



中国民用航空总局

民航总局令第 182 号

航空器型号和适航合格 审定噪声规定

(2002 年 3 月 20 日发布
2007 年 4 月 15 日第一次修订)

CCAR-36-R1

目 录

A 章 总则.....	1
第 36.1 条 适用范围和定义.....	1
第 36.2 条 申请日期的要求.....	2
第 36.3 条 适航要求的相容性.....	3
第 36.5 条 本规定的限制.....	3
第 36.6 条 引用文件.....	3
第 36.7 条 声学更改：运输类大飞机和喷气式飞机.....	3
第 36.9 条 声学更改：螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机.....	4
第 36.11 条 声学更改：直升机.....	5
B 章 运输类大飞机和喷气式飞机.....	5
第 36.101 条 噪声测量和评定.....	5
第 36.103 条 噪声限制.....	5
第 36.105 条 飞行手册中对第四阶段噪声等效性的说明.....	6
C 章 [备用].....	6
D 章 [备用].....	6
E 章 [备用].....	6
F 章 螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机.....	6
第 36.501 条 噪声限制.....	6
G 章 [备用].....	7
H 章 直升机.....	7
第 36.801 条 噪声测量.....	7
第 36.803 条 噪声评定和计算.....	7
第 36.805 条 噪声限制.....	7
I~N 章 [备用].....	8
O 章 文件、使用限制和资料.....	8
第 36.1501 条 程序、噪声级和其他资料.....	8
第 36.1581 条 手册、标记和标牌.....	8
第 36.1583 条 不必符合噪声限制的农业和灭火用飞机.....	9
附件 A 根据第 36.101 条航空器噪声的测量和评定.....	10
第 A36.1 条 引言.....	10
第 A36.2 条 噪声合格审定试验和测量条件.....	10
第 A36.3 条 对地面接收到的飞机噪声的测量.....	12
第 A36.4 条 根据测量数据计算有效感觉噪声级.....	18
第 A36.5 条 向中国民用航空总局报送数据.....	25
第 A36.6 条 符号和单位.....	26
第 A36.7 条 大气的声衰减.....	29
第 A36.8 条 [备用].....	30
第 A36.9 条 飞机飞行试验结果的修正.....	30
附件 B 根据第 36.103 条运输类和喷气式飞机的噪声级.....	41
第 B36.1 条 噪声测量和评定.....	41
第 B36.2 条 噪声评定的度量.....	41
第 B36.3 条 基准噪声测量点.....	41

第 B36.4 条 试验噪声测量点	42
第 B36.5 条 最大噪声级	42
第 B36.6 条 综合评定	43
第 B36.7 条 噪声合格审定基准程序和条件	43
第 B36.8 条 噪声合格审定试验程序	44
附件 C-E [备用]	45
附件 F 对在 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	45
A 部分 总则	46
第 F36.1 条 范围	46
B 部分 噪声测量	46
第 F36.101 条 一般试验条件	46
第 F36.103 条 声学测量系统	46
第 F36.105 条 测量、记录和重放设备	47
第 F36.107 条 噪声测量程序	47
第 F36.109 条 数据记录、报送和批准	47
第 F36.111 条 飞行程序	48
C 部分 数据修正	48
第 F36.201 条 数据的修正	48
第 F36.203 条 结果的有效性	48
D 部分 噪声限制	49
第 F36.301 条 航空器的噪声限制	49
附件 G 对在 1988 年 11 月 17 日或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	49
A 部分 总则	50
第 G36.1 条 范围	50
B 部分 噪声测量	50
第 G36.101 条 一般试验条件	50
第 G36.103 条 声学测量系统	50
第 G36.105 条 测量、记录和重放设备	50
第 G36.107 条 噪声测量程序	51
第 G36.109 条 数据记录、报送和批准	51
第 G36.111 条 飞行程序	52
C 部分 数据修正	53
第 G36.201 条 试验结果的修正	53
第 G36.203 条 结果的有效性	54
D 部分 噪声限制	54
第 G36.301 条 航空器的噪声限制	54
附件 H 根据 H 章的直升机噪声要求	55
A 部分 基准条件	56
第 H36.1 条 总则	56
第 H36.3 条 基准试验条件	57
第 H36.5 条 符号和单位	57
B 部分 根据第 36.801 条的噪声测量	59

第 H36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件	59
第 H36.103 条 起飞试验条件	60
第 H36.105 条 飞越试验条件	61
第 H36.107 条 进场试验条件	61
第 H36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量	62
第 H36.111 条 测得数据的报送和修正	62
第 H36.113 条 大气的声衰减	63
C 部分 根据第 36.803 条的噪声评定和计算	63
第 H36.201 条 以 EPNdB 为单位的噪声评定	63
第 H36.203 条 噪声级的计算	64
第 H36.205 条 详细的数据修正程序	64
D 部分 根据第 36.805 条的噪声限制	68
第 H36.301 条 噪声的测量、评定和计算	68
第 H36.303 条 [备用]	68
第 H36.305 条 噪声级	68
附件 J	69
A 部分 基准条件	71
第 J36.1 条 总则	71
第 J36.3 条 基准试验条件	71
第 J36.5 条 [备用]	71
B 部分 根据第 36.801 条的噪声测量	72
第 J36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件	72
第 J36.103 条 [备用]	72
第 J36.105 条 飞越试验条件	72
第 J36.107 条 [备用]	73
第 J36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量	73
第 J36.111 条 报送要求	75
第 J36.113 条 [备用]	75
C 部分 根据第 36.803 条的噪声评定和计算	76
第 J36.201 条 以 SELdB 为单位的噪声评定	76
第 J36.203 条 噪声级的计算	76
第 J36.205 条 详细的数据修正程序	76
D 部分 根据第 36.805 条的噪声限制	77
第 J36.301 条 噪声的测量、评定和计算	77
第 J36.303 条 [备用]	77
第 J36.305 条 噪声限制	77
关于修订《航空器型号和适航合格审定噪声规定》的说明	78
一、修订背景	78
二、修订技术说明	78
三、修订参考资料	78
四、CCAR-36 第一次修订涉及的条款	79

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设定了噪声标准:

(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, 中国民用航空总局另有规定的除外。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、型号设计批准书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。本规定第 36.1583 条所声明的和与中国民用航空总局另有规定的除外。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、型号设计批准书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。仅为农业运行、为喷撒灭火材料或为携带外挂载重而设计的直升机以及中国民用航空总局另有规定的除外。

(b) 申请本规定所指定的适航证的申请人必须表明: 除符合中国民用航空规章中适用的条款外, 还应符合本规定适用的条款。

(c) 申请声学更改的申请人必须表明: 除符合中国民用航空规章中适用的条款外, 还应符合本规定第 36.7 条、第 36.9 条或第 36.11 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”指飞越、横侧或进场噪声级大于本规定附件 B 第 B36.5 条(b)中规定的第二阶段噪声限制。

(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、横侧和进场噪声级的飞机。

(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)中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)中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)中规定的第二阶段的噪声级(包括使用第 B36.6 条中适用的综合评定条款), 而又不符合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)中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)中规定的第三阶段噪声级(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)中规定的第四阶段

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)中规定的第四阶段噪声级的飞机。

(11) “第四章噪声级”指处于或低于 2002 年 3 月 21 日生效的国际民用航空公约附件 16 第 I 卷, 第 7 修正案中第 4 章 4.4 节规定的最大噪声级。

(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形。

(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”指起飞、飞越或进场噪声级大于本规定附件 H 的第 H36.305 条规定的第二阶段噪声限制, 或飞越噪声大于本规定附件 J 的第 J36.305 条规定的第二阶段噪声限制。

(2) “第一阶段直升机”指尚未按照本规定表明符合第二阶段所要求的起飞、飞越和进场噪声的直升机, 或尚未表明符合本规定附件 J 的第 J36.305 条所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”指起飞、飞越或进场噪声级处于或低于本规定附件 H 的第 H36.305 条中规定的第二阶段噪声限制, 或低于本规定附件 J 的第 J36.305 条规定的第二阶段飞越噪声限制。

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

(5) “最大正常工作转速”是由制造商制定、并经中国民用航空总局批准的适航限制内的最高旋翼转速。如果对最高旋翼速度规定有公差, 最大正常工作转速应是给定公差的上限。如果转速随飞行条件自动改变, 在噪声审定程序中应使用相应飞行条件下的最大正常工作转速。如果飞行员可以改变转速, 噪声审定程序中应使用飞行手册对应功率的限制部分中规定的最大正常工作转速。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

第 36.2 条 申请日期的要求

(a) 正如 21 部第 21.17 条规定, 航空器型号合格证申请人必须表明航空器满足本规定已于申请型号合格证之日有效的要求。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, 申请人必须表明航空器满足本规定已于颁发型号合格证之日前 5 年内有效的要求, 具体时间可由申请人选择。

(b) 正如 21 部第 21.101 条规定, 申请对型号设计(第 21.93 条规定)声学更改的申请人必须表明满足本规定已于申请型号设计更改之日有效的要求。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, 申请人必须表明航空器满足本规定已于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型号设计更改之日之后有效的标准, 此选择:

- (1) 必须经中国民用航空总局批准。
- (2) 必须包括申请之日和选择之日之间生效的标准。
- (3) 必须包括在申请人选择之后中国民用航空总局认为适用的其他标准。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

第 36.3 条 适航要求的相容性

必须证明：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；为符合本规定而采取的所有程序，以及本规定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项适航规章之间也是协调一致的。

第 36.5 条 本规定的限制

本规定确定了在经济上合理、技术上可行并且在与航空器型别相适用的条件之下尽可能低的噪声级。对于处在、进入或者离开任何中国境内机场的运行，本规定确定的噪声级是否可以接受，另行规定。

第 36.6 条 引用文件

(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) 引用文件

(1) 由本规定所引用但并未全文阐述而又在本条(c)款中指出的每一出版物或出版物的一部分，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总局根据实际情况决定。

(c) 引用文件确认说明 本规定所确认的引用文件的完整标题或说明如下：

(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“航空器合格审定用的电一声测量仪表”（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“传声器测量方法—第 3 部分：采用交互技术对试验室传声器进行自由场校准的基本方法，1.0 版（1995）”。

(vii) IEC 出版物第 61094-4 号，标题是“传声器测量方法—第 4 部分：传声器工作标准的规定，1.0 版（1995）”。

(viii) IEC 出版物第 61260 号，标题是“电声学—倍频程—频带和分数—倍频程—频带滤波 1.0 版（1995）”。

(ix) IEC 出版物第 61265 号，标题是“电声学 航空噪声测量仪器 在运输类飞机噪声合格审定中测量三分之一宽带倍频声压级装置的性能要求，1.0 版（1995）”。

(x) IEC 出版物第 60942 号，标题是“电声学—声音校准，2.0 版（1997）”。

(2) 机动车工程师协会(SAE)出版物

(i) SAE ARP866A，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”（1975 年 3 月 15 日）。

(3) 国际标准和建议措施，标题是“环境保护，国际民用航空公约附件 16 第 I 卷，航空器噪声”，1993 年 7 月颁发的第三版，2002 年 3 月 21 日颁发的第 7 修正案。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

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 本条适用于按照中国民用航空规章《民用航空产品和零部件合格审定规

定》(CCAR-21)申请批准或认可进行声学更改的所有运输类大飞机和喷气式飞机。

(b) 一般要求 除非另有规定,对于本条适用的飞机,批准声学更改的要求如下:

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

(2) 必须根据本规定附件 B 的第 B36.7 条和第 B36.8 条的适用要求来表明符合附件 B 中第 B36.5 条所规定的噪声限制。

(c) 第一阶段飞机 型号设计更改之前是第一阶段飞机的,除本条(b)款的规定外,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 的第 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) 除此以外:

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

(ii) 在型号设计更改之前进行飞越和横侧噪声试验期间,必须使用适合于最大批准起飞重量时最安静的适航批准形态。

(d) 第二阶段飞机 在型号设计更改之前是第二阶段飞机的,除本条(b)款的内容外,以下内容也同样适用:

(1) 对于在型号设计更改之前函道比为 2 或更大的高函道比喷气发动机飞机:

(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

(B) 每个第二阶段噪声限制,两者取小者;

(ii) 可以使用本规定附件 B 的第 B36.6 条的综合评定来确定符合本款有关的第二阶段噪声限制或第三阶段加上 3EPNdB 噪声限制(按适用情况); 和

(iii) 在型号设计更改之前进行飞越和横侧噪声试验期间,必须使用适合于最大批准起飞重量时最安静的适航批准形态。

(2) 在型号设计更改之前函道比小于 2 的非高函道比喷气发动机飞机:

(i) 在飞机型号设计更改后,不得成为第一阶段飞机; 和

(ii) 型号设计更改前进行飞越和横侧噪声试验期间,必须使用适合于最大批准起飞重量时最安静的适航批准形态。

(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)中的条款外以下的条款适用,:

(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,此飞机在型号设计更改之后必须是第三阶段飞机。

(3) [备用]

(4) 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,必须保持为第四阶段飞机。

(f) 第四阶段飞机

在型号设计更改之前是第四阶段飞机的,在更改后必须保持为第四阶段飞机。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

第 36.9 条 声学更改:螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机

对于按中国民用航空规章《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，不得超过下列二者中的较大值：

(1) 按本规定第 36.501 条中规定的噪声限制，或

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

第 36.11 条 声学更改：直升机

本条适用于所有按照中国民用航空规章《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认可的初级类、正常类、运输类和限用类直升机。本条要求的符合性，必须按本规定附件 H 表明。对于最大审定起飞重量不大于 3175 公斤 (7,000 磅) 的直升机，本条的符合性可以按本规定的附件 J 表明。

(a) 一般要求 除非另作规定，对于本条包括的直升机，声学更改批准或认可的要求如下：

(1) 在表明符合性时，必须按照本规定附件 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 (7,000 磅) 的直升机，在按本规定附件 J 的替代方法表明符合性时，本规定附件 J 规定的飞越噪声必须按本规定附件 J 的 B 和 C 部分规定的适用程序和条件测量、评定和计算。

(2) 必须根据本规定附件 H 的 D 部分的适用规定来表明符合附件 H 的第 H36.305 条所规定的噪声级。对按本附件 J 表明符合性的直升机，其必须按该附件中 D 部分的适用规定来表明对本规定附件 J 中 J36.305 条噪声级要求的符合性。

(b) 第一阶段直升机 除第 36.805 条(c)的规定外，对在型号设计更改之前是第一阶段的直升机，在型号设计更改之后，该机不得超过附件 H 的第 H36.305 条(a)(1)规定的噪声级。不得用第 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的直升机，在型号设计更改之后，均不得超过本规定附件 J 的第 J36.305 条(a)所规定的第二阶段噪声级。

(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必须仍是第二阶段直升机。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

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 的规定或按中国民用航空总局批准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，必须按本规定附件 A 的规定来测量和评定，并按本规定附件 B 中规定的测量点和符合第 B36.8 条的试验程序(或经批准的等效

程序)来表明符合本条的噪声级。

(b) 型号审定申请于 2006 年 1 月 1 日之前提交, 则必须表明飞机噪声级不超过本规定附录 B 中 B36.5(c)款中规定的第三阶段噪声限制。

(c) 型号审定申请于 2006 年 1 月 1 日或之后提交, 则必须表明飞机噪声级不超过本规定附录 B 中 B36.5(d)款中规定的第四阶段噪声限制。申请人可以在 2006 年 1 月 1 日之前自愿选择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。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

第 36.105 条 飞行手册中对第四阶段噪声等效性的说明

所有满足第四阶段噪声合格审定要求的飞机, 其飞机飞行手册或操作手册必须包括以下声明: 下列噪声级是对经批准的通过 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 CCAR-36 附件 B 第四阶段最大噪声级的要求。中国民用航空总局认为, 为了获得噪声级而采用的噪声测量和评定程序与 2002 年 3 月 21 生效的国际民用航空公约附件 16 第 I 卷附录 2 第 7 修正案要求的第 4 章噪声级等效。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

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) 下述飞机必须表明和本章相符:

(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)规定的内容外, 对申请初级类型号设计批准书的飞机并且以前未按本规定附件 F 审定的, 必须表明对本规定附件 G 的符合性。

(ii) 对正常类、实用类、特技类飞机, 在下述情况下, 不再要求表明对本规定的符合性: (A)已具有按中国民用航空规章颁发的型号合格证、(B)已具有按中国民用航空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、(D)以前尚未按本规定附件 F 或附

件 G 审定并且(E)申请转为初级类的飞机。

(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内容所规范的飞机，必须根据附件 F 中 B 部分和 C 部分的要求或按中国民用航空总局批准的等效程序所测量和规定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内容所规范的飞机，必须根据附件 G 中 B 部分和 C 部分的要求或按中国民用航空总局批准的等效程序所测量和规定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。

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 部分所规定的试验条件和噪声测量点测量或按照中国民用航空总局批准的等效程序测量。对于最大审定起飞重量不大于 3175 公斤（7,000 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 部分所规定的试验条件和噪声测量点测量或按照中国民用航空总局批准的等效程序测量。

[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 部分或经中国民用航空总局批准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 部分或经中国民用航空总局批准的等效程序进行评定。

第 36.805 条 噪声限制

(a) 除第 36.11 条(b)的规定外，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，必须表明符合本规定附件 H 中 D 部分规定的第二阶段噪声级，或符合本规定附件 J 中 D 部分规定的噪声级。

(b) 除本条(d)(2)的规定外，本条包括的直升机，必须表明：

对于按照本规定附件 H 表明符合性的直升机，其噪声级不大于该附件中 H36.305 条规定的适用限制，或：

对于按照本规定附件 J 表明符合性的直升机，其噪声级不大于该附件 J 中 J36.305 条规定的适用限制。

(c) [备用]

(d) 初级类直升机：

(1) 除本条(d)(2)的规定外，申请初级类型号设计批准书并且以前未按本规定附件 H

审定过的，必须表明对本规定附件 H 的符合性。

- (2) 对于正常类和运输类直升机，在下述情况下，不必再表明对本规定的符合性：
- (i) 有按中国民用航空规章颁发的正常类或运输类型号合格证，
 - (ii) 有按中国民用航空规章颁发的标准适航证，
 - (iii) 没有型号设计的声学更改，
 - (iv) 以前未曾按本规定附件 H 审定过，并且
 - (v) 申请转为初级类直升机。

I~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

(a) 为获得按本规定审定的噪声级所用的所有程序、重量、形态和构形以及其他资料或数据，包括飞行、试验和分析所用的等效程序，必须予以制定并经过批准。型号合格审定期间达到的噪声级必须包括在批准的飞机(旋翼机)飞行手册内。

(b) 为了更改或扩展现有飞行数据库而批准补充的试验数据（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）时，供获得该补充数据所采用的试验程序、形态和构形以及其他资料和程序也必须予以制定并经过批准。

第 36.1581 条 手册、标记和标牌

(a) 飞机飞行手册或旋翼机飞行手册已经得到批准的，飞机飞行手册或旋翼机飞行手册中的经批准的部分，除本规定第 36.1583 条规定外，必须包括下列资料。若飞机飞行手册或旋翼机飞行手册未获批准的，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) 对运输类大飞机和喷气式飞机，由本规定附件 B 定义和要求的相应于最大起飞重量、最大着陆重量和形态的飞越、横侧和进场，其各自的噪声级的数据必须是一个值。

(2) 对螺旋桨小飞机，由本规定附件 G 定义和要求的对应于最大起飞重量和形态的起飞，其噪声级的数据必须是一个值。

(3) 对旋翼机，由本规定附件 H 定义和要求的对应于最大起飞重量和形态的每次起飞、飞越、进场，或由本规定附件 J 定义和要求的对应于最大起飞重量和形态的飞越，其噪声级的数据必须是一个值。

(b) 若补充使用的噪声级资料包括在飞机飞行手册中的批准部分，则其必须作为经审定的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写上下述说明：

“本飞机的噪声级对于处在、进入或离开任何机场的运行是否是可接受的，尚须中国民用航空总局予以确定。”

(d) 对于运输类大飞机和喷气式飞机，如果它们为满足本规定的起飞或着陆噪声要求所采用的重量分别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使用限制部分中必须将这些较小的重量作为使用限制。即，最大起飞重量不得超过起飞噪声所要求的最

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，如果它们为满足本规定附件 F 的飞越噪声要求而采用的重量小于最大重量且其差值达到该噪声试验所需燃料的重量时，或为满足本规定附件 G 的起飞噪声要求而采用的重量小于最大起飞重量时，则在批准的飞机飞行手册的使用限制部分中、在批准的手册资料中、或在批准的标牌上，必须将这一较小的重量作为使用限制。

(f) 对于初级类、正常类、运输类和限用类直升机，若为满足本规定的起飞、飞越和着陆噪声要求所采用的重量低于中国民用航空规章《正常类旋翼航空器适航标准》(CCAR-27)第 27.25 条(a)或中国民用航空规章《运输类旋翼航空器适航标准》(CCAR-29)第 29.25 条(a)所确定的合格审定最大起飞重量，则在批准的旋翼机飞行手册的使用限制部分中、在批准的手册资料中、或在批准的标牌上，必须将较小的重量作为使用限制。

(g) 除本条第(d)、(e)和(f)款所述之外，本规定没有其他的使用限制要求。

第 36.1583 条 不必符合噪声限制的农业和灭火用飞机

(a) 本条适用于航空作业飞行，包括农业飞行或用于喷撒灭火材料的螺旋桨小飞机的飞行。

(b) 本条涉及的飞机必须按照第 36.1581 条规定的方式提供如下的使用限制说明：

噪声限制：本机未曾证实符合中国民用航空规章《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(CCAR-36)的噪声限制，且必须按照中国民用航空总局运行规章中的相应噪声使用限制运行。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

第 36 部附件

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 向中国民用航空总局报送数据

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比较性。

A36.1.3 本附件中包括：完整的符号和单位清单，感觉噪声度的数学公式，大气声衰减的确定程序，以及从非基准条件到基准条件噪声级修正的详细程序。

A36.1.4 对于第四阶段飞机，国际民用航空公约附件 16，第 I 卷第三版，2002 年 3 月 21 日颁发的第 7 修正案中的附录 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及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面试验。为此，中国民用航空总局允许使用经认可的等效程序。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 试验必须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 $-10^\circ\text{C} \sim 35^\circ\text{C}$ ($14^\circ\text{F} \sim 95^\circ\text{F}$) 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) 露点和干点温度采用精度在 $\pm 0.5^\circ\text{C}$ ($\pm 0.9^\circ\text{F}$) 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 中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音衰减；或

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

(d) 如果根据地上 10 米(33 英尺)处的气象条件得到在 3150Hz 的三分之一倍频程内，大气的吸声系数在 PNLTM 声传播路径上的变化超过 $\pm 0.5\text{dB}/100$ 米 ($\pm 1.6\text{dB}/1000$ 英尺)，那末就必须按 A36.2.2.3 对大气进行分层，计算每个三分之一倍频程内的等效加权声衰减，分层数要满足中国民航总局的要求。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音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) 地面上 10 米 (33 英尺) 处平均风速不超过 22 千米/小时 (12 节)，而对于飞机的侧风风速不超过 13 千米/小时 (7 节)。平均风速必须用 30 秒平均周期在 10dB 降区间上来确定。在地面上 10 米处，10dB 降间隔内的最大风速不超过 28 千米/小时 (15 节)，并且侧风不超过 18 千米/小时 (10 节)。

(f) 在中国民用航空总局规定的测量点处记录噪声时，不应有对噪声级的测量有显著影响的风或其他反常的气象情况。

(g) 必须在每次噪声测量的 30 分钟之内进行气象测量，内插得到每次噪声测量实际时间的气象数据。

A36.2.2.3 当按照 A36.2.2.2(c)或 A36.2.2.2(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，整个声传播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 机场塔台或其他用来获取试验现场气象数据的设施，必须经过中国民用航空总局批准。

A36.2.3 飞行航迹测量

A36.2.3.1 航空器航迹的高度和横侧位置必须用经过中国民用航空总局批准的、不依赖原有飞行仪表的方法确定，如雷达跟踪，经纬仪三角定位或成像比例技术。

A36.2.3.2 在确保能够获得在 PNLTM 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 必须用经批准的采样速率自动记录本附件第 A36.9 条中数据调整所需的位置和性能数据。测量设备必须经中国民用航空总局批准。

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的组合，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。就本节而言，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：当声入射角为 0° 时，声音“法向（垂直）入射”到传声器；当声入射角为 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 μ Pa），再加上 93.98dB。

A36.3.1.7 时间平均频带声压级：以 dB 为单位，对指定三分之一倍频程内，规定的时间间隔上瞬时声压平方的时间平均与参考声压 20 μ 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，是指对于任一三分之一频程的中心频率，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，在任意级程上测得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设备。在此范围内，非线性级在规定的容限内，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可测量出随时间变化的航空器噪声三分之一倍频程声压级。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 测量系统必须由经中国用航空总局批准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)；且
- (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)。

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。信号在数字化过程之前，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 ± 1.5 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 中的规定。中国民用航空总局根据总体相当的电声学性能可能批准不同的传声器系统。当使用两套或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：申请人仍然必须按照 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高于当地地面 1.2 米（4 英尺），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飞行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。

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 ± 1.0 dB 之内，而在中心频率为 6.3kHz、8kHz、10kHz 上不超过 ± 2.0 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 中两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。

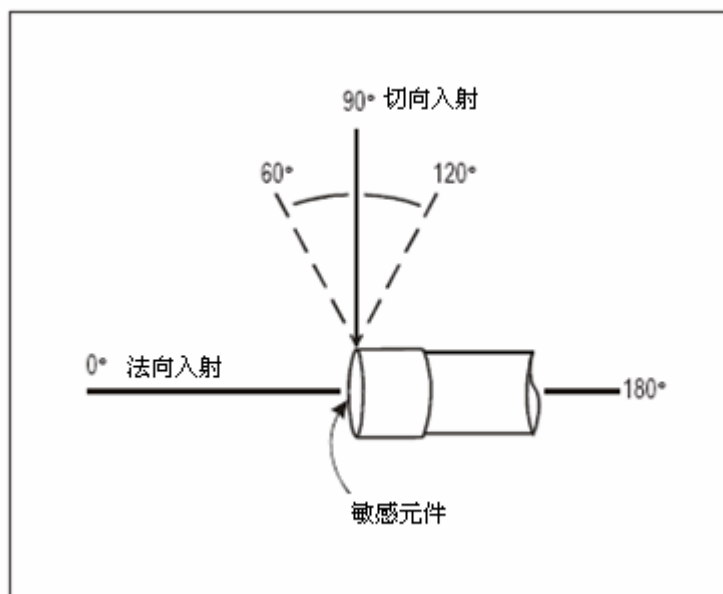


图 A36-1 传声器的声入射角示意图

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

表 A36-1 传声器方向响应要求

A36.3.6 记录与重放系统

A36.3.6.1 记录与重放系统，如数字或磁带记录器、计算机系统或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和/或数据采样率必须满足 A36.3.6.2 到 A36.3.6.9 的规定。必须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 三分之一倍频程任意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，必须在 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演示。

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：测量系统部件的级线性可根据修订的 IEC 61265 所述的方法进行测试。

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 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 测量系统中允许范围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 中有关用于分析的频率带宽、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 中定义的“慢”时间加权；
- (d) 在读出数据或分析仪重置期间，分析系统不处理声压信号而丢失数据的持续时间不超过 5ms；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±1dB
1 秒	-1.75±0.75dB
1.5 秒	-1±0.5dB
2 秒	0.5±0.5dB

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±1dB，之后的上升和下降响应之和应为-7.5dB 或更低。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，必须在之后的处理中模拟“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。连续指数平均过程可用下面由四个采样平均过程导出的等式（ $k \geq 4$ ）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音校准器在已知频率上产生一个已知的声压级来确定。声音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 中国民用航空总局要求，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。对分析仪输出的三分之一倍频程声压级所做的校准调整，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总局报送。在有过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过载，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电子静态激励器，结合制造商提供的数据确定，或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总局报告。

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，必须用粉红噪声或伪随机噪声来确定，所用的噪声级在不超出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，由中国民用航空总局认可的机构进行标定。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，必须报送中国民用航空总局。

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，由中国民用航空总局认可的机构进行标定，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总局报送。

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 节入射方向的修正，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，由中国民用航空总局认可的机构进行标定，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。对分析仪输出的三分之一倍频程声压级所做的防风罩自由场插入损失修正，必须报送中国民用航空总局。

A36.3.10 环境噪声的调节

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，系统增益应设定在航空器噪声测量时的水平。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(a)），只有环境噪声至少比航空器的最大 PNL 值低 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）之内各点的航空器声压级，在每个三分之一倍频程内，必须比按 A36.3.10.1 条确定的平均环境噪声级至少高出 3dB，或必须按照中国民用航空总局批准的方法进行调整。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 为单位的噪声评定的度量标准。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间感觉噪声级 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 个三分之一倍频程内的瞬时声压级。

A36.4.1.3 噪声主观反应的评定标准 EPNL 是根据所测噪声的物理性质得到的,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),然后将呐值相加,得到瞬间感觉噪声级 $PNL(k)$ 。

(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 $PNLT(k)$:

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

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 $PNLTM$ 。

(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:

$$EPNL = PNLTM + D$$

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 中的呐表的数学公式,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 $n(i,k)$ 相加:

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

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的噪声（例如，最大离散频率成分或纯音），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，按下述方法计算声压级的变化（或“斜率”）：

$$s(3,k) = \text{无值}$$

$$s(4,k) = \text{SPL}(4,k) - \text{SPL}(3,k)$$

g

g

$$s(i,k) = \text{SPL}(i,k) - \text{SPL}(i-1,k)$$

g

g

$$s(24,k) = \text{SPL}(24,k) - \text{SPL}(23,k)$$

(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 $\text{SPL}(i,k)$ 。

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

(3) 对于所有其它情况，不必圈出声压级。

(d) 第四步：按如下计算出新的、调整后的声压级 $\text{SPL}'(i,k)$ ：

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

(2) 对于 1 至 23 频程中（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：

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

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

$$\text{SPL}' = \text{SPL}(23,k) + s(23,k)$$

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

$$s'(3,k) = s'(4,k)$$

$$s'(4,k) = \text{SPL}'(4,k) - \text{SPL}'(3,k)$$

g

g

$$s'(i,k) = \text{SPL}'(i,k) - \text{SPL}'(i-1,k)$$

g

g

$$s'(24,k) = \text{SPL}'(24,k) - \text{SPL}'(23,k)$$

$$s'(25,k) = s'(24,k)$$

(f) 第六步 对序号 i 从 3 至 23 的频程，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 频段起至 24 频段止, 按下述公式计算三分之一倍频段声压级的最后结果 $SPL''(i, k)$:

$$SPL''(3, k) = SPL(3, k)$$

$$SPL''(4, k) = SPL''(3, k) + \bar{s}(3, k)$$

g

g

$$SPL''(i, k) = SPL''(i-1, k) + \bar{s}(i-1, k)$$

g

g

$$SPL''(24, k) = SPL''(23, k) + \bar{s}(23, k)$$

(h) 第八步: 按下列公式计算原声压级与最终本底声压级之差 $F(i, k)$:

$$F(i, k) = SPL(i, k) - SPL''(i, k)$$

并只记下等于或大于 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段 (3 至 24) 的纯音修正因子。

(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 $C(k)$ 。(纯音修正程序的例子于本规定现行有效的咨询通告中给出。) 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 个三分之一倍频段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段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 $SPL'(i, k)$ 的修正值, 用来计算相应三分之一倍频段修正的纯音修正因子。其他去除虚假纯音修正的方法必须经过认可。

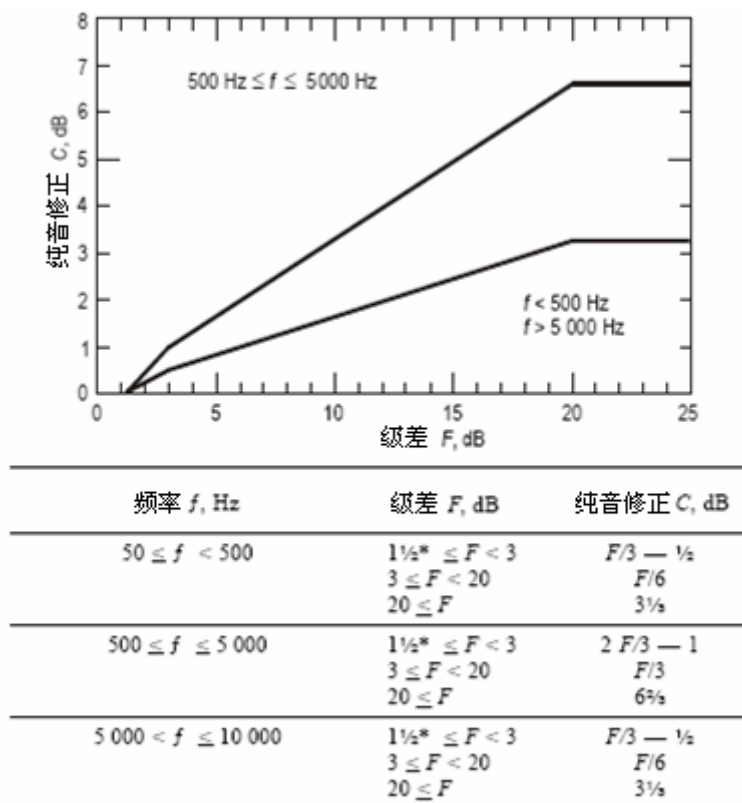


表 A36-2 纯音修正因子

A36.4.3.2 对于一个显著的纯音，如果其所对应的频率被记录在两个相邻的三分之一倍频程中，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中被记录，或者
- (b) 如果显著的纯音在两个相邻的三分之一倍频程中被记录，则能够将其修正到完全记录在单个三分之一倍频程中的数值。

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 的程序计算出的纯音修正感觉噪声级 PNL $T(k)$ 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，图中已经明确标出了最大值。

注 2：如果没有纯音修正因子，PNLTM 就等于 PNL M 。

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出现在不同三分之一倍频程上，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。

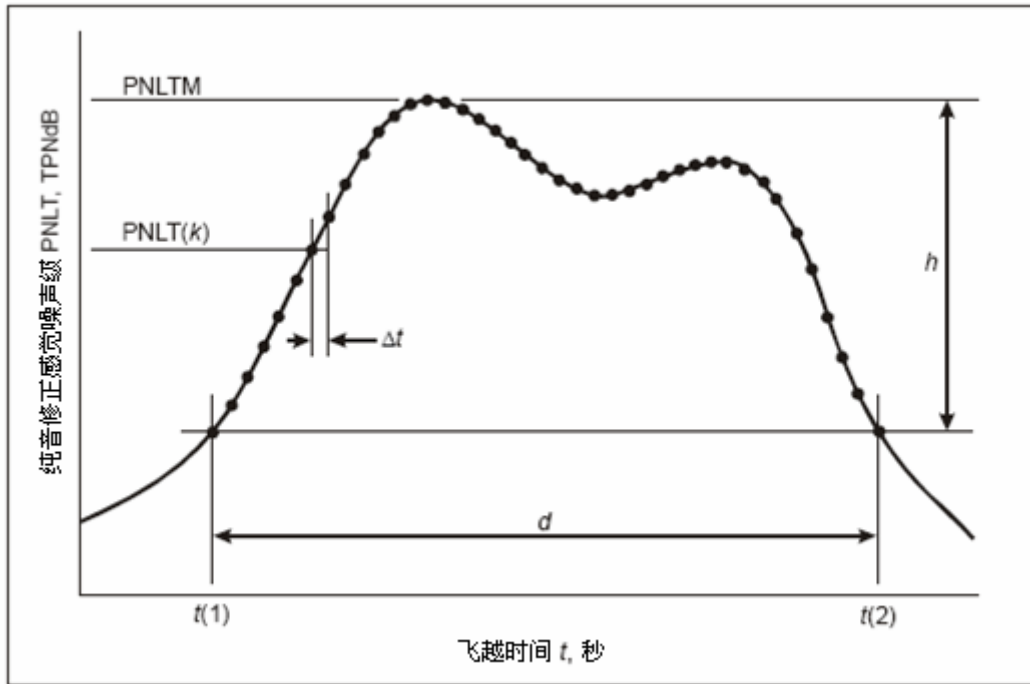


图 A36-2 纯音修正感觉噪声级作为航空器飞越时间的函数的示例

A36.4.5 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 PNLTM-10 的时间起点，在时间 $t(2)$ 之后，PNLT 保持总是小于 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：

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

式中 Δt 是为计算 PNLT(k) 所用的等时间增量，而 d 是精确到 0.5 秒的时间间隔，在该时间间隔内 PNLT(k) 大于或等于 PNLTM-10。

A36.4.5.3 为了获得一个满意的感噪声级时间历程，必须使用：

- (a) 时间间隔 Δt 取 0.5 秒；或者
- (b) 使用更短的时间，连同经过批准的限定值和常数。

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

$T=10$ 秒，且 $\Delta t=0.5$ 秒（或批准的采样时间间隔）。

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 PNLTM-10 的点所确定的持续时间。

A36.4.5.5 使用 A36.4.5.2 中的程序，如果 PNLTM-10 的限定值落在 PNLT(k) 的计算值之

间（通常如此），则必须选取靠近 PNLTM-10 的 PNL $T(k)$ 值作为持续时间间隔的界限。对于出现 PNL $T(k)$ 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 有效感觉噪声级

飞行器噪声对人的总体主观效应，以有效感觉噪声级（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 中的程序计算。

A36.4.7 呐表的数学公式

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

A36.4.7.2 数学公式的基础是：

- (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) ）；且
- (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 使用以下公式计算呐值：

- (a) SPL \geq SPL (a)

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

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

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

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

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

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

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

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。

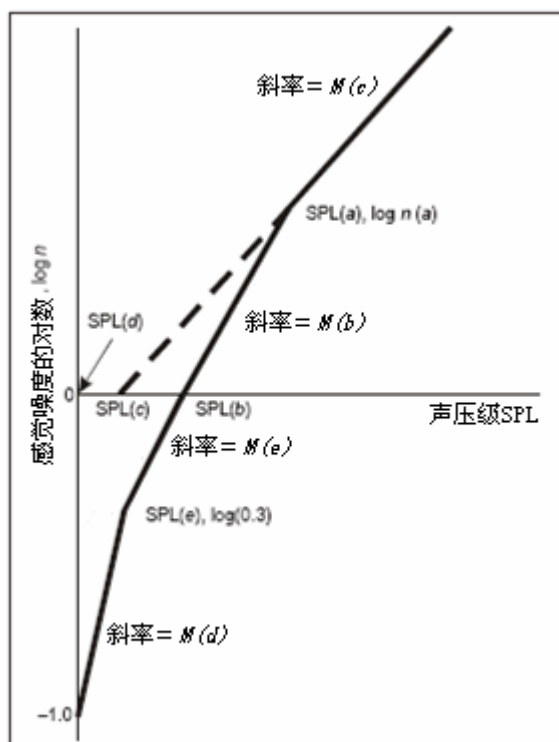


图 A36-3 作为声压级函数的感觉噪声

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	↑	0.068160	-
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	0.030103	↑	0.034859
10	400	∞	40	40	16	25	0.030103	↑	↑	↑
11	500	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
12	630	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
13	800	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
14	1 000	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
15	1 250	↑	38	38	15	23	0.030103	↑	0.053013	0.034859
16	1 600	↑	34	34	12	21	0.029960	↑	0.053013	0.040221
17	2 000	↑	32	32	9	18	↑	↑	-	0.037349
18	2 500	↑	30	30	5	15	↑	↑	0.047712	0.034859
19	3 150	↑	29	29	4	14	↑	↑	-	↑
20	4 000	↑	29	29	5	14	↑	↑	0.053013	↑
21	5 000	↑	30	30	6	15	↑	↑	-	0.034859
22	6 300	∞	31	31	10	17	0.029960	0.029960	0.068160	0.037349
23	8 000	44.3	37	34	17	23	0.042285	↑	0.079520	-
24	10 000	50.7	41	37	21	29	-	-	0.059640	0.043573

表 A36-3 呐值数学计算公式中的常量

第 A36.5 条 向中国民用航空总局报送数据

A36.5.1 概述

A36.5.1.1 代表着物理测量的数据和对物理测量进行修正所使用的数据，必须按经批准的形式永久性地记录下来，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总局报送，并经中国民用航空总局批准，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，用三分之一倍频程声压级表示。测量设备必须符合本附件第 A36.3 条所述的标准。

A36.5.2.2 申请人必须报送用以测量和分析声学性能和气象数据的设备的厂商和型号。

A36.5.2.3 申请人必须报送每次试验过程中或紧接着试验的前后，在本附件第 A36.2 条中规定的各观测点测得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) 飞机和发动机的类型、型号和序号（如有）；
- (b) 飞机的外廓尺寸和发动机的位置；
- (c) 每次试验时飞机的总重量和每个试验系列的重心范围；
- (d) 每次试验飞机的构型，如襟翼、减速板和起落架位置；
- (e) 如果安装辅助动力装置（APU），其在每次试验中是否工作；
- (f) 每次飞行试验中发动机引气和发动机功率提取的状态；
- (g) 每次飞行试验的指示空速，千米/小时（海里/小时）；
- (h) 发动机性能数据：

(1) 对喷气式飞机：每次飞行试验从飞机仪表和厂商提供的数据获得的发动机性能参数，包括静推力、发动机压比、排气温度和风扇或压气机转速；

(2) 对螺旋桨飞机：每次飞行试验从飞机仪表和厂商提供的数据获得的发动机性能参数，包括刹车马力、剩余推力（或等效轴马力，或发动机扭矩）和螺旋桨转速；

- (i) 每次飞行试验飞机的航迹和地速；

(j) 申请人必须报告飞机是否进行过改装或装有可能影响飞机噪声特性的非标准设备。任何这样的改装和非标准设备必须经中国民用航空总局批准。

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测量的结果修正到本规定附件 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%置信区间并报送。每一个这样的数值是在相应的测量站（飞越，进场或横侧）对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，计算每个传声器测量值的算术平均值；

(b) 使用本段(a)中的值计算每一基准条件（飞越，横侧或进场）的全部算术平均值，置信度为 90%。

A36.5.4.2 三项噪声合格审定中，每一个测量点的最小样本数是六个。样本数必须足够地大，以便三项噪声合格审定中的每一个平均噪声级，在统计上所确立的 90%置信区间都不超过 $\pm 1.5\text{EPNdB}$ 。除非中国民用航空总局另有规定，任何试验结果都不得在平均运算过程中略去。

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 $\text{PNL}(k)$ 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 个三分之一倍频程中，原始声压级与最终背景声压级之差。
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 10000Hz 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。
$\log n(a)$		呐值间断点坐标。代表 SPL 随 $\log n$ 变化的两条直线交点的 $\log n$ 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 个三分之一倍频程中的感觉噪度。
$n(k)$	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	PNdB	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声压级的变化。
$\bar{s}(i,k)$	dB	声压级平均斜率。
SPL	dB 基准 20 μ 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 μ Pa	呐值间断点的坐标。代表 SPL 随 $\log n$ 变化的直线交点的 SPL 值。
SPL(b) SPL(c)	dB 基准 20 μ Pa	呐值曲线的截距。代表 SPL 随 $\log n$ 变化的直线在 SPL 轴的截距。
SPL(i,k)	dB 基准 20 μ 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 μ Pa	调整后的声压级。在第 k 时段第 i 个三分之一倍频程中，对本底声压级的第一次近似值。
SPL(i)	dB	最大声压级。在 PNLTM 频谱的第 i 三分之一倍频程

	基准 20 μPa	上出现的声压级。
$\text{SPL}(i)_r$	dB 基准 20 μPa	修正后的最大声压级。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的声压级。
$\text{SPL}^n(i,k)$	dB 基准 20 μPa	最终本底声压级。在第 k 时段第 i 个三分之一倍频程中，对本底声压级的最终近似值。
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 PNL(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。
$t(^{\circ}\text{C}) (^{\circ}\text{F})$	$^{\circ}\text{C}, ^{\circ}\text{F}$	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 海里/小时)，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 海里/小时)，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	进场角
η_r	度	基准进场角
θ	度	噪声角（相对于飞行航迹）。飞行航迹与传声路径之间的夹角。对于实测飞行航迹和修正的飞行航迹，其值相同。
ψ	度	噪声角（相对于地面）。传声路径与地面的夹角。对于实测飞行航迹和修正的飞行航迹，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 所做的调整。
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 所做的调整。

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 中规定的程序来确定。

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：

$$\alpha(i) = 10^{\left[2.05 \log(f_0/1000) + 6.33 \times 10^{-3} \theta - 1.45325\right]} + \eta(\delta) \times 10^{\left[\log(f_0) + 4.6833 \times 10^{-3} \theta - 2.4215\right]}$$

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 中公式计算时要使用的值。必要时使用二次插值。

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		

必要时用二次插值

表 A36-4 $\eta(\delta)$ 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	1 000	1 000
80	80	1 250	1 250
100	100	1 600	1 600
125	125	2 000	2 000
160	160	2 500	2 500
200	200	3 150	3 150
250	250	4 000	4 000
315	315	5 000	4 500
400	400	6 300	5 600
500	500	8 000	7 100
630	630	10 000	9 000

表 A36-4 f_0 的值**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至时，必须用本节的方法对实测的噪声数据作适当的调整。

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调整:

- (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 海里/小时) 时, 必须采用经中国民用航空总局批准的试验数据和/或分析来量化空速调整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 中所述的“完整”调整方法对起飞和进场试验的结果进行修正:

- (a) 使用“简化”方法时, 调整量在飞越时大于 8dB, 或在进场时大于 4dB, 或
- (b) 使用“简化”方法得到的飞越或进场噪声的最终 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 为起飞噪声测量站, AK_1 是滑跑开始点至飞越噪声测量点的距离。 K_2 为横侧噪声测量站, 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 是按本附录 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。

A36.9.2.2 进场剖面

注: 图 A36-5 表示一个典型的进场剖面。

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

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

(c) GI 是按本附录 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。

进场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总局批准。

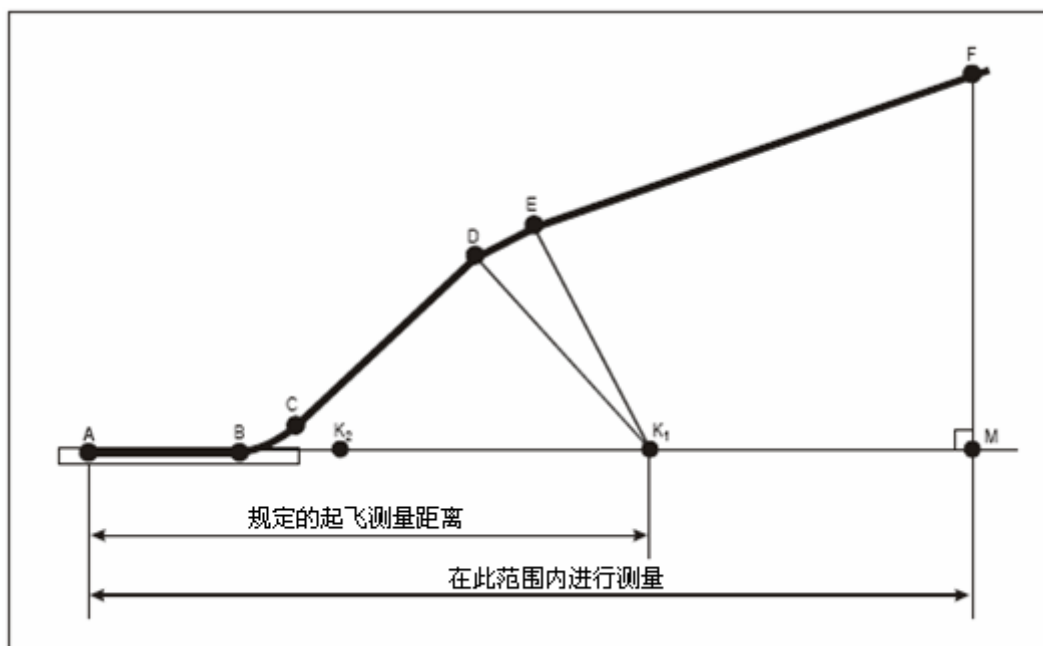


图 A36-4 典型的起飞剖面

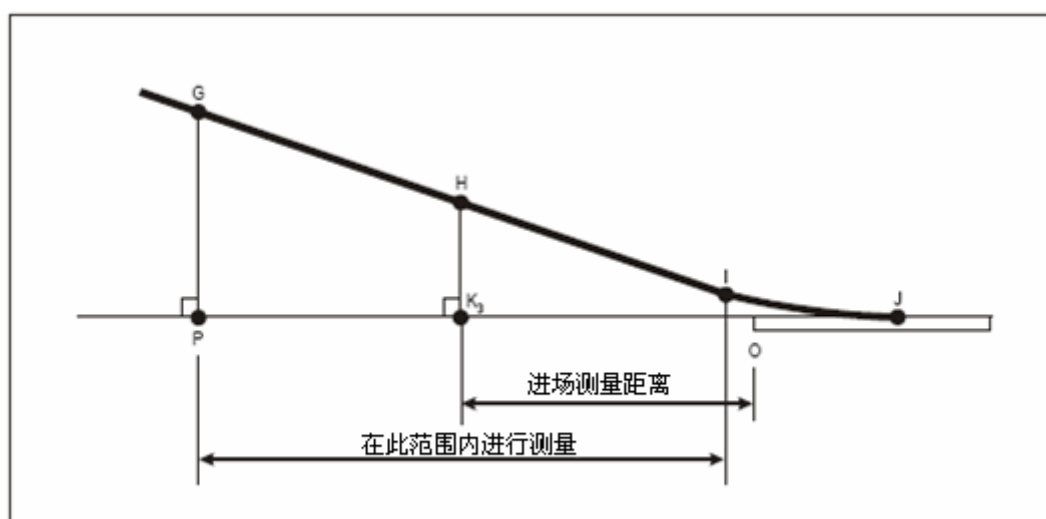


图 A36-5 典型的进场剖面

A36.9.3 调整的简化方法

A36.9.3.1 概述 如下所述，简化的调整方法包含在 PNLTM 时刻，由于测试条件与基准条件之间的差异而对从实测数据计算出的 EPNL 所作的调整。

A36.9.3.2 对 PNL 和 PNLT 的调整

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

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

(2) Q 代表噪声测量点 K 测量到噪声为 PNLTM 时，飞机在试验飞行航迹上的位置， Q_r 是在基准飞行航迹上对应的位置，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 $Q_r K_r$ 与各自的飞行航迹成相同的 θ 角而确定的。

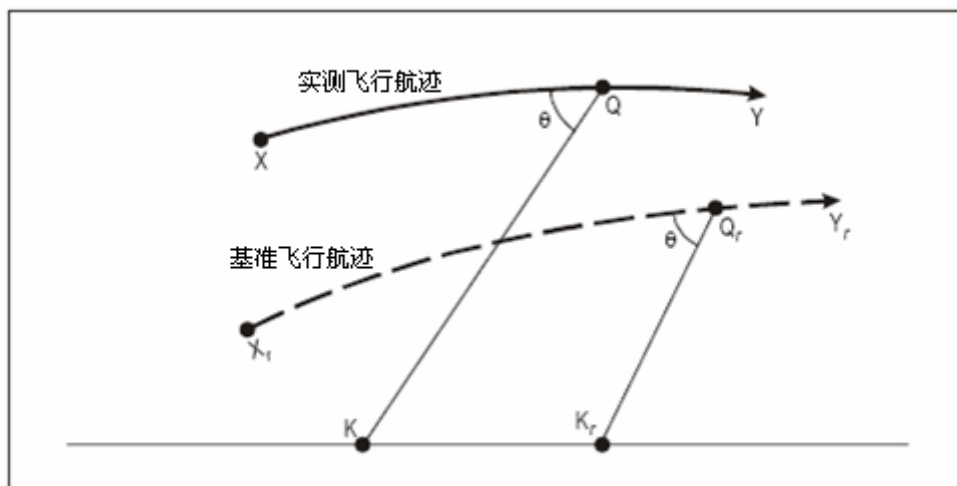


图 A36-6 影响声压级的剖面特性

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

(1) 图 A36-7(a)中，XY 代表部分试验飞行航迹（包括相应的用于计算横侧 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飞行航迹。

(2) Q 代表噪声测量点 K 测量到噪声为 PNLTM 时，飞机在试验飞行航迹上的位置。Q_r 是在基准飞行航迹上对应的位置。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 在规定的横侧线上，K_r 和 Q_r 的确定是假设 QK 和 Q_rK_r：

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

注：在横侧噪声测量的情况下，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。

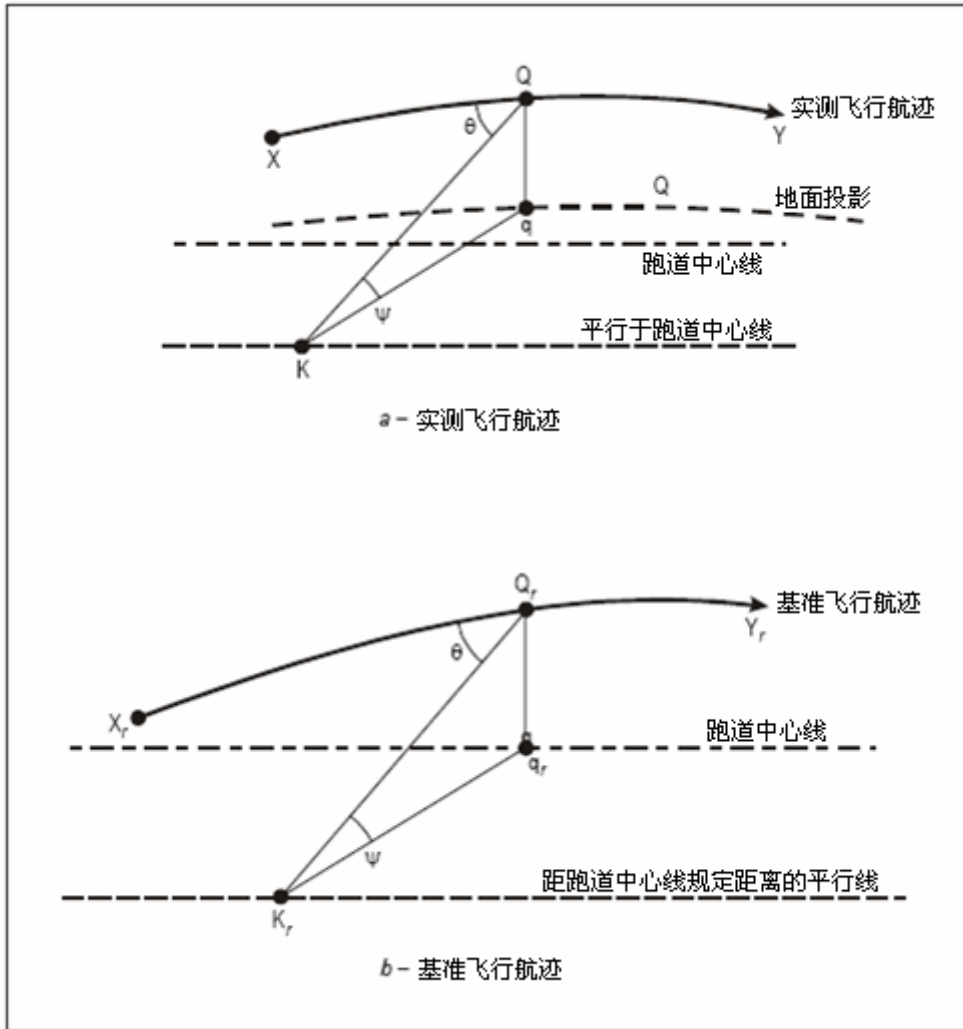


图 A36-7 横侧测量—基准测量站的确定

A36.9.3.2.1 构成 PNL（在 PNLTM 时 K 点测量到的 PNL）的三分之一倍频程（声压）级 $SPL(i)$ 必须调整到基准级 $SPL(i)_r$ 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) $0.001[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK$ 是考虑声衰减系数变化影响所作的调整， $\alpha(i)$ 和 $\alpha(i)_0$ 分别是根据本规定第 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影响所做的调整；

(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调整；

(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：

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

在此表达式中，

(1) $0.01[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK$ 是考虑声衰减系数变化影响所作的调整， $\alpha(i)$ 和 $\alpha(i)_0$ 分别是根据

本规定第 A36.7 条确定的试验和基准大气条件下的衰减系数：

- (2) $0.001\alpha(i)_0(QK-Q_rK_r)$ 是考虑传声路径长度变化对声衰减影响所做的调整；
- (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调整；
- (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 PNLT 修正

- (a) 将修正后的 $SPL(i)_r$ 值换算成 $PNLT_r$ ；
- (b) 使用如下公式计算修正项 Δ_1 ：

$$\Delta_1 = PNLT_r - PNLTM$$

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 PNLTM 的 2dB 之内有几个 PNLT 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，以得出相应的调整后的 PNLT 峰值。如果这些峰值超过了 PNLTM 时刻的值，则超出量的最大值作为进一步的调整量必须加到从实测数据算出的 EPNL 上。

A36.9.3.3 对持续时间修正的调整

A36.9.3.3.1 当在试验条件下测得的飞行航迹和/或地面速度不同于基准条件下的基准飞行航迹和/或地面速度时，必须对从实测数据算出的 EPNL 值进行持续时间调整。这种调整必须按下述方法计算。

A36.9.3.3.2 对图 A36-6 中所示的飞行航迹，调整项按下式计算：

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

将 Δ_2 按代数和加到由实测数据算出的 EPNL 上。

A36.9.3.4 源噪声调整

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规定的参数之间的差异，必须计算和应用源噪声调整。调整量由经中国民用航空总局认可的、制造商提供的数据来确定。用于这种调整的典型数据在图 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在横侧、飞越和进场噪声测量时计算源噪声修正。

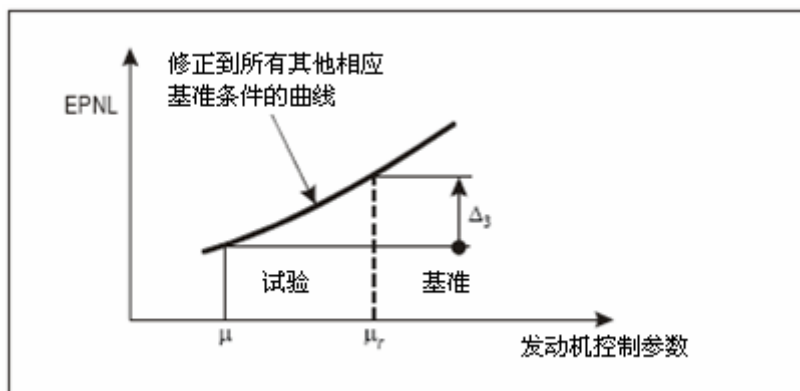


图 A36-8 噪声推力修正

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，计算出调整项 Δ_3 ，并且按代数和加到由实测数据算出的 EPNL 上。

A36.9.3.5 对称性调整

A36.9.3.5.1 对横侧噪声值（在 B36.4(b)规定的测量点测定）的对称性调整，按以下步骤进行：

(a) 如果对称测量点是主横侧噪声测量线上获得的最大噪声级的点的对称点，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)）。审定噪声级是这两曲线平均值的最大值。

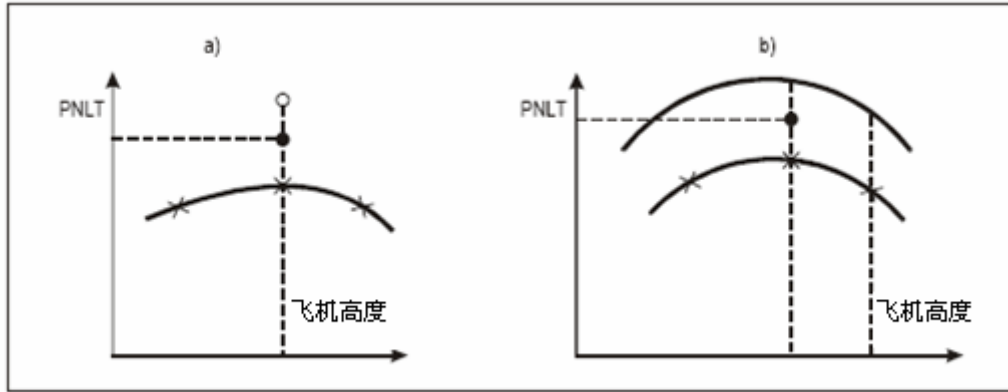


图 A36-9 对称性修正

A36.9.4 调整的完整方法

A36.9.4.1 概述 如本节所述，完整的调整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 PNLT 时间历程，和用新的时间历程直接计算 EPNL。其中主要原则见 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)中所述的部分试验飞行航迹和基准飞行航迹，包括相应的用于计算飞越和进场 EPNL 的噪声时间历程。在图 A36-10 中：

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

(2) 点 Q_0 , Q_1 , Q_n 分别代表在 t_0 , t_1 和 t_n 时刻飞机在实测飞行航迹上的位置。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_1 时刻在基准的测量点 K_r 观测到基准飞行航迹上声压级为 $SPL(i)_{r1}$ 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，与其各自的飞行航迹成 θ_1 角。同样地， Q_{r0} 和 Q_m 是对应于实测飞行航迹上的 Q_0 和 Q_n 在基准飞行航迹上的点。 Q_0 和 Q_n 的选择使所有在 Q_{r0} 和 Q_m 之间的、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。

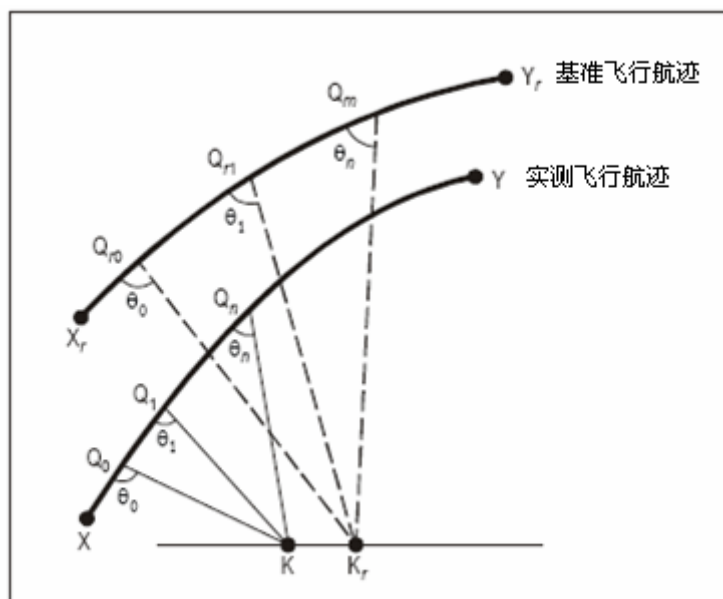


图 A36-10 完整的调整方法中实测与基准飞行航迹的对应

(b) 图 A36-11(a)和(b)给出了(b)(1)和(2)中所述的部分试验飞行航迹和基准飞行航迹, 包括相应的用于计算横侧 EPNL 的噪声时间历程。

(1) 图 A36-11(a)中, XY 代表部分实测飞行航迹, 包括相应的用于计算横侧 EPNL 的噪声时间历程; 图 A36-11(b)中, X_rY_r 代表对应的部分基准飞行航迹。

(2) 点 Q₀, Q₁, Q_n 分别代表在 t₀, t₁ 和 t_n 时刻飞机在实测飞行航迹上的位置。点 Q₁ 是 t₁ 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 t₁ 时刻在基准的测量点 K_r 观测到基准飞行航迹上声压级为 SPL(i)_{r1} 的噪声发射点。Q₁K 和 Q_{r1}K_r 分别是实测的和基准的传声路径。同样地, Q₀ 和 Q_n 是对应于实测飞行航迹上的 Q₀ 和 Q_n 在基准飞行航迹上的点。Q₀ 和 Q_n 的选择使所有在 Q_{r0} 和 Q_{rm} 之间的、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, 并且 K_r 在特定的横侧线上, 因此, 按以下要求确定 K_r 和 Q_{r1} 的位置:

(i) Q₁K 和 Q_{r1}K_r 分别与其各自的飞行航迹成 θ₁ 角。

(ii) 用中国民用航空总局批准的方法, 使角 ψ₁ 和 ψ_{r1} 之间的差别最小。由于几何上的原因, 一般不可能选取到 K_r, 使 ψ₁ 和 ψ_{r1} 保持相等的同时满足 A36.9.4.2(b)(2)(i) 中的条件。

注: 对于横侧噪声的测量, 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。

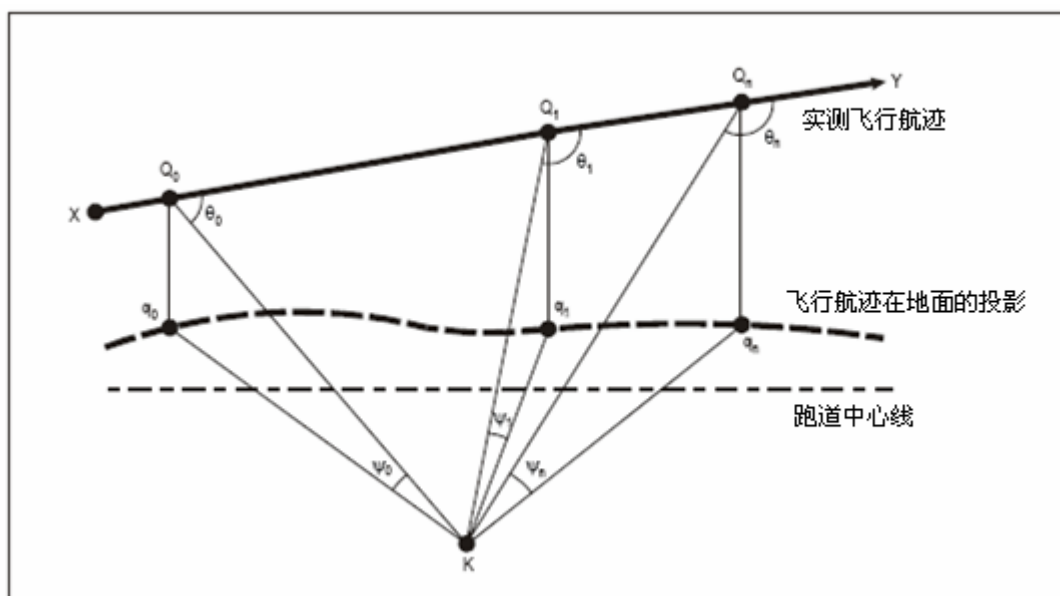


图 A36-11(a) 实测飞行航迹

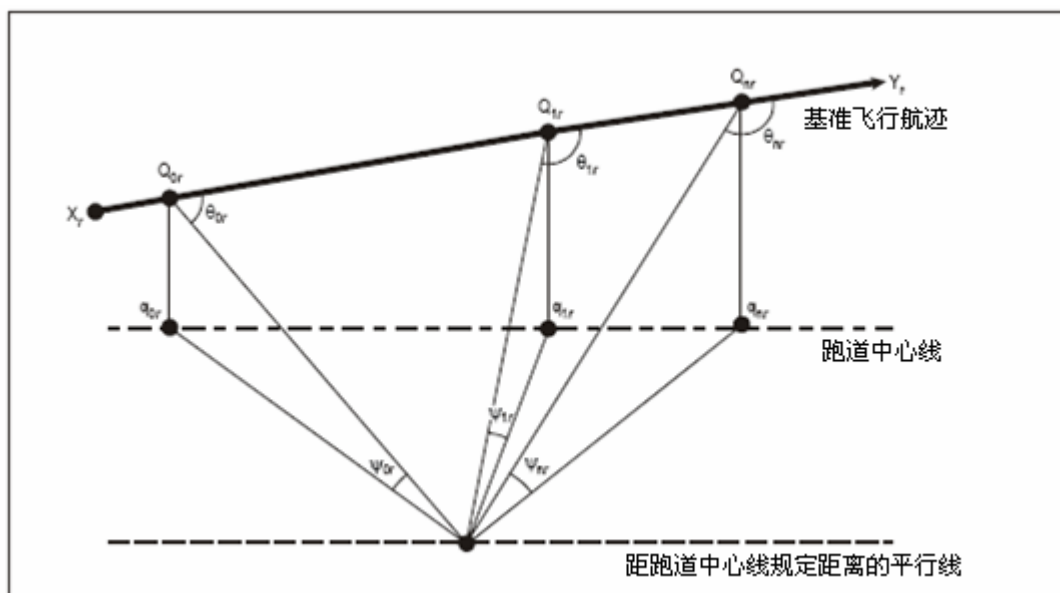


图 A36-11(b) 基准飞行航迹

A36.9.4.2.1 在 A36.9.4.2(a)(2)和(b)(2)中的时刻 t_{r1} 比 t_1 晚 (因为 $Q_{r1}K_r > Q_1K$), 分别相差:

(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)中描述的飞行航迹, 减推力或功率的使用可形成全推力或功率下的和减推力或功率下的试验和基准飞行航迹。当它们之间的过渡阶段对最后的结果有影响时, 必须使用经过批准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 为了说明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 $SPL(i)_1$ 的值必须用本附录 A36.9.3.2.1 的方法调整到基准值 $SPL(i)_{r1}$ 。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, 必须用本附录 A36.4.3 节所述方法分析 $SPL(i)_r$ 的值来确定纯音修正因子 C_1 , 并加到 PNL_{r1} 上去求得 $PNLT_{r1}$ 。使用本段所述的处理方法, 必须在 t_0 到 t_n 的时间区间上计算 $PNLT_r$ 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})。然后用使用本附录 A36.4.5.1 中规定的方法确定持续时间修正, 以得到 $EPNL_r$ 。

A36.9.4.4 源噪声调整

A36.9.4.4.1 必须用本附录 A36.9.3.4 中的方法确定源噪声调整量 Δ_3 。

A36.9.5 飞行航迹的识别位置

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	噪声合格审定进场航迹的起点
H	进场航迹上噪声测量站正上方的对应点
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	横侧噪声测量点
K_3	进场噪声测量点
M	噪声合格审定起飞航迹地面投影的终点
O	跑道进场端的入口
P	噪声合格审定进场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 $PNLTM$ (见 A36.9.3.2) 时的位置
Q_r	在修正后的起飞航迹上对应于 K 站测得 $PNLTM$ (见 A36.9.3.2) 时的位置
V	飞机试验时的飞行速度
V_r	飞机基准速度

A36.9.6 飞行航迹的距离

距离	单位	意义
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_rK_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。
K_3H	米（英尺）	飞机进场高度。飞机在进场测量点正上方时的高度。
OK_3	米（英尺）	进场测量距离。沿跑道中心线延长线，从跑道入口到进场测量点的距离
OP	米（英尺）	进场飞行航迹地面投影距离。沿跑道中心线延长线，从跑道入口到进场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]

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，或经批准的等效程序，来确定飞机的噪声级。飞机的噪声级必须符合本附件的要求。

(b) 对于第四阶段飞机，国际民用航空公约附件 16，第 I 卷第三版，2002 年 3 月 21 日颁发的第 7 修正案中的附录 2，可以作为噪声测量和评定所选择的方法。

第 B36.2 条 噪声评定的度量

噪声评定的度量标准是按本规定附件 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，飞机在下列各点的噪声级不得超过第 B36.5 条的规定：

(a) 横侧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。如经中国民用航空总局批准，可以假设，在起飞推力下最大的横侧噪声点为跑道中心延长线上对应飞机距地高度为 300 米（985 英尺）的点。对于第一阶段或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的飞机，对应最大横侧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) 进场基准噪声测量点：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，则需要对位置差异进行修正，方法与将试验飞行航迹修正至基准飞行航迹的方法相同。

(b) 申请人必须用足够数量的横侧噪声测量点向中国民用航空总局演示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，由于其本身横侧噪声的非对称性，应同时对每一个噪声测量点在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 36.7(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）或更小时为 93EPNdB。

(2) 横侧和进场：最大重量等于或大于 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小于 20247 公斤（44673 磅）时为 89EPNdB；

(ii) 三台发动机的飞机：最大重量等于或大于 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小于 28675 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少于 48195 公斤（106250 磅）时为 89EPNdB。

(2) 横侧：不管发动机的数量，最大重量等于或大于 400000 公斤（882000 磅）时，为 103EPN，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小于 35018 公斤（77200 磅）时为 94EPNdB。

(3) 进场：不管发动机的数量，最大重量等于或大于 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小于 35018 公斤（77200 磅）时为 98EPNdB。

(d) 对于任何第四阶段飞机，其飞越、横侧和进场最大噪声级为国际民用航空公约附件 16，第 I 卷第三版，2002 年 3 月 21 日颁发的第 7 修正案中的第 4 章，第 4.4 段和第 3 章，

第 3.4 段中规定的最大噪声级。

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，如果在一个或两个测量点处的最大噪声级超过规定值，必须满足以下条件：

- (a) 超出值的总和不得大于 3EPNdB；
- (b) 任一点处的超出值不得大于 2EPNdB；并且
- (c) 任何超出值必须有其他一点或各点的减少量抵消。

第 B36.7 条 噪声合格审定基准程序和条件

(a) 一般条件：

- (1) 所有基准程序必须满足本规定第 36.3 条的要求。
- (2) 飞机性能和飞行航迹的计算必须使用经过中国民用航空总局的批准的基准程序。
- (3) 申请人必须使用本条(b)和(c)中起飞和进场的基准程序。
- (4) [备用]
- (5) 基准程序必须根据以下的基准条件确定。用于计算大气吸收系数时，基准大气就温度和相对湿度而论是均匀的。

- (i) 海平面大气压力为 1013.25 百帕 (2116 磅每平方英尺)；
- (ii) 外界空气温度为 25°C (77°F)，即，国际标准大气状态+10°C；
- (iii) 相对湿度为 70%；
- (iv) 无风；
- (v) 为了定义起飞和横侧噪声测量的基准起飞剖面，规定跑道梯度为零。

(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，必须使用平均起飞推力或功率。使用的起飞推力 / 功率必须是飞机飞行手册中性能部分中给出的，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，不得将推力或功率减少至低于维持以下各项所需的功率，取其中的最大者：

- (i) 4%的爬升梯度；或
- (ii) 多发飞机，一发不工作时的水平飞行。

(3) 为测定全功率横侧噪声级，应在使用全起飞功率而没有推力或功率降低的基础上计算基准飞行航迹。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，可作为确定横侧噪声级的备用方法。

(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 ($V_2 + 10$ 海里 / 小时)，但不大于 $V_2 + 37$ 千米 / 小时 ($V_2 + 20$

海里 / 小时)。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噪声合格审定要求的最大起飞重量。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审定过程中，按照飞行手册中规定的程序和限定范围，符合飞行试验要求的发动机的平均。由此确定推力 / 功率与控制参数（例如，N1 或 EPR）之间的关系。审定试验中进行的噪声测量值应该用此关系进行修正。

(c) 进场基准程序

进场基准飞行航迹计算如下：

(1) 飞机稳定地沿着 3°的下滑道飞行；

(2) 对亚音速飞机，在进场测量点上方时，稳定发动机的推力和功率，使进场速度保持在 $V_{REF} + 19$ 千米 / 小时 ($V_{REF} + 10$ 海里 / 小时)。 V_{REF} 为“基准着陆速度”，其定义为：具有特定着陆构型的飞机，在人工着陆时，为确定着陆距离下降通过着陆屏幕高度点时飞机的速度。必须在进场测量点上方建立并保持进场速度；

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

(4) 着陆时飞机的重量应是本节(c)(3)段中按照噪声合格审定要求规定的，在着陆构型下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：飞机重量为审定要求的重量，包括升力和阻力装置在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经中国民用航空总局批准。

(b) 试验程序和噪声测量必须按照一个经批准的方式进行和处理，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) 获得的声学数据应按附件 A 所述的方法调整到本章所规定的基准条件。速度和推力的调整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，对起飞和进场 EPNL 必要的调整分别不应超过 2EPNdB 和 1EPNdB。必须使用经中国民用航空总局批准的数据来确定起飞和进场两种试验条件下 EPNL 随重量的变化。由于进场飞行航迹偏离基准飞行航迹所必须进行的 EPNL 调整不得超过 2EPNdB。

(e) 对于进场试验， $3^\circ \pm 0.5^\circ$ 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调整到基准程序的方法必须经中国民用航空总局批准。对于起飞的调整量不超过 16EPNdB，对进场的不超过 8EPNdB。如果调整量分别超过 8EPNdB 和 4EPNdB，则所得结果要低于第 B36.5 条规定的限制噪声级 2EPNdB 以下。

(g) 在起飞、边线、进场试验过程中，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 $\pm 3\%$ 内。这需要参考飞行员空速表来确定。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 海里)，并且由机上的中国民用航空总局审查代表

判断是由于大气紊流引起的，则可认为此次噪声合格审定飞行因受大气紊流影响过大而取消。

[2007年4月15日第一次修订]

附件 C-E [备用]

[2007年4月15日第一次修订]

附件 F 对在 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 一般试验条件

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、报送和批准

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

对第 36.1 条和第 36.501 条(b)中规定的螺旋桨小飞机, 本附件规定噪声级限制和数据测量以及修正的程序。

B 部分 噪声测量

第 F36.101 条 一般试验条件

(a) 试验场必须是较平坦的地形, 没有那些吸声特性过大的茂密、高大的杂草或灌木、树林。在测量点位置上方, 轴线垂直于地面, 半锥角为 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) 无降雨。

(2) 相对湿度不得高于 90%或低于 30%。

(3) 高于地面 10 米(33 英尺)处, 环境温度不得低于 5°C(41°F)或高于 30°C (86°F)。

如果测量点距机场气象测量站在 1.83 千米(1 海里)以内, 允许使用机场报告的温度。

(4) 高出地面 10 米(33 英尺)处, 报告的风速不得超过 19 千米/小时 (10 海里/时)。若报告的风速大于 7 千米/小时 (4 海里/时), 则飞行方向与风向的夹角必须在 $\pm 15^\circ$ 以内, 并且顺风向和逆风向的飞行次数必须相同。如果测量点在距离机场的风速表 1.83 千米 (1 海里)范围之内, 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异常的风等条件。

(6) 飞行试验程序、测量设备和噪声测定程序必须经过中国民用航空总局批准。

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

第 F36.103 条 声学测量系统

声学测量系统必须由与下述设备等效的经过批准的设备组成:

(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、分析系统的精度。

(b) 三角架或相似的传声器支架, 其对所测声音的干扰应最小。

(c) 录放设备的特性、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) 采用正弦波的声学校准器或声压级已知的宽带噪声声学校准器。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) 必须记录由飞机引起的噪声。磁带录音仪是可以使用的。
- (b) 系统的特性必须符合国际电工技术委员会(IEC)出版物第 179 号题为“精密声级计”中的要求。该文件已按中国民用航空规章第 36.6 条引用。
- (c) 在 45~11200 赫兹频率范围内, 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)规定的容差范围之内。
- (d) 如果因为设备动态范围的限制而有需要, 则记录通道必须具有高频预矫及重放时的逆向去矫。预矫必须这样来进行: 使 800~11200 赫兹之间的噪声信号的瞬间记录的声压级变化, 在最大与最小三分之一倍频带之间不超过 20dB。
- (e) 如果局方要求, 则记录的噪声信号必须按 IEC 出版物第 179 号(1973 年版)规定, 通过标有“慢”动态特性的“A”滤波器来判读。滤波器的输出信号必须送入有平方律检波及大约 1 秒或 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; 并且当局方要求分析磁带记录时, 分析设备必须按中国民用航空总局批准的方法进行电子学校准。
- (g) 当风速超过 11 千米/小时(6 海里/小时) 必须在测量航空器噪声的全部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, 以便它接收到的最大声音尽可能地和它所校准的方向相一致。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这两个目的, 必须在每次试验前和试验后, 立即在现场用声学校准器对系统进行有记录的声学校准。
- (c) 必须将系统的增益调到航空器噪声测量要用的级别。对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进行记录和测定。假如航空器声压级未超过背景声压级至少 10dB(A), 则必须使用经批准的方法来修正背景声压级对测得的声压级的影响。

第 F36.109 条 数据记录、报送和批准

- (a) 表述所测物理测量的数据或对所测数据的修正均必须以永久的形式记载下来并附于记录上, 但对标准设备响应偏差所作的测量修正不需报送。所有其它的修正都必须得到批准, 必须估算为求得最后数据而作的每步运算中固有的各个单独误差。
- (b) 凡应用符合本附件第 F36.105 条中所述技术要求的设备测得和修正的声压级, 都必须报送。
- (c) 用于测量和分析所有的声学、飞机性能和气象数据的设备类型都必须报送。
- (d) 在本附件第 F36.101 条中规定的测量点上, 每次试验前、试验后或试验期间, 当即测得的下述大气数据必须报送:
- (1) 空气温度和相对湿度;
 - (2) 最大、最小及平均风速。
- (e) 对于当地地形、地面覆盖物及可能干扰录音的事件的评述, 都必须报送。
- (f) 必须报送以下飞机资料:
- (1) 飞机、发动机和螺旋桨的型别、型号和序号(假如有的话);
 - (2) 可能影响飞机噪声特性的任何改装或非标准设备;
 - (3) 最大审定起飞重量;
 - (4) 每次飞越测量点时的空速, 以千米/小时表示。

- (5) 每次飞越时，用每分钟转数和其它有关参数表示的发动机性能：
- (6) 用已校准的航空器高度表、经过批准的照相技术或经过批准的追踪设备测得的以米表示的飞机高度；
- (g) 必须以经过批准的能保证和本附件的试验程序及条件相符合的足够数量的采样速率，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) 证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的平飞，这些平飞当经过测量点上空时均应在 300_{-30}^{+10} 米 (985_{-1000}^{+30} 英尺) 的高度，偏离测量点上空在 $\pm 10^\circ$ 的范围以内。

(b) 每次飞越试验必须在下述条件下进行：

(1) 功率必须不小于飞机飞行手册规定的、或经批准的手册资料、经批准的标牌或经批准的仪器标记的任意组合中所规定的正常使用范围内的最大功率。

(2) 必须以各螺旋桨转速相同、飞机处于巡航形态的稳定速度下飞行，但若在本段规定的功率状态下，飞机速度超过了平飞时允许的最大速度，则可以作加速飞行。

C 部分 数据修正

第 F36.201 条 数据的修正

(a) 当温度超过 $20^\circ \pm 5^\circ\text{C}$ ($68 \pm 9^\circ\text{F}$) 的范围或相对湿度低于 40% 时，必须将得到的噪声数据按中国民用航空总局批准的方法修正到 25°C (77°F) 和 70% 相对湿度。

(b) 必须使用本节(c)中规定的性能修正。修正量必须按本附件规定的方法来确定，并按代数和加到测得的值上。此修正量限于 5dB(A) 以内。

(c) 性能修正必须按以下公式计算：

$$\Delta\text{dB} = 49.6 - 201 \log_{10} \left\{ (3500 - D_{15}) \frac{R/c}{V_y} + 15 \right\}$$

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

R/C —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) 当起飞到 15 米 (50 英尺) 高度时的距离未列为经批准的性能资料时，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) 由试验结果必须得出平均的分贝(A)及其 90% 的置信度。这里的噪声级就是对所有飞越测量点的有效试验飞行所作的经过修正的声学测量值的算术平均数。

(b) 采样的次数必须足够多，以建立统计上不超过 $\pm 1.5\text{dB(A)}$ 的 90% 置信度。除非得到中国民用航空总局的批准，在取平均时不可略去任何试验结果。

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 部分和 C 部分中的规定所测得和修正的噪声数据来证明和本节相符合。

(b) 重量等于或低于 600 公斤 (1320 磅), 噪声级不得超过 68dB(A)。若重量大于 600 公斤 (1320 磅), 小于或等于 1500 公斤 (3300 磅), 噪声限制以 1dB/75 公斤 (1dB/165 磅) 的比率线性增加, 直到 1500 公斤 (3300 磅) 重量时为 80dB(A); 大于这个重量以后噪声限制保持为 80dB(A) 的恒定值。

附件 G 对在 1988 年 11 月 17 日或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 一般试验条件

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, 报送和批准

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

本附件对在第 36.1 条和第 36.501 条(c)涉及的螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机规定噪声级限制和测量噪声以及将这些数据修正到标准状态的程序。

B 部分 噪声测量

第 G36.101 条 一般试验条件

(a) 试验场必须是较平坦的地形，没有那些吸声特性过大的茂密、高大的杂草或灌木、树林。在测量点位置上方，轴线垂直于地面，半锥角为 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) 无降雨
- (2) 环境大气温度在 2.2°C 和 35°C 之间 (36°F 和 95°F)；
- (3) 相对湿度在 20% 和 95% 之间(含)；
- (4) 风速不可超过 19 千米/小时 (10 节) 和侧风不可超过 9 千米/小时 (5 节)，用 30 秒内平均数；

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

(6) 气象测量必须在地面以上 1.2 米 (4 英尺) 和 10 米 (33 英尺) 之间进行。若测量站在机场气象测量站 1.83 千米(1 海里)以内，可以用来自该气象站的数据。

(c) 飞行试验程序，测量设备和噪声测量程序必须由中国民用航空总局批准。

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

第 G36.103 条 声学测量系统

声学测量系统必须由具有下述特性的经过批准的设备组成：

(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、分析系统的精度。

(b) 三角架或相似的传声支架，其对所测音的干扰应最小。

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

(d) 采用正弦波的声学校准器或声压级已知的宽带噪声声学校准器。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) 必须记录由飞机引起的噪声。经批准的磁带记录仪、图示声级记录仪或声级计是可

接受的。

(b) 系统的特性必须符合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“对飞机噪声合格审定电一声测量设备”的要求，该两文件已按本规定第 36.6 条引用。声级计必须符合 IEC 第 651 号文规定 I 型声级计要求。

(c) 在 45~11200 赫兹频率范围内，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 号规定的容差范围之内。

(d) 如果因为设备动态范围的限制而有需要，记录通道必须增加高频预矫及重放时的逆向去矫。预矫必须这样来进行：使 800~11200 赫兹之间的噪声信号的瞬间记录的声压级变化，在最大与最小三分之一倍频程带之间不超过 20dB。

(e) 噪声输出信号必须按 IEC 出版物第 651 号文在标有“慢”动态特性的“A”滤波器上来判读。可以用图示声级记录仪、声级计或等效数字记录仪来记录。

(f) 设备必须用自由声场校准设备进行声学校准。当局方要求分析磁带记录时则分析设备必须按中国民用航空总局批准的方法进行电子学校准。如果适用，必须按本规定附件 A 中 A36.3.8 和 A36.3.9 的要求进行校准。

(g) 当风速超过 9 千米/小时(5 节)，必须在测量航空器噪声的全部过程中给传声器加上风罩。

第 G36.107 条 噪声测量程序

(a) 传声器必须是直径为 12.7 毫米的压力型，带有保护网格，安装于倒置的位置，使其传声器薄膜位于一个金属圆盘的上方 7 毫米，并与圆盘平行。这个涂了白漆的金属圆盘的直径必须是 40 厘米，并且至少厚 2.5 毫米，水平地并且与地面齐平地埋放在地上，圆盘的下方不得有空隙。传声器的位置必须在与试验飞机飞行路线垂直的圆盘半径上，距圆盘中心 3/4 半径处。

(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的目的，必须在每次试验前和试验后，立即在现场用声学校准器对系统作有记录的声学校准。如果用的是磁带记录仪或图示声级记录仪，必须利用粉红噪声或随机伪噪声对电系统的频响在试验期间所用满刻度读数一级的 10dB 之内进行确定。

(c) 必须将系统的增益调到航空器噪声测量要用的级别对环境噪声包括声学背景噪声和测量系统的电噪声在试验现场进行记录和测定。假如航空器声压级未超过背景声压级至少 10dB(A)必须用更靠近开始起飞滑跑点的起飞测量点，并且用批准的方法把结果修正到基准测量点。

第 G36.109 条 数据记录、报送和批准

(a) 代表物理测量的数据或对所测数据的修正均必须以永久的形式记载下来并附于记录上，但对标准设备的响应偏差所作的测量修正不需报送。所有其它的修正都必须得到批准。必须估算为求得最后数据而作的每步运算中固有的各个单独误差。

(b) 凡应用符合本附件第 G36.105 条中所述技术要求的设备测得和修正的声压级，都必须报告。

(c) 用于测量和分析所有的声学、飞机性能和气象数据的设备类型都必须报送。

(d) 在本附件第 G36.101 条中规定的测量点上，每次试验前、试验后或试验期间，当即测得的下述大气数据必须报送：

- (1) 环境温度和相对湿度；
- (2) 每次试验时的最大和平均风速以及风向；

(e) 对于当地地形、地面覆盖物及可能干扰录音的事件的评述，都必须报送；

(f) 必须用经批准的、不依赖正常飞行仪表的方法，如雷达跟踪、经纬仪三角定位或光学定标技术确定航空器相对于基准飞行轨迹的位置。

(g) 必须报送以下飞机资料：

- (1) 飞机、发动机和螺旋桨的型别、型号和序号(假如有的话)；
- (2) 可能影响飞机噪声特性的任何改装或非标准设备；
- (3) 最大审定起飞重量；
- (4) 对于每次飞行试验，用正常校准过的仪表所确定的飞越测量点高度时的空速和环境温度；

(5) 对于每次飞行试验，发动机性能参数诸如进气压力或功率、螺旋桨转速(rpm)和其它有关参数必须由正常校准过的仪表来测定。例如，当飞机装的是机械式转速表时，必须用一个精度在 $\pm 1\%$ 之内的独立装置，验证螺旋桨的转速。

(6) 必须用批准的方法记录飞机飞越测量站正上方时为作本附件第 G36.201 条要求的修正所需要的空速、位置和性能数据。

第 G36.111 条 飞行程序

(a) 噪声测量点是位于跑道中心线的延长线上距起飞滑跑点 2500 米 (8200 英尺)处。飞机必须在垂直于测量点方向 $\pm 10^\circ$ 和在基准高度 $\pm 20\%$ 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在每飞行一小时之后必须把重量调整到最大重量。每次飞行试验必须以最佳爬升率的指示空速 $V_y \pm 9$ 千米/小时 (5 节) 进行。全部试验、测量和数据修正程序必须由中国民用航空总局批准。

(b) 起飞基准飞行航迹必须按下列大气条件计算：

- (1) 1013.25 毫巴(1013.25 百帕)海平面大气压力；
- (2) 周围大气温度为 15°C (59°F)；
- (3) 相对湿度 70%；
- (4) 零风速；

(c) 起飞基准飞行航迹必须按下列两个假设阶段计算：

(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) 由申请方选择的恒定的起飞形态必须在本阶段保持不变，
- (iii) 在松开刹车时飞机的最大起飞重量必须是所请求作噪声合格审定的最大重量；
- (iv) 第一阶段长度必须与在水平的铺筑跑道上起飞的适航批准值相适应(或对于水上飞机则与相应值相适应)。

(2) 第二阶段

- (i) 第二阶段开始相对应于第一阶段结束。
- (ii) 飞机必须是在起落架收起的爬升形态(如果可以收起)，襟翼在第二阶段自始至终必须调定于相应的正常爬升位置。

(iii) 飞机速度必须是最佳爬升率速度 V_y 。

(iv) 对装有固定桨距的螺旋桨飞机，在第二阶段自始至终发动机必须保持起飞功率。对装有可变距螺旋桨或恒速螺旋桨的飞机，在第二阶段自始至终发动机必须保持起飞功率和转速。如果在到达基准点的过程中适航限制不允许使用起飞功率和转速，那么必须在此限制允许范围内一直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依据适航标准在起飞功率下所允许使用的最长时间。基准高度的计算应假设爬升梯度对应于每一功率设定。

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) 试验时的气象条件与基准条件之间的差别造成的大气吸声差别。
- (2) 实际的飞机飞行航迹与基准飞行航迹之间噪声路径的长度差别。
- (3) 试验和基准条件之间的螺旋方向桨尖马赫数的变化。
- (4) 试验和基准条件之间发动机功率的变化。

(b) 当试验条件在图 G1 规定范围以外时所得的噪声数据需要作大气吸声修正。必须用中国民用航空总局批准的方法把适用范围之外的噪声数据修正到 15°C (59°F) 和 70% 相对湿度。

(c) 不需对螺旋方向桨尖马赫数进行修正，如果螺旋方向桨尖马赫数：

(1) 0.70 或以下，其试验的螺旋方向桨尖马赫数是在基准的螺旋方向桨尖马赫数 0.014 之内。

(2) 大于 0.70 但等于或小于 0.80，其试验的螺旋方向桨尖马赫数是在基准的螺旋方向桨尖马赫数 0.007 之内。

(3) 大于 0.80，其试验的螺旋桨方向桨尖马赫数是在基准的螺旋方向桨尖马赫数 0.005 之内。对机械式转速表，如果螺旋方向桨尖马赫数大于 0.80，其试验的螺旋方向桨尖马赫数是在基准的螺旋方向桨尖马赫数 0.008 之内。

(d) 当试验条件在规定条件之外，必须用批准的程序或下列简化程序作修正：

(1) 必须用加上等于下式的值来把测得的声级从试验日气象条件修正到基准条件：

$$\Delta(M) = (H_T \alpha - 0.7H_R) / 304.8$$

式中 H_T 为试验飞机在噪声测量点正上方飞过时的以米表示的高度， H_R 是在基准条件下以米表示的高度， α 是试验日条件下在 500 赫兹处的吸声率，如机动车工程师协会(SAE) ARP866A 号文件所规定。该文件题为“评估飞机飞越噪声用的作为温度和湿度函数的大气吸声标准值”，已按本规定第 36.6 条引用。

(2) 必须用代数加法加上 $\Delta(1)$ 的值来对高度修正测得的声级分贝数。当试验日条件在图 G1 规定范围之内时，

$$\Delta(1) = 221 \log(H_T/H_R)$$

式中 H_T 为试验飞机在噪声测量点正上方飞过时的高度， H_R 为基准高度。当试验日条件在图 G1 规定范围之外时，

$$\Delta(1) = 201 \log(H_T/H_R)$$

(3) 必须用代数加法加上 $\Delta(2)$ 的值来对螺旋方向叶桨马赫数修正测得的声压级分贝数， $\Delta(2) = k \log(M_R/M_T)$

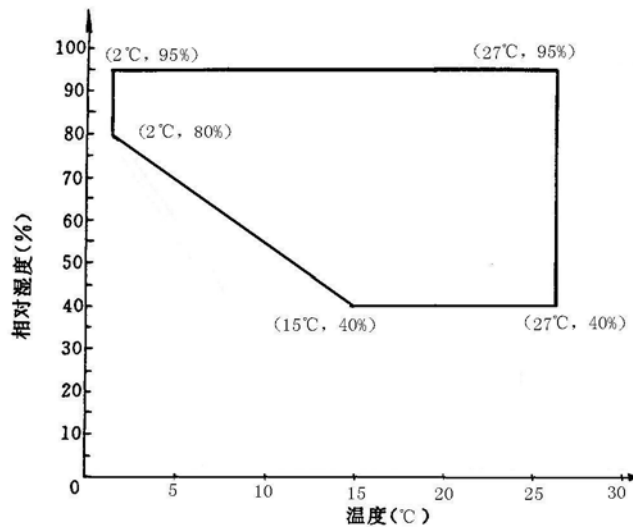


图 G1 不需作吸声修正的测量值窗口

这里 M_T 和 M_R 分别代表试验和基准桨尖马赫数。常数 k 等于由声级测量值 dB(A) 与桨尖马赫数关系曲线所得斜率。 k 值也可以从批准的数据中确定。当 M_T 小于 M_R 时 K 的标称值可以用 150。当 M_T 大于 M_R 时不得使用标称 k 值进行修正。基准螺旋方向桨尖马赫数 M_R 是相应于在测量点上方基准状态(转速、空速和温度)的马赫数。

(4) 用分贝计算的测得的声级必须对发动机功率用代数方法加上一个增量等于下式的值来进行修正:

$$\Delta(3) = 171 \log(P_R/P_T)$$

这里 P_T 和 P_R 是分别代表试验和基准发动机功率。

第 G36.203 条 结果的有效性

(a) 必须至少飞越测量点 6 次。必须由试验结果得出平均的噪声级(L_{Amax})值在 90% 的置信度范围以内。平均的噪声级就是对所有飞越测量点的有效试验飞行经过修正的声学测量值的算术平均数。

(b) 采样的次数必须足够多, 以建立统计上不超过 $\pm 1.5 \text{dB(A)}$ 的 90% 置信度。除非得到中国民用航空总局的批准, 在取平均时不可略去任何试验结果。

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 部分和 C 部分的规定所测得和修正的噪声数据来证明和本节相符合。

(b) 对于多发飞机和 2007 年 4 月 15 日以前收到原型机审定申请的单发飞机, 当航空器重量等于或低于 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), 噪声随飞机重量的对数线性地变化, 重量每增大一倍, 噪声增加 9.83dB(A)。直至达到 88dB(A), 即保持不变直至 8618 公斤(19000 磅)。图 G2 给出了噪声级限制与飞机重量的曲线。

(c) 对 2007 年 4 月 15 日及以后收到原型机审定申请的单发飞机, 当航空器的最大审定

起飞重量等于或低于 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), 噪声随飞机重量的对数线性地变化, 重量每增大一倍, 噪声增加 10.75dB(A)。直至达到 85dB(A), 即保持不变直至 8618 公斤(19000 磅)。图 G2 给出了单发飞机噪声级限制与飞机重量的曲线。

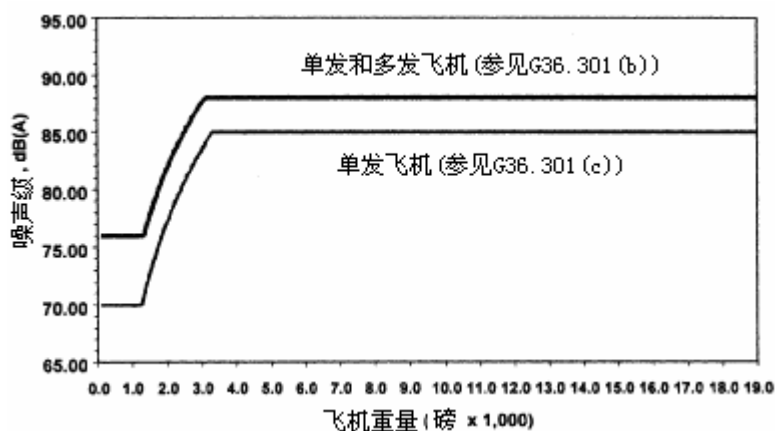


图 G2 噪声级与飞机重量曲线

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

附件 H 根据 H 章的直升机噪声要求

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 条的噪声测量

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 进场试验条件

第 H36.109 条 在地面接收到的直升机噪声的测量

第 H36.111 条 测得数据的报送与修正

第 H36.113 条 大气的声衰减

C 部分 根据第 36.803 条的噪声评定和计算

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 条的噪声限制

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 条确定的直升机的噪声要求，包括：

- (a) 根据 H 章的直升机噪声合格审定试验所必须遵循的条件和在每个试验过程中根据第 36.801 条测量直升机噪声必须使用的测量程序；
- (b) 根据第 36.803 条将测得的数据修正到基准条件所必须使用的程序和计算以有效感觉噪声级(EPNL)为噪声评定量的程序；
- (c) 根据第 36.805 条必须表明符合性的噪声限制。

第 H36.3 条 基准试验条件

(a) **大气条件** 飞机位置、性能数据和噪声测量必须修正到下列的噪声合格审定基准大气条件，即假定此条件存在于地面到飞机的高度位置：

- (1) 海平面压力 1,013.25 百帕(2116 磅每平方英尺)
- (2) 环境温度为 25°C(77°F)
- (3) 相对湿度为 70%
- (4) 无风

(b) **基准试验场** 基准试验场为平整的，且处在 10dB 降内各点的航迹的视线上没有障碍物。

(c) 起飞基准剖面

(1) 图 H1 给出了一个典型的起飞剖面，其中包括基准条件。

(2) 基准航迹定义为一条由起始点(距地面 20 米 (65 英尺) 高且在中心传声器位置前 500 米 (1640 英尺) 的点上)开始以 β 角向上倾斜的直线，此 β 角是由最低发动机性能合格审定的最佳爬升率和 V_y 定义的。恒定的爬升角 β 值是由制造商的数据(经中国民用航空总局批准的)导出的，用以确定基准条件的飞行剖面。恒定爬升角 β 由 C_r 开始，接着越过 A 站直到对应型号合格审定起飞航迹的终点(以 I_r 代表)。

(d) **水平飞越基准剖面** D_r 点代表水平飞越基准剖面的开始(见图 H2)，直升机以水平飞行从位置 D_r 接近，当在 A 点测量时直升机距地面 150 米 (492 英尺)。空速稳定在 $0.9V_H$ ； $0.9V_{NE}$ ； $0.45V_H + 120$ 千米/小时 ($0.45V_H + 65$ 节)； $0.45V_{NE} + 120$ 千米 / 小时 ($0.45V_{NE} + 65$ 海里 / 小时)，四者取小者。在整个 10dB 降的时间内旋翼稳定在最大连续 RPM 上。直升机水平越过 A 点，继续到达位置 J_r 。

(e) 为噪声合格审定， V_H 被定义为在有关最大合格审定重量、在海平面压力 1,013.25 百帕(2116 磅每平方英尺)，25°C (77°F) 环境条件下可获得的最大连续功率相对应的最小发动机扭矩所得到的平飞状态的空速。 V_{NE} 的值被称为为不可超越的空速。噪声合格审定使用的 V_H 和 V_{NE} 值必须列在旋翼机飞行手册上。

(f) 进场基准剖面

(1) 图 H3 给出了进场剖面，包括基准条件。

(i) 直升机的位置 E 代表进场剖面的开始。应在足够的距离(EK)内记录直升机的位置以确保按要求记录下直升机噪声较最大纯音修正感觉噪声级(PNLTM)10dB 降的时间段。基准飞行航迹， $E_r K_r$ 表明是在稳定的飞行条件运行，即扭矩，rpm，指示空速和 6° 进场角的下降率。

(ii) 试验进场剖面由进场角 β 以高度 AH 飞越 A 点正上方到达 K 点来确定，K 点为进场噪声合格审定剖面的结束点。试验进场角 β 必须在 5.5° 和 6.5° 之间。

(2) 直升机到达 H 点是沿着稳定的 6° 进场斜率并在整个 10dB 降的时间内都保持这一斜率。直升机通过位置 E 并继续沿着进场斜率，直至到达 K 点。

第 H36.5 条 符号和单位

在关于直升机噪声合格审定的本附件中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、进场)飞行航迹正下方、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开始
Cr	噪声合格审定起飞基准航迹的开始
D	噪声合格审定飞越航迹的开始
Dr	噪声合格审定飞越基准航迹的开始
E	噪声合格审定进场航迹的开始
Er	噪声合格审定进场基准航迹的开始
F	在起飞航迹上的且在测量站 A 正上方的位置
Fr	在基准起飞航迹上的且在测量站 A 正上方的位置
G	在飞越航迹上的且在测量站 A 正上方的位置
Gr	在基准飞越航迹上的且在测量站 A 正上方的位置
H	在进场航迹上的且在测量站 A 正上方的位置
Hr	在基准航迹上的且在测量站 A 正上方的位置
I	噪声型号合格审定起飞航迹的结束
Ir	噪声型号合格审定起飞基准航迹的结束
J	噪声型号合格审定飞越航迹的结束
Jr	噪声型号合格审定飞越基准航迹的结束
K	噪声型号合格审定进场航迹的结束
Kr	噪声型号合格审定进场基准航迹的结束
L	在测得的航迹上且对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
Lr	在基准航迹上且对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
M	在测得的飞越飞行航迹上，且对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
Mr	在基准的飞越飞行航迹上，且对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
N	在测得的进场飞行航迹上，且对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
Nr	在基准的进场飞行航迹上，且对应于在 A 站接收到 PNLTM 的位置
S	边线噪声测量站（注：其下标表示测量站相对航空器飞行方向的方位）

飞行剖面的距离

距离	单位	含义
AF	米	起飞的高度，即直升机距 A 站的垂直距离
AG	米	飞越的高度，即直升机距 A 站的垂直距离
AH	米	进场的高度，即直升机距 A 站的垂直距离

AL	米	测得的起飞噪声路径，即测得的直升机位置 L 距 A 站的距离
ALr	米	基准的起飞噪声路径，即基准的直升机位置 Lr 距 A 站的距离
AM	米	测得的飞越噪声路径，即测得的直升机位置 M 距 A 站的距离
AMr	米	基准的飞越噪声路径，即基准的直升机位置 Mr 距 A 站的距离
AN	米	测得的进场噪声路径，即由测得的直升机位置 N 到 A 站距离
ANr	米	基准的进场噪声路径，即由基准直升机位置 Nr 到 A 站的距离
CI	米	起飞航迹距离，即由直升机在起飞航迹上以一恒定的爬升角的 C 点开始，飞过 A 站然后直到直升机的位置无需再记录的 I 点的距离。
DJ	米	飞越飞行距离，即由 D 点直升机沿飞越航迹开始，飞过 A 站，然后直到直升机的位置无需再记录的 J 点的距离。
EK	米	进场飞行距离，即由 E 点直升机以一恒定的角度开始，飞过 A 站，然后直到直升机的位置无需再记录的 K 点的距离。

B 部分 根据第 36.801 条的噪声测量

第 H36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

(a) **总则** 本节规定了实施噪声合格审定试验必须满足的条件和在每个测量直升机噪声的试验中必须使用的测量程序。

(b) 试验场地要求

(1) 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，水平飞越和进场飞行，必须在本节中规定的测量站所在的测量点上对飞行过程中的噪声进行测量。

(2) 每个起飞试验、飞越试验和进场试验包括同时在基准航迹下方的飞行地面轨迹噪声测量站和两个边线测量站上的测量，每个边线测量站在基准飞行地面轨迹的两侧并距基准飞行地面轨迹 150 米（492 英尺）且在与之垂直的一条线上。

(3) 每个边线噪声测量站与飞行地面轨迹上的噪声测量站的高度差别不得超过 6 米（20 英尺）。

(4) 在每个噪声测量站的周围地面不应吸声特性过大，诸如浓密的草，灌木或树木等所引起的。

(5) 起飞，飞越或进场噪声测量值处在 PNLTM10dB 降的期间，不得有能明显影响直升机噪声场的障碍物存在(即不得存在于下列空间内)：

(i) 对所有地面轨迹上或边线上的测量站，在测量点(地上传声器正下方)上空的锥形空间内。此锥形空间被定义为与垂直于地面的轴成 80°半锥角的空间，并且

(ii) 对边线噪声测量站为在传声器与直升机的视线上方空间内。

(6) 如果起飞和飞越试验系列不是在所请求的噪声合格审定最大起飞重量条件下进行，则应实施下列附加的要求：

(i) 至少有一次起飞试验和飞越试验是在或超过最大审定重量条件进行的。

(ii) 每次的试验重量必须在最大审定重量+5%或-10%的范围内。

(7) 每个进场试验必须是航空器稳定地沿着 $6^{\circ}\pm 0.5^{\circ}$ 进场角，并满足本规定第 H36.107 条的要求。

(8) 如果进场试验系列不是在所请求的审定最大着陆重量条件下进行的，则应实施如下的附加要求：

(i) 至少有一次进场试验是在等于或超过最大着陆重量条件进行的。

(ii) 每次试验的重量必须在最大审定重量的 90%和 105%之间。

(c) **气象限制** 试验必须在下列的大气条件下进行:

(1) 无雨或其它降水

(2) 在直升机和噪声测量站地面之上 10 米 (33 英尺) 高点之间的声传播路径区域环境温度 $-10^{\circ}\text{C}\sim 35^{\circ}\text{C}$ ($14^{\circ}\text{F}\sim 95^{\circ}\text{F}$) (含)。必须使用在噪声测量站地面之上 10 米 (33 英尺) 的点测量得的气温和相对湿度来修正传播路径的吸声。

(3) 在噪声测量站地面之上 10 米高的点和在航空器的相对湿度和环境气温条件应使在三分之一倍频程中心频率为 8 千赫的频段内的大气声衰减不大于 12dB/100 米, 并且相对湿度为 20%~95%(含)。

(4) 在地面之上 10 米高处测得的风速为不超过 19 千米/小时 (10 节) 并且侧风分量为不超过 9 千米/小时 (5 节)。测量风速必须是使用在 10dB 降的时间内连续的 30 秒平均的方法。

(5) 不应有无规则的气象条件(包括紊流), 即在每个噪声测量站测量时能明显影响直升机噪声级的气象条件。

(6) 本附件要求风速、温度和相对湿度的测量必须是在噪声测量站周围地面之上 10 米高的位置上进行, 大气条件的测量位置必须经中国民用航空总局认可可能代表飞机噪声测量所在区域地面附近的气象条件。在某些情况下, 固定的气象站(诸如在机场和其它设施存在的)能满足这样的要求。

(7) 温度和相对湿度的测量必须在每次噪声试验测量的 30 分钟内测得。

(d) **航空器试验程序**

(1) 航空器试验程序和噪声测量, 必须以能产生本规定附件 A 中所规定的、单位为 EPNdB 的、称作有效感觉噪声级的噪声评定量度的方法来进行和处理。

(2) 必须使用经中国民用航空总局批准的且与正常的飞行仪表无关的方法确定直升机的相对于基准飞行轨迹(穿过噪声测量站飞行轨迹)的高度和横向位置, 例如, 雷达跟踪, 经纬仪三角定位, 激光寻迹, 照相比例定位或差分全球定位系统。

(3) 直升机沿航迹的位置必须以经中国民用航空总局批准的采样率用同步信号与在噪声测量站上测到的噪声对应起来。在 PNLTM10dB 降以内的整个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经中国民用航空总局的批准。

(4) 必须用经中国民用航空总局批准的设备和采样率来记录本附件 H36.205 节中要求进行修正时所使用的航空器性能数据。

第 H36.103 条 起飞试验条件

(a) 除本附件的第 H36.101 条和第 H36.205 条(b)中适用的要求以外, 本节的内容适用于所有根据本附件表明符合 36 部所进行的起飞噪声试验。

(b) 一组试验必须由至少六次如下的飞越地面轨迹噪声测量站(在三个测量站上同时测量)的飞行组成:

(1) 空速为 $V_y \pm 9$ 千米/小时 (5 节) 或批准的起飞后最小爬升速度 ± 9 千米/小时 (5 节), 两者取大者。必须在 10dB 降的整个时间段内到达并保持此速度。

(2) 每次试验飞行的水平阶段必须是在距飞行地面轨迹噪声测量站地面之上 20 米 (65 英尺) 的高度上进行。

(3) 在达到距噪声测量站 500 米 (1640 英尺) 的点时, 直升机必须稳定在对应于基准大气条件下规定的最低装机发动机功率的最大起飞功率或齿轮箱扭矩限制, 两者取小者。

(4) 必须在 10dB 降的整个时间段内, 直升机保持在海平面环境温度 25°C 时最佳爬升

速度 ± 9 千米/小时(5节),或在海平面环境温度 25°C 时批准的起飞后最小爬升速度,两者取大者。

(5) 在 10dB 降的时间段内,平均旋翼转速不得在最大正常旋翼运转转速范围内变化超过 $\pm 1.0\%$ 。

(6) 在整个 10dB 降的时间段内,直升机应在基准航迹垂直上方 $\pm 10^{\circ}$ 或 ± 20 米(65英尺)范围内飞行,两者取大。

(7) 在整个起飞基准程序中,应保持申请人选定的起飞构型不变,且起落架位置保持为适航审定试验时确定最佳爬升率速度 V_y 的位置。

第 H36.105 条 飞越试验条件

(a) 除第 H36.101 条和第 H36.205 条(c)中适用的要求以外,本节的内容适用于所有按本附件表明符合 36 部规定而进行的飞越噪声试验。

(b) 一组试验必须由至少六次飞行组成。顺风水平飞行的次数应与逆风水平飞越飞行的次数相等,且在三个噪声测量站同时测量:

(1) 水平飞行巡航构型;

(2) 距地面轨迹噪声测量站 150 ± 9 米(492英尺 ± 30 英尺)的高度,并且

(3) 在整个 10dB 降的时间段内,直升机应在基准轨迹垂直上方 $\pm 10^{\circ}$ 或 ± 20 米(65英尺)范围内飞行,两者取大者。

(c) 飞越噪声试验必须如下进行:

(1) 在整个飞越的测量部分中,应保持速度为 $0.9V_H$ 或 $0.9V_{NE}$,或 $0.45V_H + 120$ 千米/小时($0.45V_H + 65$ 海里/小时)或 $0.45V_{NE} + 120$ 千米/小时($0.45V_{NE} + 65$ 海里/小时),四者取小者。

(2) 在 10dB 降的时间段内,平均旋翼转速不得在最大正常旋翼运转转速范围内变化超过 $\pm 1.0\%$ 。

(3) 当所测直升机的噪声级在 PNLTM 下降 10dB 以内的时间内,功率必须是稳定的。

(d) 空速偏离基准空速不得超过 ± 9 千米/小时(5节)。

第 H36.107 条 进场试验条件

(a) 除了本附件的第 H36.101 条和第 H36.205 条(d)的要求以外,本节内容适用于所有根据本附件表明符合 36 部而进行的进场试验。

(b) 一组试验必须由至少六次飞过飞行地面轨迹噪声测量站(三个噪声测量站上同时测量)的如下飞行组成:

(1) 在 $6^{\circ}\pm 0.5^{\circ}$ 的进场坡度上;

(2) 距地面轨迹噪声测量站 120 ± 10 米(394英尺 ± 33 英尺)的高度;

(3) 在整个 10dB 降的时间段内,直升机应在基准轨迹垂直上方 $\pm 10^{\circ}$ 或 ± 20 米(65英尺)范围内飞行,两者取大者;

(4) 以稳定的等于审定合格的最佳爬升率速度 V_y 或经批准的最低进场速度进行,取其中较大的,在进场和越过飞行航迹基准点直到正常接地的时间内功率保持不变;并且

(5) 在 10dB 降的时间段内,平均旋翼转速不得在最大正常旋翼运转转速范围内变化超过 $\pm 1.0\%$;且

(6) 应在整个进场基准程序中保持适航审定试验中进场构型不变,起落架处于放下位。

(c) 空速偏离基准空速不得超过 ± 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

本规定附录 A 的第 A36.3 条中给出了使用的测量系统以及测量方法、校准、一般性分析程序。

第 H36.111 条 测得数据的报送和修正

(a) **总则** 代表着物理测量结果的数据或对测得的数据的修正，包括对测量结果所作的设备响应偏差的修正必须以永久的方式记载下来，并附在记录上。每项修正必须报送，并须经中国民用航空总局的批准。必须对获得最终数据的每步运算中固有的单个误差进行估算。

(b) 数据报送

(1) 测得的和修正后的声压级必须用与本附件的第 H36.109 条中规定的标准相符合的设备所获得的三分之一倍频带声压级来表示。

(2) 用于所有噪声测量和分析的设备的型号以及航空器性能和气象数据必须报送。

(3) 在整个试验过程中测得的、为验证符合本附件而需要的大气环境数据必须报送。

(4) 必须报送当地地形条件，地面覆盖物，以及那些能影响声记录的事件。

(5) 必须报送航空器的下列信息：

(i) 航空器发动机和旋翼的型号、型别和系列号。

(ii) 航空器的总尺寸和发动机的位置。

(iii) 每次试验飞行时的航空器总重量。

(iv) 航空器构型，包括起落架的位置。

(v) 空速(千米/小时)。

(vi) 由飞行仪表和制造商数据得来的直升机发动机的性能。

(vii) 航空器飞行航迹(相对于地面的高度，以米计)，此航迹必须是由中国民用航空总局批准的与正常飞行仪表无关的方法确定的，如雷达跟踪、经纬仪三角定位、激光定位、照相比例定位等技术。

(6) 航空器速度和位置以及发动机性能参数必须以能修正到本附件第 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。相对于基准地面轨迹的横向位置必须报送。

(c) 数据修正

(1) 必须将航空器的位置、性能数据和噪声测量值修正到本附件的第 H36.3 条和第 H36.205 条所规定的噪声合格审定基准条件。

(2) 必须用申请方在合格审定基准条件下估算的航迹与在试验条件下测得的试验航迹之间的偏差对测得航迹进行修正。与直升机飞行航迹或性能相关的必要的修正，可由经中国民用航空总局批准的数据导出，此修正是对于测得的和基准的条件之差，以及随距离变化的声衰减值的适当容差的修正。对下列的任意组合，EPNL 修正必须不超过 2.0EPNdB，除在起飞飞行条件下不超过 4.0EPNdB，其中 Δ_1 (见 H36.205(f)(1))和 Δ_2 (见 H36.205(g)(1)(i))中的 $-7.5\text{Log}(AL / AL_r)$ 项的算术和的总数不得超过 2.0EPNdB：

(i) 航空器没有从测量站的正上方通过。

(ii) 基准航迹与实际的试验飞行航迹间的任何差别。

(iii) 本附件第 H36.205 条中规定的详细修正要求。

(iv) 考虑到试验发动机推力或功率与基准的发动机功率或推力之间的差别而对测得的水平飞越噪声级的任何修正。在本附件的第 H36.205 条中规定了详细的修正要求。

(3) 在 10dB 降的时间段内，直升机声压级在每个三分之一倍频带内，必须超过 A36.3.10.1 所确定的平均背景声压级至少 3dB，或使用中国民用航空总局批准的方法修正。

(d) 结果的有效性

(1) 必须由试验结果得出满足 90%置信度的三个平均 EPNL 值，每个值必须分别是起

飞、水平飞越和进场条件下的所有有效试验的经修正的测量值的算术平均。90%的置信度单独地适用于起飞，飞越和进场。

(2) 对起飞，飞越，进场的合格审定的测量，最少的试验次数是各六次。采样的数量必须足够为三个平均噪声审定级的每一个在统计上确立 90%的置信度，该置信度不超过 $\pm 1.5\text{EPNdB}$ 。除非中国民用航空总局另有规定，在平均处理过程中不得舍弃任何试验结果。

(3) 为符合本附件，需至少进行六次起飞、六次进场和六次水平飞越。为符合这一要求，每次飞行必须在所有三个噪声测量站上进行有效的记录。

(4) 用于计算试验和基准条件及飞行剖面的经批准的 V_H 和 V_y 值必须随测得的和修正后的声压级一起报送。

第 H36.113 条 大气的声衰减

(a) 在根据本附件进行的直升机噪声合格审定试验的过程中测得的三分之一倍频带谱值，必须符合或修正到第 H36.3 条(a)中规定的基准条件。每个修正必须考虑到沿航空器和传声器间的声传播路径的试验日和基准日条件的大气声衰减的差别。除非大气条件处在本附件所规定的试验窗口内，试验数据是不可接受的。

(b) **衰减率** 在 50Hz~10kHz 的每个三分之一倍频带随距离变化的声衰减率，必须根据 SAE ARP866A “用于评定航空器飞越噪声的作为温度和湿度函数的大气吸声标准值”中的公式和数据表来确定。在本规定第 A36.7 条中分别以公制单位和英制单位给出大气声衰减的公式。

(c) 大气衰减的修正

(1) 每当如下情况时，对测得的数据所计算的 EPNL 值必须进行修正：

(i) 当温度和相对湿度的环境大气条件不符合基准条件，即分别为 25°C (77°F)，70%时；

(ii) 当测得的航迹不符合基准航迹时；

(iii) 必须用地面之上 10 米高度的点处测得的温度和相对湿度修正传播路径声吸收。

(2) 必须计算在 50Hz~10kHz 范围内的每个三分之一倍频带的从航空器到传声器位置的整个声传播路径上的平均衰减率。这些衰减率必须用于本附件的第 H36.111 条(d)所要求的修正的计算。

C 部分 根据第 36.803 条的噪声评定和计算

第 H36.201 条 以 EPNdB 为单位的噪声评定

(a) 根据第 36.803 条，必须使用单位为有效感觉噪声分贝(EPNdB)的有效感觉噪声级(EPNL)进行噪声评定。除本节(b)规定外，必须使用 36 部的附件 A 计算 EPNL。附件 A 中包括确定噪声值的各项要求，包括计算：

(1) 感觉噪声级；

(2) 频谱不规则的修正；

(3) 纯音修正；

(4) 持续时间修正；

(5) 有效感觉噪声级；和

(6) 呐表的算术表达式。

(b) 与 A36.4.3.1(a)不同，对直升机的噪声合格审定，其频谱的不规则修正必须从在 50Hz

的三分之一倍频带的经修正的声压级开始。

第 H36.203 条 噪声级的计算

(a) 为验证符合第 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被算术平均从而得到每次飞行的单一的 EPNL 值。

(b) 对每次试验系列，即起飞，飞越或进场系列计算得的噪声级，必须是对至少 6 次的飞行的单独的 EPNdB 值进行的平均。对所有的有效试验，本附件第 H36.111 条(d)的 90%置信度单独地适用于每个试验系列的 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那些本附件第 H36.305 条中规定的噪声合格审定基准条件，则必须实施下列的修正：

(1) 如果测量试验和基准条件间不同，必须对由测得噪声数值计算出的 EPNL 值进行修正。导致不同值的情况包括：

- (i) 测量时试验条件的大气吸声与基准试验条件的大气吸声不同；或
- (ii) 测量航迹与基准航迹不同。

(2) 下列修正程序会产生一个或多个可能的修正值，必须将此值代入计算 EPNL，以将其修正到基准条件：

(i) 必须确定基准的和试验条件的飞行剖面。该程序要求噪声和航迹用一个同步时间信号同步记录，从而确定出飞行试验剖面，包括在噪声测量站观察到的 PNLTM 时的航空器位置。对起飞条件，修正到基准条件的飞行剖面可由中国民用航空总局批准的制造商的数据导出。

(ii) 对应于 PNLTM 时，从航空器位置到传声器的声传播路径必须对试验和基准剖面两者确定。PNLTM 频谱中的 SPL 值必须对下列效应进行修正：

- (A) 大气吸声的变化；
- (B) 由于声传播路径长度的变化导致的大气吸声的变化；且
- (C) 由声传播路径长度变化导致的平方反比律修正。经修正的 SPL 值转换到基准条件的 PNLTM 值并与原 PNLTM 相减，所得到的差代表必须以代数方式加到由测得数据计算得到的 EPNL 值上的修正量。

(iii) 与噪声测量站的测量一样，测得的 PNLTM 的距离与基准 PNLTM 的距离不同，因此必须计算出用来确定噪声持续时间修正系数的比率。有效感觉噪声级（EPNL）由最大纯音修正感觉噪声级（PNLTM）和持续时间修正系数的代数和来确定。

(iv) 对航空器飞越，备用源噪声修正需要经中国民航总局的批准且必须对其进行测定和修正，以解决由于测量试验条件和基准条件的差别引起的噪声级的变化。

(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) 基准起飞航迹在第 H36.3 条(c)中规定。

(ii) 各试验参数是直升机性能，重量和温度、气压、风速、风向等大气条件的函数。

(2) 对真正的起飞，直升机是以水平飞行，高度为距飞行地面轨迹噪声测量站地面上方 20 米（65 英尺），并以 $V_y \pm 9$ 千米/小时（ ± 5 节）或批准的起飞后最小爬升速度，两者取大者，进入 C 点。

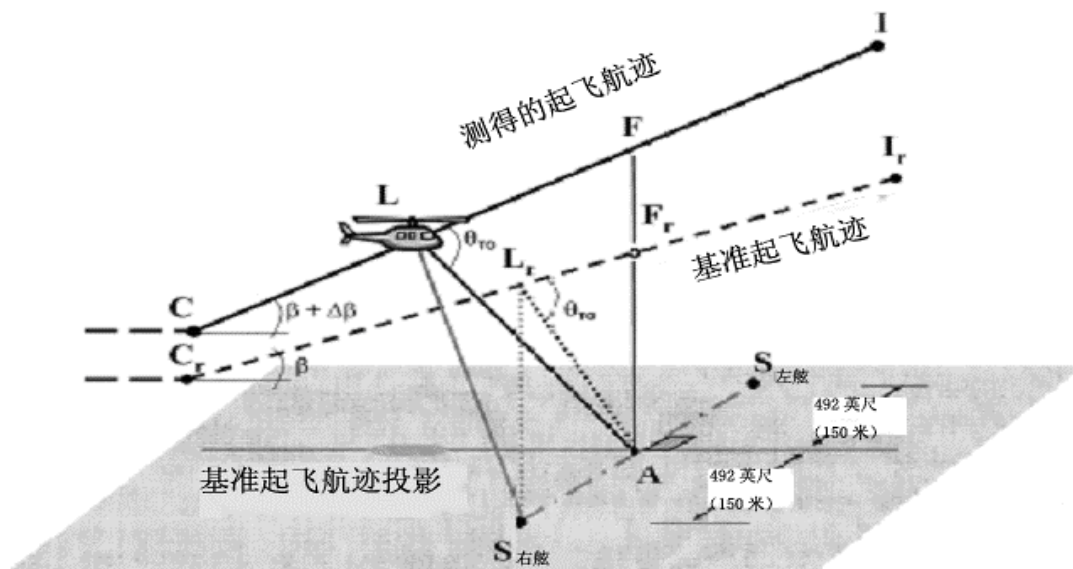


图 H1 测得的和基准起飞剖面的比较

(3) 图 H1 中给出了能影响声传播的几何关系。位置 L 代表在 A 站观测到 PNLTM 时直升机在测得的起飞航迹上的位置，而 L_r 是在基准声传播路径上的对应的位置。AL 和 AL_r 都与各自相应的航迹成角 θ 。

(c) 水平飞越剖面

(1) 图 H2 中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)中给出的基准空速 ± 9 千米/小时 (± 5 节) 的范围内。顺风水平飞越飞行的次数应与逆风水平飞越飞行的次数相等。

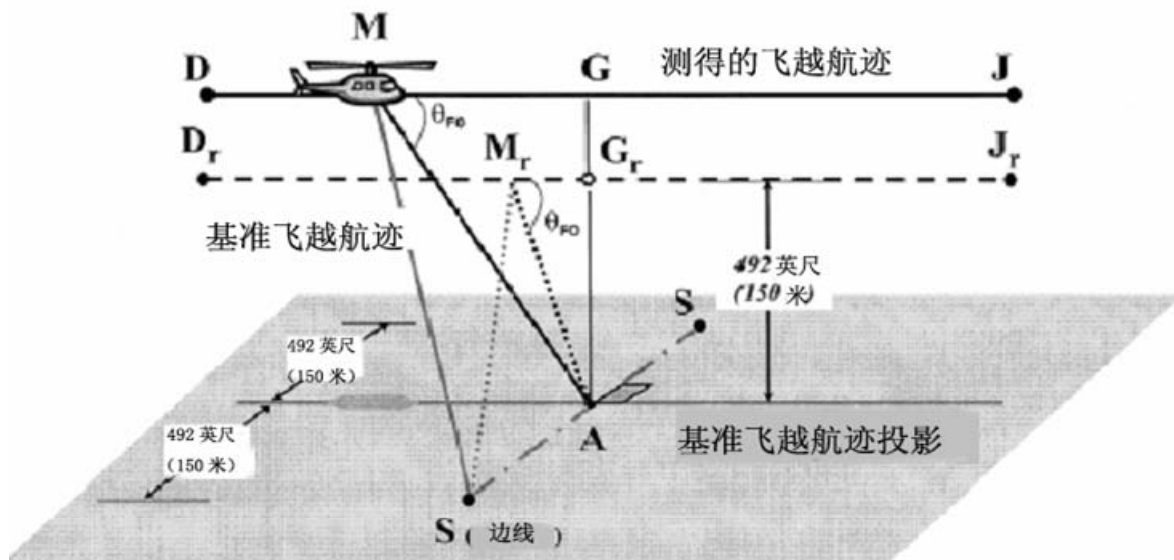


图 H2 测得的和基准飞越剖面的比较

(2) 图 H2 中给出了当试验条件不符合规定的基准条件时的飞越剖面的比较。必须记录直升机在充分长的 DJ 上的位置，以保证能将较 PNLTM 下降 10dB 以内的整个时间范围内的直升机噪声记录下来。飞越剖面由高度 AG 确定，AG 是由飞行员控制的运行参数的函数。

点 M 是在 A 站观察到 PNLTM 时直升机在测得航迹上的位置，点 M_r 是在基准航迹上对应的位置。

(d) 进场剖面

(1) 图 H3 中给出了典型的进场剖面，包括基准条件。

(2) 在整个 10dB 降时间段内，直升机沿 $6^\circ(\pm 0.5^\circ)$ 平均进场坡度，接近 H 位置。偏离 6° 的平均进场坡度在试验前必须得到中国民航总局的批准。

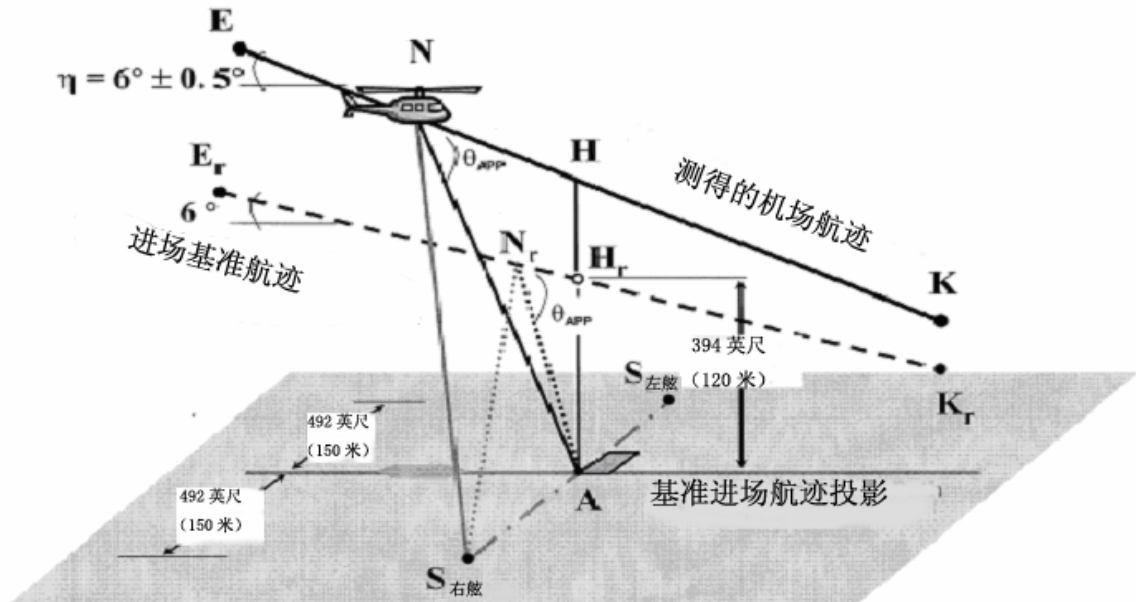


图 H3 测得的和基准进场剖面的比较

(3) 在图 H3 中给出了测得的和基准的进场航迹的一部分，包括能影响声传播的主要几何关系。测量的进场基准航迹由 EK 和进场允许角 θ 表示。E_r 和 K_r，定义的进场角为 6° 时的理想化基准位置。N 点是在 A 站观察到 PNLTM 时直升机在测得的进场航迹上的位置。N_r 是对应的在基准进场航迹上的位置。测量和基准噪声传播路径分别是 AN 和 AN_r，它们都与各自的航迹成相同的角度 θ_{APP} ，相对各自的进场航迹对应的 PNLTM 点。

(e) 水平飞越的源噪声修正

(1) 对水平飞越，如果下列三种情况的任何组合

- (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。

导致与噪声相关的参数值与基准值发生偏离，那么源噪声的调整必须根据制造商提供的经中国民用航空总局批准的数据确定。

(2) 偏离基准桨尖马赫数的修正，必须根据以基准空速附近的几个不同的空速的飞越试验所得出的 PNLTM 对翼尖马赫数的灵敏度曲线来确定。如果进行试验的直升机不能达到基准值时，只要数据覆盖至少 0.03 马赫范围，就允许对灵敏度曲线进行外推计算。计算向前的桨尖马赫数必须使用真空速、飞机上测得的外界大气温度和旋翼速度。必须分别对三个合格审定传声器位置，即中线、左边线和右边线位置导出其向前的桨尖马赫数与 PNLTM 之间的关系式。左边线和右边线是相对于每次飞行的方向而言的。必须使用相应的 PNLTM 关系式对每个传声器数据实施 PNLTM 的修正。

(f) **PNLT 修正** 如果测量的大气条件的温度和相对湿度与本附件所规定的基准条件(25°C(77°F), 70%)不同, 则必须根据本节(a)从测得的数据计算对 EPNL 值的修正如下:

(1) 起飞航迹 对图 H1 给出的起飞航迹, 将在 A 站观察到的航空器在 L 时的 PNLTM 的频谱分解成单个的 SPL(i) 的值。

(i) 步骤 1: 由下式计算出一组修正值:

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

此处: SPL(i) 和 SPL(i)_r 分别是测得的和修正后的在第 i 个三分之一倍频带的声压级。第一项修正是对大气吸声的变化的修正, 其中 $\alpha(i)$ 和 $\alpha(i)_o$ 分别是试验和基准大气条件时第 i 个三分之一倍频带的声音衰减系数, AL 是测量的起飞声传播路径。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。第二项修正是由于声音传播路径长度的不同而对大气吸声的修正, 其中 AL_r 为基准起飞声传播路径。第三项修正是对声传播路径长度的不同而采取的平方反比律的修正。

(ii) 步骤 2: 将修正后的 SPL(i)_r 值转换成基准条件的 PNL T, 由下式得出一修正项:

$$\Delta_1 = PNL T - PNL TM$$

此修正项将以代数数的形式加到由测得的数据计算得的 EPNL 值上的修正值。

(2) 水平飞越飞行航迹

(i) 在本节(f)(1)中所述的对起飞航迹的修正程序也适用于水平飞越航迹, 只是此时与图 H2 中水平飞越声传播路径相关的 SPL(i)_r 值如下:

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

此处 AM、AM_r 分别是测得的和基准的水平飞越声传播路径。

(ii) 之后的飞越条件程序与本节(f)(1)(ii)中有关起飞航迹的程序一样。

(3) 进场航迹

(i) 在本节(f)(1)中所述的对起飞航迹的修正程序也适用于进场航迹, 只是此时与图 H3 中的进场声传播路径相关的 SPL(i)_r 值如下:

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

此处 AN、AN_r 分别是测得的和基准的进场飞越声传播路径。

(ii) 之后的进场条件程序与本节(f)(1)(ii)中有关起飞航迹的程序一样。

(4) 边线传声器

(i) 边线传声器在本节(f)(1)中对起飞航迹规定的程序也适用于传播到边线位置的噪声, 且 SPL(i)_r 的值与图 H3 中测得的边线声传播路径有关, 即:

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

此处 S 是基于飞行条件的边线测量站, 直升机的位置 X 和 X_r 对应于:

对起飞: X=L, 且 X_r=L_r

对飞越: X=M, 且 X_r=M_r

对进场: X=N, 且 X_r=N_r

(ii) 之后的边线航迹程序与本节(f)(1)(ii)中有关起飞航迹的程序一样。

(g) 持续时间修正

(1) 如果测量的起飞和进场航迹分别与根据第 A36.5 条(d)(2)经修正的和基准的航迹不同时, 则有必要对由测量数据计算得的 EPNL 值进行持续时间修正。此修正必须按下述计

算:

(i) 起飞航迹 对图 H1 所示的起飞航迹, 修正项的计算由下式得出:

$$\Delta 2 = -7.5 \log (AL/AL_r) + 10 \log (V/V_r)$$

此修正量必须以代数的形式加到由测得数据计算得到的 EPNL 上。长度 AL 和 AL_r 分别是噪声测量站 A 到实测航迹和基准起飞航迹的测量距离和基准起飞距离。负号表明, 对特定的持续时间修正, 如果测量的航迹高度比经修正的航迹高度大, 则由测量数据计算得到的 EPNL 值必须减小。

(ii) 水平飞越飞行航迹 对水平飞越飞行航迹, 修正项的计算由下式得出:

$$\Delta 2 = -7.5 \log (AM/AM_r) + 10 \log (V/V_r)$$

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

(iii) 进场飞行航迹 对图 H3 所示的进场航迹, 修正项需由下式计算:

$$\Delta 2 = -7.5 \log (AN/AN_r) + 10 \log (V/V_r)$$

此处 AN 是从噪声测量站 A 到实测进场航迹的测量距离, AN_r 是从噪声测量站 A 到基准进场航迹的基准距离。

(iv) 边线传声器 对边线飞行航迹, 修正项如下计算:

$$\Delta 2 = -7.5 \log (SX/SX_r) + 10 \log (V/V_r)$$

此处 S 是基于飞行条件的边线测量站, 直升机的位置 X 和 X_r 对应于:

对起飞: X = L, 且 X_r = L_r

对进场: X = M, 且 X_r = M_r

对飞越: X = N, 且 X_r = N_r

(2) 必须对起飞, 飞越和进场的边线传声器按本节中所述的程序修正。尽管噪声的辐射依赖于直升机型号不同而不同的指向性图, 但对试验和基准航迹, 传播角 θ 必须相同。仰角 ψ 不得被约束, 但是必须将它确定并报送。中国民用航空总局会规定角 ψ 可接受的限制。当对超过这些限制所得的数据进行修正时, 必须使用中国民用航空总局认可的方法。

D 部分 根据第 36.805 条的噪声限制

第 H36.301 条 噪声的测量、评定和计算

必须根据本附件的 B 部分和 C 部分进行噪声级的测量, 评定和计算, 以表明符合本附件 D 部分的规定。

第 H36.303 条 [备用]

第 H36.305 条 噪声级

(a) 限制 为满足本附件, 必须通过飞行试验表明, 计算得到的直升机在本附件的第 H36.305 条(a)中规定的测量点上的噪声级不超过如下值, 不同重量间的数值用内推法得到:

(1) 第一阶段 直升机声学更改的噪声限制:

(i) 对于起飞、飞越和进场的计算得到的噪声级, 凡噪声级超过第二阶段的噪声限制加 2EPNdB 的每架第一阶段的直升机, 在型号设计更改后不得超过型号设计更改前的噪声级。

(ii)对于起飞、飞越和进场的计算得到的噪声级，凡噪声级没有超过第二阶段噪声限制加 2EPNdB 的每架第一阶段的直升机，在型号设计更改后不得超过第二阶段噪声限制加 2EPNdB。

(2) **第二阶段** 噪声限制如下：

(i) 对起飞 最大起飞重量大于或等于 80000 公斤（176370 磅）时为 109EPNdB。重量每减半噪声级降低 3.01EPNdB，直至 89EPNdB，并在之后限制恒定不变。

(ii) 对飞越 最大起飞重量大于或等于 80000 公斤（176370 磅）时，为 108EPNdB。重量每减半噪声级降低 3.01EPNdB，直至 88EPNdB，并在之后限制恒定不变。

(iii) 对进场 最大起飞重量大于或等于 80000 公斤（176370 磅）时，为 110EPNdB。重量每减半噪声级降低 3.01EPNdB，直至 90EPNdB，并在之后限制恒定不变。

(b) **综合评定** 除了根据本规定第 H36.11 条(b)的限制范围以外，在下列情况下，根据第 H36.203 条确定的计算得到的起飞，飞越或进场噪声级中的一个或两个可超过本节(a)所规定的限制：

(1) 超过量的和不大于 4EPNdB；

(2) 任何一个超过量不大于 3EPNdB；

(3) 各个超过量完全被其它所需的算得的噪声级的减少量所抵消。

[2007 年 4 月 15 日第一次修订]

附件 I [备用]

附件 J

最大审定起飞重量不大于 3175 公斤（7,000 磅）的直升机

根据 H 章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 条的噪声测量

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 的噪声评定和计算

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 的噪声限制

第 J36.301 条 噪声的测量、评定和计算

第 J36.303 条 [备用]

第 J36.305 条 噪声级

A 部分 基准条件

第 J36.1 条 总则

本附件规定了第 36.1 条确定的和本规定 H 章对最大审定起飞重量不大于 3175 公斤 (7,000 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) 实施根据 H 章的直升机替代的噪声审定试验所必须遵循的条件和在试验过程中根据第 36.801 条测量直升机噪声必须使用的替代的噪声测量程序;
- (b) 根据第 36.803 条将测得的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) 根据第 36.805 条必须表明符合性的噪声限制。

第 J36.3 条 基准试验条件

(a) 大气条件 必须修正到下列的噪声合格审定基准大气条件, 即假定此条件存在于地面到飞机的高度位置:

- (1) 海平面压力 76 厘米汞柱 (2116 磅每平方英尺)
- (2) 环境温度为 25°C (77°F)
- (3) 相对湿度为 70%
- (4) 无风

(b) 基准试验场 基准试验场为平整的, 且在 A 加权时间历程的 10dB 降各点在内的航迹的视线以上没有障碍物。

(c) 水平飞越基准剖面 飞越基准剖面为噪声测量站地平面上方 150 米 (492 英尺) 的水平飞行。基准飞越剖面具有直线飞行航迹, 直接飞过噪声监测站上空。空速稳定在 $0.9V_H$; $0.9V_{NE}$; $0.45V_H+120$ 千米/小时 ($0.45V_H+65$ 节); 或 $0.45V_{NE}+120$ 千米/小时 ($0.45V_{NE}+65$ 节) 四者中取小者, 并在飞越的测量段内维持此速度。在整个 10dB 降的时间段内旋翼稳定在最大正常运行 RPM 上。

(1) 为噪声合格审定 V_H 被定义为在有关最大合格审定重量上, 在海平面压力为 1,013.25 百帕(2,116 磅每平方英尺), 25°C 环境条件下可获得的最大连续功率相对应的最低规范发动机功率所得到的平飞状态的空速。噪声合格审定中使用的 V_H 和 V_{NE} 值必须列在飞行手册上。

(2) V_{NE} 是不可超越速度。

(d) 直升机的重量应为噪声合格审定所要求的最大起飞重量。

第 J36.5 条 [备用]

B 部分 根据第 36.801 条的噪声测量

第 J36.101 条 噪声合格审定试验和测量条件

(a) 总则 本节规定了实施噪声合格审定试验必须满足的条件和在每个测量直升机噪声的试验中必须使用的测量程序。

(b) 试验场地要求

(1) 在每个噪声测量站的周围地面不应有过分的吸声特性，诸如浓密的草，灌木或树木等所引起的。

(2) 在飞越噪声测量值处在最大 A 声级 10dB 降以内的期间，即直升机所处的噪声测量站（地上传声器正下方）上空的锥形空间内，不得有能明显影响飞机噪声场的障碍物存在。此锥形空间被定义为与垂直于地面的轴成 80°半锥角的空间。

(c) 气象限制 试验必须在下列的大气条件下进行：

(1) 无雨或其它降水

(2) 环境气温为 2℃—35℃（36°F—95°F）（含），并且相对湿度为 20%—95%（含）。试验场内的相对湿度和环境气温条件应是在 8kHz 的三分之一倍频带内的大气吸声不大于 10dB/100 米(30.5dB/1000 英尺)。

(3) 风速不超过 19 千米/小时 (10 节)并且侧风分量为不超过 9 千米/小时(5 节)。测量风速必须是使用连续的、不大于 30 秒平均的方法。

(4) 温度、相对湿度、风速、风向测量必须是在地面之上 1.2 米 (4 英尺) 至 10 米 (33 英尺) 高之间的区域测量。除非经中国民用航空总局批准，否则温度和相对湿度的测量必须在地面上方相同高度上进行。

(5) 在噪声测量站记录噪声时，没有显著影响直升机声压级的不规则的风（包括紊流）或其它异常气象条件。

(6) 如果测量点在固定的气象站的 2000 米（6560 英尺）范围内（例如在机场或其它设施内可以找到），并经中国民用航空总局批准，则可以使用有关温度、相对湿度和风速的天气测量报告。

(d) 直升机试验程序

(1) 直升机试验程序和噪声测量，必须能以本规定附件 J36.109 条(b)中所规定的称作声暴露级(SEL)的噪声评定量度的方法来进行和处理。

(2) 必须使用经中国民用航空总局批准的且与正常的飞行仪表无关的方法，例如，雷达跟踪，经纬仪三角定位，激光寻迹或照相比例定位技术，确定飞机相对于噪声测量点的高度，且足够进行本规定 J36.205 条要求的修正。

(3) 如果申请人所演示的直升机设计特性不能在本附件 J36.3 条规定的基准试验条件下进行，则经中国民用航空总局批准，本附件的基准试验条件可以改变为标准试验条件，但仅限于设计特性所要求的不可能符合基准试验条件的范围。

第 J36.103 条 [备用]

第 J36.105 条 飞越试验条件

(a) 本节规定飞行试验条件和按本附件进行飞越噪声试验所允许的随机偏差。

(b) 一组试验必须由至少六次飞行组成。顺风分量水平飞越飞行的次数应与逆风分量水平飞越飞行的次数相等。

(1) 水平飞行和巡航飞行；

(2) 距噪声测量站上方 150±15 米（492 英尺±50 英尺）的高度，并且

- (3) 在测量站正上方 $\pm 10^\circ$ 的范围内。
- (c) 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，在该速度做必要调整以产生与相关的基准试验条件相同的向前的桨尖马赫数。
- (i) 向前的桨尖马赫数 (MAT) 定义为翼叶叶尖旋转速度(V_R)与直升机真空速(V_T)的算术和除以 25°C (77°F) 时的音速 (c) (1135.6 英尺/秒或 346.13 米/秒)，即 $\text{MAT} = (V_R + V_T)/c$ ；并且
- (ii) 空速不应偏离调整过的基准空速的 ± 5 千米/小时 (± 3 节)，或经中国民用航空总局批准的等效的偏离基准的向前的桨尖马赫数。在整个飞越测量段应保持该调整过的基准空速。
- (2) 旋翼速度稳定在最大正常操作功率转速 RPM ($\pm 1\%$)内；并且
- (3) 当所测直升机的噪声级在最大 A 声级 $10\text{dB}(L_{A\text{MAX}})$ 以内的时间内，功率必须是稳定的。
- (d) 对本规定要求的合格审定，每一飞越试飞的重量必须在直升机的最大起飞重量 $+5\%$ 至 -10% 以内。
- (e) 尽管有本条(b)(2)的规定，但是如果在试验场的环境噪声按本附件第 J36.109 条规定的要求与在本附件第 J36.109 条规定的噪声测量站测得的直升机的最大 A 声级噪声在 15dB 以内，那么可以使用中国民用航空总局批准的较低高度飞越，并且用中国民用航空总局批准的方法将结果调整到基准测量点。

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) 按本附件规定的为噪声合格审定目的而进行的直升机噪声测量必须采用经中国民用航空总局批准的声学设备和测量方法。

(2) 本节(b)明确和规定了本附件要求的噪声评定测量规范。在本节的 (c)和(d)中规定了要求的声学设备规范。(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，或记为 L_{AE})被定义为在给定的时间或事件的“**A**”加权声压(PA)的平方的时间积分，以 dB 为声单位，它以 20 微帕的标准基准声压的平方以一秒的基准时间为基准。

(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 为一秒的基准积分时间， (t_2-t_1) 为积分时间间隔。

(3) 本条(b)(2)的积分方程可写为如下：

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

式中 $L_A(t)$ 是时间变量的 A 加权声压级。

(4) 在使用时，积分时间 (t_2-t_1) 不应小于的时间间隔为， $L_A(t)$ 最先达到其最大值($L_{A\text{MAX}}$)的 10dB 以内并持续到低于其最大值的 10dB 。

(5) SEL 可由下式近似表示：

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

式中 ΔA 是时间容差,由下式给出:

$$\Delta A=10\log_{10}(T)$$

其中 $T=(t_2-t_1)/2$, L_{AMAX} 定义以标准的基准声压(P_0)的平方为基准的 A 加权声压(慢态特性)的最大值,以 dB 为单位。

(c) **测量系统** 声学测量系统必须由经中国民用航空总局批准的与下列等效的设备组成:

- (1) 传声器系统及其频响特性和与本节(d)中规定的测量和分析系统的精度相兼容。
- (2) 三角架或类似的传声器安装装置对所测的声能量的干扰应减至最小。
- (3) 记录和重放设备,其频响和动态范围特性应与本节(d)中要求的响应与精度相一致。

(4) 测量系统的校准和检查必须使用 A36.3.9 中的程序。

(d) **测量、记录和重放设备**

(1) 测量直升机飞越噪声可以直接用积分声级计,或 A 加权声级时间历程记在设为“慢”态响应的图形声级记录仪上,从它可确定 SEL 值。经中国民用航空总局批准,可以用磁带记录机记录噪声信号为以后分析用。

(i) 每次飞越试验的 SEL 值可以直接由积分式声级计得到,声级计满足国际电工委员会标准出版物第 804 号,标题是“积分平均式声级计”(已按本规定的第 36.6 条引用),对 1 型仪器设为“慢”态响应。

(ii) 直升机的声学信号、与本条(e)规定的校准信号、本条(f)规定的背景噪声信号一起记录到磁带记录仪上,以后按本条(d)(1)(i)规定的积分声级计分析。磁带记录仪的记录/重放系统(包括音带)必须满足本规定 A36.3.6 的要求。磁带记录仪必须满足 IEC 出版物第 561 号“航空器合格审定用的电一声测量仪表”,本规定第 36.6 条引用。

(iii) 整个系统的特性必须与 IEC 出版物第 651 号“声级计”推荐特性相一致(已按本规定第 36.6 条引用),该文件给出了关于传声器、放大器、和指示仪表特性的规范。

(iv) 对于在 45 赫兹至 11500 赫兹 A 加权曲线,整个系统的响应相对于敏感的等幅前进平面波应该在 IEC 出版物第 651 号“声级计”1 型仪器的表 IV 和表 V 规定的误差限制内,该文件已按本规定第 36.6 条引用。

(v) 每一次直升机飞越噪声测量传声器必须用风罩。必须将防风罩造成的衰减作为频率的函数按本条(e)要求的声学校准对测得的数据进行修正,每一修正都必须提供报告。

(e) **校准**

(1) 如果直升机的声学信号是用磁带记录的用于以后分析,则测量系统和记录系统组件必须按本规定附件 A 的 A36.3.6 的规定校准。

(2) 如果直升机的声学信号是直接由积分式声级计测量的,则:

(i) 在飞越试验期间,测量系统的全部灵敏性均应在系列的飞越试验前、后及中间(不超过一小时)用产生在已知频带已知声压级的正弦波噪声的声学校准器检查。

(ii) 在每天的试验中,如果校准值的变化不超过 0.5dB,则系统的设备性能将被认为是满意的。飞越试验收集到的 SEL 数据将调整计入校准值的任何变化。

(iii) 每一件校准设备包括声学校准器、基准传声器及电压插入装置的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。每一校准应可追踪到国家标准与技术协会。

(f) **噪声测量程序**

(1) 传声器必须是压感电容类型的,设计成几乎一致的入射角响应。传声器应安装在其感应元件的中心高于当地地表面 1.2 米(4 英尺)并且面向入射线,使得感应元件,即膜片,基本上处于由直升机的名义飞行航迹和噪声测量站所确定的平面内。

(2) 如果使用磁带记录器, 在试验期间, 用粉红或伪随机噪声检查, 电系统的频率响应必须确定对全部读数范围内在 10dB 以内。

(3) 环境噪声, 包括声学背景噪声和测量系统电噪声应在试验场确定, 并且系统增益应设定在直升机噪声测量所用的声级别。如果直升机声级不超过背景噪声的 15dB(A), 飞越可以在中国民用航空总局批准的较低的高度, 试验结果用中国民用航空总局批准的方法调整到基准测量点。

(4) 如果用积分式声级计测量直升机的噪声, 仪器操作人员应监视整个飞越过程的持续 A 加权(慢态响应)噪声级, 以保证 SEL 的积分过程包括最大 A 加权声级($L_{A_{MAX}}$)和 10dB 降点之间飞越时间历程的所有噪声信号。仪器操作人员应记录 SEL 积分段的开始和结束时的实际的声压级 dB(A), 并将这些声级与($L_{A_{MAX}}$)的值和得到噪声数据的积分时间(以秒计)按本附件的第 J36.111 条(b)的要求作为报告的一部分递交。

第 J36.111 条 报送要求

(a) 总则 代表着物理测量结果的数据或对测得的数据的修正, 包括对测量结果所作的设备响应偏差的修正必须以永久的方式记录下来, 并附在记录上。每项修正须提交中国民用航空总局批准。

(b) 数据报送 完成试验后必须把包括下列数据的试验报告提交中国民用航空总局:

(1) 用与本附件的第 J36.109 条中规定的标准相符合的设备所测得的和修正后的声压级。

(2) 用于所有声测量和分析的设备的型号以及航空器性能、飞行航迹和气象数据。

(3) 在整个试验过程中测得的、为验证符合本附件而需要的大气环境数据。

(4) 当地地形条件, 地面覆盖物, 以及那些能影响声记录的事件。

(5) 直升机的下列信息:

(i) 直升机、发动机和旋翼的型号、型别和系列号(如果有的话)。

(ii) 直升机的总尺寸和发动机及旋翼的位置、旋翼的桨叶数、反扭矩系统的型号、发动机和旋翼的基准运行条件。

(iii) 可能影响直升机噪声特性的非标准设备的任何更改。

(iv) 按本附件要求审定的最大起飞重量。

(v) 航空器的形态, 包括起落架的位置。

(vi) V_H 和 V_{NE} 空速(取小者)及修正过的基准空速。

(vii) 每一试验飞行的航空器的总重。

(viii) 每一试验飞行的指示空速和真空速

(ix) 每一试验飞行的地速, 如果测量。

(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

(xi) 直升机的飞行航迹(相对于地面的高度), 以评估时的噪声测量站为基准(以米计), 此航迹必须是由中国民用航空总局批准的与正常飞行仪表无关的方法确定的, 如雷达跟踪, 经纬仪三角定位, 激光定位, 照相比例定位等技术。

(6) 直升机位置和性能数据要求按照第 J36.205 条的规定修正, 必须按中国民用航空总局批准的采样率记录本规定第 J36.105 条规定的演示符合性的性能和位置限制。

第 J36.113 条 [备用]

C 部分 根据第 36.803 条的噪声评定和计算

第 J36.201 条 以 SELdB 为单位的噪声评定

必须使用本附件第 J36.109 条(b)规定的单位为 dB(A)声暴露级(SEL)进行噪声评定测量。每次飞越的 SEL 值可以直接用积分式声级计确定。积分式声级计的规范和这些仪器的使用管理要求见本附件第 J36.109 条。

第 J36.203 条 噪声级的计算

(a) 为验证符合本附件第 J36.305 条的噪声级限制，每次有效飞越的 SEL 噪声级，按本附件第 J36.205 条修正到基准条件后，必须对该系列飞越算术平均得到一个 SELdB(A)平均值。除非有中国民用航空总局的规定或批准，不得在平均过程中取消某一飞越飞行。

(b) 直升机飞越审定测量可接受的最小采样数是 6 次。最小采样数必须足够大以便在不超过 1.5dB(A)的范围内建立统计上的 90%置信度。

(c) 所有使用的数据和按本条要求进行的计算，包括 90%置信度的计算必须成文并按本附件第 J36.111 条的报告要求进行报送。

第 J36.205 条 详细的数据修正程序

(a) 如果按本附件 B 测量的合格审定试验条件不符合在本附件第 J36.3 条规定的基准条件，则必须按本条(b)(c)规定的方法对测得的噪声数据进行适当的调整。至少，高度偏离基准条件和基准空速与调整的基准空速之间的差别必须做适当调整。

(b) 对偏离基准高度调整可近似表示为：

$$\Delta J_1 = 12.5 \log_{10}(H_T/150) \text{dB}$$

式中 ΔJ_1 是以 dB 为单位的量值，必须以代数值加到测得的 SEL 噪声值上以修正偏离基准飞行航迹， H_T 是直升机直接飞过噪声测量点的试验高度，以米为单位，常数 12.5 为计及球状传播的效应和偏离基准高度的持续时间的的影响。

(c) 基准空速和基准调整空速之间的差别的调整由下式计算得到：

$$\Delta J_3 = 10 \log_{10}(V_{RA}/V_R) \text{dB}$$

式中 ΔJ_3 是以 dB 为单位的量值，必须以代数值加到测量的 SEL 噪声级以修正在噪声测量站接受到的飞越测量期间基准空速调整的影响， V_R 是本附件第 J36.3 条(c)规定的基准空速， V_{RA} 是本附件第 J36.105 条(c)规定的调整基准空速。

(d) 除本附件第 J36.105 条(c)规定的基准空速调整要计入源噪声的变化外，在飞越期间不必对源噪声做修正。

(e) 不必对基准地速和实际地速的差别做修正。

(f) 不必对偏离基准条件的大气衰减做修正。

(g) 按本附件第 J36.105 条规定对 SEL 的调整试验和基准飞行程序的差别必须小于 2.0dB(A)，除非更大的调整值得到中国民用航空总局的批准。

(h) 所有使用的数据和按本条进行的计算必须形成文件，并按本附件第 J36.111 条规定的报告要求报送。

D 部分 根据第 36.805 条的噪声限制

第 J36.301 条 噪声的测量、评定和计算

必须根据本附件的 B 部分和 C 部分进行噪声级的测量，评定和计算，以表明符合本附件 D 部分的规定。

第 J36.303 条 [备用]

第 J36.305 条 噪声限制

为满足本附件，计算得到的直升机在本附件第 J36.101 条规定的测量点上噪声级必须不超过如下值(不同重量间的数值用内推法):

(a) 对初级类、正常类、运输类和限用类具有最大审定起飞重量不超过 3175 公斤（7000 磅）并按本附件进行噪声试验的直升机，在最大审定起飞重量下，第二阶段噪声限制相对于 788 公斤（1737 磅）是 82dB(SEL)，每增加一倍重量增加 3.0dB。该限制可以由下述方程表示:

$$L_{AE}(\text{limit})=82+3.0[\log_{10}(\text{MTOW}/788)/\log_{10}(2)]\text{dB};$$

按本附件审定要求，MTOW 是最大起飞重量，以公斤为单位。

(b) 本附件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]

关于修订《航空器型号和适航合格审定噪声规定》的说明

一、修订背景

中国民用航空规章《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(CCAR-36)自 2002 年 3 月 20 日发布施行以来,已用于国产 Y12E、Y8F-600、ARJ21-700 等航空器的噪声合格审定和引进的国外民用航空器的型号认可审查。该规定对航空器噪声合格审定,降低航空器噪声,并防止国外不符合相关噪声要求的老旧飞机进入我国发挥了重要作用。

随着民用航空运输业的快速发展,城市规模不断扩大,城市居住区与机场越来越近,公众对限制航空器噪声的要求越来越高,国际民航组织(ICAO)及其主要缔约国民航当局对噪声标准不断修订,噪声标准越来越高,目前 ICAO 已将其噪声标准修订到第 7 修正案,美国联邦航空局(FAA)已将其 FAR36 修订到第 27 修正案,而我国《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(CCAR-36),主要参考国际民用航空公约附件 16(第 I 卷)第 3 修正案和 FAR36 第 1 至 22 修正案制定。国际民航组织和 FAA 新的修正案主要增加了第四阶段航空器的噪声要求,而我国现行噪声限制为第三阶段航空器噪声,明显与国际通行标准不相符合,如果不及及时修订,则会使新研制的国产飞机进入国际市场受到限制。

为保持我国适航标准与各国国际航标准同步,防止国外不符合现行国际标准的航空器进入我国而造成经济损失和环境污染,配合 ICAO 安全审计工作,促进我国国产飞机项目的研制和生产,中国民用航空总局决定修订《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(CCAR-36)。此次修订主要参考国际民用航空公约附件 16 第 4 到第 7 修正案和 FAR36 第 23 到 28 修正案的内容。

二、修订技术说明

(一)在本次修订中,文字尽量与修订前的规定保持一致;对原规定中个别虽不妥贴但含义正确的文字,原则上不作修改;对于文字表达过于生涩的条款或有错误的文字,在不影响原意的情况下对其进行了更改。

(二)由于本规章文字篇幅较大,为跟踪记录修订情况,对本次修订过的条款,在其后标明“[2007 年 4 月 15 日第一次修订]”。

(三)在本次修订中,少量修订条款改为备用或被删除后影响条款排列顺序,为了保持原有顺序及序号,保留原有顺序及序号并用方括号将“备用”括出,表示为无效文字。

(四)此次修订中的公式及单位采用公制和英制两种计量制度,英制用圆括号“()”在公制后标出,便于实际使用中相互参照。缩略语的定义及表示方法与修订前的规定相同。

三、修订参考资料

本次修订参考了国际民用航空公约附件 16 第 I 章第三版,第七修正案和美国联邦航空条例 FAR36 的下列 6 项修正案:

修正案编号	标题	生效日期
Amdt.36-23	权限援引的修订(不适用)	2002.03.01
Amdt.36-24	亚音速喷气式飞机和亚音速运输类	2002.08.07

	飞机的噪声审定标准	
Amdt.36-25	直升机的噪声审定标准	2004.07.02
Amdt.36-26	第四阶段航空器噪声标准	2005.08.04
Amdt.36-27	螺旋桨小飞机噪声审定标准的协调	2005.09.06
Amdt.36-28	加强单发螺旋桨小飞机的噪声标准	2006.02.03

四、CCAR-36 第一次修订涉及的条款

A 章

条款号	新增	修 订	删 除	FAR 修正 案号	备注
第 36.1 条					
(a)(1)		√		36-24	
(f)(1)		√		36-24	
(f)(9)	√			36-26	
(f)(10)	√			36-26	
(f)(11)	√			36-26	
(h)(5)	√			36-25	
第 36.2 条	√			36-24	
第 36.6 条				36-26	
(c)(1)(vi)至 (x)	√ √				
(c)(3)					
第 36.7 条				36-26	
(e)(4)	√				
(f)	√				
第 36.11 条		√		36-25	

B 章

条款号	新 增	修 订	删 除	FAR 修正 案号	备注
第 36.101 条		√		36-24	
第 36.103 条					
(b)		√		36-24	
(c)		√		36-26	
第 36.105 条	√			36-26	
第 36.201 条		√		36-24	

C 章

条款号	新 增	修 订	删 除	FAR 修正 案号	备注
		√		36-24	将 B 章与 C 章合 并，C 章改为保留

H 章

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
第 36.801 条		√		36-25	

O 章

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
第 36.1581 条		√		36-24	
(a) (2)		√		36-25	
(a) (3)					

附件

附件号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
A		√		36-24 36-26	将原版本的附件 A 和 B 合并, 并修订
B		√		36-24 36-26	将原版本的附件 C 修订,
C		√		36-26	将附件 C 改为备用
G		√		36-27 36-28	
H		√		36-25	
J		√		36-25	