各项适航规章；为符合本规定而使用的所有程序，以及按照本规定的要求为飞行机组制定的所有程序和资料，与构成航空器型号合格审定基础的各有关适航规章之间也是协调一致的。

第 36.5 条 本规定的限制

本规定确定的尽可能低的噪声级在经济上合理、技术上可行，适用于提出申请的航空器型号。对于处在、进入或者离开任何机场的运

行，本规定并未确定这些噪声级是否可以或者应该被接受。

[2018年1月12日第二次修订]

第36.6条 援引纳入

(a) 概述

本规定规定了一些并未在本规定中全文阐述的标准和程序。

(b) 纳入资料

(1) 由本规定引用但并未全文阐述，而又在本条(c)中指出的每一出版物或者出版物的一部分，均属于本规定的一部分。

(2) 引用文件更改版的使用由中国民用航空局根据实际情况决定。

(c) 确认声明

确认本规定所引用文件的完整标题或者说明如下：

(1) 国际电工技术委员会（IEC）出版物

(i) IEC 出版物第179号，标题是“精密声级计”，1973年。

(ii) IEC 出版物第225号，标题是“声音和振动分析用的倍频程、二分之一倍频程、三分之一倍频程滤波器”，1966年。

(iii) IEC 出版物第651号，标题是“声级计”，1979年第一版。

(iv) IEC 出版物第561号，标题是“航空器噪声合格审定用的电-声测量设备”，1976年第一版。

(v) IEC 出版物第804号，标题是“积分平均式声级计”，1985年第一版。

(vi) IEC 出版物第61094-3号，标题是“测量用传声器 - 第3

部分：采用交互技术对实验室标准传声器进行自由场校准的基本方法”，1995年1.0版。

(vii) IEC 出版物第 61094-4 号，标题是“测量用传声器 - 第 4 部分：工作标准传声器的规范”，1995 年 1.0 版。

(viii) IEC 出版物第 61260 号，标题是“电声学 - 倍频程和分数倍频程滤波器” 1995 年 1.0 版。

(ix) IEC 出版物第 61265 号，标题是“航空噪声测量仪器 - 运输类飞机噪声合格审定中三分之一倍频程声压级测量系统的性能要求”，1995 年 1.0 版。

(x) IEC 出版物第 60942 号，标题是“电声学 - 声校准器”，1997 年 2.0 版。

(2) 美国汽车工程师学会 (SAE) 出版物

(i) SAE ARP 866A, 标题是“作为温度和湿度函数的大气吸收标准值”，1975 年 3 月 15 日。

(3) 国际标准和建议措施，标题是“国际民用航空公约附件 16，环境保护，第 I 卷，航空器噪声”，2017 年 7 月第八版，2020 年 7 月 20 日第 13 修正案。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订，2018 年 1 月 12 日第二次修订，2023 年 1 月 1 日第三次修订]

第 36.7 条 声学更改：运输类大飞机和喷气式飞机

(a) 适用范围

本条适用于按照涉及民航管理的规章《民用航空产品和零部件合

格审定规定》(CCAR-21) 申请声学更改批准或者认可的所有运输类大飞机和喷气式飞机。

(b) 通用要求

除非另有明确规定，对于本条包括的飞机，声学更改批准或者认可的要求如下：

(1) 在表明符合性时，应当按照本规定附件 A 中的适用程序和条件来测量及评定噪声级。

(2) 应当根据本规定附件 B 第 B36.7 条和第 B36.8 条中的适用规定来表明符合附件 B 中第 B36.5 条所规定的噪声限制。

(c) 第一阶段飞机

如果飞机在型号设计更改之前是第一阶段飞机，那么除本条(b)的规定外，以下内容也适用：

(1) 若飞机在型号设计更改之前是第一阶段飞机，在型号设计更改之后，该机不得超过型号设计更改之前所产生的噪声级。本规定附件 B 第 B36.6 条的综合评定条款不得用来提高第一阶段噪声级，除非该飞机是第二阶段的飞机。

(2) 此外：

(i) 在型号设计更改之前和之后进行试验期间，其功率或者推力不得低于经批准的最高功率或者推力，并且

(ii) 在型号设计更改之前进行飞越和横向噪声试验期间，必须使用可用于最大批准起飞重量的最安静的适航批准构型。

(d) 第二阶段飞机

如果飞机在型号设计更改之前是第二阶段飞机，那么除本条(b)的规定外，以下内容也适用：

(1) 对于在型号设计更改之前安装涵道比为 2 或者更大的喷气发动机的飞机：

(i) 在型号设计更改之后，飞机的噪声级不得超过：

(A) 每个第三阶段噪声限制加上 3EPNdB，或者

(B) 每个第二阶段噪声限制，

两者取小者；

(ii) 如果适用，可以使用本规定附件 B 第 B36.6 条的综合评定来确定本款关于第二阶段噪声限制或者第三阶段噪声限制加上 3EPNdB 的符合性；和

(iii) 在型号设计更改之前进行飞越和横向噪声试验期间，必须使用可用于最大批准起飞重量的最安静的适航批准构型。

(2) 在型号设计更改之前，安装涵道比小于 2 的喷气发动机的飞机：

(i) 在飞机型号设计更改后，不得成为第一阶段飞机；和

(ii) 在型号设计更改之前进行飞越和横向噪声试验期间，必须使用可用于最大批准起飞重量的最安静的适航批准构型。

(e) 第三阶段飞机

如果飞机在型号设计更改之前是第三阶段飞机，那么除本条(b)的规定外，以下内容也适用：

(1) [备用]

(2) 如果在型号设计更改之前要求满足第三阶段噪声级，则该飞机在型号设计更改之后应当仍是第三阶段飞机。

(3) [备用]

(4) 如果在型号设计更改之前是第三阶段飞机，且在型号设计更改后是第四阶段飞机的，则该飞机应当保持为第四阶段飞机。

(5) 如果在型号设计更改之前是第三阶段飞机，且在型号设计更改后是第五阶段飞机的，则该飞机应当保持为第五阶段飞机。

(f) 第四阶段飞机

(1) 如果在型号设计更改之前是第四阶段飞机，则该飞机在更改后应当保持为第四阶段飞机。

(2) 如果在型号设计更改之前是第四阶段飞机，且在型号设计更改后是第五阶段飞机的，则该飞机应当保持为第五阶段飞机。

(g) 第五阶段飞机

如果在型号设计更改之前是第五阶段飞机，则该飞机在更改后应当保持为第五阶段飞机。

[2007年4月15日第一次修订，2018年1月12日第二次修订，2023年1月1日第三次修订]

第 36.9 条 声学更改：螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机

对于按涉及民航管理的规章《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）申请声学更改批准或者认可的初级类、正常类、实用类、特技类、运输类以及限用类的螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机，以下规定适用：

(a) 型号设计更改之前已按本规定获得某一型号证件的飞机，在更改后不得超过本规定第 36.501 条规定的噪声限制。

(b) 型号设计更改前未按本规定获得过任一型号证件的飞机，在更改后不得超过下列二者中的较大值：

(1) 本规定第 36.501 条中规定的噪声限制，或者

(2) 在型号设计更改前按照本规定第 36.501 条规定测量和修正的噪声级。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

第 36.11 条 声学更改：直升机

本条适用于所有按照涉及民航管理的规章《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21) 申请声学更改批准或者认可的初级类、正常类、运输类和限用类直升机。申请人应当按本规定附件 H 表明对本条要求的符合性。对于最大审定起飞重量不大于 3175 公斤(7000 磅)的直升机，可以按本规定的附件 J 表明本条的符合性。

(a) 通用要求

除非另有规定，对于本条包括的直升机，声学更改批准或者认可的要求如下：

(1) 在表明符合本规定附件 H 的要求时，应当按照本规定附件 H 中 B 和 C 部分规定的适用程序和条件来测量、评定和计算噪声级。对于最大起飞重量不大于 3175 公斤(7000 磅)的直升机，在按本规定附件 J 的替代方法表明符合性时，应当按本规定附件 J 中 B 和 C 部分规定的适用程序和条件测量、评定和计算本规定附件 J 规定的飞越

噪声。

(2) 应当根据本规定附件 H 中 D 部分的适用规定来表明符合本规定附件 H 第 H36.305 条规定的噪声限制。对于表明符合本规定附件 J 的直升机, 应当按本规定附件 J 中 D 部分的适用规定来表明符合本规定附件 J 第 J36.305 条规定的噪声级。

(b) 第一阶段直升机

当按照本规定附件 H 表明符合性时, 型号设计更改之前是第一阶段直升机的, 在型号设计更改之后, 其噪声级不得超过本规定附件 H 第 H36.305 条(a)(1)规定的噪声限制。不得用本规定附件 H 第 H36.305 条(b)的综合评定来使第一阶段噪声级超出这些限制。如果申请人选择本规定附件 J 表明符合性, 则型号设计更改前为第一阶段直升机的, 在型号设计更改之后, 其噪声级不得超过本规定附件 J 第 J36.305 条(a)规定的第二阶段噪声限制。

(c) 第二阶段直升机

型号设计更改之前为第二阶段直升机的, 在型号设计更改之后应当:

(1) 保持为第二阶段直升机; 或者

(2) 符合第三阶段直升机的要求, 此后保持为第三阶段直升机。

(d) 第三阶段直升机

型号设计更改之前为第三阶段直升机的, 在型号设计更改之后应当保持为第三阶段直升机。

[2007年4月15日第一次修订，2018年1月12日第二次修订]

第 36.13 条 声学更改：倾转旋翼航空器

本条适用于在 2023 年 1 月 1 日或者之后根据 K 章申请声学更改批准的倾转旋翼航空器。

(a) 为表明对 K 章的符合性，噪声级必须按照国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 13 章中规定的适用程序和条件进行测量、评定和计算。

(b) 根据国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 13 章第 13.2 条（噪声评定度量）、第 13.3 条（噪声测量基准点）、第 13.6 条（噪声合格审定基准程序）中的规定来表明符合国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 13 章第 13.4 条（最大噪声级）、第 13.7 条（试验程序）的要求。

(c) 在型号设计发生声学更改后，倾转旋翼航空器的最大噪声级不得超过本规定第 36.1103 条中的规定。

[2007年4月15日第一次修订，2018年1月12日第二次修订，
2023年1月1日第三次修订]

B 章 运输类大飞机和喷气式飞机

第 36.101 条 噪声测量和评定

对于运输类大飞机和喷气式飞机，其产生的噪声必须按本规定附件 A 的规定或者按中国民用航空局接受的等效程序来测量和评定。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

第 36.103 条 噪声限制

(a) 对于亚音速运输类大飞机和亚音速喷气式飞机，其对本条的符合性必须用按本规定附件 A 的规定测量和评定的噪声级来表明，并在本规定附件 B 规定的测量点，按照第 B36.8 条的试验程序（或者等效程序）进行试验证明。

(b) 2006 年 1 月 1 日之前提交型号合格审定申请的，应当表明飞机的噪声级不超过本规定附件 B 第 B36.5 条(c)中规定的第三阶段噪声限制。

(c) 2006 年 1 月 1 日或者之后提交型号合格审定申请的，应当表明飞机的噪声级不超过本规定附件 B 第 B36.5 条(d)中规定的第四阶段噪声限制。在 2006 年 1 月 1 日之前，申请人可以选择自愿按照第四阶段进行噪声合格审定。如果选择按照第四阶段进行审定，本规定第 36.7 条(f)的要求适用。

(d) 2023 年 1 月 1 日或者之后提交型号合格审定申请的，申请人

应当表明飞机的噪声级不超过本规定附件 B 第 B36.5 条(e)款中规定的第五阶段噪声限制。2023 年 1 月 1 日前提交申请的，申请人可以选择自愿按照第五阶段进行噪声合格审定。如果选择按照第五阶段进行审定，本规定第 36.7 条(g)款的要求适用。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订，2018 年 1 月 12 日第二次修订，2023 年 1 月 1 日第三次修订]

第 36.105 条 飞行手册中第四章等效性的声明

所有满足第四阶段噪声合格审定要求的飞机，其飞行手册或者操作手册中必须包括以下声明：下列噪声级是对通过《航空器型号和适航合格审定噪声规定》（CCAR-36）（插入航空器审定所依据的 CCAR-36 修订版本号）规定的试验获得的数据进行分析得到的，满足《航空器型号和适航合格审定噪声规定》（CCAR-36）附件 B 第四阶段最大噪声级的要求。中国民用航空局认为，为获得这些噪声级而采用的噪声测量和评定程序与国际民用航空公约附件 16，环境保护，第 I 卷，航空器噪声，2008 年 7 月第五版，2008 年 11 月 20 日第 9 修正案的附录 2 中获得第四章噪声级的程序等效。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订，2018 年 1 月 12 日第二次修订]

第 36.106 条 飞行手册中第十四章等效性声明

所有满足第五阶段噪声合格审定要求的飞机，其飞行手册或者操作手册中必须包括以下声明：下列噪声级是对通过《航空器型号和适航合格审定噪声规定》（CCAR-36）（插入航空器审定所依据的

CCAR-36 修订版本号)规定的试验获得的数据进行分析得到的,满足《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(CCAR-36)中第五阶段最大噪声级的要求。中国民用航空局认为,为获得这些噪声级而采用的噪声测量和评定程序与国际民用航空公约附件 16 卷 I 的附录 2 中获得第十四章噪声级的程序等效。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订, 2018 年 1 月 12 日第二次修订, 2023 年 1 月 1 日第三次修订]

C 章 [备用]

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

D 章 [备用]

E 章 [备用]

F 章 螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机

第 36.501 条 噪声限制

(a) 下述飞机必须表明对本章的符合性:

(1) 申请颁发任一型号证件的正常类、实用类、特技类、运输类和限用类螺旋桨小飞机, 以及申请颁发任一型号证件的螺旋桨通勤类飞机。

(2) [备用]

(3) 初级类飞机

(i) 除本条(a)(3)(ii)的规定外, 对申请初级类型号合格证的飞机并且以前未按本规定附件 F 审定的, 应当表明对本规定附件 G 的符合性。

(ii) 对于

(A) 已具有按涉及民航管理的规章颁发的型号合格证,

(B) 已具有按涉及民航管理的规章颁发的标准适航证,

(C) 自型号设计以来尚未有过声学更改, 且

(D) 以前尚未按本规定附件 F 或者附件 G 审定的正常类、实用类、特技类飞机, 在申请转为初级类飞机时, 不要求表明对本规定的符合性。

(b) 对于 1988 年 11 月 17 日之前完成噪声合格审定试验的属于本章范围的航空器, 必须根据附件 F 中 B 和 C 部分的规定或者按中国

民用航空局接受的等效程序测量和修正的噪声级来表明符合性。必须表明飞机的噪声级不大于附件 F 中 D 部分给出的适用的噪声限制。

(c) 对于 1988 年 11 月 17 日以前未完成噪声合格审定试验的属于本章范围的航空器，必须根据附件 G 中 B 和 C 部分的规定或者按中国民用航空局接受的等效程序测量和修正的噪声级来表明符合性。必须表明飞机的噪声级不大于附件 G 中 D 部分给出的适用的噪声限制。

[2018 年 1 月 12 日第二次修订]

G 章 [备用]

H 章 直升机

第 36.801 条 噪声测量

对于初级类、正常类、运输类和限用类直升机，其产生的噪声必须按本规定附件 H 的 B 部分规定的测量点和试验条件进行测量，或者按照中国民用航空局接受的等效程序测量。对于最大审定起飞重量不大于 3175 公斤（7000 磅）的初级类、正常类、运输类和限用类直升机，如按本规定附件 J 表明符合性，其产生的噪声必须按本规定附件 J 的 B 部分规定的测量点和试验条件进行测量，或者按照中国民用航空局接受的等效程序测量。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

第 36.803 条 噪声评定和计算

根据第 36.801 条的要求并按本规定附件 H 获得的噪声测量数据必须修正到本规定附件 H 的 A 部分的基准条件，并按本规定附件 H 的 C 部分或者经中国民用航空局接受的等效程序进行评定。根据第 36.801 条的要求和本规定附件 J 获得的噪声测量数据必须修正到本规定附件 J 的 A 部分的基准条件，并按本规定附件 J 的 C 部分或者中国民用航空局接受的等效程序进行评定。

第 36.805 条 噪声限制

(a) 申请颁发任一型号证件的初级类、正常类、运输类和限用类

直升机，应当表明符合本规定附件 H 中 D 部分或者附件 J 中 D 部分规定的噪声限制。

(b) 除本条(d)(2)的规定外，本条包括的直升机应当表明：

(1) 当申请人在 2018 年 1 月 12 日之前申请颁发直升机的初级类、正常类、运输类或者限制类型号合格证的，根据适用性，其噪声水平不大于本规定附件 H 的第 H36.305 条或者附件 J 的第 J36.305 条规定的第二阶段噪声限制；或者

(2) 当申请人在 2018 年 1 月 12 日或者之后申请颁发直升机的初级类、正常类、运输类或者限制类型号合格证的，根据适用性，其噪声水平不大于本规定附件 H 的第 H36.305 条或者附件 J 的第 J36.305 条规定的第三阶段噪声限制。

(c) [备用]

(d) 初级类直升机：

(1) 除本条(d)(2)的规定外，申请初级类型号合格证并且以前未按本规定附件 H 审定过的，应当表明对本规定附件 H 的符合性。

(2) 对于

(i) 有按涉及民航管理的规章颁发的正常类或者运输类型号合格证，

(ii) 有按涉及民航管理的规章颁发的标准适航证，

(iii) 自型号设计以来尚未有过声学更改，且

(iv) 以前未曾按本规定附件 H 审定过的直升机，在申请转为初级类直升机时，不要求表明对本规定的符合性。

[2018年1月12日第二次修订]

I-J 章 [备用]

K 章 倾转旋翼航空器

第 36.1101 条 噪声测量和评定

对于倾转旋翼航空器，其产生的噪声必须按国际民用航空公约附件 16 卷 I 附录 2 的规定或者按中国民用航空局接受的等效程序来测量和评定。

第 36.1103 条 噪声限制

(a) 2023 年 1 月 1 日或者之后提交型号合格审定申请的，应当表明飞机的噪声级不超过国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 13 章第 13.4 条规定的噪声限制。

(b) 对于倾转旋翼航空器，其对本条(a)款的符合性必须按国际民用航空公约附件 16 卷 I 第 13 章(或者中国民用航空局接受的等效方法)规定的噪声测量点和测试程序进行试验证明和噪声评定。

[2023 年 1 月 1 日第三次修订]

L-N 章 [备用]

〇章 文件、使用限制和资料

第 36.1501 条 程序、噪声级和其他资料

(a) 为获得按本规定的审定噪声级所用的所有程序、重量、构型以及其他资料或者数据，包括飞行、试验和分析所用的等效程序，必须予以制定并为中国民用航空局接受。型号合格审定期间达到的噪声级必须包含在批准的飞机（旋翼航空器）飞行手册内。

(b) 当使用补充试验数据（例如，在声学更改的合格审定中所用的来自发动机静态试验的声学数据）来更改或者扩展现有飞行数据库时，获得该补充数据所采用的试验程序、构型以及其他资料和程序必须予以制定并为中国民用航空局接受。

第 36.1581 条 手册、标记和标牌

(a) 如果飞机飞行手册或者旋翼航空器飞行手册已经得到批准，除本规定第 36.1583 条规定外，飞机飞行手册或者旋翼航空器飞行手册中的被批准部分必须包括下列资料；若飞机飞行手册或者旋翼航空器飞行手册未获批准，则必须在得到批准的其他手册资料、标记和标牌的任何组合中提供这些程序和资料：

(1) 对于运输类大飞机和喷气式飞机，由本规定附件 B 确定和要求的每个飞越、横向和进近噪声级数据，连同最大起飞重量、最大着陆重量和构型，必须是一个值。

(2) 对于螺旋桨小飞机,由本规定附件 G 确定和要求的起飞噪声级数据,连同最大起飞重量和构型,必须是一个值。

(3) 对于旋翼航空器,由本规定附件 H 确定和要求的每个起飞、飞越和进近噪声级数据,或者由本规定附件 J 确定和要求的飞越噪声级数据,连同最大起飞重量和构型,必须是一个值。

(b) 若飞机飞行手册中经批准的部分包括补充的运行噪声级资料,则其必须作为审定噪声级的附加资料单列出来,并且与第 36.1581 条(a)所要求的资料明确地区分开来。

(c) 在列出的噪声级附近必须提供下述声明:

“中国民用航空局没有确定本航空器的噪声级对于处在、进入或者离开任何机场的运行是否可以接受。”

(d) 对于运输类大飞机和喷气式飞机,如果为满足本规定的起飞或者着陆噪声要求而采用的重量小于按适用的适航要求而确定的最大重量,则在飞机飞行手册的限制部分中,必须将这些较小的重量作为运行限制。即,最大起飞重量不得超过对于起飞噪声来讲最临界的起飞重量。

(e) 对于螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机,如果为满足本规定的飞越噪声要求而采用的重量小于最大重量,并且其差值超过进行试验所需燃料的重量时,则在批准的飞机飞行手册的限制部分中、在批准的手册资料中、或者在批准的标牌上,必须将这一较小的重量作为运行限制。

(f) 对于初级类、正常类、运输类和限用类直升机,如果为满足

本规定附件 H 的起飞、飞越和进近噪声要求或者附件 J 的飞越噪声要求而采用的重量小于《正常类旋翼航空器适航规定》(CCAR-27)第 27.25 条(a)或者《运输类旋翼航空器适航规定》(CCAR-29)第 29.25 条(a)所确定的最大审定起飞重量,则在批准的旋翼航空器飞行手册的使用限制部分中、在批准的手册资料中、或者在批准的标牌上,必须将较小的重量作为运行限制。

(g) 除本条第(d)(e)和(f)款所述之外,本规定没有其他的运行限制。

[2018 年 1 月 12 日第二次修订]

第 36.1583 条 不符合噪声限制的农业和灭火用飞机

(a) 本条适用于以下螺旋桨小飞机:

- (1) 飞机设计用于农业作业运行或者喷洒灭火材料;并且
- (2) 飞机未曾表明符合本规章附件 F 规定的噪声级别。

(b) 本条涉及的飞机应当按照第 36.1581 条规定的方式提供如下的运行限制说明:

噪声控制:本机未曾表明符合涉及民航管理的规章《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(CCAR-36)的噪声限制,必须按照中国民用航空局运行规章中规定的噪声运行限制运行。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订,2018 年 1 月 12 日第二次修订]

P 章 附则

第 36.2001 条 施行日期

本规定自 2018 年 1 月 12 日起施行。民航总局于 2007 年 3 月 15 日公布的《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(民航总局令第 182 号)同时起废止。

附件 A 根据第 36.101 条航空器噪声的测量和评定

第 A36.1 条 引言

第 A36.2 条 噪声合格审定试验和测量条件

第 A36.3 条 地面接收到的飞机噪声测量

第 A36.4 条 根据测量数据计算有效感觉噪声级

第 A36.5 条 向中国民用航空局报送数据

第 A36.6 条 符号和单位

第 A36.7 条 大气的声衰减

第 A36.8 条 [备用]

第 A36.9 条 飞机飞行试验结果的修正

第 A36.1 条 引言

A36.1.1 本附件根据第 36.101 条和第 36.803 条规定了飞机噪声合格审定试验进行的条件和确定噪声评定量值（用有效感觉噪声级 EPNL 表示）的程序。

A36.1.2 本附件给出的说明和程序是为了确保符合性试验的一致性，并使不同型号的飞机在不同地理位置进行的试验具有可比性。

A36.1.3 本附件中包括：完整的符号和单位清单，感觉噪度的数学公式，确定大气声衰减的程序，以及将噪声级从非基准条件修正到基准条件的详细程序。

A36.1.4 对于第四阶段飞机，国际民用航空公约附件 16，环境保护，第 I 卷，航空器噪声，2008 年 7 月第五版，2008 年 11 月 20 日第 9 修正案的附录 2，可以作为噪声测量和评定所选择的方法。

A36.1.5 对于第五阶段飞机，国际民用航空公约附件 16 卷 I 的附录 2，可以作为噪声测量和评定所选择的方法。

第 A36.2 条 噪声合格审定试验和测量条件

A36.2.1 概述

A36.2.1.1 本条规定了进行噪声合格审定试验的条件和必须使用的测量程序。

注：许多对噪声合格审定的申请仅涉及对飞机型号设计的小改，通常可以可靠地确定噪声的变化，而无须进行本附件所列举的全部试验。为此，中国民用航空局允许使用等效程序。为了降低成本且提供可靠的结果，在全面审定试验中也可使用等效程序。有关在亚音速喷气式和螺旋桨大飞机的噪声合格审定中使用等效程序的指导性材料见本规定现行有效的咨询通告。

A36.2.2 试验环境

A36.2.2.1 用以测量飞机飞行中噪声的地点，必须选择在比较平坦的地带，并且没有茂密或者高大的草、灌木以及树木之类有较强吸声特性的物质。在以传声器地面投影为顶点的锥形空间内，不得有显著影响飞机声场的障碍物。锥形空间的范围是：轴线与地面垂直，半锥角为 80°。

注：进行测量的人员本身可能构成这样的障碍。

A36.2.2.2 试验应当在下述大气条件下进行：

(a) 无降水；

(b) 在高于地面 10 米（33 英尺）处与飞机之间的整个传声路径上，大气温度在 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ $35\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($14^{\circ}\text{F} \sim 95^{\circ}\text{F}$) 之间，相对湿度在 20% ~ 95% 之间；

注：应采取措施以确保噪声测量、飞机航迹跟踪及气象测量的仪器在其环境限定的范围内操作。

(c) 在高于地面 10 米（33 英尺）处与飞机之间整个传声路径上的相对湿度和大气温度，不会使中心频率为 8kHz 的三分之一倍频程上的声衰减大于 12dB/100 米，除非：

(1) 露点温度和干球温度采用精度在 $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($\pm 0.9^{\circ}\text{F}$) 以内的装置来测量，并用于获得相对湿度；并且使用 A36.2.2.3 叙述的大气分层的方法计算每一个三分之一倍频程的等效加权声衰减；或者

(2) 修正到基准条件后，在 PNLTM 时响值的峰值发生频率不超过 400Hz。

(d) 如果在 3150Hz 的三分之一倍频程上，在 PNLTM 传声路径上的大气声衰减系数相对于由高于地面 10 米（33 英尺）处的气象条件得到的大气声衰减系数的变化超过 $\pm 0.5\text{dB}/100\text{ 米}$ ($\pm 1.6\text{dB}/1000\text{ 英尺}$)，那么就必须按 A36.2.2.3 条对大气进行分层，计算每个三分之一倍频程上的等效加权声衰减，分层数要满足中国民用航空局的要求。如果不需要分层，则在每次测量中，每个三分之一倍频程的等效声衰

减将由相应频带分别在高于地面 10 米(33 英尺)处和飞机在 PNLTM 时的飞行高度处的大气吸声系数的平均值来确定。

(e) 在高于地面 10 米(33 英尺)处, 平均风速不超过 22 千米/小时(12 节), 飞机的侧风平均风速不超过 13 千米/小时(7 节)。平均风速用 30 秒平均周期在 10dB 降区间上来确定。在 10dB 降期间内, 最大阵风风速不超过 28 千米/小时(15 节), 最大侧风阵风风速不超过 18 千米/小时(10 节)。

(f) 在中国民用航空局规定的测量点处记录噪声时, 没有明显影响航空器噪声级异常气象条件。

(g) 气象测量在每次噪声测量的 30 分钟之内完成, 通过内插法得到每次噪声测量实际时间对应的气象数据。

A36.2.2.3 当按照 A36.2.2.2(c)或者(d)的要求需要进行分层计算时, 就要将飞机与高于地面 10 米(33 英尺)处之间的大气分成若干相等高度的层, 每层高度的最小值为 30 米(100 英尺)。在每层内, 3150Hz 三分之一倍频程上大气吸声系数的变化不大于 $\pm 0.5\text{dB}/100$ 米 ($\pm 1.6\text{dB}/1000$ 英尺)。在 PNLTM 时, 整个传声路径必须满足此要求。可以用每层顶部和底部的大气吸声系数的平均值来表征每层的吸声特性。

A36.2.2.4 利用机场塔台或者其他设施获取试验现场气象数据, 必须经中国民用航空局的同意。

A36.2.3 航迹测量

A36.2.3.1 飞机的高度和横向位置，必须用中国民用航空局接受的、独立于正常飞行仪表的方法确定，如雷达跟踪，经纬仪三角定位或者成像比例技术。

A36.2.3.2 在确保能够获得在 PNLT 最大值 10dB 以内足够数据的距离上，必须用同步信号将航空器沿航迹的位置与各噪声测量点记录到的噪声联系起来。

A36.2.3.3 按本附件第 A36.9 条进行数据修正所需的位置和性能数据用符合要求的采样速率自动记录。测量设备应当为中国民用航空局所接受。

第 A36.3 条 对地面接收到的飞机噪声的测量

A36.3.1 定义

为第 A36.3 条，定义如下概念：

A36.3.1.1 测量系统：用于测量声压级的设备组合，包括声音校准器、防风罩、传声器系统、信号记录和调节装置、三分之一倍频程分析系统。

注：实际安装可能包括多个传声器系统，其输出通过信号调节器由多通道记录/分析装置同时记录下来。就本条而言，每一个完整的测量通道都是一个测量系统。

A36.3.1.2 传声器系统：测量系统的组成部分，将输入的声压信号转换成电信号，一般包括传声器，前置放大器，延伸电缆和其他必要的装置。

A36.3.1.3 声入射角：IEC61094-3 和 IEC61094-4（修订版）中定

义的传声器主轴，与声源到传声器振动膜片中心连线的夹角，以“度”为单位。

注：声入射角为 0° 时，声音“法向（垂直）入射”到传声器；声入射角为 90° 时，为“切向入射”。

A36.3.1.4 基准方向：以度为单位，由传声器生产厂规定的相对于 0° 声入射角的声入射方向，在该方向上传声器的自由场灵敏度水平在指定的容差范围内。

A36.3.1.5 传声器系统的自由场灵敏度：是指定频率的正弦平面声波，按规定的声入射角入射时，传声器系统输出的均方根电压与没有传声器时该位置的均方根声压的比值，以伏特/帕斯卡为单位。

A36.3.1.6 传声器系统的自由场灵敏度级：是指 20 乘以以 10 为底的传声器系统自由场的灵敏度与 1 伏特/帕斯卡基准灵敏度比值的对数值，以 dB 为单位。

注：传声器系统的自由场灵敏度级可以这样确定，即从传声系统输出的电压级（dB，参考电压为 1V）中减去入射到传声器上的声压级（dB，参考声压为 $20\mu\text{Pa}$ ），再加上 93.98dB。

A36.3.1.7 时间平均频带声压级：以 dB 为单位，对指定的三分之一倍频程，在规定的时间内，瞬时声压平方的时间平均与参考声压 $20\mu\text{Pa}$ 平方的比值取以 10 为底的对数，再乘以 10。

A36.3.1.8 级程：以 dB 为单位，是测量系统在对声压信号进行记录和三分之一倍频程分析时，调节装置不同的设定所对应的工作范围，任何特定级程的上限必须四舍五入为最接近的分贝数。

A36.3.1.9 校准声压级：在基准环境条件下用于确定整个测量系统声灵敏度的声音校准器耦合腔中产生的声压级，以 dB 为单位。

A36.3.1.10 基准级程：以 dB 为单位，包含校准声压级，用于确定测量系统声学灵敏度的级程。

A36.3.1.11 校准检查频率：由声校准器产生的正弦声压信号的标称频率，以 Hz 为单位。

A36.3.1.12 级差：以 dB 为单位，是指对于任何一个三分之一倍频程的中心频率，在某一级程上测得的输出信号级与相应的电输入信号级的差。

A36.3.1.13 基准级差：以 dB 为单位，对于一个规定的频率，在某个级程上测得的相对于校准声压级电输入信号的级差，可根据级程做适当的调整。

A36.3.1.14 级非线性：对于规定的三分之一倍频程中心频率，在任意级程上测定的级差减去相应的基准级差，所有的输入输出信号都与相同的基准量相关，以 dB 为单位。

A36.3.1.15 线性工作范围：对于规定的级程和频率，整个测量系统输入的稳定正弦电信号级的范围，不包括传声器，但包括传声器前置放大器和其他传声器系统的信号调节元件。在此范围内，级非线性在规定的容限内，以 dB 为单位。

注：确定线性工作范围时不必考虑传声器电缆。

A36.3.1.16 防风罩插入损失：对规定的三分之一倍频程中心频率，按照规定的入射角，传声器加装防风罩前后所显示的声压级之差，

以 dB 为单位。

A36.3.2 基准环境条件

A36.3.2.1 规定测量系统性能的基准环境条件如下：

- (a) 大气温度 23 °C(73.4°F)；
- (b) 静态气压 101.325 千帕；且
- (c) 相对湿度 50%。

A36.3.3 概述

注：用符合本节规定的仪器测量出的航空器噪声值可以得到作为时间函数的三分之一倍频程声压级，用以计算第 A36.4 条所述的有效感觉噪声级。

A36.3.3.1 测量系统必须由为中国民用航空局所接受的与下述等效的设备组成：

- (a) 防风罩（见 A36.3.4）；
- (b) 传声器系统（见 A36.3.5）；
- (c) 记录和重放系统，用于储存测得的航空器噪声信号以便进行分析（见 A36.3.6）；
- (d) 三分之一倍频程分析系统（见 A36.3.7）；和
- (e) 校准系统，确保上述系统的声学灵敏度在规定的容限内（见 A36.3.8 条）。

A36.3.3.2 对于测量系统中涉及将模拟信号转换为数字信号的设

备，频率低于 12.5kHz 时，其在转换过程中可能产生混叠的水平至少要比该设备线性工作范围的上限低 50dB，其采样率不低于 28kHz。信号在数字化处理之前，必须经过抗混叠滤波器处理。

A36.3.4 防风罩

A36.3.4.1 在没有风的情况下，以规定的形式安装在传声器上的防风罩，对于切线入射的正弦声音，在 50Hz 到 10kHz（含）的范围内所有三分之一倍频程的中心频率上造成的插入损失都不得超过 $\pm 1.5\text{dB}$ 。

A36.3.5 传声器系统

A36.3.5.1 传声器系统必须符合 A36.3.5.2 到 A36.3.5.4 的规定。中国民用航空局根据总体相当的电声学性能可能接受不同的传声器系统。当使用两套或者更多型号相同的传声器系统时，至少证实其中一套系统符合全部规范即足以证明整个系统的符合性。

注：申请人仍然应当按照 A36.3.9 的要求校准并检查每套传声器系统。

A36.3.5.2 传声器的安装必须使其敏感元件的中心位于当地地面之上 1.2 米（4 英尺）处，并且必须按切线入射角设置其朝向，即使得敏感元件基本上位于由预先制定的航空器基准航迹和测量点所决定的平面里。传声器支架的放置必须使其对声音测量的干扰最小，图 A36-1 说明了传声器声的入射角。

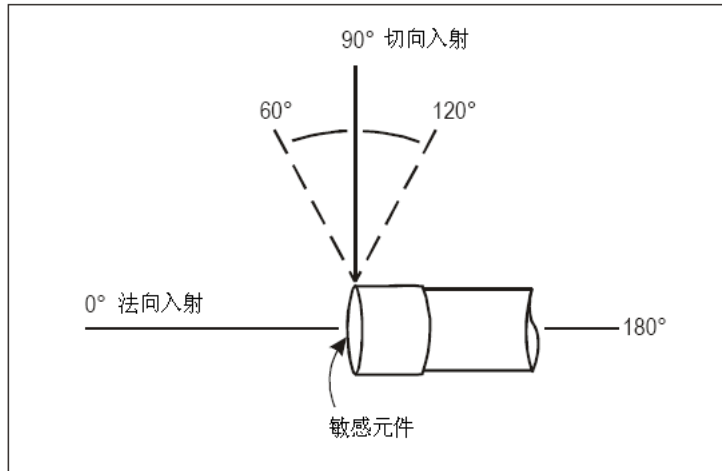


图 A36-1 传声器的声入射角示意图

A36.3.5.3 在基准方向上，传声器及其前置放大器在 50Hz 到 5kHz（含）范围内三分之一倍频程的中心频率上的自由场灵敏度级在校准检查频率灵敏度级的 $\pm 1.0\text{dB}$ 之内，而在中心频率为 6.3kHz、8kHz、10kHz 上不超过 $\pm 2.0\text{dB}$ 。

A36.3.5.4 对于正弦声波，在 50Hz 到 10kHz 范围内每个三分之一倍频程的中心频率上，传声器系统的自由场灵敏度级在声入射角为 30° 、 60° 、 90° 、 120° 和 150° 时，与入射角为 0° 时（法向入射）相差不超过表 A36-1 给出数值。表 A36-1 中任意两个相邻声入射角的自由场灵敏度级差不得超过其中较大角的容限。

表 A36-1 传声器方向响应要求

中心频率 kHz	传声器系统法向入射时的自由场灵敏度级与 特定声入射角的自由场灵敏度级之间的最大差值 (dB)				
	声入射角 (度)				
	30	60	90	120	150
0.05 to 1.6	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0
2.0	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0
2.5	0.5	0.5	1.0	1.5	1.5
3.15	0.5	1.0	1.5	2.0	2.0
4.0	0.5	1.0	2.0	2.5	2.5
5.0	0.5	1.5	2.5	3.0	3.0
6.3	1.0	2.0	3.0	4.0	4.0
8.0	1.5	2.5	4.0	5.5	5.5
10.0	2.0	3.5	5.5	6.5	7.5

A36.3.6 记录与重放系统

A36.3.6.1 记录与重放系统，如数字或者磁带记录仪、计算机系统或者其他永久性的数据储存装置，用于储存声压信号以便下一步进行分析。航空器发出的声音全部以声学信号的方式完整地记录下来。记录和重放系统在噪声合格审定试验中所用的记录速度及数据采样率应当满足 A36.3.6.2 到 A36.3.6.9 的规定。应当证明系统在试验所选的频带宽度和记录通道上的符合性。

A36.3.6.2 记录和重放系统必须按 A36.3.9 所述进行校准。

(a) 随着频率的增高，航空器噪声信号的频谱衰减得很快，因此在测量系统中可以有适当的预矫网络和作为补偿的去矫网络。如果

加了预矫网络，则在中心频率从 800Hz 到 10kHz（含）的三分之一倍频程范围内，由预矫网络提供的电增益相对于在 800Hz 的增益，不得大于 20dB。

A36.3.6.3 用于输入整个测量系统（包括除传声器外所有传声器系统设备）的稳定正弦电信号，其信号水平不能超过相当于基准级程上校准声压级的水平 5dB。由读出设备显示的，在 50Hz 到 10kHz（含）任意三分之一倍频程中心频率上的时间平均信号级，不能超过其在校准检查频率的 $\pm 1.5\text{dB}$ 的范围。测量系统（包括模 - 数转换设备）在 10kHz 到 11.2kHz 的频率响应，应当在 10kHz 频率响应的 $\pm 0.3\text{dB}$ 内。

注：频率响应测定不需包括传声器的延伸电缆。这并不排除 A36.3.9.5 中记录粉红噪声时，对传声器延伸电缆的要求。

A36.3.6.4 对于用模拟磁带记录，所使用的磁带在记录不超过校准声压级 5dB 的 1kHz 正弦信号时，其幅值波动不超过 $\pm 0.5\text{dB}$ 。符合性用时间平均特性等效于谱分析仪的设备证明。

A36.3.6.5 对于所有合适的级程和输入测量系统（包括除传声器外所有传声器系统设备）的稳定正弦电信号，在三分之一倍频程中心频率 50Hz、1kHz、10kHz 及校准检查频率（如果频率不在其中）上，级程上界以下至少 50dB 的线性工作范围内，级非线性不超过 $\pm 0.5\text{dB}$ 。

注 1：测量系统组件的级线性可以根据修订的 IEC 61265 所述方法进行测试。

注 2：级线性测定不需包括传声器的延伸电缆。

A36.3.6.6 在基准级程上，相对于校准声压级的声级必须在级程上界之下至少 5dB，但不应超过 30dB。

A36.3.6.7 相邻级程的线性工作范围必须有重叠，重叠量为 50dB 减去级程控制器的调节引起的衰减变化。

注：测量系统的级程控制器可能会改变系统的衰减量，比如 10dB 或者 1dB。在 10dB 步级内，需要的最小重叠量为 40dB；在 1dB 步级内，最小重叠量为 49dB。

A36.3.6.8 在记录和重放系统中必须包括过载指示器，可以在任何相关级程上出现过载的情况下给出过载指示。

A36.3.6.9 测量系统中允许量程变化的增益调节器必须按照已知的分贝步长进行操作。

A36.3.7 分析系统

A36.3.7.1 分析系统必须符合 A36.3.7.2 到 A36.3.7.7 有关用于分析的频带带宽、通道配置和增益设定的规定。

A36.3.7.2 分析系统的输出必须由作为时间函数的三分之一倍频程声压级组成，这些声压级是通过具有下列特性的分析系统对噪声信号（事先记录的）进行处理得到的：

(a) 一套 24 个三分之一倍频程滤波器或者等效装置，中心频率从 50Hz 到 10kHz（含）；

(b) 系统的响应与平均特性，原则上讲，就是对任意一个三分之一倍频程滤波器的输出进行平方、平均并且作为时间平均声压级显

示或者存储;

(c) 用于谱分析的连续声压级采样间隔必须为 500 ± 5 毫秒, 无论有没有如 A36.3.7.4 条定义的“慢”时间加权;

(d) 在读出数据或者分析仪重置期间, 分析系统不处理声压信号而丢失数据的持续时间不超过 5 毫秒; 并且

(e) 分析系统从 50Hz 到至少 12kHz (含) 必须进行实时操作。此要求用于多通道谱分析系统的所有工作通道。

A36.3.7.3 在中心频率从 50Hz 到 10kHz (含) 范围内, 三分之一倍频程分析系统的最低标准是经修定的 IEC 61260 中 2 级电工性能要求。

注: IEC 61260 中规定了三分之一倍频程分析系统的测试程序, 包括系统的相对衰减、抗混叠滤波器、实时操作、级线性及滤波器在有效带宽上积分响应等。

A36.3.7.4 当三分之一倍频程分析仪在进行“慢”时间平均时, 其在各个中心频率点对突然开始或者中断的等幅正弦信号的响应必须在突然开始后 0.5 秒、1 秒、1.5 秒、2 秒和突然中断后的 0.5 秒和 1 秒进行瞬时采样测量。上升响应相对于稳定状态的数值必须是:

0.5 秒 - 4 ± 1 dB

1 秒 - 1.75 ± 0.75 dB

1.5 秒 - 1 ± 0.5 dB

2 秒 - 0.5 ± 0.5 dB

在 0.5 秒和 1 秒的下降响应相对于初始稳定状态的输出信号级与

相应的上升响应读数之和必须等于 $-6.5\pm 1\text{dB}$ ，之后的上升和下降响应之和应为 -7.5dB 或者更低。这等同于标称 1 秒时间常数（即平均时间为 2 秒）的指数平均过程。

A36.3.7.5 当三分之一倍频程声压级由没有采用“慢”时间加权的分析仪的输出确定时，必须在随后的处理中模拟“慢”时间加权。模拟的“慢”时间加权声压级可以通过下面的方程用连续指数平均过程得到：

$$L_s(i,k) = 10\log\left[(0.60653)10^{0.1L_s[i,(k-1)]} + (0.39347)10^{0.1L(i,k)}\right]$$

其中， $L_s(i,k)$ 为模拟的“慢”时间加权声压级， $L(i,k)$ 为所测的 0.5 秒时间平均声压级，由分析仪输出的第 k 时段和第 i 个三分之一倍频程确定。 $k=1$ 时，公式右边的“慢”时间加权声压 $L_s[i,(k-1=0)]$ 设为 0dB 。 $k\geq 4$ 时，连续指数平均过程可用下面由四个采样平均的等式近似表达：

$$L_s(i,k) = 10\log\left[(0.13)10^{0.1L[i,k-3]} + (0.21)10^{0.1L[i,k-2]} + (0.27)10^{0.1L[i,k-1]} + (0.39)10^{0.1L[i,k]}\right]$$

其中， $L_s(i,k)$ 为模拟的“慢”时间加权声压级， $L(i,k)$ 为所测的 0.5 秒时间平均声压级，由分析仪输出的第 k 时段和第 i 个三分之一倍频程确定。

加权因子之和在以上两个方程中均为 1.0。通过任一方程计算出的声压级，从第 6 个 0.5 秒的采样数据开始，或者说在数据分析开始 2.5 秒后有效。

注：两个方程中的系数仅限于根据 0.5 秒的时间平均声压级来确

定等效的“慢”加权声压级。当数据采样的平均时间不是 0.5 秒时，这两个方程不能应用。

A36.3.7.6 表征“慢”时间加权声压级特征的瞬时时间必须比实际读出时间早 0.75 秒。

注：瞬时时间的定义要求将记录的噪声与噪声发出时航空器的位置联系起来，并要考虑“慢”时间加权的平均周期。对于每个 0.5 秒的数据记录，可以认为瞬时时间为在相关的 2 秒平均周期开始后的 1.25 秒。

A36.3.7.7 声压级的分辨率，无论显示还是存储，必须为 0.1dB 或者更高。

A36.3.8 校准系统

A36.3.8.1 测量系统的声学灵敏度必须用声校准器在已知频率上产生一个已知的声压级来确定。声校准器的最低标准是修订的 IEC 60942 中 1L 级的要求。

A36.3.9 系统的校准与检查

A36.3.9.1 中国民用航空局要求，测量系统及其组成设备的校准与检查必须按照 A36.3.9.2 到 A36.3.9.10 规定的方法进行。校准调整，包括环境对声音校准器输出级的影响，必须向中国民用航空局报送，并用于由分析仪的输出确定的三分之一倍频程声压级。在有超载显示时采集的数据无效，并且不得使用。如果在记录过程中出现超载，则

相关的测试数据无效。如果在分析过程中出现过载，则应降低灵敏度以消除过载，重新进行分析。

A36.3.9.2 传声器系统的自由场频率响应可用静电激励器，结合制造商提供的数据确定，或者通过在有消声设备的自由场内进行的试验来确定。频率响应的修正必须在每个系列试验的 90 天内确定。对分析仪输出的三分之一倍频程声压级所做的传声系统的非均匀频率响应修正，必须向中国民用航空局报告。

A36.3.9.3 当航空器发出的噪声在传声器切线入射的 $\pm 30^\circ$ 范围内入射（见图 A36-1）时，仅用切线入射角的自由场修正就可以考虑其方向的影响。而对于其他情况，每 0.5 秒的噪声采样都必须确定其入射角，并进行入射方向的修正。

A36.3.9.4 对于模拟磁带记录仪，每卷磁带在开头与结束处至少要有 30 秒的粉红噪声或者伪随机噪声。只有当磁带开头和结尾处记录下的信号在 10kHz 的三分之一倍频程上的级差不超过 0.75dB 时，从该磁带记录的模拟信号获得的数据才被认为是可靠的。

A36.3.9.5 试验系列中使用的整个测量系统（不包括传声器）的频率响应，必须用粉红噪声或者伪随机噪声来确定，所用的噪声级不超过在试验所使用的级程上，中心频率从 50Hz 到 10kHz（含）的每个三分之一倍频程对应的校准声压级 5dB。噪声发生器的输出必须在每个试验系列开始前的 6 个月内，进行专业标定。并且每个三分之一倍频程上的输出相对于上一次标定值的变化不允许大于 0.2dB。对分析仪输出的三分之一倍频程声压级所做的频率响应修正，必须向中国

民用航空局报送。

A36.3.9.6 用于噪声合格审定测量与校准的设备，其开关式增益调节器的性能必须在每个试验系列前的 6 个月内进行检查，以确保最大误差不超过 0.1dB。

A36.3.9.7 声音校准器耦合腔中产生的声压级必须根据试验环境条件，利用制造商提供的有关大气气压和温度影响的信息进行计算。该声压级将用于建立测量系统的声学灵敏度。声音校准器的输出必须在每个试验系列开始前的 6 个月内，进行专业标定，且相对于上一次标定值的变化不大于 0.2dB。

A36.3.9.8 在每个试验日当中，必须进行充分的声压级校准，以确保在每个试验系列的主要环境条件下，测量系统的声学灵敏度是已知的。每天每个试验系列前后即刻记录的声学灵敏度级差不大于 0.5dB。在校准器输出级的大气压力修正确定之后，使用 0.5dB 的限制。测量前后的算术平均值作为测量系统进行试验时的声灵敏度级。对分析仪输出的三分之一倍频程声压级所做的校准修正，必须向中国民用航空局报送。

A36.3.9.9 每个记录介质，如磁带卷盘、盒式磁带、磁盘等在其开始与结束处至少记录 10 秒的声压级校准信号。

A36.3.9.10 在中心频率从 50Hz 到 10kHz（含）的每一个三分之一倍频程上，防风罩的自由场插入损失必须用具有合适入射角的正弦声音信号确定。根据 A36.3.9.3 入射方向的修正，该入射方向与切线入射的夹角不得超过 30°。对于没有污损的防风罩，其插入损失可

根据制造商提供的数据得出。另外，防风罩的插入损失必须在每个试验系列开始前的 6 个月内，进行专业标定，且在每个三分之一倍频程上相对于上一次标定值的变化不大于 0.4dB。防风罩的自由场插入损失修正，必须向中国民用航空局报送，并用于由分析仪的输出确定的三分之一倍频程声压级。

A36.3.10 环境噪声修正

A36.3.10.1 环境噪声，包括声学背景噪声和测量系统的电噪声，必须在测量点记录至少 10 秒钟，系统增益设定在航空器噪声测量所使用的级别。环境噪声必须能够代表飞越试验时的背景噪声。当以同样的方法分析且用 PNL 表示时（见 A36.4.1.3 条(a)），只有环境噪声比航空器的最大 PNL 值低至少 20dB 时，所记录的航空器噪声数据才是可接受的。

A36.3.10.2 10dB 降（见 A36.4.5.1）范围内的航空器声压级，在每个三分之一倍频程上，必须比按 A36.3.10.1 条确定的平均环境噪声级高至少 3dB，或者必须按照中国民用航空局接受的方法进行修正。本规定现行有效的咨询通告中给出了一种方法。

第 A36.4 条 根据测量数据计算有效感觉噪声级

A36.4.1 概述

A36.4.1.1 噪声合格审定准则的基本要素是称作有效感觉噪声级（EPNL）的、以 EPNdB 为单位的噪声评定量。EPNL 是飞机噪声对人类主观影响的一个数值评价，由经过频谱不规则性修正和持续时间

修正的瞬时感觉噪声级 PNL 组成。频谱不规则性修正，又称为“纯音修正因子”，是仅对每一时间增量内最大纯音所作的修正。

A36.4.1.2 必须测量声压的三个基本物理特征：声压级，频率分布和时间变化。为了确定 EPNL，要求在飞机噪声测量过程中的每个 0.5 秒时间段上，计算出 24 个三分之一倍频程上的瞬时声压级。

A36.4.1.3 噪声主观反应的评定标准 EPNL 是根据噪声的物理测量值得到的，其计算过程由以下 5 个步骤组成：

(a) 使用 A36.4.2.1(a)中的方法将 24 个三分之一倍频程声压级换算成感觉噪度（呐），然后将呐值合并，并换算成瞬时感觉噪声级 PNL(*k*)。

(b) 考虑到人们对频谱不规则性的主观反应，对每一个频谱都要计算纯音修正因子 *C(k)*。

(c) 在每 0.5 秒时间段上，将纯音修正因子与感觉噪声级相加，得到纯音修正感觉噪声级 PNL_T(*k*):

$$\text{PNLT}(k) = \text{PNL}(k) + C(k)$$

计算出所有纯音修正感觉噪声级的瞬时值，并确定其最大值 PNL_{TM}。

(d) 持续时间修正因子 *D* 是根据纯音修正感觉噪声级与时间的关系曲线通过积分计算出的。

(e) 有效感觉噪声级 EPNL 由最大纯音修正感觉噪声级与持续时间修正因子的代数和所确定：

$$\text{EPNL} = \text{PNLTM} + D$$

A36.4.2 感觉噪声级

A36.4.2.1 瞬时感觉噪声级 $PNL(k)$ ，必须由各三分之一倍频程的瞬时声压级 $SPL(i,k)$ 算出，其步骤如下：

(a) 第一步：使用 A36.4.7 中的响值的数学公式，将 50Hz 至 10kHz 范围内的各三分之一倍频程的 $SPL(i,k)$ 换算成感觉噪度 $n(i,k)$ 。

(b) 第二步：用下列公式，将第一步求得的感觉噪度值 $n(i,k)$ 合并：

$$\begin{aligned}N(k) &= n(k) + 0.15 \left\{ \left[\sum_{i=1}^{24} n(i,k) \right] - n(k) \right\} \\ &= 0.85n(k) + 0.15 \sum_{i=1}^{24} n(i,k)\end{aligned}$$

式中， $n(k)$ 是 24 个 $n(i,k)$ 值中的最大值， $N(k)$ 为总感觉噪度。

(c) 第三步：用下列公式，将总感觉噪度 $N(k)$ 换算成感觉噪声级 $PNL(k)$ ：

$$PNL(k) = 40.0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k)$$

注： $PNL(k)$ 曲线在本规定现行有效的咨询通告中给出。

A36.4.3 频谱不规则性修正

A36.4.3.1 频谱中有明显不规则性（例如，最大离散频率成分或者纯音）的噪声，必须用按下述步骤计算出的修正因子 $C(k)$ 进行修正：

(a) 第一步：在按照 A36.3.9 进行修正后，从 80Hz 三分之一倍频程（第三频程）开始，按下述方法计算其余三分之一倍频程上声压

级的变化（或者“斜率”）：

$$s(3,k) = \text{无值}$$

$$s(4,k) = SPL(4,k) - SPL(3,k)$$

.....

$$s(i,k) = SPL(i,k) - SPL(i-1,k)$$

.....

$$s(24,k) = SPL(24,k) - SPL(23,k)$$

(b) 第二步：圈出斜率变化的绝对值大于 5 的斜率 $s(i,k)$ ，即：

$$|\Delta s(i,k)| = |s(i,k) - s(i-1,k)| > 5$$

(c) 第三步：

(1) 如果圈出的斜率 $s(i,k)$ 的数值为正，且代数值大于斜率 $s(i-1,k)$ ，则圈出声压级 $SPL(i,k)$ 。

(2) 如果圈出的斜率 $s(i,k)$ 的数值为零或者负，且斜率 $s(i-1,k)$ 为正，则圈出声压级 $SPL(i-1,k)$ 。

(3) 对于所有其他情况，不必圈出声压级。

(d) 第四步：按如下计算出新的、调整过的声压级 $SPL'(i,k)$ ：

(1) 对未圈出的声压级，令新声压级等于原来的声压级，即：
 $SPL'(i,k) = SPL(i,k)$ 。

(2) 对于 1 至 23 频段中（含）被圈出的声压级，令新声压级等于前、后声压级的算术平均值，即：

$$SPL'(i,k) = \frac{1}{2} [SPL(i-1,k) + SPL(i+1,k)]$$

(3) 如果最高频段 ($i = 24$) 的声压级被圈出，则令该频段的新声压级等于：

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

(e) 第五步: 包括一个假设的第 25 频段在内, 按下列方法重新计算新斜率 $s'(i,k)$:

$$\begin{aligned} s'(3,k) &= s'(4,k) \\ s'(4,k) &= \text{SPL}'(4,k) - \text{SPL}'(3,k) \\ &\dots\dots \\ s'(i,k) &= \text{SPL}'(i,k) - \text{SPL}'(i-1,k) \\ &\dots\dots \\ s'(24,k) &= \text{SPL}'(24,k) - \text{SPL}'(23,k) \\ s'(25,k) &= s'(24,k) \end{aligned}$$

(f) 第六步 对序号 i 从 3 至 23 的频段, 按下述公式计算三个相邻斜率的算术平均值:

$$\bar{s}(i,k) = \frac{1}{3} [s'(i,k) + s'(i+1,k) + s'(i+2,k)]$$

(g) 第七步 从第 3 频段开始到第 24 频段, 按下述公式计算最终的三分之一倍频程声压级 $\text{SPL}''(i,k)$:

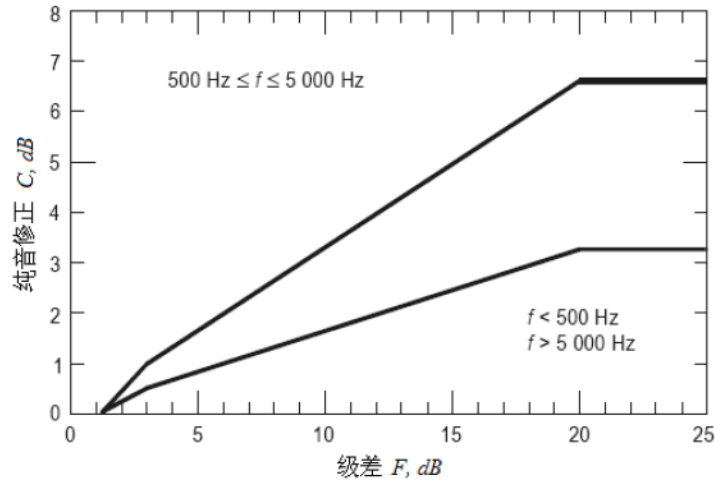
$$\begin{aligned} \text{SPL}''(3,k) &= \text{SPL}(3,k) \\ \text{SPL}''(4,k) &= \text{SPL}''(3,k) + s(3,k) \\ &\dots\dots \\ \text{SPL}''(i,k) &= \text{SPL}''(i-1,k) + \bar{s}(i-1,k) \\ &\dots\dots \\ \text{SPL}''(24,k) &= \text{SPL}''(23,k) + \bar{s}(23,k) \end{aligned}$$

(h) 第八步: 如下计算原声压级与最终本底声压级之差 $F(i,k)$:

$$F(i,k) = \text{SPL}(i,k) - \text{SPL}''(i,k)$$

并只记下等于或者大于 1.5 的值。

(i) 第九步: 根据声压级差 $F(i,k)$ 和表 A36-2, 确定每个相关三分之一倍频程 (3 至 24) 的纯音修正因子。



频率 f , Hz	级差 F , dB	纯音修正 C , dB
$50 \leq f < 500$	$1^{1/2*} \leq F < 3$	$F/3 - 1/2$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3^{1/3}$
$500 \leq f \leq 5000$	$1^{1/2*} \leq F < 3$	$2^F/3 - 1$
	$3 \leq F < 20$	$F/3$
	$20 \leq F$	$6^{2/3}$
$5000 < f \leq 10000$	$1^{1/2*} \leq F < 3$	$F/3 - 1/2$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3^{1/3}$

*见第八步

表 A36-2 纯音修正因子

(j) 第十步：指定第九步中所确定的纯音修正因子中的最大值为 $C(k)$ (本规定现行有效的咨询通告中给出了纯音修正程序的例子)。纯音修正感觉噪声级由 $C(k)$ 与相应的 $PNL(k)$ 相加来确定，即：

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

如果怀疑第 k 时段任何第 i 个三分之一倍频程的纯音修正因子得自于非实际纯音 (或者附加于实际纯音) 的某种因素，或者是得自

于不属于飞机噪声的任何频谱不规则性时，可通过带宽比此三分之一倍频程带宽更窄的滤波器做进一步分析。如果证实了这些质疑，则可以根据窄带分析确定本底声压级的更正值 $SPL''(i,k)$ ，并用来计算相应三分之一倍频程更正的纯音修正因子。其他去除虚假纯音修正的方法必须为中国民用航空局所接受。

A36.4.3.2 如果一个显著的纯音，其频率被记录在两个相邻的三分之一倍频程上，则本纯音修正程序将会低估 EPNL 值。申请人必须证明：

(a) 无显著的纯音在两个相邻的三分之一倍频程上被记录，或者

(b) 如果有显著的纯音在两个相邻的三分之一倍频程上被记录，纯音修正已经将其调整到完全记录在单个三分之一倍频程上的数值。

A36.4.4 最大纯音修正感觉噪声级

A36.4.4.1 最大纯音修正感觉噪声级 PNLTM 是按 A36.4.3 条的程序计算出的纯音修正感觉噪声级 $PNLT(k)$ 中的最大值。为了获得满意的噪声时间历程，必须以 0.5 秒的时间间隔进行测量。

注 1：图 A36-2 是一个飞越噪声时间历程的示例，图中已经标出了最大值。

注 2：如果没有纯音修正因子，PNLTM 就等于 PNLM。

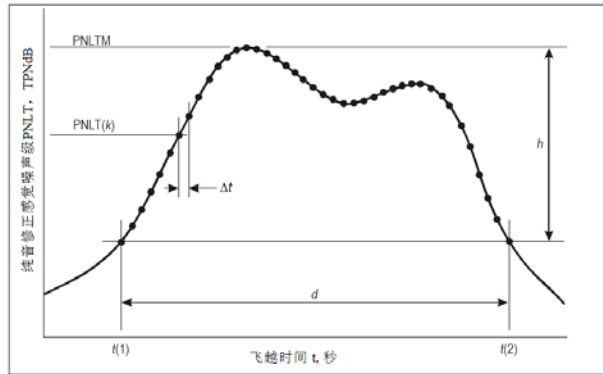


图 A36-2 纯音修正感觉噪声级作为航空器飞越时间的函数的示例

A36.4.4.2 在获得了 PNLTM 值之后，还必须在前后各两段 500 毫秒的采样数据中找出最大纯音修正因子所对应的频带，以便识别出由于该纯音的三分之一倍频程频带共用，而在 PNLTM 处可能出现的纯音抑制现象。如果 PNLTM 处的纯音修正因子 $C(k)$ 值小于上述 5 个相邻时间间隔内 $C(k)$ 的平均值，则必须使用 $C(k)$ 的平均值来重新计算 PNLTM 值。

A36.4.5 持续时间修正

A36.4.5.1 持续时间修正因子 D 是用积分方法确定的，方程如下：

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \int_{t(1)}^{t(2)} \text{anti log} \frac{\text{PNLT}}{10} dt \right] - \text{PNLTM}$$

式中 T 是归一化的时间常数，PNLTM 是 PNLT 的最大值， $t(1)$ 是 PNLT 大于 $\text{PNLTM} - 10$ 的时间起点，在时间 $t(2)$ 之后，PNLT 保持总是小于 $\text{PNLTM} - 10$ 。

A36.4.5.2 由于 PNLT 是从 SPL 的测量值计算得出的，一般来讲，其作为时间的函数不会有明确的方程式。因此，可以用求和符号代替

积分符号，将方程改写成：

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \sum_{k=0}^{d/\Delta t} \Delta t \square \text{anti log} \frac{\text{PNLT}(k)}{10} \right] - \text{PNLTM}$$

式中 Δt 是为计算 $\text{PNLT}(k)$ 所用的等时间增量，而 d 是在 $\text{PNLT}(k)$ 大于或者等于 $\text{PNLTM} - 10$ 的区间内精确到 0.5 秒的时间间隔。

A36.4.5.3 为了获得一个满意的感觉得噪声级时间历程：

(a) 时间间隔 Δt 取 0.5 秒；或者

(b) 使用更短的时间间隔，连同局方接受的限定值和常数。

A36.4.5.4 在用 A36.4.5.2 的公式中计算 D 时，必须使用如下的 T 和 Δt 的值：

$T = 10$ 秒，且 $\Delta t = 0.5$ 秒（或者局方接受的采样时间间隔）。

使用以上数值， D 的计算公式变成：

$$D = 10 \log \left[\sum_{k=0}^{2d} \text{anti log} \frac{\text{PNLT}(k)}{10} \right] - \text{PNLTM} - 13$$

式中 d 是由对应于值为 $\text{PNLTM} - 10$ 的点所确定的持续时间。

A36.4.5.5 在使用 A36.4.5.2 的程序时，如果 $\text{PNLTM} - 10$ 的限定值落在 $\text{PNLT}(k)$ 的计算值之间（通常如此），则必须选取靠近 $\text{PNLTM} - 10$ 的 $\text{PNLT}(k)$ 值作为持续时间间隔的界限。对于出现 $\text{PNLT}(k)$ 多于一个峰值的情况，必须选择合适的界限值，使持续时间能够取得最大的可能值。

A36.4.6 有效感觉得噪声级

飞行器噪声对人的总体主观效应，以有效感觉得噪声级（EPNL）

表示。EPNL 等于纯音修正感觉噪声级的最大值 PNLTM 与持续时间修正量 D 的代数和，即：

$$EPNL = PNLTM + D$$

式中 PNLTM 和 D 按 A36.4.2, A36.4.3, A36.4.4 和 A36.4.5 给出的程序计算。

A36.4.7 响值的数学公式

A36.4.7.1 声压级 (SPL) 和感觉噪声度的对数值之间的关系见图 A36-3 和表 A36-3。

A36.4.7.2 数学公式的要素是：

- (a) 直线的斜率 ($M(b)$, $M(c)$, $M(d)$ 和 $M(e)$);
- (b) 直线在 SPL 轴上的截距 ($SPL(b)$ 和 $SPL(c)$); 和
- (c) 间断点的坐标: $SPL(a)$ 和 $\log n(a)$, $SPL(d)$ 和 $\log n = -1.0$,

$SPL(e)$ 和 $\log n = \log(0.3)$ 。

A36.4.7.3 使用以下公式计算响值：

(a) $SPL \geq SPL(a)$

$$n = \text{antilog}\{M(c)[SPL - SPL(c)]\}$$

(b) $SPL(b) \leq SPL < SPL(a)$

$$n = \text{antilog}\{M(b)[SPL - SPL(b)]\}$$

(c) $SPL(e) \leq SPL < SPL(b)$

$$n = 0.3\text{antilog}\{M(e)[SPL - SPL(e)]\}$$

(d) $SPL(d) \leq SPL < SPL(e)$

$$n = 0.1 \text{antilog}\{M(d)[\text{SPL} - \text{SPL}(d)]\}$$

A36.4.7.4 表 A36-3 列出了计算作为声压级函数的感觉噪度所必需的常数值。

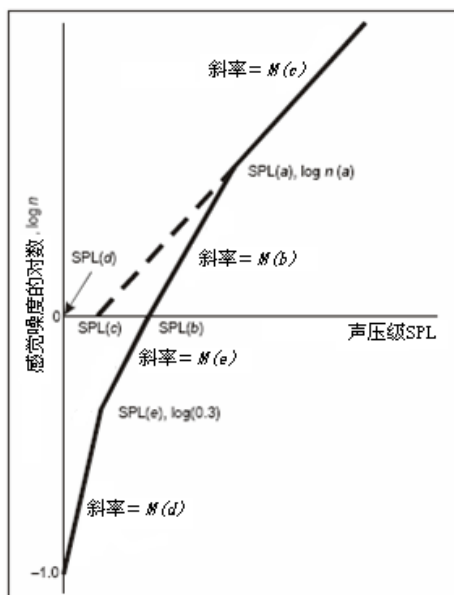


图 A36-3 作为声压级函数的感觉噪度

表 A36-3 响值数学计算公式中的常量

频带 (i)	f Hz	SPL (a)	SPL (b)	SPL (c)	SPL (d)	SPL (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	↑ ↓ 0.030103 ↑ ↓ ↑ ↓ ↑ ↓ ↑ ↓	0.068160	..
3	80	87.3	56	49	39	46	0.036831		..	0.052288
4	100	79.0	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		0.034859	..
10	400	∞	40	40	16	25	0.030103		0.030103	..
11	500	↑ ↓ ↑ ↓ ↑ ↓ ↑ ↓ ↑ ↓	40	40	16	25	0.030103		↑	0.053013
12	630		40	40	16	25	0.030103	↓	0.059640	↓
13	800		40	40	16	25	0.030103	↑	0.053013	↑
14	1000		40	40	16	25	0.030103	↓	0.059640	↓
15	1250		38	38	15	23	0.030103	↑	0.053013	↑
16	1600		34	34	12	21	0.029960	↓	0.059640	↓
17	2000		32	32	9	18	0.029960	↑	0.053013	↑
18	2500		30	30	5	15	0.029960	↓	0.059640	↓
19	3150		29	29	4	14	0.029960	↑	0.053013	↑
20	4000		29	29	5	14	0.029960	↓	0.059640	↓
21	5000	30	30	6	15	0.029960	↑	0.053013	↑	
22	6300	∞	31	31	10	17	0.029960	0.029960	0.068160	0.037349
23	8000	44.3	37	34	17	23	0.042285	..	0.079520	..
24	10000	50.7	41	37	21	29	0.059640	0.043573

第 A36.5 条 向中国民用航空局报送数据

A36.5.1 概述

A36.5.1.1 代表物理测量值的数据和对物理测量值进行修正所使用的数据，必须以局方接受的永久形式记录下来，并附在试验记录之后。

A36.5.1.2 所有的修正必须向中国民用航空局报送，并为中国民用航空局所接受，包括因设备响应偏差对测量结果所做的修正。

A36.5.1.3 申请人必须按要求提交在获取最终数据的每一步运算中对固有误差的估计。

A36.5.2 数据报送

申请人必须提交噪声合格审定的符合性报告，应包括如下内容：

A36.5.2.1 申请人必须提供实测的和修正后的声压级，用符合本附件第 A36.3 条所述标准的设备获得的三分之一倍频程声压级表示。

A36.5.2.2 申请人必须报送用来测量和分析所有声学性能以及气象数据的设备的厂商和型号。

A36.5.2.3 申请人必须报送在本附件第 A36.2 条中规定的观测点上，每次试验前后立即测量的或者在试验过程中测量的下列大气环境数据：

- (a) 空气温度和相对湿度；
- (b) 最大、最小和平均风速；
- (c) 大气压力。

A36.5.2.4 申请人必须报送当地的地形条件、地貌和可能干扰录音的事件。

A36.5.2.5 申请人必须报送以下信息：

(a) 飞机、发动机和螺旋桨（如适用）的类型、型号和序号（如有）；

(b) 飞机的总体尺寸和发动机的位置；

(c) 每次试验飞行飞机的总重量和每个试验系列的重心范围；

(d) 每次试验飞行飞机的构型，如襟翼、减速板和起落架位置；

(e) 如果安装辅助动力装置（APU），其在每次试验飞行中是否工作；

(f) 每次试验飞行中发动机引气和发动机功率提取的状态；

(g) 每次试验飞行的指示空速，千米/小时（或者节）；

(h) 发动机性能数据：

(1) 对于喷气式飞机：每次试验飞行从飞机仪表和厂商的数据确定的静推力、发动机压比、排气温度和风扇或者压气机转速等发动机性能参数；

(2) 对于螺旋桨飞机：每次试验飞行从飞机仪表和厂商的数据确定的刹车马力和剩余推力；或者等效轴马力；或者发动机扭矩和螺旋桨转速等发动机性能参数；

(i) 每次试验飞行飞机的航迹和地速；

(j) 申请人必须报告飞机是否进行过改装或者装有非标准设备，可能影响飞机噪声特性。任何这样的改装和非标准设备必须为中

国民用航空局所接受。

A36.5.3 报送噪声合格审定基准条件

A36.5.3.1 必须将飞机位置和性能数据以及噪声的测量值修正到本规定附件 B 中要求的噪声合格审定基准条件。申请人必须报送这些条件，包括基准参数，程序和构型。

A36.5.4 结果的有效性

A36.5.4.1 必须从试验结果得出三个平均的 EPNL 值以及它们的 90% 置信限并报送。每一个这样的数值都是对相应的测量站上(飞越, 进近或者横向)所有有效试验的声学测量值进行修正后所得结果的算术平均值。如果在任一测量站使用了多套声学测量系统, 则每次试验飞行所得的数据必须加以平均, 作为单一测量值。必须进行以下计算:

- (a) 对每个飞行阶段, 用每个传声器的测量值计算算术平均值;
- (b) 使用本条(a)段中的值和相关的 90% 置信限, 计算每一基准条件(飞越, 横向或者进近)的全部算术平均值。

A36.5.4.2 三个噪声合格审定测量点中, 每一个的最小样本数是六个。样本数必须足够大, 以使三个平均噪声合格审定级中的每一个, 在统计上建立的 90% 置信限都不超过 $\pm 1.5\text{EPNdB}$ 。在取平均时不可略去任何试验结果, 除非得到中国民用航空局的同意。

注: 计算 90% 置信区间所允许的方法在本规定现行有效的咨询通告中给出。

A36.5.4.3 按照 A36.5.4.1 规定的程序求得的平均 EPNL 值，必须能够对照噪声合格审定标准评估飞机的噪声性能。

第 A36.6 条 符号和单位

符号	单位	含义
antilog		以 10 为底的反对数
$C(k)$	dB	纯音修正因子。考虑第 k 时段存在的频谱不规则性，比如纯音，而加在 PNL(k) 上的修正值。
d	秒	持续时间。 $t(1)$ 和 $t(2)$ 之间的时间间隔，精确到 0.5 秒。
D	dB	持续时间修正。考虑到噪声的持续时间而加在 PNLTM 上的修正值。
EPNL	EPNdB	有效感觉噪声级。对频谱不规则性和噪声持续时间修正后的 PNL 值。（单位用 EPNdB，而不用 dB）
$EPNL_r$	EPNdB	修正到基准条件下的有效感觉噪声级。
$f(i)$	Hz	频率。第 i 个三分之一倍频程的几何中心频率。
$F(i,k)$	dB	Δ dB。在第 k 个时段上第 i 个三分之一倍频程上，原始声压级与最终本底声压级之差。
h	dB	分贝降。需从 PNLTM 中减去的值，该值确定了噪声的持续时间
H	百分比	相对湿度。环境大气的相对湿度。
i		频程编号。表示几何中心频率从 50 至 10kHz 的 24 个三分之一倍频程的序号。
k		时间段增量编号。表示从参考零点开始各相等时间段的序号。
log		以 10 为底的对数。
$\log n(a)$		响值间断点坐标。代表 SPL 随 $\log n$ 变化的各

		条直线交点的 $\log n$ 值。
$M(b), M(c)$ 等		呐值曲线斜率的倒数。表示 SPL 随 $\log n$ 变化的各条直线斜率的倒数。
n	呐	感觉噪度。在某一特定频率范围内,任一瞬间的感觉噪度。
$n(i,k)$	呐	感觉噪度。第 k 时段出现在第 i 个三分之一倍频程上的感觉噪度。
$n(k)$	呐	最大感觉噪度。在第 k 时段出现的所有 24 个 $n(i)$ 值中的最大值。
$N(k)$	呐	总感觉噪度。在第 k 时段由 24 个 $n(i,k)$ 的瞬时值计算得出的总感觉噪度。
$p(b), p(c)$ 等		呐值曲线的斜率。表示 SPL 随 $\log n$ 变化的各条直线的斜率。
PNL	PNdB	感觉噪声级。在任一瞬间的感觉噪声级。(单位用 PNdB 代替 dB。)
PNL(k)	PNdB	感觉噪声级。在第 k 时段由 24 个 $SPL(i,k)$ 值计算得出的感觉噪声级。(单位用 PNdB 代替 dB)
PNLM	TPNdB	最大感觉噪声级。PNL(k) 的最大值。(单位用 PNdB 代替 dB)
PNLT	TPNdB	纯音修正感觉噪声级。对任一瞬间出现的频谱不规则性进行修正后的 PNL 值。(单位用 TPNdB 代替 dB)。
PNLT(k)	TPNdB	纯音修正感觉噪声级。对第 k 时段出现的频谱不规则性进行修正后的 PNL(k) 值。(单位用 TPNdB 代替 dB)。
PNLTM	TPNdB	最大纯音修正感觉噪声级。最大的 PNLT(k) 值。(单位用 TPNdB 代替 dB)。
PNLT _r	TPNdB	修正到基准条件下的纯音修正感觉噪声级

$s(i,k)$	dB	声压级的斜率。在第 k 时段第 i 个频段的相邻三分之一倍频程之间声压级的变化。
$\Delta s(i,k)$	dB	声压级斜率的变化。
$s'(i,k)$	dB	调整后的声压级斜率。在第 k 时段第 i 个频段的相邻三分之一倍频程之间调整后声压级的变化。
$\bar{s}(i,k)$	dB	声压级平均斜率。
SPL	dB 基准 $20\mu\text{Pa}$	声压级。任一瞬间在指定频率范围的声压级。
SPL(a)	dB 基准 $20\mu\text{Pa}$	响值间断点的坐标。代表 SPL 随 $\log n$ 变化的直线交点的 SPL 值。
SPL(b)	dB	响值曲线的截距。代表 SPL 随 $\log n$ 变化的直线在 SPL 轴的截距。
SPL(c)	基准 $20\mu\text{Pa}$	
SPL(i,k)	dB 基准 $20\mu\text{Pa}$	声压级。在第 k 时段第 i 个三分之一倍频程的声压级。
SPL'(i,k)	dB 基准 $20\mu\text{Pa}$	调整后的声压级。在第 k 时段第 i 个三分之一倍频程上, 对本底声压级的第一次近似值。
SPL(i)	dB 基准 $20\mu\text{Pa}$	最大声压级。在 PNLTM 频谱的第 i 个三分之一倍频程上出现的声压级。
SPL(i) _r	dB 基准 $20\mu\text{Pa}$	修正的最大声压级。在 PNLTM 频谱的第 i 个三分之一倍频程上, 经过大气吸声修正后的声压级。
SPL''(i,k)	dB 基准 $20\mu\text{Pa}$	最终本底声压级。在第 k 时段第 i 个三分之一倍频程上, 对本底声压级的最终 (第二次) 近似值。
t	秒	经过的时间。从参考零点开始测量的时间。
$t(1), t(2)$	秒	时间界限。由 h 值确定的、所关注噪声时间历程的起点和终点。
Δt	秒	时间增量。在计算 PNL(k)和 PNLT(k)时所用的

		等间隔时间增量。
T	秒	归一化时间常数。在积分法计算持续时间修正值时，作为基准的时间长度， $T = 10$ 秒。
t (°E)	°C, °F	温度。环境大气温度。
$\alpha(i)$	dB/100 米 dB/1000 英尺	试验时的大气吸声系数。对于所测的大气温度和相对湿度，在第 i 个三分之一倍频程上，声音在大气中的衰减。
$\alpha(i)_0$	dB/100 米 dB/1000 英尺	基准大气吸声系数。对于基准的大气温度和相对湿度，在第 i 个三分之一倍频程上，声音在大气中的衰减。
A_1	度	第一恒定的爬升角（起落架收起，速度至少 $V_2 + 19$ 千米/小时 ($V_2 + 10$ 节)，起飞推力）。
A_2	度	第二恒定的爬升角（起落架收起，速度至少 $V_2 + 19$ 千米/小时 ($V_2 + 10$ 节)，在减油门之后）。
δ ϵ	度	减油门角。起飞航迹上减推力开始点和结束点的角度。
η	度	进近角
η_r	度	基准进近角
θ	度	噪声角（相对于航迹）。航迹与传声路径之间的夹角。对于实测航迹和修正的航迹，其值相同。
ψ	度	噪声角（相对于地面）。传声路径与地面的夹角。对于实测航迹和修正的航迹，其值相同。
μ		发动机噪声辐射参数
μ_r		基准发动机噪声辐射参数
Δ_1	EPNdB	PNLT 修正。考虑到在基准条件和试验条件下，大气吸声性及噪声传播路径长度的差别所导

		致噪声级的变化，而加到由实测数据算得的 EPNL 上的修正量。
Δ_2	EPNdB	持续时间修正。考虑到在基准条件和试验条件下，噪声持续时间所导致噪声级的变化，而对由实测数据算得的 EPNL 所做的修正。
Δ_3	EPNdB	源噪声修正。考虑到在基准发动机和试验用发动机工作状态之间的差别所导致噪声级的变化，而对由实测数据算得的 EPNL 所做的修正。
Δ_B	TPNdB	频带共用修正。 $PNLTM=PNLT+\Delta_B$
Δ_{peak}	TPNdB	峰值修正。 $EPNL_r=EPNL+\Delta_1+\Delta_2+\Delta_3+\Delta_{peak}$

第 A36.7 条 大气的声衰减

A36.7.1 大气的声衰减必须按照 A36.7.2 规定的程序来确定。

A36.7.2 大气的声衰减与频率、温度和湿度之间的关系用下列等式表示：

A36.7.2(a) 使用英制单位的算式：

$$\alpha(i) = 10^{\left[2.051\log(f_0/1000)+6.33\times 10^{-4}\theta-1.45325\right]} + \eta(\delta) \times 10^{\left[\log(f_0)+4.6833\times 10^{-3}\theta-2.4215\right]}$$

和

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_0}} 10^{\left(\log H - 1.97274664 + 2.288074 \times 10^{-2} \theta\right)} \times 10^{\left(-9.589 \times 10^{-5} \theta^2 + 3.0 \times 10^{-7} \theta^3\right)}$$

其中

$\eta(\delta)$ 列于表 A36-4 中， f_0 列于表 A36-5 中；

$\alpha(i)$ 是衰减系数，单位为 dB/1000 英尺；

θ 是温度，单位为华氏度；

H 是相对湿度，以百分比表示。

A36.7.2(b) 使用公制单位的算式：

$$\alpha(i) = 10^{\left[2.05 \log(f_0/1000) + 1.1394 \times 10^{-3} \theta - 1.916984\right]} + \eta(\delta) \times 10^{\left[\log(f_0) + 8.42994 \times 10^{-3} \theta - 2.755624\right]}$$

和

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_0}} 10^{\left(\log H - 1.328924 + 3.179768 \times 10^{-2} \theta\right)} \times 10^{\left(-2.173716 \times 10^{-4} \theta^2 + 1.7496 \times 10^{-6} \theta^3\right)}$$

其中

$\eta(\delta)$ 列于表 A36-4 中， f_0 列于表 A36-5 中；

$\alpha(i)$ 是衰减系数，单位为 dB/100 米；

θ 是温度，单位为摄氏度；

H 是相对湿度，以百分比表示。

A36.7.3 表 A36-4 列出了按照 A36.7.2 列出的公式计算时要使用的值。必要时使用二次插值。

表 A36-4 $\eta(\delta)$ 的值

δ	$\eta(\delta)$	δ	$\eta(\delta)$
0.00	0.000	2.50	0.450

0.25	0.315	2.80	0.400
0.50	0.700	3.00	0.370
0.60	0.840	3.30	0.330
0.70	0.930	3.60	0.300
0.80	0.975	4.15	0.260
0.90	0.996	4.45	0.245
1.00	1.000	4.80	0.230
1.10	0.970	5.25	0.220
1.20	0.900	5.70	0.210
1.30	0.840	6.05	0.205
1.50	0.750	6.50	0.200
1.70	0.670	7.00	0.200
2.00	0.570	10.00	0.200
2.30	0.495		

必要时使用二次插值

表 A36-5 f_0 的值

三分之一倍频程 中心频率 (Hz)	f_0 (Hz)	三分之一倍频程 中心频率 (Hz)	f_0 (Hz)
----------------------	------------	----------------------	------------

50	50	800	800
63	63	1000	1000
80	80	1250	1250
100	100	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

第 A36.8 条 [备用]

第 A36.9 条 飞机飞行试验结果的修正

A36.9.1 当噪声合格审定试验的条件与基准条件不一致时，必须用本条的方法对实测的噪声数据作适当的修正。

A36.9.1.1 对于下述的差异，必须用 A36.9.3 和 A36.9.4 所述的方法之一对实测的噪声值进行修正：

(a) 受平方反比律及大气衰减的影响，沿传播路径上的噪声衰减的差异；

(b) 受飞机相对于测量点的距离和速度的影响，噪声持续时间的差异；

(c) 受发动机工作的试验条件和基准条件不同影响，发动机发出的源噪声的差异；

(d) 受试验时的空速与基准空速不同的影响，飞机/发动机的源噪声的差异。除了考虑空速对持续时间的影响外，还必须考虑空速对源噪声的影响。对于常规的飞机构型而言，当试验时的空速和基准空速之差超过 28 千米/小时（15 节）真空速时，必须采用中国民用航空局接受的试验数据和/或分析来量化空速修正对噪声级审定结果的影响。

A36.9.1.2 在下述条件下，必须用 A36.9.4 所述的“完整”的修正方法对起飞和进近试验的结果进行修正：

(a) 使用“简化”方法时，修正量在飞越时大于 8dB，或者在进近时大于 4dB，或者

(b) 使用“简化”方法得到的飞越或者进近噪声的最终 EPNL 值，与本规定第 B36.5 条所述的噪声限制值相差不到 1dB。

A36.9.2 飞行剖面

如下所述，试验和基准两种条件下的飞行剖面，由相对于地面的几何位置、连同相对于地面的飞机速度、以及用以确定飞机发出噪声的发动机相关控制参数来描述。

A36.9.2.1 起飞剖面

注：图 A36-4 表示一个典型的起飞剖面。

(a) 飞机在 A 点开始起飞滑跑，在 B 点离地，在 C 点开始以

恒定的角度开始第一次爬升。如果使用降推力或者功率，在 D 点开始并在 E 点停止。由此，飞机开始第二次恒定角度爬升，直到噪声合格审定起飞航迹的终点 F。

(b) K_1 为起飞噪声测量点， AK_1 是滑跑开始点至飞越噪声测量点的距离。 K_2 为横向噪声测量点，它位于与跑道中心线平行并与其相距规定距离的一条线上，在起飞过程中该处的噪声级最大。

(c) AF 是按本附件 A36.2.3.2 的要求，对飞机的位置和噪声进行同步测量的一段距离。

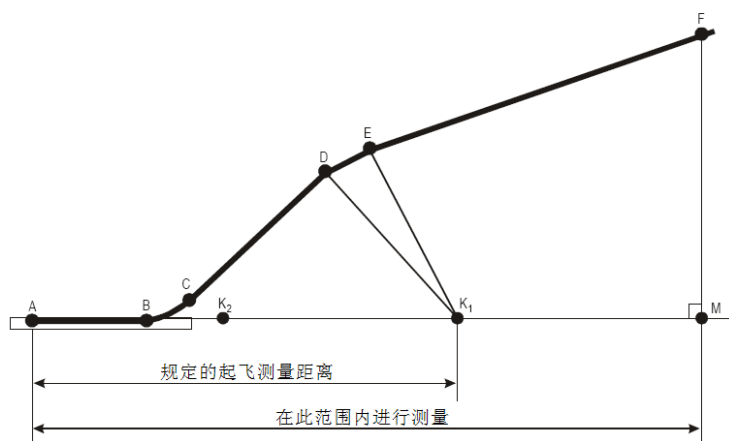


图 A36-4 典型的起飞剖面

A36.9.2.2 进近剖面

注：图 A36-5 表示一个典型的进近剖面。

(a) 飞机在 G 点开始噪声合格审定的进近航迹，并于 J 点接地，与跑道入口的距离为 OJ。

(b) K_3 为进近噪声测量点， K_3O 是进近噪声测量点与跑道入口的距离。

(c) GI 是按本附件 A36.2.3.2 的要求，对飞机的位置和噪声进行同步测量的一段距离。

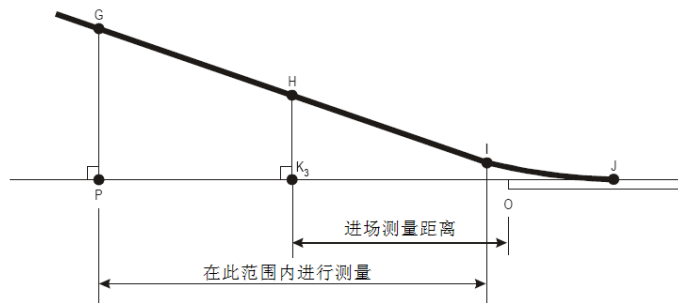


图 A36-5 典型的进近剖面

进近测量的飞机基准点是仪表着陆系统 (ILS) 天线。如果没有安装 ILS 天线, 替代的基准点必须经中国民用航空局同意。

A36.9.3 简化的修正方法

A36.9.3.1 概述

如下所述, 简化的修正方法是由于测试条件与基准条件之间的差异, 而对 PNLTM 时刻的 EPNL (由实测数据计算) 所做的修正。

A36.9.3.2 对 PNL 和 PNLT 的修正

(a) 图 A36-6 给出了部分试验航迹和基准航迹, 包括相应的用于计算飞越和进近 EPNL 的噪声时间历程。图 A36-6 中:

(1) XY 代表部分试验航迹(包括相应的用于计算飞越和进近 EPNL 的噪声时间历程), 而 $X_r Y_r$ 则代表对应的部分基准航迹。

(2) Q 代表噪声测量点 K 测量到噪声为 PNLTM 时, 飞机在试验航迹上的位置, Q_r 是在基准航迹上对应的位置, 而 K_r 是基准测量点。QK 和 $Q_r K_r$ 分别是实测和基准的噪声传播途径, Q_r 是假设 QK 和 $Q_r K_r$ 与各自的航迹成相同的 θ 角而确定的。

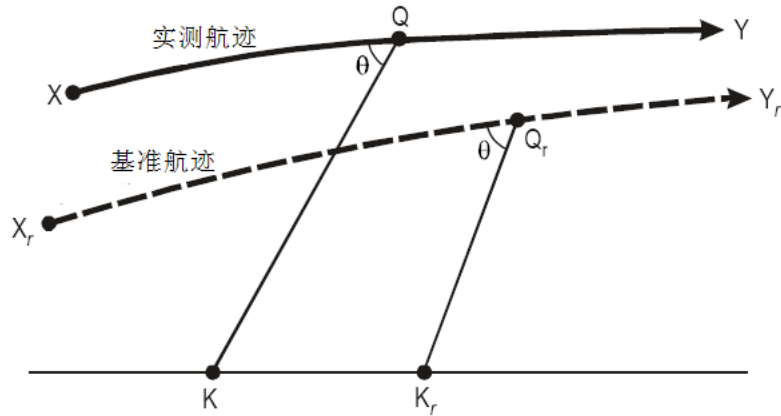


图 A36-6 影响声压级的剖面特性

(b) 图 A36-7(a)和(b)给出了(b)(1)和(2)所述的部分试验航迹和基准航迹，包括相应的用于计算横向 EPNL 的噪声时间历程。

(1) 图 A36-7(a)中，XY 代表部分试验航迹（包括相应的用于计算横向 EPNL 的噪声时间历程）；图 A36-7(b)中，X_rY_r代表对应的部分基准航迹。

(2) Q 代表噪声测量点 K 测量到噪声为 PNLTM 时，飞机在试验航迹上的位置。Q_r是在基准航迹上对应的位置。而 K_r是基准测量点。QK 和 Q_rK_r分别是实测和基准的噪声传播途径。K_r在规定的边线上，K_r和 Q_r的确定是假设 QK 和 Q_rK_r：

- (i) 与各自的航迹成相同的 θ 角；且
- (ii) 与地面成相同的 ψ 角。

注：在横向噪声测量的情况下，声传播不但受平方反比律和大气衰减的影响，而且受主要依赖于 ψ 角的地面吸收和反射效应的影响。

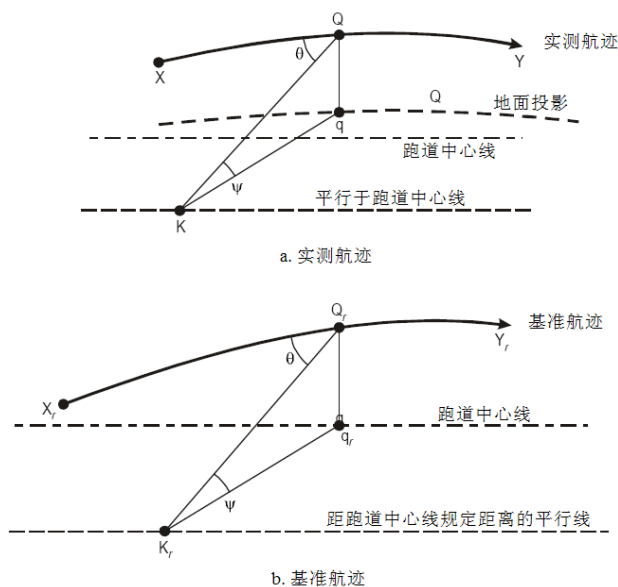


图 A36-7 横向测量 - 基准测量站的确定

A36.9.3.2.1 构成 PNL (在 PNLTM 时刻 K 点测量到的 PNL) 的三分之一倍频程声压级 $SPL(i)$ 必须修正到基准声压级 $SPL(i)_r$ 如下:

A36.9.3.2.1(a) 使用英制单位的公式如下:

$$SPL(i)_r = SPL(i) + 0.001[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK + 0.001\alpha(i)_0(QK - Q_r K_r) + 20\log(QK / Q_r K_r)$$

在此表达式中,

(1) $0.001[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK$ 是考虑大气声衰减系数变化影响所作的修正, $\alpha(i)$ 和 $\alpha(i)_0$ 分别是根据本附件第 A36.7 条确定的试验和基准大气条件下的衰减系数;

(2) $0.001\alpha(i)_0(QK - Q_r K_r)$ 是考虑传声路径长度变化对声衰减的影响所做的修正;

(3) $20\log(QK / Q_r K_r)$ 是根据平方反比律, 对传声路径长度变化影响的修正;

(4) QK 和 $Q_r K_r$ 以英尺为单位, $\alpha(i)$ 和 $\alpha(i)_0$ 以 dB/1000 英尺为单位。

A36.9.3.2.1(b) 使用公制单位算式如下:

$$SPL(i)_r = SPL(i) + 0.01[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK + 0.01\alpha(i)_0(QK - Q_rK_r) + 20\log(QK / Q_rK_r)$$

在此表达式中,

(1) $0.01[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK$ 是考虑大气声衰减系数变化影响所作的修正, $\alpha(i)$ 和 $\alpha(i)_0$ 分别是根据本附件第 A36.7 条确定的试验和基准大气条件下的衰减系数;

(2) $0.01\alpha(i)_0(QK - Q_rK_r)$ 是考虑传声路径长度变化对声衰减的影响所做的修正;

(3) $20\log(QK/Q_rK_r)$ 是根据平方反比律, 对传声路径长度变化影响的修正;

(4) QK 和 Q_rK_r 以米为单位, $\alpha(i)$ 和 $\alpha(i)_0$ 以 dB/100 米为单位。

A36.9.3.2.1.1 PNL_T 修正

(a) 将修正后的 $SPL(i)_r$ 换算成 $PNLT_r$;

(b) 使用如下公式计算修正项 Δ_1 :

$$\Delta_1 = PMLT_r - PNLTM$$

A36.9.3.2.1.2 将 Δ_1 按代数和加到由实测数据算出的 EPNL 上。

A36.9.3.2.2 如果一次试验飞行中, 在 PNL_TM 的 2dB 之内有几个 PNL_T 峰值, 则必须对每个峰值都要按 A36.9.3.2.1 所述程序进行处理, 将得到的修正项加到对应的峰值上, 以得出相应的修正后的 PNL_T 峰值。如果这些峰值超过了 PNL_TM 时刻的值, 则超出量的最大值必须加到从实测数据算出的 EPNL 上, 作为进一步的修正。

A36.9.3.3 持续时间的修正

A36.9.3.3.1 当在试验条件下测得的航迹及地面速度不同于基准条件下的基准航迹及地面速度时,必须对从实测数据算出的 EPNL 值进行持续时间修正。修正量必须按下述方法计算。

A36.9.3.3.2 对图 A36-6 中所示的航迹,修正项按下式计算:

$$\Delta_2 = -7.5 \log(QK / Q_r K_r) + 10 \log(V / V_r)$$

将 Δ_2 按代数和加到由实测数据算出的 EPNL 上。

A36.9.3.4 源噪声修正

A36.9.3.4.1 为了考虑噪声合格审定飞行试验中测得的影响发动机噪声的各个参数与那些在基准条件下计算或者规定的参数之间的差异,必须计算和应用源噪声修正。修正量由中国民用航空局接受的、制造商提供的数据来确定。用于这种修正的典型数据在图 A36-8 中给出,是一条 EPNL 与发动机控制参数 μ 的关系曲线。其中 EPNL 数据已经修正到所有其他相关的基准条件(飞机重量、速度、高度和气温),且对所装发动机与平均发动机(定义于 B36.7(b)(7))之间的噪声差异作了修正。要求在 μ_r 值范围内有足够多的数据点以计算横向、飞越和进近噪声测量的源噪声修正。

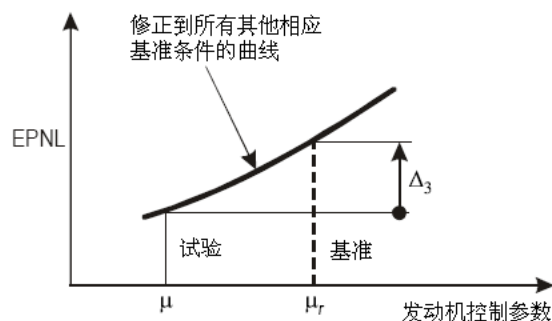


图 A36-8 噪声推力修正

A36.9.3.4.2 用对应于参数 μ_r 的 EPNL 值减去对应于参数 μ 的

EPNL 值，计算出修正项 Δ_3 ，并且按代数和加到由实测数据算出的 EPNL 上。

A36.9.3.5 对称性修正

A36.9.3.5.1 对每一个横向噪声值（在 B36.4(b)规定的测量点测定）的对称性修正，按以下步骤进行：

(a) 如果对称测量点是主横向噪声测量线上最大噪声级点的对称点，则审定噪声级必须是在这两点上测得的噪声级的算术平均值（见图 A36-9(a)）；

(b) 如果不满足(a)的条件，则假设噪声随飞机高度的变化在两边都是一样的，也就是说两边的噪声与高度关系曲线之差是恒定的（见图 A36-9(b)）。审定噪声级是这两条曲线平均值的最大值。

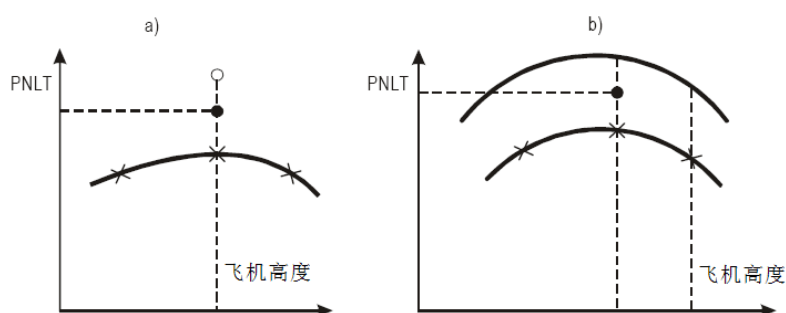


图 A36-9 对称性修正

A36.9.4 完整的修正方法

A36.9.4.1 概述

如本条所述，完整的修正方法包括重新计算与试验中的测量点对应的基准测量点在基准条件下的 PNL T 时间历程，和用新的时间历程直接计算 EPNL。其主要原则见 A36.9.4.2 到 A36.9.4.4.1。

A36.9.4.2 PNLT 计算

(a) 图 A36-10 给出了(a)(1)和(2)中所述的部分试验航迹和基准航迹，包括相应的用于计算飞越和进近 EPNL 的噪声时间历程。在图 A36-10 中：

(1) XY 代表部分实测航迹，包括相应的用于计算飞越和进近 EPNL 的噪声时间历程，而 $X_r Y_r$ 则代表对应的部分基准航迹。

(2) 点 Q_0, Q_1, Q_n 分别代表在 t_0, t_1 和 t_n 时刻飞机在实测航迹上的位置。点 Q_1 是 t_1 时刻在噪声测量点 K 观测到三分之一倍频程声压级为 $SPL(i)_1$ 的噪声发射点。相应地，点 Q_{r1} 代表 t_{r1} 时刻在基准测量点 K_r 观测到基准航迹上声压级为 $SPL(i)_{r1}$ 的噪声发射点。 $Q_1 K$ 和 $Q_{r1} K_r$ 分别是实测的和基准的传声路径，与其各自的航迹成 θ_1 角。同样地， Q_{r0} 和 Q_m 是对应于实测航迹上的 Q_0 和 Q_n 在基准航迹上的点。 Q_0 和 Q_n 的选择使得 Q_{r0} 和 Q_m 之间所有在峰值 10dB 之内的 PNLTr 值（按 A36.9.4.2.2 和 A36.9.4.2.3 计算）都包括进去。

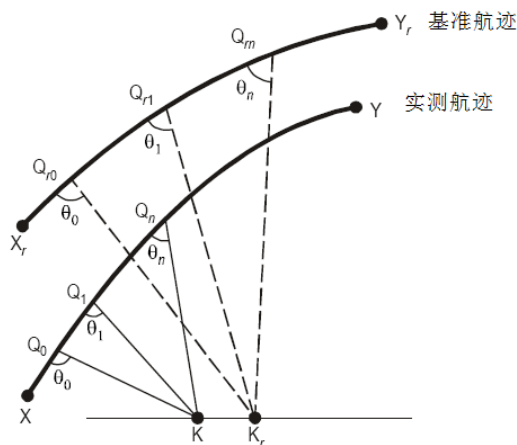


图 A36-10 完整的修正方法中实测与基准航迹的对应

(b) 图 A36-11(a)和(b)给出了(b)(1)和(2)中所述的部分试验航迹

和基准航迹，包括相应的用于计算横向 EPNL 的噪声时间历程。

(1) 图 A36-11(a)中，XY 代表部分实测航迹，包括相应的用于计算横向 EPNL 的噪声时间历程；图 A36-11(b)中， $X_r Y_r$ 代表对应的部分基准航迹。

(2) 点 Q_0, Q_1, Q_n 分别代表在 t_0, t_1 和 t_n 时刻飞机在实测航迹上的位置。点 Q_1 是 t_1 时刻在噪声测量点 K 观测到三分之一倍频程声压级为 $SPL(i)_1$ 的噪声发射点。相应地，点 Q_{r1} 代表 t_{r1} 时刻在基准的测量点 K_r 观测到基准航迹上声压级为 $SPL(i)_{r1}$ 的噪声发射点。 $Q_1 K$ 和 $Q_{r1} K_r$ 分别是实测的和基准的传声路径。同样地， Q_{r0} 和 Q_{rn} 是对应于实测航迹上的 Q_0 和 Q_n 在基准航迹上的点。 Q_0 和 Q_n 的选择使得 Q_{r0} 和 Q_{rn} 之间所有在峰值 10dB 之内的 $PNLT_r$ 值（按 A36.9.4.2.2 和 A36.9.4.2.3 计算）都包括进去，并且 K_r 在特定的边线上。因此，按以下要求确定 K_r 和 Q_{r1} 的位置：

(i) $Q_1 K$ 和 $Q_{r1} K_r$ 分别与其各自的航迹成 θ_1 角。

(ii) 用中国民用航空局接受的方法，使角 ψ_1 和 ψ_{r1} 之间的差异最小。由于几何上的原因，一般不可能选取到 K_r ，使 ψ_1 和 ψ_{r1} 保持相等的同时满足 A36.9.4.2 条(b)(2)(i)中的条件。

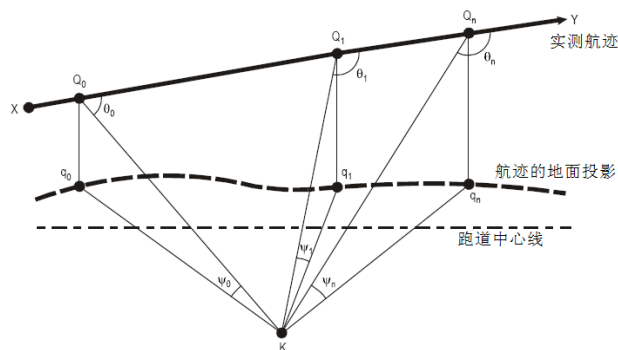


图 A36-11(a) 实测横向航迹

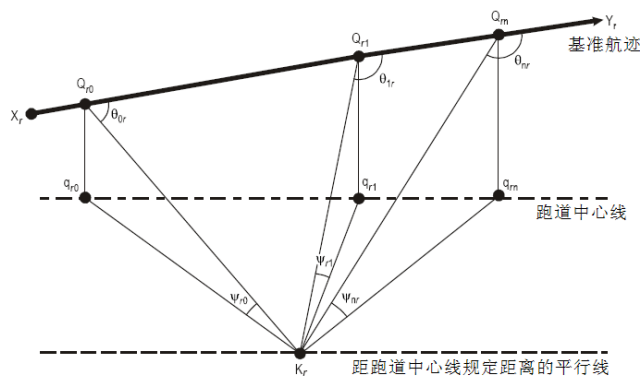


图 A36-11(b) 基准横向航迹

注：对于横向噪声的测量，声传播不但受平方反比律和大气衰减的影响，而且受地面吸收和反射效应的影响，地面的吸收和反射效应主要与 ψ 角有关。

A36.9.4.2.1 A36.9.4.2(a)(2)和(b)(2)中的时刻 t_{r1} 比 t_1 晚（因为 $Q_{r1}K_r > Q_1K$ ），相差两个时间量：

(1) 飞机以速度 V_r 飞过距离 $Q_{r1}Q_{r0}$ 所需的时间减去以速度 V 飞过距离 Q_1Q_0 所需的时间；

(2) 声音传播经过 $Q_{r1}K_r - Q_1K$ 距离所需的时间。

注：对于 A36.9.4.2(a)(2)和(b)(2)中描述的航迹，减推力或者功率的使用可形成全推力或者功率和减推力或者功率组合的试验和基准航迹。当它们之间的过渡阶段对最后的结果有影响时，必须使用局方接受的方法进行内插计算，例如本规定现行有效的咨询通告中给出的方法。

A36.9.4.2.2 为了考虑试验条件与基准条件下传声路径长度和大气条件的差异，实测的 $SPL(i)_1$ 的值必须用本附件 A36.9.3.2.1 的方法修正到基准值 $SPL(i)_{r1}$ 。相应的 PNL_{r1} 的值必须根据 A36.4.2 计算。 PNL_r

的值必须在 t_0 到 t_n 的时间区间上计算出来。

A36.9.4.2.3 对于每一个 PNL_{r1} 值，必须用本附件 A36.4.3 所述方法分析 $SPL(i)_r$ 的值来确定纯音修正因子 C_1 ，并加到 PNL_{r1} 上去求得 $PNLT_{r1}$ 。必须在 t_0 到 t_n 的时间区间上，使用本段所述的处理方法计算 $PNLT_r$ 的值。

A36.9.4.3 持续时间修正

A36.9.4.3.1 必须绘制出每 0.5 秒时间间隔的 $PNLT$ 所对应的 $PNLT_r$ 值与时间的关系曲线（ $PNLT_{r1}$ 值对应时间 t_{r1} ）。然后用使用本附件 A36.4.5.1 规定的方法确定持续时间修正，以得到 $EPNL_r$ 。

A36.9.4.4 源噪声修正

A36.9.4.4.1 必须用本附件 A36.9.3.4 的方法确定源噪声修正量 Δ_3 。

A36.9.5 航迹识别位置

位置	说明
A	起飞滑跑起点
B	离地点
C	第一次以恒定角度爬升的起点
D	减推力起点
E	第二次以恒定角度爬升的起点
F	噪声合格审定起飞航迹的终点
G	噪声合格审定进近航迹的起点
H	进近航迹上在噪声测量站正上方的点
I	开始拉平点

J	接地点
K	噪声测量点
K _r	基准测量点
K ₁	飞越噪声测量点
K ₂	横向噪声测量点
K ₃	进近噪声测量点
M	噪声合格审定起飞航迹地面投影的终点
O	跑道进近端的入口
P	噪声合格审定进近航迹地面投影的起点
Q	在实测的起飞航迹上对应于 K 站测得 PNLTM 时的位置 (见 A36.9.3.2 条)
Q _r	在修正的起飞航迹上对应于 K 站测得 PNLTM 时的位置 (见 A36.9.3.2 条)
V	飞机试验时的飞行速度
V _r	飞机基准速度

A36.9.6 航迹的距离

距离	单位	含意
AB	米 (英尺)	起飞滑跑距离。沿跑道从起飞滑跑起点到离地点的距离。
AK	米 (英尺)	起飞测量距离。沿跑道中心线的延长线, 从起飞滑跑起点到噪声测量点的距离
AM	米 (英尺)	起飞航迹地面投影距离。沿跑道中心线的延长线, 从起飞滑跑起点到起飞航迹地面投影上不需继续记录飞机位置时的点的距离。
QK	米 (英尺)	实测噪声路径。从实测的飞机位置 Q 到 K 点的距离。
Q _r K _r	米 (英尺)	基准噪声路径。从基准飞机位置 Q _r 点到 K _r 点

		的距离。
K₃H	米（英尺）	飞机进近高度。飞机在进近测量点正上方时的高度。
OK₃	米（英尺）	进近测量距离。沿跑道中心线延长线，从跑道入口到进近测量点的距离
OP	米（英尺）	进近航迹地面投影距离。沿跑道中心线延长线，从跑道入口到进近航迹地面投影上不需继续记录飞机位置时的点的距离。

[2007年4月15日第一次修订，2018年1月12日第二次修订，
2023年1月1日第三次修订]

附件 B 根据第 36.103 条运输类和喷气式飞机的噪声级

第 B36.1 条 噪声测量和评定

第 B36.2 条 噪声评定的度量

第 B36.3 条 基准噪声测量点

第 B36.4 条 试验噪声测量点

第 B36.5 条 最大噪声级

第 B36.6 条 综合评定

第 B36.7 条 噪声合格审定基准程序和条件

第 B36.8 条 噪声合格审定试验程序

第 B36.1 条 噪声测量和评定

(a) 必须用本规定附件 A 中的程序，或者等效程序，来确定飞机的噪声级，并用这些噪声级来表明对本附件要求的符合性。

(b) 对于第四阶段飞机，国际民用航空公约附件 16，环境保护，第 I 卷，航空器噪声，2008 年 7 月第五版，2008 年 11 月 20 日第 9 修正案的附录 2，是可接受的噪声测量和评定备选方法。

(c) 对于第五阶段飞机，国际民用航空公约附件 16 卷 I 的附录 2，是可接受的噪声测量和评定备选方法。

第 B36.2 条 噪声评定的度量

噪声评定的度量是按本规定附件 A 中的程序计算出的有效感觉噪声级，单位为 EPNdB。

第 B36.3 条 基准噪声测量点

当按本规定的程序进行测试时，除了第 B36.6 条中规定的情况，飞机在下列各点不得超过第 B36.5 条规定的噪声级：

(a) 横向全功率基准噪声测量点：

(1) 对于喷气式飞机：该点位于与跑道中心线及其延长线相平行，距离跑道中心线 450 米（1476 英尺）的边线上，飞机离地后该点的噪声级最大。对于发动机数多于 3 台的第一阶段或者第二阶段飞机，该点位于距离跑道中心线 648 米（0.35 海里）的边线上。如中国民用航空局同意，可以假设起飞推力下最大的横向噪声出现在飞机沿跑道中心延长线达到距地高度 300 米（985 英尺）处。对于第一阶段或者第二阶段的四发飞机，该高度为 435 米（1427 英尺）。飞机飞过噪声测量点时的高度应在目标高度的 +100 到 -50 米（+328 到 -164 英尺）的范围内。对于非喷气式发动机驱动飞机，对应最大横向噪声的高度应由试验确定。

(2) 对于螺旋桨飞机：该点位于跑道中心线的延长线上，对应以全起飞功率爬升至 650 米（2133 英尺）高度的点。在 2007 年 4 月 15 日之前进行的试验，申请人可以选择使用 B36.3(a)(1)中规定的噪声测量点。

(b) 飞越基准噪声测量点：该点位于跑道中心线的延长线上，距起飞滑跑起点 6500 米（21325 英尺）处。

(c) 进近基准噪声测量点：该点位于跑道中心线的延长线上，距跑道入口 2000 米（6562 英尺）处。相当于在跑道上距跑道入口 300 米（984 英尺）处引出的坡度为 3° 的下滑道上，距地高度 120 米（394 英尺）处对应水平地面上的点。

第 B36.4 条 试验噪声测量点

(a) 如果试验噪声测量点不在基准噪声测量点上，用与将试验航迹修正至基准航迹相同的方法对位置差异进行修正。

(b) 申请人必须用足够数量的横向噪声测量点向中国民用航空局表明可以确定边线上最大的噪声级。对于喷气式飞机，同时要在跑道另一侧设置一个对称的噪声测量点进行测量。对于螺旋桨飞机，由于其本身横向噪声的非对称性，应同时在每一个噪声测量点跑道另一侧的对称位置进行测量。跑道两侧的测量点在纵向 ± 10 米（ ± 33 英尺）的范围内被认为是对称的。

第 B36.5 条 最大噪声级

除本附件第 B36.6 条规定的情况外，按照附件 A 中的噪声评定方法测定的最大噪声级不得超过以下数值：

(a) 对于第一阶段飞机的声学更改，无论发动机的数目多少，其噪声级应符合本规定第 36.7 条(c)中的规定。

(b) 对于第二阶段飞机，无论发动机数目多少：

(1) 飞越：最大重量等于或者大于 272000 公斤（600000 磅）时为 108EPNdB，最大重量从 272000 公斤（600000 磅）每减一半，则减少 5EPNdB，直到最大重量为 34000 公斤（75000 磅）或者更小时为 93EPNdB。

(2) 横向和进近：最大重量等于或者大于 272000 公斤（600000 磅）时为 108EPNdB，最大重量从 272000 公斤（600000 磅）每减一半，则减少 2EPNdB，直到最大重量等于或者小于 34000 公斤（75000 磅）时为 102EPNdB。

(c) 对于第三阶段飞机：

(1) 飞越：

(i) 多于三台发动机的飞机：最大重量等于或者大于 385000 公斤（850000 磅）时为 106EPNdB，最大重量从 385000 公斤（850000 磅）每减一半，则减少 4EPNdB，直到最大重量等于或者小于 20200 公斤（44673 磅）时为 89EPNdB；

(ii) 三台发动机的飞机：最大重量等于或者大于 385000 公斤（850000 磅）时为 104EPNdB，最大重量从 385000 公斤（850000 磅）每减一半，则减少 4EPNdB，直到最大重量等于或者小于 28600 公斤（63177 磅）时为 89EPNdB；

(iii) 少于三台发动机的飞机：最大重量等于或者大于 385000 公斤（850000 磅）时为 101EPNdB，最大重量从 385000 公斤（850000 磅）每减一半，则减少 4EPNdB，直到最大重量等于或者少于 48100 公斤（106250 磅）时为 89EPNdB。

(2) 横向：不考虑发动机的数量，最大重量等于或者大于 400000 公斤（882000 磅）时，为 103EPNdB，最大重量从 400000 公斤（882000 磅）每减一半，则减少 2.56EPNdB，直到最大重量等于或者小于 35000 公斤（77200 磅）时为 94EPNdB。

(3) 进近：不考虑发动机的数量，最大重量等于或者大于 280000 公斤（617300 磅）时，为 105EPNdB，最大重量从 280000 公斤（617300 磅）每减一半，则减少 2.33EPNdB，直到最大重量等于或者小于 35000 公斤（77200 磅）时为 98EPNdB。

(d) 对于任何第四阶段飞机，其飞越、横向和进近最大噪声级为国际民用航空公约附件 16 卷 I 的第 4 章第 4.4 条和第 3 章第 3.4 条中规定的最大噪声级。

(e) 对于任何第五阶段飞机，其飞越、横向和进近最大噪声级为国际民用航空公约附件 16 卷 I 的第 14 章第 14.4 条规定的最大噪声级。

第 B36.6 条 综合评定

除了本规定第 36.7(c)(1)和 36.7(d)(1)(ii)条中所限制的情况，如果在一个或者两个测量点处的噪声超过了最大噪声级，必须满足以下条件：

- (a) 超出量的总和不得大于 3EPNdB；
- (b) 任一点处的超出量不得大于 2EPNdB；并且
- (c) 任何超出量必须由其他一点或者各点的减少量抵消。

第 B36.7 条 噪声合格审定基准程序和条件

(a) 通用条件:

(1) 所有基准程序必须满足本规定第 36.3 条的要求。

(2) 必须使用基准程序计算飞机的性能和航迹，并为中国民用航空局所接受。

(3) 申请人必须使用本条(b)和(c)中起飞和进近的基准程序。

(4) [备用]

(5) 基准程序必须根据以下基准条件确定。用于计算大气吸收系数时，基准大气就温度和相对湿度而言是均匀的。

(i) 海平面大气压力 1013.25 百帕 (2116 磅/平方英尺);

(ii) 外界大气温度 25°C (77°F)，即，国际标准大气 + 10°C;

(iii) 相对湿度 70%;

(iv) 无风;

(v) 定义起飞和横向噪声测量的基准起飞剖面时，规定跑道坡度为零。

(b) 起飞基准程序:

起飞基准航迹应按如下计算:

(1) 从起飞开始，至爬升到距跑道至少下列高度期间，必须使用平均发动机起飞推力或者功率。使用的起飞推力/功率必须是飞机飞行手册的性能部分中给出的，在本规定第 B36.7(a)(5)条中规定的基准大气条件下正常运行时可获得的最大推力/功率。

(i) 对于第一阶段和喷气式发动机涵道比小于 2 的第二阶段

飞机，如下适用：

(A) 发动机数多于三个的飞机——214 米（700 英尺）。

(B) 所有其他飞机——305 米（1000 英尺）。

(ii) 对于第三阶段飞机和喷气式发动机涵道比大于或者等于 2 的第二阶段飞机，如下适用：

(A) 发动机数多于三个的飞机——210 米（689 英尺）。

(B) 发动机数为三个的飞机——260 米（853 英尺）。

(C) 发动机数少于三个的飞机——300 米（984 英尺）。

(2) 在到达上述(b)(1)段中所规定的高度后，不得将推力或者功率减少至低于保持以下各项所必需的推力或者功率，取其中的最大者：

(i) 4%的爬升梯度；或者

(ii) 多发飞机，一发失效时的水平飞行。

(3) 为了确定横向噪声级，应使用贯穿整个试验的全起飞功率计算基准航迹。对在 2007 年 4 月 15 日之前进行的试验，根据本节(b)(2)段确定的包括推力减少的单个基准航迹，可作为确定横向噪声级的备选方法。

(4) 起飞基准速度应是申请人所选定的，所有发动机都工作时的正常起飞爬升速度，它至少是 $V_2 + 19$ 千米/小时（ $V_2 + 10$ 节），但不大于 $V_2 + 37$ 千米/小时（ $V_2 + 20$ 节）。在飞机离地后必须尽快达到该速度，并且要在整个起飞噪声合格审定试验中保持此速度。对于所有飞机，在试验日速度下测得的噪声值必须修正到声学日基准速度

下。

(5) 除起落架可以收上外，在整个起飞基准程序中，必须保持由申请人选定的起飞构型。构型是指重心位置以及能够影响飞机性能和噪声的飞机系统的状态。例如，增升装置的位置，APU 是否工作以及发动机是否有引气和功率提取。

(6) 松开刹车时的飞机重量必须是申请噪声合格审定的最大起飞重量。此重量可能会导致第 36.1581 条(d)中规定的运行限制；且

(7) 平均发动机被定义为在飞机飞行试验期间使用的审定合格的所有发动机的平均。在审定之前和审定过程中，这些发动机在限制范围内按照飞行手册中规定的程序运行。由此确定推力/功率与控制参数（例如， N_1 或者 EPR ）之间的关系。审定试验期间的噪声测量必须用此关系进行修正。

注：其中， N_1 为压气机转速，指涡轮发动机低压压气机第一级的转速。

(c) 进近基准程序

进近基准航迹计算如下：

(1) 飞机稳定地沿着 3° 的下滑道飞行；

(2) 对亚音速飞机，在进近测量点上方时，稳定发动机的推力和功率，使进近速度保持在 $V_{REF} + 19$ 千米/小时 ($V_{REF} + 10$ 节)。 V_{REF} 为“基准着陆速度”，其定义为：具有规定着陆构型的飞机，在下降通过确定人工着陆时的着陆距离的高度点时飞机的速度。必须在进近测量点上方建立并保持进近速度；

(3) 在整个适航审定试验的进近基准程序中，除起落架放下外，飞机应当保持恒定的进近构型；

(4) 着陆时飞机的重量应是本条(c)(3)确定的申请噪声合格审定的着陆构型所允许的最大着陆重量，除本规定第 36.1581 条(d)的规定外；

(5) 必须采用最为临界的飞机构型，定义此构型为：飞机重量为申请合格审定的重量，包括升力和阻力装置在内的气动操纵面正常打开时，能够产生最高噪声级的构型。此构型包括本规定附件 A 中 A36.5.2.5 列出的、在以最大着陆重量正常运行时对噪声的连续状态有影响的所有项目。

第 B36.8 条 噪声合格审定试验程序

(a) 所有的试验程序必须为中国民用航空局所接受。

(b) 试验程序和噪声测量必须按照一个局方接受的方式进行和处理，以获得噪声评定量值 EPNL，以有效感觉噪声分贝（EPNdB）为单位，如附件 A 中所述。

(c) 获得的声学数据必须按附件 A 所述的方法修正到本章所规定的基准条件。速度和推力的修正必须按照本规定中第 A36.9 条进行。

(d) 如果试验时的重量不同于申请噪声合格审定的重量，对起飞和进近 EPNL 必要的修正分别不应超过 2EPNdB 和 1EPNdB。必须使用中国民用航空局认可的数据来确定起飞和进近两种试验条件下 EPNL 随重量的变化。由于进近航迹偏离基准航迹所必须进行的 EPNL 修正不得超过 2EPNdB。

(e) 对于进近试验， $3^{\circ}\pm 0.5^{\circ}$ 稳定的下滑角是可以接受的。

(f) 如果使用不同于基准程序的等效试验程序，则试验程序和所有将结果修正到基准程序的方法必须为中国民用航空局所接受。对于起飞的修正量不超过 16EPNdB，对进近的不超过 8EPNdB。如果修正量分别超过 8EPNdB 和 4EPNdB，则所得结果要低于第 B36.5 条规定的限制噪声级超过 2EPNdB。

(g) 在起飞、横向、进近试验过程中，飞机瞬时指示空速的变化必须保持在 10dB 降区间内平均空速的 $\pm 3\%$ 以内。这需要由飞行员的空速表来确定。然而，当瞬时指示空速在 10dB 降区间内的变化超过 ± 5.5 千米/小时 (± 3 节)，并且由机上的中国民用航空局审查代表判断是由于大气紊流引起的，则此次噪声合格审定飞行因受影响过大必须取消。

注：有关使用等效程序的指导性材料见本规定现行有效的咨询通告。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订，2018 年 1 月 12 日第二次修订，
2023 年 1 月 1 日第三次修订]

附件 C-E [备用]

附件 F 在 1988 年 11 月 17 日以前进行合格审定试验的螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机的飞越噪声要求

A 部分 总则

第 F36.1 条 范围

B 部分 噪声测量

第 F36.101 条 通用试验条件

第 F36.103 条 声学测量系统

第 F36.105 条 测量、记录和重放设备

第 F36.107 条 噪声测量程序

第 F36.109 条 数据记录、报送和认可

第 F36.111 条 飞行程序

C 部分 数据修正

第 F36.201 条 数据的修正

第 F36.203 条 结果的有效性

D 部分 噪声限制

第 F36.301 条 航空器的噪声限制

A 部分 总则

第 F36.1 条 范围

本附件规定了第 36.1 条和第 36.501 条(b)指定的螺旋桨小飞机的噪声级限制以及噪声数据的测量和修正程序。

B 部分 噪声测量

第 F36.101 条 通用试验条件

(a) 试验场的地形必须较为平坦，没有吸声特性较强的茂密、高大的杂草、灌木或者树木。在测量点位置上方，轴线垂直于地面，半角为 75° 的锥形空域内，不得有严重影响飞机声场的障碍物。

(b) 试验必须在下列条件下进行

(1) 无降水。

(2) 相对湿度不高于 90% 或者低于 30%。

(3) 高于地面 10 米(33 英尺)处的环境温度不高于 30°C (86°F) 或者低于 5°C (41°F)。如果测量点距机场测温点 1.85 千米(1 海里)以内，允许使用机场报告的温度。

(4) 高于地面 10 米(33 英尺)处，报告的风速不得超过 19 千米/小时 (10 节)。如果报告的风速超过 7 千米/小时 (4 节)，则飞行的方向必须在风向的 $\pm 15^\circ$ 以内，并且顺风向和逆风向的飞行次数必须相同。如果测量点距机场的风速表 1.85 千米 (1 海里) 以内，允许使

用机场报告的风速。

(5) 在要求的测量点记录噪声时，没有使飞机噪声级产生明显改变的温度递增或者异常的风等条件。

(6) 飞行试验程序、测量设备和噪声测量程序必须为中国民用航空局所接受。

(7) 噪声评定用的声压级数据，必须使用符合本附件第 F36.103 条的声学设备获得。

第 F36.103 条 声学测量系统

声学测量系统必须由为中国民用航空局所接受的与下述等效的设备组成：

(a) 传声器系统，其频率响应应符合本附件第 F36.105 条中所规定的测量和分析系统的精度。

(b) 三角架或者相似的传声器支架，应对所测声音的干扰应最小。

(c) 记录和重放设备的特性、频率响应和动态范围应符合本附件第 F36.105 条规定的响应和精度要求。

(d) 使用已知声压级的正弦波或者宽带噪声的声学校准器。如果采用宽带噪声，对于非过载信号级，必须用其平均值和最大的均方根（rms）值来表示。

第 F36.105 条 测量、记录和重放设备

(a) 必须记录飞机产生的噪声。磁带记录仪是可接受的。

(b) 系统的特性必须符合本规定第 36.6 条引用的国际电工技术委员会 (IEC) 出版物第 179 号“精密声级计”的要求。

(c) 在 45 ~ 11200Hz 频率范围内, 整个系统对可觉察的等幅平面前进正弦波的响应, 必须在 IEC 出版物第 179 号 (1973 年版) 规定的容差限制内。

(d) 如果受设备动态范围的限制, 记录通道必须增加高频预矫及重放时的逆向去矫。预矫的使用一定不能使 800 ~ 11200Hz 之间的噪声信号的瞬时声压级, 在最大与最小三分之一倍频程之间的变化超过 20dB。

(e) 如果局方要求, 则记录的噪声信号必须通过如 IEC 出版物第 179 号 (1973 年版) 定义的“慢”动态特性的“A”滤波器读出。滤波器的输出信号必须送入有平方律检波及大约 1 秒或者 800 毫秒充电放电时间常数的检波回路。

(f) 设备必须用自由声场校准设备进行声学校准。如果局方要求对磁带记录进行分析, 分析设备必须按中国民用航空局接受的方法进行电子校准。

(g) 当风速超过 11 千米/小时 (6 节) 时, 必须在所有航空器噪声的测量过程中, 给传声器加上风罩。

第 F36.107 条 噪声测量程序

(a) 传声器必须指向某一已知方向, 以便接收到的最大声音尽可能地按校准的方向入射。传声器的敏感元件必须高出地面约 1.2 米 (4 英尺)。

(b) 为了检查系统的灵敏度和给声级数据分析提供声学基准级，必须在每次试验的前后，立即用声校准器在现场对系统进行有记录的声学校准。

(c) 环境噪声，包括声学背景噪声和测量系统的电噪声，必须在试验现场记录和确定，系统增益设定在航空器噪声测量要用的级别。如果航空器声压级未超过背景声压级至少 10dB(A)，就必须使用局方接受的方法对背景声压级对测量声压级的影响进行修正。

第 F36.109 条 数据记录、报送和认可

(a) 代表物理测量的数据或者对测量数据所做的修正均必须以永久的形式记录下来，并附在试验记录之后。但因正常的设备响应偏差而对测量值进行的修正不需报送。所有其他的修正都必须经局方同意，必须对获取最终数据的每一步运算各自的固有误差进行估算。

(b) 使用符合本附件第 F36.105 条中所述标准的设备获得的实测的和修正后的声压级，都必须报送。

(c) 用来测量和分析所有声学、飞机性能和气象数据的设备类型必须报送。

(d) 在本附件第 F36.101 条规定的观测点上，每次试验前试验后立即测量的或者在试验过程中测量的下列大气数据必须报送：

- (1) 空气温度和相对湿度；
- (2) 最大、最小和平均风速。

(e) 当地的地形条件、地貌及可能干扰录音的事件，都必须报送。

(f) 必须报送以下飞机资料：

- (1) 飞机、发动机和螺旋桨的类型、型号和序号（如有）；
- (2) 可能影响飞机噪声特性的任何改装或者非标准设备；
- (3) 最大审定起飞重量；
- (4) 每次飞越测量点时的空速，以节为单位；
- (5) 每次飞越时，用每分钟转数和其他有关参数表示的发动机性能；
- (6) 用已校准的航空器高度表、局方接受的照相技术或者跟踪设备确定的以米为单位的飞机高度；
- (g) 必须用局方接受的、足以保证符合本附件试验程序及条件的采样率记录飞机的速度、位置和发动机的性能参数。

第 F36.111 条 飞行程序

(a) 表明符合本附件噪声级要求的试验，必须包含至少六次在测量位置上方高度 300_{-30}^{+10} 米（ 985_{-100}^{+30} 英尺），横向偏差 $\pm 10^\circ$ 的平飞。

(b) 每次飞越试验必须在下述条件下进行：

(1) 至少是飞机飞行手册规定的、或者经批准的手册资料、标牌及仪器标识的任意组合中所规定的正常运行范围内的最大功率；和

(2) 各螺旋桨同步、飞机巡航构型的稳定速度，除非在本段规定的功率设定下，速度可能超过批准的最大平飞速度，加速飞行是可接受的。

C 部分 数据修正

第 F36.201 条 数据的修正

(a) 当温度超过 $20^{\circ}\text{C} \pm 5^{\circ}\text{C}$ ($68^{\circ}\text{F} \pm 9^{\circ}\text{F}$) 的范围或者相对湿度低于 40% 时, 必须用中国民用航空局接受的方法将所获得的噪声数据修正到 25°C (77°F) 和 70% 相对湿度。

(b) 必须使用本条(c)段规定的性能修正。必须按本附件描述的方法确定修正量, 并按代数和加到测量值上。此修正量限于 5dB(A) 以内。

(c) 性能修正必须按以下公式计算:

$$\Delta\text{dB} = 49.6 - 20\log_{10} \left[(3500 - D_{15}) \frac{R/C}{V_y} + 15 \right]$$

D_{15} —在最大审定起飞重量下起飞到 15 米 (50 英尺) 高度的起飞距离 (单位: 米)

R/C —经审定的最佳爬升率 (单位: 米/秒)

V_y —最佳爬升率时的速度, 它的单位与爬升率相同。

(d) 如果起飞到 15 米 (50 英尺) 高度的起飞距离没有作为经批准的性能资料列出, 则单发飞机必须使用 610 米 (2000 英尺), 多发飞机必须使用 825 米 (2700 英尺)。

第 F36.203 条 结果的有效性

(a) 试验结果必须可以得出平均噪声级 dB(A) 及其 90% 置信限。平均噪声级就是所有飞越测量点的有效试验获得的声学测量值经修

正后的算术平均值。

(b) 样本数必须足够多，以使在统计上建立的 90% 置信限不超过 $\pm 1.5\text{dB(A)}$ 。在取平均时不可略去任何试验结果，除非得到中国民用航空局的同意。

D 部分 噪声限制

第 F36.301 条 航空器的噪声限制

(a) 必须用按本附件 B 和 C 部分的规定测量和修正的噪声数据来表明对本条的符合性。

(b) 当飞机的重量等于或者低于 600 公斤（1320 磅）时，噪声级不得超过 68dB(A)。若重量大于 600 公斤（1320 磅），小于或者等于 1500 公斤（3300 磅），噪声限制随飞机的重量以 1dB/75 公斤（1dB/165 磅）的比率线性增加，直到 1500 公斤（3300 磅）时为 80dB(A)。大于这个重量以后噪声限制保持为 80dB(A) 不变。

[2018 年 1 月 12 日第二次修订]

附件 G 在 1988 年 11 月 17 日或者之后进行合格审定试验的螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机的起飞噪声要求

A 部分 总则

第 G36.1 条 范围

B 部分 噪声测量

第 G36.101 条 通用试验条件

第 G36.103 条 声学测量系统

第 G36.105 条 测量、记录及重放设备

第 G36.107 条 噪声测量程序

第 G36.109 条 数据记录，报送和接受

第 G36.111 条 飞行程序

C 部分 数据修正

第 G36.201 条 试验结果的修正

第 G36.203 条 结果的有效性

D 部分 噪声限制

第 G36.301 条 航空器的噪声限制

A 部分 总则

第 G36.1 条 范围

本附件规定了第 36.1 条和第 36.501 条(c)中指定的螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机的噪声级限制,以及噪声测量和将测量的噪声数据修正到基准条件的程序。

B 部分 噪声测量

第 G36.101 条 通用试验条件

(a) 试验场的地形必须较为平坦,没有吸声特性较强的茂密、高大的杂草、灌木或者树木。在测量点位置上方,轴线垂直于地面,半角为 75° 的锥形空域内,不得有严重影响飞机声场的障碍物。

(b) 试验必须在下列条件下进行:

- (1) 无降水;
- (2) 周围大气温度在 2°C ~ 35°C (36°F 和 95°F) 之间;
- (3) 相对湿度在 20% ~ 95% (含) 之间;
- (4) 风速不超过 19 千米/小时 (10 节), 并且侧风不超过 9 千米/小时 (5 节)。应使用不大于 30 秒的连续平均方法确定风速;
- (5) 在所要求的测量点记录噪声时, 没有明显影响飞机噪声级的异常气象条件;

(6) 环境温度、相对湿度、风速、风向的测量必须在地面之上 1.2 米（4 英尺）至 10 米（33 英尺）之间的区域进行。除非中国民用航空局同意，否则环境温度和相对湿度必须在相同高度上进行测量；

(7) 如果测量点在固定气象站（如机场或者其他机构具有的）2000 米（6562 英尺）范围内，经中国民用航空局同意，可以使用其报告的温度、相对湿度和风速等气象测量值。

(c) 飞行试验程序、测量设备和噪声测量程序必须为中国民用航空局所接受。

(d) 噪声评定用的声压级数据，必须使用符合本附件第 G36.103 条的声学设备获得。

第 G36.103 条 声学测量系统

声学测量系统必须由局方接受的、具有如下特性的设备组成：

(a) 传声器系统，其频率响应应符合本附件第 G36.105 条所规定的测量和分析系统的精度。

(b) 三角架或者相似的传声器支架，应对所测声音的干扰最小。

(c) 记录和重放设备的特性、频率响应和动态范围应符合本附件第 G36.105 条规定的响应和精度要求。

(d) 使用已知声压级的正弦波或者宽带噪声的声学校准器。如果采用宽带噪声，对于非过载信号级，必须用其平均值和最大的均方根（rms）值来表示。

第 G36.105 条 测量、记录和重放设备

(a) 必须使用局方接受的磁带记录仪、图示声级记录仪或者声级计记录飞机产生的噪声。

(b) 整个系统的特性必须符合本规定第 36.6 条引用的国际电工技术委员会 (IEC) 出版物第 651 号“声级计”和出版物第 561 号“用于航空器噪声合格审定的电声学测量设备”的要求。声级计必须符合 IEC 出版物第 651 号中规定 I 型声级计要求。

(c) 在 45 ~ 11200Hz 频率范围内，整个系统对可觉察的等幅平面前进正弦波的响应，必须在 IEC 出版物第 651 号规定的容差限制内。

(d) 如果受设备动态范围的限制，记录通道必须增加高频预矫及重放时的逆向去矫。预矫的使用一定不能使 800 ~ 11200Hz 之间的噪声信号的瞬时声压级在最大和最小三分之一倍频程之间的变化超过 20dB。

(e) 输出的噪声信号必须通过如 IEC 出版物第 651 号定义的“慢”动态特性的“A”滤波器读出。可以使用图示声级记录仪、声级计或者等效的数字设备。

(f) 设备必须用自由场声学校准设备进行声学校准。如果局方要求对磁带记录进行分析，分析设备必须按中国民用航空局接受的方法进行电子校准。如果适用，应该按本规定附件 A 的第 A36.3.8 和 A36.3.9 条进行校准。

(g) 当风速超过 9 千米/小时 (5 节) 时，必须在所有航空器噪声的测量过程中，给传声器加上防风罩。

第 G36.107 条 噪声测量程序

(a) 传声器必须是压力型，直径 12.7 毫米，带有保护格栅，倒置安装在一个涂了白漆的金属圆盘上方，传声器薄膜与之平行，相距 7 毫米。该金属圆盘直径 40 厘米，至少 2.5 毫米厚，水平放置，与周边地面齐平，圆盘的下方不得有空隙。传声器位于垂直于试验飞机飞行路线的圆盘半径上，距圆盘中心 $3/4$ 半径处。

(b) 为了检查系统灵敏度和给声级数据分析提供声学基准级，必须在每次试验的前后，立即用声校准器在现场对系统做有记录的声学校准。如果用的是磁带记录仪或者图示声级记录仪，则必须在试验过程中用到的满刻度读数 10dB 之内的级上，利用粉红噪声或者伪随机噪声确定电系统的频率响应。

(c) 环境噪声，包括声学背景噪声和测量系统的电噪声，必须在试验现场记录和确定，系统增益设定在航空器噪声测量要用的级别。如果航空器声压级没有超过背景声压级至少 10dB(A)，就必须用更靠近起飞滑跑起始点的起飞测量点，并且测量结果必须用经审定部门认可的方法修正到基准测量点。

第 G36.109 条 数据记录、报送和接受

(a) 代表物理测量的数据和对测量数据的修正，必须以永久的形式记录下来，并附在试验记录之后。因正常的设备响应偏差而对测量值所作的修正不需报送，所有其他的修正都必须得到局方同意。必须估算获得最终数据的每一步运算中各自的固有误差。

(b) 使用符合本附件第 G36.105 条所述技术要求的设备获得的实测和修正声压级，都必须报送。

(c) 用来测量和分析所有声学、飞机性能和气象数据的设备类型必须报送。

(d) 必须报送在本附件第 G36.101 条中规定的测量点上，每次试验前后立即测量的或者试验过程中测量的下列大气数据：

(1) 环境温度和相对湿度；

(2) 每次飞行时的最大和平均风速以及风向。

(e) 对当地的地形、地貌和可能干扰录音的事件的评述，必须报送；

(f) 航空器相对于基准起飞航迹的位置，必须用局方接受的、不依赖正常飞行仪表的方法确定，如雷达跟踪、经纬仪三角定位或者成像比例技术；

(g) 必须报送以下飞机资料：

(1) 飞机、发动机和螺旋桨的类型、型号和序号（如有）；

(2) 任何可能影响飞机噪声特性的改装或者非标准设备；

(3) 最大审定起飞重量；

(4) 每次试验飞行飞越测量点时，在所处高度的空速和环境温度，用严格校准的仪器确定；

(5) 每次试验飞行的发动机性能参数，如歧管压力或者功率、螺旋桨转速（rpm）和其他相关参数。每个参数必须由严格校准的仪器确定。例如，当飞机装的是机械式转速表时，必须用一个精度在±

1%以内的独立设备检验螺旋桨的转速；

(6) 本附件第 G36.201 条要求的修正所必需的空速、位置和性能数据，必须是用局方接受的方法，在飞机飞越测量站正上方时记录的。

第 G36.111 条 飞行程序

(a) 噪声测量点位于跑道中心线的延长线上，距起飞滑跑起点 2500 米（8200 英尺）处。航空器必须在相对于测量点处垂直方向 $\pm 10^\circ$ 和基准高度 $\pm 20\%$ 的范围之内飞越测量点。飞行试验程序应以批准的最大起飞重量开始，并且要在每飞行一小时之后调整回这个最大重量。每次飞行试验必须以最佳爬升率速度 (V_y) ± 9 千米/小时 (± 5 节) 指示空速进行。全部试验、测量和数据修正程序必须为中国民用航空局所接受。

(b) 起飞基准航迹必须按下列大气条件计算：

- (1) 海平面大气压力 1013.25 百帕；
- (2) 外界大气温度 15°C (59°F)；
- (3) 相对湿度 70%；
- (4) 无风。

(c) 必须假设以下两个阶段计算起飞基准航迹：

(1) 第一阶段

(i) 从松刹车点到跑道上方 15 米（50 英尺）高度点必须用起飞功率。

(ii) 由申请人选择的起飞构型在本阶段必须保持不变。

(iii) 松刹车时飞机的最大重量必须是申请噪声合格审定的最大重量。

(iv) 第一阶段的长度必须符合从水平的铺筑跑道上起飞的适航批准值（或者水上飞机的相应值）。

(2) 第二阶段

(i) 第二阶段的开始对应于第一阶段的结束。

(ii) 飞机必须是起落架收起的爬升构型（如果可以收起），襟翼在整个第二阶段设置在飞机正常爬升所对应的位置。

(iii) 飞机的速度必须是最佳爬升率速度（ V_y ）。

(iv) 对于安装定距螺旋桨的飞机，在整个第二阶段必须保持起飞功率。对于安装变距螺旋桨或者恒速螺旋桨的飞机，在整个第二阶段必须保持起飞功率和转速。如适航限制不允许飞机在到达基准点之前一直使用起飞功率和转速，则必须在限制所允许的范围内尽可能长地保持起飞功率和转速，之后必须保持最大连续功率和转速。在第二阶段必须使用适航标准要求的起飞功率最大允许使用时间。必须基于每一功率设定对应的假设爬升梯度计算基准高度。

C 部分 数据修正

第 G36.201 条 试验结果的修正

(a) 这些修正考虑到下列影响：

(1) 试验和基准气象条件下，大气吸声的差异。

(2) 实际飞机航迹与基准航迹的噪声传播路径长度的差异。

(3) 试验和基准条件下，螺旋桨桨尖马赫数的改变。

(4) 试验和基准条件下，发动机功率的改变。

(b) 当试验条件在图 G1 规定的范围以外时，获得的噪声数据必须进行大气吸声修正。适用范围之外的噪声数据必须用中国民用航空局接受的方法，修正到 15°C (59°F) 和 70% 相对湿度。

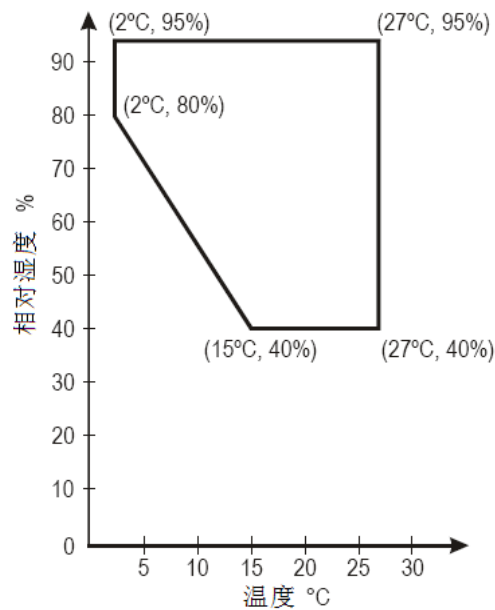


图 G1 不需吸声修正的测量窗口

(c) 当螺旋桨桨尖马赫数符合以下条件时，无需进行桨尖马赫数修正：

(1) 0.70 或者以下，并且试验桨尖马赫数在基准桨尖马赫数 0.014 范围之内。

(2) 大于 0.70 但小于等于 0.80，并且试验桨尖马赫数在基准桨尖马赫数 0.007 范围之内。

(3) 大于 0.80，并且试验桨尖马赫数在基准桨尖马赫数 0.005 范围之内。对于机械式转速表，桨尖马赫数大于 0.80，试验桨尖马赫

数在基准桨尖马赫数 0.008 范围之内。

(d) 如果试验条件在规定的之外，就必须用局方接受的程序或者按以下简化程序进行修正：

(1) 测得的声级必须从试验日气象条件修正到基准条件，再加上下面的增量：

$$\Delta(M) = (H_T \alpha - 0.7H_R) / 1000$$

式中 H_T 为试验条件下航空器飞过噪声测量点正上方时的高度，以英尺为单位， H_R 是基准条件下相应的高度（英尺）， α 是试验日条件下 500Hz 频率上的吸声率（dB/1000 英尺），在本规定第 36.6 条引用的 SAE ARP 866A，标题是“用于航空器飞越噪声评定的作为温度和湿度函数的大气吸收标准值”中规定。

若采用公制单位，即高度以米为单位， α 为 dB/100 米，则上式变为：

$$\Delta(M) = 0.01(H_T \alpha - 0.2H_R)$$

(2) 测量的声级（dB）必须进行高度修正，加上一个增量 $\Delta(1)$ 。当试验日条件在图 G1 规定的范围内时，

$$\Delta(1) = 22 \log(H_T / H_R)$$

式中 H_T 为试验航空器在噪声测量点正上方时的高度， H_R 为基准高度。当试验日条件在图 G1 规定的范围以外时，

$$\Delta(1) = 20 \log(H_T / H_R)$$

(3) 测量的声级（dB）必须进行螺旋桨桨尖马赫数修正，加上一个增量 $\Delta(2)$ ：

$$\Delta(2) = K_2 \log(M_R / M_T)$$

式中， M_T 和 M_R 分别为试验和基准桨尖马赫数。常数 K_2 等于声级测量值 (dB(A)) 与桨尖马赫数关系曲线的斜率。 K_2 值也可以由符合要求的数据确定。当 M_T 小于 M_R 时，可以用名义值 $K_2 = 150$ 。当 M_T 大于 M_R 时，无需使用 K_2 的名义值进行修正。基准桨尖马赫数 M_R 是测量点上方基准条件（转速、空速和温度）下的马赫数：

$$M_R = \frac{\left[\left(\frac{D\pi N}{60} \right)^2 + V_T^2 \right]^{1/2}}{c}$$

式中，

D 是螺旋桨直径（米）

V_T 是基准条件下飞机的真空速（米/秒）

N 是基准条件下的螺旋桨转速（转/分）。如果 N 无法得到，其值可使用飞行试验期间名义上相同的功率条件下螺旋桨转速的平均值

c 是基准日条件下飞机所在高度上的音速（米/秒），基于国际标准大气温度随高度的直减率在基准高度上的温度。

(4) 测量的声级 (dB) 必须进行发动机功率修正，加上一个增量：

$$\Delta(3) = K_3 \log(P_R / P_T)$$

式中， P_T 和 P_R 分别是试验和基准发动机功率，由发动机歧管压力/扭矩表和发动机转速获得。 K_3 的值由从试验飞机获得的经认可的数据确定。在缺少飞行试验数据的情况下，经局方同意，可以使用

$K_3 = 17$ 。

第 G36.203 条 结果的有效性

(a) 必须至少飞越测量点六次。试验结果必须可以得出平均噪声级 (L_{Amax}) 及其 90% 置信限。平均噪声级就是所有飞越测量点的有效试验获得的声学测量值经修正后的算术平均值。

(b) 样本数必须足够大, 以使在统计上建立的 90% 置信限不超过 $\pm 1.5dB(A)$ 。在取平均时不可略去任何试验结果, 除非得到中国民用航空局的同意。

D 部分 噪声限制

第 G36.301 条 航空器的噪声限制

(a) 必须用按本附件 B 和 C 部分的规定测量和修正的噪声数据来表明对本条的符合性。

(b) 对于 2007 年 4 月 15 日以前收到最初型号合格审定申请的单发飞机和多发飞机, 当重量等于或者低于 600 公斤 (1320 磅) 时, 噪声级不得超过 76dB(A)。若重量大于 600 公斤 (1320 磅), 噪声限制随飞机重量的对数线性地增加, 重量每增大一倍, 噪声增加 9.83dB(A), 直至达到 88dB(A)。之后保持不变, 直至达到 8618 公斤 (19000 磅) (含)。图 G2 给出了噪声级限制与飞机重量的曲线。

(c) 对于 2007 年 4 月 15 日及以后收到最初型号合格审定申请的单发飞机, 当最大审定起飞重量等于或者低于 570 公斤 (1257 磅)

时，噪声级不得超过 70dB(A)。若重量大于 570 公斤（1257 磅），噪声限制随飞机重量的对数线性地增加，重量每增大一倍，噪声增加 10.75dB(A)。直至达到 85 dB(A)。之后保持不变，直至 8618 公斤(19000 磅) (含)。图 G2 给出了单发飞机的重量所对应的噪声级限制曲线。

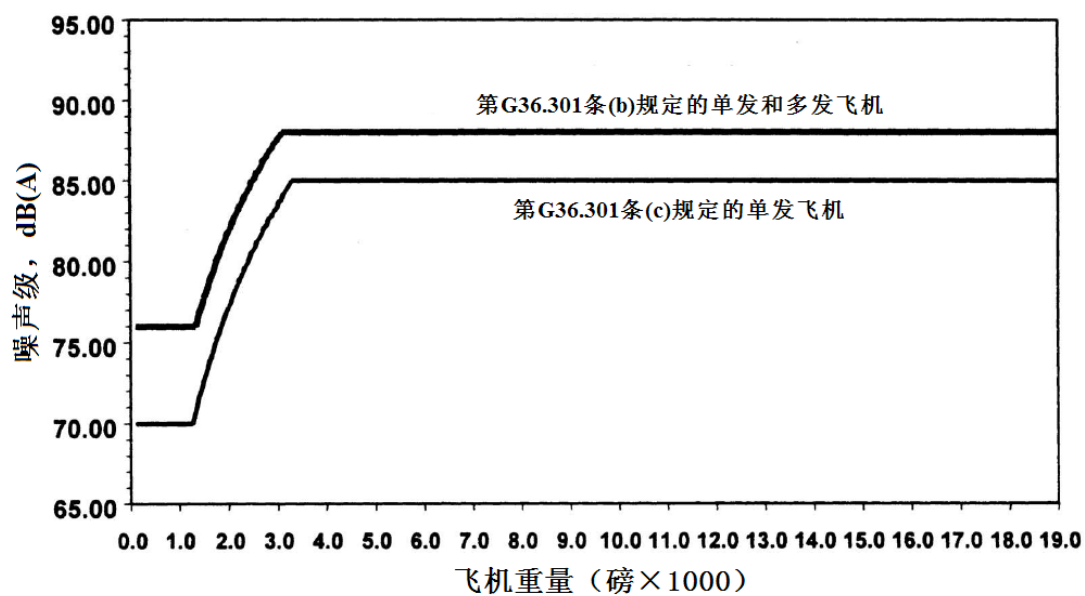


图 G2 飞机重量与所对应的噪声级限制曲线

[2007 年 4 月 15 日第一次修订，2018 年 1 月 12 日第二次修订]

附件 H H 章直升机的噪声要求

A 部分 基准条件

第 H36.1 条 总则

第 H36.3 条 基准试验条件

第 H36.5 条 符号和单位

B 部分 根据第 36.801 条噪声的测量

第 H36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

第 H36.103 条 起飞试验条件

第 H36.105 条 飞越试验条件

第 H36.107 条 进近试验条件

第 H36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量

第 H36.111 条 实测数据的报送与修正

第 H36.113 条 大气的声衰减

C 部分 根据第 36.803 条噪声的评定和计算

第 H36.201 条 以 EPNdB 为单位的噪声评定

第 H36.203 条 噪声级的计算

第 H36.205 条 详细的数据修正程序

D 部分 根据第 36.805 条噪声的限制

第 H36.301 条 噪声的测量、评定和计算

第 H36.303 条 [备用]

第 H36.305 条 噪声级

A 部分 基准条件

第 H36.1 条 总则

本附件规定了第 36.1 条指定的直升机的噪声要求，包括：

(a) 根据本规定 H 章必须进行的直升机噪声合格审定试验的条件和在每个试验过程中根据本规定第 36.801 条测量直升机噪声所必须使用的测量程序；

(b) 根据本规定第 36.803 条将实测数据修正到基准条件所必须使用的程序和以有效感觉噪声级（EPNL）为单位的噪声评定量的计算程序；

(c) 根据本规定第 36.805 条必须符合的噪声限制。

第 H36.3 条 基准试验条件

(a) 气象条件

飞机位置、性能数据和噪声测量值必须修正到下列噪声合格审定基准大气条件，并假定此条件存在于从地面到飞机所在高度：

(1) 海平面压力 1013.25 百帕（2116 磅/平方英尺）

(2) 环境温度 25°C（77°F）

(3) 相对湿度 70%

(4) 无风

(b) 基准试验场

基准试验场地平整，且 10dB 降区间内的全部航迹在视线上没有

障碍物。

(c) 起飞基准剖面

(1) 图 H1 给出了一个典型的起飞剖面，包括基准条件。

(2) 基准航迹为一条由起点(在中心传声器位置前 500 米(1640 英尺)，距地面 20 米(65 英尺))开始，以恒定爬升角 β 向上倾斜的直线。 β 角由对应最低发动机性能的、经审定的最佳爬升率和 V_y 确定，是由厂商的数据(经中国民用航空局同意)得出的，用以确定基准条件下的飞行剖面。恒定爬升角 β 从 C_r 开始，跨过 A 站，直到对应于型号合格审定起飞航迹终点的位置 I_r 。

(d) 水平飞越基准剖面

位置 D_r 代表水平飞越基准剖面的开始(见图 H2)，直升机在距 A 站地面标高 150 米(492 英尺)的高度上水平飞行接近 D_r ，以 $0.9V_H$ 、 $0.9V_{NE}$ 、 $0.45V_H + 120$ 千米/小时 ($0.45V_H + 65$ 节) 和 $0.45V_{NE} + 120$ 千米/小时 ($0.45V_{NE} + 65$ 节) 四个速度中的最小值作为基准空速，直升机直接水平飞过 A 站，到达位置 J_r 。

(e) 就噪声合格审定而言， V_H 被定义为在相关最大合格审定重量下，使用于海平面压力 1013.25 百帕(2116 磅/平方英尺)和 25°C (77°F) 环境条件下可得到的最大连续功率对应的最小规格发动机扭矩所获得平飞空速。 V_{NE} 的值为不可超越空速。噪声合格审定中所使用的 V_H 和 V_{NE} 值必须列在经批准的旋翼航空器飞行手册上。

(f) 进近基准剖面

(1) 图 H3 给出了进近剖面，包括基准条件。

(i) 直升机的位置 E 代表进近剖面的开始。应在足够的距离 (EK) 上记录直升机的位置, 以确保能够记录在整个最大纯音修正感觉噪声级 (PNLTM) 10dB 降区间内的直升机噪声都有相应的位置记录。基准航迹 E_rK_r 代表扭矩、RPM、指示空速和 6° 进近角对应的下降率都稳定的飞行条件。

(ii) 试验进近剖面由以进近角 η 在高度 AH 直接飞越 A 站, 到达进近噪声合格审定剖面终点 K 确定。试验进近角 η 必须在 5.5° 和 6.5° 之间。

(2) 在整个 10dB 降的时间段内, 直升机沿恒定的 6° 进近斜率接近位置 H。直升机穿过位置 E, 并沿进近斜率继续飞越 A 站, 直至位置 K。

第 H36.5 条 符号和单位

本附件中直升机噪声合格审定所使用的符号和单位的含义如下:

飞行剖面符号 - 位置

位置	描述
A	在基准 (起飞、飞越、进近) 航迹正下方、位于地面轨迹上的噪声测量站的噪声测量点的位置
C	噪声合格审定起飞航迹的起点
C_r	噪声合格审定起飞基准航迹的起点
D	噪声合格审定飞越航迹的起点
D_r	噪声合格审定飞越基准航迹的起点
E	噪声合格审定进近航迹的起点
E_r	噪声合格审定进近基准航迹的起点
F	起飞航迹上处于测量站 A 正上方的位置

F _r	基准起飞航迹上处于测量站 A 正上方的位置
G	飞越航迹上处于测量站 A 正上方的位置
G _r	基准飞越航迹上处于测量站 A 正上方的位置
H	进近航迹上处于测量站 A 正上方的位置
H _r	基准进近航迹上处于测量站 A 正上方的位置
I	噪声型号合格审定起飞航迹的终点
I _r	噪声型号合格审定起飞基准航迹的终点
J	噪声型号合格审定飞越航迹的终点
J _r	噪声型号合格审定飞越基准航迹的终点
K	噪声型号合格审定进近航迹的终点
K _r	噪声型号合格审定进近基准航迹的终点
L	在测得的起飞航迹上对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
L _r	在基准起飞航迹上对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
M	在测得的飞越航迹上对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
M _r	在基准飞越航迹上对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
N	在测得的进近航迹上对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
N _r	在基准进近航迹上对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
S	边线噪声测量站（注：其下标表示相对于飞行方向的航空器方位）

飞行剖面的距离

距离	单位	含义
AF	米	起飞高度，即直升机与 A 站间的垂直距离
AG	米	飞越高度，即直升机与 A 站间的垂直距离
AH	米	进近高度，即直升机与 A 站间的垂直距离
AL	米	测得的起飞噪声路径，即 A 站到测得的直升机位置 L 的距离
AL _r	米	基准起飞噪声路径，即 A 站到基准直升机位置 L _r 的距离
AM	米	测得的飞越噪声路径，即 A 站到测得的直升机位置 M 的

		距离
AM _r	米	基准飞越噪声路径，即 A 站到基准直升机位置 M _r 的距离
AN	米	测得的进近噪声路径，即 A 站到测得的直升机位置 N 的距离
AN _r	米	基准进近噪声路径，即 A 站到基准直升机位置 N _r 的距离
CI	米	起飞航迹距离，即从直升机在起飞航迹上建立一恒定爬升角的位置 C 开始，越过 A 站，直到无需再记录直升机位置的位置 I 之间的距离。
DJ	米	飞越航迹距离，即从直升机在飞越航迹上建立定位的位置 D 开始，越过 A 站，直到无需再记录直升机位置的位置 J 之间的距离。
EK	米	进近航迹距离，即从直升机在进近航迹上建立一恒定角度的位置 E 开始，越过 A 站，直到无需再记录直升机位置的位置 K 的距离。

B 部分 根据第 36.801 条噪声的测量

第 H36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

(a) 总则

本条规定了实施噪声合格审定试验必须满足的条件和在试验过程中测量直升机噪声必须使用的测量程序。

(b) 试验场地要求

(1) 用来表明符合规定的直升机合格审定噪声级的试验必须包括一系列的起飞，水平飞越和进近飞行，在试验过程中必须在位于本条规定测量点的测量站上进行测量。

(2) 每个起飞、飞越和进近试验都要在基准航迹正下方的飞行

轨迹噪声测量站和两个边线测量站上同步进行测量。两个边线测量站分别位于基准飞行轨迹两侧 150 米（492 英尺）处，连线垂直穿过飞行轨迹上的测量站。

(3) 任一边线噪声测量站与飞行轨迹噪声测量站的高度差不得超过 6 米（20 英尺）。

(4) 在每个噪声测量站的周围不应有诸如浓密的草、灌木或者树丛等能造成过大吸声特性的地形、地貌。

(5) 在起飞、飞越或者进近噪声/时间记录表明噪声测量结果处在 PNLTM 的 10dB 降范围内期间，不得有明显影响直升机声场的障碍物存在于：

(i) 对于飞行轨迹上的噪声测量站或者边线噪声测量站，其测量点（传声器地面垂直投影点）上方的锥形空间。锥形空间被定义为：轴线垂直于地面，半锥角为 80°；和

(ii) 对于边线噪声测量站，传声器与直升机的连线上方的空间。

(6) 如果起飞和飞越试验系列不是在申请噪声合格审定的最大起飞重量条件下进行的，则下列附加要求适用：

(i) 必须在等于或者超过最大审定重量条件下进行至少一次起飞试验和飞越试验。

(ii) 每次试验的重量必须在最大审定重量 90%到 105%的范围内。

(7) 每个进近试验必须在航空器稳定的条件下进行，进近角

6°±0.5°，并且满足本规定第 H36.107 条的要求。

(8) 如果进近试验系列不是在申请噪声合格审定的最大着陆重量条件下进行的，则下列附加要求适用：

(i) 必须在等于或者超过最大着陆重量条件下进行至少一次进近试验；

(ii) 每次试验的重量必须在最大着陆重量的 90% 到 105% 的范围内。

(c) 气象限制

试验必须在以下大气条件下进行：

(1) 无降水；

(2) 在噪声测量站高于地面 10 米（33 英尺）处和航空器所在位置，大气温度在 -10℃ 到 35℃（14°F 到 95°F）（含）范围内。必须使用在噪声测量站高于地面 10 米（33 英尺）处测量得的温度和相对湿度来修正传播路径的声吸收。

(3) 噪声测量站高于地面 10 米处的相对湿度和大气温度应使中心频率为 8kHz 的三分之一倍频程上的大气声衰减不大于 12dB/100 米，相对湿度在 20% 到 95%（含）之间。

(4) 在高于地面 10 米处测得的风速不超过 19 千米/小时（10 节），侧风分量不超过 9 千米/小时（5 节）。应该在整个 10dB 降区间内使用连续 30 秒平均的方法确定风速。

(5) 每个噪声测量站在记录噪声时，没有显著影响航空器噪声级的异常气象条件。

(6) 本附件要求的风速、温度和相对湿度必须在噪声测量站附近高于地面 10 米处测量，气象测量的位置必须经中国民用航空局同意，能够代表航空器噪声测量所在区域地面附近的大气条件。在某些情况下，固定的气象站（如机场或者其他机构具有的）可能能够满足这个要求。

(7) 温度和相对湿度的测量值必须在每次噪声试验的 30 分钟内获得。

(d) 航空器试验程序

(1) 进行航空器试验的程序和噪声测量值的处理方法，必须能得到本规定附件 A 中所规定的、被称作有效感觉噪声级的噪声评定量，单位为 EPNdB。

(2) 直升机相对于基准飞行轨迹（穿过飞行轨迹上的噪声测量站）的高度和横向位置，必须使用中国民用航空局接受的方法确定。所用的设备必须与正常飞行仪表无关。适用的独立系统有：雷达跟踪，经纬仪三角定位，激光寻迹，照相比例技术或者差分全球定位系统。

(3) 直升机沿航迹的位置必须用经过中国民用航空局同意的采用率，以同步信号方式与噪声测量站记录的噪声对应起来。在整个 PNLTM 的 10dB 降时间段内，必须记录直升机相对于基准飞行轨迹的位置。测量和采样设备必须在试验前为中国民用航空局所接受。

(4) 必须用中国民用航空局同意的设备和采样率记录足够的按本附件第 H36.205 条要求进行修正所需的航空器性能数据。

第 H36.103 条 起飞试验条件

(a) 除了本附件第 H36.101 条和第 H36.205 条(b)的适用要求以外，本条适用于按本附件表明对 36 部符合性所进行的所有起飞噪声试验。

(b) 一组试验必须由至少六次如下的飞越飞行轨迹噪声测量站（在三个测量站上同时进行测量）的飞行组成：

(1) 空速为 $V_y \pm 9$ 千米/小时（5 节）和批准的用于起飞后爬升的最小速度 ± 9 千米/小时（5 节）中较大者。必须在整个 10dB 降的时间段内建立并保持此速度。

(2) 每次试验飞行的水平段必须在距飞行轨迹噪声测量站 20 米（65 英尺）的高度上进行。

(3) 在到达距离噪声测量站 500 米（1640 英尺）的点时，直升机必须稳定在基准大气条件下可获得的最小装机规范功率对应的，或者是齿轮箱扭矩限制所对应的最大起飞功率，取其中较小者。

(4) 直升机必须在整个 10dB 降的时间段内，保持在海平面、环境温度 25℃ 条件下的最佳爬升率速度 $V_y \pm 9$ 千米/小时（5 节），或者批准的用于起飞后爬升的最小速度，取其中较大者。

(5) 在 10dB 降的时间段内，平均旋翼转速偏离最大正常工作转速不超过 $\pm 1.0\%$ 。

(6) 在整个 10dB 降的时间段内，直升机必须在基准飞行轨迹正上方飞行，横向偏差 $\pm 10^\circ$ 或者 ± 20 米（65 英尺），取其中较大者。

(7) 在整个起飞基准程序中，必须保持申请人选定的起飞构型不变，起落架的位置与确定最佳爬升率速度 V_y 的适航审定试验一致。

第 H36.105 条 飞越试验条件

(a) 除了本附件第 H36.101 条和第 H36.205 条(c)的适用要求以外，本条适用于按本附件表明对 36 部的符合性所进行的所有飞越噪声试验。

(b) 一组试验由至少如下的六次飞行组成。逆风水平飞行的次数必须等于顺风水平飞越飞行的次数，并在三个噪声测量站同时进行测量：

(1) 水平飞行，巡航构型；

(2) 在飞行轨迹噪声测量站处离地高 150 ± 9 米 (492 ± 30 英尺)；并且

(3) 在整个 10dB 降的时间段内，直升机必须在基准飞行轨迹正上方飞行，横向偏差 $\pm 10^\circ$ 或者 ± 20 米 (65 英尺)，取其中较大者。

(c) 每次飞越噪声试验必须如下进行：

(1) 整个飞越的测量部分，速度应保持在 $0.9V_{H}$ 、 $0.9V_{NE}$ 、 $0.45V_{H}$ + 120 千米/小时 ($0.45V_{H}$ + 65 节) 和 $0.45V_{NE}$ + 120 千米/小时 ($0.45V_{NE}$ + 65 节) 四个速度中的最小值；

(2) 在 10dB 降的时间段内，平均旋翼转速偏离最大正常工作转速不超过 $\pm 1.0\%$ ；

(3) 当测量直升机噪声级在 PNLTM 的 10dB 降范围内时，功率稳定。

(d) 空速偏离基准空速不超过 ± 9 千米/小时 (± 5 节)。

第 H36.107 条 进近试验条件

(a) 除了本附件第 H36.101 条和第 H36.205 条(d)的要求以外，本条适用于按本附件表明对 36 部的符合性所进行的所有进近试验。

(b) 一组试验必须由至少六次如下的飞越飞行轨迹噪声测量站（在三个测量站上同时进行测量）的飞行组成：

(1) 进近斜率 $6^\circ \pm 0.5^\circ$ ；

(2) 在飞行轨迹噪声测量站处离地高 120 ± 10 米 (394 ± 33 英尺)；

(3) 在整个 10dB 降的时间段内，直升机必须在基准飞行轨迹正上方飞行，横向偏差 $\pm 10^\circ$ 或者 ± 20 米 (± 65 英尺)，取其中较大者；

(4) 空速稳定在审定合格的最佳爬升率速度 V_y ，或者经批准的最小进近速度，取其中较大者。在进近和越过航迹参考点并继续正常着陆的过程中功率保持稳定；并且

(5) 在 10dB 降的时间段内，平均旋翼转速偏离最大正常工作转速不超过 $\pm 1.0\%$ ；且

(6) 在整个进近基准程序中，必须保持适航审定试验中所使用的进近构型不变，起落架处于放下位。

(c) 空速偏离基准空速不超过 ± 9 千米/小时 (± 5 节)。

第 H36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量

本规定附件 A 的第 A36.3 条给出了所使用的测量系统以及测量、校准及通用分析程序。

第 H36.111 条 实测数据的报送和修正

(a) 总则

代表物理测量的数据和对测量数据所做的修正，包括因设备响应偏差而对测量结果所做的修正，必须以永久的方式记载下来，并附在试验记录之后。每项修正必须报送，并为中国民用航空局所接受。必须估算在获得最终数据的每一步运算中各自的固有误差。

(b) 数据报送

(1) 实测的和修正后的声压级，必须用符合本附件第 H36.109 条规定标准的设备获得的三分之一倍频程声压级来表示。

(2) 用来测量和分析所有声学、航空器性能和气象数据的设备类型必须报送。

(3) 在整个试验过程中测得的、为表明对本附件的符合性所必需的大气环境数据必须报送。

(4) 当地的地形条件、地貌和可能干扰录音的事件必须报送。

(5) 下列航空器的信息必须报送：

(i) 航空器发动机和旋翼的类型、型号和序号（如有）；

(ii) 航空器的总体尺寸和发动机的位置；

(iii) 每次试验飞行航空器的总重量；

- (iv) 航空器的构型，包括起落架的位置；
- (v) 空速，千米/小时（或者节）；
- (vi) 由航空器仪表和制造商数据确定的直升机发动机性能；
- (vii) 航空器航迹，离地高度（米），用中国民用航空局接受的且与正常飞行仪表无关的方法确定，如雷达跟踪、经纬仪三角定位、激光寻迹、照相比例技术、差分全球定位系统。

(6) 航空器的速度、位置和发动机的性能参数必须以经局方同意的、足以修正到本附件第 H36.3 条规定的噪声合格审定基准试验条件的采样率进行记录。相对于基准飞行轨迹的横向位置必须报送。

(c) 数据修正

(1) 航空器的位置、性能数据和噪声测量值必须修正到本附件第 H36.3 条和第 H36.205 条规定的噪声合格审定基准条件。

(2) 必须对实测航迹与申请人预估的、在合格审定基准条件下的航迹的偏差进行修正。直升机航迹或者性能涉及到的必要修正，也可由中国民用航空局接受的实测和基准条件的差异，连同随距离变化的声衰减值的适当容差方面的数据导出。对下列的任意组合，EPNL 的修正不得超过 2.0EPNdB，除了在起飞飞行条件， Δ_1 （见第 H36.205 条(f)(1)）与 Δ_2 （见第 H36.205 条(g)(1)(i)）中 $-7.5\log(AL/AL_r)$ 项的算术和不超过 2.0EPNdB 的情况下，不超过 4.0EPNdB：

- (i) 直升机没有从测量站的正上方通过；
- (ii) 基准航迹与实际试验航迹间的任何差别；和
- (iii) 本附件第 H36.205 条规定的详细修正要求。

(3) 在 10dB 降的时间段内，直升机声压级在每个三分之一倍频程上，必须比 A36.3.10.1 条确定的平均环境噪声级高至少 3dB，或者必须使用中国民用航空局接受的方法进行修正。

(d) 结果的有效性

(1) 必须从试验结果得出三个平均的 EPNL 值以及各自的 90%置信限，每个值分别是在起飞、水平飞越和进近条件下，所有有效试验获得的噪声测量值经修正后的算术平均值。起飞，飞越和进近分别使用单独的 90%置信限。

(2) 对于起飞、飞越和进近合格审定的测量，每项最少可接受的样本数是六个。样本数必须足够多，以使三个平均噪声合格审定级中的每一个，在统计上建立的 90%置信限都不超过 $\pm 1.5\text{EPNdB}$ 。在取平均时不可略去任何试验结果，除非得到中国民用航空局的同意。

(3) 为符合本附件，最少六次起飞、六次进近和六次水平飞越是必须的。为满足这一要求，每次飞行都必须在所有三个噪声测量站上进行有效地记录。

(4) 用于计算试验和基准条件及飞行剖面的 V_H 和 V_y 值，必须与实测的和修正后的声压级一起报送。

第 H36.113 条 大气的声衰减

(a) 在按本附件要求进行的直升机噪声合格审定试验过程中测量的三分之一倍频程谱值，必须符合或者被修正到第 H36.3 条(a)规定的基准条件。每项修正必须考虑航空器和传声器之间的传声路径上，试验日和基准日条件下大气声衰减的差别。除非大气条件处在本附件规

定的试验窗口内，否则试验数据是不可接受的。

(b) 衰减率

确定每个三分之一倍频程上随距离变化的声衰减率的程序，必须按照 SAE ARP866A 确定。本规定第 A36.7 条分别以公制单位和英制单位给出了大气声衰减的公式。

(c) 大气衰减的修正

(1) 在下列情况下，基于实测数据计算的 EPNL 值必须进行修正：

(i) 环境大气的温度和相对湿度条件不符合 25°C (77°F) 和 70% 的基准条件；

(ii) 实测航迹不符合基准航迹；

(iii) 必须用高于地面 10 米 (33 英尺) 处测量的温度和相对湿度来修正传播路径上的声吸收。

(2) 必须计算从航空器到传声器的整个传声路径上 50Hz ~ 10kHz 范围内每个三分之一倍频程上的平均衰减率。必须用这些衰减率来计算本附件第 H36.111 条(c)要求的修正量。

C 部分 根据第 36.803 条噪声的评定和计算

第 H36.201 条 以 EPNdB 为单位的噪声评定

(a) 根据第 36.803 条进行噪声评定，应使用以有效感觉噪声分贝 (EPNdB) 为单位的有有效感觉噪声级 (EPNL)。除本条(b)的规定以

外，必须使用 36 部附件 A 中的程序计算 EPNL。附件 A 中包括确定噪声值的各项要求，包括的计算如下：

- (1) 感觉噪声级；
- (2) 频谱不规则性修正；
- (3) 纯音修正；
- (4) 持续时间修正；
- (5) 有效感觉噪声级；和
- (6) 呐表的数学表达式。

(b) 尽管 A36.4.3.1 条(a)有规定，但对于直升机的噪声合格审定，其频谱不规则修正应从经修正的声压级的 50Hz 三分之一倍频程开始。

第 H36.203 条 噪声级的计算

(a) 为表明符合第 H36.305 条的噪声级限制，在三个噪声测量点同时测得的噪声值必须进行算术平均，从而得到每次飞行的单一 EPNL 值。

(b) 每个噪声试验系列，即起飞，飞越或者进近，其噪声级的计算，必须对至少六次单独飞行的 EPNdB 值进行平均。对所有的有效试验，本附件第 H36.111 条(d)的 90%置信限单独地应用于每个噪声试验系列的 EPNdB 值。

第 H36.205 条 详细的数据修正程序

(a) 总则

如果试验条件不符合本附件第 H36.3 条规定的噪声合格审定基准条件，则必须实施下列修正程序：

(1) 如果试验条件和基准条件有差异，则必须对由实测噪声数据计算出的 EPNL 值进行适当的修正。能导致不同结果的条件包括：

- (i) 试验条件下的大气吸声与基准试验条件下的不同；或者
- (ii) 实测航迹与基准航迹不同。

(2) 以下修正程序可能会产生一个或者多个修正值，必须将这些值与计算得出的 EPNL 代数相加，将其修正到基准条件：

(i) 必须分别确定基准和试验条件下的飞行剖面。程序要求用一个同步时间信号记录噪声和航迹，从而可以确定试验剖面，包括在噪声测量站观察到的 PNLTM 时航空器位置。对于起飞试验，可以用经中国民用航空局同意的制造商的数据将飞行剖面修正到基准条件。

(ii) 必须分别在试验和基准剖面上，确定对应于 PNLTM 时刻从航空器位置到传声器的传声路径。之后，必须对 PNLTM 时刻频谱的 SPL 值进行下列影响的修正：

(A) 大气吸声系数的变化；

(B) 两条传声路径长度的差异导致大气吸声的变化；和

(C) 传声路径长度不同导致的平方反比律变化。接下来，

必须将 SPL 的修正值转换成基准条件下的 PNLTM 值，并与原 PNLTM 相减，所得到的差作为修正量以代数和的形式加到由实测数据计算得到的 EPNL 值上。

(iii) 因为在噪声测量站观察，实测的 PNLTM 距离与基准 PNLTM 距离不同，因此必须计算出二者的比值用来确定噪声持续时间修正因子。有效感觉噪声级（EPNL）由最大纯音修正感觉噪声级（PNLTM）和持续时间修正因子的代数和来确定。

(iv) 对于航空器飞越试验，选择的源噪声修正需要经中国民用航空局同意，并且必须考虑试验条件和基准条件的差异引起的噪声级变化来确定和修正。

(b) 起飞剖面

(1) 图 H1 给出了典型的起飞剖面，包括基准条件。

(i) 第 H36.3 条(c)描述了基准起飞航迹。

(ii) 各试验参数是直升机性能和重量以及温度、气压、风速、风向等大气条件的函数。

(2) 对于实际的起飞，直升机水平飞行接近位置 C，高度距飞行轨迹噪声测量站地面标高 20 米（65 英尺），速度为 $V_y \pm 9$ 千米/小时（5 节）和批准的用于起飞后爬升的最小速度中较大者。

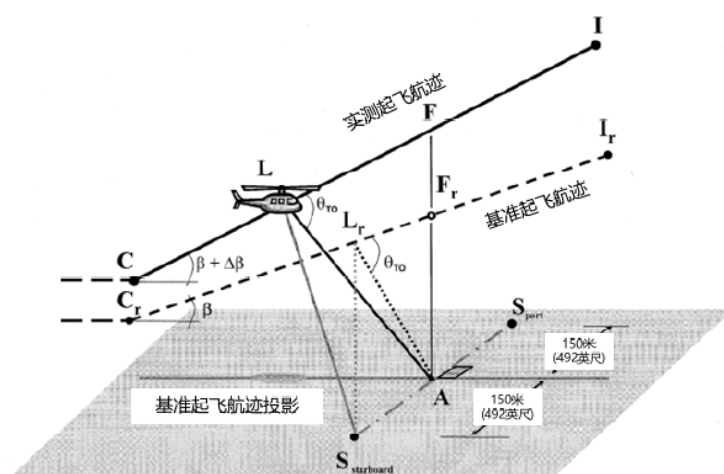


图 H1 实测和基准起飞剖面的比较

(3) 图 H1 给出了影响声传播的主要几何关系。位置 L 代表在 A 站观测到 PNLTM 时直升机在实测起飞航迹上的位置，而 L_r 是相应的在基准传声路径上的位置。传播路径 AL 和 AL_r 都与各自的航迹成相同的 θ 角。

(c) 水平飞越剖面

(1) 图 H2 给出了噪声型号合格审定水平飞越剖面。空速必须稳定在第 H36.3 条(d)确定的基准空速 ± 9 千米/小时 (± 5 节) 的范围内。逆风水平飞越的次数必须等于顺风水平飞越的次数。

(2) 图 H2 给出了当试验条件不符合规定的基准条件时，飞越剖面的比较。应该在足够长的距离 (DJ) 上记录直升机的位置，以确保按要求记录下 PNLTM 的 10dB 降区间内全部的直升机噪声。飞越剖面由高度 AG 确定，AG 是飞行员控制的运行条件的函数。位置 M 代表在 A 站观测到 PNLTM 时直升机在实测航迹上的位置， M_r 是相应的在基准航迹上的位置。

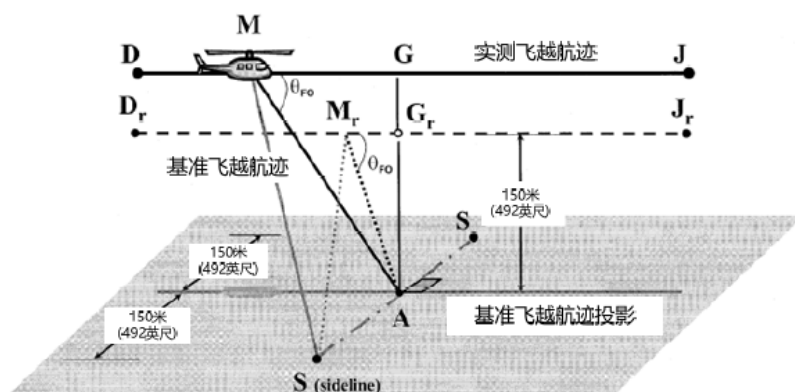


图 H2 实测和基准飞越剖面的比较

(d) 进近剖面

(1) 图 H3 给出了典型的进近剖面，包括基准条件。

(2) 在整个 10dB 降的时间段内，直升机沿 $6^\circ(\pm 0.5^\circ)$ 的平均进近斜率接近位置 H。偏离 6° 的平均进近斜率在试验前必须得到中国民用航空局的同意。

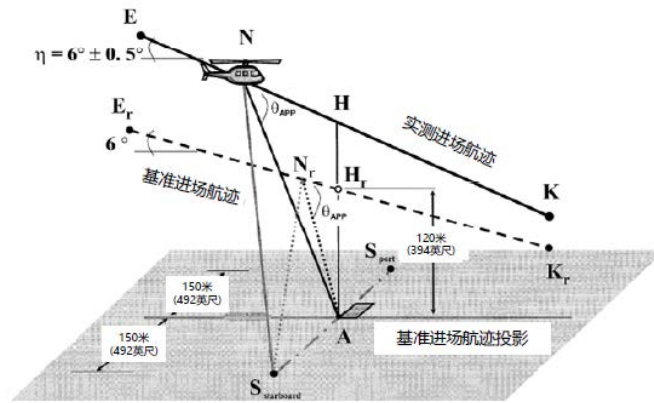


图 H2 实测和基准飞越剖面的比较

(d) 进近剖面

(1) 图 H3 给出了典型的进近剖面，包括基准条件。

(2) 在整个 10dB 降的时间段内，直升机沿 $6^\circ(\pm 0.5^\circ)$ 的平均进近斜率接近位置 H。偏离 6° 的平均进近斜率在试验前必须得到中国民用航空局的同意。

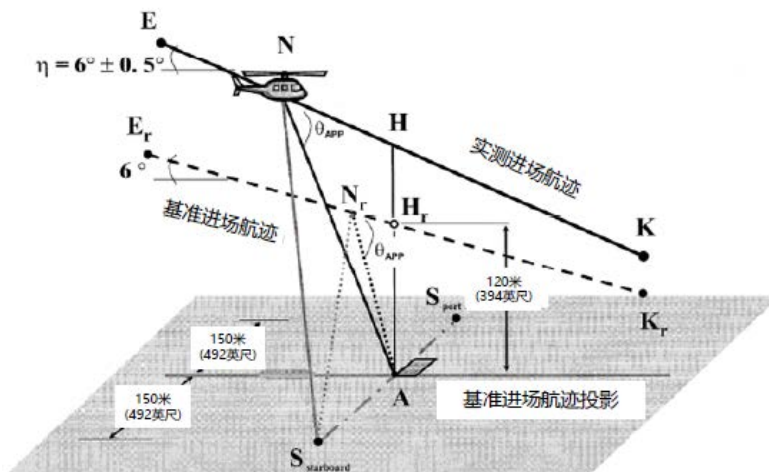


图 H3 实测和基准进近剖面的比较

(3) 图 H3 给出了实测和基准进近航迹的一部分，包括影响声传播的主要几何关系。EK 段代表实测进近航迹，允许的进近角 θ 。基准位置 E_r 和 K_r 定义了理想化的 6° 进近角。位置 N 代表在 A 站观测到 PNLTM 时直升机在实测航迹上的位置， N_r 是相应的在基准进近航迹上的位置。在 PNLTM 时刻，实测的和基准传声路径分别是 AN 和 AN_r ，都与各自的航迹成相同的 θ_{APP} 角。

(e) 水平飞越的源噪声修正

(1) 对于水平飞越，如果以下三个因素的任何组合导致了与噪声相关的参数偏离了其基准值，就必须根据经中国民用航空局同意的制造商的数据确定源噪声修正。

(i) 空速偏离基准值。

(ii) 旋翼速度偏离基准值。

(iii) 温度偏离基准值。

(2) 非基准翼尖马赫数修正，必须基于 PNLTM 与前进翼尖马赫数关系的灵敏度曲线，该曲线是由以基准空速附近的几个不同的空速进行飞越试验得出的。如果试验直升机不能达到基准值，只要数据覆盖至少 0.03 马赫，就允许对灵敏度曲线进行外推。前进翼尖马赫数必须使用真空速、机上测得的外界大气温度和旋翼转速进行计算。必须针对三个合格审定传声器位置，即中线、左边线和右边线，分别导出其前进翼尖马赫数与 PNLTM 之间的函数关系。左边线和右边线相对于每次试验的飞行方向确定。每个传声器的数据都要使用相应的 PNLTM 函数进行 PNLTM 修正。

(f) PNLT 修正

如果测量的温度和相对湿度等大气条件不同于本附件规定的基准条件 (25°C (77°F), 70%), 则必须根据本条(a)按以下步骤从实测数据计算对 EPNL 值的修正:

(1) 起飞航迹

对于图 H1 给出的起飞航迹, 将航空器在位置 L 时在 A 站观测到的 PNLTM 时刻的频谱还原成单独的 SPL(i)值。

(i) 步骤 1: 如下计算出一组修正值:

$$SPL(i)_r = SPL(i) + C[\alpha(i) - \alpha(i)_0]AL + C\alpha(i)_0(AL - AL_r) + 20\log(AL/AL_r)$$

其中: SPL(i)和 SPL(i)_r分别是第 i 个三分之一倍频程上实测和修正后的声压级。第一项修正是对大气吸声变化影响的修正, 其中 $\alpha(i)$ 和 $\alpha(i)_0$ 分别是试验和基准大气条件下第 i 个三分之一倍频程上的声音衰减系数, AL 是实测起飞传声路径。转换系数常量 C 在英制单位中为 0.001, 在公制单位中为 0.01。第二项修正是由于传声路径长度不同对大气声衰减影响的修正, 其中 AL_r为基准起飞传声路径。第三项修正是根据平方反比律, 对传声路径长度变化影响的修正。

(ii) 步骤 2: 将修正后的 SPL(i)_r换算成基准条件下的 PNLT, 如下计算出修正项:

$$\Delta_1 = PNLT - PNLTM$$

将此修正项按代数和加到由实测数据算出的 EPNL 上。

(2) 水平飞越航迹

(i) 本条(f)(1)段描述的针对起飞航迹的程序也可用于水平飞

越航迹。图 H2 所示水平飞越传声路径对应的 $SPL(i)_r$ 值如下：

$$SPL(i)_r = SPL(i) + C[\alpha(i) - \alpha(i)_0]AM + C\alpha(i)_0(AM - AM_r) + 20\log(AM/AM_r)$$

其中 AM 、 AM_r 分别是实测和基准水平飞越的传声路径。

(ii) 飞越条件下其余的程序与本条(f)(1)(ii)段描述的关于起飞航迹的一样。

(3) 进近航迹

(i) 本条(f)(1)段描述的针对起飞航迹的程序也可用于进近航迹。图 H3 中所示的进近传声路径对应的 $SPL(i)_r$ 值如下：

$$SPL(i)_r = SPL(i) + C[\alpha(i) - \alpha(i)_0]AN + C\alpha(i)_0(AN - AN_r) + 20\log(AN/AN_r)$$

其中 AN 、 AN_r 分别是实测和基准进近的传声路径。

(ii) 进近条件下其余的程序与本条(f)(1)(ii)段描述的关于起飞航迹的一样。

(4) 边线传声器

(i) 本条(f)(1)段描述的针对起飞航迹的程序也可用于到边线位置的声传播， $SPL(i)_r$ 的值与图 H3 所示的实测边线传声路径有如下关系：

$$SPL(i)_r = SPL(i) + C[\alpha(i) - \alpha(i)_0]SX + C\alpha(i)_0(SX - SX_r) + 20\log(SX/SX_r)$$

其中 S 是边线测量站，基于飞行条件，直升机的位置 X 和 X_r 相应的：

对于起飞： $X = L$ ， $X_r = L_r$

对于飞越： $X = M$ ， $X_r = M_r$

对于进近： $X = N$ ， $X_r = N_r$

(ii) 其余的边线航迹程序与本条(f)(1)(ii)段描述的关于起飞航迹的一样。

(g) 持续时间修正

(1) 如果实测的起飞和进近航迹分别与经修正的和基准的航迹不同时,则有必要对由实测数据计算出的 EPNL 值进行持续时间修正。此修正必须如下计算:

(i) 起飞航迹

对图 H1 所示的起飞航迹,修正项用下式计算:

$$\Delta_2 = -7.5 \log(AL / AL_r) + 10 \log(V / V_r)$$

必须将此修正项按代数和加到由实测数据算出的 EPNL 上。长度 AL 和 AL_r 分别是噪声测量站 A 到实测和基准起飞航迹的实测距离和基准距离。负号表明,对于持续时间修正的情况,如果实测起飞航迹高于基准起飞航迹,则由实测数据计算出的 EPNL 值必须减小。

(ii) 水平飞越航迹

对水平飞越航迹,修正项用下式计算:

$$\Delta_2 = -7.5 \log(AM / AM_r) + 10 \log(V / V_r)$$

其中 AM 是从噪声测量站 A 到实测飞越航迹的实测距离, AM_r 是从噪声测量站 A 到基准飞越航迹的基准距离。

(iii) 进近航迹

对图 H3 所示的进近航迹,修正项用下式计算:

$$\Delta_2 = -7.5 \log(AN / AN_r) + 10 \log(V / V_r)$$

其中 AN 是从噪声测量站 A 到实测进近航迹的实测距离, AN_r 是从噪声测量站 A 到基准进近航迹的基准距离。

(iv) 边线传声器

对边线航迹, 修正项用下式计算:

$$\Delta_2 = -7.5 \log(SX/SX_r) + 10 \log(V/V_r)$$

其中 S 是边线测量站, 基于飞行条件, 直升机的位置 X 和 X_r 相应的:

对于起飞: X = L, X_r = L_r

对于飞越: X = M, X_r = M_r

对于进近: X = N, X_r = N_r

(2) 在起飞、飞越和进近情况下, 应将本条所述的修正程序应用于边线传声器。虽然噪声的辐射在很大程度上取决于随直升机型号变化的指向性模式, 但对于试验航迹和基准航迹, 传播角 θ 应该相同。仰角 ψ 不应被约束, 但必须确定并报送。审定当局应规定 ψ 角可接受的限制。应使用为中国民用航空局所接受的程序对在超过这些限制的情况下所获得的数据进行修正。

D 部分 根据第 36.805 条噪声的限制

第 H36.301 条 噪声的测量、评定和计算

必须用按本附件 B 和 C 部分的规定测量、评定和计算的噪声级, 来表明对本部分的符合性。

第 H36.303 条 [备用]

第 H36.305 条 噪声级

(a) 噪声限制

为满足本附件，必须通过飞行试验表明，经计算得到的直升机在本附件的第 H36.101 规定的测量点上的噪声级不超过以下值，不同重量之间适当内插：

(1) 第一阶段噪声限制，针对直升机的声学更改：

(i) 每架噪声级超过第二阶段噪声限制加 2EPNdB 的第一阶段直升机，在型号设计更改后，其计算得到的起飞、飞越和进近的噪声级，不得超过型号设计更改前的噪声级。

(ii) 每架噪声级没有超过第二阶段噪声限制加 2EPNdB 的第一阶段直升机，在型号设计更改后，其计算得到的起飞、飞越和进近的噪声级，不得超过第二阶段噪声限制加 2EPNdB。

(2) 第二阶段噪声限制：

(i) 计算得到的起飞噪声级：最大起飞重量大于或者等于 80000 公斤（176370 磅）时为 109EPNdB，重量每减一半，噪声级降低 3.0EPNdB，直至 89EPNdB，之后限制保持不变。

(ii) 计算得到的飞越噪声级：最大起飞重量大于或者等于 80000 公斤（176370 磅）时为 108EPNdB，重量每减一半，噪声级降低 3.0EPNdB，直至 88EPNdB，之后限制保持不变。

(iii) 计算得到的进近噪声级：最大起飞重量大于或者等于 80000 公斤（176370 磅）时为 110EPNdB，重量每减一半，噪声级降

低 3.0EPNdB，直至 90EPNdB，之后限制保持不变。

(3) 第三阶段噪声限制：

(i) 起飞噪声级：最大起飞重量大于或者等于 80000 公斤（176370 磅）时为 106EPNdB，重量每减一半，噪声级降低 3.0EPNdB，直至 86EPNdB，之后限制保持不变。

(ii) 飞越噪声级：最大起飞重量大于或者等于 80000 公斤（176370 磅）时为 104EPNdB，重量每减一半，噪声级降低 3.0EPNdB，直至 84EPNdB，之后限制保持不变。

(iii) 进近噪声级：最大起飞重量大于或者等于 80000 公斤（176370 磅）时为 109EPNdB，重量每减一半，噪声级降低 3.0EPNdB，直至 89EPNdB，之后限制保持不变。

(b) 综合评定

除了根据本规定第 36.11 条(b)的限制范围以外，在下列情况下，根据本附件第 H36.203 条确定的经计算得到的起飞、飞越或者进近噪声级中的一个或者两个可以超过本条(a)的限制：

- (1) 超过量的总和不大于 4EPNdB；
- (2) 任何一个超过量不大于 3EPNdB；
- (3) 超过量可以被其他计算噪声级的减少量完全抵消。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订,2018 年 1 月 12 日第二次修订]

附件 I [备用]

附件 J H 章最大审定起飞重量不大于 3175 公斤 (7000 磅) 的直升机噪声合格审定的替代程序

A 部分 基准条件

第 J36.1 条 总则

第 J36.3 条 基准试验条件

第 J36.5 条 [备用]

B 部分 根据第 36.801 条噪声的测量程序

第 J36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

第 J36.103 条 [备用]

第 J36.105 条 飞越试验条件

第 J36.107 条 [备用]

第 J36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量

第 J36.111 条 报送要求

第 J36.113 条 [备用]

C 部分 根据第 36.803 条噪声的评定和计算

第 J36.201 条 以 SELdB 为单位的噪声评定

第 J36.203 条 噪声级的计算

第 J36.205 条 详细的数据修正程序

D 部分 根据第 36.805 条噪声的限制

第 J36.301 条 噪声的测量、评定和计算

第 J36.303 条 [备用]

第 J36.305 条 噪声限制

A 部分 基准条件

第 J36.1 条 总则

本附件规定了本规定第 36.1 条和 H 章确定的最大审定起飞重量不大于 3175 公斤（7000 磅）的初级类、正常类、运输类和限用类直升机替代的噪声审定要求，包括：

(a) 根据本规定 H 章进行替代噪声审定试验所必须遵循的条件和在试验过程中根据本规定第 36.801 条测量直升机噪声所必须使用的替代测量程序；

(b) 根据本规定第 36.803 条将实测数据修正到基准条件所必须使用的替代程序和计算以声暴露级 (SEL) 为噪声评定量的替代程序；

(c) 根据本规定第 36.805 条必须符合的噪声限制。

第 J36.3 条 基准试验条件

(a) 气象条件

以下是噪声合格审定的基准大气条件，并假定此条件存在于从地面到飞机所在高度：

(1) 海平面压力 1013.25 百帕（2116 磅/平方英尺）

(2) 环境温度 25°C（77°F）

(3) 相对湿度 70%

(4) 无风

(b) 基准试验场

基准试验场地平整，且在 A 计权时间历程的 10dB 降区间内的全部航迹在视线上没有障碍物。

(c) 水平飞越基准剖面

基准飞越剖面为距噪声测量站地面标高 150 米（492 英尺）高度的水平飞行，是一条直接飞过噪声测量站上空的直线航迹。空速稳定在 $0.9V_H$ 、 $0.9V_{NE}$ 、 $0.45V_H + 120$ 千米/小时（ $0.45V_H + 65$ 节）和 $0.45V_{NE} + 120$ 千米/小时（ $0.45V_{NE} + 65$ 节）四个速度中的最小值，并在整个飞越的测量段内保持该速度。在整个 10dB 降的时间段内，旋翼转速稳定在最大正常工作转速上。

(1) 就噪声合格审定而言， V_H 被定义为在相关最大合格审定重量下，使用在海平面压力 1013.25 百帕（2116 磅/平方英尺）和 25°C （ 77°F ）环境条件下能得到的最大连续功率对应的最小规格发动机功率，所获得的平飞速度。噪声合格审定中所使用的 V_H 和 V_{NE} 值必须列在经批准的飞行手册上。

(2) V_{NE} 是不可超越速度。

(d) 直升机的重量应为申请噪声合格审定的最大起飞重量。

第 J36.5 条 [备用]

B 部分 根据第 36.801 条噪声的测量程序

第 J36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

(a) 总则

本条规定了实施噪声合格审定试验必须满足的条件和在试验过程中测量直升机噪声必须使用的测量程序。

(b) 试验场地要求

(1) 噪声测量站的周围不应有诸如浓密的草、灌木或者树丛等能造成过大吸声特性的地形、地貌。

(2) 在飞越噪声的测量值处在最大 A 计权声级的 10dB 降期间，噪声测量点（地面向上传声器正下方的点）上方的锥形空间内，不得有明显影响直升机噪声场的障碍物存在。锥形空间被定义为：轴线垂直于地面，半锥角为 80°。

(c) 气象限制

试验必须在以下大气条件下进行：

(1) 无降水；

(2) 周围大气温度在 2°C ~ 35°C (36°F ~ 95°F) (含) 之间；

(3) 相对湿度在 20% ~ 95% (含) 之间。相对湿度和大气温度的结合应使中心频率为 8kHz 的三分之一倍频程上的大气声衰减不大于 10dB/100 米 (30.5dB/1000 英尺)。

(4) 风速不超过 19 千米/小时 (10 节)，侧风分量不超过 9 千米/小时 (5 节)；

(5) 在噪声测量站记录噪声时，没有明显影响直升机噪声级的

异常气象条件；

(6) 环境温度、相对湿度、风速、风向的测量必须在地面之上 1.2 米（4 英尺）至 10 米（33 英尺）之间的区域进行。除非中国民用航空局同意，否则环境温度和相对湿度必须在相同高度上进行测量；

(7) 如果测量点在固定气象站（如机场或者其他机构具有的）2000 米（6562 英尺）范围内，经中国民用航空局同意，可以使用其报告的温度、相对湿度和风速等气象测量值。

(d) 直升机试验程序

(1) 进行直升机试验的程序和噪声测量值的处理方法，必须能得到本附件第 J36.109 条(b)中所规定的、被称作声暴露级（SEL）的噪声评定量。

(2) 相对于噪声测量值的直升机高度必须使用中国民用航空局接受的与正常飞行仪表无关的方法确定，如雷达跟踪、经纬仪三角定位、激光寻迹、照相比例技术、差分全球定位系统。要有足够的噪声测量值进行本附件第 J36.205 条要求的修正。

(3) 如果申请人表明直升机的设计特性使直升机不能按照本附件第 J36.3 条规定的基准试验条件飞行，经中国民用航空局同意，基准试验条件可以与标准基准试验条件不同，但仅限于设计特性不可能符合基准试验条件的情况。

第 J36.103 条 [备用]

第 J36.105 条 飞越试验条件

(a) 本条规定了按本附件进行飞越噪声试验的条件和所允许的随机偏差。

(b) 一组试验由至少六次飞行组成。在噪声测量站上方逆风水平飞行的次数必须等于顺风水平飞行的次数。

(1) 水平飞行，巡航构型；

(2) 高度距地面噪声测量站地面标高 150 ± 15 米 (492 ± 50 英尺)；和

(3) 在测量点正上方 $\pm 10^\circ$ 的范围内。

(c) 每次飞越噪声试验必须如下进行：

(1) 以本附件第 J36.3 条(c)规定的基准空速飞行，进行必要的调整以产生与基准试验条件下相同的前行桨叶桨尖马赫数。

(i) 前行桨叶桨尖马赫数 (M_{AT}) 定义为桨尖旋转速度 (V_R) 与直升机真空速 (V_T) 的算术和与 25°C (77°F) 时音速 (c) (346.13 米/秒或者 1135.6 英尺/秒) 的比值，即

$$M_{AT} = (V_R + V_T) / c$$

并且

(ii) 空速不应偏离经修正的基准空速 ± 5 千米/小时 (± 3 节)，或者等效的经中国民用航空局认可的基准前行桨叶桨尖马赫数的偏离值。在整个飞越的测量段应保持该经修正的基准空速。

(2) 旋翼速度稳定在最大正常工作转速 ($\pm 1\%$)；并且

(3) 当测量的直升机噪声级在最大 A 计权声级 (L_{AMAX}) 的

10dB 降范围内时，功率稳定。

(d) 每次飞越试验直升机的重量必须在申请本规定合格审定的最大起飞重量的 + 5% 至 - 10% 范围以内。

(e) 尽管有本条(b)(2)的规定，但是如果按本附件第 J36.109 条规定要求测量的试验场环境噪声，在本附件第 J36.109 条规定的噪声测量站上测得的直升机最大 A 计权声级 (L_{AMAX}) 的 15dB 以内，则可以使用经中国民用航空局同意的较低高度进行飞越试验，并且用中国民用航空局接受的方法将结果修正到基准测量点。

第 J36.107 条 [备用]

第 J36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量

(a) 总则

(1) 为了噪声合格审定而按本附件测量的直升机噪声必须使用经中国民用航空局认可的声学设备和测量方法获得。

(2) 本条(b)明确和规定了本附件要求的噪声评定测量规范。本条(c)和(d)规定了所要求的声学设备规范。本条(e)和(f)规定了本附件所要求的校准和测量程序。

(b) 噪声单位定义

(1) 声暴露级 (SEL, 或者记为 L_{AE}), 以 dB 为单位, 是 “A” 计权声压 (P_A) 的平方在给定的时间或者过程上的时间积分, 以 20μPa 的标准基准声压 (P₀) 的平方和 1 秒的基准持续时间为基准。

(2) 该单位由下式定义:

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} \left(\frac{P_A(t)}{P_0} \right)^2 dt \quad \text{dB}$$

式中 T_0 为 1 秒的基准积分时间, $(t_2 - t_1)$ 为积分时间间隔。

(3) 本条(b)(2)的积分方程也可写为:

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{t=1}^{n(t_2-t_1)} 10^{(0.1L_A(t))} \quad \text{dB}$$

式中 $L_A(t)$ 是随时间变化的 A 计权声级, n 为每秒采样数。

(4) 实际上积分时间 $(t_2 - t_1)$ 不应小于 $L_A(t)$ 最大值 (L_{AMAX}) 的 10dB 降区间的时间间隔。

(5) SEL 可由下式近似表示:

$$L_{AE} = L_{AMAX} + \Delta A$$

式中 ΔA 是持续时间容差, 由下式给出:

$$\Delta A = 10 \log T$$

式中 $T = (t_2 - t_1)/2$, L_{AMAX} 是以标准的基准声压 (P_0) 的平方为基准的 A 计权声压 (慢响应) 的最大值, 以 dB 为单位。

(c) 测量系统

声学测量系统必须由为中国民用航空局所接受的与下述等效的设备组成:

(1) 传声器系统, 其频响特性和本条(d)中规定的测量和分析系统的精度一致;

(2) 三角架或者类似的传声器安装装置, 应对所测声音的干扰最小;

(3) 记录和重放设备，其频响和动态范围特性和本条(d)中要求的响应与精度一致；并且

(4) 测量系统的校准和检查必须使用 A36.3.9 条规定的程序。

(d) 测量、记录和重放设备

(1) 本附件直升机飞越噪声可以用积分声级计直接测量，或者将 A 计权声级的时间历程记录在设为“慢”响应的图示声级记录仪上，从而确定 SEL 值。经中国民用航空局同意，可以用磁带记录噪声信号供以后分析使用。

(i) 每次飞越试验的 SEL 值可由积分声级计直接确定，声级计必须符合本规定第 36.6 条引用的国际电工委员会 (IEC) 出版物第 804 号的标准，标题是“积分平均式声级计”，I 型仪器设为“慢”响应。

(ii) 直升机的声学信号可以连同本条(e)规定的校准信号及本条(f)规定的背景噪声信号一起，由本条(d)(1)(i)规定的积分声级计记录到磁带记录仪上，供以后分析使用。磁带记录仪的记录/重放系统(包括录音磁带)必须满足本规定附件 A 第 A36.3.6 条规定的要求。磁带记录仪必须符合本规定第 36.6 条引用的 IEC 出版物第 561 号“航空器噪声合格审定用的电-声测量设备”的规范。

(iii) 整个系统的特性应符合本规定第 36.6 条引用的 IEC 出版物第 651 号“声级计”的建议，以及关于传声器、放大器、和指示仪表特性的规范。

(iv) 整个系统对于可觉察的等幅前进平面波的响应，应该在

本规定第 36.6 条引用的 IEC 出版物第 651 号“声级计”中 I 型仪器的表 IV 和表 V 规定的、针对加权曲线“A”在频率范围从 45Hz 至 11500Hz 上的容限内。

(v) 直升机飞越噪声的每一次测量过程中，传声器必须用防风罩。对防风罩产生的插入损失的修正，作为本条(e)要求的声学校准频率的函数，必须被应用于所测得的数据，任何修正都必须报送。

(e) 校准

(1) 如果用磁带记录直升机的声学信号用于以后的分析，则测量系统和记录系统组件必须按本规定附件 A 第 A36.3.6 条的规定进行校准。

(2) 如果用积分式声级计直接测量直升机的声学信号，则：

(i) 应在飞越试验开始前、结束后及试验过程中每隔一段时间（不超过 1 小时），用一个声学校准器在已知频率上激发一个已知声压级的正弦波噪声的方法检查测量系统的总灵敏度。

(ii) 在每天的试验过程中，如果校准值的变化不超过 0.5dB，则认为系统的设备性能是满意的。飞越试验采集的 SEL 数据应对校准值的任何变化进行修正。

(iii) 每个校准设备，包括声校准器、基准传声器及电压注入设备，其性能校准分析必须在直升机飞越试验开始前的六个月内完成。

(f) 噪声测量程序

(1) 传声器应该是切线入射响应近似平直的电容型压敏传感

器。传声器的安装应使其敏感元件的中心位于当地地面之上 1.2 米(4 英尺)处,传声器的指向使得噪声切向入射,即敏感元件,即膜片,基本上处于由直升机的名义航迹和噪声测量站所确定的平面内。

(2) 如果使用磁带记录仪,则必须在试验用的量程上用粉红噪声或者伪随机噪声在接近满量程的 10dB 范围以内的读数确定电系统的频率响应。

(3) 应在试验现场确定环境噪声,包括声学背景噪声和测量系统电噪声,并且系统增益应设定在直升机噪声测量所用的级别。如果直升机的噪声级没有超过背景噪声至少 15dB(A),则可以在经中国民用航空局同意的较低高度上进行飞越试验,试验结果用中国民用航空局接受的方法修正到基准测量点。

(4) 如果使用积分声级计测量直升机的噪声,操作人员应在每次飞越试验过程中始终监视连续的 A 计权(慢响应)噪声级,以保证 SEL 的积分过程至少包括飞越时间历程中所有最大 A 计权声级 (L_{AMAX}) 和其 10dB 降点之间的噪声信号。操作人员应记录 SEL 积分区间的开始和结束时实际的 dB(A)声级,并将这些声级与 L_{AMAX} 值和积分时间(以秒计)一起作为本附件第 J36.111 条(b)要求提交的噪声数据的一部分报送。

第 J36.111 条 报送要求

(a) 总则

代表物理测量的数据和对测量数据所做的修正,包括因设备响应偏差对测量结果所做的修正,必须以永久的形式记录下来,并附在试

验记录之后。每项修正须得到中国民用航空局的接受。

(b) 数据报送

试验完成后，下列数据必须包含在试验报告中提交中国民用航空局：

(1) 用符合本附件第 J36.109 条规定标准的设备获得的实测的和经修正的声压级；

(2) 用来测量和分析所有声学、航空器性能、航迹和气象数据的设备类型；

(3) 在整个试验过程中测量的、表明本附件符合性所必需的大气环境数据；

(4) 当地的地形条件、地茂，和可能干扰录音的事件；

(5) 下列直升机的信息：

(i) 直升机、发动机和旋翼的类型、型号和序号（如有）；

(ii) 直升机的总体尺寸、发动机及旋翼的位置、反扭矩系统的类型、每个旋翼的桨叶数、发动机和旋翼的基准运行条件；

(iii) 任何可能影响直升机噪声特性的改装或者非标准设备；

(iv) 申请按本附件进行合格审定的最大起飞重量；

(v) 航空器的构型，包括起落架的位置；

(vi) V_H 或者 V_{NE} （取小者）和经修正的基准空速；

(vii) 每次试验飞行的航空器总重；

(viii) 每次试验飞行的指示空速和真空速；

(ix) 每次试验飞行的地速，如果测量了；

(x) 由航空器仪表和制造商的数据所确定的直升机发动机的性能；和

(xi) 航空器高于地面的航迹，以噪声测量站高度为基准（以米计），用中国民用航空局接受的、与正常飞行仪表无关的方法确定，如雷达跟踪、经纬仪三角定位、激光寻迹、照相比例技术、差分全球定位系统；

(6) 进行本附件第 J36.205 条规定的修正和表明符合本附件第 J36.105 条规定的性能和位置限制所必需的直升机位置和性能数据，必须以中国民用航空局同意的采样率记录。

第 J36.113 条 [备用]

C 部分 根据第 36.803 条噪声的评定和计算

第 J36.201 条 以 SELdB 为单位的噪声评定

应使用本附件第 J36.109 条(b)规定的以 dB(A)为单位的声暴露级 (SEL) 作为噪声评定量。每次飞越的 SEL 值可以用积分式声级计直接确定。本附件第 J36.109 条规定了积分式声级计的规范和这类仪器的使用要求。

第 J36.203 条 噪声级的计算

(a) 为表明对本附件第 J36.305 条噪声限制的符合性，每次有效飞越的 SEL 噪声级，按需修正至本附件第 J36.3 条规定的基准条件后，

必须进行算术平均得到飞越试验系列的单一 SELdB(A)平均值。在取平均时不得删除任何一次的飞越试验，除非中国民用航空局另有说明。

(b) 直升机飞越审定测量最小可接受的样本数是六个。样本数必须足够大，以使在统计上建立的 90%置信限不超过 $\pm 1.5\text{dB(A)}$ 。

(c) 所有使用的数据和按本条要求进行的计算，包括算出的 90%置信限，必须成文并按本附件第 J36.111 条的报送要求提供。

第 J36.205 条 详细的数据修正程序

(a) 当按本附件 B 部分测量的审定试验条件与本附件第 J36.3 条规定的基准条件不同时，必须按本条(b)(c)规定的方法对实测噪声数据进行适当的修正。至少要对非基准高度和基准空速与修正基准空速之间的差异做适当的修正。

(b) 对非基准高度的修正可近似表示为：

$$\Delta J_1 = 12.5 \log(H_T / 150)$$

式中 ΔJ_1 以 dB 为单位，必须以代数和的形式加到实测 SEL 噪声值上，以对非基准航迹进行修正， H_T 是试验直升机在噪声测量点正上方时的高度，以米为单位，常数 12.5 是考虑球面传播和在非基准高度上持续时间的影响。

(c) 基准空速和修正基准空速之间差异的修正由下式计算：

$$\Delta J_3 = 10 \log(V_{AR} / V_R)$$

式中 ΔJ_3 以 dB 为单位，必须以代数和的形式加到实测 SEL 噪声级上，以修正基准空速的修正对在噪声测量站进行飞越测量持续时间的

影响， V_R 是本附件第 J36.3 条(c)规定的基准空速， V_{AR} 是本附件第 J36.105 条(c)规定的修正基准空速。

(d) 在飞越期间无需对源噪声进行修正，除了本附件第 J36.105 条(c)规定的基准空速的修正需要考虑源噪声的变化以外。

(e) 无需对基准地速和实际地速的差异进行修正。

(f) 无需对非基准大气衰减进行修正。

(g) 对试验和本附件第 J36.105 条规定的基准飞行程序的差异所进行的 SEL 修正，必须小于 2.0dB(A)，除非更大的修正值得到了中国民用航空局的同意。

(h) 所有使用的数据和按本条要求进行的计算，必须成文并按本附件第 J36.111 条的报送要求提供。

D 部分 根据第 36.805 条噪声的限制

第 J36.301 条 噪声的测量、评定和计算

必须用按本附件 B 和 C 部分的规定测量、评定和计算的噪声级，来表明对本附件这部分的符合性。

第 J36.303 条 [备用]

第 J36.305 条 噪声限制

为满足本附件，必须表明计算出的直升机在本附件第 J36.101 条

规定的测量点上的噪声级不超过以下值（不同重量之间适当内插）：

(a) 对于按本附件进行噪声试验的、最大审定起飞重量不超过 3175 公斤（7000 磅）的初级类、正常类、运输类和限用类直升机：

(1) 第二阶段噪声限制：噪声合格审定申请的最大审定起飞质量（重量）在 788 公斤（1737 磅）以下是 82dB（SEL），之后重量每增加一倍，限制值增加 3.0dB。该限制值可由下面的方程计算：

使用公制单位：

$$L_{AE}(\text{limit}) = 83.03 + 9.97 \log M$$

式中，M 为为申请按本附件审定的最大起飞质量，单位为吨。

使用英制单位：

$$L_{AE}(\text{limit}) = 82 + 3.0 \left[\log(\text{MTOW}/1737) / \log 2 \right]$$

式中，MTOW 为申请按本附件审定的最大起飞重量，单位为磅。

(2) 第三阶段噪声限制：噪声合格审定申请的最大审定起飞质量（重量）在 1417 公斤（3125 磅）以下是 82dB（SEL），之后重量每增加一倍，限制值增加 3.0dB。该限制值可由下面的方程计算：

使用公制单位：

$$L_{AE}(\text{limit}) = 80.49 + 9.97 \log M$$

式中，M 为为申请按本附件审定的最大起飞质量，单位为吨。

使用英制单位：

$$L_{AE}(\text{limit}) = 82 + 3.0 \left[\log(\text{MTOW}/3125) / \log 2 \right]$$

式中，MTOW 为申请按本附件审定的最大起飞重量，单位为磅。

(b) 本次修订要求的程序应按国际电工委员会 IEC 出版物第 804

号，标题为“积分平均式声级计”（1985年第一版）进行。

[2007年4月15日第一次修订，2018年1月12日第二次修订]