中国民用航空局航空器适航审定司

咨询通告

编　　号:AC-36-AA-2008-04

下发日期:2008年3月17日

航空器型号与适航合格审定噪声规定

航空器型号与适航合格审定噪声规定

1. 目的

a. 内容：本通告包含了根据中国民用航空规章（CCAR）36 部的要求进行航空器噪声合格审定的相关信息。文档包括总体说明、参考文献和 36 部相关的定义，以及 36 部规章的所有条款和技术附件。每一条款都给出了适当的解释说明、中国民用航空总局（CAAC）执行该条款的有关政策以及其他指导信息。本通告包含四个附件，包括国际民航组织（ICAO）环境技术手册，CAAC 审查申请人数据修正和分析方法的程序，受环境噪声影响的数据修正方法以及螺旋桨小飞机和通勤类飞机的等效程序和“非声学更改”的证明。

b. 范围：本通告给相关部门（例如局方、航空器制造商、声学咨询机构、航空公司和机场运行部门等）提供了 36 部噪声合格审定规章的符合性信息，包括与飞机和旋翼机噪声合格审定过程相关的 CAAC 的政策、规章的解释和其他适用的技术指南。适用于 21 部定义的正常类、实用类、特技类、通勤类和运输类飞机及正常类、运输类旋翼机的噪声合格审定。

本通告没有改变规章的要求，也没有允许改变或偏离规章的要求。本通告中所使用的文字依其必要性分为强制性的、许可性的和建议性的。本通告中的强制性语言（例如，“必须”）用于对规章语言解释。某些“补充信息”和“程序”中也使用强制性语言，以反映有关规章语言意图的 CAAC 的政策。本通告中的许可性语言（如词语“应当”），用于就目前的经验而言，可以被 CAAC 接受的用于航空器噪声合格审定的条件、方法及程序，

但是申请人可以不局限此，而提出其他选择来符合36部。

本通告提及了一些经实践证明在航空器噪声合格审定中可以接受的等效程序。本通告的附件1是ICAO航空环境保护委员会批准的“航空器噪声合格审定程序使用的环境技术手册”第7修订版。本通告指出，CAAC可以考虑接受某些技术手册中的等效程序。用于航空器噪声合格审定的等效程序必须提交CAAC审查和批准。

c. 文件格式：本通告逐条回顾了36部的条款，如图1所示。

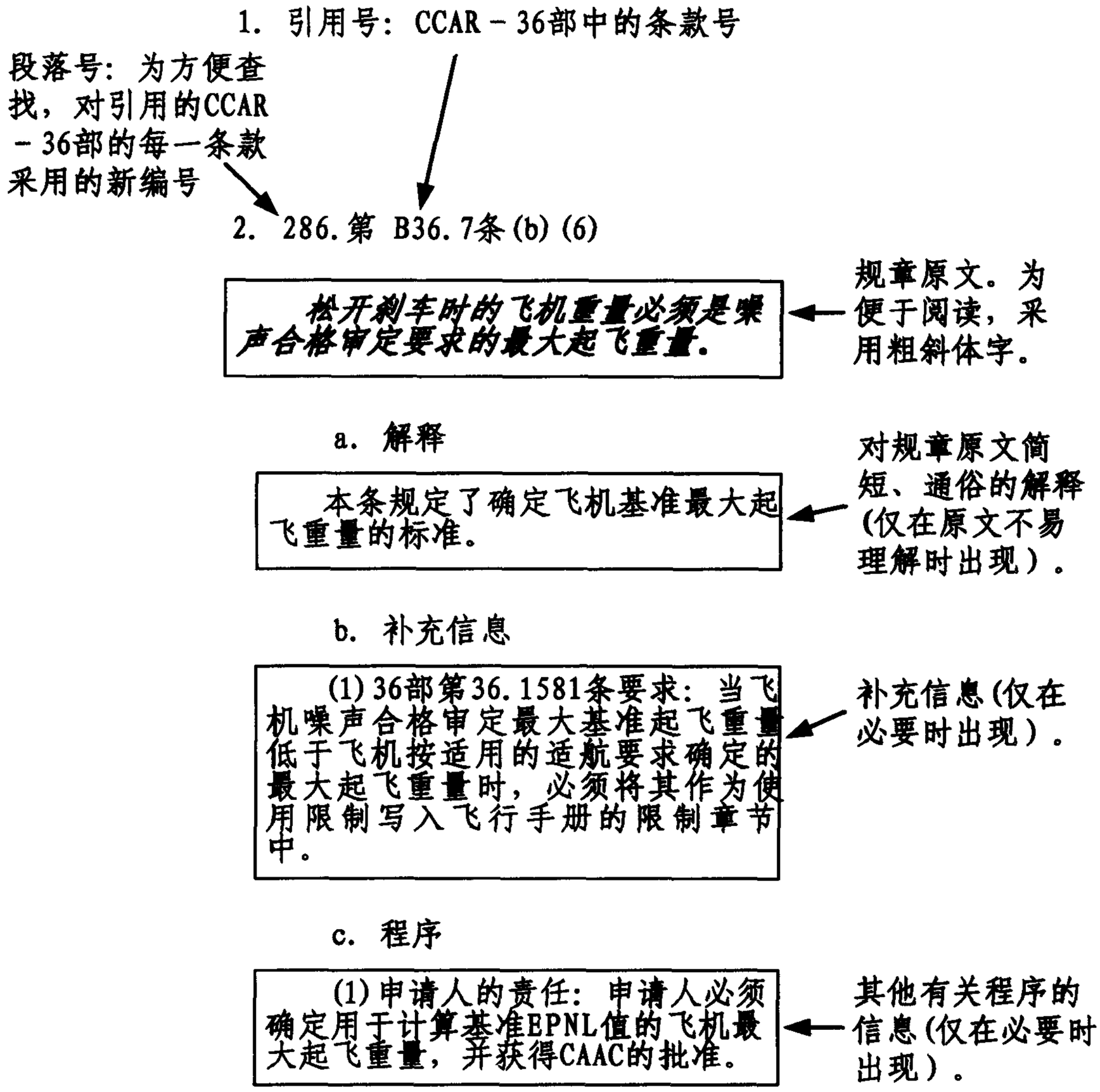


图1 文件格式

d. 排除：本通告中不包括以下内容：

(1) 本通告没有讨论超音速运输类飞机的噪声合格审定要求；

(2) 本通告没有讨论 36 部附件 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”，附件 F 的技术内容已经被附件 G 所取代；

(3) 本通告没有讨论航空器运行限制，这些限制有可能适用于已经经过审定、并在中华人民共和国运行的民用航空器。

2. [备用]

3. 参考文献

(1) FAA Order 1050.1D, Policies and Procedures For Considering Environmental Impacts, (Change 4, June 1999), or current version.

(2) Public Law 103-272, Codification of Certain U.S. Transportation Laws as Title 49, United States Code, Section 44715, July 5, 1994.

(3) Part 36, Appendix G Handbook, FAA Report FAA-AEE-95, dated June 20, 1995.

(4) Requirements for DGPS-Based TSPI Systems Used in Aircraft Noise Certification Tests, DTS-75-FA753-LR3, Letter Report, April 14, 1997.

(5) Joint Aviation Requirements, JAR 36, Aircraft Noise, May 1997.

(6) Advisory Circular (AC) 25-7A, Flight Test Guide, March 31, 1998, or current version.

(7) FAA Order 8110.4B, Type Certification Process, April 24, 2000, or current version.

(8) ICAO Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP), Environmental Technical Manual on the Use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft, Steering Group Approved Revision (SGAR) 7, September 2000 (included as Appendix 1 to this AC).

(9) FAA Order 8100.8A, Designee Management Handbook, January 30, 2001, or current version.

(10) FAA Order 8110.37C, September 30, 1998. Designated Engineering Representatives (DER) Guidance Handbook, or current version.

(11) International Civil Aviation Organization (ICAO), Environmental Protection, Annex 16, Volume 1, Aircraft Noise, Third Edition - 1993. (Amendment 7, Applicable March 21, 2002).

4. 定义

这部分包括本通告中的法规性条款、政策及指导性资料中使用的两类定义，一类为36部规章中涉及的在噪声合格审定过程中使用的通用术语，另一类为必须符合36部规章的特定航空器类型和与之相关的名词术语。

a. 通用术语的定义

(1) 局方：指中国民用航空总局（CAAC）、民航地区管理局。

(2) [备用]

(3) 申请人：CCAR－21部第21.13条规定“具有民用航空产品设计能力的人具备申请型号合格证或者型号设计批准书的资格”。向CAAC申请航空器型号合格证的任何人，无论是申请新的还是补充的型号合格证，都被认为是申请人。申请人必须符合CCAR－21部的有关要求。

(4) [备用]

(5) [备用]

(6) 型号检查核准书（TIA）：型号检查核准书是 CAAC 的官方文件，用于指导和传达地区合格审定机构工程小组与 CAAC 飞行试验机组的工作。型号检查核准书通常要求申请人提供经批准的验证符合性大纲以及附加的限用、检查、试验、限制和程序等，这是局方要求在飞行和地面试验期间需观察的内容。

b. 与飞机有关的名词术语的定义

(1) 航空器：一种在空气中飞行的装置。

(2) 大型航空器：是指最大审定起飞重量超过 5700 公斤（12500 磅）的航空器。

(3) 小型航空器：指最大审定起飞重量不超过 5700 公斤（12500 磅）的航空器。

(4) 民用航空器：除用于执行军事、海关、警察飞行任务外的航空器。

(5) 飞机：由发动机驱动的比空气重的固定翼航空器，飞行中由作用于机翼的气动反作用力支撑。

(6) 特技类飞机：是指座位设置（不包括驾驶员）为 9 座或以下，最大审定起飞重量为 5700 公斤（12500 磅）或以下，除了由于所要求的飞行试验结果表明是必要的限制以外，在使用中不加限制的飞机。特技类飞机要求表明对 CCAR－23 部的符合性。

(7) 通勤类飞机：是指座位设置（不包括驾驶员）为 19 座或以下，最大审定起飞重量为 8618 公斤（19000 磅）或以下，用于非特技飞行的螺旋

桨驱动的多发动机飞机。通勤类飞机要求表明对 CCAR－23 部的符合性。

(8) 正常类飞机：是指座位设置（不包括驾驶员）为 9 座或以下，最大审定起飞重量为 5700 公斤（12500 磅）或以下，用于非特技飞行的飞机。正常类飞机要求表明对 CCAR－23 部的符合性。

(9) 初级类飞机：初级类飞机是符合下列条件的航空器：

(i) 无动力驱动或者由一台自然吸气式发动机驱动，失速速度不大于 113 千米/小时（61 节）；如果为旋翼航空器，主旋翼盘载荷限制值为 29.3 公斤/平方米（6 磅/平方英尺）；并且

(ii) 最大重量不大于 1225 公斤（2700 磅）；并且

(iii) 包括驾驶员在内，最大座位数不超过 4 人；并且

(iv)客舱不增压。

初级类飞机要求满足 CCAR－21 部第 21.24 条的要求。

(10) 限用类航空器:CCAR－21 部第 21.25 条定义的用于特殊目的的航空器。

(11) 运输类航空器：指满足并按 CCAR－25 部关于运输类飞机或 CCAR－29 部关于运输类旋翼机规章审定的航空器（不论大小）。

(12) 实用类飞机：是指座位设置（不包括驾驶员）为 9 座或以下，最大审定起飞重量为 5700 公斤（12500 磅）或以下，用于有限特技飞行的飞机。实用类飞机要求表明对 CCAR－23 部的符合性。

(13) 直升机：一种主要依靠发动机驱动旋翼旋转以进行水平飞行的旋翼机。

(14) 旋翼机：重于空气、主要靠一个或多个旋翼产生升力以在空中飞

行的航空器。

(15) 正常类旋翼机:最大重量不超过3180公斤(7000磅)且满足CCAR－27部规章要求的旋翼机。

(16) 喷气式飞机：所有由涡喷或涡扇发动机提供动力的固定翼飞机都定义为喷气式飞机，不管它是按CCAR－23部（小型或通用类飞机）还是按CCAR－25部（运输类航空器）审定的。

(17) 涡轮螺旋桨飞机：由燃气涡轮发动机驱动的螺旋桨提供主要推力的飞机。

(18) 亚音速飞机：指最大运行限制速度M_{MO}不超过马赫数1的飞机。

(19) 超音速飞机：指最大运行限制速度M_{MO}超过马赫数1的飞机。

(20) 航空器发动机：用于推进航空器的发动机。包括涡轮增压器、附属设备和执行其基本功能的必要附件，但不包括螺旋桨。

(21) 螺旋桨：飞机推进装置的一种，其桨叶装在发动机驱动轴上。当它转动时，通过对空气的反作用力，产生与转动面接近垂直的推力。包括通常由螺旋桨制造商提供的控制部件，但不包括发动机的主辅转子和旋转的叶片。

(22) 机场：用来起降航空器的陆地或水域，包括所有的建筑和设施。

(23) 备用

5. 缩写

注：除了这里列出的缩写，本通告第A36.6条中还给出了与亚音速运输类大飞机和喷气式飞机噪声合格审定有关的符号和单位。

AC	咨询通告
A/C	空调系统（环境控制系统）
AFM	飞机飞行手册
APU	辅助动力装置
ARP	航空宇航操作规程建议
CAAC	中国民用航空总局
CCAR	民用航空条例
CDI	偏航指示器
CG	重心
dB	分贝
DER	工程委任代表
DGPS	差分全球定位系统
DMU	距离测量设备
EPR	发动机压比（功率设定参数）
FAA	联邦航空局
GDI	下滑偏航指示器
GPS	全球定位系统
Hz	振荡频率，每秒循环数
INS	惯性导航系统
ICAO	国际民航组织
ILS	仪表着陆系统

ISA	国际标准大气
JAR	欧洲联合航空规章
Log	以10为底的对数
m	米
MLW	最大着陆重量
MSL	平均海拔
MTOGW	最大起飞总重量
N_1	低压转子转速（功率设定参数），rpm或者%
NAC	非声学更改
NCS	噪声合格审定专家
NIST	国家标准和技术协会
NPD	噪声－功率－距离
RFM	旋翼机飞行手册
RH	相对湿度，%
rms	均方根
rpm	转/分钟
SAE	汽车工程师协会
SBV	防喘放气活门（发动机内部操作活门）
STC	补充型号合格证
TIA	型号检查核准书
TC	型号合格证

TM	技术手册（ICAO“航空器噪声合格审定程序使用的环境技术手册”）
TSPI	时间空间位置信息
V_{REF}	基准着陆速度

6. －7. [备用]

目　录

1. 目的 1
2. [备用] 3
3. 参考文献 3
4. 定义 4
5. 缩写 7
6. －7. [备用] 10

目　录 **11**

I. CCAR－21 部中关于产品和零件的合格审定程序 **20**

8. CCAR－21 部概述 20
9. －11. [备用] 21

II. CCAR－36 部 航空器型号和适航合格审定噪声规定 **22**

12. A 章 总则 22
13. 第 36.1 条 适用范围和定义 22
14. 第 36.1 条(a) 22
15. 第 36.1 条(b) 25
16. 第 36.1 条(c) 26
17. 第 36.1 条(d) [备用] 30
18. 第 36.1 条(e) [备用] 30
19. 第 36.1 条(f) 30
20. 第 36.1 条(g) 31
21. 第 36.1 条(h) 32
22. 第 36.2 条 申请日期的要求 34
23. 第 36.3 条 适航要求的相容性 36
24. 第 36.5 条 本规定的限制 36
25. 第 36.6 条 引用文件 37
26. 第 36.6 条(a) 37
27. 第 36.6 条(b) 37
28. 第 36.6 条(c) 38
29. [备用] 39
30. [备用] 39
31. 第 36.7 条 声学更改：运输类大飞机和喷气式飞机 40
32. 第 36.7 条(a) 40
33. 第 36.7 条(b) 40
34. 第 36.7 条(c) 40
35. 第 36.7 条(d) 42
36. 第 36.7 条(e) 43

36A. 第 36.7 条(f) 43

37. 第 36.9 条 声学更改：螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机[日后完成] 44
38. 第 36.9 条(a) [日后完成] 44
39. 第 36.9 条(b) [日后完成] 44

40. 第 36.11 条 声学更改：直升机 44
41. 第 36.11 条(a) 45
42. 第 36.11 条(b) 46
43. 第 36.11 条(c) 47
44. －50. [备用] 47
III. B 章 运输类大飞机和喷气式飞机 48
51. 第 36.101 条噪声测量和评定 48
52. 第 36.103 条 噪声限制 51
53. 第 36.103 条(a) 51
54. 第 36.103 条(b) 52
54A. 第 36.103 条(c) 52
54B. 第 36.105 条 飞行手册中第 4 章等效性的声明 52
IV. C 章 [备用] 54
V. D 章 [备用] 55
55. －57. [备用] 55
VI. E 章 [备用] 56
VII. F 章 螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机 57
58. 第 36.501 条 噪声限制 57
59. 第 36.501 条(a) 57
60. 第 36.501 条(b) 57
61. 第 36.501 条(c) 57
VIII. G 章 [备用] 58
62. －65. [备用] 58
IX. H 章 直升机 59
66. 第 36.801 条 噪声测量 [日后完成] 59
67. 第 36.803 条 噪声评定和计算 [日后完成] 59
68. 第 36.805 条 噪声限制 [日后完成] 59
69. 第 36.805 条(a) [日后完成] 59
70. 第 36.805 条(b) [日后完成] 59
71. 第 36.805 条(c) [备用] 59
72. 第 36.805 条(d) [日后完成] 59
X. I－N 章 [备用] 60
73. －75. [备用] 60
XI. O 章 文件、使用限制和资料 61
76. 第 36.1501 条 程序、噪声级和其他资料 61
77. 第 36.1501 条(a) 61
78. 第 36.1501 条(b) 70
79. 第 36.1581 条 手册、标记和标牌 71
80. 第 36.1581 条(a) 71
81. 第 36.1581 条(b) 75
82. 第 36.1581 条(c) 76
83. 第 36.1581 条(d) 76
84. 第 36.1581 条(e) 78
85. 第 36.1581 条(f) 78

86. 第 36.1581 条(g) 78
87. 第 36.1583 条 不必符合噪声限制的农业和灭火用飞机 78
88. 第 36.1583 条(a) 78
89. 第 36.1583 条(b) 79
90. －99. ［备用］ 80
XII. 附件 A 根据第 36.101 条航空器噪声的测量和评定 81
100. 附件 A 根据第 36.101 条航空器噪声的测量和评定 81
101. 第 A36.1 条 引言 81
102. 第 A36.1.1 条 81
103. 第 A36.1.2 条 82
104. 第 A36.1.3 条 82
104A. 第 A36.1.4 条 82
105. 第 A36.2 条 噪声合格审定试验和测量条件 82
106. 第 A36.2.1 条 概述 82
107. 第 A36.2.1.1 条 82
108. 第 A36.2.2 条 试验环境 84
109. 第 A36.2.2.1 条 84
110. 第 A36.2.2.2 条 85
111. 第 A36.2.2.2 条(a) 86
112. 第 A36.2.2.2 条(b) 87
113. 第 A36.2.2.2 条(c) 88
114. 第 A36.2.2.2 条(d) 89
115. 第 A36.2.2.2 条(e) 90
116. 第 A36.2.2.2 条(f) 92
117. 第 A36.2.2.2 条(g) 93
118. 第 A36.2.2.3 条 94
119. 第 A36.2.2.4 条 96
120. 第 A36.2.3 条 航迹测量 97
121. 第 A36.2.3.1 条 98
122. 第 A36.2.3.2 条 99
123. 第 A36.2.3.3 条 103
124. 第 A36.3 条 对地面接收到的飞机噪声的测量 104
125. 第 A36.3.1 条 定义 104
126. 第 A36.3.1.1 条 104
127. 第 A36.3.1.2 条 104
128. 第 A36.3.1.3 条 104
129. 第 A36.3.1.4 条 105
130. 第 A36.3.1.5 条 105
131. 第 A36.3.1.6 条 105
132. 第 A36.3.1.7 条 105
133. 第 A36.3.1.8 条 105
134. 第 A36.3.1.9 条 106
135. 第 A36.3.1.10 条 106
136. 第 A36.3.1.11 条 106

137. 第 A36.3.1.12 条 106
138. 第 A36.3.1.13 条 106
139. 第 A36.3.1.14 条 106
140. 第 A36.3.1.15 条 106
141. 第 A36.3.1.16 条 107
142. 第 A36.3.2 条 基准环境条件 107
143. 第 A36.3.2.1 条 107
144. 第 A36.3.3 条 概述 108
145. 第 A36.3.3.1 条 108
146. 第 A36.3.3.2 条 109
147. 第 A36.3.4 条 防风罩 110
148. 第 A36.3.4.1 条 110
149. 第 A36.3.5 条 传声器系统 110
150. 第 A36.3.5.1 条 110
151. 第 A36.3.5.2 条 111
152. 第 A36.3.5.3 条 111
153. 第 A36.3.5.4 条 112
154. 第 A36.3.6 条 记录与重放系统 114
155. 第 A36.3.6.1 条 114
156. 第 A36.3.6.2 条 114
157. 第 A36.3.6.3 条 114
158. 第 A36.3.6.4 条 115
159. 第 A36.3.6.5 条 115
160. 第 A36.3.6.6 条 115
161. 第 A36.3.6.7 条 115
162. 第 A36.3.6.8 条 116
163. 第 A36.3.6.9 条 116
164. 第 A36.3.7 条 分析系统 118
165. 第 A36.3.7.1 条 118
166. 第 A36.3.7.2 条 118
167. 第 A36.3.7.3 条 119
168. 第 A36.3.7.4 条 119
169. 第 A36.3.7.5 条 120
170. 第 A36.3.7.6 条 121
171. 第 A36.3.7.7 条 121
172. 第 A36.3.8 条 校准系统 122
173. 第 A36.3.8.1 条 122
174. 第 A36.3.9 条 系统的校准与检查 122
175. 第 A36.3.9.1 条 122
176. 第 A36.3.9.2 条 122
177. 第 A36.3.9.3 条 123
178. 第 A36.3.9.4 条 123
179. 第 A36.3.9.5 条 123
180. 第 A36.3.9.6 条 124

181. 第 A36.3.9.7 条 124
182. 第 A36.3.9.8 条 124
183. 第 A36.3.9.9 条 124
184. 第 A36.3.9.10 条 124
185. 第 A36.3.10 条 环境噪声修正 128
186. 第 A36.3.10.1 条 128
187. 第 A36.3.10.2 条 129
188. 第 A36.4 条 根据测量数据计算有效感觉噪声级 130
189. 第 A36.4.1 条 概述 130
190. 第 A36.4.1.1 条 130
191. 第 A36.4.1.2 条 130
192. 第 A36.4.1.3 条 131
193. 第 A36.4.2 条 感觉噪声级 132
194. 第 A36.4.2.1 条 132
195. 第 A36.4.3 条 频谱不规则性修正 133
196. 第 A36.4.3.1 条 133
197. 第 A36.4.3.2 条 140
198. 第 A36.4.4 条 最大纯音修正感觉噪声级 140
199. 第 A36.4.4.1 条 140
200. 第 A36.4.4.2 条 141
201. 第 A36.4.5 条 持续时间修正 143
202. 第 A36.4.5.1 条 143
203. 第 A36.4.5.2 条 143
204. 第 A36.4.5.3 条 143
205. 第 A36.4.5.4 条 143
206. 第 A36.4.5.5 条 144
207. 第 A36.4.6 条 有效感觉噪声级 145
208. 第 A36.4.6 条 145
209. 第 A36.4.7 条 呐表的数学公式 145
210. 第 A36.4.7.1 条 145
211. 第 A36.4.7.2 条 146
212. 第 A36.4.7.3 条 146
213. 第 A36.4.7.4 条 146
214. 第 A36.5 条 向中国民用航空总局报送数据 148
215. 第 A36.5.1 条 概述 148
216. 第 A36.5.1.1 条 148
217. 第 A36.5.1.2 条 148
218. 第 A36.5.1.3 条 149
219. 第 A36.5.2 条 数据报送 149
220. 第 A36.5.2.1 条 150
221. 第 A36.5.2.2 条 150
222. 第 A36.5.2.3 条 150
223. 第 A36.5.2.4 条 150
224. 第 A36.5.2.5 条 150

225. 第 A36.5.3 条 报送噪声合格审定基准条件 152
226. 第 A36.5.3.1 条 152
227. 第 A36.5.4 条 结果的有效性 153
228. 第 A36.5.4.1 条 153
229. 第 A36.5.4.2 条 153
230. 第 A36.5.4.3 条 154
231. 第 A36.6 条 符号和单位 156
232. 第 A36.7 条 大气的声衰减 162
233. 第 A36.7.1 条 162
234. 第 A36.7.2 条 163
235. 第 A36.7.3 条 164
236. 第 A36.8 条 [备用] 165
237. 第 A36.9 条 飞机飞行试验结果的修正 166
238. 第 A36.9.1 条 166
239. 第 A36.9.1.1 条 168
240. 第 A36.9.1.2 条 171
241. 第 A36.9.2 条 飞行剖面 172
242. 第 A36.9.2.1 条 起飞剖面 172
243. 第 A36.9.2.2 条 进场剖面 179
244. 第 A36.9.3 条 简化的修正方法 185
245. 第 A36.9.3.1 条 概述 185
246. 第 A36.9.3.2 条 对 PNL 和 PNLT 的修正 185
247. 第 A36.9.3.2.1 条 188
248. 第 A36.9.3.2.1.1 条 PNLT 修正 191
249. 第 A36.9.3.2.1.2 条 192
250. 第 A36.9.3.2.2 条 192
251. 第 A36.9.3.3 条持续时间的修正 193
252. 第 A36.9.3.3.1 条 193
253. 第 A36.9.3.3.2 条 193
254. 第 A36.9.3.4 条 源噪声修正 193
255. 第 A36.9.3.4.1 条 193
256. 第 A36.9.3.4.2 条 194
257. 第 A36.9.3.5 条 对称性修正 194
258. 第 A36.9.3.5.1 条 194
259. 第 A36.9.4 条 完整的修正方法 196
260. 第 A36.9.4.1 条 概述 196
261. 第 A36.9.4.2 条 PNLT 计算 196
262. 第 A36.9.4.2.1 条 200
263. 第 A36.9.4.2.2 条 201
264. 第 A36.9.4.2.3 条 201
265. 第 A36.9.4.3 条 持续时间修正 201
266. 第 A36.9.4.3.1 条 201
267. 第 A36.9.4.4 条 源噪声的修正 202
268. 第 A36.9.4.4.1 条 202

269. 第 A36.9.5 条 航迹识别位置 202
270. 第 A36.9.6 条 航迹的距离 203
271. －289. [备用] 204
XIII. 附件 B 根据第 36.103 条运输类和喷气式飞机的噪声级 205
290. 附件 B 根据第 36.103 条运输类和喷气式飞机的噪声级 205
291. 第 B36.1 条 噪声的测量和评定 205
292. 第 B36.2 条 噪声评定的量度 206
293. 第 B36.3 条 基准噪声测量点 207
294. 第 B36.4 条 试验噪声测量点 208
295. 第 B36.5 条 最大噪声级 209
296. 第 B36.6 条 综合评定 214
297. 第 B36.7 条 噪声合格审定基准程序和条件 215
298. 第 B36.7 条(a) 一般条件 215
299. 第 B36.7 条(b) 起飞基准程序 216
300. 第 B36.7 条(b)(1) 217
301. 第 B36.7 条(b)(2) 219
302. 第 B36.7 条(b)(3) 219
303. 第 B36.7 条(b)(4) 220
304. 第 B36.7 条(b)(5) 220
305. 第 B36.7 条(b)(6) 221
306. 第 B36.7 条(b)(7) 222
307. 第 B36.7 条(c) 进场基准程序 222
308. 第 B36.7 条(c)(1) 222
309. 第 B36.7 条(c)(2) 223
310. 第 B36.7 条(c)(3) 223
311. 第 B36.7 条(c)(4) 224
312. 第 B36.7 条(c)(5) 225
313. 第 B36.8 条 噪声合格审定试验程序 226
314. 第 B36.8 条(a) 226
315. 第 B36.8 条(b) 227
316. 第 B36.8 条(c) 227
317. 第 B36.8 条(d) 227
318. 第 B36.8 条(e) 228
319. 第 B36.8 条(f) 228
320. 第 B36.8 条(g) 229
321. －349. [备用] 229
XIV. 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 230
350. A 部分 总则 230
351. 第 F36.1 条 范围[日后完成] 230
352. B 部分 噪声测量 230
353. 第 F36.101 条 一般试验条件[日后完成] 230
354. 第 F36.103 条 声学测量系统[日后完成] 230
355. 第 F36.105 条 测量、记录和重放设备[日后完成] 230

356. 第 F36.107 条 噪声测量程序[日后完成] 230
357. 第 F36.109 条 数据记录、报送和批准[日后完成] 230
358. 第 F36.111 条 飞行程序[日后完成] 230
359. C 部分 数据修正 230
360. 第 F36.201 条 数据的修正[日后完成] 230
361. 第 F36.203 条 结果的有效性[日后完成] 230
362. D 部分 噪声限制 230
363. 第 F36.301 条 航空器的噪声限制[日后完成] 230
364. －374. [备用] 230
XV. 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 231
375. A 部分 总则 231
376. 第 G36.1 条 范围 231
377. B 部分 噪声测量 232
378. 第 G36.101 条 一般试验条件 232
379. 第 G36.101 条(b) 233
380. 第 G36.101 条(c) 237
381. 第 G36.101 条(d) 238
382. 第 G36.103 条 声学测量系统 238
383. 第 G36.103 条(b)、(c) 239
384. 第 G36.103 条(d) 240
385. 第 G36.105 条(a) 241
386. 第 G36.105 条(b)、(c) 242
387. 第 G36.105 条(d) 243
388. 第 G36.105 条(e) 244
389. 第 G36.105 条(f) 246
390. 第 G36.105 条(g) 247
391. 第 G36.107 条 噪声测量程序 248
392. 第 G36.107 条(b) 251
393. 第 G36.107 条(c) 252
394. 第 G36.109 条 数据记录、报送和批准 254
395. 第 G36.109 条(b) 254
396. 第 G36.109 条(c)、(d) 255
397. 第 G36.109 条(e) 256
398. 第 G36.109 条(f) 256
399. 第 G36.109 条(g) 257
400. 第 G36.111 条 飞行程序 258
401. 第 G36.111 条(b) 259
402. 第 G36.111 条(c) 260
403. 第 G36.111 条(c)(1) 261
404. 第 G36.111 条(c)(2) 262
405. C 部分 数据修正 264
406. [备用] 264
407. 第 G36.201 条 试验结果的修正 264

408. 第 G36.201 条(b) 266
409. 第 G36.201 条(c) 267
410. 第 G36.201 条(d) 268
411. 第 G36.201 条(d)(1) 268
412. 第 G36.201 条(d)(2) 271
413. 第 G36.201 条(d)(3) 271
414. 第 G36.201 条(d)(4) 274
415. 第 G36.203 条 结果的有效性 277
416. D 部分 噪声限制 279
417. 第 G36.301 条 航空器的噪声限制 279
418. －429. [备用] 281
XVI. 附件 H H 章直升机的噪声要求[日后完成] 282
XVII. 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[日后完成] 283

I. CCAR－21 部中关于产品和零件的合格审定程序

8. CCAR－21 部概述

CCAR－21 部规定，作为所有航空器合格审定要求的一部分，申请人必须满足 CCAR－36 部噪声合格审定的要求。型号合格证的申请人必须证明该航空器满足 CCAR－36 部的适用要求（CCAR－21，第 21.17 条）。另外，如果申请人提交的型号设计、试验报告和各种必要的计算证明申请型号合格审定的产品符合适航和航空器噪声要求，那么申请人就可以取得该航空器的型号合格证（CCAR－21，第 21.21 条和第 21.25 条）。同样，相似要求也适用于进口到中国的外国制造的航空器(CCAR－21，第 21.29 条)。具体条款参见 CCAR－21 部。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 适航审定：CAAC 要求所有进行噪声合格审定的航空器必须满足 CCAR－21 部规定的适航要求，CCAR－21 部具体规定了每种航空器类型和产品的适航标准，例如：

(i) CCAR－23 部针对正常类、实用类、特技类和通勤类飞机

(ii) CCAR－25 部针对运输类飞机

(iii) CCAR－27 部针对正常类旋翼飞机

(iv) CCAR－29 部针对运输类旋翼飞机

(v) CCAR－33 部针对飞机发动机

(vi) CCAR－35 部针对螺旋桨

(vii) 初级类航空器

(2) 型号设计更改：CCAR－21 部第 21.93 条(二)要求，不管按第 21.93 条(一)划分为“大改”还是“小改”，任何可能提高飞机噪声级的自愿型号设计更改都必须符合 CCAR－36 部中“声学更改”的要求。关于声学更改的进一步讨论见本通告的 16 条。

c. 程序

无

9. －11. [备用]

II. CCAR－36部 航空器型号和适航合格审定噪声规定

12. A章 总则

a. 解释

这一章规定了CCAR－36部的适用性，36部中专业术语的定义和关于型号合格证申请日期、适航兼容性、限制、参考信息以及声学更改的要求。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

13. 第36.1条 适用范围和定义

14. 第36.1条(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条所申明的和中国民用航空总

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。

a. 解释

本条规定了航空器的类型与种类，36部作为为这些航空器颁发型号合格证（TC）、型号合格证的更改、补充型号合格证（STC）、型号合格证的修订和适航证的一个适用条件。

b. 补充信息

(1) 适用性要求：除非特别说明，用于确定航空器型号设计适用36部标准的日期是其型号合格证的申请日期。型号合格证申请的有效期在21部第21.17条（三）中明确规定。

(2) 与噪声相关的型号审定要求：参见本通告参考文献7中的6－3(h)段。

(3) 补充型号合格证：参见本通告参考文献7中的6－3(j)段。

(4) 术语的定义：本通告第4条给出了下列第36.1条(a)(1)－(4)中涉及的航空器类型与种类的定义。

航空器

大型航空器

小型航空器

飞机

直升机

飞机的种类（见注 A）

- 特技类
- 通勤类
- 正常类
- 初级类
- 限用类（见注 B）
- 运输类
- 实用类

直升机的种类

- 正常类
- 运输类

螺旋桨

喷气式飞机

涡轮螺旋桨飞机（见注 C）

注：

(A) 飞机的种类和航空器的分类：FAR－1 部阐明了飞机种类（如，特技类，通勤类，正常类，初级类，限用类，运输类和实用类）和航空器的分类（如，常规起飞和着陆(CTOL)，垂直起飞和着陆(VTOL)，短距起飞和着陆(STOL)，减推力起飞和着陆(RTOL)和超音速运输机(SST)）的区别。36

部规定的噪声合格审定要求，适用于几个飞机和直升机的种类，但是不适用于 STOL，RTOL，SST（除了协合式飞机）或 VTOL 等类别。

(B) 限用类螺旋桨大飞机:. 按照限用类（见 21 部第 21.25 条）进行型号合格审定的螺旋桨大飞机，不需要证明其与 36 部的符合性。在 36 部的适用范围以外的，需要提供一个环境评估（更多信息参见本通告的参考文献 7）。

(C) 涡轮螺旋桨飞机：涡轮螺旋桨飞机包括在 36 部中，适用螺旋桨飞机（如：亚音速运输类大飞机；螺旋桨小飞机，包括特技类，通勤类，正常类，限用类，运输类；或螺旋桨通勤类飞机）的条款要求。

c. 程序

无

15. 第 36.1 条(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适航要求外，还符合本规定适用的条款。

a. 解释

本条规定申请人必须符合适用的适航要求和 36 部的要求，这是整个航空器型号合格审定过程的一部分，

b. 补充信息

(1) 噪声合格审定的航空器构型：申请按照 36 部进行合格审定的航空器构型，必须包括任何由于适航标准测试和分析而导致的、有可能造成声学更改的型号设计更改（有关由于航空器型号设计更改而导致声学更改的标准参见第 36.1 条(c)补充信息(2)）。如果申请人没有提出合适的航空器构

型，就可能必须进行附加的噪声测量和分析。

c. 程序

无

16. 第 36.1 条(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适航要求外，还符合本规定第36.7 条、第36.9 条或第36.11 条中适用的条款。

a. 解释

本条规定了按照 21 部条款对航空器型号设计进行“自愿”更改时，36 部的相关要求。

b. 补充信息

(1) 声学更改：CCAR－21 部第 21.93 条(二)定义了“声学更改”。FAR－21 部还规定了 36 部要求以外的航空器构型。FAR21.93(b)的文字内容如下（也可参见本通告参考文献 7 中的 6－3(i)段）:

(b) 为了与 36 部相符合，除了在本条中(b)(2)，(b)(3)和(b)(4)的规定外，任何可能增加下列航空器噪声级的型号设计更改称为对该航空器的“声学更改”（本条中的(a)段对设计更改中的“大改”和“小改”进行了分类）。

(1) 运输类大飞机

(2) 喷气式飞机（以涡轮喷气为动力，不管种类）。“声学更改”不包括以下设计更改:

(i) 一个或更多可收放的起落架在放下位置飞行，或者

(ii) 飞机蒙皮之外的备用发动机和短舱的支架（包括吊架和其他

外部固定装置的回收），或者

(iii) 发动机和/或短舱的限时更改，此型号设计的更改特别指出飞机的运行不能超过 90 天，除非证明型号设计的更改符合适用的 36 部声学更改规定。

(3) 螺旋桨驱动的通勤类飞机和初级类、正常类、实用类、特技类、运输类、限用类小飞机，以下飞机除外：

(i) 为农业运行设计的飞机（定义见本章的 137.3，1966 年 1 月 1 日生效），本章第 36.1583 条不适用，或

(ii) 为喷撒灭火材料设计的飞机，本章第 36.1583 条不适用，或

(iii) 美国注册的飞行时间早于 1955 年 1 月 1 日的飞机，或

(iv) 陆地构型的航空器经改装使用浮筒或滑橇的。这种构型更改不允许有其他本条规定没有列出的声学更改豁免。

(4) 直升机（仅为农业运行、喷撒灭火材料或携带外挂载重而设计的直升机除外，定义分别见本章的 137.3，1966 年 1 月 1 日生效，133.1(b)，1976 年 12 月 20 日生效），“声学更改”包括以下型号设计更改：

(i) 消音器或其他噪声控制部件的任何更改或拆除。

(ii) 根据 FAA 批准的分析或试验数据，局方认为可能增加噪声水平的任何其他设计或构型的更改（包括航空器运行限制的改变）。

(2) 型号设计的自愿更改：航空器构型的自愿更改意味着该航空器型号设计的更改。可能影响 36 部审定噪声级的航空器型号设计自愿更改举例如下：

(i) 为提高飞机性能而增加发动机推力（功率）；

(ii) 最大总重量改变;

(iii) 与噪声有关的襟翼操作限制;

(iv) 硬件（例如：涡流发生器、襟翼构型、翼梢安定面、翼尖燃油箱等）的修改;

(v) 为改善发动机性能、加速性、减速性，或喘振裕度而进行的发动机改装;

(vi) 为改善气动性能在机翼或机身增加零部件;

(vii) 为改善流场而进行的外部短舱改装;

(viii) 为改善防冰性能而进行的发动机进气道改装;

(ix) 为改善进口流动特性而减小叶尖间隙;

(x) 对发动机/短舱进行声学处理的改装。

(3) 声学更改标准：可能增加航空器已审定噪声级的型号设计自行更改被定义为“声学更改”。CAAC 定义声学更改的标准为：审定的起飞，横侧或进场的噪声级改变 0.10EPNdB/dB(A)（如果声学更改不是按照 CAAC 批准的方法进行的）或 0.30EPNdB/dB(A)（如果申请人是按经 CAAC 批准的方案累积了总的变化）。这些标准在附件 ICAO TM 中的 1.4.3 部分也有描述，建立这些标准是用来限制若干小的更改所引起的累积影响。

(4) 非声学更改：没有导致 21 部第 21.93 条(二)定义的声学更改的型号设计更改被称为“非声学更改”（NAC）。

(5) NAC 累积效应：当型号设计更改导致噪声水平下降的时候，申请人可选择不必证明符合 36 部的所有条款，而向 CAAC 提供证明 NAC 的数据及相关信息。然而，后续的型号设计更改则可能要求符合 36 部的全部条款，

因为考虑累积的声学影响。例如：申请人提出一个构型更改可以使在飞越噪声测量点测得的噪声降低约 2.1dB，在横侧噪声测量点测得的噪声降低 1.1dB，在进场噪声测量点测得的噪声无变化。CAAC 核实噪声水平的降低，并且申请人接受构型改变前 AFM 中的审定噪声级用于此次型号设计更改。对于该申请人另外一个增加飞越噪声和横侧噪声的型号设计更改，在没有证实其对 AFM 中经审定的噪声级累积影响的情况下，不能认为是 NAC。多个型号设计更改必须在累积的基础上（作为一个组合的单个构型）对每个噪声测量点进行评估，来确定是否构成声学更改。

(6) 非标准喷气式飞机构型：FAR21.93(b)(2)(i)和(ii)指出了一些豁免，在这种情况下，喷气式飞机构型方面某些特定的型号设计更改不需要符合 36 部的要求，因为这种构型更改不是为了正常的运行，而是专门用于维护需要（例如，转场飞行，给不能转场的飞机运送发动机等）。

(7) 限时更改：喷气式飞机的发动机或短舱最多 90 天的限时更改（如 FAR21.93(b)(2)(iii)规定的）对于飞机持续运行来讲也许是必需的，直到能够对已经更改的发动机或短舱进行维修。这些更改必须符合适用的适航标准和 43 部有关维修、预防性维修、改造以及变更检查方面的要求。这样的更改不需要符合 36 部的要求，即使它们可能导致飞机噪声的增加（相对于飞机审定噪声）。FAR21.93(b)(2)(iii)仅用于当需要维修而又没有满足构型要求的发动机和短舱时。

(8) 特殊用途飞机：FAR21.93(b)(3)(i－iv)和(b)(4)规定的特殊用途螺旋桨驱动小飞机和直升机，其型号设计更改不必满足 36 部条款的要求。

c. 程序

(1) 申请人的职责：依照 21.93 条(b)，申请人必须用航空器序列号识别影响飞机审定噪声级的型号设计更改，并且还必须表明这些航空器对 36 部条款的符合性。改装后航空器的噪声级，经过 CAAC 批准，必须通过 AFM 或 RFM 的修订（一般仅对于航空器制造厂的选择），或者 AFM 或 RFM 的补充（STC 和现场批准），或者通过增补的 AFM 或者 RFM（对于没有经 CAAC 批准的 AFM 或 RFM 的航空器）等文件形式记录在经 CAAC 批准的 AFM 或者 RFM 内。需要噪声批准的构型或改装必须符合 21 部规定的适航要求，同时也要满足 36 部的要求（参见第 36.3 条）。

(2) NAC 的批准：CAAC 也可以批准将部件的实验室验证结果、每种构型改装前后地面或空中试验的噪声比较、声学分析等作为证据，以证明申请人提出的飞机型号设计更改为 NAC。这样的评定结果必须可用于 36 部规定的基准噪声测量点处的航空器审定噪声级。

17. 第 36.1 条(d) [备用]

18. 第 36.1 条(e) [备用]

19. 第 36.1 条(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限制（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)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限制的飞机。

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

20. 第 36.1 条(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。

a. 解释

本条规定了每一种飞机构型，只能按其审定噪声级所在的范围定义为某一个阶段。

b. 补充信息

(1) 在役构型更改：服役过程中飞机构型的更改（包括最大总重量的更改）会导致对于给定的噪声测量点或噪声阶段有多个审定噪声级别，这是不允许的。这类更改改变了型号设计，因此要求改变运行限制。飞机最大总重量发生改变，则要求该飞机停止运行，并且符合 43.5 和 43.7 中的批准程序。如果更改事先没有经过审定批准，就必须执行 21 部规定的设计批准程序。

c. 程序

无

21. 第 36.1 条(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 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本规定附件 H 第 H36.305 条规定的第二阶段起飞、飞越和进场噪声限制的直升机，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 第H36.305 条规定的第二阶段噪声限制，或飞越噪声级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。

(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) “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容差的上限。如果旋翼转速随飞行条件自动改变，则在噪声审定过程中必须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旋翼转速，则在噪声审定过程中必须使用飞行手册限制章节中对于功率条件所规定的最大正常工作转速。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 豁免的直升机：仅为农业运行、喷撒灭火材料或携带外挂载重而设计的直升机，不需要满足噪声审定的要求。

(2) 第一阶段/第二阶段：一架最大起飞重量小于等于 3175 公斤（7000 磅）的直升机，如果刚好没有满足附件 J（第 J36.305 条）规定的第二阶段噪声限制（不超过 0.5dB），可以选择符合附件 H（第 H36.305 条）规定的第二阶段噪声限制。

注：附件 J 中的噪声限制采用的是声暴露级，它比附件 H 采用的相应 3 个 EPNL 噪声限制的平均值严格将近 2dB。然而，这并不能保证按附件 H

进行的噪声合格审定试验就可以满足要求，尤其是军用直升机转民用时的合格审定。

c. 程序

无

22. 第 36.2 条 申请日期的要求

(a) 正如 21 部第 21.17 条的规定，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，申请人必须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) 正如 21 部第 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必须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，申请人必须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型号设计更改之日之后生效的标准，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被采用的标准;

(3) 可能包括申请人选择之后被采用的其他标准，由中国民用航空总局确定。

a. 解释

第36.2条规定了适用的36部要求是申请航空器型号合格证和型号设计更改之日有效的条款。如果型号合格证（或型号设计更改）的申请日期与型号合格证（或修订，或补充型号合格证）的颁发日期间隔超过了 5 年，则适用的 36 部条款的有效日期不能早于型号合格证、型号合格证修订及补充型号合格证颁发日期前 5 年，具体日期由申请人选择。

第 36.2 条(c)允许申请人选择符合第 36.2 条(a)或(b)要求日期以后的 36 部标准。对于第 36.2 条来讲，“标准”指所有 36 部包含的任何要求。如第 36.2 条(c)(1)和(2)的规定，申请人如果选择更新的标准，必须得到 CAAC 的批准，并且必须包括申请之日和选择之日之间被采纳的标准。因此，当申请人选择符合更新的标准，必须表明对申请之日和选择之日之间被采纳的所有适用该航空器型号的标准的符合性。另外，按照 36.2(c)(3)的规定，CAAC 可能会要求申请人符合其选择日期之后生效的其他标准。36.2(c)(3)中所说的“其他标准”指其他 36 部的标准。例如，按 36.2(c)(3)选择符合的标准随后被修订了，CAAC 可以决定要求证明其对修订后条款的符合性。这样的决定也要求申请人表明对申请之日和 CAAC 决定作为符合性基础的标准生效之日之间所采纳的所有适用于该航空器型号的标准的符合性。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

23. 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有关适航规章之间也是协调一致的。

a. 解释

无

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 航空器合格审定试验和分析采用的构型、程序和资料必须符合适用于此航空器的适航规章。例如，噪声试验或分析不能采用不满足适用的适航规章要求的着陆襟翼设置。

24. 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，本规定并未确定这些噪声级是否可以接受。

a. 解释

本条规定了有关 36 部的法律限制。

b. 补充信息

(1) 36 部的适用范围：36 部不包括与飞机运行相关的噪声标准，比如 91 部的要求。36 部审定的噪声级，是飞机在机组人员在有安全剩余推力(功

率）和速度的正常操作情况下，用可以重复的程序获得的。CAAC 制定航空器噪声的测量和评估标准。只有航空器型号符合该标准，才能颁发初始型号合格证。必须充分考虑航空器噪声的相关信息，并咨询有关的国家权威机构，确定所使用的标准和规章是否满足所适用类型航空器的最大安全性、经济合理性及技术可行性。

c. 程序

无

25. 第 36.6 条 引用文件

26. 第 36.6 条(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。

27. 第 36.6 条(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。

a. 解释

本条规定了对作为 36 部参考文献的出版物和文件的要求，和这些参考文献改版之后的必要程序。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

28. 第 36.6 条(c)

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：采用交互技术对试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) 汽车工程师学会（SAE）出版物

(i) 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”，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 月第三版，2002 年3 月21 日生效的第7 修正案。

a. 解释

本条给出了作为对各类航空器进行噪声测量和评估要求引入36 部参考文献的标准和程序。

b. 补充信息

(1) 其他出版物：其他出版物（参见附件 ICAO TM 中的参考列表）在申请人进行航空器噪声合格审定的过程中可能会提供帮助。申请人采用这些出版物中标准和程序的提议必须包含在其提交的噪声符合性验证计划中，并得到 CAAC 的批准。申请人应该在提交噪声符合性验证计划之前，与局方的专家取得联系，来确定是否有新的标准和程序适用于所申请航空器的噪声合格审定。

c. 程序

无

29. [备用]

30. [备用]

31. 第 36.7 条 声学更改：运输类大飞机和喷气式飞机

32. 第 36.7 条(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 ）申请声学更改批准或认可的所有运输类大飞机和喷气式飞机。

33. 第 36.7 条(b)

一般要求　除非另有规定，对于本条包括的飞机，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 A 中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 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。

a. 解释

本条规定了按照 21 部第 21.93 条(二)申请声学更改批准的要求。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

34. 第 36.7 条(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。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 最安静的适航批准构型：此要求必须用一致的构型来确定由经批准的型号设计更改引起的声学更改。CAAC 的政策没有要求申请人在进行噪声的测量与评定时确定在飞越或横侧噪声测量点的最安静适航批准构型。但是，CAAC 要求进行评定的衍生型号的构型要与最初审定构型一致。例如，申请人可能会选择经批准的 5 度起飞襟翼设置。后来申请的型号设计更改会增加飞越和横侧噪声级（声学更改）。CAAC 可能不要求申请人测量和评定所有适航批准的起飞襟翼设置（如 0，1，2，5，10 度）来确定最安静的构型，但可能要求对 5 度副翼设置构型进行适当的评定。

c. 程序

无

35. 第 36.7 条(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，安装涵道比为 2 或更大的高涵道比喷气发动机的飞机：

(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

(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 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，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) 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。

a. 解释

无

b. 补充信息

参见第 36.7 条(c)的补充信息(1)。

c. 程序

无

36. 第 36.7 条(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。

a. 解释

无

b. 补充信息

无

c. 程序

无

无

36A. 第 36.7 条(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。

a. 解释

无

b. 补充信息

无

c. 程序

无

37. 第 36.9 条 声学更改：螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机[日后完成]

38. 第 36.9 条(a) [日后完成]

39. 第 36.9 条(b) [日后完成]

40. 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 (7000 磅）的直升机，本条的符合性可以按本规定的附件 J 表明。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) FAR21.93(b)(4)(ii)列出的型号设计更改分类中，不要求符合 36 部的改装有:

(i) 增加或拆除外部设备（包括任何直升机外部附属的或延伸出来的仪器、设备、零件、器材或附件。这些设备不用于直升机的飞行和控制，同时也不是机身或发动机部件);

(ii) 为了便于外部设备的拆装，提供外部载荷的附着方式或便于直升机在安装外部设备或携带外部载荷时的安全运行，而对直升机机身进行的

改装；

(iii) 增加或拆除直升机上的浮筒或滑橇；

(iv) 将一个或多个门或窗拆除或在打开位置飞行；或

(v) 由于增加或拆除外部设备、浮筒及滑橇或者在拆除门窗或门窗处于打开位置飞行等造成的直升机运行限制的任何更改。

c. 程序

无

41. 第 36.11 条(a)

一般要求 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（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，本规定附件J 规定的飞越噪声必须按本规定附件J 中B 和C 部分规定的适用程序和条件测量、评定和计算。

(2) 必须根据本规定附件H 中D 部分的适用规定来表明符合附件H 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 第J36.305 条噪声级要求的符合性。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 等效程序：事先经 CAAC 批准的等效程序，可用于测量、评定及计算噪声级。一些与直升机噪声合格审定有关的通用等效程序将包括在本通告的修订版中。

(2) 噪声级的综合评定：第 H36.305 条规定的经修正的飞越、起飞和进场噪声级之间的综合评定，可以用来表明符合附件 H 中的最大噪声级（噪声限制）。因为附件 J 只包括一个飞越噪声测量程序，故没有综合评定。

c. 程序

(1) 符合性：用来表明符合附件 H 或附件 J 规定的程序，必须与规章的适用部分相符。必须表明对附件 H 中第 H36.305 条或附件 J 中第 J36.305 条规定的最大噪声级（噪声限制）的符合性。

42. 第 36.11 条(b)

第一阶段直升机 除第 36.805 条(c)的规定外，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，不得超过附件H 第H36.305 条(a)(1)规定的噪声限制。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 第 J36.305 条(a)所规定的第二阶段噪声限制。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 型号设计更改之后按附件 H 进行审定的第一阶段直升机的最大噪声级（噪声限制）由型号设计更改之前的噪声级确定，除非更改之后的第

一阶段直升机满足了第二阶段的最大噪声级（噪声限制），或每一个测量点的噪声都不超过第二阶段噪声限制加 2EPNdB，否则必须表明任一测量点的噪声都没有增加。这要求设计更改之前的噪声级也是用附件 H 的程序确定的，如果不是，申请人必须得到 CAAC 的批准使用其他程序。

c. 程序

无

43. 第 36.11 条(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。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 不大于 3175 公斤（7000 磅）的直升机：如果先前按附件 J 审定的直升机，在型号设计更改之后不能满足附件 J 第 J36.305 条规定的第二阶段最大噪声级（噪声限制）的要求，申请人可以尝试选择附件 H 的程序表明符合性。第 H36.305 条规定了第二阶段最大噪声级（噪声限制）。

(2) 噪声级：第 36.11 条的要求用于按照附件 H 和附件 J 进行审定的直升机。

c. 程序

无

44. －50. [备用]

III. B 章　运输类大飞机和喷气式飞机

a. 解释

B 章详细说明了 36 部关于飞机噪声合格审定数据测量和评定的要求，以及第一、二、三、四阶段飞机的最大噪声级。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

51. 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。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 附件 A: 附件 A 描述了指导噪声合格审定试验的方法和用于与附件 B（见注 A）规定的最大噪声级相比较的噪声数据的测量和评定方法。具体要求包括:

(i) 噪声合格审定测量允许的各种物理和环境条件的规定。这些条件涉及噪声试验场所、风速/风向和大气的声衰减。

(ii) 大气参数的测量程序。

(iii) 飞机位置及性能测量与噪声测量同步的方法。

(iv) 噪声合格审定测量和分析系统的具体要求（见注 B）。

(v) 计算大气声衰减系数和有效感觉噪声级（以 EPNdB 为单位）的方法。

(vi) 将测量的飞行试验数据修正到基准条件的方法。

(vii) 符号和单位。

(viii) 向 CAAC 报送的数据规定。

注：

(A) 附件 A 的要求与 ICAO 附件 16 第 I 卷第 7 修正案（本通告的参考文献 11）附录 2 中的要求几乎完全相同。

(B) 附件 A 的一些规定也可用于按 36 部附件 H 进行的直升机噪声合格审定。

(2) 等效程序：本通告所指的等效程序是不同于 36 部附件 A 和 B 所讲述的航空器测量、飞行试验、分析或评定的方法，但是实质上可以得到相同的噪声级。等效程序必须得到 CAAC 批准。一些等效程序可能适用于所有类型的航空器，但另一些或许只适用于特定的航空器型号或者其所有权归属于某特定的航空器生产商。

附件 ICAO TM 针对经批准用于表明符合 ICAO 附件 16 第 I 卷中噪声合格审定要求的等效程序，既提出了一般性指导，又提供了详细的技术指南。第一部分为总论，包括 TM 的目的，框架结构，以及将等效程序和型号设计更改写入符合性计划的信息和衍生型号噪声级的改变等。第二部分包括针对亚音速喷气式飞机的等效程序和分析程序的技术指南。第三、四部分包括对螺旋桨飞机的类似指南。第五部分是针对直升机的。评定程序

的技术指南在第六部分。ICAO TM 中关于过去批准的等效程序的指导性材料，既不意味着他们是唯一可接受的，也不意味着它们仅限于当前的噪声合格审定工作，同时也不表示 CAAC 已经批准它们可以应用于任何目前和将来的航空器噪声审定。（参见 O 章第 1501 条的补充信息项，关于 CAAC 批准等效程序的程序）。

注：

(A) 飞行试验的等效程序已经用于在各种发动机推力（功率）下获得足够数量的噪声测量数据，以形成被称为噪声－功率－距离（NPD）图的通用噪声数据库。（参看附件 ICAO TM 的 2.1.2 和 3.1.2 部分），这些 NPD 图对于申请人确定衍生型航空器的 $EPNL_r$ 值可能特别有用。

(B) 用静态发动机噪声试验数据映射到飞行条件，来说明飞机发动机构型改变的等效程序，或者在同一机体上安装声学特征相似的发动机引起的噪声变化，已用于与装有最初审定发动机的飞机测量的飞行噪声级进行比较。这种类型的数据也被用来证明发动机部件的小改为“非声学更改”（见附件 ICAO TM 中的 2.3 和 3.3 部分）。

(C) 有关分析方法的等效程序已经用来确定因为减推力（功率）、飞机最大起飞或着陆重量的更改、发动机额定推力（功率）的改变，发动机或短舱构型或声学处理的改变等导致的飞机合格审定噪声级的变化，以及由于机体设计更改导致的飞机性能变化。（见附件 ICAO TM 中的 2.2 和 3.2 部分）。

c. 程序

(1) 申请人责任：申请人必须准备噪声符合性验证计划，以获得 CAAC

的批准。包括提出符合附件 B（见第 B36.1 条）要求的方法。对于计划中提出的等效程序，必须证明其对于申请进行噪声合格审定的型号在技术上是有效可行的。

52. 第 36.103 条 噪声限制

53. 第 36.103 条(a)

对于亚音速运输类大飞机和亚音速喷气式飞机，其噪声级必须按本规定附件 A 的规定来测量和评定，并按本规定附件 B 中规定的测量点和第 B36.8 条的试验程序（或经批准的等效程序）来表明符合性。

a. 解释

本条规定了 36 部对于确定 $EPNL_r$ 值的要求。

b. 补充信息

(1) 噪声测量点：试验噪声测量点的位置通常与第 B36.3 条规定的基准噪声测量点不一致。例如，飞越噪声测量点的位置，可能受试验场地的限制，在基准测量点安装传声器无法实现。经批准使用等效程序的申请人，在为了形成 NPD 图而采用航迹切入程序测量飞机噪声数据时，可能选择噪声记录系统的信噪比最佳的试验噪声测量点（尤其是飞越噪声测量点）。

(2) [备用]

(3) 飞行试验指南：经批准的通用飞行试验程序、原理、方法和机组操作规程包括在“飞行试验指南”中（参看本通告的参考文献 6）。

c. 程序

无

54. 第 36.103 条(b)

2006 年1 月1 日之前提交型号合格审定申请的，必须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。

a. 解释

无

b. 补充信息

无

c. 程序

无

54A. 第 36.103 条(c)

2006 年1 月1 日或之后提交型号审定申请的，必须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，申请人可以自愿请求审定为第四阶段。如果选择审定为第四阶段，则本规定第36.7 条(f) 的要求适用。

a. 解释

无

b. 补充信息

无

c. 程序

无

54B. 第 36.105 条 飞行手册中第 4 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，其飞行手册或操作手册

中必须包括以下声明：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 卷第 7 修正案附录 2 要求的第 4 章噪声级等效。

a. 解释

无

b. 补充信息

无

c. 程序

无

IV. C章　[备用]

V. D章　[备用]

55. －57. [备用]

VI. E章　[備用]

VII. F 章　螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机

以下条款无技术指南。

58. 第 36.501 条 噪声限制

59. 第 36.501 条(a)

60. 第 36.501 条(b)

61. 第 36.501 条(c)

VIII. G 章　[備用]

62. －65. [備用]

IX. H章　直升机

66. 第36.801条 噪声测量 [日后完成]

67. 第36.803条 噪声评定和计算 [日后完成]

68. 第36.805条 噪声限制 [日后完成]

69. 第36.805条(a) [日后完成]

70. 第36.805条(b) [日后完成]

71. 第36.805条(c) [备用]

72. 第36.805条(d) [日后完成]

X. I－N章　[備用]

73. －75. [備用]

XI. O 章　文件、使用限制和资料

76. 第 36.1501 条 程序、噪声级和其他资料

77. 第 36.1501 条(a)

为获得按本规定审定的噪声级所用的所有程序、重量、构型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。

a. 解释

本条规定了在航空器（飞机或旋翼机）噪声合格审定过程中必须编写并经批准的各种资料。

b. 补充信息

噪声合格审定符合性文件：以下文件类型在航空器（飞机和旋翼机）噪声合格审定过程中可能是必需的。

(1) 噪声合格审定计划：在航空器研制的早期阶段，申请人就应该向 CAAC 提供噪声合格审定计划。这些计划应该包括打算用于审定该机型所用方法的相关资料。这些计划被批准后，就构成了按 36 部进行航空器噪声合格审定的审定基础。当航空器研制计划涉及到 CAAC 和国外审定机构达成的协议时，这些计划应根据 36 部和国外当局采用的噪声规章（例如：ICAO 附件 16，第 I 卷；JAR 36。见本通告的参考文献 5 和 11），规定航空器噪声合格审定基础。按 FAA/JAA 合作计划进行航空器合格审定就是一个例子（见注释）。

噪声合格审定计划必须包含以下类型的资料:

(i) 噪声符合性验证计划和噪声合格审定报告的目录总览;

(ii) 适用的噪声合格审定规章，以及试验、报告、数据提交和完成航空器噪声合格审定过程涉及的飞行手册相关页的说明;

(iii) 符合条款的说明;

(iv) 飞机噪声审定过程中的工程委任代表和其他委任人员;

(v) 关键事件的时间表;

(vi) 各种其他的资料（例如：缩略词，组织代码等）。

注：FAA/JAA 合作计划目的是为了在符合性方法和减少项目费用方面（尽最大可能地）达成一致。可以经审定部门批准，采用所涉及规章中最严格的要求，或者证明不同规章的要求可以产生相同的噪声级（在这种情况下，申请人可以只选择其中一部规章中的符合性方法）来达成一致。

(2) 噪声符合性验证计划（航空器飞行试验）：噪声符合性验证计划包括申请人用来证明特定的航空器构型与适用的 36 部条款的符合方法（包括等效程序）。这些计划必须确定申请人为符合 36 部要求提出的资料、数据和程序。获得 CAAC 批准后，该计划中的飞行试验就成为 TIA（型号审查授权书）的一部分，用来完成 TC、STC，和修订 TC 的合格审定。

噪声符合性验证计划必须包含以下内容:

(i) 引言：确定适用的 36 部要求－航空器噪声合格审定基础;

(ii) 航空器的描述：类型、型号/序列号、发动机或螺旋桨类型、型号/序列号、发动机额定值、发动机短舱的声学处理、航空器总尺寸（包括螺旋桨和转子直径）、发动机和 ILS 天线位置、航空器/发动机的符合性;

(iii) 噪声合格审定的方法（试验原理和等效程序－见附件 ICAO TM 中的 1.3、2、3、4 或者 5 部分），确定发动机减推力特性曲线和机体噪声的方案，飞机/发动机性能证明，基准条件包括空速、减推力（功率）距离、高度、推力（功率）设置的估计，确定 $EPNL_r$ 值及 90％置信限的方法以及飞行手册格式；

(iv) 试验描述：试验场的位置和特征（例如：地形、地貌及障碍物）、噪声测量点位置、天气限制；航空器构型，包括襟翼设置、减速板和起落架位置；APU 使用，引气和功率提取的条件；试验参数，包括重量、目标高度、空速、发动机推力（功率）和试验容差；

(v) 包括校准程序在内的测量系统的组成和程序：声学的、气象的、时间/空间位置和飞机/发动机性能；

(vi) 数据评定程序，包括校准和数据处理（例如，数据处理软件和版本的审批状态）、修正和归一化程序：声学的、气象的、时间/空间位置和飞机/发动机性能；

(vii) 航空器合格审定计划，包括噪声合格审定和 TC 的日期。噪声符合性计划应当在试验前 60 天递交 CAAC。如果有新的等效程序提出，或有豁免要求，那么必须早于 60 天递交试验计划；

(viii) 参考资料；

(ix) 使用的所有等效程序清单（例如，航迹切入程序）。

(3) 噪声符合性验证计划（飞机系列）：除了上述(2)中所列资料外，飞机系列（衍生机型）的噪声合格审定通常需要使用经 CAAC 批准的等效程序，包括附件 ICAO TM 中的 2.3 部分描述的静态发动机噪声试验数据的测

量与评估。这些程序包括了静态发动机噪声试验数据的映射，获取这些数据是为了开发飞越、横侧、进场的 NPD 图，而这些图说明了初始噪声合格审定飞行试验的飞机与衍生型号的差异（见注 1）。当使用静态发动机噪声试验数据时，必须向 CAAC 递交试验计划，或者写入噪声符合性验证计划内，或者作为主要计划中引用的单独计划。

静态发动机噪声试验计划必须包括下列信息：

(i) 发动机描述：类型/型号和序列号、短舱的声学处理、发动机符合性要求；

(ii) 试验描述：试验设备、发动机的安装、紊流控制罩构型、气象限制、声学和气象测量点、引气方案、测量参数和顺序，包括推力（功率）设定和测量容限；

(iii) 测量系统组成和程序，包括校准程序：声学的、气象的、发动机性能；

(iv) 数据评定程序，包括校准、数据处理、修正和标准化程序：声学的、气象的、发动机性能；

(v) 计划表：静态噪声试验、噪声合格审定及 TC 的日期；

(vi) 参考资料；

(vii) 使用的所有等效程序清单。

注 1：如果飞机衍生型的计划还未正式实施，但有机会获取将来噪声合格审定申请的静态发动机噪声数据（因为有可用的发动机），申请人也可以制定单独的静态试验计划。

(4) 噪声符合性验证计划（分析方法）：对于某些航空器的型号设计更

改（如重量/推力、机身设计更改和减推力（功率）距离或发动机部件及声学处理的小改），申请人可以使用等效分析程序来推算出相对于原审定噪声级的增量（见附件 ICAO TM 中的 2.2、3.2 或者 5.13 部分），或者证明衍生型号与原审定的航空器之间为非声学更改。

噪声符合性验证计划必须包含以下资料：

(i) 航空器描述：类型/型号，发动机或螺旋桨的类型、型号/序列号；

(ii) 型号设计更改的描述；

(iii) 噪声合格审定方法：整体概念、关于等效分析程序或航空器 NAC 基准条件的评估方法的说明/证明、确定 $EPNL_r$ 值及 90% 置信限的方法；

(iv) 航空器合格审定计划；

(v) 参考资料；

(5) DER“原始数据”报送：经 CAAC 批准的 DER，在其授权范围内（见委任书），可以目击按照 CAAC 批准的噪声符合性验证计划进行的噪声合格审定试验。

如果试验时有 DER 在现场目击，那么 CAAC 可以要求提供下列信息以证实试验是按批准的计划进行的：

(i) 试验日志：包括试验的时间和条件、发动机额定推力（功率）和推力（功率）稳定性、大气条件，空速与目标速度的偏差，有效和无效的测量点（包括无效的原因）；

(ii) 测量系统组成（类型/型号）及测量/校准程序；

(iii) 测量系统校准过程和结果；

(iv) 测量系统失效、故障、不规范操作、假信号和纠正措施；

(v) 与 36 部关于试验场的要求相符合的试验条件报告;

(vi) 现场数据：测量和修正噪声谱的采样，声学、气象、时间/空间位置的数据，航空器性能现场数据和数据修正，EPNdB 的估算和 DER 记录;

(vii) 会议纪要。

(6) 噪声合格审定报告：噪声合格审定报告必须提供能够证实符合 36 部要求和 CAAC 批准的噪声合格审定验证计划的数据、资料和程序。

(7) 噪声合格审定报告（航空器飞行试验）：报告必须包括以下内容:

(i) 绪论：确定适用的 36 部要求－航空器噪声合格审定基础;

(ii) 航空器的描述：类型/型号/序列号，发动机或螺旋桨的类型、型号/序列号，发动机的额定值，发动机短舱的声学处理，航空器总尺寸（包括推进器和/或转子的直径），发动机和 ILS 天线位置，航空器/发动机的符合性情况，基准条件（MTOW/MLW，推力（功率）、高度、空速、起飞剖面）;

(iii) 噪声合格审定方法：包括经 CAAC 批准的，针对被审定航空器构型的噪声符合性验证计划中的噪声合格审定方法，及每一方法的具体使用说明;

(iv) 试验描述：试验场的位置和特征（例如：地形、地貌及障碍物）、噪声测量点位置、每个噪声测量点的试验条件（包括天气）；航空器构型，如襟翼、减速板、起落架、重心位置，APU 使用，引气和功率提取的条件;航空器重量、高度，空速，发动机推力（功率）。发动机减推力测量点和试验条件，机身噪声测量点和测量条件，有效和无效的测量;

(v) 测量系统组成和程序，包括校准程序：声学的，气象的，时间/

空间位置和飞机/发动机性能;

(vi) 数据评估程序，包括校准、数据处理和修正程序：声学的，气象的，时间/空间位置，和飞机/发动机性能;

(vii) 数据分析和标准化结果：最大横侧噪声高度的分析结果，减推力（功率）距离，机身噪声修正，发动机减推力特性，标准化的航空器数据（如 NPD 图），$EPNL_r$ 值和 90％置信限，以及航空器飞行手册页;

(viii) 如果试验由委任代表目击，则必须提供上面第(5)条要求的目击日志或记录;

(ix) 参考资料。

(8) 噪声合格审定报告（飞机系列）：涉及飞机系列的噪声合格审定报告还必须包括以下噪声合格审定方法的附加资料和发动机静态噪声试验结果（如适用）:

(i) 噪声合格审定方法：确定经批准的按照 NPD 图从静态发动机噪声数据映射飞行条件下噪声的等效程序以及定义如下概念的方法：1) 原型与衍生型飞机 NPD 图之间的差异；和 2) 飞行试验数据与在原型机基础上映射的飞行数据的 NDP 图之间的“剩余”偏差;

(ii) 静态发动机噪声试验结果:

(A) 发动机描述：类型/型号/序列号，短舱的声学处理，发动机的符合性;

(B) 试验描述：测量设备，发动机安装，紊流控制罩，声学和气象测量点，引气方案，有效和无效的测量点，每个测量点的试验条件（天气，发动机推力（功率））;

(C) 测量系统和程序，包括校准程序：声学的，气象的和发动机性能；

(D) 数据评估程序，包括校准和数据处理、修正、标准化程序：声学的，气象的，和发动机性能；

(9) 等效程序：申请人提议使用的等效程序必须包括在航空器噪声符合性验证计划中（见注 A）。这些提议可能包含新的程序或以前使用过的程序，申请人必须有能力实施这些程序，并且这些程序适用于申请 TC 的航空器型号（见注 B）。等效程序必须被证实能够与 36 部中的程序获得相同的噪声级。

虽然 CAAC 通常将等效程序按所有权归属于申请人来处理，但是当几个申请人建议使用的程序非常相似时（例如航迹切入程序），这些程序就可能被认为是工业界的常识，在本通告及所附的 ICAO TM 内（见附件 ICAO TM 中的第 2 到第 6 部分）进行描述。

注：

(A) 使用等效程序的提议应该在航空器噪声合格审定计划之前提交给 CAAC，因为审批可能要一年以上的时间。

(B) 在批准等效程序之前，CAAC 必须评估申请人有效实施该程序的能力以及该程序对被审定型号的适用性。

(C) CAAC 无权批准 36 部中基准程序或者条件的替代程序或者替代条件（如 3°进场航迹）。

(D) 在噪声合格审定试验中得到的数据或许会支持噪声数据库的外推，例如，发动机的推力（功率）可以外推到试验范围以外。附件 ICAO TM

的 2.2.2 部分给出了 NPD 数据库的外推方法指南。发动机或飞机的设计可能造成风扇叶尖速度达到音速；风扇凸肩干涉；风扇出口导向叶片阻塞；防喘放气活门工作；静子叶片相互干扰；压气机进口阻塞；进口旁通气流增加；航空器构型相互作用的改变等，从而导致飞机或发动机噪声特性的改变，噪声数据不能进行正常地外推。静态发动机噪声试验未必能提供充足的证据证明噪声数据库的外推是有效的。NPD 数据库扩展指南在附件 ICAO TM 中的 2.2.2(C)部分，基于审定机构批准的噪声分析模型给出了分析 NDP 数据库增量的指导。

(10) 非声学更改（NAC）的文件：CAAC 是按照 21 部批准型号设计更改为 NAC 的，而不是 36 部。申请人必须以书面形式向 CAAC 提交 NAC 的申请。书面申请必须明确所要进行的飞机型号设计更改，且必须包括能够证明该型号设计更改不会导致“声学更改”的资料、数据和分析（见 A 章第 36.1 条(C)的补充信息(3)）。

NAC 证明文件必须包括：

(i) 引言（概念和要求）；

(ii) 飞机原始资料和型号设计更改的描述；

(iii) 证实 NAC 的方法；

(iv) 所进行的试验和分析的描述；

(v) 符合 CAAC 关于 NAC 标准的试验和分析结果（见 A 章第 36.1 条(c)的补充信息(3)）。

注：

(A) CCAR21 部第 21.93 条(二)规定：“‘声学更改’指可能增加航空

器噪声级的型号设计更改”。因此，NAC 的确定是建立在航空器的基础上，而不仅仅是建立在航空器型号合格审定数据单的基础上。

(B) DER 不能决定一个型号设计更改是 NAC。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人有责任编写并提供给 CAAC 以下的噪声合格审定文件:

(i) 噪声合格审定计划;

(ii) 噪声符合性验证计划（包括提出的等效程序）;

(iii) 噪声合格审定报告;

(iv) NAC 证明。

(2) DER 的责任: 声学 DER 的责任可参考 FAA 的 ORDER 8110.37C(本通告的参考文献 10)。

78. 第 36.1501 条(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、构型以及其他资料和程序也必须予以制定并经过批准。

a. 解释

CAAC 允许用非飞行试验数据来补充飞行试验数据库，并给与这些数据用于航空器的改装和飞行试验数据的扩充很大的灵活性。包括对衍生型飞机进行噪声合格审定时，用静态发动机噪声试验数据对 NPD 数据库的修改或扩展。

b. 补充信息

(1) 飞机系列：附件 ICAO TM 中的 2.3 部分针对静态发动机噪声试验和将静态发动机噪声数据映射至飞行条件下给出了指南。通过比较原型机的发动机与构型更改发动机的静态噪声试验数据映射的结果，就可以对修改的构型进行审定，而不需要花费时间和金钱进行更多的飞行试验。（见第 36.1501 条(a)，补充信息的(3)和(8)项）。最初审定的飞机和其衍生型号统称为一个“飞机系列”。

c. 程序

(1) 补充数据试验：申请人应尽可能获得在发动机各种推力（功率）设置和范围，以及飞机各种可预见的构型和条件下的静态发动机或飞行试验的噪声数据。这就可能需要加大发动机的推力或功率（在发动机厂商允许的情况下），重新设置发动机慢车推力（功率）至更低的限制，在更高或更低的空速和攻角，以及更高或更低的高度进行试验，等等。

79. 第 36.1581 条 手册、标记和标牌

80. 第 36.1581 条(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、最大着陆重量和构型的飞越、横侧和进场，各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构型的起飞，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构型的起飞、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构型的飞越，各噪声级的数据必须是一个值。

a. 解释

本条规定了飞机和旋翼机的飞行手册中必须包含的资料。

b. 补充信息

(l) 对于符合 21.24（初级类）、23、25、27 和 29 部中适航标准第 1581 条的每一个航空器型号的合格审定，经批准的飞机飞行手册（AFM）或旋翼机飞行手册（RFM）是必需的。36 部第 36.1581 条要求，审定噪声级的符合性资料要包含在 AFM 或 RFM 中。这些噪声级必须包含在经 CAAC 认可的 AFM 或 RFM 章节中，而不是限制章节。例如，性能章节是包含审定噪声级的符合性资料比较合适的地方。在 AFM 或 RFM 中，审定的噪声级精确到 0.1dB。此外，如果有的话，在 AFM 或 RFM 中必须详细说明为符合 36 部而制定的型号合格审定限制，作为适航限制的一部分。

(2) 飞机飞行手册中的限制部分:

(i) AFM 可以发给单个飞机，也可以发给一组相似的飞机（包括某一特定型号的各个系列）。AFM 必须清楚地确定（根据飞机序列号）运行限制，包括飞机最大重量限制。

(ii) AFM 可以提供单个构型（硬件构造）或多个构型。如果 AFM 包括多个构型的资料，那么必须明确每个构型的飞机运行限制。另外，如果

列于 AFM 的飞机不是所有构型都获得了批准，那么 AFM 必须用序列号清楚地确定每架飞机的运行限制。

(iii) 限制部分中的运行限制（包括源于噪声的重量限制）必须用强制性表述。AFM 中使用的术语必须与相关规章一致。

(3) 多重飞机噪声合格审定

(i) 36 部 A 章第 36.1 条(g)不允许一个飞机构型有多个由噪声限制的总重量对（起飞和着陆）。按照 36 部，每一特定的构型（硬件构造）只能有一对总重量限制。

(ii) 按照 36 部，一个飞机构型（硬件构造）只能被审定为唯一的一个“阶段”（第一阶段、第二阶段、第三阶段或第四阶段）。飞机 AFM 中的限制部分不能含有导致该构型的噪声级超出 36 部限制的运行限制。然而，如果第二阶段飞机的构型可以满足第三阶段噪声的要求，经批准可以修改 AFM，将其重新审定为第三阶段飞机，并删除原第二阶段的批准。

(4) 着陆襟翼限制

(i) 不能按 36 部强加防止使用经批准的着陆襟翼设置的运行限制，该运行限制必须根据适航要求或自愿的型号设计更改来确定。如果申请人为了满足 36 部的审定要求而采纳这样的限制，则必须在飞机的设计和运行中同时考虑襟翼设置的限制。

(ii) 对于某些第三阶段飞机，襟翼选择控制必须安装一种“软防护”（例如可压碎的盖板）或者易碎装置，以明显地标出非正常运行所用的襟翼设置。软防护装置的碎裂或者变形，表明使用了不符合 36 部的要求着陆襟翼设置。出于适航的目的，这些装置的设计可以允许机组人员在紧急情

况使用适航批准的限制襟翼设置（声明的或未声明的）。该装置不能由机组人员复原，损坏的软防护或者易碎装置必须按照 43 部的要求，在下次飞行之前完成维修。

c. 程序

(1) 申请人责任：申请人必须确定满足适航及噪声规章要求的限制构型。这些限制构型（包括批准的航空器总重量）要在经批准的 AFM 或 RFM 中的限制部分标明。

(2) 着陆襟翼限制的实施：CAAC 长期一贯的政策使申请人在实施着陆襟翼限制时可以有两种选择，它们的批准与适用的适航要求一致。

(i) 在允许和可能的情况下，把驾驶舱襟翼选择控制和性能信息从原始的 AFM 中的性能部分去掉，换句话说，就是不考虑襟翼设置对 36 部的符合性。

(ii) 如果在证明 36 部符合性时没有考虑的襟翼设置仍然是可选的，那么为了防止其在正常运行时的使用：

(A) 它们使用的限制，除了紧急（声明或未声明）操作外，必须写在 AFM 的限制部分中。

(B) 操作资料必须改放到应急程序部分。

(C) 对于第三阶段飞机，在襟翼选择控制器上安装一个“软防护”或者易碎的装置。

(D) 安装标牌，给飞行机组提供合适的信息。

(3) ICAO 合格审定：CAAC 无权批准航空器符合 ICAO 附件 16 第 I 卷－噪声标准（本通告参考文献 11），这是外国适航当局的责任。CAAC 的参

与仅限于目击试验和审阅数据。在证实符合第三阶段要求的情况下，允许在 AFM 中写入以下内容:

“审定噪声级

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 第三阶段最大噪声级的要求。为了获得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 第 I 卷第 3 章的要求等效。只有在飞机注册国的民航当局认可以后，ICAO 附件 16 第 I 卷第 3 章的批准才适用。”

81. 第 36.1581 条(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。

a. 解释

本条规定了在批准的 AFM 中包括补充噪声级资料的要求。

b. 补充信息

CAAC 允许在批准的 AFM 或 RFM 中补充除最大起飞和着陆重量构型或最大进场噪声构型以外构型的噪声资料。这些资料很可能对航空公司综合选择运营线路和机场的运行要求有很大帮助。

c. 程序

申请人的责任：申请人必须将写入 AFM 或 RFM 的补充噪声级，作为“补充资料”的一部分。即使作为“补充资料”的噪声数据可能在 CAAC

现场目击的噪声合格审定试验中获得，仍必须清楚地标明它不是为了表明与 36 部的符合性，并且可能出现在 AFM 或 RFM 中未经 CAAC 批准的部分。

82. 第 36.1581 条(c)

在列出的噪声级附近必须提供下述声明：

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

a. 解释

本条规定了 CAAC 没有从关于机场运行的可接受性方面对航空器进行评价。

b. 补充信息

合格审定与运行规则：CCAR－36 部是合格审定标准而不是运行规则。经审定的噪声级可能满足也可能不满足某一特定机场的运行噪声要求。CCAR－36 部中的航空器噪声合格审定条款不能说明经审定的航空器允许或限制在任何机场的运行。

c. 程序

申请人的责任：申请人有责任在航空器进入运营之前制定 AFM 或 RFM，并获得 CAAC 的批准。经批准的飞行手册中必须列出符合 CCAR－36 部规定的最大噪声级（噪声限制），并包含 36.1581(c)条款规定的不承诺内容。

83. 第 36.1581 条(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起飞噪声所要求的最临界的起飞重量。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 适航最大总重量：大型运输类飞机和喷气式飞机的总重量一般受到结构、性能或经济性的限制，并要满足该飞机适用的适航标准。适航限制总重量可能构成最大运行总重量，必须在经批准的 AFM 中的限制部分明确说明。

(2) 进场噪声限制构型：申请人可能需要限制着陆襟翼或进场总重量以满足 36 部的要求，所有受噪声限制的总重量及构型都必须包含在经批准的 AFM 的限制部分中。

(3) 起飞噪声限制构型：申请人可能会确定比适航限制构型更为严格的起飞限制构型（如：最大起飞总重量，起飞速度安排，起飞减推力（功率）计划，飞行中 APU 的运行等），这些噪声限制构型也要包含在经批准的 AFM 的限制部分中。

(4) 可选择的发动机推力（功率）设定（减推力）：36 部的符合性要求全起飞推力（功率）。然而，飞机可能在小于全推力（功率）的减推力（功率）下进行型号合格审定，但如果对给定的飞机构型仍然按全推力（功率）进行审批，那么这种情况就不是第 21.93 条(二)所定义的声学更改。减推力（功率）下的飞机型号合格审定没有禁止申请人按附件 B 第 B36.7 条(b)在

减推力下进行噪声合格审定。

c. 程序

无

84. 第 36.1581 条(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、或在批准的标牌上，必须将这一较小的重量作为运行限制。

85. 第 36.1581 条(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、飞越和进场噪声要求或附件J 的飞越噪声要求而采用的重量小于CCAR-27 第27.25 条(a)或 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运行限制。

86. 第 36.1581 条(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。

87. 第 36.1583 条 不必符合噪声限制的农业和灭火用飞机

88. 第 36.1583 条(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。

a. 解释

本条规定了对于农业飞行或用于喷撒灭火材料的螺旋桨小飞机噪声合

格审定的限制和豁免。

b. 补充信息

(1) 灭火飞机：这些小型螺旋桨飞机是专门为喷洒灭火材料而设计的，不需要符合 36 部噪声合格审定要求。

(2) 农业飞行：农用飞行是指为下列目的的飞机运行：

(i) 喷洒任何经济类毒药，或

(ii) 喷洒其他的用于施肥、土壤治理、播种或病虫害控制的物质，或

(iii) 从事直接影响农业、园艺或森林保护的喷洒活动，但不包括对昆虫的喷洒。

(3) 经济类毒药：经济类毒药定义为：

(i) 任何物质或混合物用来预防、消灭、抵抗或减轻昆虫、啮齿类动物、线虫、真菌、杂草和其他形式的植物、动物或病毒，不包括人和其他动物身上的病毒。

(ii) 何物质或混合物用作植物调节剂、脱叶剂和干燥剂。

c. 程序

无

89. 第 36.1583 条(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运行限制说明:

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，必须按照中国民用航空总局运行规章中相应的噪声运行限制运行。

a. 解释

本条规定了包含在 AFM 中的对于农业飞行或用于喷撒灭火材料的螺旋桨小飞机的运行限制。

b. 补充信息

(1) 运行限制：任何人都不能使用一架符合本条噪声审定豁免的飞机，除非：

(i) 完成与其设计目的直接相关的工作；

(ii) 为机组人员提供飞机设计的特殊运行目的的培训；

(iii) 执行与农业、园艺或森林保护相关的无喷洒航空作业飞行。

c. 程序

无

90. －99. [备用]

XII. 附件 A　根据第 36.101 条航空器噪声的测量和评定

100. 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

a. 解释

附件 A 阐述了亚音速运输类大飞机和喷气式飞机噪声的测量和评定，直升机噪声测量的规定在附件 H 中，除非附件 H 中另有说明。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

101. 第 A36.1 条 引言

102. 第 A36.1.1 条

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。

103. 第 A36.1.2 条

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。

104. 第 A36.1.3 条

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。

104A. 第 A36.1.4 条

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，1993 年 7 月第 3 版，2002 年 3 月 21 日第 7 修正案的附录 2，可以作为噪声测量和评定所选择的方法。

105. 第 A36.2 条 噪声合格审定试验和测量条件

106. 第 A36.2.1 条 概述

107. 第 A36.2.1.1 条

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部试验。为此，中国民用航空总局允许使用经批准的等效程序。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。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 试验条件：36 部附件 A 规定了亚音速运输类大飞机和喷气式飞机噪声合格审定试验的试验场地要求，噪声测量程序和数据评定的程序。申请人可以使用等效程序，但要经过 CAAC 的审查和批准。

(2) 航迹切入：航迹切入试验程序已经被批准作为等效程序。在该程序中，每次进行飞越和横侧噪声测量时，飞机不必从跑道上的静止位置开始，进场噪声测量时也不必着陆。在整个试验过程中，飞机一直保持飞行。参见附件 ICAO TM 中的 2.1.1 和 3.1.1 部分。要一直保持稳定的飞机构型和推力（功率），直到确定被测噪声级降至 PNLTM－10dB 以下。在确定 10dB 降区间时，常使用 A 加权噪声级，通常持续噪声测量的边界范围用最大 A 加权噪声级 15dB 降确定就足够了。航迹切入试验程序可用于所有的噪声试验，包括飞越、横侧和进场噪声测量。该程序取消了每次测量的起飞、着陆和地面滑行，从而节省了宝贵的时间。该程序也为试验场的选择提供了很大的灵活性。目标飞机的高度，发动机推力（功率），飞越传声器的高度，固定的构型等在使用航迹切入程序时应与从跑道静止开始的正常程序相同。航迹切入程序使用指南参见附件 ICAO TM 中的 2.1.1 和 3.1.1 部分。

(3) 等效程序：附件 ICAO TM 中的 2、3 部分讨论了等效程序。CAAC 对等效程序的批准程序参见本通告的 36.101 条。本通告的第 36.1501、A36.5.3.1、A36.5.4.3、A36.9.1.2、B36.4 和 B36.7(a)条中也讨论了等效程序。参考文献 7 中的 6－3(e)段中也有有关等效程序的信息。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人必须准备一个噪声符合性验证计划，详细说明所采用的审定程序，包括等效程序。这个计划将会提交给相关的局方噪声专家，要留出足够的时间（通常为按计划试验前两个月）供 CAAC 审查和噪声合格审定试验之前可能进行的修改。

108. 第 A36.2.2 条 试验环境

109. 第 A36.2.2.1 条

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。

a. 解释

本条规定了为确保噪声测量过程一致性，对飞机噪声合格审定试验场地特征的要求，以及传声器上方和周边区域内不得有严重影响飞机声场的障碍物的要求。

b. 补充信息

(1) 试验场地位置：当采用航迹切入试验程序时，试验场可以不必选在机场。噪声合格审定试验场地的选择必须提交 CAAC 审查批准。非机场的试验场地也可以满足关于试验场地的要求，比如：地势平坦、空中交通流量少、环境噪声低、良好的天气条件（温度、湿度和风力）、传声器易于布置、便于现场观察、方便飞机定位监控、良好的飞行视野和便于飞行控制

等。

(2) 噪声测量点：对于飞越、横侧和进场噪声测量点，必须割除半径7.62米（25英尺）区域内的草（高度不超过3英寸）。对于横侧噪声测量点，可以只割飞行路线一侧的半圆区域。

(3) 雪：测量点周边的雪可能会过多地吸收地面反射的飞机噪声，CAAC要求噪声测量点周围15.24米（50英尺）范围内的雪必须清除，而且不能堆放在飞行路线一侧。

(4) 松软的场地：测量点周围7.62米（25英尺）的沙土表面必须夯实，不允许表面有沟槽、泥浆和浮土。

(5) 障碍物：测量点周边的障碍物，如：建筑物、围墙、树木、车辆及测量人员（如果足够靠近的话），对声音的反射可能影响被测的噪声，这是不能接受的。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人在提交的噪声符合性验证计划中，必须确定试验场地的特征。

110. 第A36.2.2.2条

试验必须在下述大气条件下进行：

a. 解释

本条规定了飞机噪声合格审定试验可以接受的大气条件。

b. 补充信息

(1) 不能接受的试验数据：当试验在大气数据超出了本条规定限制的情况下进行，就不可能将试验数据有效地修正到基准条件下，这样的数据不

能被接受。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人有以下责任：

(i) 在噪声符合性验证计划中详细说明大气条件限制，气象数据测量系统，校准程序和数据修正程序。关于大气声衰减限制的更多信息见本通告第 A36.2.2.2 条(c)。

(ii) 进行气象测量所使用的仪器。

(iii) 去除在大气条件限制之外获得的噪声测量数据需经 CAAC 的批准。

111. 第 A36.2.2.2 条(a)

无降水

a. 解释

本条禁止在降雨或其他降水条件下进行噪声合格审定试验。降雨或其他降水条件（包括雾、细雨、雪）在噪声测量过程中会影响测量系统和声音传播。

b. 补充信息

(1) 潮湿对传声器的影响：大多数用于噪声合格审定试验的传声器都易受潮湿的影响。降水，包括雪、雨、雾或过于潮湿，可能导致传声器内的敏感元件产生电弧，使测量的数据不可靠。然而，一些预极化的传声器可能对高湿条件下的电弧不敏感（参考设备制造厂的说明书）。暴露在降水环境下的防风罩，在使用前要特别注意其内外是完全干燥的。泡沫材料的防风罩会积水，要避免使用湿的泡沫防风罩。

(2) 传声器内部加热器：内部有加热器的传声器，很少会受潮湿、寒冷或冰冻条件下水汽的影响。

c. 程序

(1) 警告：如果试验由于潮湿或接近冰冻的气象条件下终止，申请人必须特别注意保护传声器。试验恢复前，测量系统组件必须完全干燥，以防止电弧的产生。

112. 第 A36.2.2.2 条(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°C ~35°C（14°F ~95°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。

a. 解释

本条规定了进行噪声合格审定测量过程中，大气温度和相对湿度的允许范围。对于每个测量点都要确定飞机与测量点附近（地上 10 米）之间整个传声路径上的温度和相对湿度。参见附件 ICAO TM 中的 6.4 部分。

b. 补充信息

(1) 假设地面大气条件：地表的温度和相对湿度受多种因素影响，包括太阳辐射，地表风，局部加热或冷却，局部湿度的增加或减少等等。为了避免地面经常发生的局部反常的情况，气象测量在高于地面 10 米处进行。在进行噪声数据处理的过程中，认为从地面到测量点之间的气象条件是恒定的。

(2) 气象条件测量的标准：经验表明，非基准气象条件的正确测量，以

及该条件下噪声数据的相关修正，对于获得正确、一致和可重复的试验结果是至关重要的。因此，要求在从飞机到测量点之间整个传声路径上都要进行温度和相对湿度的气象观测。

c. 程序

(1) 大气测量：有几种经过批准的方法测量从地上 10 米到被测飞机高度之间的大气条件，参见附件 ICAO TM 中的 6.4.2 部分。有的申请人使用装有仪器的无人驾驶飞机或气球，通常使用的方法是有人驾驶的气象小飞机在测量点附近螺旋飞行，来测量整个传声路径上的干球温度和露点。

(2) 申请人的责任：申请人有责任在噪声符合性验证计划中提供经批准的气象测量系统。

113. 第 A36.2.2.2 条(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 ±0.5°C (±0.9°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 条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，在PNLT 时的值的峰值发生频率不超过400Hz.

a. 解释

本条规定了从地上 10 米处到被测飞机高度之间任意一点的大气声衰减的限制。这些限制适用于每一次噪声测量。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

114. 第 A36.2.2.2 条(d)

如果在3150Hz 的三分之一倍频程上，大气声衰减系数在PNLTM 声传播路径上的变化，相对于由高于地面10 米（33 英尺）处的气象条件得到大气声衰减系数，超过±0.5dB/100 米（ ±1.6dB/1000 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CAAC 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.

a. 解释

本条详细说明了使用大气分层的方法将三分之一倍频程声压级修正到基准条件。

b. 补充信息

(1) 如果必须使用分层的方法，确定每层高度的方法在本通告的第A36.2.2.3 条详细说明。

c. 程序

(1) 第 A36.2.2.3 条举例说明了使用分层的方法考虑大气吸声影响时，计算大气声衰减系数的过程。

(2) 举例：以下例子说明了分层计算大气声衰减系数的过程。本通告第

A36.7.2 条详细说明了由气象数据计算大气声衰减系数的方法。在亚音速运输类喷气式飞机的一次进场噪声审定飞行试验过程中，记录了以下大气数据（由飞行数据内插得到并调整到 PNLTM 飞越时刻）:

表 1　举例 - 大气测量结果

高度，英尺	温度，°F	相对湿度，%	声衰减系数α(3150), dB/1000 ft
33	71.0	65.5	5.54
100	70.5	66.0	5.51
200	68.4	63.0	5.48
300	68.8	60.0	5.57
400	67.5	56.0	5.79
500	65.0	54.0	5.98

在这个简化的例子中，整个声传播路径上的大气声衰减系数 α(3150)的变化小于规章规定的 1.6dB/1000 英尺，因此不需要使用分层的方法。每个三分之一倍频程的大气声衰减系数是地上 10 米处和试验飞机所处高度在最大 PNLT 时刻测得的温度和相对湿度确定的声衰减系数的平均值。假设试验飞机高度为 400 英尺，则 3150Hz 的三分之一倍频程上的平均声衰减系数是 5.67dB/1000 英尺（5.54 和 5.79 的平均值）。其他倍频程上的声衰减系数用同样方法确定。这些系数用于将进场试验中在声传播路径上测量的数据修正到基准条件下。起飞试验的声衰减系数用同样的方法确定。

115.　第 A36.2.2.2 条(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）；在10dB 降期间的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）。平均风速必须用30 秒平均周期在10dB 降区间上来确定。

a. 解释

本条规定了噪声合格审定试验时，平均风速和最大风速的限制。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 风速限制：每次噪声测量过程中（PNLTM－10dB），在噪声测量点附近高于地面 10 米处的风速限制如下：

(i) 在任何方向上的最大风速不超过 28 千米/小时（15 节）

(ii) 最大侧风不超过 18 千米/小时（10 节）

(iii) 在任何方向上的 30 秒平均风速不超过 22 千米/小时（12 节）

(iv) 30 秒平均侧风风速不超过 13 千米/小时（7 节）

CAAC 地面观察员和试验目击者应监测这些关键数据。如果在噪声测量期间这些限制值被超过，那么此次测量宣布无效，并且必须重新测量。CAAC 还没有批准任何方法用于风速或风向的数据修正。

(2) 风速测量：平均风速必须在 10dB 降区间内，由 30 秒钟的平均值（采样率为 1 秒）确定。最大风速必须在 10dB 降区间内每秒采样确定。（更多的有关风速测量内容参见第 A36.2.2.4 条）

(3) 实时侧风测量：建议申请人使用经批准的实时侧风分量测量系统，

以便在每次试验飞行之后验证侧风风速。当申请人使用安装在远处并不易接近的风速测量系统时，例如可以同时单独测量并记录风速和风向的图表记录器，则每次试验飞行都确定实时侧风分量是不切合实际的。如果申请人没有一个可接受的实时侧风分量测量系统，则风速限制中的侧风最大值和平均值限制 18 千米/小时（10 节）和 13 千米/小时（7 节）就成为不计风向的最大风速限制。

116. 第 A36.2.2.2 条(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条件。

a. 解释

本条规定了存在反常的风时，禁止进行噪声合格审定试验。

b. 补充信息

(1) 反常的风：按照 A36.2.2.2 条(e)的要求测量风速，可能不足以确保在飞机所处的高度或声传播路径上的风速不超出限制。稳定的顺风、逆风、侧风或者随高度的增加风向不断地变换，这些情况都可能存在。反常的风可能影响飞机在噪声测量期间的操纵特性（另见第 36.8 条(g)），也可能影响噪声的传播。反常的风不仅包括阵风和湍流，还包括风切变，强垂直风和在飞机所处的高度和声传播路径上的强侧风。申请人可能被要求测量高空的风象，并且提供 CAAC 相关数据。在声传播路径上的风象条件是否可接受由 CAAC 确定。

(2) 高空风象的测量：现代的惯性导航系统（INS）和差分全球定位系统（DGPS）能够提供机载数据，对高空的风象进行量化。对高空风象的测

量结果进一步处理，可以将风速和风向永久地记录下来。

(3) 风对飞机控制的影响：CAAC 允许在高度上有 ± 20 % 的容差，相对跑道中心线的延长线有 ± 10° 的侧向容差。如果机组不能在试验前批准的航迹容限范围内飞行，或空速有很大的变化（见第 36.8 条(g)），或在飞行期间飞机有严重的侧滑或偏航，都很有可能是由反常的风引起的。

c. 程序

(1) 航迹：机组应观测并记录造成保持航迹或空速困难的高空条件，或者导致飞行不可接受的颠簸气流。当机组认为以上情况存在时，噪声测量就应该被终止。

(2) 申请人责任：在选择试验场时，申请人一定要考虑某些地区容易出现反常的风。只有经过 CAAC 的批准，申请人才能进行审定试验。

117. 第 A36.2.2.2 条(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。

a. 解释

本条规定了气象测量要在每次噪声测量的 30 分钟之内进行。

b. 补充信息

(1) 上层大气条件的测量：大气条件会影响声音的传播，因此，必须在噪声测量的 30 分钟之内，用经批准的方法测量从地上 10 米到飞机所处高度范围内在 PNLTM 时刻的温度和相对湿度。这些测量必须贯穿整个试验过程，并确认有效，以确保用于噪声数据评估的气象数据是可接受的。

c. 程序

(1) 大气测量：申请人必须考虑在接下来的 60 分钟（或更少）的试验时间内所能达到的最大高度，确保获得足够的上层大气测量。用内插的方法获得飞机在 PNLTM 时刻所处高度的数据。为了有充足的气象数据进行内插到每次噪声测量的实际时间，当天的首次气象测量飞行应该在第一次噪声测量开始前 30 分钟内进行，最后一次气象测量飞行应该在噪声测量结束后 30 分钟内进行。

(2) 气象数据的内插：对于每次噪声测量，飞机飞越中心线噪声测量点的时刻，或者是达到 PNLTM 的时刻，作为内插时刻。

118. 第 A36.2.2.3 条

当按照 A36.2.2.2 条(c)或(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 ±0.5dB/100 米（ ±1.6dB/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。

a. 解释

本条规定了按照 A36.2.2.2 条(d)的要求进行分层计算时，定义层高的标准和确定平均大气声衰减系数的方法。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 举例：下面的例子说明了采用分层方法时推导大气声衰减系数的过

程。在亚音速运输类喷气式飞机的一次进场噪声审定飞行试验过程中，记录了以下大气数据（温度和湿度都内插到飞越 PNLTM 时刻）:

表2　举例－大气测量结果

高度，英尺	温度，°F	相对湿度，%	α(3150)，dB/1000英尺
33	40.0	20.0	17.80
100	39.0	20.0	17.30
200	38.4	20.0	17.00
300	38.0	19.0	16.26
400	37.6	18.0	15.36
500	37.0	18.0	14.93

在这个例子中，整个声传播路径上的大气声衰减系数 α(3150)的变化大于 1.6dB/1000 英尺的限制，需要使用分层计算的方法。本例采用等高度的分层，每层高 100 英尺，从地面一直到飞行高度以上。每层顶部和底部声衰减系数的平均值作为该层的大气声衰减系数，具体如下:

表3　举例－大气声衰减系数

层高，英尺	a(3,150)，dB/1000英尺
地面到100	17.55
100到200	17.15
200到300	16.63
300到400	15.81
400到500	15.15

利用表中所列的每层声衰减系数得到平均大气声衰减系数，用于将进场试验中在声传播路径上测量的三分之一倍频程（3150Hz）数据修正到基准条件下。其他倍频程上的声衰减系数用同样方法确定。本通告第 A36.9.3.2.1 条的程序(2)给出了一个获得平均大气声衰减系数的例子。这个简化的例子说明了在进场试验中，用分层法确定用于数据修正的大气声衰减系数的过程。此过程同样适用于起飞试验，虽然高度更高，大气声衰减的影响更大。关于大气声衰减修正的信息参见本通告第 A36.7 条和第 A36.9.3.2.1 条的解释、补充信息和程序。

119. 第 A36.2.2.4 条

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。

a. 解释

本条规定了测量气象数据的位置需要经 CAAC 的批准。

b. 补充信息

(1) 气象测量：在整个试验期间，风速、风向、侧风分量及周围大气的温度和相对湿度都必须用经批准的方法确定。这些数据应该在测量点附近高于地面 10 米处测量得到。

(2) 机场测量系统：机场（或其他设施）的气象测量设备（位于噪声测量点 1 英里之内）只有经 CAAC 批准后才可以用于噪声合格审定试验。经验表明，批准使用这些设施可能会存在许多问题，因为一般情况下这些设施不具备：

(i) 近期可接受的气象测量系统的校准。

(ii) 满足采样要求的实时记录系统。对于风速和风向的测量，至少每秒采样一次；对于温度、相对湿度和气压的测量，至少 10 秒采样一次。

(iii) 具有足够精度和响应时间的气象测量系统。使用的测量系统应该满足下列测量容限:

(A) 风速: 3.7 千米/小时（2.0 节）以上，±2.0 千米/小时（±1.1 节）

(B) 风向: ±5 度

(C) 温度: ±0.5℃（±1.0℉）

(D) 相对湿度: ±3%

(E) 大气压力: ±5kPa（±104 磅/平方英尺）

另外,风速和风向传感器最小工作门槛值应为3.7千米/小时(2.0节)。平均风速和风向必须基于 30 秒平均（或均值过滤器）来确定。最大风速必须由每秒对瞬时风速传感器的输出采样确定。温度、湿度和气压传感器的响应时间不应大于 10 秒。

(iv) 气象测量系统组件必须高于地面 10 米。

c. 程序

(1) 气象测量: 在测量点附近高于地面 10 米处的气象数据，要在 10dB 降区间内连续测量和记录。

(2) 申请人的责任: 申请人必须在噪声符合性验证计划中包括噪声合格审定试验所用的气象测量设备的描述。

120. 第 A36.2.3 条 航迹测量

a. 解释

本条对跟踪飞机位置和将飞机位置与噪声测量同步进行了规定，并要求有足够的位置和性能数据确保将测量的噪声数据修正到基准条件下。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

121. 第 A36.2.3.1 条

飞机的高度和横向位置，必须用经过中国民用航空总局批准的、不依赖正常飞行仪表的方法确定，如雷达跟踪，经纬仪三角定位或成像比例技术。

a. 解释

本条规定了要使用 CAAC 批准的方法来确定飞机的空间位置。

b. 补充信息

(1) 飞机位置的测量：CAAC 已经批准了飞机位置测量的几种方法。附件 ICAO TM 中的 6.5 部分也给出了附加的指导。CAAC 通常会允许申请人使用可以在整个噪声测量 10dB 降区间内，能够每半秒精确地确定飞机相对于跑道中心延长线位置的系统。成像比例法已经被批准使用，只要申请人可以在飞机飞过时，能在三个或更多位置生成飞机位置的同步时间序列。这些飞机位置的同步时间序列可以通过内插计算，确定飞机在整个 10dB 降区间内的位置，也可以作为证据表明每半秒的噪声试验，飞机都处在最大侧向和纵向的偏差范围之内。关于差分全球定位系统的批准见本通告的参考文献 4。CAAC 也批准了摄影机系统。CAAC 要求必须提供这些飞机定位

系统的精度和系统文档。

(2) 独立的飞机定位: CAAC 只批准那些独立于飞机自身航迹指示系统的飞机位置、高度的指示和记录系统。这个限制不禁止在噪声试验过程中使用机载实时飞行导航系统（CDI/GDI）。这些系统，如微波空间定位系统、INS、精密 DMU 和 DGPS，可以为机组提供方向、飞机相对跑道中心线的实时位置等信息。由这些独立的系统所记录的数据可以为每次试验生成一个时间同步的永久记录。

c. 程序

无

122. 第 A36.2.3.2 条

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。

a. 解释

本条规定了飞机位置必须与噪声同步进行测量。

b. 补充信息

(1) 测量系统的同步: CAAC 批准的飞机位置和高度指示必须与噪声测量和气象测量系统在时间上同步。噪声测量和飞机位置的时间同步应该精确。必须采用一个共同的时间基准来同步噪声、航迹和气象测量。在整个噪声测量期间（PNLTM 的 10dB 降区间），必须采用 CAAC 批准的独立于机载系统的方法，以半秒采样间隔来确定时间－空间－位置信息（TSPI）。在处理过程中，测得的 TSPI 数据必须内插到在 10dB 降期间每半秒噪声数据记录的时间点。在每个 2 秒的指数平均区间（定义在第 A36.3.7.6 条）上，

与每个半秒所对应的时间是区间结束前 0.75 秒。尽管简化的程序只要求将 PNLT 最大值修正到基准航迹，但是每半秒同步记录的声发射必须确定，用于背景噪声的修正及依赖入射角的传感器自由场修正和防风罩修正。

(2) 测量系统组件的批准：一些现成的设备可能要求增强软件来适应特定的安装要求。每个申请人都应该向 CAAC 提交所使用软件的相关资料。CAAC 确定软件是否满足 36 部要求。所有 TSPI 设备和软件必须向 CAAC 表明其使用精度并须经过 CAAC 批准。

(3) 时间同步的方法：必须特别关注声学数据和航空器时间－空间－位置数据的同步。这里按优先顺序列出一些特殊的方法，包括：

(i) 连续时间代码记录：这种方法使用一个时间代码信号，例如：IRIG B（一种调制音频信号，用于对时基信号进行编码，由 Inter-Range Instrumentation Group (IRIG)开发）。采用这种方法，每次测量过程中，从与同一时基同步的各个信号发生器出来的时间代码信号，同时被噪声数据记录器和 TSPI 系统纪录连续地记录。多个信号发生器的同步可以通过物理(电缆连接）或者无线电发射的方式来实现。连续的时间代码信号可以被直接记录，也可以以连续或者脉冲的方式保持持各个单独记录的发生器之间的同步。该方法在出现间歇性信号接收问题的情况下，仍能记录到高质量的连续时间代码。

(A) 同步一定要在每个测量日的开始进行，并且在每个测量日的结束时进行核对，尽可能减小发生器时间漂移的影响。任何时间漂移都必须在处理过程中记录并且加以说明。

(B) 基于全球定位系统（GPS）获取 TSPI 数据越来越很普遍。GPS

接收器能够为申请人提供精确的时基信号（从 GPS 卫星系统发射出的），在某些情况下，TSPI 系统中不需要使用单独的时间同步设备。对于噪声数据记录系统或不是基于 GPS 的 TSPI 系统，可以使用专门的、利用 GPS 信号不间断更新并保持同步的 IRIG B 时基发生器。利用这种全球发射的时基，能够很大程度地简化测量系统间的时间同步。这里应该注意的是基于 GPS 的系统有两个时基，即 GPS 时间和 UTC 时间，二者在任意给定瞬间的值相差超过 10 秒钟。尽管 GPS 信号包括两个时基，但并不是所有的 GPS 接收器都能使用这两种时基，因此，用户在选择接收器时要注意。

(C) 许多声学数据记录器，除了正常的通道之外，还提供了独立的辅助通道。因为动态范围或带宽的原因，这些通道不适合记录调制的时间代码信号。在这种情况下，必须有一个正常通道专门记录时间代码信号。

(D) 当时间代码被连续记录时，可以将时间代码直接输出到时间代码读取器，在读出数据时，触发分析器，开始对记录的声学数据进行分析。

(ii) 单独一个时间标记的记录: 这种方法包括发送和记录一个无线电触发信号或纯音信号，通常用来显示“记录器打开”或“飞越头顶”的瞬间。这种方法要求噪声和 TSPI 记录系统都使用专门的通道。使用这种方法时，当操作者听到了信号或者当检测电路对音调产生响应时，人工操作触发分析仪。如果操作者希望不在标记的时间开始分析时，就需要使用秒表或延迟回路来延迟触发分析仪。当使用人工触发时，操作者必须非常小心，触发时间要尽可能地精确。一个尽职的操作者能够把精度控制在十分之一秒以内。

(iii) 测量记录器开始记录到飞机飞越的时间间隔: 这种同步方法包

括用秒表或者耗时指示器，来测量从噪声记录器开始记录与飞机飞过中心线上噪声测量点正上方时的时间间隔。这种方法只要求：（1）操作者计时时要非常专注；（2）精确确定飞机飞越的时刻；（3）记录器的启动特性（包括在录音和重放模式）是已知的并且可重复的。一些记录器的起动时间是变化的并且不可预测，不适合用于这种同步方法。

(iv) 内置计时器的设置：许多数字记录器都内置连续日期和时间的功能，可以在记录的数据流中编入时间数据。这种方法使用与 TSPI 数据的时基同步的数字记录器的子码时间。不幸的是许多记录器的时间设定功能不能达到测量精度的要求。秒级的设定不能与外部时钟同步。这种记录器不适合用于这种同步方法。作为连续记录时间代码的方法，其同步性必须在每个测量日的开始和结束时进行检查，并对其间出现的漂移进行说明。

(4) 时间同步其他需要考虑的事项：无论使用那种同步方法，所有影响时间同步的因素（例如：分析仪启动延迟，模拟记录器中正常和辅助数据通道的表头位移，自动触发回路的延迟，等等）必须被识别和量化，并且在分析和处理时进行说明。只要有人参与计时过程，就不可能精确地预知误差，这就需要一个尽职的操作者来尽可能减小这类误差。最好使用自动化的方法，其他的方法，或者是所列方法的变种也可能适合，但所有方法和设备的使用都必须事先经过 CAAC 的批准。

(5) 10dB 降区间持续时间：它是指测量的噪声级处于 PNLTM 的 10dB 降范围内的飞行时间（即用来计算 EPNL 的时间）。在使用航迹切入方法时要注意，在飞机进入截取航迹之前，其噪声级要处于 10dB 降区间之外。

c. 程序

无

123. 第 A36.2.3.3 条

必须用经批准的采样速率自动记录本附件第 A36.9 条中数据修正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。

a. 解释

本条规定了要测量足够的飞机位置和性能数据，以能够将试验数据修正到基准条件。见附件 ICAO TM 中的 6.6 部分。这些数据必须以永久的形式测量和记录，用于记录测量数据的系统必须经 CAAC 的批准。

b. 补充信息

飞机和发动机的性能参数：需要测量的飞机和发动机性能参数包括：飞机高度，爬升角，空速，总重，襟翼和起落架位置，发动机推力（功率）设定参数（如压气机转子转速，发动机压比，排气温度等）和附件工作状态（如 A/C 和 APU 的“开”或“关”）。在 10dB 降区间内，任何其他可以影响噪声数据和飞机或发动机性能数据的测量和修正的参数也必须进行记录（如：SBV 位置，中心位置等）。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人应该在噪声符合性验证计划中提供要记录的航空器参数及其范围和容限。

(2) 飞机参数的测量：在整个审定试验过程中，要记录足够的飞机和发动机的参数，确保能够准确的确定飞机性能。例如，对于运输类飞机必须测量和记录襟翼位置，起落架位置，减速板位置，APU 操作，正常的发动机推力（功率）设定和相关飞行参数。足够信息的确定和记录可以确认试

验飞机的构型和能够将飞机和发动机性能数据从试验条件修正到36部规定的基准条件。

(3) 记录器的采样率：飞机的位置、空速以及飞机和发动机性能参数的测量都要以经批准的采样率进行记录，以便在整个10dB区间能够获得足够的数据进行数据修正。对于运输类飞机，每秒2－5个采样是可以接受的。

124. 第A36.3条 对地面接收到的飞机噪声的测量

125. 第A36.3.1条 定义

为第A36.3条，定义如下概念：

126. 第A36.3.1.1条

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。就本节而言，每一个完整的测量通道都是一个测量系统。

127. 第A36.3.1.2条

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。

128. 第A36.3.1.3条

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”。

129. 第 A36.3.1.4 条

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。

130. 第 A36.3.1.5 条

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。

131. 第 A36.3.1.6 条

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 20μPa），再加上 93.98dB。

132. 第 A36.3.1.7 条

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，在规定的时间间隔内，瞬时声压平方的时间平均与参考声压 20μPa 平方的比值取以 10 为底的对数，再乘以 10。

133. 第 A36.3.1.8 条

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。

134. 第 A36.3.1.9 条

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。

135. 第 A36.3.1.10 条

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。

136. 第 A36.3.1.11 条

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。

137. 第 A36.3.1.12 条

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。

138. 第 A36.3.1.13 条

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。

139. 第 A36.3.1.14 条

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。

140. 第 A36.3.1.15 条

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，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。

141. 第 A36.3.1.16 条

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。

a. 解释

第 A36.3.1.1 条到第 A36.3.1.16 条给出了整个噪声测量系统的技术定义，包括传声器系统和与测量系统及其组件的声学工作特性相关的术语。

b. 补充信息

(1) 适用性：这些定义也可适用于其他类型航空器（如小飞机和旋翼机）噪声合格审定的测量系统。

c. 程序

(1) 申请人的责任：在申请人的噪声符合性验证计划中提出的用于噪声审定的测量系统，必须考虑这些定义。

142. 第 A36.3.2 条 基准环境条件

143. 第 A36.3.2.1 条

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 %。

a. 解释

本条规定了说明用于噪声合格审定的测量系统性能的基准环境条件。

b. 补充信息

这些环境的规定与国际电工协会（IEC）的要求相符合。

c. 程序

无

144. 第 A36.3.3 条 概述

注：用符合本节规定的仪器测量出的航空器噪声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。

145. 第 A36.3.3.1 条

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 条）;

(b) 传声器系统（见A36.3.5 条）;

(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 条）;

(d) 三分之一倍频程分析系统（见A36.3.7 条）；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)。

a. 解释

本条规定了噪声合格审定测量系统必需的组成部分。

b. 补充信息

(1) 测量系统的标准：测量系统的规定允许申请人灵活选择系统组成部分。现场 EPNL 分析有助于估计记录的噪声级或进行其他诊断，所以实际

的声学分析要求现场记录数据。允许以后对噪声数据进行重新分析或审核。记录数据也有利于以后声音数据的脱机处理，包括用于诸如系统频率响应，传声器压力响应和分析仪的带宽误差等项目的修正。记录简化了和其他相关数据的同步，如航迹和气象测量。这种同步对许多声学数据的正确修正是必不可少的，如传声器自由场响应，防风罩的指向性入射损失，环境噪声的影响，高海拔飞机喷气噪声影响，非基准飞行性能和非基准气象条件。在现场对这些内容进行准确的修正是极其困难的。

(2) 测量系统的批准：所用的航空器噪声测量、记录和分析系统必须得到 CAAC 的批准。大部分目前供航空器噪声测量的系统组件已获得了批准，不过如果采用了新技术和现有系统的更新版或升级版，则在 CAAC 批准之前要经局方批准的机构进行评估。我们要特别关注由于数字组件的固件和操作系统的升级和修改带来的其潜在功能的改变。申请人应该知道特定组件的批准可能与版本有关。

c. 程序

(1) 测量系统配置的认可：每个申请人必须将有关测量、记录、分析仪器及使用软件的资料提交给局方批准的机构以获得 CAAC 批准。

(2) 测量系统配置的改变：如果申请人对已批准的仪器做了改动，在进行航空器噪声试验前必须通知局方指定的机构，以决定是否需要额外的评估和批准。

146. 第 A36.3.3.2 条

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。

147. 第 A36.3.4 条 防风罩

148. 第 A36.3.4.1 条

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±1.5dB。

a. 解释

本条规定了噪声合格审定中，防风罩插入损失和插入损失容限的确定方法。

b. 补充信息

(1) 防风罩插入损失数据修正的确定：防风罩的物理状态在很大程度上影响其性能。厂家提供的插入损失数据仅对新的或清洁干燥的防风罩有效，防风罩插入损失的修正很可能要在消声室中通过自由场校准来获得。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人必须在噪声符合性验证计划中详细说明防风罩类型极其插入损失特性。

149. 第 A36.3.5 条 传声器系统

150. 第 A36.3.5.1 条

传声器系统必须符合 A36.3.5.2 到 A36.3.5.4 条中的规定。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 条的要求校准并检查每套传声器系统。

151. 第 A36.3.5.2 条

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。

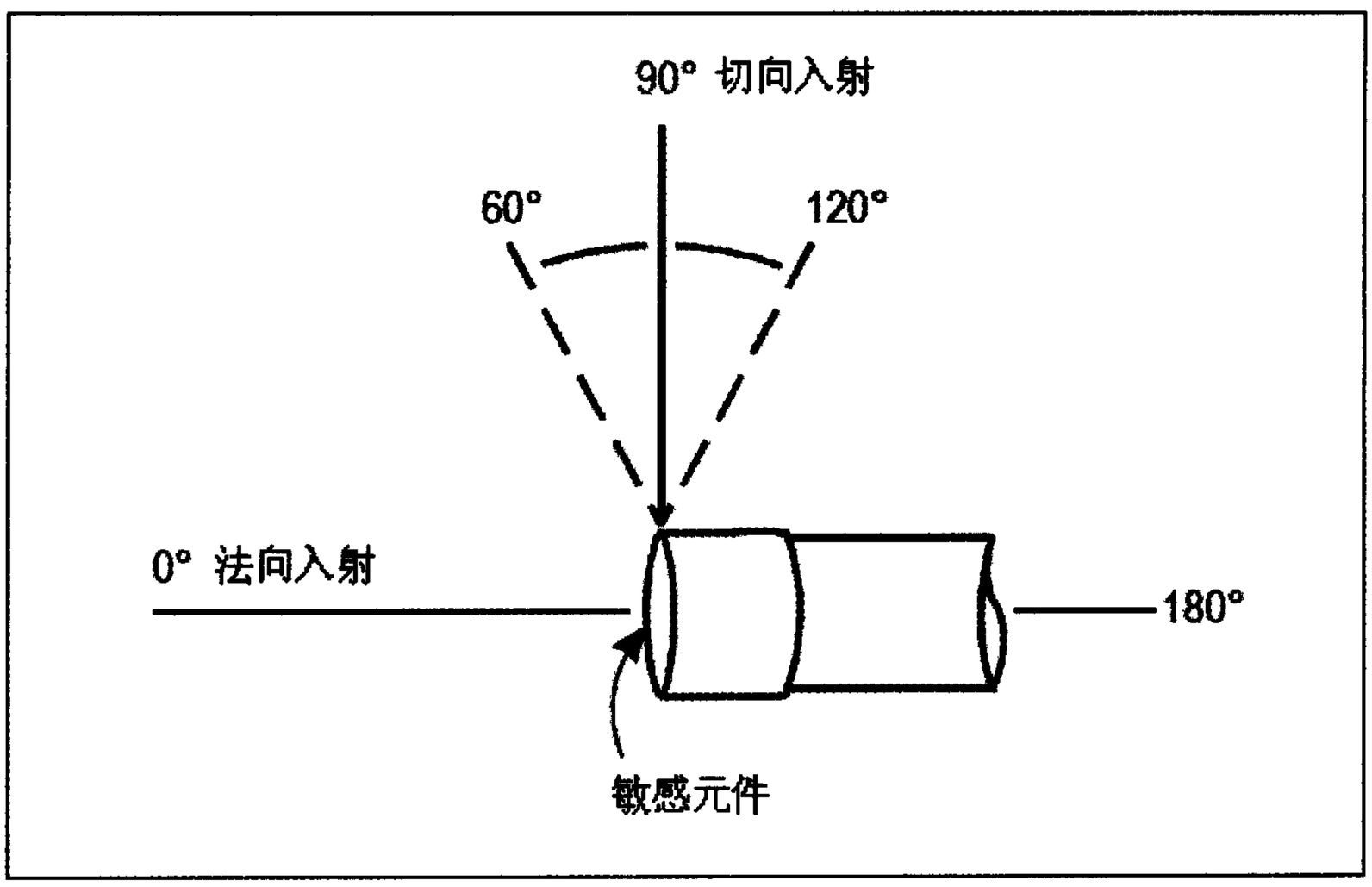


图 A36 -1 传声器的声入射角示意图

152. 第 A36.3.5.3 条

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

153. 第 A36.3.5.4 条

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 中任意两个相临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

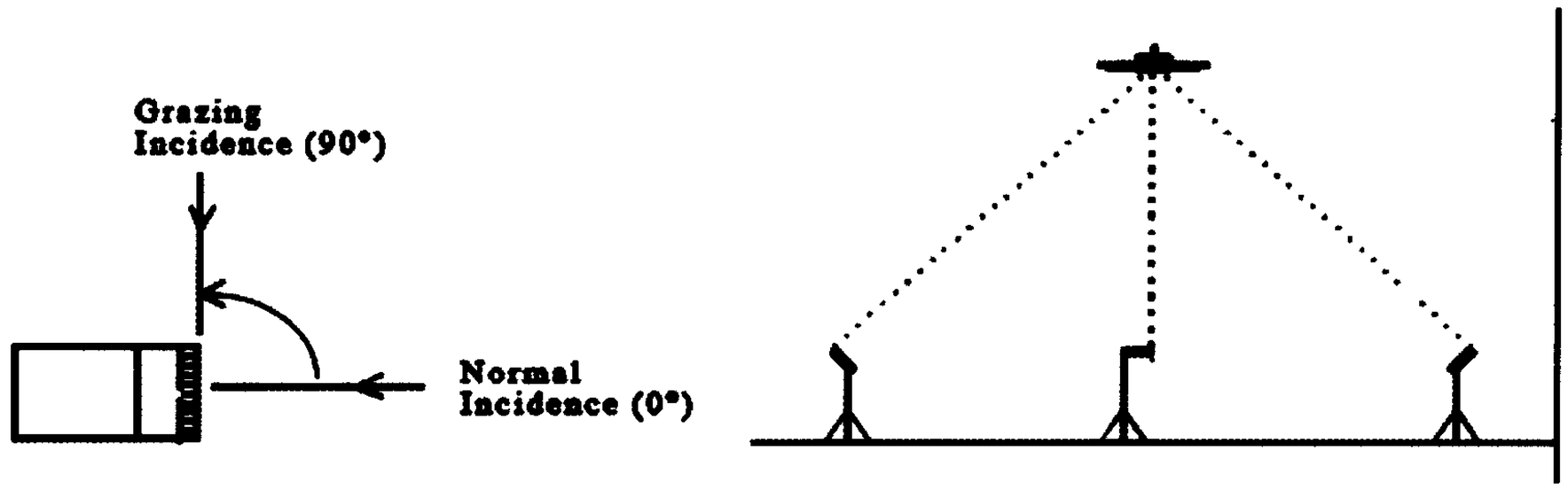
中心频率 kHz	传声器系统法向入射时的自由场灵敏度级与特定声入射角的自由场灵敏度级之间的最大差值（dB）				
	声入射角（度）				
	30	60	90	120	150
0.05 to 1.6	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0
2.0	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0
2.5	0.5	0.5	1.0	1.5	1.5
3.15	0.5	1.0	1.5	2.0	2.0
4.0	0.5	1.0	2.0	2.5	2.5
5.0	0.5	1.5	2.5	3.0	3.0
6.3	1.0	2.0	3.0	4.0	4.0
8.0	1.5	2.5	4.0	5.5	5.5
10.0	2.0	3.5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

a. 解释

本条规定了用于噪声合格审定试验的传声器系统所必需的工作特性。

b. 补充信息

(1) 切向入射：切向入射的规定是要将飞机噪声测量过程中，传声器响应变化的影响降到最小。确定传声器的安装角度，使得飞机在 10dB 降过程中尽量位于其振动膜（切向入射）所在的平面内，飞机所产生的噪声全以近似相同的角度（相对于传声器轴线）入射。



(2) 传声器特性：这些规定是以切向入射的频率响应近似一致的典型0.5英寸电容传声器的工作特性为基础。其他满足规定性能要求的传声器也可以使用。例如，预极化（驻极电容）自由场传声器，它能极大地减小在潮湿环境中产生电弧的可能性，且不需要外部极化电压。虽然大多数这类传声器主要适用于垂直入射自由场，但只要它们的切向入射特性达到第A36.3.5条规定的要求就能用于飞机噪声合格审定试验。

(3) 传声器规定：表A36－1规定了在50Hz至10kHz范围内，每一个三分之一倍频程的中心频率上，正弦声波的垂直入射与以特定角度入射的自由场灵敏度之间的最大允许差值。考虑到传声器本体在自由场环境中的影响，频率越高，差值就越大。

c. 程序

(1) 传声器的指向：对于位于飞机航迹正下方的传声器，不管飞机的高度是多少，传声器的指向与垂直方向成90°。对于横侧噪声的测量，申请人可能根据飞机高度的不同重新调整传声器的指向，使得在整个10dB降期间都尽量地满足切向入射。很多情况下，传声器指向的重新调整不必进行入射角数据修正，因为入射角差不多会保持在切向入射的±30°以内。

(2) 申请人的责任：申请人必须在噪声符合性验证计划中详细说明在噪声合格审定试验中所用传声器的类型和指向。

154. 第 A36.3.6 条 记录与重放系统

155. 第 A36.3.6.1 条

记录与重放系统，如数字或磁带记录仪、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及数据采样率必须满足 A36.3.6.2 到 A36.3.6.9 条的规定。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。

156. 第 A36.3.6.2 条

记录和重放系统必须按A36.3.9 条所述进行校准。

(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。

157. 第 A36.3.6.3 条

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 ±1.5dB 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 ±0.3dB 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 条中记录粉红噪声时，对传声器延伸电缆的要求。

158. 第 A36.3.6.4 条

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 ±0.5dB。符合性用时间平均特性等效于谱分析仪的设备证明。

159. 第 A36.3.6.5 条

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 ±0.5dB。

注 1：测量系统组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。

160. 第 A36.3.6.6 条

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。

161. 第 A36.3.6.7 条

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。

162. 第 A36.3.6.8 条

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。

163. 第 A36.3.6.9 条

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。

a. 解释

第 A36.3.6.2 条到第 A36.3.6.9 条规定了在噪声合格审定试验中，存储飞机噪声信号的记录与重放系统所必需的工作特性。

b. 补充信息

(1) 记录器类型：申请人选择的记录器必须满足 CAAC 关于在审定试验过程中，记录“完整声学信号”的要求。除了磁带以外，还有其他获得真实声学记录的方式，包括数字式录音带（DAT），可记录光盘（CD－R）和直接记录在硬盘上。申请人应该清楚，象迷你磁盘（MD）或数字压缩卡带（DCC）这类采用数字压缩技术的系统会导致真实数据的损失，是不可接受的。

c. 程序

(1) 记录的频率范围：必须记录在审定试验过程中，传声器对噪声信号的响应产生的随时间变化的波形。如果试验过程中发现数据存在问题，可以重放记录以校验结果，必要的话可重复多次。不管记录是数字的还是模拟的，都必须能够在 40Hz 到 12.6kHz 范围内重新生成或重现模拟的声学信号。推荐的动态范围至少是 60dB。很多典型的 DAT 记录器都有标称 10kHz

带宽工作模式，在这种模式下，抗混叠滤波器的衰减响应会影响 10kHz 三分之一倍频程通频带。在这种情况下，记录器必须在标称 20kHz 带宽的模式下工作，这可能会减少可用通道的数量或每盘磁带持续可用时间。

注：虽然我们关心的是中心频率介于 50Hz 至 10kHz 之间的三分之一倍频程，但是为了保证最高频带和最低频带的整个实际带宽都包括在内，最靠近此频带范围的三分之一倍频程的中心频率也在指定范围之内。

(2) 数字记录级程：数字系统的过载特性主要是由 A/D 转换的限制所决定。由于这样的过载条件的特征是突然的波形失真，因此，级程的设置应该使得预期的最大信号级低于线性工作范围上限至少 10dB，最好是 20dB。

(3) 数字记录器的动态范围：数字记录系统可用动态范围的低限通常取决于幅值的非线性（主要由“量化误差”造成），而不是噪声的底限。用于飞机噪声合格审定的数字设备（如记录器或分析仪）必须通过测试来确定其非线性的范围。

(4) 以 16 位数字化系统为例：理论上这种系统的动态范围近似为 96dB（即 $20 \times \log2^{16}$）。在此范围的低限，数字化的信号与原模拟输入信号之间可能存在 6dB 的误差。IEC61265 强制要求仪器的线性工作范围以外的可接受线性误差限制为 ±2.0dB。当幅值增加超过量化低限时，线性误差就会减小。如果按照指南设置级程，则可用的动态范围就大大减小了。系统设计者通过使用诸如过采样和高频脉动之类的技术，可以大大改善幅值的线性。因此，必须进行测试来确定每一个数字记录系统的实际限制。基于模拟系统经验的假设不总是适用的。

(5) 预矫系统：只有系统有相应的去矫系统才允许使用预矫系统。不允许使用三分之一倍频程去矫修正来补偿预矫滤波器的影响，不管是数字上通过粉红噪声修正来分析数据，还是逐频带地对每个三分之一倍频程滤波器使用单独的增益级。另外，预矫/去矫系统的使用要求测试所有相关的滤波器和增益级，并提供文档说明，以保证所有误差都量化和最小化，确保系统可预知地、可靠地运行。

(6) 增益调节器的规定：此要求允许通过可控步长的调节器来转换电压输入量程的设置（在当前的 DAT 记录器中普遍使用），达到增益设置的目的。在所有情况下，增益调节器必须要有固定的可重复的步长。测量系统中任何使用游标或连续可调增益控制的设备，也必须有显而易见的固定或锁定在某一特定设置的方式，以消除不可跟踪的增益误差。

164. 第 A36.3.7 条 分析系统

165. 第 A36.3.7.1 条

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

166. 第 A36.3.7.2 条

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 条定义的“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。

167. 第 A36.3.7.3 条

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。

168. 第 A36.3.7.4 条

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。

169. 第 A36.3.7.5 条

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 ≥ 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。

170. 第 A36.3.7.6 条

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。

171. 第 A36.3.7.7 条

声压级的分辨率，无论显示还是存储，必须为 0.1dB 或更高。

a. 解释

第 A36.3.7.2 条到第 A36.3.7.7 条规定了飞机噪声合格审定用的分析系统所必需的工作特性。

b. 补充信息

(1) 分析仪的规范：IEC61260 详细说明了三分之一倍频程滤波器的二级电工特性要求，包括相邻三分之一倍频程通带之间的过渡频带（边缘带）的衰减容限。大多数数字三分之一倍频程分析系统只提供硬件滤波算法，它模拟具有一个最大平顶通频带的传统三阶分析滤波器的响应。但是有的分析系统允许选择其他不具有此特性的滤波算法。CAAC 的政策是要求申请人证明备选滤波器的设计响应特性可能对噪声审定 EPNL 值的影响。

(2) 带宽误差修正的确定：厂商可以用以 2 为基底或以 10 为基底的系统来建立三分之一倍频程滤波器的几何中心频率。当用其中一种系统建立了与 36 部所述的标称中心频率接近的频率时，必须要标明用的是哪个系统，这样才能正确地确定带宽误差修正。使用与分析仪设计不同的基底系统计

算出的测试频率会导致错误的修正值。

(3) 外部控制的线性积分分析仪：若有计算机或其他外部设备用于控制或与线性积分分析仪进行通讯，要特别注意应确保满足积分周期的要求。某些主要厂商制造的分析仪已经要求工厂进行修改，以能够在规定的 500 毫秒积分周期上的积分时间不超过 5 毫秒。

c. 程序

无

172. 第 A36.3.8 条 校准系统

173. 第 A36.3.8.1 条

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。

174. 第 A36.3.9 条 系统的校准与检查

175. 第 A36.3.9.1 条

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 条规定的方法进行。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总局报送，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。

176. 第 A36.3.9.2 条

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。

177. 第 A36.3.9.3 条

当航空器发出的噪声在传声器切线入射的±30°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要确定其入射角，并进行入射方向的修正。

178. 第 A36.3.9.4 条

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。

179. 第 A36.3.9.5 条

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，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。

180. 第 A36.3.9.6 条

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。

181. 第 A36.3.9.7 条

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。

182. 第 A36.3.9.8 条

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。

183. 第 A36.3.9.9 条

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。

184. 第 A36.3.9.10 条

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 条入射方向的修正，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。

a. 解释

第 A36.3.9.1 条到第 A36.3.9.10 条规定了飞机噪声合格审定用的校准系统性能要求和噪声测量系统的校准程序。

b. 补充信息

(1) 粉红噪声：粉红噪声在每个倍频程或部分倍频程所含的能量是相等的。（例如：100Hz 至 200Hz 的倍频程与 1kHz 至 2kHz 的倍频程内所含的能量是相等的，虽然对于较低频率的频程，其分布的频率范围要窄 10 倍。）

(2) 使用粉红噪声的注意事项：根据粉红噪声信号的动态特性，采样时间越长测量值的统计特性越好。因此，粉红噪声信号的记录至少要持续 30 秒。

(3) 声校准器输出修正：声校准器输出可能需要对周围环境（如温度和大气压）和耦合器音量等进行修正。第 A36.3.9.8 条要求所有这样的修正值用于数据处理阶段而没有要求分析仪使用经修正的校准值，因为这样，可以保持一个可追溯的修正值记录。

(4) 校准的可追溯性：所有校准设备的性能参数标定都应在由中国民用航空总局认可的机构进行。

c. 程序

(1) 测量系统的现场校准（除传声器以外的测量系统所有组件）：测量系统所有组件，除传声器外，必须在现场用与校准级相差不超过 5dB 的粉红噪声进行检测（第 A36.3.9.5 条规定）。此信号必须持续记录至少 30 秒时间，以确定在分析过程中使用的三分之一倍频程系统频率响应修正。粉红噪声发生器必须在测量的六个月内进行标定，且只有当它在每次标定的每个三分之一倍频程上的输出变化不超过 0.2dB 时，才可用于合格审定。

(2) 现场声学校准：在每个测量日的开始和结束时，都必须在每个录音介质（每卷磁带、卡带和软盘等）的开头，还有最后一个录音介质的结尾，都应通过整个测量系统（包括传声器）现场记录一个已知幅值和频率的声音校准信号。此时，系统的所有组件（除防风罩外）都应在位，包括电缆、衰减器、增益及信号调理放大器、滤波器（含预矫）和电源。校准过程中必须设置衰减器和增益等级，以防止过载，并保持校准信号级在第 A36.3.6.6 条规定的基准级程限制范围内。如果测量中使用了会影响校准信号的可开关滤波器，那么校准工作必须在这些滤波器工作和不工作的情况下都要进行。在增加、减少或更换某个电子系统组件之后，必须立即重新校准整个系统。

第 A36.3.9.8 条规定的 0.5dB 限制要求，在每个测量日都要充分确定整个系统的声学灵敏度，以确保每次试验的设备响应是已知的。如果在指定一天中的每个试验系列前后立即记录的声学灵敏度（经过必须的校准器修正之后）的变化不超过 0.5dB，该设备被认为是满意的。

(3) 测量程序的设备校准时间安排：

(i) 传声器和前置放大器（包括防风罩，如果自由场校准里有的话）：在测量程序的 90 天内作声压响应或自由场校准。

(ii) 三分之一倍频程分析仪：在测量程序的六个月内。

(iii) 记录器、放大器、滤波器等：在测量程序的六个月内。

(iv) 校准设备：在测量程序的六个月内，必须由中国民用航空总局认可的机构进行。

(4) 入射角校准的应用：如果使用的传声器在切向入射的情况下的频率响应是近似平直的，当飞机发出声音的入射角在切向入射的 ±30°以内时，则基于切向入射的一套自由场响应（和防风罩插入损失）数据修正就足以考虑入射角的影响。当未能恰当的安置传声器保持切向入射时，倘若 TPSI 的连续记录可用，可以基于逐个的频谱记录对噪声数据进行自由场（和防风罩插入损失）入射角数据修正。这些修正是通过计算每个记录的入射角获得的，在表征 2 秒平均周期的时间点（第 A36.3.7.6 条）上，确定该时刻飞机位置和入射角。

(5) 防风罩数据修正的确定：防风罩本身的物理状况对它的特性有很大的影响，厂商提供的针对插入损失的数据修正只适用于新的或是洁净干燥的防风罩。在这种情况下，当飞机的声入射角在切向入射的 ±30°范围内时，可以用一套基于切向入射的防风罩插入损失试验的数据进行修正。在其他情况下，防风罩插入损失的修正必须基于角度相差不超过 30°的测试来确定和应用。

如果厂商提供的防风罩数据修正是曲线形式的，必须注意插入损失是在整个三分之一倍频程上而不仅仅是在中心频率上给出。防风罩插入损失

在一个频程上的频率范围内可能有相当大的变化，必须进行平均或者平滑以便更加准确地修正有防风罩存在时的三分之一倍频程数据。防风罩数据修正也可以在消声音室内通过自由场校准获得。

185. 第 A36.3.10 条 环境噪声修正

186. 第 A36.3.10.1 条

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。

a. 解释

本条规定了环境噪声的测量程序以及与环境的 PNL 相比较，航空器的 PNL 可以接受的限制。

b. 补充信息

(1) 环境噪声：第 A36.3.10.1 条规定的“环境噪声”包括传声器所在地除了试验飞机以外的声源发出的声学背景噪声，和测量系统的电噪声。这条规定确保影响测量飞机噪声级的任何信号都被恰当地量化。

(2) 背景噪声：附件 ICAO TM 的附录 3 和本通告的附件 3 中所指的“背景噪声”描述了所有除了试验飞机以外的声源发出的影响被测噪声级的噪声，包括环境噪声和测量系统的分析噪声（如：分析窗口的基线或测量系统组件的幅值非线性）。背景噪声的成分按特点分成两类：检测前噪声，向被测信号贡献能量；检测后噪声，没有向被测信号贡献能量。本通告的附

件 3 详细地给出了背景噪声的特点，和受环境噪声和其他类型背景噪声影响的飞机噪声级的修正程序。

c. 程序

(1) 测量系统的噪声：因为测量系统的噪声会增加测得飞机噪声级的能量，第 A36.3.10.1 条叙述的环境噪声的测量必须在飞机噪声合格审定用的所有增益级上和衰减器的设定上进行，如果预期在测量过程中使用多个设定，必须要在每个设定上收集环境噪声数据。只要可能，环境噪声的记录至少持续 30 秒，并要注意确保所选的环境噪声可以真实的代表飞机噪声合格审定试验过程中存在的环境噪声。

(2) 平均环境噪声的评估：对环境噪声数据进行至少 10 秒，最好 30 秒的时间平均，以确定每一个三分之一倍频程上的平均水平。之后使用第 A36.4.2 条的程序计算这种平均谱的 PNL 值。飞机噪声数据也必须分析，对于每个谱记录计算其 PNL 值。飞机的最大 PNL 值至少高出平均环境噪声谱 PNL 值 20dB，所记录的数据才被认为是可接受的。

187. 第 A36.3.10.2 条

10dB 降（见 A36.4.5.1 条）之内各点的航空器声压级，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，或必须按照中国民用航空总局批准的方法进行修正。本规定现行有效的咨询通告中给出了一种方法。

a. 解释

本条确定了飞机的声压级必须超出平均环境噪声级的数值，并规定了在不满足这个超出量的情况下，数据修正的要求。

b. 补充信息

(1) 背景噪声的修正：必须对环境和其他类型背景噪声对测量到的飞机声压级的影响进行修正。掩蔽的确定必须在进行任何基于频率的修正（如：系统频响或传声器自由场响应）之前完成。附件 ICAO TM 的附录 3 介绍了一种国际通用的背景噪声修正方法。本通告的附件 3 包含了 FAA 开发的程序，给申请人提供了更具权威性的解决背景噪声影响的方法，包括一些 ICAO TM 附录 3 没有的程序上的因素。ICAO 有关航空环境保护的工作组正在考虑根据本通告的附件 3 修订 ICAO TM 附录 3 - 背景噪声修正方法。

c. 程序

无

188. 第 A36.4 条 根据测量数据计算有效感觉噪声级

189. 第 A36.4.1 条 概述

190. 第 A36.4.1.1 条

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。

191. 第 A36.4.1.2 条

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 个三分之一倍频程上的瞬时声压级。

192. 第 A36.4.1.3 条

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），然后将呐值合并，并换算成瞬间感觉噪声级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)：

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

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：

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

a. 解释

本条规定了噪声合格审定中用来确定飞机噪声等级的是有效感觉噪声级（EPNL，以 EPNdB 为单位）。该噪声级是在 20 世纪 50 年代和 60 年代早期广泛开展的心理－声学研究的结果，主要为了考虑飞机噪声对人的主观影响。EPNL 是一个与实验室噪度响应近似的飞机噪声的测量值。由感觉噪声级(PNL, 以 PNdB 为单位)的计算值, 经过纯音或离散频率修正(PNLT, 以 TPNdB 为单位）和飞机飞过的持续时间修正得出。PNL 表明了作为频率

函数的听觉灵敏度的变化。PNLT 还另外考虑了纯音的影响，纯音在象飞机噪声这样的复杂噪声中经常存在。EPNL 进一步考虑了噪声持续时间的影响。EPNL 的计算过程就是对噪度级在有效时间上的积分。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

193. 第 A36.4.2 条 感觉噪声级

194. 第 A36.4.2.1 条

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 中的叻表的数学公式，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)合并:

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

$$=0.85\,n(k)+0.15\sum_{i=1}^{24}n(i,k)$$

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):

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

注：PNL(k)曲线在本规定现行有效的咨询通告中给出。

a. 解释

本条规定了根据每个三分之一倍频程上的频谱记录（即每个半秒的频谱）计算感觉噪声级（PNL，以 PNdB 为单位）的方法，ICAO TM 的附件 4 中的图 4－1 给出了 PNL(k)与总噪度的关系曲线。

b. 补充信息

(1) 瞬时声压级：在这个程序中，瞬时声压级是指用第 A36.3.7.4 条描述的程序进行连续指数平均得到的每半秒记录的三分之一倍频程声压级。

c. 程序

无

195. 第 A36.4.3 条 频谱不规则性修正

196. 第 A36.4.3.1 条

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. 解释

本条详细说明了识别三分之一倍频程频谱中的纯音成分和确定纯音修正因子（将 PNL 转为 PNLT）的程序，分 10 个步骤。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 纯音修正计算的数据精度：在进行第一步之前，所有三分之一倍频程声压级都应该四舍五入到 0.1dB。这里给出的纯音修正程序中包含的几步标出纯音成分显著性的步骤应用了分贝级的标准。如果在计算中使用精度

小于 0.1dB，就会人为地使这些标准容易受小的声压级变化影响。

(a) 第一步：在按照 A36.3.9 条进行修正后，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”）：

$s(3,k)$ = 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。

a. 解释

第一步到第三步说明了从频谱数据中识别出显著纯音的方法。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

(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：

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

(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：

$$SPL'(i,k) = SPL(23,k) + s(23,k)$$

(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)：

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

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

•

•

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

•

•

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

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

(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 频程开始到第 24 频程，按下述公式计算最终的三分之一倍频程声压级 SPL"(i,k):*

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

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

•

•

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

•

•

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

a. 解释

第四步到第七步规定了平滑三分之一倍频程频谱，获得去除纯音的伪宽带噪声级的方法。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 数据的背景噪声修正：当使用本通告附件 3 中的程序进行背景噪声修正时，这个纯音修正过程的第四步和第五步做如下修改:

第四步(3)：用“最后一个好的频带”（LGB）代替最高频带（$i = 24$）;

第五步：用最靠近 LGB 的一个高频带作为假想的第 25 频带计算新的斜率 ***s'(25,k)***。应该用这个斜率代替从真实声压级最靠近 LGB 的一个高频带计算出的斜率。（关于背景噪声的修正程序见第 A36.3.10.2 条(b)(1)的补充信息）

(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)：

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

并只记下等于或大于 1.5 的值。

a. 解释

第八步规定了比较推导出的声压级与原声压级差值的要求。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

(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。

a. 解释

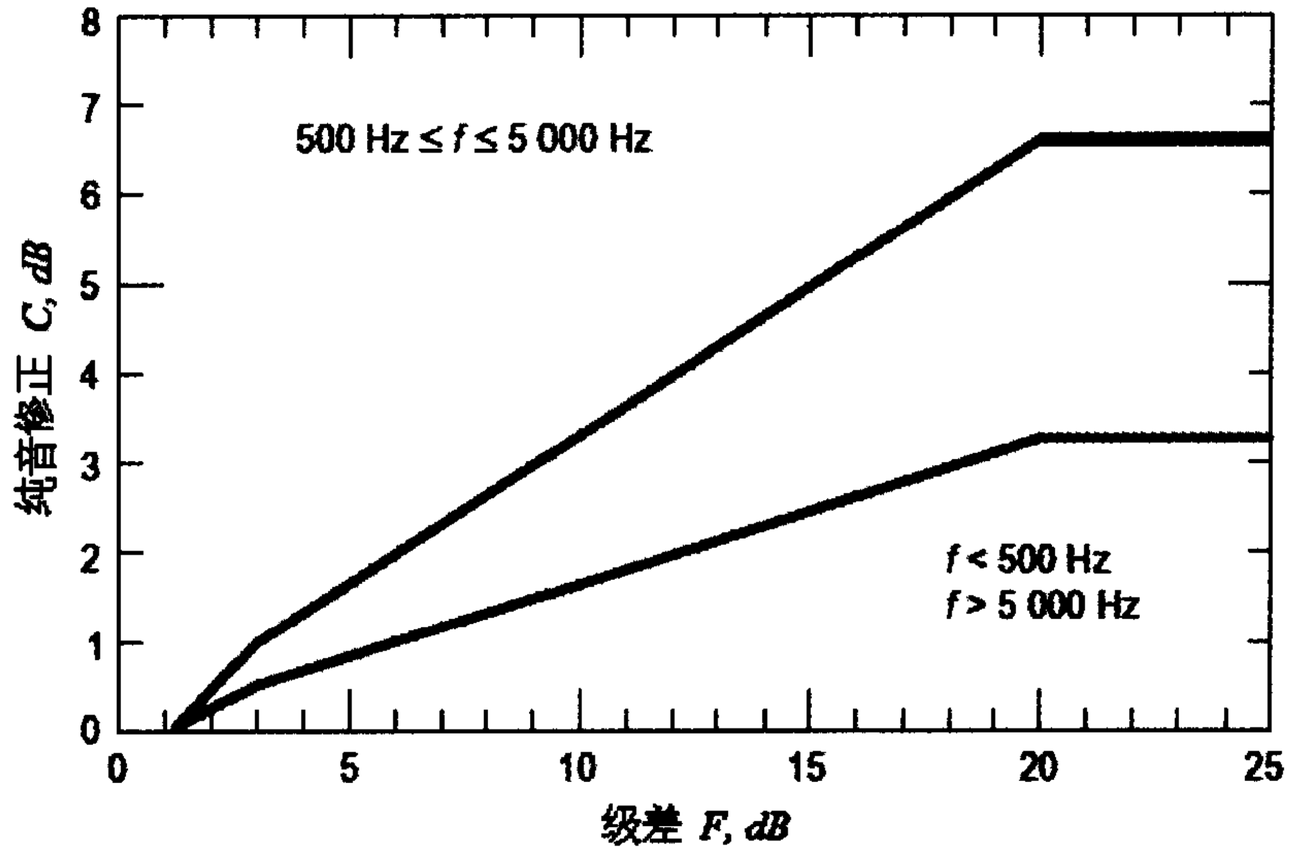
第九步规定了确定每个纯音的纯音修正的方法。

b. 补充信息

无

c. 程序

无



频率 f, Hz	级差 F, dB	纯音修正 C, dB
$50 \leq f < 500$	$1½^* \leq F < 3$	$F/3 - ½$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3⅓$
$500 \leq f \leq 5\,000$	$1½^* \leq F < 3$	$2F/3 - 1$
	$3 \leq F < 20$	$F/3$
	$20 \leq F$	$6⅔$
$5\,000 < f \leq 10\,000$	$1½^* \leq F < 3$	$F/3 - ½$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3⅓$

* 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)。(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

本底声压级的修订值SPL"(i,k)，并用来计算相应三分之一倍频程修订的纯音修正因子。其他去除虚假纯音修正的方法必须经过批准。

a. 解释

第十步规定了从相关的频谱中识别出最大的纯音修正，并将其加到PNL(*k*)上得到PNLT(*k*)的方法。附件ICAO TM的表4－2给出了一个涡扇发动机纯音修正的算例。第十步接下来的文字叙述了允许去除试验飞机以外的纯音（包括虚假纯音）引起的纯音修正。

注：此处的“本底声压级”是指从三分之一倍频程中去除纯音后的宽带噪声级。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 数据精度（纯音修正因子计算之后）：在这里，原始声压级0.01dB的精度必须恢复，虽然报送的EPNL的精度要求是0.1dB，但所有除纯音修正过程以外的中间计算步骤的精度必须至少保持在0.01dB。

(2) 虚假纯音的识别：附件ICAO TM的附录2给出了识别虚假纯音方法的指导性材料。注意，放置在地面或者距地10米高处的传声器作为所要求的1.2米（4英尺）高处传声器的补充，仅用于识别含有虚假纯音的频带，而不能用于航空器噪声级的确定。

(3) 纯音修正因子的修正：当纯音修正因子是由虚假纯音得出的，允许用第七步得到的平滑频谱的修订声压级（基于窄带分析）重新计算。一旦三分之一倍频程声压级被修订，纯音修正因子必须重新计算。重新计算的

最大纯音修正因子，即使发生在虚假纯音所在的频带或与之相邻的频带，也必须使用。所使用的方法必须得到 CAAC 的批准。

197. 第 A36.4.3.2 条

如果一个重要的纯音，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) 无重要的纯音在两个相邻的三分之一倍频程上被记录，或者

(b) 如果有重要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。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 频带分割在第 A36.4.4.2 条讨论。

c. 程序

无

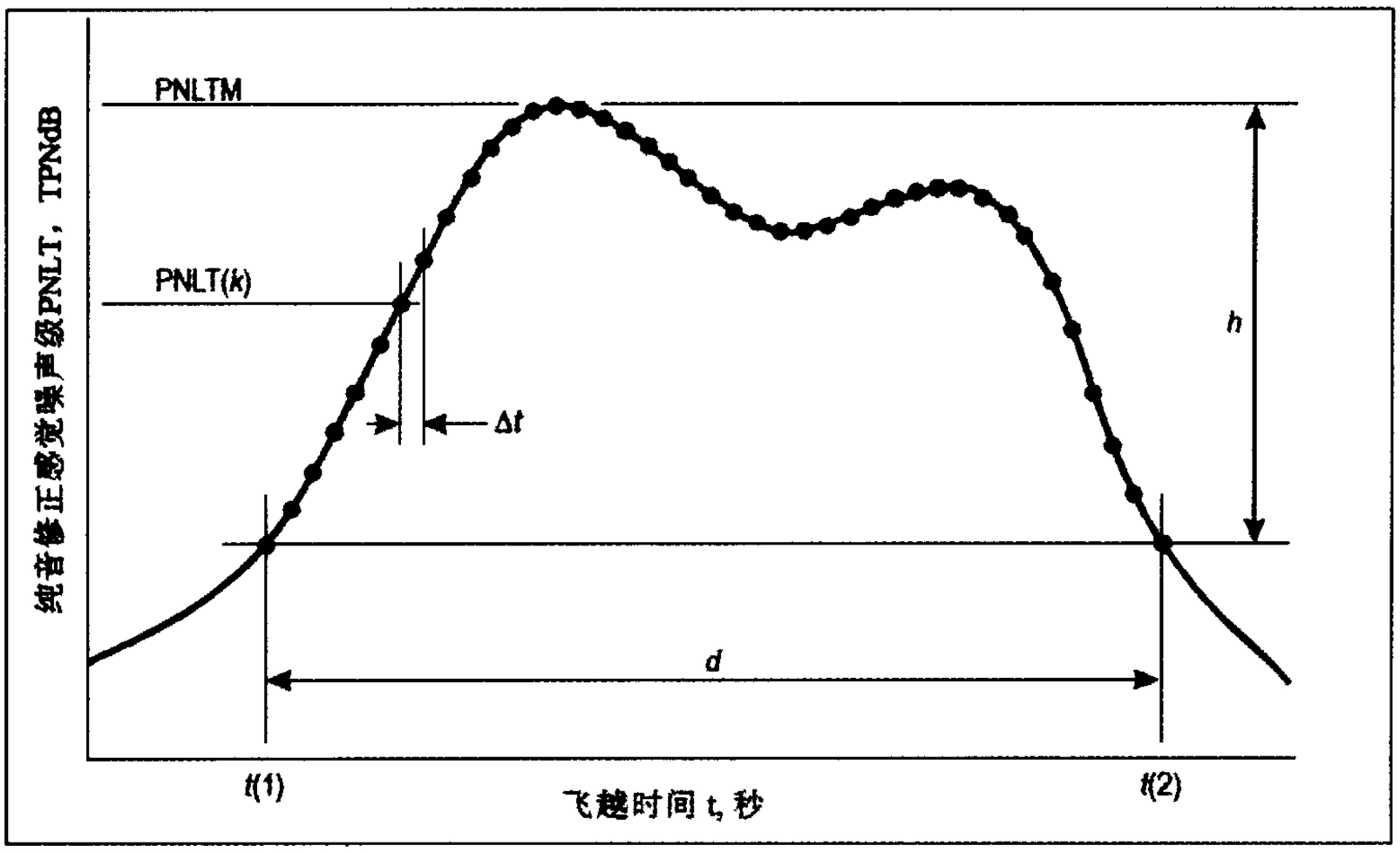
198. 第 A36.4.4 条 最大纯音修正感觉噪声级

199. 第 A36.4.4.1 条

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，图中已经明确标出了最大值。

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

200. 第 A36.4.4.2 条

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分割，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。

a. 解释

本条详细说明了在确定 PNLTM 时刻的纯音修正因子时，解决出现在三分之一倍频程滤波器频带边缘附近的纯音抑制影响的方法。

b. 补充信息

(1) 频带分割修正的概念：当纯音的频率位于一个或更多三分之一倍频带的边缘附近时，飞机噪声合格审定数据分析中规定的三分之一倍频滤波过程，可能会出现第 A36.4.3 条的纯音修正程序低估纯音修正因子。频带分割的修正计算就是为了考虑这种现象。利用 Doppler 效应的结果，PNLTM

时刻被抑制的纯音通常会出现在该时刻前后时段的频谱中，通过对 PNLTM 时刻前后 2 秒内频谱的纯音修正因子的平均，就可以合理地估算 PNLTM 时刻未受抑制的纯音修正因子。

c. 程序

(1) 频带分割修正的计算：虽然 36 部提到在 PNLTM 附近记录的信号中识别出现最大纯音修正因子出现的频带，但不能仅仅通过观测这些频率来确定频带分割是否存在。即使在三分之一倍频程频谱内出现的最大纯音与在 PNLTM 时刻频谱内最大纯音修正的频带无关，但一个相关的纯音依然可能出现。因此，不论最大纯音出现在哪个频带，必须采用在 PNLTM 时刻前后各 1 秒以内（5 个半秒的数据记录）所有频谱纯音修正的平均值。如果确信该频带分割的修正不是由频带分割引起的，则申请人必须证明每个测量中没有频带分割存在。

(2) PNLTM 的频带分割修正：频带分割修正必须在确定 10dB 降区间之前计算，且必须包括在报送的 PNLTM 和 EPNL 值的试验条件数据中。

(3) 简化方法中频带分割修正的应用：当使用简化的修正程序将数据修正至基准条件时，必须在计算“Δ_1”和 $PNLT_r$ 之前，对 PNLTM 时刻的 $EPNLT_r$ 应用频带分割修正。

(4) 完整方法中频带分割修正的应用：当使用完整的修正程序将数据修正至基准条件时，必须根据包含 PNLTM 时刻 $PNLT_r$ 值在内的 5 个三分之一倍频程频谱数据记录（修正至基准条件）计算出新的频带分割修正值。这 5 个记录包括 PNLTM 时刻前后个 2 个以及 PNLTM 时刻的 $PNLT_r$ 记录。

201. 第 A36.4.5 条 持续时间修正

202. 第 A36.4.5.1 条

持续时间修正因子D 是用积分方法确定的，方程如下:

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

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。

203. 第 A36.4.5.2 条

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:

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

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。

204. 第 A36.4.5.3 条

为了获得一个满意的感觉噪声级时间历程，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。

205. 第 A36.4.5.4 条

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

T=10 秒，且 Δt =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：

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

式中 d 是由对应于值为 PNLTM −10 的点所确定的持续时间。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) EPNL 方程：第 A36.4.5.4 条所示持续时间修正因子 D 的方程，仅对半秒长度的记录有效。常数 13 是将半秒的数值归一化为 10 秒标准持续时间（10 × log10(10 秒钟的半秒数据记录 = 20 个) = 13.01）。

c. 程序

无

206. 第 A36.4.5.5 条

在使用A36.4.5.2 条的程序时，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PNLT(k)值作为持续时间间隔的界限。对于出现 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。

a. 解释

本条规定了计算持续时间修正因子D的要求，即通过对PNLTM值10dB以内的所有 PNLT 值积分（求和）来确定。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 确定 10dB 降区间内的第一个和最后一个记录: 当要确定作为 10dB 降区间界限的记录时，必须采用与真实的 PNLTM－10dB 值最接近的 PNLT 的记录。因此，10dB 降区间内的 PNLT 值不一定都大于或等于 PNLTM－10dB。

(2) 持续时间修正因子 D 的计算: 在计算 D 值时，必须包括全部 PNLT 值和 10dB 降区间内每一记录的持续时间。不允许对离散 PNLT 值插值计算到 PNLTM－10dB 的精确点。

(3) 记录的数据: 如果记录数据未覆盖整个 10dB 降区间，则不能用来计算 EPNL，并且此次测量也不能用于飞机噪声合格审定。

207. 第 A36.4.6 条 有效感觉噪声级

208. 第 A36.4.6 条

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 条给出的程序计算.

209. 第 A36.4.7 条 呐表的数学公式

210. 第 A36.4.7.1 条

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。

211. 第 A36.4.7.2 条

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 logn(a)，SPL(d)和 logn= −1.0，SPL(e)和logn = log(0.3)。

212. 第 A36.4.7.3 条

使用以下公式计算响值:

(a) SPL≥SPL(a)

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

(b) SPL(b)≤SPL<SPL(a)

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

(c) SPL(e)≤SPL<SPL(b)

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

(d) SPL(d)≤SPL<SPL(e)

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

213. 第 A36.4.7.4 条

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。

a. 解释

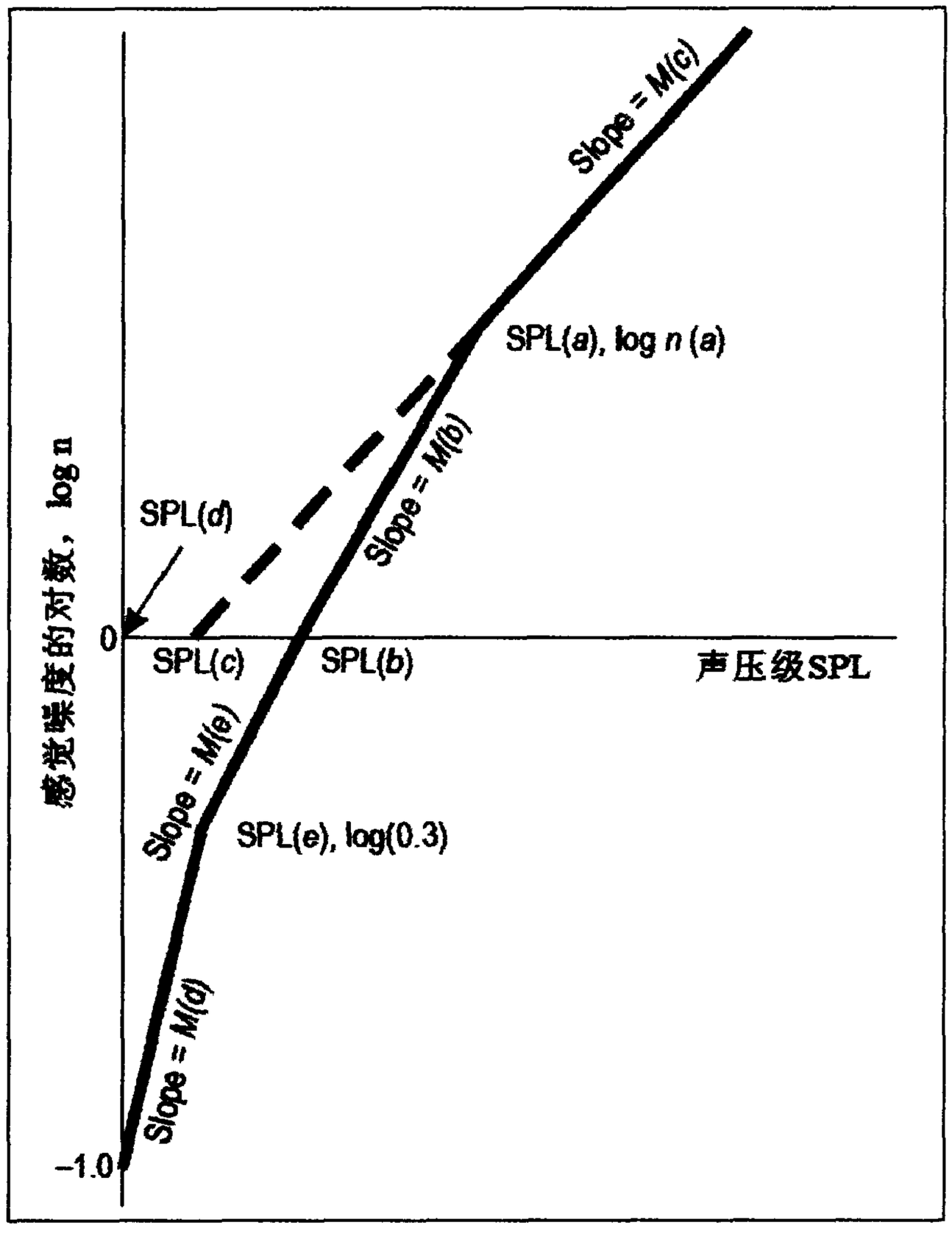
本条规定了用表 A36－3 中的常数计算与声压级对应的感觉噪度值的要求。

b. 补充信息

无

c. 程序

无



图A36 -3 作为声压级函数的感觉噪度

表A36 -3 钟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 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			0 053013	
15	1 250		38	38	15	23	0 030103	不适用	0 059640	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

214. 第 A36.5 条 向中国民用航空总局报送数据

215. 第 A36.5.1 条 概述

216. 第 A36.5.1.1 条

代表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地记录下来，并附在试验记录之后。

217. 第 A36.5.1.2 条

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。

218. 第 A36.5.1.3 条

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。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 符合性记录：为了符合第 A36.5.1.1 条到第 A36.5.1.3 条，所有在噪声合格审定试验过程中测量的数据，包括所有物理量的时间历程、噪声记录、仪器校准等等，都要以永久的形式记录下来，提供给 CAAC 进行审核、检查和批准。对于申请人来说，通常的程序是向 CAAC 提交每个噪声测量点的试验数据代表样本和对测量数据的修正，以确定其规章的符合性。申请人可以：1) 或者全部的试验记录和必要的修正，2) 或者经 CAAC 同意只提交试验数据的样本和必要的修正。

c. 程序

(1) 试验记录：所有试验记录都必须提交给 CAAC 进行符合性评审和批准。对测量数据的修正也必须提交给 CAAC 进行符合性评审和批准。CAAC 可能要求申请人提交对数据测量、分析和修正的每一步中的潜在误差评估的记录。数据报送的具体要求见第 A36.5.2 条。

219. 第 A36.5.2 条 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：

a. 解释

无

b. 补充信息

见第 36.1501 条(a)。

c. 程序

无

220. 第 A36.5.2.1 条

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。

221. 第 A36.5.2.2 条

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。

222. 第 A36.5.2.3 条

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。

223. 第 A36.5.2.4 条

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。

224. 第 A36.5.2.5 条

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) 飞机的外廓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（或节）;

(h) 发动机性能数据:

(1) 对喷气式飞机:每次试验飞行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:每次试验飞行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装有非标准设备，可能影响飞机噪声特性的。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。

a. 解释

本条规定了噪声审定数据报送的要求。

b. 补充信息

(1) 申请人的报送要求：按照第 A36.5.2.1 条到第 A36.5.2.5 条的要求，以下项目也是申请人必须报送的:

(i) 在整个 10dB 将期间内的试验条件，包括空速、发动机性能参数、

飞机的航迹。

(ii) 记录器的采样率。

(iii) 飞机和发动机的参数信息，包括飞机位置和爬升角。在整个 10dB 将期间，任何可以影响声学以及飞机和发动机性能数据的测量和修正的其他参数也必须记录（例如：SBV 位置，重心位置等）。

c. 程序

无

225. 第 A36.5.3 条 报送噪声合格审定基准条件

226. 第 A36.5.3.1 条

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。

a. 解释

本条规定了报送用于噪声合格审定试验的基准条件、参数、程序和构型的要求。

b. 补充信息

(1) 基准条件：第 B36.7 条规定了基准条件。

(2) 等效程序：CAAC 不为噪声审定基准条件批准等效程序。

(3) DER 资料：飞机的基准性能是 CAAC 在被认可的数据基准上批准的。这可能要求一个具有 36 部关于飞机基准性能授权 DER 向 CAAC 提交完整的报告，以供 CAAC 审核。

c. 程序

无

227. 第 A36.5.4 条 结果的有效性

228. 第 A36.5.4.1 条

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，计算每个传声器测量值的算术平均值;

(b) 使用本段(a) 中的值和相关的90 %置信限计算每一基准条件（飞越，横侧或进场）的全部算术平均值。

229. 第 A36.5.4.2 条

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 %置信限都不超过±1.5EPNdB。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。

a. 解释

附件 ICAO TM 的附录 1 描述了计算 90% 置信区间的方法。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

230. 第 A36.5.4.3 条

按照 A36.5.4.1 条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。

a. 解释

本条规定了在飞越、横侧和进场噪声测量点的 $EPNL_r$（修正至基准条件的有效感觉噪声值）平均值应在置信限为 ±1.5dB 的 90% 置信区间上，EPNL 的均值及相应的置信区间都应报送。

b. 补充信息

(1) 平均 $EPNL_r$ 级：飞越、横侧和进场的 $EPNL_r$ 平均值应在噪声合格审定符合性文件中报告。N 簇 $EPNL_r$ 数据点 L_1，L_2，…，L_n 的平均值为：$L_{mean} = (L_1 + L_2 + \dots + L_n)(1/n)$。从 NPD 数据库获得的 $EPNL_r$ 平均值是由适当推力（功率）和距离修正数据集合生成的回归线确定的，包括任何其他必要的修正（例如，修正到飞机的基准速度）。

(2) 90% 置信区间（数据簇）：36 部中描述的试验方法是要在每个噪声测量点（飞越、横侧和进场）的噪声测量至少重复 6 次（例如：同样的构型，目标推力（功率）和速度条件）。这些重复试验得到了三簇用于修正和评估的数据。很容易进行数据簇 90% 置信区间的有效性评估。如果在大致相同的条件下获得 n 个 $EPNL_r$ 的测量值 L_1，L_2，…，L_n，并且可以假设它们构成正态总体的一个随机样本，则可求出每个数据簇的 90% 置信区间的统计值。

(3) 90%置信区间（NDP 数据库）：噪声－功率－距离（NPD）数据库的置信区间用比正态数据点簇更为通用的公式确定。每条数据回归线的置信区间都要计算，无论是飞行试验数据，还是飞行试验与静态试验合并的数据，或者分析的结果数据。

(4) 单一试验值：如果在任意一个噪声测量点使用了多套噪声测量系统，则该点的噪声级为多个测量值的平均值。有些申请人愿意在每个噪声测量点设置多个传声器。当使用多个传声器时，每次噪声测量应报送平均噪声级。

(5) 有效条件：所有由 CAAC 观察员或合适的委任代表目击并确定为有效的噪声测量值都要包含在置信区间计算中，即使其结果超出了 ± 1.5dB 的 90% 置信区间界限。产生奇异的或可能无效的噪声数据的原因包括：试验是在不同的温度和湿度条件下进行，高空有异常的风，测量和记录设备的变更，飞机硬件的变更，背景噪声，仪器校准的漂移，未按批准的试验计划进行试验等等。CAAC 观察员应该在噪声合格审定试验过程中决定所有噪声测量值的有效性。未经 CAAC 批准，在以后的置信区间计算时，不能将任何噪声测量值排除在外。无论何种原因，现场确定的无效噪声测量都必须重新进行。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人有责任开发等效程序，也有责任在使用经批准的等效程序时开发确定 90% 置信区间的程序。确定置信区间的程序连同批准的等效程序在三个测量条件下（飞越、横侧和进场）可能是不同的，并且可能在评估 $EPNL_r$ 值时或者适合使用简化方法，或者适合使用完整的

方法。

(2) 计算 90％置信区间的方法：附件 ICAO TM 的附录 1 中介绍了确定数据簇以及其他批准的试验结果的 90％置信区间的计算方法。ICAO TM 为以下数据提供了置信区间的计算方法：成簇的测量值，回归平均线，静态试验导出的 NPD 曲线和分析得出的 NPD 曲线，并且提供了实例（数据簇，一阶回归曲线，二阶回归曲线，合并的数据集合。）

(3) 报送要求：飞越、横侧和进场三个噪声测量点的 $EPNL_r$ 值以及相关 90％置信区间的值，必须写入噪声合格审定符合性文件报送 CAAC。

(4) 重新试验要求：当报送结果存在以下情况时，CAAC 可能要求申请人重新试验或提供三个噪声测量点（飞越、横侧和进场）中任何一个的附加试验数据：

(i) 必需的测量结果无效，或

(ii) 申请人测量的次数不足以确定合适的数据样本，或

(iii) 数据分布显示出数据不符合正态分布（例如，低功率状态下防喘放气活门操作造成的不连续性），或

(iv) 噪声测量条件下的 90％置信区间超过了允许的 ±1.5dB，或

(v) 试验未按批准的噪声合格审定符合性验证计划实施。

231. 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	ΔdB。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)		的值间断点坐标。代表 SPL 随 log n 变化

		的两条直线交点的logn 值。
M(b)，M(c)等		*吶值曲线斜率的倒数。表示 SPL 随 logn 变化的各条直线斜率的倒数。*
n	*吶*	*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)	*吶*	*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)	*吶*	*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)	*吶*	*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的总感觉噪度。*
p(b)，p(c)等		*吶值曲线的斜率。表示 SPL 随 logn 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。
Δs(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 20μPa	声压级。任一瞬间在指定频率范围的声压级。
SPL(a)	dB 基准 20μPa	吵值间断点的坐标。代表 SPL 随 log n 变化的直线交点的 SPL 值。
SPL(b) SPL(c)	dB 基准 20μPa	吵值曲线的截距。代表 SPL 随 log n 变化的直线在 SPL 轴的截距。
SPL(i,k)	dB 基准 20μPa	声压级。在第 k 时段第 i 个三分之一倍频程的声压级。

$SPL'(i)$	dB 基准 20μPa	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 基准 20μPa	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 20μPa	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 20μPa	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 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。
$t(°C)$ $(°F)$	°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。

$\alpha(i)_o$	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	进场角
η_r	度	基准进场角
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。*

a. 解释

本条包含了飞机噪声合格审定试验、分析和评定过程所使用的标准符号及相关的单位和含义。

b. 补充信息

(1) 通用符号：本条所列的一些飞机噪声合格审定符号也适用于其他航空器的噪声合格审定，如小飞机和旋翼机。

c. 程序

无

232. 第 A36.7 条 大气的声衰减

233. 第 A36.7.1 条

大气的声衰减必须按照A36.7.2 条规定的程序来确定。

234. 第 A36.7.2 条

A36.7.2(a) 使用英制单位的算式:

$$\alpha(i)=10^{\left[2.05\log(f_0/1000)+6.33\times10^{-4}\theta-1.45325\right]}+\eta(\delta)\times10^{\left[\log(f_0)+4.6833\times10^{-3}\theta-2.4215\right]}$$

和

$$\delta=\sqrt{\frac{1010}{f_0}}10^{\left(\log H-1.97274664+2.288074\times10^{-2}\theta\right)}\times10^{\left(-9.589\times10^{-5}\theta^2+3.0\times10^{-7}\theta^3\right)}$$

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:

$$\alpha(i)=10^{\left[2.05\log(f_0/1000)+1.1394\times10^{-3}\theta-1.916984\right]}+\eta(\delta)\times10^{\left[\log(f_0)+8.42994\times10^{-3}\theta-2.755624\right]}$$

和

$$\delta=\sqrt{\frac{1010}{f_0}}10^{\left(\log H-1.328924+3.179768\times10^{-2}\theta\right)}\times10^{\left(-2.173716\times10^{-4}\theta^2+1.7496\times10^{-6}\theta^3\right)}$$

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。

235. 第 A36.7.3 条

表A36 -4 列出了按照A36.7.2 条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 η(δ)的值

δ	η(δ)	δ	η(δ)
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_o *(Hz)*	三分之一倍频程 中心频率 *(Hz)*	f_o *(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

a. 解释

本条规定了计算大气声衰减系数的方程。

b. 补充信息

(1) 大气声衰减影响的数据修正程序：本通告第 A36.2.2.3 条的程序(1)和第 A36.9.3.2.1 条程序(2)给出了在将噪声试验数据修正至基准条件时，考虑大气声衰减影响的实例程序（利用第 A36.7.2 条的方程）。

c. 程序

无

236. 第 A36.8 条 [备用]

237. 第 A36.9 条 飞机飞行试验结果的修正

238. 第 A36.9.1 条

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

a. 解释

本条规定了当试验条件与基准条件不同时，噪声数据的修正方法。

b. 补充信息

(1) 修正至基准条件：大多数噪声合格审定试验都是在非基准条件下进行的。在这些试验中，飞机可能处于不同的高度（在传声器上方的高度）或相对原定航迹有横向偏差。发动机的推力（功率）、大气条件、飞机高度和总重也很可能与基准条件不同。因此，所测量的噪声数据必须修正至基准条件，以确定是否符合 36 部附件 B 规定的噪声限制。修正程序和分析方法应通过 CAAC 的评估和批准。任何更改，包括软件修订、固件升级或所使用仪器的变更，都必须通过 CAAC 指定机构的审核方能用于噪声审定。由于 CAAC 的评估和批准最长可耗时超过 18 个月，因此，在审定周期一开始，就应该计划程序确认和向 CAAC 提交必需的资料。

(2) 基准条件：第 B36.7 条(a)(5)规定了基准条件。

(3) 环境噪声修正：见本通告第 A36.3.10 条。

(4) 带阻：CAAC 的政策不允许应用带阻或带除技术。除非在噪声数据评估过程中作为计算结果正常出现（如在对被掩蔽的高频段声压级进行频率外推处理），否则三分之一倍频带声压级不能置为零。

(5) 最小进场距离：基准进场参数为高度 394 英尺、下滑角为 3°，最

小基准进场距离等于 394 英尺乘以 3° 的余弦，或者飞机 ILS 天线和传声器测量站间的距离为 393.46 英尺。

(6) 高海拔试验场：对于海拔达到或超过 366 米（1200 英尺）的试验场，必须修正测量数据，来考虑由于空气密度变化引起的发动机喷气速度不同和喷气速度剪切效应而产生的噪声抑制。附件 ICAO TM 的附录 6 描述了这种修正。

c. 程序

(1) 数据修正：申请人须使用经 CAAC 批准的程序将所有测得数据修正至审定基准条件。申请人必须向 CAAC 提交所有计划使用的数据修正程序进行评审和批准。CAAC 可能要求提交大量供数据修正程序和分析方法评审和接受的详细资料。

(2) CAAC 的评估：申请人可以参考本通告的附件 2，向 CAAC 提交相关资料。本通告附件 2 提供了申请人可以用来向 FAA 提交噪声、飞机航迹和气象测量数据的资料和表格，以评估和批准其噪声审定数据修正和分析方法。

(3) NDP 数据库：为便于数据修正，许多申请人将测得的噪声审定数据转化为噪声功率距离（NPD）数据库作为等效程序。NPD 数据库应由代表基准条件的数据构成。例如，选定的 NPD 空速必须能代表预期在基准条件下使用的飞机构型和总重条件下的空速范围。同样，可以对试验条件下的距离、飞机高度、发动机推力（功率）和大气声衰减做类似的修正，并建立有用的 NPD 数据库。当基准空速和其他基准条件被确认和批准后，就可以根据 NPD 数据库的数值做出最终噪声修正，得出基准 EPNL 值。

(4) 申请人的责任:

(i) 按照 CAAC 批准的噪声审定符合性验证计划进行数据修正;

(ii) 确保将所有噪声数据分析软件的版本控制，并告知 CAAC 所有的修订版。

239. 第 A36.9.1.1 条

对于下述的差异，必须用A36.9.3 和A36.9.4 条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/或分析来量化空速修正对噪声级审定结果的影响。

a. 解释

本条规定了需要对测量的噪声值进行修正的试验与基准条件的差异类型。

b. 补充信息

(1) 试验大气条件: 噪声合格审定试验极少在基准条件(海平面大气压，

77°F，相对湿度 70％）下进行。

(2) 声音的传播：飞机与噪声测量点之间传播的噪声受其间空气的气象条件影响。温度和相对湿度影响噪声的大气声衰减。噪声试验数据要用 CAAC 批准的程序修正到基准条件。

(3) 均匀的路径：传播路径上的基准大气条件（见第 B36.7 条(a)(5)）被认为是均匀的（性质与成分一致）。基准条件是指海平面（压力高度），77°F，相对湿度恒定在 70％，无风。

(4) 必须进行的噪声值修正：测得的噪声数据必须修正到 36 部规定的基准环境温度和相对湿度，以及基准飞机位置和发动机性能条件下。基准飞机位置和发动机性能状态必须由 CAAC 批准的，飞机在基准环境条件下的性能数据确定。这些修正考虑了大气声衰减、噪声传播距离、飞机速度和飞机源噪声的影响。

(5) 空速对源噪声的影响：附件 ICAO TM 中的 2.3.4.7 部分和 2.3.4.9 部分提供了有关的指导。申请人使用的修正空速对飞机源噪声影响（如试验空速和基准空速相差超过 28 千米/小时(15 节)真空速）的方法必须得到 CAAC 的批准。

(6) 噪声值的其他修正：36 部旨在生成精确的、可重复的、具有可比性的 $EPNL_r$ 值，在 CAAC 批准的等效程序中所包含的一些修正，也可以用于将噪声数据从测量条件到基准条件的全面修正。这些修正考虑以下因素：

(i) 飞机航迹的高度；

(ii) 飞机航迹的爬升或下滑角；

(iii) 飞机的空速；

(iv) NPD 数据库修正数据的外推;

(v) 与基准飞机不同的飞机构型（或改装）;

(vi) 背景噪声级;

(vii) 发动机推力（功率）设置;

(viii) 频谱不规则性;

(ix) 减推力（功率）的使用;

(x) 仪器和设备的校准;

(xi) 伪纯音。

(7) 制造商的数据：噪声值从测量条件到基准条件的修正应基于 CAAC 认可的制造商的数据。制造商数据包括：

(i) 最大总重时的基准起飞剖面;

(ii) 基准条件下的飞越、横侧和进场发动机的推力（功率）或推力设定;

(iii) 基准飞越条件下，发动机减推力（功率）的要求;

(iv) 定义负的跑道坡度数据;

(v) 最大总重进行飞越、横侧和进场试验的基准空速。

c. 程序

(1) 申请人的责任：

(i) 制定噪声数据测量程序（包括等效程序），并获得 CAAC 的批准。

(ii) 取得噪声数据修正程序和分析方法的 CAAC 批准。

(iii) 应用经批准的噪声数据修正确定 $EPNL_r$ 值。

(iv) 将没有在 36 部中明确说明的修正程序编成文件。

240. 第 A36.9.1.2 条

在下述条件下，必须用A36.9.4 条所述的“完整”的修正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，修正量在飞越时大于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。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 简化和完整的方法：如果试验不是在基准条件下进行的，就必须用用下列方法中的一种对噪声数据进行修正：

(i) 简化的分析过程，是通过横侧、飞越及进场试验的 PNLTM 值，将噪声数据修正至基准条件下。

(ii) 完整的分析过程，是通过在整个 10dB 区间上，每半秒时间的噪声频谱，将噪声数据修正至基准条件下。在与试验时声发射时间相对应的基准声发射时间，声发射角保持恒定。对于横侧噪声的修正，36 部没有要求必须使用完整的分析过程。

c. 程序

(1) NDP 等效程序：提出使用 NDP 数据库的申请人，可能会被要求将完整方法作为等效程序的一部分。适当的噪声修正必须在 $EPNL_T$ 值与附件 B 规定的限制比较之前合并进完整的方法中。

241. 第 A36.9.2 条 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。

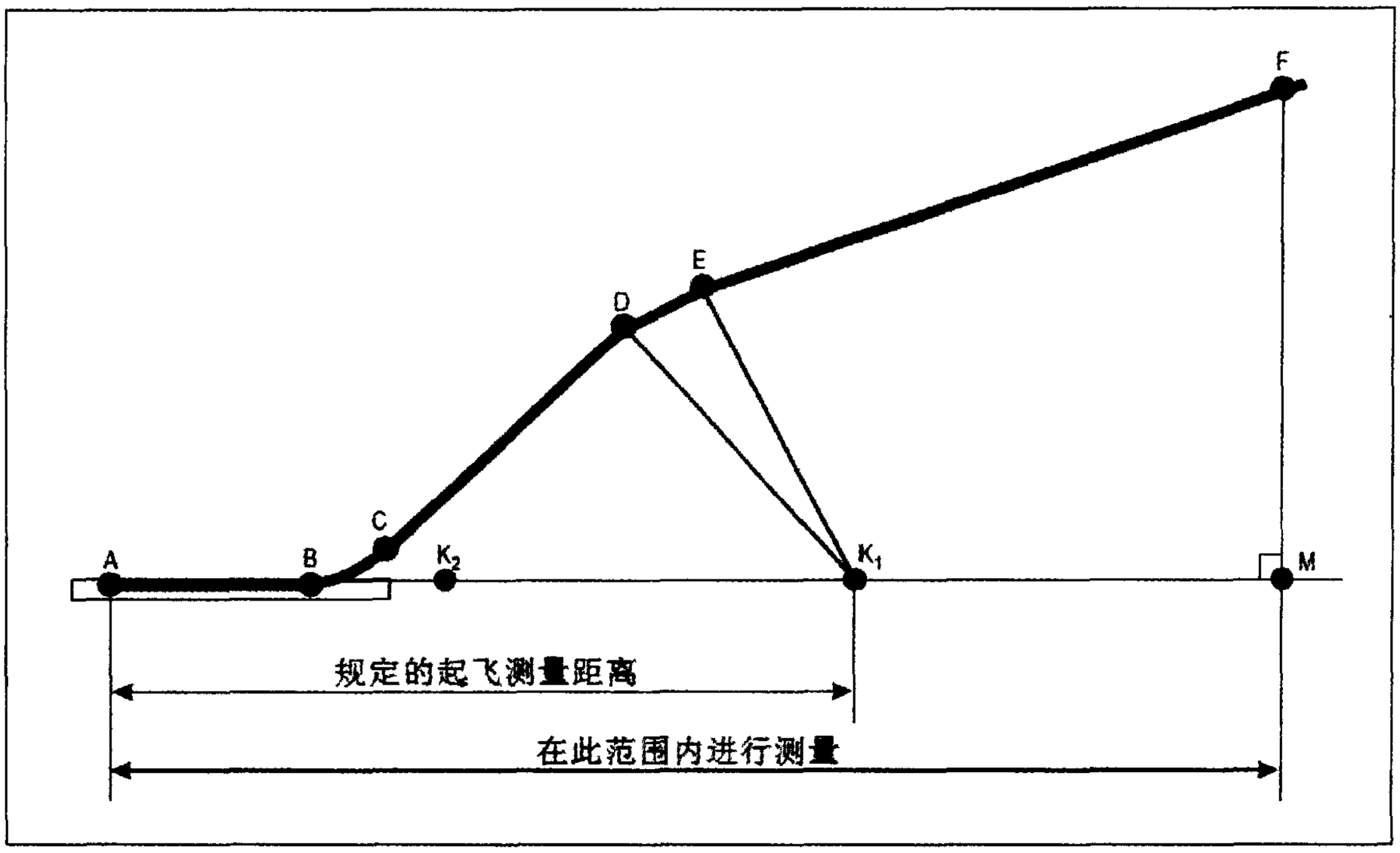
242. 第 A36.9.2.1 条 起飞剖面

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之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 条的要求，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

a. 解释

本条规定了飞越噪声测量时的起飞试验剖面。

b. 补充信息

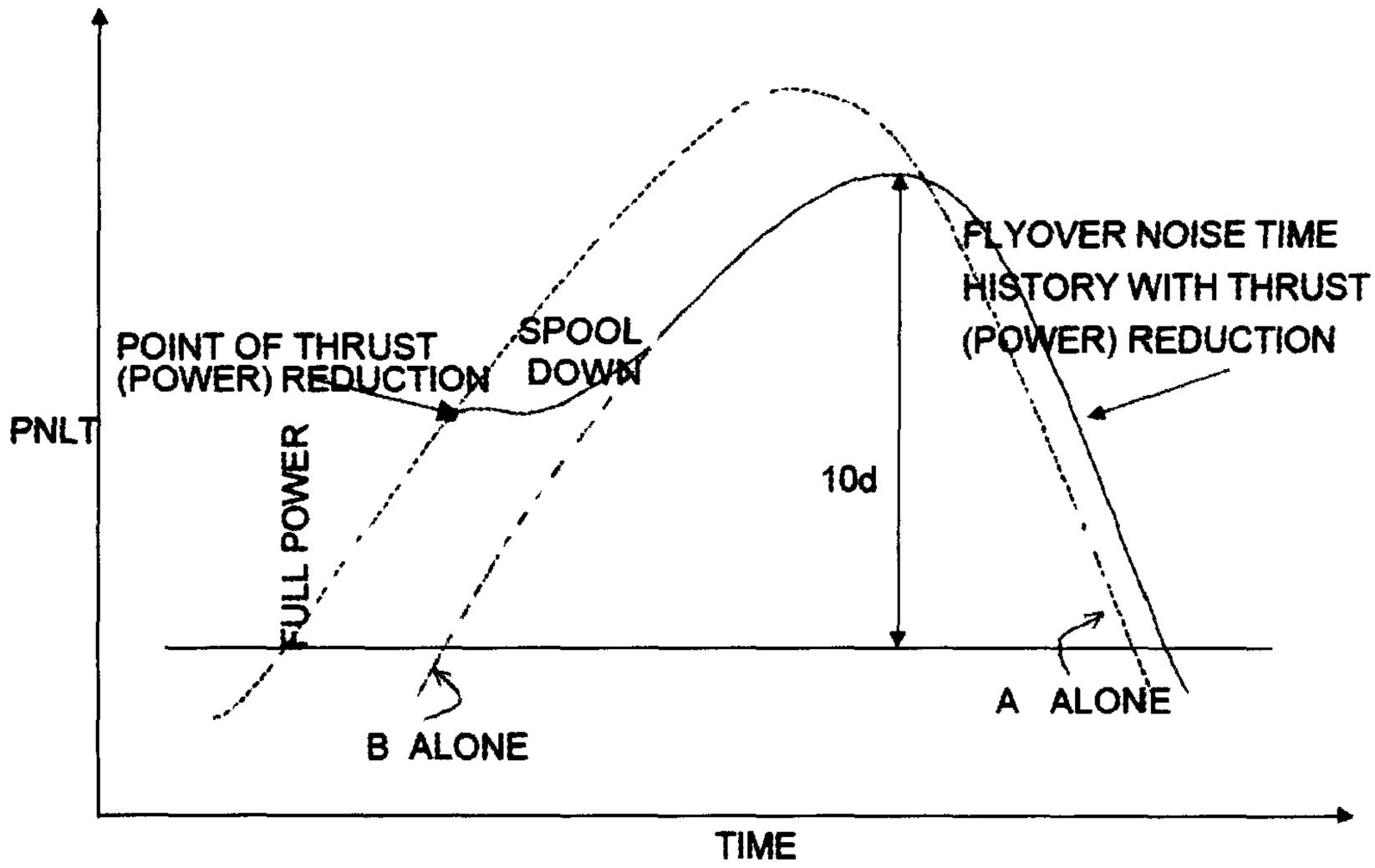
(1) 起飞试验：申请人选定的基准起飞构型必须在经批准的适航审定包线之内。不允许采用特别的飞行机组程序或航空器运行程序。下面的图形解释了亚音速运输类飞机和喷气式飞机的噪声合格审定飞行试验中所用的经批准的起飞程序。

(2) 减推起飞：对于亚音速运输类飞机和喷气式飞机，不管哪种类型，允许基准飞越噪声审定程序（包括 2007 年 4 月 15 日之前所进行的基准横侧噪声审定程序）中包括减推力（功率）起飞（见图 A36－4）。从起飞滑跑开始到第 B36.7 条(b)规定的减推力（功率）最小高度之间，必须使用最大平均发动机起飞推力（功率）；参见以下表格。第 B36.7 条(b)(2)限制推力（功率）减小到以下较大值：(a) 必须保持飞机在一发失效时水平飞行，或

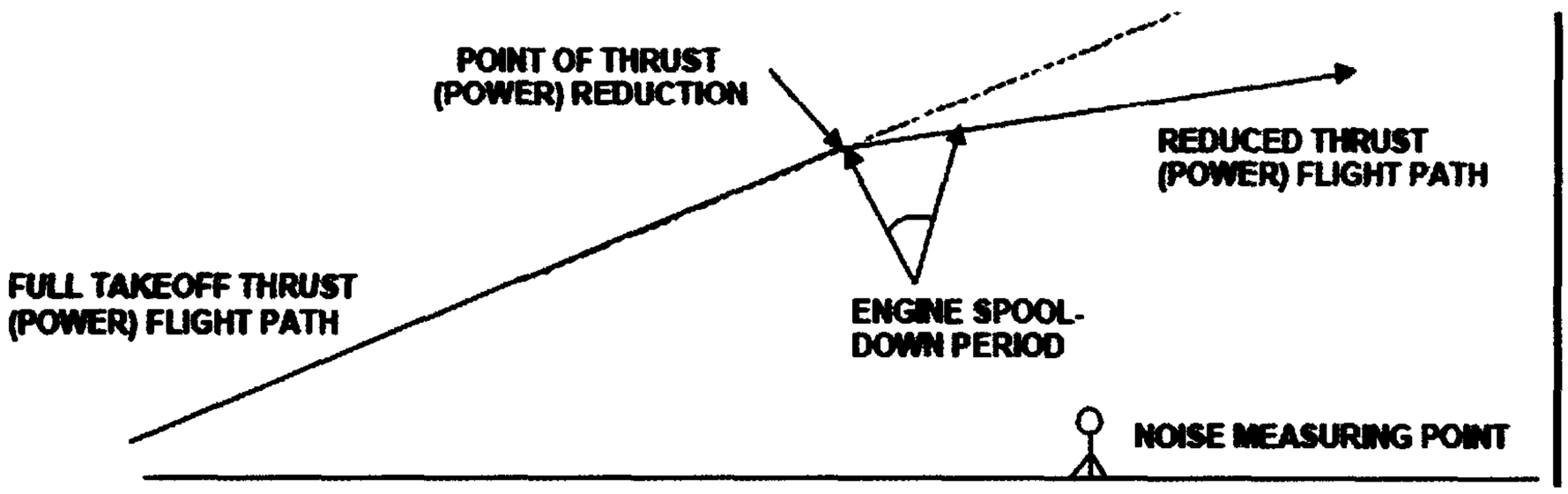
者(b) 所有发动机工作时，必须保持4%的爬升梯度。减推力（功率）后，在 10dB 降期间内，由于高度升高造成的推力损失会使爬升梯度有略微减小。图 2 举例说明了减推力（功率）对 PNLT 时间历程影响。

(3) 减推力（功率）的最小高度：在起飞过程中，达到最小高度后，可以减小发动机的推力（功率）。最小减推力（功率）高度在下表中给出：

阶段	发动机数量	涵道比	最小减推力（功率）高度
1	3台以上涡轮喷气发动机	所有涵道比	214米（700英尺）
	3台或3台以下涡轮喷气发动机	所有涵道比	305米（1,000英尺）
	非涡轮喷气发动机驱动	不适用	305米（1,000英尺）
2	3台以上涡轮喷气发动机	小于2.0	214米（700英尺）
	3台或3台以下涡轮喷气发动机	小于2.0	305米（1,000英尺）
	3台以上涡轮喷气发动机	2.0或2.0以上	210米（689英尺）
	3台涡轮喷气发动机	2.0或2.0以上	260米（853英尺）
	3台以下涡轮喷气发动机	2.0或2.0以上	300米（984英尺）
	非涡轮喷气发动机驱动	不适用	305米（1,000英尺）
3	3台以上涡轮喷气发动机	与涵道比无关	210米（689英尺）
	3台涡轮喷气发动机		260米（853英尺）
	3台以下涡轮喷气发动机		300米（984英尺）



2(A) 起飞噪声时间历程



2(B) 减推力（功率）飞越噪声测量点上方的起飞航迹

图 2 减推力（功率）的噪声时间历程

(4) 全推力（功率）起飞：也允许全推力（功率）起飞作为基准飞越噪声审定程序。2007 年 4 月 15 日及以后所进行的噪声合格审定试验，必须用全推力（功率）起飞进行横侧噪声审定（见第 B36.3 条和第 B36.7 条(b)(3)）。最大起飞推力（功率）从在跑道端点起飞滑跑开始使用（见图 3）。飞机在 B 点离地，收回起落架，调整襟翼位置。在 C 点，保持全起飞推力（功率），获得稳定的爬升角和空速。飞机继续爬升直至 F 点，确保整个 10dB 降期间的噪声值都能在 K 点被测量到。在 C 点和 F 点之间，飞机的推力（功率）、航迹和构型保持不变。

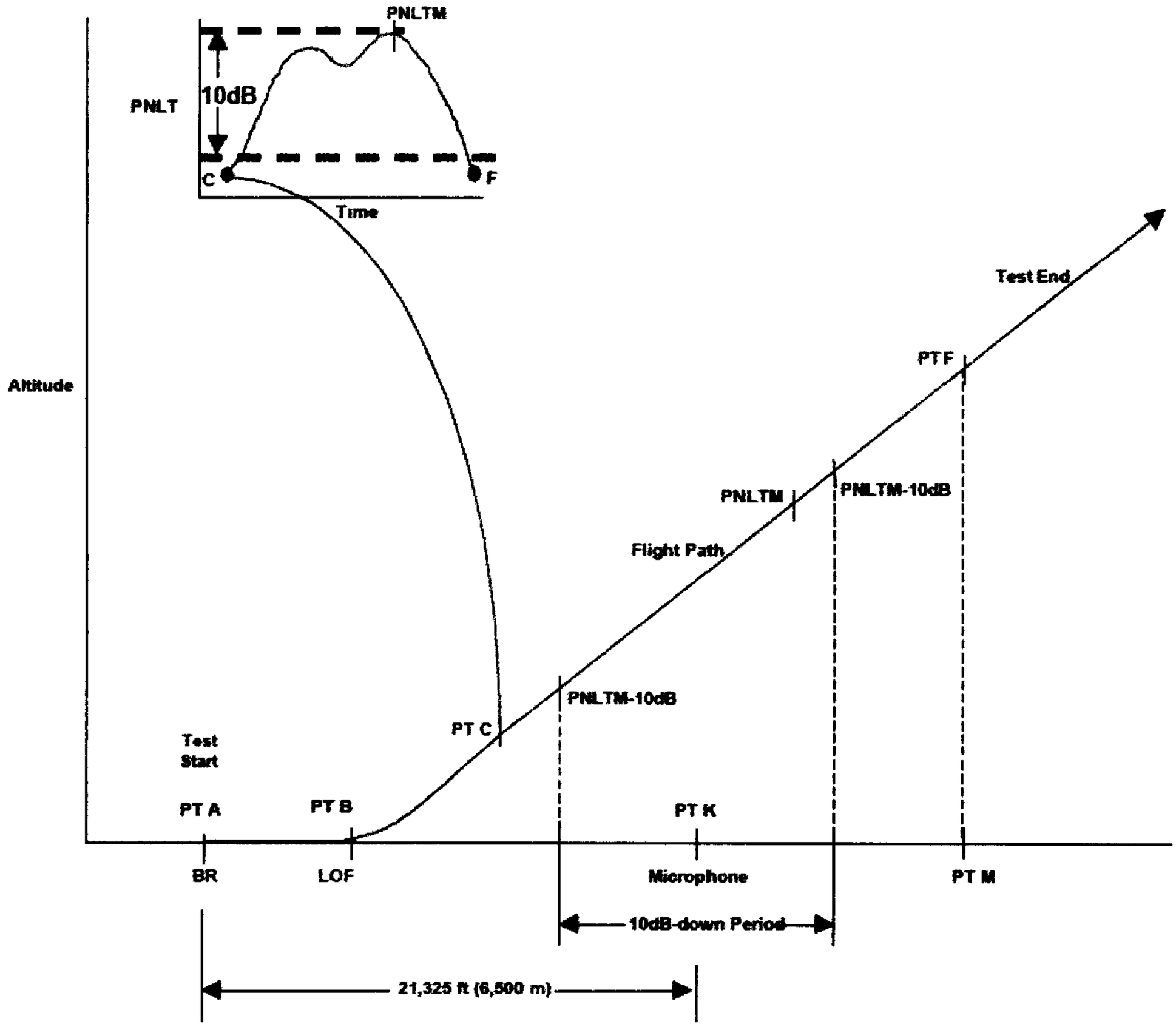


图 3 正常的全推力（功率）起飞

(5) 航迹切入起飞：航迹切入程序允许作为起飞噪声合格审定试验的等效程序（见图 4）。按照该等效程序，噪声合格审定试验是在飞机“截取”出的噪声合格审定飞行试验航迹的相关部分上进行的。该程序替代了每次试验飞行时真正的着陆和起飞。在使用航迹切入程序时，飞机试验飞行的航迹、俯仰角、空速、推力（功率）等应与申请人在跑道上从静止开始的起飞噪声合格审定试验时一致。见附件 ICAO TM 的 2.1.1 和 3.1.1 部分。

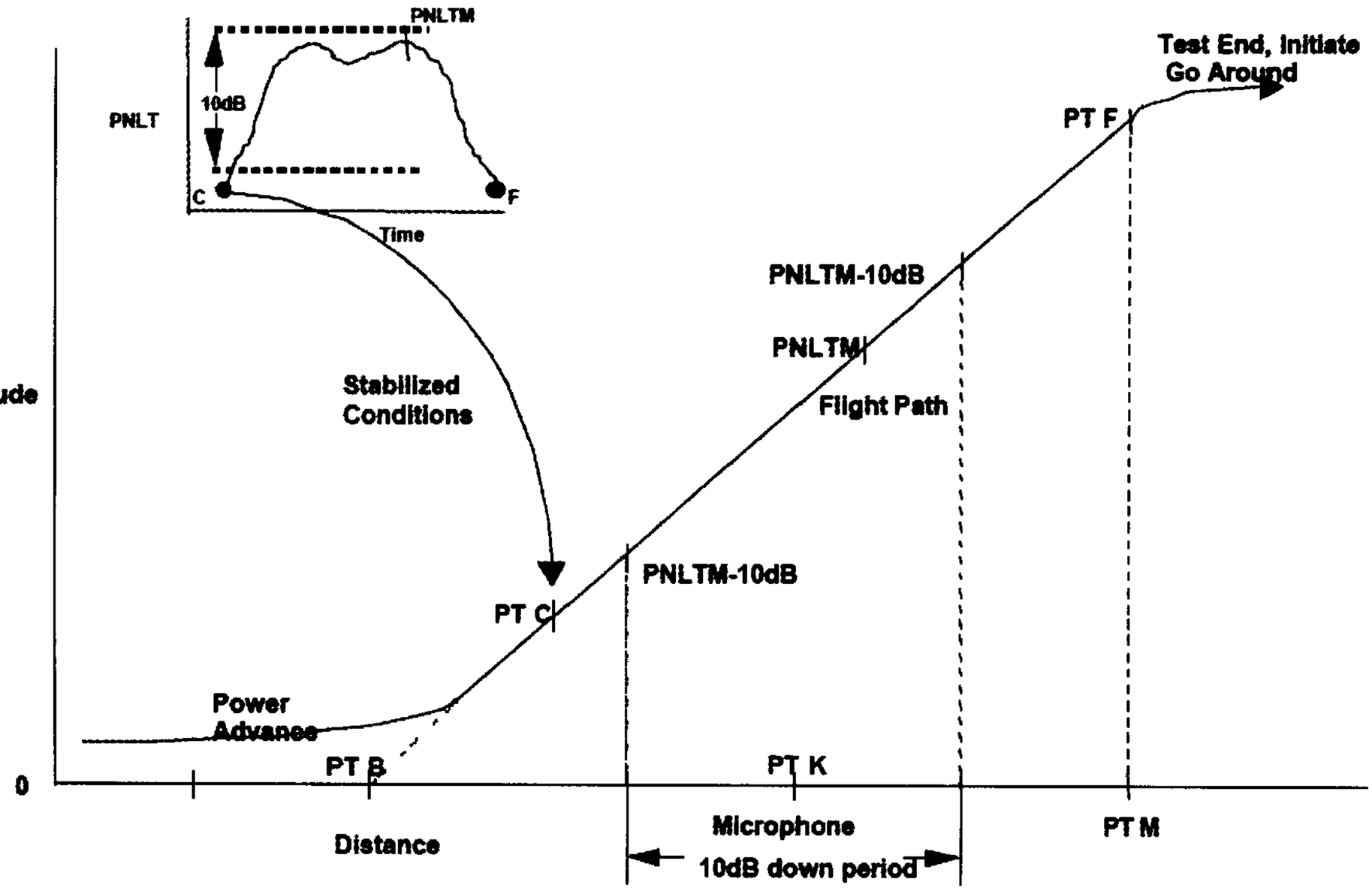


图 4 航迹切入起飞

(6) 航迹：图 5 给出了机组在 C 点和 F 点之间飞行包线的容差。CAAC 允许飞越测量时高度有 ±20% 的容差，相对于跑道中心线延长线有 ±10°的横向容差。这些容差可以使申请人在有风的条件下，很少由于偏离目标航迹而必须重新试验。结合爬升梯度和进场角，这些航迹偏差限制就定义了在整个噪声测量过程（10dB 降期间）中飞机起飞的“航路”。在进行飞越和横侧噪声测量时，由于看不见延长的跑道中心线，按批准的航迹飞行可能很困难，尤其是在高空存在异常风的情况。有几种方法可以帮助和指引飞行机组在批准的航迹包线内飞行。驾驶舱内的指示器可以指示飞行方向，并显示偏离跑道中心线延长线的偏移量。飞机位置指示系统（如微波定位系统、精密 DMU、或 DGPS）可以提供有用的信号。

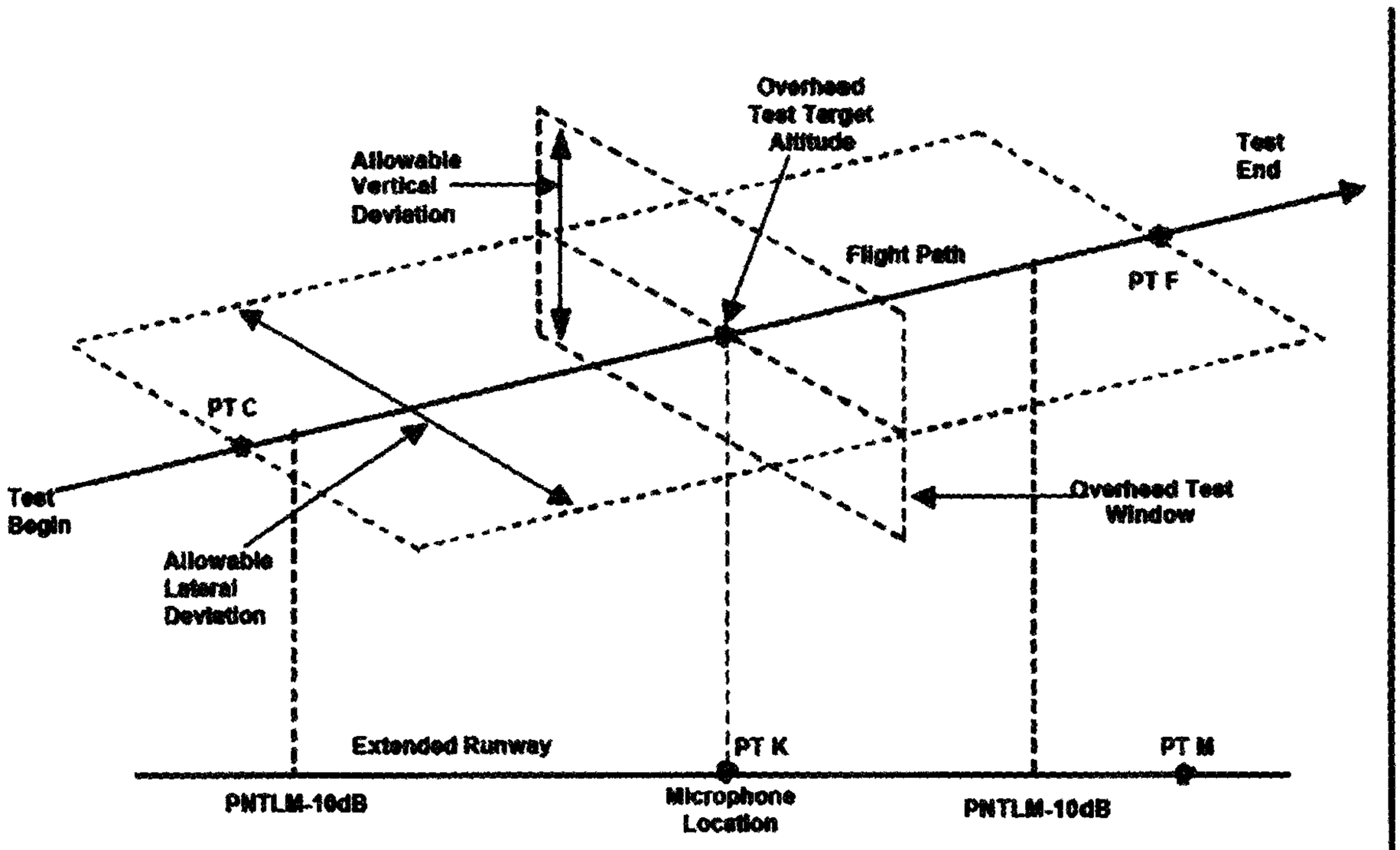


图 5 起飞航迹

c. 程序

(1) 目标试验条件：对于每次噪声测量都应确定目标试验条件。这些条件包括：飞行程序、所选择的气动构型、飞机重量、发动机推力（功率）、空速、与噪声测量点最近的进近点以及飞机的高度。有关目标空速和不同试验重量的选择，以及这些试验因素的组合可能会影响飞机的攻角和飞行高度，并由此导致对飞机噪声的产生和传播的影响。关于目标空速和不同试验重量的选择，可参考附件 ICAO TM 中的 2.1.2.1 和 3.1.2(a)部分。

(2) 模拟的减推力（功率）评估：在根据第 B36.7 条(b)使用减推力（功率）来确定飞越审定噪声级（或在 2007 年 4 月 15 日之前试验的横侧审定噪声级）时，通常采用等效程序，结合包含经批准的发动机减推力数据的 NPD 数据库来确定审定噪声级。只要符合第 B36.7 条(b)(1)的最小减推力（功率）高度要求，可以选择减推力（功率）开始的高度，以确保在 10dB 降起

始点之前达到稳定的减推力(功率)条件。正如在附件 ICAO TM 中的 2.2.1.2 部分所论述的，可以在整个 10dB 降期间采用恒定推力（功率）来执行这个程序。减推力（功率）时的飞越噪声级也可以对在恒定推力（功率）工作时获得的 PNLT 随时间变化的测量值进行合并确定。10dB 降区间也可以同时包括全推力（功率）和减推力（功率）的噪声时间历程。附件 ICAO TM 中的 2.2.1.1 部分叙述了该情况时，飞越审定噪声级的确定方法。CAAC 必须目击并批准所有发动机减推力试验。有关发动机减推力试验的补充信息，见第 B36.7 条(b)(1)。

(3) 飞行试验程序：CAAC 必须在噪声试验之前，批准航迹容差（见本条补充信息(6)）。在 C 点和 F 点之间（图 5），发动机推力（功率）、飞机航迹和气动构型在每次批准的审定飞行试验中保持不变(除非采用减推力(功率）起飞)。

(4) 无效试验数据：在噪声合格审定试验过程中，如果飞机飞出了 C 点和 F 点（图 5）之间经批准的航迹包线，所测得的噪声数据是无效的，必须重新测量。

243. 第 A36.9.2.2 条 进场剖面

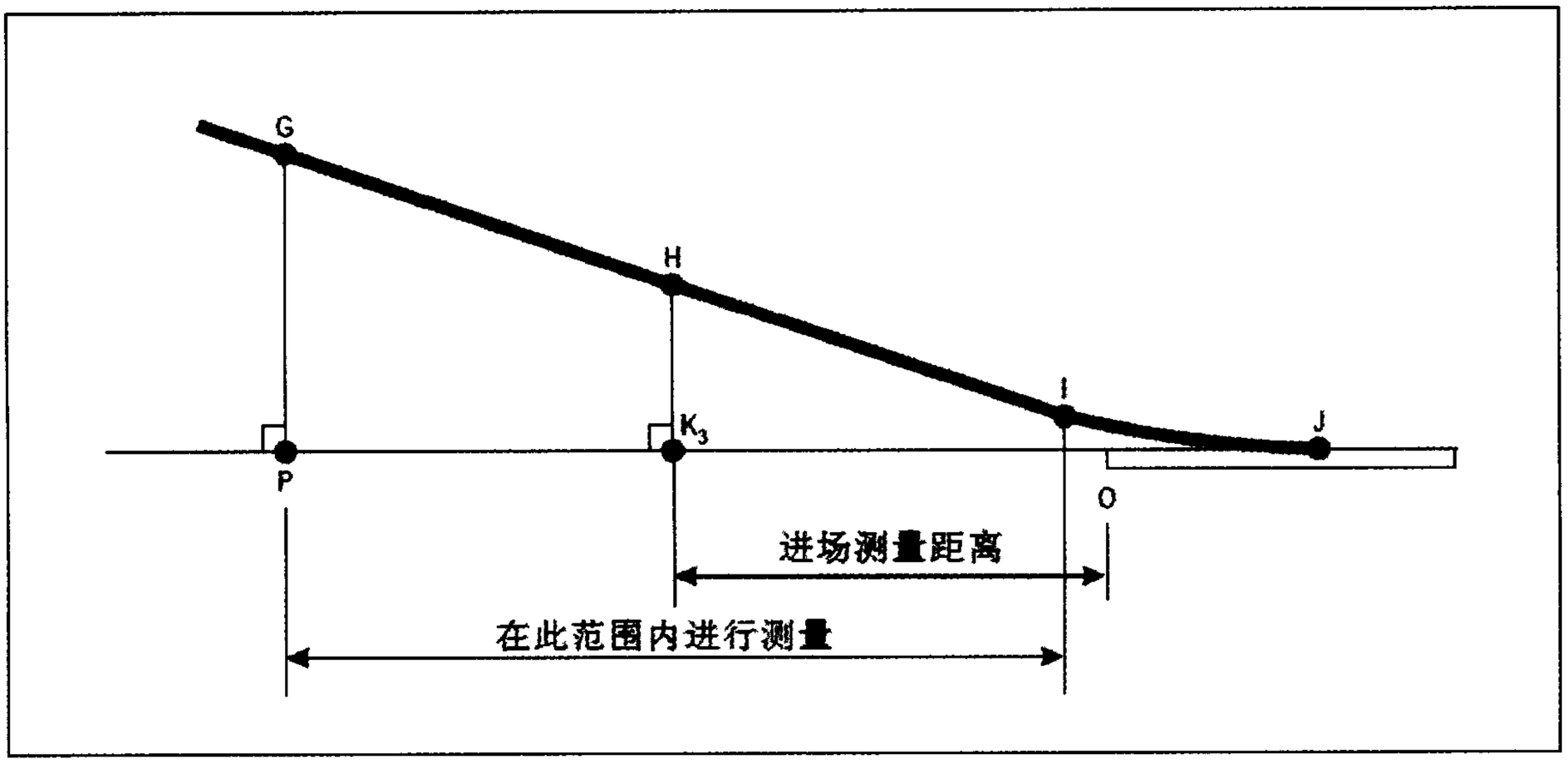
注：图A36 -5 表示一个典型的进场剖面。

(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 是按本附件 A36.2.3.2 条的要求，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 -5 典型的进场剖面

a. 解释

本条给出了进场飞行试验剖面的图示说明和解释。

b. 补充信息

(1) 进场试验: 图 6 和图 7 描述了亚音速运输类大型飞机和喷气式飞机在进行噪声合格审定试验时，采用的经批准的进场飞行试验程序的类型。在这种条件下进近角（稳定的下滑角）为 3° ± 0.5°，飞机在噪声测量点垂直上方的目标高度是 394 英尺。图 8 图解说明了允许的进场飞行试验航迹偏差。最大 PNLT 值可能发生在进场噪声测量点之前或之后。

(2) 正常进场飞行试验: 36 部规定了每次进场噪声测量的完整着陆过程（图 6）。这种飞行试验不如大多数噪声合格审定申请人所采用的航迹切入等效程序效率高。关于航迹切入程序使用的更多指导信息参见附件 ICAO TM 中的 2.1.1 和 3.1.1 部分。

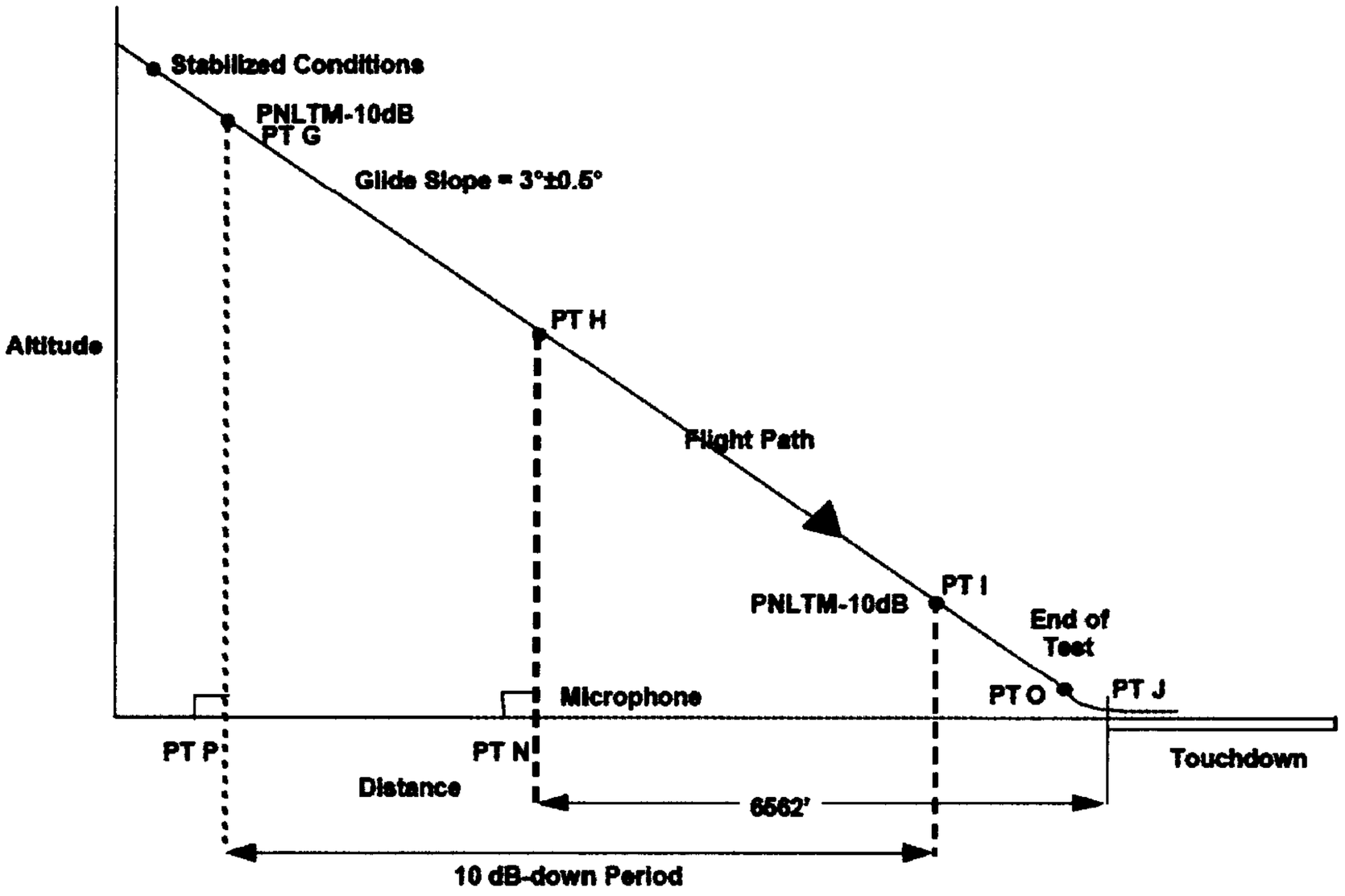


图 6 完整着陆的进场过程

(3) 进场航迹切入：当进场时采用航迹切入程序时，飞机不需着陆，但要确保试验从空中起始位置到开始下一轮飞行（图 7）满足 10dB 降的时间要求。大多数申请人采用航迹切入程序进行进场试验。该程序允许申请人在可接受的大气条件下持续飞行，节省了起飞和着陆的时间。

(4) 航迹偏离：经批准的进场航迹沿跑道中心线延长线在高度和横向的偏差（图 8）决定了机组在 G 点和 I 点之间飞行包线（见第 A36.9.2.1 条补充信息(6)）。由于在进场条件下，机组对机场跑道的观察有比较清晰，所以机组通常会在批准的飞行包线内飞行。因此，进场条件下批准的中心线和高度偏差比起飞条件下要小。

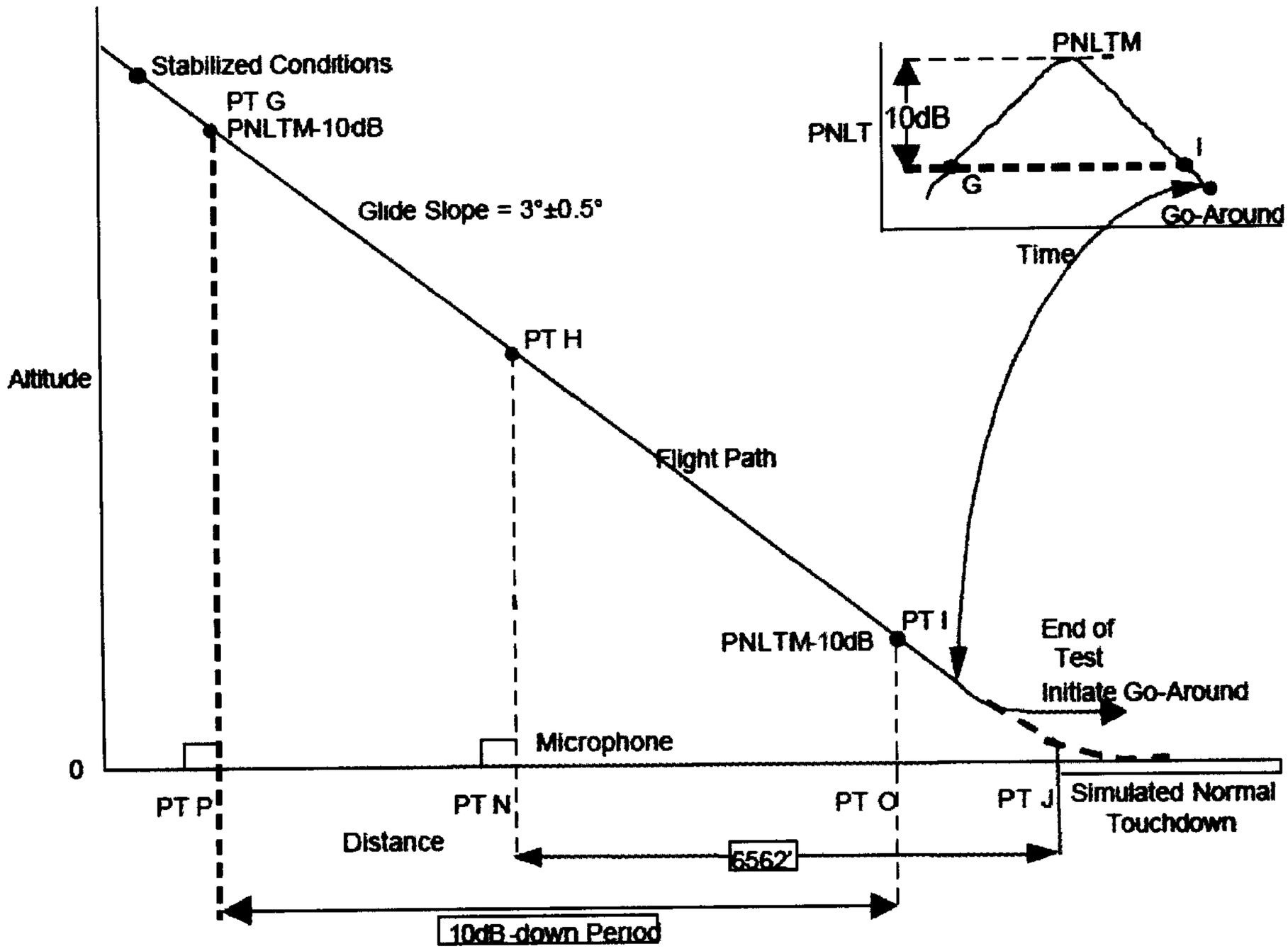


图 7 航迹切入的进场过程

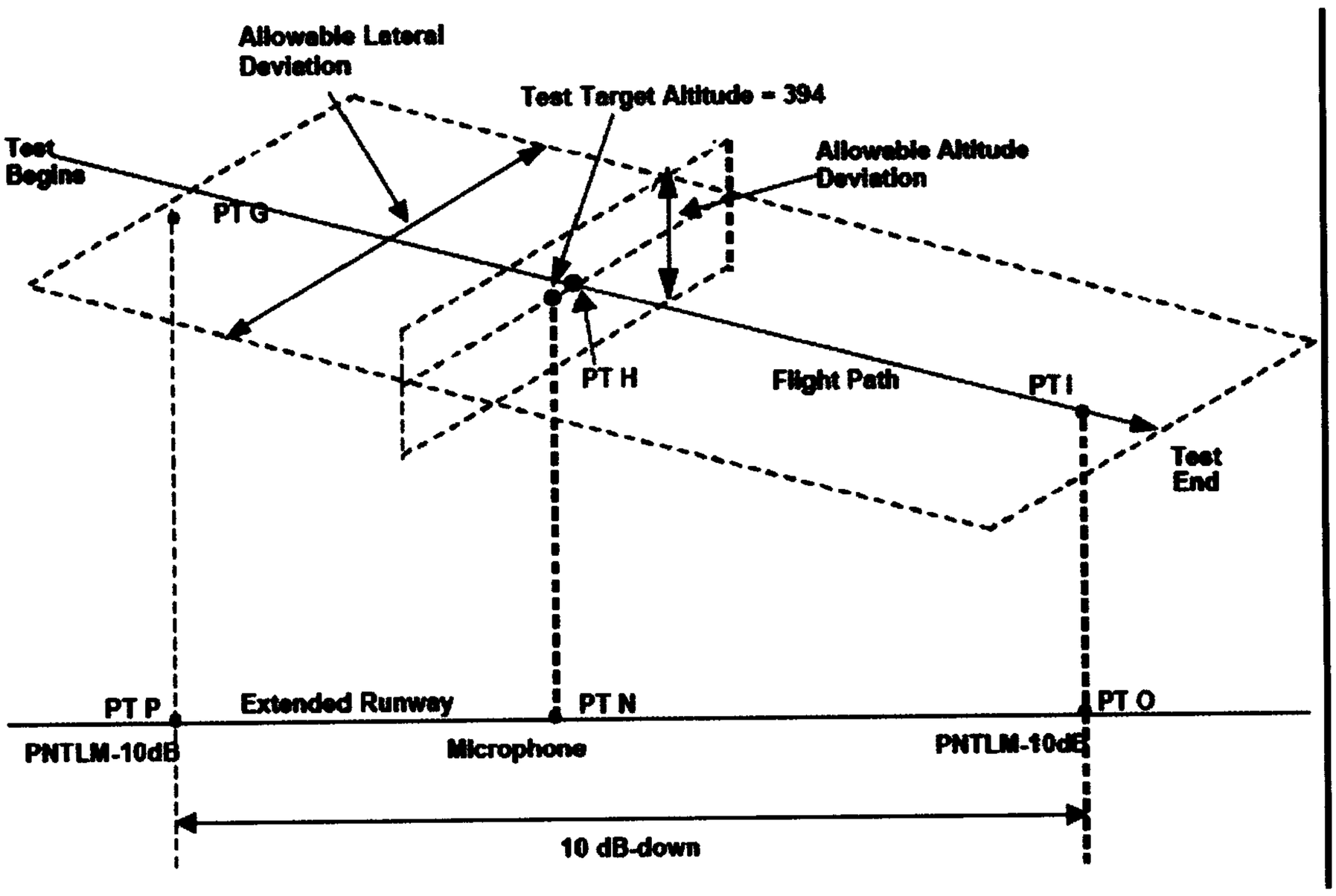


图 8 进场航迹偏差

c. 程序

(1) 噪声－功率－距离数据库：通过建立进场噪声－功率－距离数据库，申请人可以获得覆盖一定飞机重量和发动机推力（功率）设定范围的噪声审定数据。NPD 方法是一个等效程序，在使用之前必须经 CAAC 批准。在建立 NPD 数据库时，可以用一直降至空中慢车的一系列不同的发动机推力（功率），获得噪声数据。之后就可以利用 NPD 数据来确定基准条件下进场噪声级。稳定的推力（功率）在最初的 10dB 降点（图 7 中 G 点）之前建立，并且一直保持到通过随后的 10dB 降点（I 点）。申请人必须注意要获得足够多的推力（功率）设定，以便能够通过所形成的数据进行二次或三次曲线拟合，并能够说明数据的漂移可能是由发动机压气机放气引起的。在建立 NDP 数据库时，不可能保持所有的重量、空速、推力（功率）、构型、下滑航迹和通过传声器上方的高度这些参数恒定不变，但要在试验条件下保持恒定推力（功率）和构型这两个关键试验参数不变。在进行 NDP 试验时，下滑角应由飞机条件（即重量、构型、空速、发动机推力（功率））来确定。参见附件 ICAO TM 中的 2.1.2 和 3.1.2 部分。

(2) 目标试验条件：每次噪声测量都应确定目标试验条件，这些条件具体规定了每次试验飞行所选定的气动构型、系统运行、飞机重量、飞行程序（如完全着陆或航迹切入）、高度、推力（功率）和空速。要求申请人在进行进场噪声审定时选择经批准的、可以产生最大噪声级的适航构型（即：噪声方面的最临界构型）。在 10dB 降测量期间，空速通常保持在平均空速的 ±3.0% 范围之内。飞机的构型（如襟翼位置、A/C 及 APU 系统运行）在噪声测量期间应保持不变。空速的变化用指示空速来测量，由飞行员的空

速指示器确定。

(3) 发动机慢车配平：对于慢车配平可能影响压气机放气活门在进场条件下工作计划的发动机，其空中慢车配平在满足适航要求的情况下，应调整到发动机生产厂允许的最高转速。发动机也可以进行地面慢车配平调整，但配平所需要的调整在飞行时也是可操作的。空中慢车配平调整可以提高发动机加速性能以满足适航要求（如第 25.119 条）。较高的慢车配平可以获得最高发动机转速（慢车推力（功率）），使飞机攻角增大，并产生审定所要求的最大进场噪声。申请人应进行这些必要的调整，以满足适航规章的要求。这种慢车配平调整可能影响进场 NPD 试验的性能和评估。

(4) 压气机放气调整：压气机放气的操作（有时指的是防喘放气活门(SBV)操作）必须在发动机生产厂所规定的范围内进行调整，尽可能接近基准条件。大多数的涡轮喷气发动机都装有压气机放气系统。压气机放气可以减小油门快速移动时发生发动机内部喘振的可能性。有些喷气发动机装有机外部放气系统，会产生较高的噪声级。这些系统通常在高于空中慢车时运行，并且不会存在问题，除非申请人准备建立一个 NPD 数据库，并且高于飞行慢车的推力（功率）设定，可能受到压气机放气的影响。申请人有责任证实：(1) 在噪声审定基准条件下，压气机放气不会影响基准 EPNL 值，或者(2) 所提供的数据已经包含压气机放气的影响。

(5) 航迹偏差：经批准的进场航迹高度和中心线偏差，要与 CAAC 与申请人在开始噪声审定飞行试验之前一致同意的航迹容差一致。在 G 点和 I 点（见图 8）之间，发动机推力（功率），系统运行构型和气动构型在整个噪声测量过程中（10dB 降区间）都应保持不变。

(6) 进场试验空速：对于亚音速飞机所要求的空速为 V_{REF} + 10 节。在进场测量点（图 8 中的 G 点和 I 点）之间，空速保持不变（在 ±3.0% 之内）。在所有试验条件下，空速不应超过基准进场空速 15 节。

(7) 无效试验数据：当飞机飞出了 G 点和 I 点（图 8）之间经批准的航迹包线时，所测得的噪声数据是无效的，必须重新测量。

244. 第 A36.9.3 条 简化的修正方法

245. 第 A36.9.3.1 条 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。

a. 解释

本条规定了将噪声数据从试验条件修正至基准条件的简化方法。使用这种方法修正飞越和进场的噪声数据受到第 A36.9.1.2 条(a)和(b)的限制。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

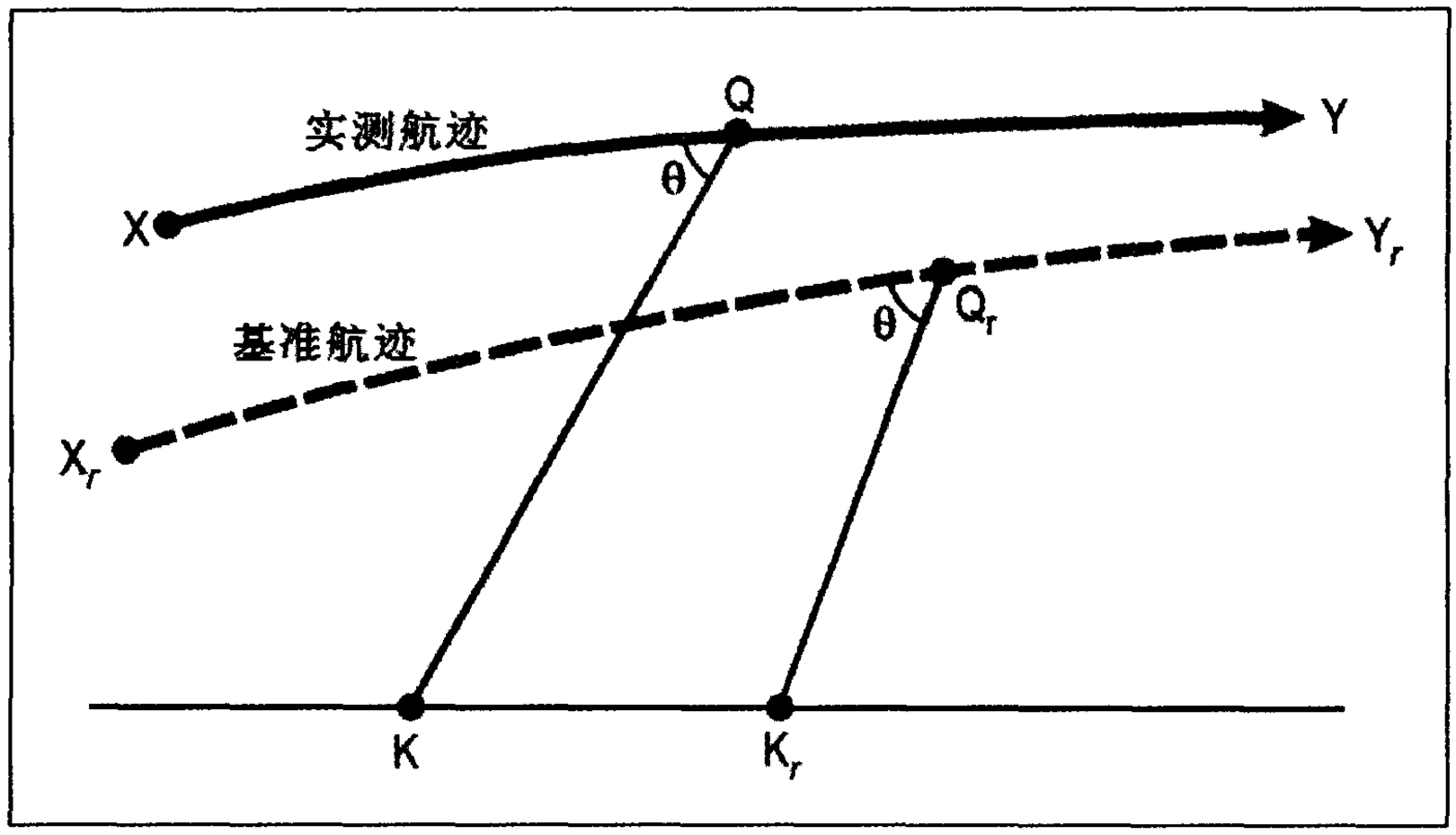
246. 第 A36.9.3.2 条 对 PNL 和 PNLT 的修正

(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场 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场 EPNL 的噪声时间历程），而 X_rY_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_rK_r分别是实测和基准的噪声传播途径，Q_r是假设QK 和Q_rK_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侧 EPNL 的噪声时间历程。

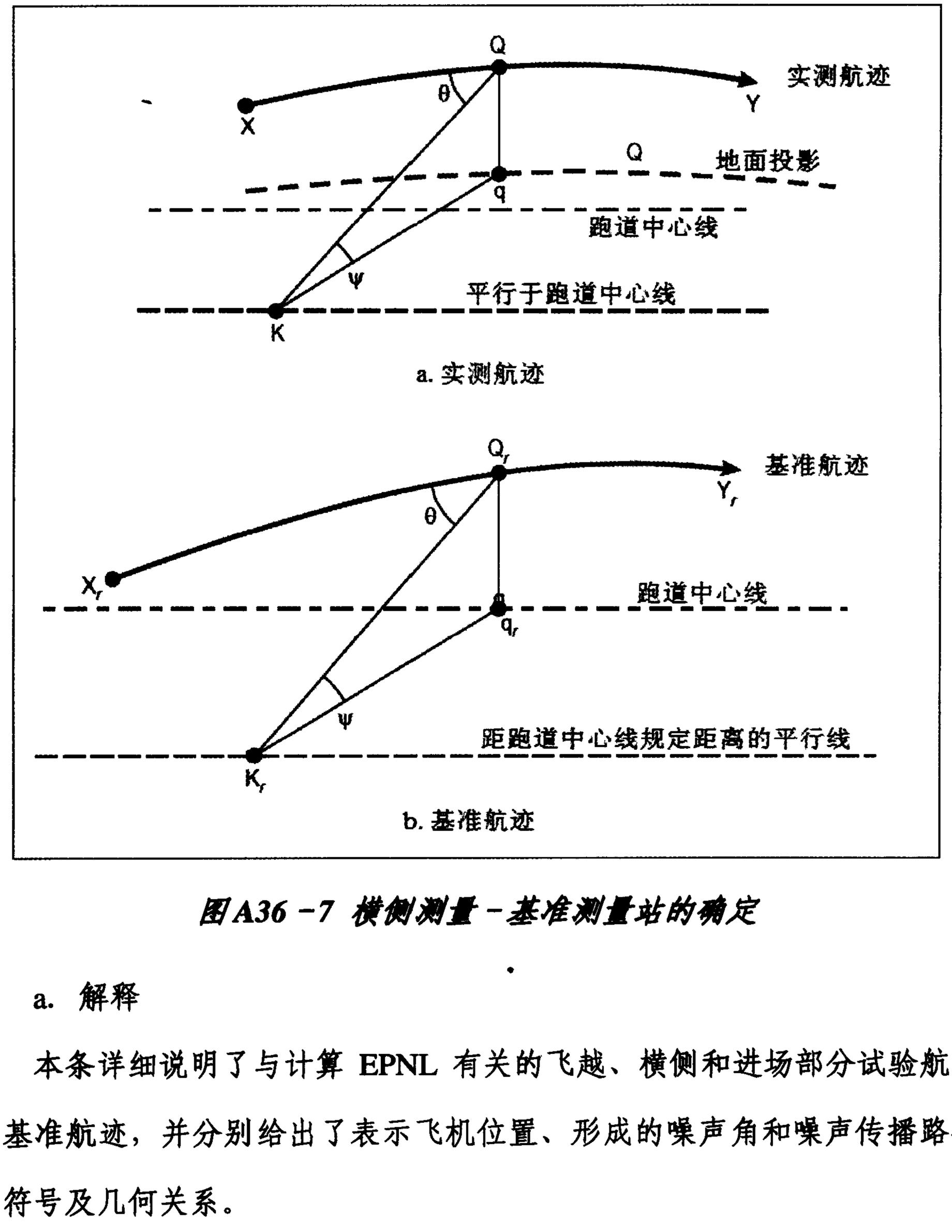
(1) 图A36 -7(a)中，XY 代表部分试验航迹（包括相应的用于计算横侧 EPNL 的噪声时间历程）；图A36 -7(b)中，X_rY_r代表对应的部分基准航迹。

(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

a. 解释

本条详细说明了与计算 EPNL 有关的飞越、横侧和进场部分试验航迹和基准航迹，并分别给出了表示飞机位置、形成的噪声角和噪声传播路径的符号及几何关系。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

247. 第 A36.9.3.2.1 条

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:

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

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) $0.001\alpha(i)_0(QK - Q_rK_r)$ 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。

a. 解释

本条规定了当试验条件与基准条件不同时，需要对飞越、横侧和进场的三分之一倍频程声压级进行的修正。

b. 补充信息

(1) 试验条件和基准条件：大多数噪声合格审定试验都不是在基准条件（见第 B36.7 条）下完成的。当试验在非基准条件下进行时，必须对测量的噪声数据进行适当的并经批准的修正。

(2) 噪声发射角：在试验条件和基准条件下，噪声传播路径和飞机航迹之间的噪声发射角必须相等。

(i) 对于简化程序，在噪声测量过程中，PNLTM 时刻的声音记录可以确定试验噪声发射角。利用这个角度可以确定在 PNLTM 时刻基准航迹上 $PNLT_r$ 的位置。

c. 程序

(1) 平均大气声衰减系数的计算：当采用大气分层计算时，必须根据各层的系数值计算每一个三分之一倍频程的平均大气衰减系数 α(i)。目的是考虑各层空气对声衰减的贡献。由于假设声音在飞机与传声器之间是直线传

播的，通过每层的传播距离与各层的垂直距离之比为常数，所以通过飞机的高度就可以确定平均大气声衰减系数。

为了确定每层系数在平均值中的比例，首先要确定飞机位于传声器上方的高度（在 PNLTM 时刻）。然后，确定每层的高度，也就是声音通过该层的垂直距离。接下来，对于每一层，都用该层的大气声衰减系数乘以其高度与飞机位于传声器上方的高度的比值，最后将所有结果相加。

注意最低层（有些情况下是最顶层）不能用的全部高度。最低层必须减去传声器的高度（也就是说，对于 100 英尺高的层，传声器高度为 4 英尺，只有 96 英尺的垂直高度会影响声音传播）。同样，除非飞机恰好处于某一层的上边界，否则飞机所处的层也只有一部分会影响声音传播。

(2) 实例：用与本通告第 A36.2.2.3 条程序(1)中相同的大气分层数据，并假设在 PNLTM 时刻的高度为 394 英尺。则 3150Hz 三分之一倍频程上的平均大气声衰减系数应该是 16.79dB/1000 英尺。

表 4　实例 - 有效层高

层高（英尺）	α(3150)，dB/1000英尺	有效层高（英尺）
地面到100	17.55	96 (100减4)
100到200	17.15	100
200到300	16.63	100
300到400	15.81	94 (394减300)

最低一层的有效层高为 96 英尺，是因为层高 100 英尺，而传声器在层内 4 英尺高度。第二层和第三层的有效层高为 100 英尺，因为声音贯穿这两层。第四层的有效层高仅为 94 英尺，因为在 PNLTM 时刻飞机的高度是

394 英尺，仅在该层下边界以上 94 英尺。

(17.55×96/390) +	第 1 层减去传声器的高度
(17.15×100/390) +	整个第 2 层的高度
(16.63×100/390) +	整个第 3 层的高度
(15.81×94/390) +	第 4 层影响声传播的部分
= 16.79 dB/1000 英尺	平均大气声衰减系数，3150Hz

重复以上计算，得到每个三分之一倍频程的平均大气声衰减系数。这些值会在第 A36.9.3.2.1 条中用到。

248. 第 A36.9.3.2.1.1 条 PNLT 修正

(a) 将修正后的值 $SPL(i)_r$ 换算成 $PNLT_r$;

(b) 使用如下公式计算修正项 Δ_1:

$$\Delta_1 = PNLT_r - PNLTM$$

a. 解释

无

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 简化方法中频带分割的应用：见本通告第 A36.4.4.2 条的补充信息和程序。

(2) 简化方法中高海拔试验场喷气噪声修正的应用：当使用高海拔试验场（海拔>1200 英尺）的等效程序，并且没有对测量的三分之一倍频程声压级 SPL(*i*)进行修正时，必须在计算 PNLTM 时刻的 PNLT 和 Δ_1 之前，对已

修正至基准条件的三分之一倍频程声压级 $SPL(i)_r$ 进行进一步修正。详见附件 ICAO TM 的附录 6 中关于高海拔试验场等效程序的叙述。

249. 第 A36.9.3.2.1.2 条

将 Δ_1 按代数和加到由实测数据算出的 EPNL 上。

250. 第 A36.9.3.2.2 条

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 条所述程序进行处理，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 PNLT 峰值。如果这些峰值超过了 PNLTM 时刻的值，则超出量的最大值必须加到从实测数据算出的 EPNL 上，作为进一步的修正。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 多个 PNLT 峰值的识别：必须识别出在 PNLTM 的 2dB 之内的 PNLT 峰值，用于将 EPNL 值修正至基准条件。按照以下步骤计算和应用此项修正：

(i) 对每个识别出来的 PNLT 峰值，按照第 A36.9.3.2.1 条描述的程序，将相关的试验条件下的三分之一倍频程的频谱修正至基准条件。

(ii) 将每个识别出来的 $PNLT_r$ 峰值减去 PNLTM 时刻的 $PNLT_r$ 值，如果差值中有正的，就找出其中最大的。

(iii) 在确定 $EPNL_r$ 值的时候，把这个值与试验条件下的 EPNL 值相加。

c. 程序

无

251. 第 A36.9.3.3 条持续时间的修正

252. 第 A36.9.3.3.1 条

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。这种修正必须按下述方法计算。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 持续时间的修正：用简化数据分析方法时，必须确定持续时间修正 Δ_2。这项修正考虑以下因素对持续时间的影响：1) 试验航迹与基准航迹的高度差；2) 飞机试验空速与基准空速之差。Δ_2 的值可正可负。

c. 程序

无

253. 第 A36.9.3.3.2 条

对图 A36 -6 中所示的航迹，修正项按下式计算：

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

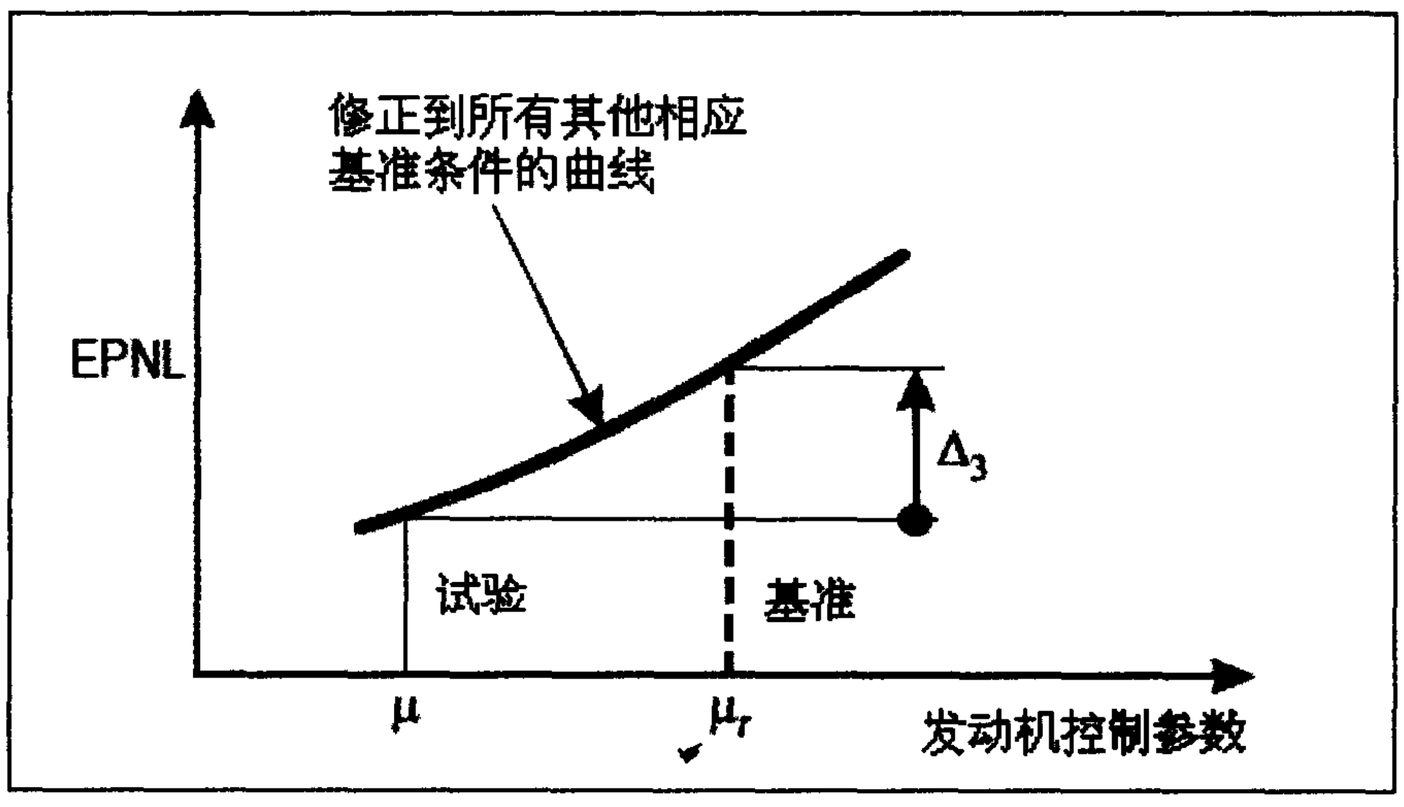
将 Δ_2 按代数和加到由实测数据算出的 EPNL 上。

254. 第 A36.9.3.4 条 源噪声修正

255. 第 A36.9.3.4.1 条

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修正。修正量由经中国民用航空总局批准的、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侧、飞越和进场噪声测量的源噪声修正。



图A36 -8 噪声推力修正

256. 第 A36.9.3.4.2 条

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。

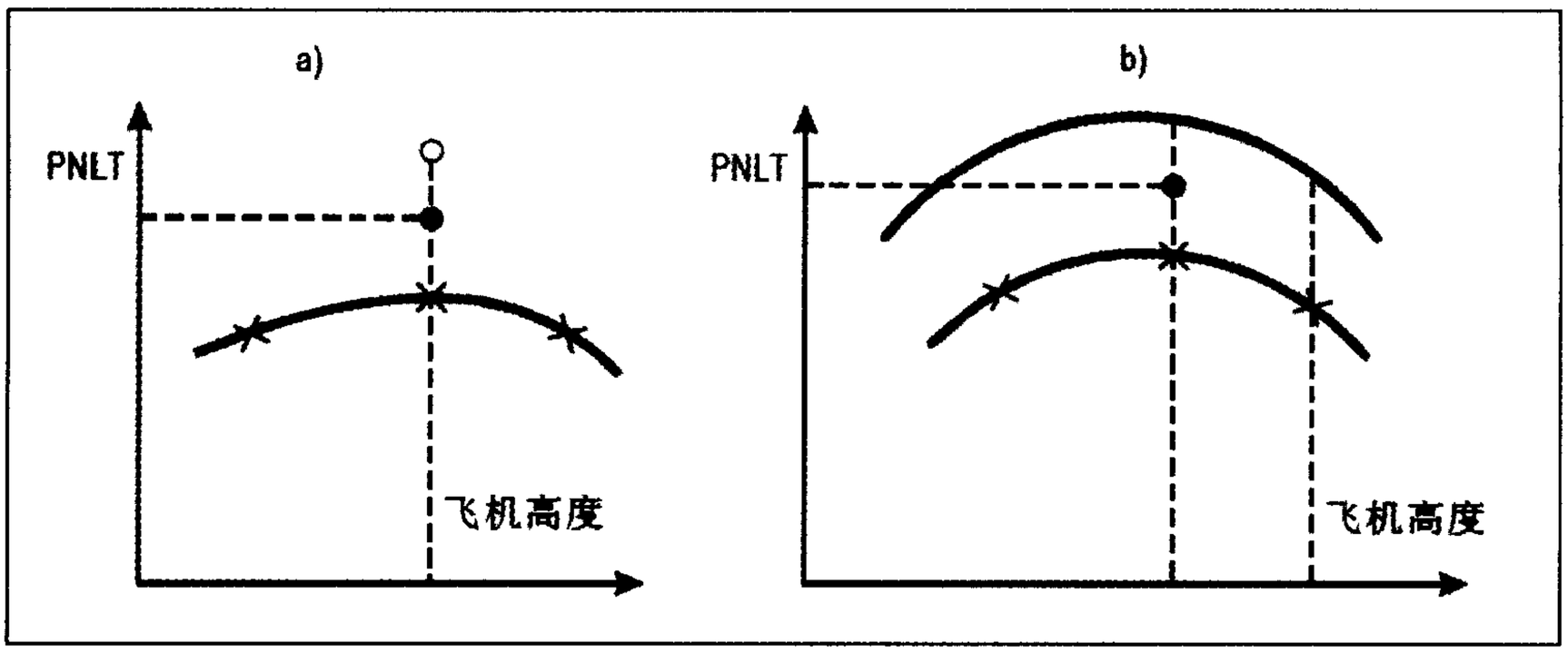
257. 第 A36.9.3.5 条 对称性修正

258. 第 A36.9.3.5.1 条

对每一个横侧噪声值（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侧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)）。审定噪声级是这两曲线平均值的最大值。



图A36－9 对称性修正

a. 解释

本条规定了对每次试验飞行确定的横侧噪声进行对称性修正的方法。

b. 补充信息

(1) 指导：附件 ICAO TM 中的 2.1.3 部分给出了确定横侧审定噪声级的指导方法。

(2) 测量的横侧噪声级：在对称的测量点上测量的横侧噪声级可能会不相同，即使已经对数据进行了飞机位置（在跑道中心线延长线的正上方）的修正。这种横侧噪声的非对称性可归结于发动机的方向或螺旋桨的转向。由于进口防护罩的原因，涡轮喷气飞机的横向噪声存在 1－2dB 的差异。涡

轮螺旋桨飞机的横侧噪声差异可能超过 6dB。正因为螺旋桨飞机固有的横侧噪声的非对称性，第 B36.4 条要求在每个噪声测量点相对于跑道中心线对称的位置同时进行噪声测量。

c. 程序

无

259. 第 A36.9.4 条 完整的修正方法

260. 第 A36.9.4.1 条 概述

如本节所述，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 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 条。

a. 解释

本条规定了将噪声数据从试验条件修正至基准条件的完整方法。

b. 补充信息

(1) 指导：附件 ICAO TM 中的 6.6 部分给出了在噪声审定过程中，飞机的航迹和推力（功率）稳定的情况下，经批准的完整修正方法的详细资料。

c. 程序

无

261. 第 A36.9.4.2 条 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场 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场 EPNL

的噪声时间历程，而 X_rY_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_1K 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_{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 的选择使所有在 Q_{r0} 和 Q_{rn} 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。

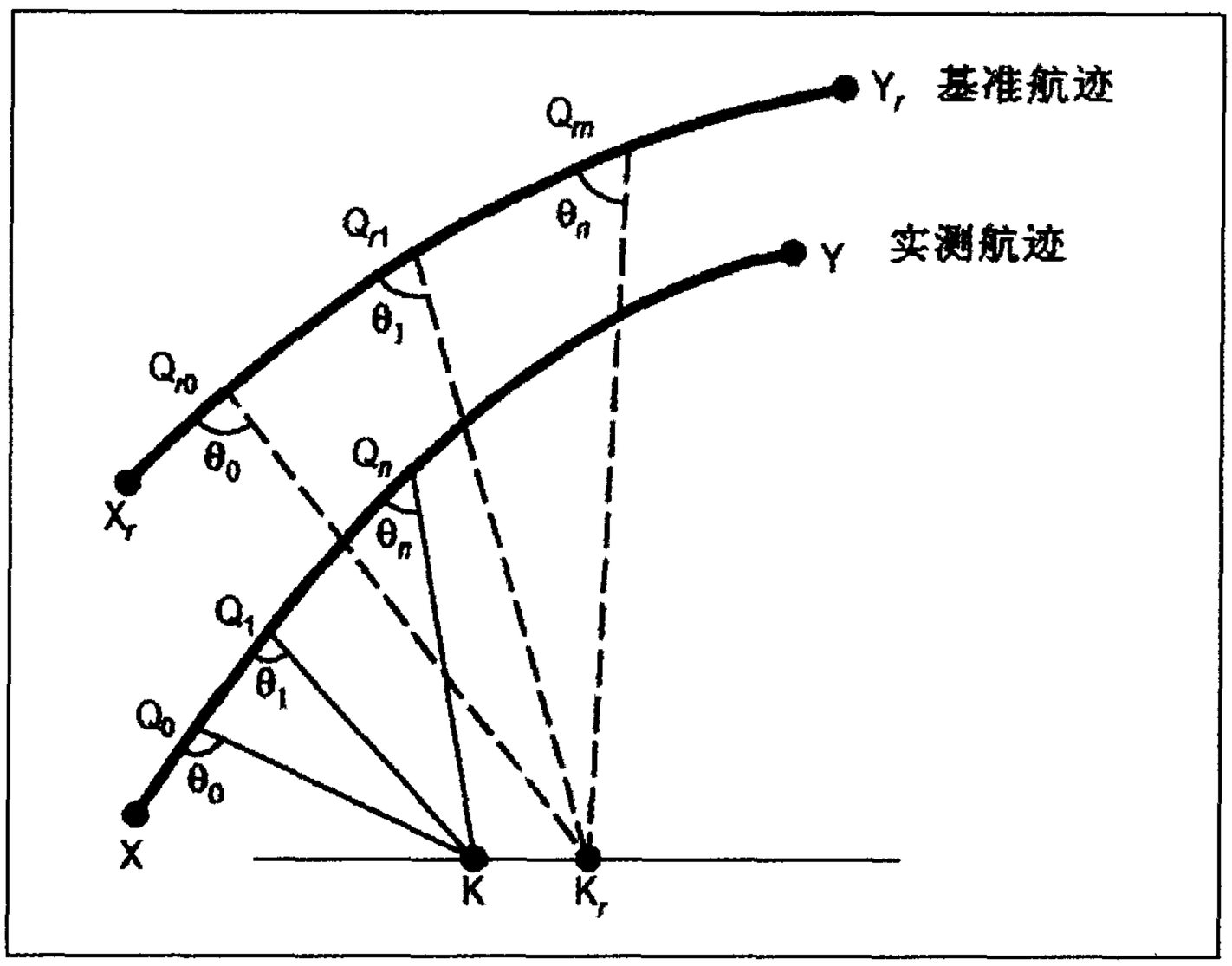


图 A36 -10 完整的修正方法中实测与基准航迹的对应

(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侧 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_1K 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 的选择使所有在 Q_{r0} 和 Q_{rn} 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，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) Q_1K 和 $Q_{r1}K_r$ 分别与其各自的航迹成 θ_1 角。

(ii) 用中国民用航空总局批准的方法，使角 ψ_1 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 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。

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。

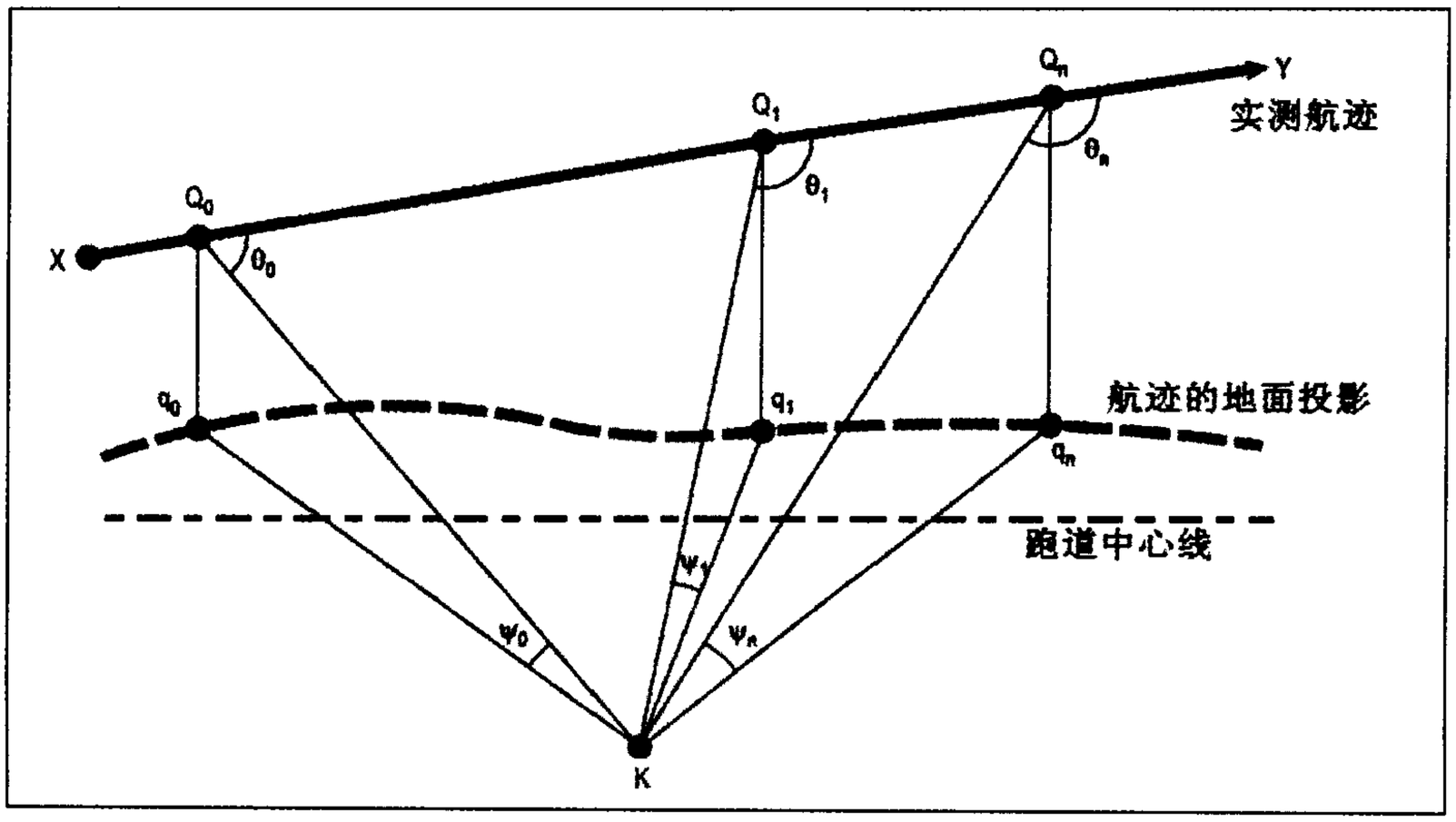


图 A36 -11(a) 实测航迹

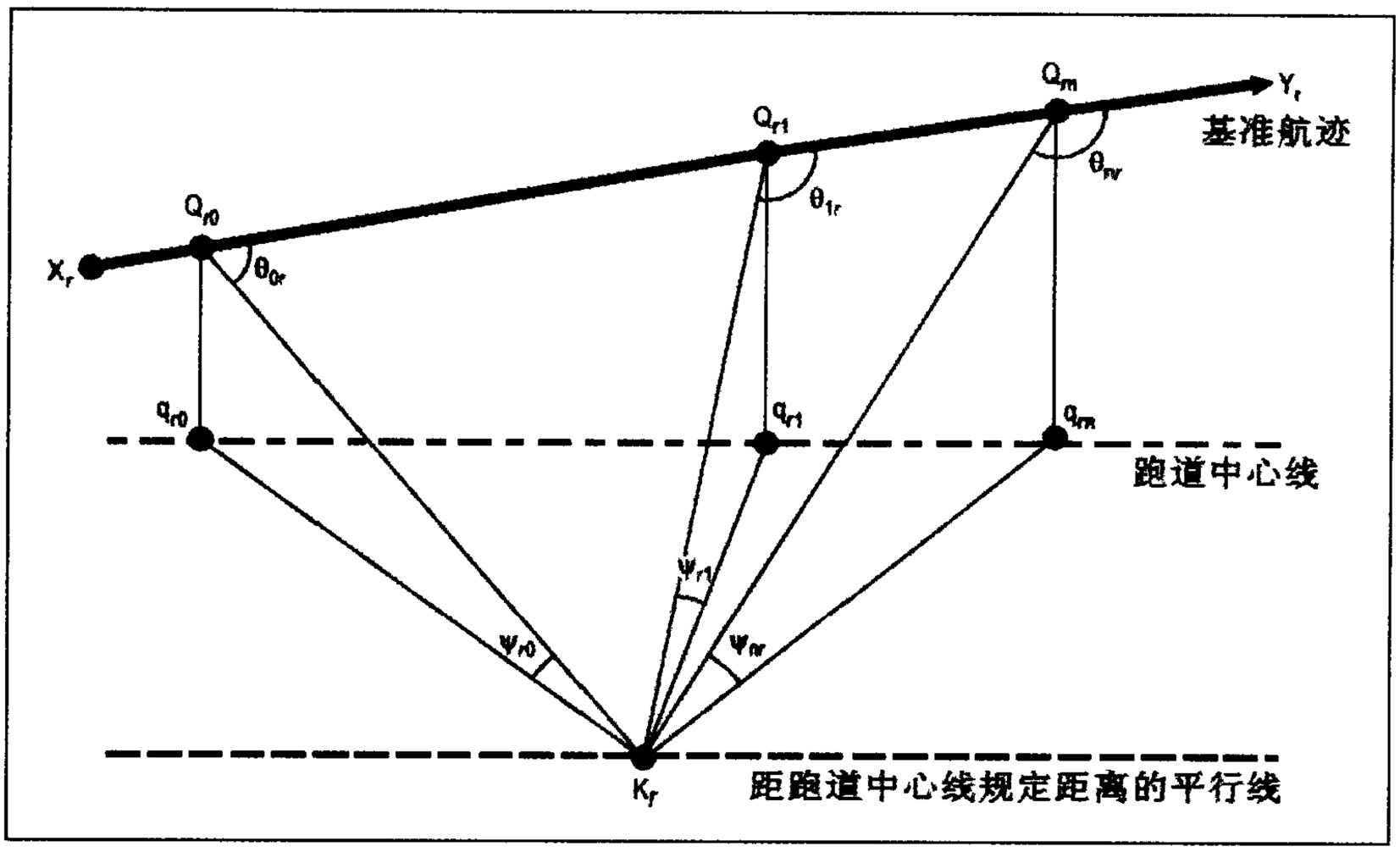


图 A36 -11(b) 基准航迹

a. 解释

本条详细说明了与计算 $EPNL_r$（包含在 10dB 区间内）有关的部分试验航迹和基准航迹，在不同时刻飞机位置的符号和噪声角（在试验航迹和基准航迹上是相等的）。

b. 补充信息

(1) 发射角：在完整方法中，每一个半秒的噪声数据记录都定义了单独的噪声发射角，这个角将会确定每个数据记录在基准航迹上的位置。沿着基准航迹，被基准航迹速度分开的彼此连续的数据记录之间的距离，给出了基准数据记录间的时间间隔。这些数据记录中的每一个的基准持续时间，可由相邻记录的两个时间间隔的平均值来确定（可能不是 0.5 秒）。使用完整方法时，时间间隔的计算见附件 ICAO TM 中的 6.6 部分。

c. 程序

(1) 倾斜角：如果对横侧噪声的测量数据使用完整方法进行修正，并且在使相对于试验航迹和基准航迹的声发射角相等之后，相对于两航迹的倾斜角不可能相等的时候，应该用 CAAC 批准的方法，使倾斜角之间的差别最小。

262. 第 A36.9.4.2.1 条

A36.9.4.2 条(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 条(a)(2)和(b)(2)中描述的航迹，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。

a. 解释

本条详细说明了完整方法的使用中，与基准航迹和试验航迹上的声发射时间不同有关的因素。

b. 补充信息

(1) 使用完整方法时，时间间隔的计算见附件 ICAO TM 中的 6.6 部分。

c. 程序

无

263. 第 A36.9.4.2.2 条

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 条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 条计算。PNL_r 的值必须在 t_0 到 t_n 的时间区间上计算出来。

264. 第 A36.9.4.2.3 条

对于每一个 PNL_{r1} 值，必须用本附件 A36.4.3 条所述方法分析 $SPL(i)_r$ 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。

265. 第 A36.9.4.3 条 持续时间修正

266. 第 A36.9.4.3.1 条

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 条中规定的方法确定持续时间修正，以得到 $EPNL_r$。

a. 解释

本条规定了使用完整方法时，为获得 $EPNL_r$ 确定持续时间修正的方法。

b. 补充信息

(1) 使用完整方法时，修正的 EPNL 的计算见附件 ICAO TM 中的 6.6.7 部分。

c. 程序

(1) 完整方法中频带分割的应用：见第 A36.4.4.2 条中的补充信息和程序。必须在计算持续时间修正和 $EPNL_r$ 之前，对 $PNLT_r$ 进行此项修正。

(2) 完整方法中高海拔试验场喷气噪声修正的应用：当使用高海拔试验场（海拔>1200 英尺）的等效程序，并使用完整的修正方法确定 $EPNL_r$ 值时，必须在整个 10dB 降区间上，对测量的三分之一倍频程声压级 $SPL(i,k)$ 或者修正后的三分之一倍频程声压级 $SPL(i,k)_r$ 进行修正。详见附件 ICAO TM 的附录 6 中关于高海拔试验场等效程序的叙述。

267. 第 A36.9.4.4 条 源噪声的修正

268. 第 A36.9.4.4.1 条

必须用本附件A36.9.3.4 中的方法确定源噪声修正量 Δ_3。

269. 第 A36.9.5 条 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	*噪声合格审定进场航迹的起点*
H	*进场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 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*

270. 第 A36.9.6 条 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_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。*

a. 解释

本条详细说明了航迹的识别位置，符号及相关的单位。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

271. －289. [备用]

XIII. 附件 B　根据第 36.103 条运输类和喷气式飞机的噪声级

290. 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

a. 解释

附件B规定了噪声测量和评定的要求，试验程序和基准程序以及CAAC用作评估亚音速运输类大飞机和喷气式飞机对36部符合性基础的最大噪声级（噪声限制）。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

291. 第 B36.1 条 噪声的测量和评定

(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。必须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，1993年7月第3版，2002年3月21日第7修正案的附录2，可以作为噪声测量和评定所选择的方法。

a. 解释

本条规定了申请人为了符合 36 部第 B36.5 条要求的最大噪声级（噪声限制）采用的噪声测量和评定方法必须与附件 A 或经 CAAC 批准的等效程序一致。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

292. 第 B36.2 条 噪声评定的量度

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。

a. 解释

本条规定了用于表明噪声限制符合性的噪声评定的量度是有效感觉噪声级（单位 EPNdB）。关于 EPNL 的描述和计算方法，见第 A36.4 条。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

293. 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。

a. 解释

本条规定了飞越、横侧和进场噪声测量的基准噪声测量点的位置。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

294. 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侧噪声测量点向中国民用航空总局证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）的范围内被认为是对称的。

a. 解释

本条说明了当试验噪声测量点不在基准噪声测量位置时 CAAC 的要求，以及对于喷气式飞机和螺旋桨飞机，横侧噪声测量点选择的标准。

b. 补充信息

(1) 测量的横侧噪声级：在对称的测量点上测量的横侧噪声级可能会不相同，即使已经对数据进行了飞机位置（在跑道中心线延长线的正上方）的修正。发动机的方向或螺旋桨的转向是横侧噪声的非对称特性的一个重

要因素。进口防护罩可以导致涡轮喷气飞机的横向噪声存在 1－2dB 的差异。涡轮螺旋桨飞机的横侧噪声差异可能超过 6dB。正因为螺旋桨飞机固有的横侧噪声的非对称性，第 B36.4 条要求在每个噪声测量点相对于跑道中心线对称的位置同时进行噪声测量。

(2) 最大横侧噪声级：申请人可以按照 CAAC 批准的噪声符合性验证计划，测量对称布置的噪声测量点上方几个不同高度的噪声值，来确定最大噪声值。修正的噪声级作为飞机高度函数，对其进行二次曲线拟合，足以确定最大平均横侧噪声级和发生的高度。有效的噪声合格审定试验数据不能舍弃。

(3) 最大横侧噪声级（备选程序）：第 B36.3 条(a)(1)包含了一个备选程序，假定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)）。附件 ICAO TM 中的 2.1.3.2 部分描述了一个类似的程序。与 ICAO TM 中的程序不同，使用第 B36.3 条(a)(1)的备选程序不受发动机涵道比大于 2 的限制。备选程序的使用事先要经 CAAC 批准。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人提交给 CAAC 进行审核和批准的噪声符合性验证计划中必须包括计划使用的横侧噪声测量的等效程序。

295. 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20200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，直到最大重量为48100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35000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35000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，环境保护，第1卷，航空器噪声，1993年7月第3版，2002年3月21日第7修正案的第4章，第4.4段和第3章，第3.4段中规定的最大噪声级。

a. 解释

本条规定了在飞越、横侧和进场噪声测量点处，作为飞机最大起飞总重函数的最大噪声级（噪声限制）。对于飞越噪声测量点，最大噪声级除了与最大重量有关外，还与飞机发动机的数目有关。

b. 补充信息

(1) 阶段定义：在 A 章第 36.1 条对第一阶段飞机、第二阶段飞机、第三阶段飞机和第四阶段飞机进行了定义。

(2) 声学更改：A 章第 36.1 条详细说明了 CAAC 按 21 部第 21.93 条(二)批准第一阶段、二阶段、三阶段、四阶段飞机声学更改的要求。

c. 程序

(1) 最大噪声级（噪声限制）：第二阶段、三阶段飞机的飞越、横侧和进场最大噪声级（噪声限制）见下表。

第二阶段飞机：

M 最大起飞重量（1000 公斤）		0	34	272
横侧噪声级（EPNdB）		102	91.83＋6.64 logM	108
进场噪声级（EPNdB）		102	91.83＋6.64 logM	108
飞越噪声级（EPNdB）		93	67.56＋16.61 logM	108

第三阶段飞机：

M 最大起飞重量（1000 公斤）		0	20.2	28.6	35	48.1	280	385	400
横侧噪声级（EPNdB）		94			80.87＋8.51 logM				103
进场噪声级（EPNdB）		98			86.03＋7.75 logM			105	
飞越噪声级（EPNdB）	少于3台发动机	89			66.65＋13.29 logM				101
	3台发动机	89			69.65＋13.29 logM				104
	多于3台发动机	89			71.65＋13.29 logM				106

如果使用英制单位，则可根据下表来确定这些噪声级（限制）。

阶段	发动机数	最大重量 (MTOGW)，磅	飞越限制 EPNdB	横侧限制 EPNdB	进场限制 EPNdB
2	任何	小于等于75000	93.0	102.0	102.0
		75000－600000	见公式A	见公式B	见公式B
		大于等于600000	108.0	108.0	108.0
3	少于3台	小于等于106250	89.0		

		106250 - 850000	见公式C		
		大于等于850000	101		
	3台	小于等于63177	89.0		
		63177 - 850000	见公式C		
		大于等于850000	104.0		
	多于3台	小于等于44673	89.0		
		44673 - 850000	见公式C		
		大于等于850000	106.0		
	任何	小于等于77200		94.0	
		77200 - 882000		见公式D	
		大于等于882000		103.0	
		小于等于77200			98.0
		77200 - 617300			见公式E
		大于等于617300			105.0

公式 A: 限制飞越 EPNL=93.0+5.0$\left[\left(\log\left(\text{最大重量}/75000\right)\right)/\left(\log 2.0\right)\right]$

公式 B: 限制进场 EPNL=102.0+2.0$\left[\left(\log\left(\text{最大重量}/75000\right)\right)/\left(\log 2.0\right)\right]$

公式 C: 限制飞越 EPNL=89.0+4.0$\left[\left(\log\left(\text{最大重量}/K\right)\right)/\left(\log 2.0\right)\right]$，此处:

发动机数	公式C中的“K”值
少于3台	106250
3台	63177
多于3台	44673

公式 D: 限制横侧 EPNL=94.0+2.56[(log(最大重量/K))/(log2.0)]

公式 E: 限制进场 EPNL=98.0+2.33[(log(最大重量/K))/(log2.0)]

注：最大重量是飞越、横侧和进场噪声测量松刹车时的最大审定起飞总重量。

296. 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噪声超过了最大噪声级，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。

a. 解释

本条规定了申请人在证明 36 部第二阶段、第三阶段的符合性时，可能会用到的噪声级综合评定。

b. 补充信息

(1) 综合评定的规定：由于噪声暴露的累积，在确定 36 部第二阶段、第三阶段及第四阶段最大噪声级（噪声限制）要求的符合性时，允许采用综合评定方法。当可以被其他噪声测量点噪声降低补偿时，在一定限度内超过飞越、横侧和进场噪声限制是允许的。

(2) 第一阶段飞机: CAAC 不允许申请人采用综合评定来提高第一阶段飞机的飞越、横侧或进场噪声级。

c. 程序

(1) 综合评定的使用：下面的例子说明如何使用综合评定:

飞机类别：第三阶段

发动机数目：3

飞机 MTOGW：300,000 磅

第三阶段噪声限制：

飞越：97.99 EPNdB

横侧：99.01 EPNdB

进场：102.56 EPNdB

实际噪声级：

飞越：99.83 EPNdB

横侧：98.19 EPNdB

进场：101.54 EPNdB

总的超出量：

飞越：+1.84 EPNdB

总的减少量：

横侧 + 进场：(-0.82) + (-1.02) = -1.84 EPNdB

通过采用综合评定，这架飞机符合 36 部第三阶段飞机的最大噪声级（噪声限制）的要求。注意，如本例，综合评定分析取小数点后 2 位。

297. 第 B36.7 条 噪声合格审定基准程序和条件

298. 第 B36.7 条(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) 飞机性能和航迹的计算必须使用经过中国民用航空总局批准的基准程序。

(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1013.25百帕（2116磅每平方英尺）；

(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) 在定义起飞和横侧噪声测量的基准起飞剖面时，规定跑道坡度为零。

a. 解释

本条规定了适航标准，基准大气条件及用于起飞和进场基准程序计算的跑道坡度。

b. 补充信息

(1) 基准条件和程序：为了使在36部限制的条件范围内，通过试验获得的$EPNL_r$值有一个共同的比较基础，必须有一个一致的基准条件。

(2) 等效程序：CAAC不批准合格审定基准程序的等效程序（如3°下滑航迹）。

c. 程序

无

299. 第B36.7条(b) 起飞基准程序

起飞基准航迹应按如下计算：

300. 第 B36.7 条(b)(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）。

a. 解释

本条规定了基准发动机推力（功率）和申请人在计算第一、二、三阶段飞机基准航迹时，减推力（功率）的最小高度。

b. 补充信息

(1) 无减推力（功率）起飞：在整个无减推力（功率）的航迹上必须使用平均发动机起飞推力（功率）。一些申请人感觉在 $EPNL_r$ 值不超过 36 部规定的最大噪声级（噪声限制）时，使用起飞推力（功率）进行试验更简单，特别是对涡轮螺旋桨驱动的运输类飞机。在 2007 年 4 月 15 日及以后，

在确定横侧噪声级的整个航迹上必须使用起飞推力(功率),不允许推力(功率)降低。

c. 程序

(1) 使用推力(功率)降低的起飞基准程序:包括推力(功率)降低的起飞基准程序,在松刹车时使用平均发动机起飞推力(功率),并按适航要求在滑跑和离地过程中保持。飞机收起落架后,开始第一阶段爬升,直至达到适当的减推力(功率)高度。超过这个高度,便开始第二阶段减推力(功率)爬升,并在整个 10dB 降期间保持。在整个过程中,气动操纵面(包括襟翼位置)保持不变。见附件 ICAO TM 中的 2.2.1 部分。

(2) 减推力(功率)高度:申请人提出的减推力(功率)高度不得低于第 B36.7 条(b)(1)规定的最小高度。

注:CAAC 的政策要求申请人在确定减推力(功率)基准航迹时,考虑以下两个飞机运行因素(另见 ICAO TM 中的 2.2.1 部分):

(i) 在飞行员移动油门杆至减推力(功率)位置之前,有一秒钟的反应延迟时间。

(ii) 发动机从起飞推力(功率)降至减推力(功率)的平均时间。

(3) 转速下降试验:CAAC 目击的飞机噪声审定测量飞行试验必须获得每台发动机,在最小的审定最大重量下,从平均起飞推力(功率)降到减推力(功率)至少 6 次可接受的转速下降时间。这些试验应该在距地约 3000 英尺的高度进行,空速与第 B36.7 条(b)(4)规定的基准空速相当。申请人对这些试验的建议必须包括在噪声符合性验证计划中。

301. 第 B36.7 条(b)(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必需的推力或功率，取其中的最大者：

(i) 4 %的爬升梯度；或

(ii) 多发飞机，一发失效时的水平飞行。

a. 解释

本节规定了在飞机达到第 B36.7(b)条(1)中要求的减推力最小高度后，所必需的最小推力（功率）。

b. 补充信息

(1) 温度直减率对发动机推力（功率）的影响：在减推后爬升梯度可能会比预期的小，这是因为对于恒定的推力（功率）设定，由于温度直减率的影响，随着飞机高度的增加，发动机推力（功率）会减小。

(2) 单发飞机减推要求：对于单发飞机，最小减推力（功率）要求必须保证有 4% 的爬升梯度。

c. 程序

无

302. 第 B36.7 条(b)(3)

为了确定横侧噪声级，应使用贯穿整个试验中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，可作为确定横侧噪声级的备用方法。

a. 解释

本节规定了申请人计算横侧基准航迹的标准。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

303. 第 B36.7 条(b)(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。

a. 解释

本节规定了申请人在计算亚音速运输类大飞机和喷气式飞机的起飞基准航迹时必须使用的空速标准。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) V_2起飞速度：确定 V_2速度的标准在 25 部第 25.107 条“起飞速度”中说明。

(2) 申请人的责任：申请人有责任确定飞机在最大重量下合适的起飞基准空速。

304. 第 B36.7 条(b)(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。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 申请人起飞构型的选择：申请人选择的噪声审定起飞构型必须在 AFM 中记录的适航批准构型之内。例如：申请人已经审定的襟翼设置为 2、5 和 10，并且在 AFM 中记录，则这些设置在起飞噪声测量中都是有效的选择，而襟翼设置 0 就不是有效的。如果噪声审定符合性构型与试验构型不一致，则 CAAC 可能要求重新试验或是进行等价性评估。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人有责任证明为基准起飞程序的计算，选择并保持了合适的飞机起飞构型。

305. 第 B36.7 条(b)(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

a. 解释

本条规定了定义飞机基准最大起飞重量的标准。

b. 补充信息

(1) 36 部第 36.1581 条的要求：低于根据适用的适航要求建立的最大重量的飞机噪声合格审定基准最大起飞重量，必须作为适航限制在飞机飞行

手册的限制章节中给出。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人必须确定计算基准 EPNL 值的飞机最大起飞重量，并获得 CAAC 的批准。

306. 第 B36.7 条(b)(7)

平均发动机被定义为飞行试验中使用的符合审定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 EPR）之间的关系。审定试验中的噪声测量必须用此关系进行修正。

a. 解释

本条规定了定义飞机平均发动机推力（功率）特性的标准。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人必须定义计算基准 EPNL 值的飞机平均发动机推力（功率）特性，并获得 CAAC 的批准。

307. 第 B36.7 条(c) 进场基准程序

进场基准航迹计算如下：

308. 第 B36.7 条(c)(1)

飞机稳定地沿着 3°的下滑道飞行；

a. 解释

本条规定了申请人在计算进场基准航迹时必须使用的基准条件。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

309. 第 B36.7 条(c)(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 节）。V_{REF} 为“基准着陆速度”，其定义为：具有特定着陆构型的飞机，下降通过跑道入口高度时的速度。该速度决定了人工着陆时的着陆距离。必须在进场测量点上方建立并保持进场速度；

a. 解释

本条规定了申请人必须使用的确定亚音速运输类大飞机和喷气式飞机基准进场空速的标准。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

310. 第 B36.7 条(c)(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；

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 进场适航审定：根据适航规章，飞机往往不止一种适航审定构型，可能包括：

(i) 多个进场/着陆襟翼设置和着陆重量；

(ii) 飞行中可以使用的 APU；

(iii) 环境控制系统运行条件；

(iv) 发动机放气活门操作条件。

确定基准进场 EPNL 值的构型必须是从噪声角度来说最临界的构型。

(2) 应急进场构型：一些飞机装备了空中应急设备，如应急空气涡轮发电机、液压泵。应急设备的运行不作为 36 部要求的正常进场适航批准构型。

(3) 受限构型：在一些飞机上，为了符合 36 部最大噪声级（见第 B36.5 条），其襟翼的设置可能受到限制。对于有襟翼限制的第三阶段飞机，要求结合适当的 AFM 限制，安装“软防护”装置。另外，可以安装标牌为机组提供适当的信息。软防护装置应明显地表示出正常运行时不能使用的襟翼设置，该装置的变形表明使用了未经批准的襟翼设置。出于安全目的，软防护装置允许机组在紧急情况下使用噪声限制的襟翼设置（经适航批准）。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人有责任证明选择了合适的飞机构型，并在噪声审定进场基准程序中保持该构型。这包括进场噪声审定中最临界进场构型的评估，并将该构型写入噪声合格审定符合性验证计划中。

311. 第 B36.7 条(c)(4)

着陆时飞机的重量应是本条(c)(3)确定的噪声合格审定要求的着陆构型

所允许的最大着陆重量，除本规定第36.1581 条(d)的规定外；

a. 解释

本条规定了定义飞机噪声合格审定基准最大着陆重量的标准。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

312. 第 B36.7 条(c)(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 条列出的、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。

a. 解释

本条规定了定义飞机噪声合格审定基准构型的标准。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 最临界进场构型：申请人必须根据适当的噪声测量数据的评估及经验，或是其他飞机型号的相似性，确定飞机在最大重量下噪声最临界构型。评估的结果必须包括第 A36.5.2.5 条所有项目的影响。

注：必须考虑的项目举例如下：

(i) 对于涡轮喷气飞机，襟翼伸出到批准的极限着陆襟翼位置（如30°）；对于涡轮螺旋桨飞机，襟翼伸出到批准的最小着陆襟翼位置（如10°）；

(ii) A/C（环境控制系统）工作；

(iii) 起落架放下；

(iv) 空中 APU 工作；

(v)批准的最大着陆总重；

(vi) 压气机放气调整到最大配平限制。

313. 第 B36.8 条 噪声合格审定试验程序

314. 第 B36.8 条(a)

所有的试验程序必须经中国民用航空总局批准。

a. 解释

本条规定了申请人提出的飞机噪声合格审定试验程序和噪声的测量必须经过 CAAC 批准。

b. 补充信息

(1) 试验目击：CAAC 的观察员或是合适的委任代表必须目击飞机噪声合格审定试验，确保其符合 CAAC 批准的噪声审定符合性验证计划。（见本通告参考文献 7 的 6－3(f)段）

c. 程序

(1) 恒定的构型：飞行机组在噪声审定过程中不能改变起飞或进场构型。他们在进入 10dB 降区间之前，必须有足够的时间设置飞机的构型（包括发动机推力（功率）、襟翼位置、APU 和 A/C 的运行状态、起落架位置等），并保持稳定，直至 10dB 降区间结束。

注：在噪声测量期间，油门杆不允许移动，除非飞行员为确保安全认为必要。如果移动了油门杆，则噪声合格审定试验无效，须重新进行。

315. 第 B36.8 条(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。

316. 第 B36.8 条(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。

317. 第 B36.8 条(d)

如果试验时的重量不同于噪声合格审定要求的重量，对起飞和进场 EPNL 必要的修正分别不应超过 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。由于进场航迹偏离基准航迹所必须进行的 EPNL 修正不得超过 2EPNdB。

a. 解释

本条规定了由于起飞和进场试验重量与噪声合格审定要求的重量差异，而对 EPNL 修正量的限制。

b. 补充信息

(1) 第 B36.8 条(d)的适用性：如果使用经批准的等效噪声测量和评定程序来建立飞机噪声审定的噪声－功率－距离（NPD）数据，第 B36.8 条(d)的要求不适用（见附件 ICAO TM 中的 2.1.2 和 3.1.2 部分）。

c. 程序

无

318. 第 B36.8 条(e)

对于进场试验，3° ±0.5°稳定的下滑角是可以接受的。

a. 解释

本条规定了进场噪声审定期间，飞机 3°下滑角的偏差限制。

b. 补充信息

(1) 第 B36.8 条(e)的适用性：如果使用经批准的等效噪声测量和评定程序来建立飞机噪声审定的噪声－功率－距离（NPD）数据，第 B36.8 条(e)关于下滑角偏差限制的要求不适用（见附件 ICAO TM 中的 2.1.2 和 3.1.2 部分）。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人要么确保进场试验在下滑角的容差范围内进行，要么当试验不能在下滑角的容差范围内进行时，获得等效噪声测量和评定程序的批准。

319. 第 B36.8 条(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经中国民用航空总局批准。对于起飞的修正量不超过 16EPNdB，对进场的不超过 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。

a. 解释

无

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 完整方法: 当使用经批准的等效噪声测量和评定程序得到的 EPNdB 修正量对于起飞和进场分别超过 8EPNdB 和 4EPNdB 时，申请人必须使用第 A36.9.4 条中的完整方法（见第 A36.9.1.2 条的要求）。

320. 第 B36.8 条(g)

在起飞、横侧、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 ±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总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。

a. 解释

无

b. 补充信息

(1) 空速变化：本通告的第 A36.2.2.2 条(f)讨论了空速变化的可能原因及潜在影响。

c. 程序

无

321. －349. [备用]

XIV. 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

350. A 部分 总则

351. 第 F36.1 条 范围[日后完成]

352. B 部分 噪声测量

353. 第 F36.101 条 一般试验条件[日后完成]

354. 第 F36.103 条 声学测量系统[日后完成]

355. 第 F36.105 条 测量、记录和重放设备[日后完成]

356. 第 F36.107 条 噪声测量程序[日后完成]

357. 第 F36.109 条 数据记录、报送和批准[日后完成]

358. 第 F36.111 条 飞行程序[日后完成]

359. C 部分 数据修正

360. 第 F36.201 条 数据的修正[日后完成]

361. 第 F36.203 条 结果的有效性[日后完成]

362. D 部分 噪声限制

363. 第 F36.301 条 航空器的噪声限制[日后完成]

364. －374. [备用]

XV. 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

375. A 部分 总则

376. 第 G36.1 条 范围

本附件规定了第36.1 条和第36.501 条(c) 中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这些数据修正到标准条件的程序。

a. 解释

附件 G 适用于在 1988 年 11 月 17 日或之后进行审定试验，且最大起飞重量不超过 8618 公斤（19000 磅）的螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机的起飞噪声要求。附件 G 自成体系，包括试验程序、天气限制、基准性能的计算，测量的噪声级数据的修正以及噪声级限制。它由四部分组成：

A 部分 – 总则

B 部分 – 噪声测量

C 部分 – 数据修正

D 部分 – 噪声限制

b. 补充信息

无

c. 程序

螺旋桨小飞机和通勤类飞机的噪声审定至少包括三项工作，即：

(1) 对一连串在规定的飞行和噪声测量条件下的起飞试验进行噪声测

量。这些条件在 377 至 404 条中描述。

(2) 对噪声级数据进行修正和调整，以解决试验条件与基准条件的偏差。修正和调整在 405 至 415 条中描述。

(3) 证明、报送和批准经修正的飞机噪声级在适用的、基于最大审定起飞重量的噪声限制内。证明、报送和噪声限制在 416 至 417 条中描述。

377. B 部分 噪声测量

378. 第 G36.101 条 一般试验条件

(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、灌木或树木。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。

a. 解释

为了避免影响传声器周围声压级一致性的情况，规定试验条件限制是必要的。为了统一测量的噪声级，本规定给出了试验场的要求。土丘和坑洼等不平坦地形造成反射，以至影响测量的噪声级。植被会减少地面反射的声音，多数情况下这种影响会减小噪声级，但在某些情况下也会提高噪声级。类似的，在平坦坚硬的表面上进行测试，如铺筑的地面，一般会导致较高的噪声级。

在传声器附近的障碍物，象建筑物、墙壁、树木、车辆和距离足够近的测试人员等，都会造成反射，影响测量的噪声级。附件 G 中规定的噪声测量是基于螺旋桨飞机飞过头顶附近时刻的噪声级，除非传声器是放在树下或被悬挂起来，一般在声源和传声器之间不可能有障碍物。然而，附近的障碍物的反射仍然会对声音造成影响。

b. 补充信息

(1) 障碍物：在以传声器为中心，半角为 75°（与地面夹角 15°）的锥形空间内，不允许有障碍物。为满足这一要求，距离传声器 15.2 米（50 英尺）的物体，一定不能高于地面 4.0 米（13.4 英尺）；距离传声器 7.6 米（25 英尺）的物体，不能高于地面 2.0 米（6.7 英尺）。

c. 程序

(1) 试验场的选择：在选择试验场时，必须要考虑地形、地表条件和附近的障碍物。传声器附近不允许有诸如灌木丛、茂密的草等植被，也不允许在传声器周围放置“软”材料，如极具吸声能力的人工材料或者沙土等。本规章没有明确说明潮湿的土壤，但潮湿的土壤很有可能提高测量的噪声级，因此申请人是不喜欢选择的。

(2) 雪：规章中没有说明积雪表面，这种条件下的测量会降低噪声级。但清除传声器周围 15.2 米（50 英尺）半径范围内的积雪之后，是可以接受的。

379. 第 G36.101 条(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 2.2°C ~35°C（36°F ~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），用 30 秒平均确定；

(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逆

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。若测量点在机场气象测量站 1.85 千米（1 海里）以内，可以用来自该气象站的数据。

a. 解释

这部分确定了可以进行噪声测量的天气条件。规章的限制在具有良好的可重复性和对噪声测量和修正影响最小的同时，为申请人提供最大的灵活性。

b. 补充信息

(1) 降水：雾、雨、细雨以及雪都会有大的负面影响。在这些条件下，声音产生和传播的改变都不能很好地记录。用于测量噪声的大部分设备不适于在降水条件下使用，其影响包括从传声器和防风罩灵敏度或者频率响应的改变、传统电容式传声器产生电弧，到电气电路短路可能造成的设备失效。

(2) 大气条件：对于非基准螺旋桨桨尖马赫数（见 413 条），大气条件会影响声音的产生和传播。螺旋桨在高桨尖马赫数下产生的噪声较高。通常螺旋桨桨尖的实际速度接近基准螺旋桨桨尖速度，但是声速是大气温度的函数，而大气温度常常与基准值不同。非基准大气温度会使螺旋桨桨尖马赫数偏离基准值。规章要求，在多数条件下都要对非基准马赫数进行修正。限制允许试验温度范围，会减小这种修正的大小。还要考虑非基准条件下大气的声吸收修正。限制允许的温度和湿度同样可以减小这种修正的大小。

(3) 非均匀大气：噪声源（飞机，螺旋桨及排气装置）和传声器之间的大气是不均匀的。存在很大的温度梯度（正的和负的），相对湿度和风的变化也很大。强风会带来紊流，导致不规则的声音传播。有侧风时，飞机必须以一定的角度飞行，以保持所要求的轨迹。没有要求对风进行修正，风速的限制只是确定数据可接受性的一种方法。

(4) 天气监测：基于以上考虑，监测天气条件显然是必要的。运输类飞机和涡轮喷气飞机的噪声审定程序，要求测量地面和飞机飞行高度之间的天气条件（见第 A36.2.2.2 条(b)）。可以基于这些测量值计算大气的声吸收。这个过程需要投入一定的时间和资源。就螺旋桨飞机而言，大气吸收修正的幅值小于涡轮喷气式飞机，因此，基于近地表面的天气测量值的修正程序对于本条涉及的飞机来说足够了，而且更适合。

c. 程序

(1) 一般天气测量：要求申请人在噪声测量站附近测量近地面的天气条件。噪声数据的可接受性要看条件是否在第 G36.101 条(b)规定的限制之内。按照规章要求，应该在地面之上 1.2 米（4 英尺）和 10 米（33 英尺）之间的进行测量。允许使用手持的设备，但不排除申请人选择使用 36 部附件 A 中用于喷气式飞机测量的更复杂的设备。可以用表格记录天气数据，也可以保留一份 CAAC 目击的观测记录。

(2) 风：考虑螺旋桨小飞机的要求不太复杂，可以在飞机飞越时，用一个经适当校准的简易风速计测量风的条件。如果所使用的仪器不能提供足够的信息来计算侧风，则限制任何方向的风在 5 节的侧风限制内。风速限制是基于 30 秒平均。

(3) 温度和相对适度限制：只有大气温度在 2.2℃～35℃（36℉～95℉）之间，相对湿度 20％～95％之间时，噪声数据才可接受。温度和相对湿度可以用干湿球温度计来测量。干湿球温度计是测量空气的湿球温度和干球温度的设备，相对湿度就可由这些温度计算出来。应该进行足够的测量来确定规章所要求的所有修正。负责进行试验的人员应关注条件的变化。至少，在一系列试验中的第一次飞行前和最后一次飞行后要立即进行测量。通常，间隔不会超过 1 个小时，因为试验飞机飞行 1 小时后必须加油。在勉强符合要求或者条件变化较大时，间隔越短越好。

(4) 机场设施的使用：规章也允许使用机场的天气测量设备。在决定机场的设备是否合适时，必须证实：(a) 测量数据代表了传声器附近的条件；b) 设备可以提供可靠的信息；(c) 该设备近期经过校准；(d) 该设备得到 CAAC 批准。

(5) 温度逆增：逆温和反常的风难以量化。当存在逆温（在地面和飞机之间大气中的任一点，大气温度随着高度增加而升高）时，飞行条件可能不稳定，这会妨碍飞行员在允许的操作容差内持续稳定地爬升。另外，在这些条件下，很有可能遇到这样的情况：地球的表面温度和相对湿度满足允许试验的标准，但是高空的空气较干燥，具有较高的声吸收特性，有可能低估噪声级。相对于喷气式飞机来讲，螺旋桨飞机的噪声谱中高频成分较少，因此影响不会很明显，除非存在严重的逆温。

(6) 反常的风：可以通过测量飞机爬升时空速度的变化来估计是否有反常的风存在。如果风保持不变，或风速和风向随高度缓慢变化，就比较容易保持一个恒定的爬升速度。如果风的变化剧烈（风切变），或者存在上升

和下降的气流时，空速就会有很大的变化，难以控制。规章允许在飞越期间相对于基准速度±5节的变化，这个标准可以用来评定是否有反常的风出现。

(7) 大气温度测量值对高度：在试验开始时，以及如果认为有必要，在试验的间隙，试验飞机上的观察员监视爬升时的大气温度。这次爬升可以是为了噪声数据记录的，也可以是为了温度测量的。如果要对噪声测量条件的可接受性做出判断，必须对这些信息进行评估。反常的风存在可以在数据采集时进行评估。

380. 第 G36.101 条(c)

飞行试验程序，测量设备和噪声测量程序必须经中国民用航空总局批准。

a. 解释

用于表明36部符合性的噪声审定试验的各个方面，都要按照由CAAC审查和批准的文件进行。最好通过一个详细的试验计划来完成。

b. 补充信息

(1) 等效程序：确定噪声级的等效程序可以由申请人提出。这些程序开发出来后，可以补充36部的程序和评定。等效程序不同于36部规定的噪声测量或分析方法，但经CAAC批准，可以产生等价的结果。实际上，等效程序就是经过鉴定，在审定严格性和置信度上与36部规定的程序相同的试验程序。

申请人使用等效程序可能出于很多原因，如：

(i) 使用先前获得的飞机型号试验数据；

(ii) 更可靠的表明衍生型号间噪声级的微小变化;

(iii) 最小化表明 36 部符合性的成本，把飞机飞行时间、机场使用、设备及人员等成本降到最低。

c. 程序

(1) 试验计划：申请人必须准备一份试验计划，以供 CAAC 的审查和批准。试验计划包括：对试验飞机和试验场的描述，所有设备的详细资料，飞行限制和程序，以及数据修正。经批准的试验计划控制试验的进行和试验结果的分析。

(2) 举例：一个等效程序的例子是用航迹切入代替从地面起飞的方式。另一个例子是利用原型机噪声审定时获得的完整噪声和性能数据库，对衍生型号进行噪声审定。在这种情况下，通过比较衍生型号与原型号的飞越试验，记录两种型号的差异，得到衍生型号的噪声级。

(3) CAAC 的批准：对于等效程序的可接受性没有通用的准则，每个等效程序的应用都由 CAAC 根据其特点进行审查和批准。CAAC 对于所有的等效程序有着最终的审批权。任何提出的等效程序都要写进验计划中。

381. 第 G36.101 条(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。

382. 第 G36.103 条 声学测量系统

声学测量系统必须由经批准的、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。

a. 解释

符合第 G36.105 条规定特性的传声器，适于螺旋桨小飞机的噪声测量。

b. 补充信息

无

c. 程序

试验计划应该包括对传声系统的描述，描述的形式应适合 CAAC 验证其对第 G36.105 条规定的符合性。

383. 第 G36.103 条(b)、(c)

(b) 三角架或相似的传声器支架，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。

a. 解释

规章中要求传声器按照第 G36.107 条所述的倒置安装。其他所有的辅助设施，包括人员在内，都必须与传声器保持足够的距离，以避免产生干扰，如声场失真或者增加背景噪声。要求专门设计的传声器支架系统，以防止传声器支架腿的干扰和支架平台的边界效应。

在规定的条件下，现代化的数字记录设备在记录螺旋桨小飞机的噪声级时，不应该有动态范围限制问题。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 设备的获得：传声器的支撑必须设计成将影响声场的反射减到最

小。391 条给出了一个传声器安装的例子。满足第 G36.105 条中规定的记录和重放设备很容易买到。

384. 第 G36.103 条(d)

使用已知声压级的正弦波或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。

a. 解释

典型的声学校准设备既可以产生单频的声音，也可以产生宽频的声音。用于评定噪声级的噪声测量和限制，是用均方根声压级来定义的。宽频噪声的峰值可能是均方根值的很多倍。因此必须检验宽频信号的峰值不超过任何一个系统部件的动态范围，否则会得出错误的结果。

在规定的条件下，现代化的数字记录设备在记录螺旋桨小飞机的噪声级时，不应该有动态范围限制问题。

b. 补充信息

(1) 现场校准：可以在实验室里校准测量和记录系统，事实上这也是通常的做法。然而，在很多情况下，如不同的环境条件，可能导致设备的灵敏度产生微小的变化。在设备安装调试和噪声试验过程中可能发生意外的设备损坏，因此现场校准也是必需的。

c. 程序

(1) 声学校准：用声学校准器对测量和记录系统进行校准。校准信号的均方根值应该记录下来，如果使用宽带校准器，峰值也要记录。在试验可能出现延迟时，校准信号要在每个试验系列的开始和结束，以及在整个试验过程中按 CAAC 批准的时间间隔，用磁带记录仪（如使用）记录。按照

厂家的建议，等系统达到稳定工作条件后再进行初始校准。

385. 第 G36.105 条(a)

必须记录飞机产生的噪声。经审定部门批准的磁带记录仪、图示声级记录仪或声级计是可接受的。

a. 解释

每个噪声事件都必须永久记录，以便不只依靠事件发生时现场读出的数据。永久记录的方式必须经过 CAAC 的批准。

b. 补充信息

(1) 磁带记录仪：磁带记录仪用以保存完整的噪声事件的声学记录。如果在试验过程中对观测的数据有疑问时，可以重放所记录的数据，必要时可重复多次，来检验结果。对飞机噪声信号进行更为详细的分析，有助于申请人的研制和开发。

(2) 图示声级记录仪：图示声级记录仪可以提供噪声级的永久记录，但是不能重放或再现声学信号。

(3) 声级计：使用声级计得到的记录取决于其设计特性。最简单的声级计使用一个机电计量装置，需要操作者在每次测量过程中观察仪表指针指示的最大值。其他较复杂的仪器能够设定保持每次测量达到的最大噪声级，并用数字显示。现有的一些数字设备能够保存多次噪声级测量的完整时间历程。这些时间历程可以通过仪器的显示屏、传输到打印机，或下载到电脑上来重现。

c. 程序

(1) 建议：推荐的程序是将每一次噪声的测量记录在磁带记录仪上。记

录下的数据可以多次回放和分析，以检验结果的符合性。

(2) 其他方法：其他的测量方法也是可接受的，只要能够保证数据的有效性，并且经过CAAC的批准。已经批准的方法有：

(i) 获得图示声级记录；

(ii) 现场读取声级计读数，并手工记录日志；

(iii) 试验结束后，将整个时间历程打印或传输到个人电脑上。

386. 第 G36.105 条(b)、(c)

(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正弦波的响应，必须在IEC 出版物第651 号规定的容差限制内。

a. 解释

传声器的型号和记录设备有多种，但并不是所有的都具有确保获得一致有效测量数据的性能特性。参考文件中的规定适用于用来测量和记录小型飞机噪声的设备。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 设备的批准：所有的测量、记录和重放设备，都必须经过 CAAC 的批准。用于噪声合格审定试验的设备必须在试验计划中详细地说明，以

供 CAAC 决定其是否满足规定的标准。

387. 第 G36.105 条(d)

如果受设备动态范围的限制，必须在记录通道加高频预矫，并在重放时逆向去矫。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间的变化超过 20dB。

a. 解释

在某些情况下，如果噪声信号不经过额外的调节，就不能被充分的记录下来，噪声信号的电子修整可以弥补这个不足。这项要求只适用于用磁带记录仪记录噪声信号的情况。

在规定的条件下，现代化的数字记录设备在记录螺旋桨小飞机的噪声级时，不应该有动态范围限制问题。由于附件 G 允许使用旧的模拟设备，因此允许对记录的声音数据进行预矫和去矫。

ICAO 附件 16 第 10 章不允许对记录的声学数据进行预矫和去矫。

b. 补充信息

(1) 低频噪声：螺旋桨飞机的噪声频谱主要是螺旋桨产生的低频噪声。螺旋桨噪声也有谐波存在，并且对 A 加权声级有贡献。大多数的声能低于 1000Hz，但是高频段的声能会明显地影响测量的噪声级，部分原因是由于 A 加权滤波器的影响。

(2) 动态范围：模拟记录设备的动态范围通常比数字设备的有限，因此飞机噪声信号在高频部分的水平可能低于模拟设备的内部噪声水平。在有些情况下，这种影响能够通过在记录前应用预矫，有选择地提高高频噪声级，然后在回放中补偿性地去矫来克服。通常数字磁带记录仪的动态范围

大大超过模拟记录仪，因此一般不需要预矫。

(3) 预矫系统：只有系统同时使用去矫，才允许使用预矫。CAAC 不接受试图用三分之一倍频程去矫修正（不管是在数字上对已经分析的数据，还是对每个三分之一滤波器逐个频段使用单独的增益级）来补偿预矫滤波器的影响。另外，使用预矫/去矫系统要求对有关的滤波器和增益级进行测试并提供文档资料，以确保误差被量化和最小化，系统能够按预期可靠地工作。

c. 程序

(1) 应该对噪声信号是否需要预矫进行评估，如果必要，记录和重放系统应包括适当的设备。

388. 第 G36.105 条(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.

a. 解释

本条仅限于给 36 部附件 G 的要求提供基本的指导。

b. 补充信息

(1) 经滤波的噪声级:每次飞越试验都要用最大 A 加权声级来测量噪声级，以分贝（dB(A)）为单位，使用 IEC61672-1“声级计”中定义的“慢”动态特性的 A 加权滤波器。A 加权曲线综合考虑了听觉的敏感特性和人类对响度感觉特性。事实上，人类对声音的感觉通常在低频率时不很敏感，但敏感度会随着频率的升高而增加，直到 4000Hz 左右。超过 4000Hz 敏感

度开始下降。

(2) 测量的基础：A 加权修正曲线已经在声音（如环境噪声）测量的国家和国际标准（比如 IEC81872-1）中明确定义，并且是声级计和其他用于噪声评估的声音分析设备的标准特性。用于声音测量时，声级计对可听见的声音给出一个“温度计式”的级别，这种级别就是 A 加权声级，并且已经被科学地证明是感觉声音响度的一个好的指标。A 加权声级的测量至少需要三步单独的准确计算，并且每步计算都要按照国家和国际标准嵌入声级计内。传声器测量声场，首先将声压波动转换成相当的电信号。这个信号通过 A 加权（频率）滤波器，及接下来的时间平均，得出一个更加稳定的、波动缓慢的电信号。将这个时间平均信号转变为对数坐标，用分贝（dB）为单位。A 加权声级用 dB(A)表示，参考声压为 20 微帕。20 微帕的声压等于 0dB，是人能听到的 1000Hz 纯音的标准阀值。

(3) 仪表响应速度：声级计的时间平均一般有两个选择，即“快”和“慢”仪表响应。在声音快速变化时，这两个选择控制仪表指针或显示的波动速率。实际上，噪声变化时快响应很难从仪表上读出读数，慢响应就容易许多。有效的 2 秒平均周期（1 秒时间常数）可产生 36 部附件 G 的噪声试验使用的慢响应。

(4) 最大声级：如所预料的那样，测量的或显示的 A 加权声级在飞机接近测量站的时候逐渐升高，而当飞机飞过试验场后逐渐降低。在飞越过程中出现的 A 加权声级的最大值就叫做最大 A 加权声级，这是每次试验都必须测量的值。

注意，这个最大值可能不是飞机恰好在传声器的正上方时出现，由于

螺旋桨、发动机和排气噪声发射的方向特性原因，最大值通常是出现在飞机达到正上方位置的稍前或稍后。

c. 程序

(1) 设备要求：试验所用的记录设备必须在试验计划中详细说明，以便CAAC 决定是否满足要求的标准。在使用图示声级记录仪时，很重要的一点就是按规章要求，设置与“慢”声级计响应符合的写特性。

389. 第 G36.105 条(f)

设备必须用自由场声学校准设备进行声学校准。如果局方要求磁带记录的分析，分析设备必须按中国民用航空总局批准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。

a. 解释

所有现场测量或磁带上记录的噪声级，都要参考一个已知的声压级来确定。最可靠的方法是用一个已知幅值的噪声源（如校准器）来标定设备，并将飞机的噪声信号与这个已知噪声源进行比较。

b. 补充信息

(1) 噪声级的可变性：试验设备显示的噪声级可能具有可变性，主要是由于环境因素和多数仪器必需的内部预热，有时候，也可能由于电缆的问题或者甚至是仪器的损坏所引起的其他变化。正确地使用声学校准设备有助于发现这些情况。

c. 程序

(1) 设备校准：合适的声校准器用来提供一个基准声级。通常是在传声器上安装校准器并调节测量系统的增益，使读数与校准器的声级一致。试

验开始之前、结束之后以及试验过程中周期的校准用来检验灵敏度的变化在第 A36.3.8 条规定的限制之内。很重要的一点是，制造商建议设备校准之前，系统要充分预热。校准设备应该在试验计划中确定，并经 CAAC 批准。

390. 第 G36.105 条(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。

a. 解释

在有风的情况下，紊流导致传声器的响应很难与飞机噪声响应区分开。在传声器上使用合适的防风罩能减少紊流带来的影响。

如果在测量期间使用了风罩，就必须对测量的声压级进行防风罩修正。申请人必须提供数据证明这种修正。

ICAO 附件 16 第 10 章没有要求倒置的传声器使用风罩。

b. 补充信息

(1) 紊流：传声器被设计用来响应压力、主要是声学信号的波动压力。空气流过传声器的敏感元件表面产生的紊流或传声器本身在气流中的客观存在产生的紊流，都会引起波动声压。这些会对测量噪声级产生明显的影响。防风罩的设计就是将对声学信号的干扰减至最小。

c. 程序

(1) 防风罩的使用：风速超过 5 节时，必须使用防风罩。建议一直使用防风罩，不仅是因为防风罩可以给传声器额外的保护，而且当风速在 5 节左右波动时，测量可以连续进行。

391. 第 G36.107 条 噪声测量程序

(a) 传声器必须是压力型的，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。这个金属圆盘直径 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。

a. 解释

36 部关于大型运输机（附件 A）和直升机（附件 H 和 J）的条款要求传声器的敏感元件高于地面 4 英尺（1.2 米）。附件 G 是 36 部中唯一要求传声器的安装不在 4 英尺高处的。对于附件 G 的试验，传声器倒置安装，其薄膜平行于一个涂白漆金属圆盘，在其上方 7 毫米。圆盘直径 40 厘米至少 2.5 毫米厚。圆盘水平放置，并与周边地面齐平，盘下方不得有空隙。传声器安装在与试验飞机飞行方向垂直的半径上，从圆盘中心到外缘 3/4 半径处。图 13 表明了典型的传声器倒置安装。

图中倒置传声器的设置作为传声器支架和圆盘设计构造的一个例子。传声器架的支腿要牢固附在圆盘上，不能使传声器支架在试验中产生振动。圆盘必须涂成白色来反射太阳光，降低传声器敏感元件的热效应。象硬币一样的金属垫片是设置传声器传感薄膜与圆盘间距的实用工具。垫片的厚度应该是 7 毫米减去传声器保护格栅与薄膜间距。

传声器的灵敏度随频率和声音到达传声器的角度变化。为了得到一致性的结果，必须设置传声器以使这些变化不会影响测量的噪声级。

特定的传声器地平面安装大大减小了安装在支杆上的传声器固有反射

声波的干扰。对于 4 英尺高处的传声器，这些干扰通常出现在螺旋桨驱动飞机噪声最显著的频率区域。

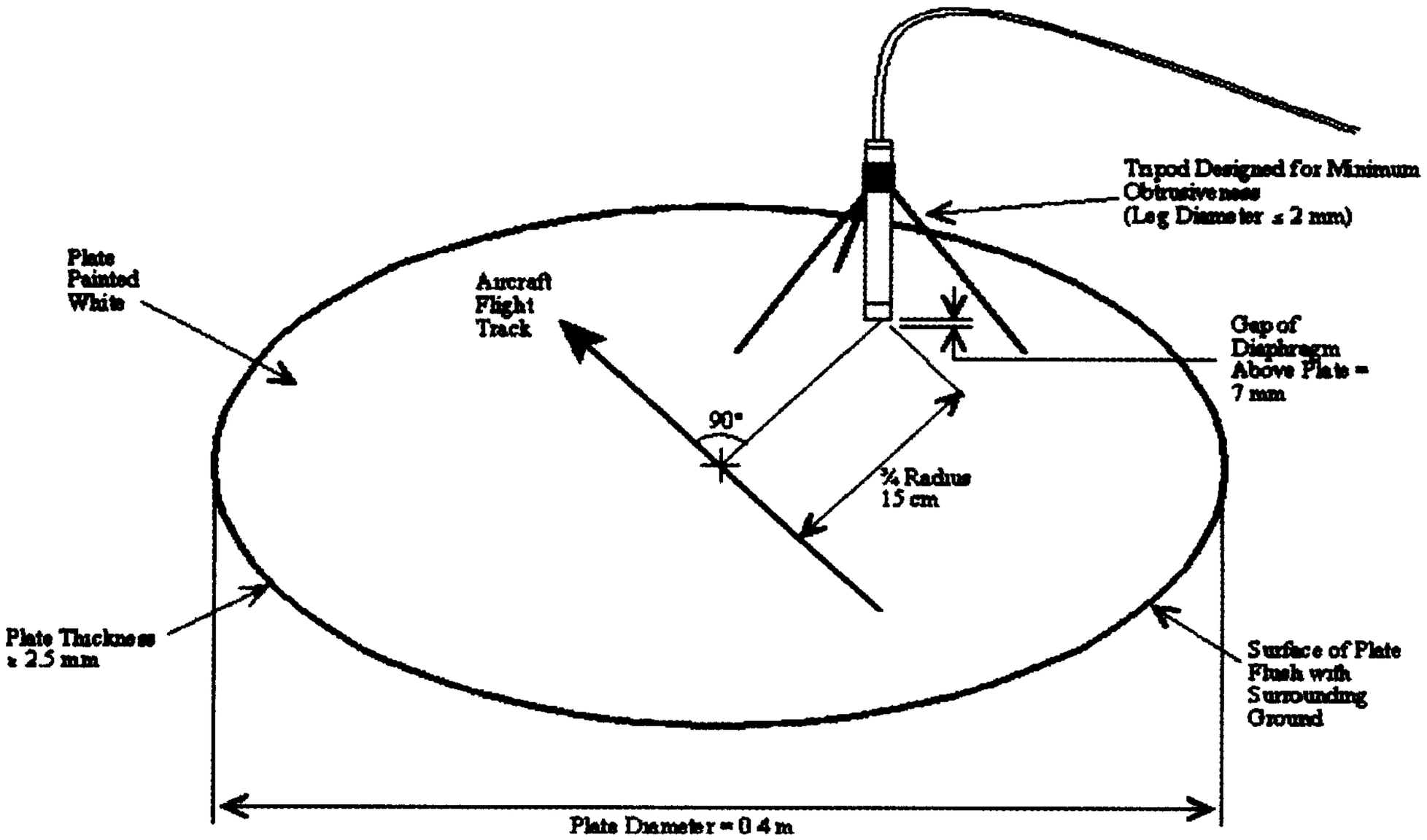


图 13　½英寸传声器倒置于圆盘之上的布置

b. 补充信息

(1) 传声器灵敏度：对于感兴趣的频率范围来讲，特定的传声器地平面安装将传声器薄膜置于有效声压场之内。按均匀声压响应设计的传声器适合于这样的安装。

(2) 传声器放置：传声器的薄膜和圆盘之间的间隙是至关重要的，因为薄膜必须完全置于有效声压场之内，并且这个声场的深度会随着频率和传感器的尺寸而改变。对于感兴趣的频率，7 毫米的间隙是相关技术考虑的最佳折衷方案。

(3) 备选配置：上述对于圆盘的材料、尺寸和在地面上的安装等规定，对于感兴趣的频率来讲，是获得有效声压场的最实用方法。已经用许多备

选配置进行了试验，然而附件 G 的噪声合格审定只接受规章规定的配置。

c. 程序

(1) 圆盘在地面的安装：在安装的过程中一定要小心，确保在圆盘下的地面平整没有空隙。可以用这样的方法，在要安装的地方，轻轻地将圆盘压入地面，然后将圆盘取走，确认下面是否有凹坑。这些凹坑可以用沙土等材料填满，以使圆盘下面均匀平整。同时也要注意确保圆盘的边缘和周围的地面齐平，这对于超过规定的最小 2.5 毫米厚度的盘来说，尤为重要。有时，也可以在安装之前用水将土壤弄湿，使其表面自动按圆盘成型。这种情况下，应该等到地面干了以后才能进行声学测量。

(2) 传声器支架的设计和构建：支架的设计应使飞机传到传声器附近的声波干扰最小。如果使用如图 13 所示的脚架结构，支腿的数量应该限制在三或四。按照规定，支腿的直径不能超过 2 毫米。理想的支撑环应该尽可能小，并且具有某种紧固装置，如固定螺钉，便于调整传声器薄膜在圆盘上方的高度。支架必须稳固，并且必须使传声器薄膜与金属盘平行。

(3) 电缆支撑：在某些场合，当传声器的电缆引出圆盘的时候，需要额外的支撑，可以用金属杆之类的支撑。这样的支撑应该尽可能小，而且尽可能远离圆盘。传声器电缆应直接引出，避免不必要的穿过金属盘上方。

(4) 传声器高度的确定：确保传声器薄膜位于圆盘上方规定高度的一个实用方法是用一个临时性的金属垫片。这个垫片插在传声器保护格栅和圆盘之间的时候，传声器薄膜恰好位于 7 毫米高度。大多数规定类型的传声器，保护格栅和薄膜之的间距约为 1 到 1.5 毫米。一旦传声器支撑机构固定完好，就取出垫片。垫片的厚度必须考虑保护格栅和薄膜的间距。

(5) 防风罩：当风速超过 5 节时，必须使用防风罩。申请人必须提供数据证实防风罩插入损失的数据修正。

392. 第 G36.107 条(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，利用粉红噪声或伪随机噪声确定电系统的频率响应。

a. 解释

在每个试验日开始和结束时，都必须进行声学校准，以检验噪声的传感、测量和记录设备保持良好的品质和灵敏度。

b. 补充信息

(1) 部件检查：在试验过程中，记录系统各部件的灵敏度可能会发生变化。这些变化可能是由于环境（主要是温度）变化，或者其他因素引起的。通常，如果在设备开启并工作稳定之后进行首次校准，那么在试验过程中的改变将会很小。灵敏度实质性变化可能设备出问题的征兆。

c. 程序

(1) 校准：试验开始时使用声学校准器，系统的声级指示要调整为已知的校准器输出声级。系统的读出器、指示器或显示器，在各种时间间隔及试验结束时，使用校准器校准都能读出数据。灵敏度的改变应该在厂商的容差内。如果使用磁带记录仪或者图示声级记录仪，频率响应可通过合适的输入信号（如粉红噪声或正弦扫频）和之后对所记录信号的分析来评估。

输出的级作为频率的函数应该是均衡，并在厂商的规范之内。这个程序可以在试验开始之前在实验室中进行。

(2) 过渡漂移：当在试验日结束时进行校准得到的声级与试验日开始的相差在 ±0.1dB 之内时，可以断定系统灵敏度没有过度漂移，试验结果可以原样接受。如果两次校准得到的声级相差超过 ±0.1dB，但在 ±1.0dB 之内时，所有的测量数据都要如下进行校准漂移调整：用试验开始时测量的校准信号级减去试验结束时测量的校准信号级，将差值除以 2，然后将得到的校准漂移调整量加到所有测量的声级上。如果两次校准得到的声级相差超过 ±1.0dB，则测量数据对于合格审定来说是无效的。

393. 第 G36.107 条(c)

环境噪声，包括声学背景噪声和测量系统的电噪声，必须在测试区域进行记录和确定，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批准的方法修正到基准测量点。

a. 解释

在某些情况下，来自试验场附近其他声源的环境噪声会影响测量的航空器噪声级。应该对测试可选择的因素（如试验场的选择、仪器的配置等）进行分析研究，以确保测量的航空器噪声级至少比组合的背景噪声高 10dB。

规章中包含此条款的原因之一，是对特技飞机噪声级的测量进行规定。此类飞机的爬升率很高，可以飞到测量点之上足够高的地方，以至于测量的飞机噪声级没有超过环境噪声级 10dB。在这种情况下，可以使用本条和图 14 描述的方法。除了特技飞机以外，本条描述的方法只有在获得局方批

准之后，才能使用。

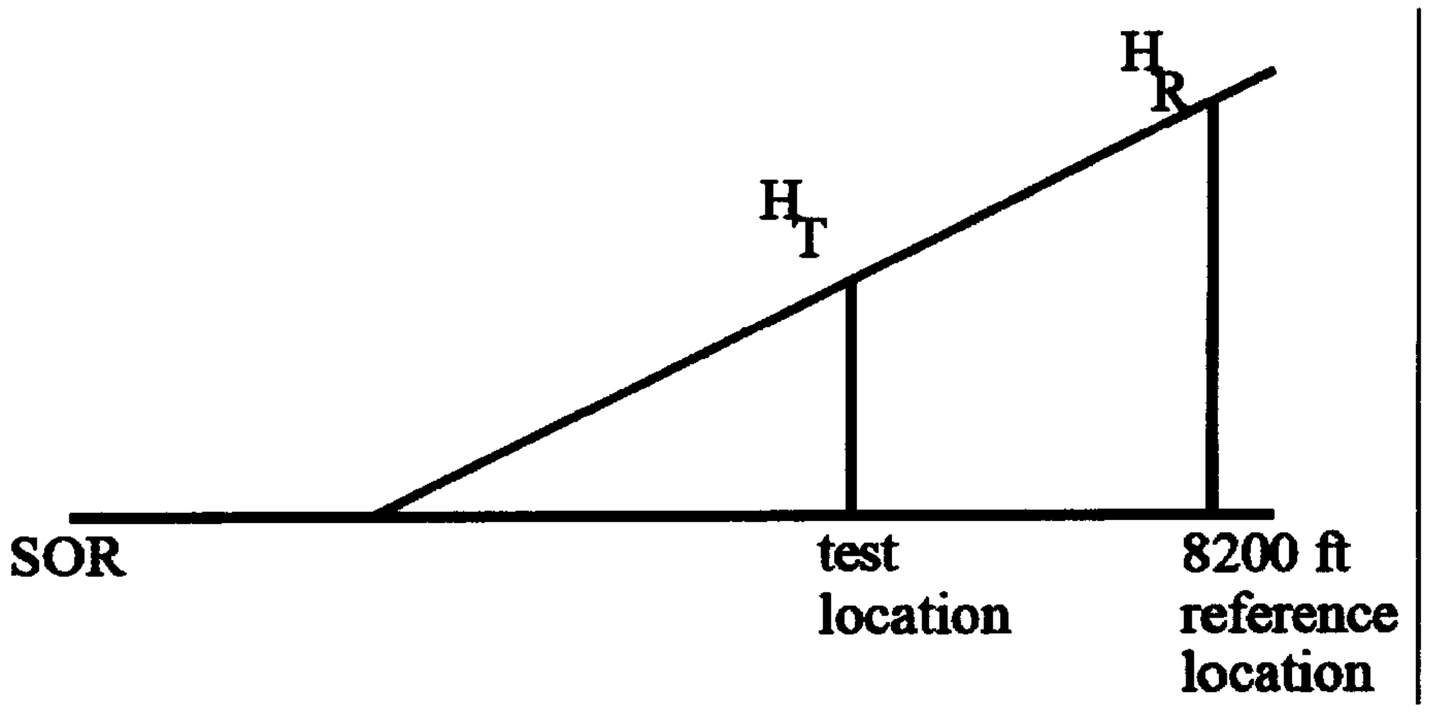


图 14 调整的测量位置（适用于高性能飞机的方法）

因为 ICAO 附件 16 的噪声审定豁免了特技飞机，所以附件 16 里没有相应条款。

b. 补充信息

(1) 背景噪声：通常，如果仪器配置得当，电噪声会大大低于飞机噪声级，达到 10dB 的差别并不难。如果来自其他声源（如高速路、固定的动力设备）的环境噪声在飞机噪声的 10dB 之内，则申请人有两种选择：选择一个更安静的试验场（这是最佳选择）；或者更改飞行程序提高飞机的噪声级。后者相当于在更靠近飞机起飞滑跑起始点的地方测量噪声。

c. 程序

(1) 提高的飞机噪声：如果试验场不能用于低噪声等级，则必须使飞机飞越传声器的目标高度低于应该飞越基准传声器站（距起飞滑跑点 8200 英尺）的高度，如图 14 所示。在这种情况下，飞机在传声器站上空的度可能超过规章规定的 20％的容差。应该用经批准的方式修正数据至基准条件。

(2) 报送要求：必须将背景噪声级写入符合性文件，报送 CAAC。

394. 第 G36.109 条 数据记录、报送和批准

(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，除了因正常的设备响应偏差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批准。必须在获得最终数据的每一步运算中对各自的固有误差进行估计。

a. 解释

测量程序的全部文件都应该作为噪声试验永久记录的一部分提交。规章给出了将测量数据修正到基准条件的程序。运行和天气的数据以及相应的修正也要包括在报告之中。

b. 补充信息

(1) 非报送的修正：一些修正，比如各个系统部件频率响应的修正，如果是设备的正常特性，就不必报送。如果设备满足规章要求，这些修正量应该很小，设备特性引起的误差通常很小。

c. 程序

(1) 数据报送：所有试验程序中记录的数据都要报送。测量系统的任何问题，以及规章规定之外的必要修正都须报送。

(2) 报送潜在的误差：在大多数情形下，测量系统的特性引起的潜在误差不会很显著，但要求对这些可能的误差进行评估。

395. 第 G36.109 条(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。

a. 解释

本条明确了附件 G 噪声审定试验的噪声级报送要求。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

396. 第 G36.109 条(c)、(d)

(c) 用以测量和分析所有声学、飞机性能和气象数据的设备类型都必须报送。

(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在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；

a. 解释

本条提出了附件 G 的大气报送要求。

b. 补充信息

(1) 规章的解释：规章中涉及“每个试验”和“每次飞行”这两个概念。为了澄清，本规章中称“每个试验系列”为“每个试验”，称“每次飞越上空”为“每次飞行”。气象测量应在每次飞行时进行，因为每个噪声测量都将使用气象数据进行修正。

(2) 风的测量：第 G36.101 条(b)(4)（378 条）的要求设定了试验的限制，基于 30 秒平均的风速不超过 10 节，侧风限制 5 节。没有其他基于地表风的限制。对于每次飞越上空的测量，只要报送符合规定限制的 30 秒平均的

风和侧风就足够了。

c. 程序

无

397. 第 G36.109 条(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。

a. 解释

应该记录并报送充足的有关当地地形和试验场特征的信息，以表明满足第 G36.101 条(a)的要求。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 应该提供足够多的信息表明已经达到第 G36.101 条(a)的要求。

398. 第 G36.109 条(f)

航空器相对于基准起飞航迹的位置，必须用经批准的、不依赖正常飞行仪表的方法确定，如雷达跟踪、经纬仪三角定位或成像比例技术；

a. 解释

记录的噪声级数据的修正值包括那些基于飞机在测量站上方高度所作的修正。对于每次试验飞行数据的可接受性，也基于在传声器站的横向角度偏移。利用独立的经批准的方法来确定飞机的相对于批准航迹的位置和在传声器上方的高度。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 飞机位置：用经批准的方法确定飞机在传声器站的高度和相对于垂直方向的角度偏移，评估其是否在试验限制范围内，并报送。

399. 第 G36.109 条(g)

以下飞机信息必须报送：

(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，在所处高度处的空速和环境温度，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，如总管压力或功率、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，必须是用经批准的方法，在飞机飞越测量点正上方时记录的。

a. 解释

必须确定并报送这些飞机参数，以确定发动机和螺旋桨的试验条件，用来将噪声级数据修正到基准条件。

b. 补充信息

(1) 必需的测量：这些参数是必需的，提供修正过程所用的资料。机械式转速表作为电缆驱动系统，存在潜在的指示误差。因此，如果使用机械

式转速表的话，就需要在空中对其读数进行单独的确认。确定所需参数的所有设备必须校准，并且在作为试验报告的一部分提交 CAAC 之前和用于进行基准飞机修正之前进行。飞机所在高度的温度是桨尖马赫数修正必需的。

c. 程序

无

400. 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垂直方向 ±10°和在基准高度 ±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指示空速（V_y）±9 千米/小时（±5 节）进行。全部试验、测量和数据修正程序必须经中国民用航空总局批准。

a. 解释

本条确定了在噪声审定试验过程中飞机飞越时的位置（高度和横向位置）。同时约束了 CAAC 批准的飞机重量和空速。

b. 补充信息

(1) 飞机的位置：规章要求在相对于起飞滑跑起点唯一的位置确定噪声级，并规定了飞行试验相对于基准航迹的允许偏差范围。这些限制基于能获得一致和有代表性的结果，并且不会对飞行试验造成过多的限制。初始起飞重量要求等于最大批准起飞重量，并且考虑到燃油消耗，在一小时飞行后，要加回这个重量。这个程序保证飞行参数，主要是攻角，不会与基

准的有明显改变。每次试验飞行的航空器位置都应该经过CAAC批准。

(2) 最佳爬升速度：爬升速度 V_y 的选择代表了机场实际运行状况。这些速度，及对应的爬升率，通常可以在文件（飞行员操作手册及批准的飞行手册）中查到。由于驾驶技术的原因，±5节容差是允许的。超过这个范围说明有紊流或反常的风，不适合进行试验。

(3) 横向偏差：批准的偏离垂直方向10°的容差会导致测量的噪声级相对于在传声器正上方的低约0.1dB，不用对此进行修正。许多原因可以导致偏离基准高度，包括风、飞机重量、试验场海拔高度、温度以及计算基准高度的程序（见第G36.111条(b)）。本条允许在试验高度在基准高度的20%之内，并要求对偏差进行修正。

c. 程序

(1) 正常起飞：除非使用等效程序，飞机以正常方式起飞、爬升。在距起飞滑跑起点2500米（8200英尺）处测量噪声级。

(2) 等效程序：实际上，大多数申请人选择使用被称为航迹切入的等效程序。该程序飞机保持飞行，中途尽可能近的切入基准爬升航迹。切入高度和位置可以变化，只要在传声器上方与标准高度的偏差不超过±20%。这个程序是可以接受的，因为只是在噪声最大的时候测量噪声级，只要运行参数稳定，此前或此后的任何机动飞行都不会影响这个结果。

401. 第G36.111条(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毫巴（1013.25百帕）；

(2) 外界大气温度15°C（59°F）；

(3) 相对湿度 70 %;

(4) 无风。

a. 解释

本条规章确定了噪声审定试验的基准大气条件。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 起飞基准航迹的计算是实际起飞和爬升程序的简化。本条假设整个起飞和爬升过程中，大气是均匀的，气压、温度和相对湿度没有变化并且无风。除了相对湿度外，选定的条件符合海平面和标准大气。在 59°F 和 70 % 相对湿度的条件下，声音从飞机传到地面上时很少被吸收，代表了噪声合格审定最差的情况。

(2) 在技术手册（TM）的附录 5 中，有基准飞越高度和基准条件噪声源修正的实例。

402. 第 G36.111 条(c)

必须假设以下两个阶段计算起飞基准航迹:

a. 解释

出于分析的目的，航迹被分为两个阶段，也就是起飞和爬升阶段，分别在下面 403、404 条讨论。

注：英文“segment”（此处译为“阶段”）通常用于飞机的性能试验，注意不要与这里的噪声审定航迹阶段混淆。ICAO 附件 16 第 10 章里用的是“phases”一词，以避免混淆。

b. 补充信息

(1) 可获得的资料: 对于噪声审定，假设的起飞航迹比实际的简单得多，实际的航迹不止两个阶段。假设的起飞航迹是人为假想的情况，仅用于噪声审定。基准航迹的计算只需要申请人容易获得并在飞行员操作手册及批准的飞行手册上公布的资料。

(2) 批准的要求：用于数据修正或分析计算的任何资料都要经 CAAC 的批准。

图 15 说明了试验与基准航迹的不同。可以通过计算来确定对测量噪声级的修正，以考虑航迹间的差异。技术手册中的附录 5 列举了一个基准条件与试验条件计算的例子。

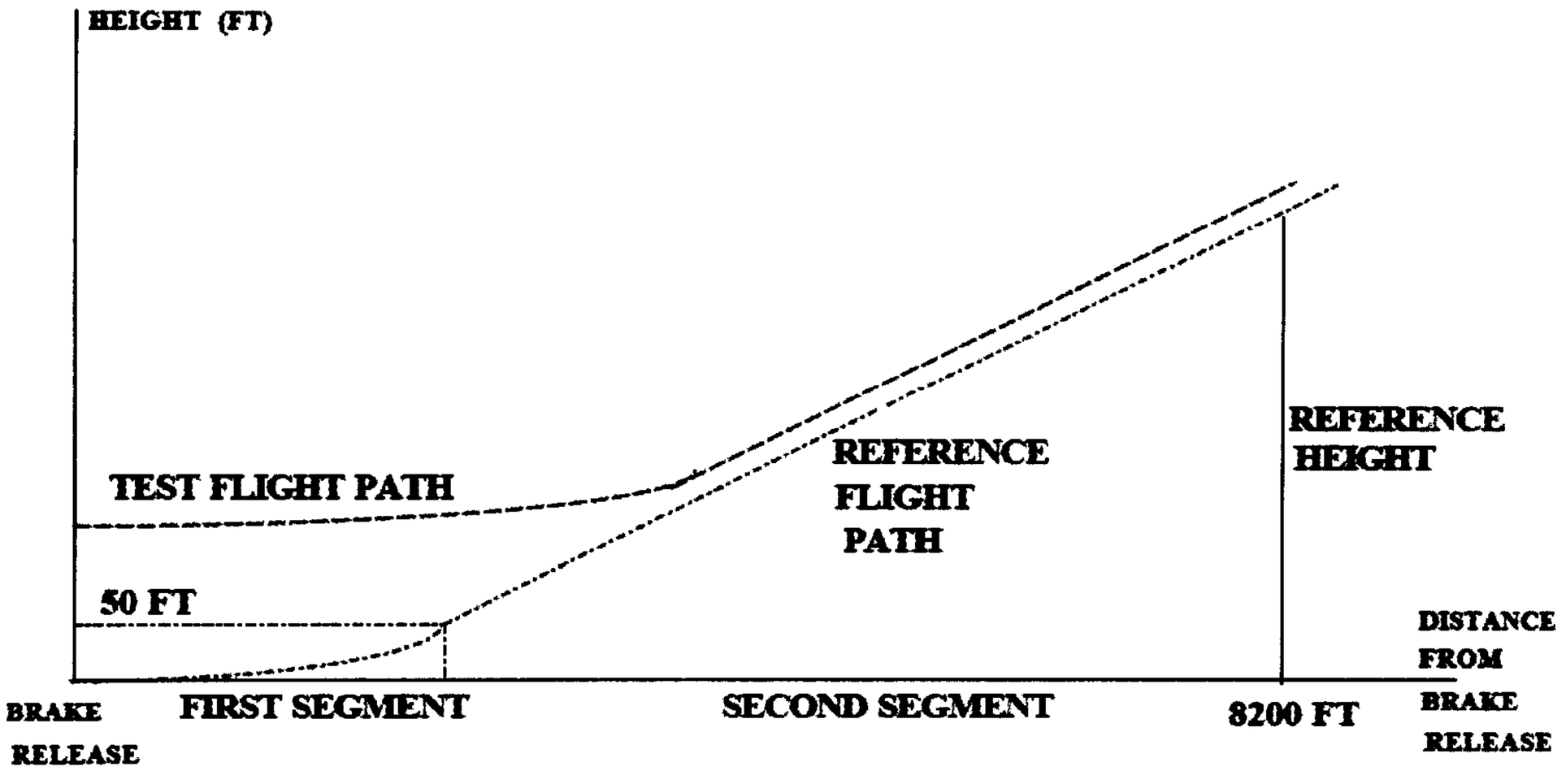


图 15 典型的试验和基准航迹

c. 程序

(1) 这些计算中使用的任何资料都要经 CAAC 的批准。

403. 第 G36.111 条(c)(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噪声合格审定要求的最大重量。

(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（或水上飞机的相应值）。

a. 解释

用于计算的飞机重量是最大起飞重量。第一阶段从松开刹车开始，在飞机达到跑道上方 50 英尺高时结束。

b. 补充信息

(1) 飞机构型：通常，申请人会选择使飞机达到 50 英尺高度的起飞距离最短的襟翼设置。在有些情况下，重心位置的选择有助于进一步减少起飞滑跑距离。在实际试验中，并没有要求使用选择的重心位置，这也不是一个运行限制。起飞构型可以是适航批准的任何构型，且达到 50 英尺高度所需的距离应该在批准的文件中列出。

c. 程序

(1) 飞机性能：飞机的基准性能数据可由经批准的可获得的资料（如飞机飞行手册）中获得。

404. 第 G36.111 条(c)(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正常的爬升位置。

(iii) 飞机的速度必须是最佳爬升率速度（V_y）。

(iv) 对于装备定距螺旋桨的飞机，在整个第二阶段必须保持起飞功率。对于装备变距螺旋桨或恒速螺旋桨的飞机，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，则必须保持适航限制允许的起飞功率和转速。之后必须保持最大连续功率和转速。在第二阶段必须遵守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。

a. 解释

本条提出了爬升阶段的规章要求，该阶段从飞机达到 15 米（50 英尺）高度（起飞阶段结束）开始，到距松刹车点 2500 米（8200 英尺）的传声器上方为止。假定这一阶段飞机具有恒定的爬升梯度、构型和空速。

36 部和 ICAO 附件 16 对第二阶段的发动机功率要求是不一致的。36 部附件 G 允许变距螺旋桨使用最大连续功率，而附件 16 第 10 章要求如果发动机没有最大功率时间限制，就使用最大功率。

b. 补充信息

(1) 正常起飞和爬升：在实际的起飞和爬升情况下，随着飞机爬升，爬升梯度、飞机构型和空速可能会连续变化。实际上，空速、发动机功率、起落架位置和气动构型（襟翼设置）在第一阶段结束时不能马上变为第二阶段基准计算的数据。

(2) 基准性能：规章假定飞机构型、空速和爬升梯度在第一阶段结束后立即改变，并在第二阶段保持不变。

(3) 空速：最佳爬升率空速（V_y）通常是用于实际机场运行的空速以及

飞机合格审定确定的空速。

(4) 襟翼设置：在第二阶段中飞机必须保持恒定构型。

(5) 构型：由于工作特性不同，对于定距和变距螺旋桨的要求不同。下面 339 条给出了这个问题有关噪声审定方面的讨论。实际的起飞情况是随着飞机爬升，爬升梯度会改变。

c. 程序

(1) 申请人的责任：申请人应根据飞机审定文件（如飞机飞行手册）确定合适的爬升襟翼设置和空速。

405. C 部分 数据修正

406. [备用]

407. 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之间，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。

a. 解释

考虑噪声合格审定试验条件与基准条件的差异，必须进行修正。

必需的修正分为以下两种:

噪声级大气吸收的修正，将其修正到声学基准温度（15℃，59℉）和相对湿度（70％）。

因实际飞行中的螺旋桨桨尖马赫数和发动机功率相对于基准条件不

同，而对噪声级进行的修正。附件 G 中一再重复的“基准条件”是指如果飞机在标准大气条件下（即海平面，15℃），以速度 V_y 起飞，按照“规范的方式”飞行时所产生的条件。

这些修正大多数需要在试验开始之前（比如确定基准条件），和每次或每一系列试验飞行一结束，进行一些的计算。

b. 补充信息

(1) 大气吸收：大气的温度和相对湿度会影响声音传播。这一修正考虑了噪声审定试验条件下的温度和相对湿度与基准条件（15℃ 和 70％相对湿度）不同，造成的声音传播路径上大气吸收的差异。参考下面的 408 条和 411 条，或者其他大气吸收的资料。

(2) 噪声路径长度：如上面 400 条所述的，飞机试验的限制如下：(a) 飞机在传声器上方的高度在基准高度的 20％容差以内；(b) 横向位置在相对于垂直方向 ± 10°以内。噪声传播路径长度的修正，是因为实际噪声试验条件与基准条件下噪声路径长度的差异，而对测量噪声级进行调整。

(3) 螺旋桨桨尖马赫数：螺旋桨飞机产生的噪声取决于螺旋桨桨尖的旋转速度，更明确地讲就是桨尖马赫数。数据的修正是基于试验条件与基准条件下确定的桨尖马赫数之间的关系。参考下面的 409 条和 413 条，或者其他桨尖马赫数修正的资料。

(4) 发动机功率：噪声审定试验中使用的非基准的发动机功率必需进行修正。计算中使用的确定发动机功率的程序取决于发动机－螺旋桨的组合设计特性。在多数情况下，这一功率数据不公布，而且不必因为适航目的而确定。因此有必要为噪声审定的目的确定这个功率。关于发动机功率的

进一步讨论，参考下面的 414 条，

c. 程序

(1) 试验条件：噪声合格审定试验条件，包括外界温度、相对湿度、螺旋桨转速、飞机高度和发动机功率，要用经批准的方法在每次飞越上空时测量或确定。

(2) 基准条件：螺旋桨转速、飞机高度和发动机功率等审定基准条件，要在海平面、15℃（59℉）和 70％相对湿度的基准条件下用经批准的方法确定。

408. 第 G36.201 条(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总局批准的方法，修正到15℃（59℉）和70％相对湿度。

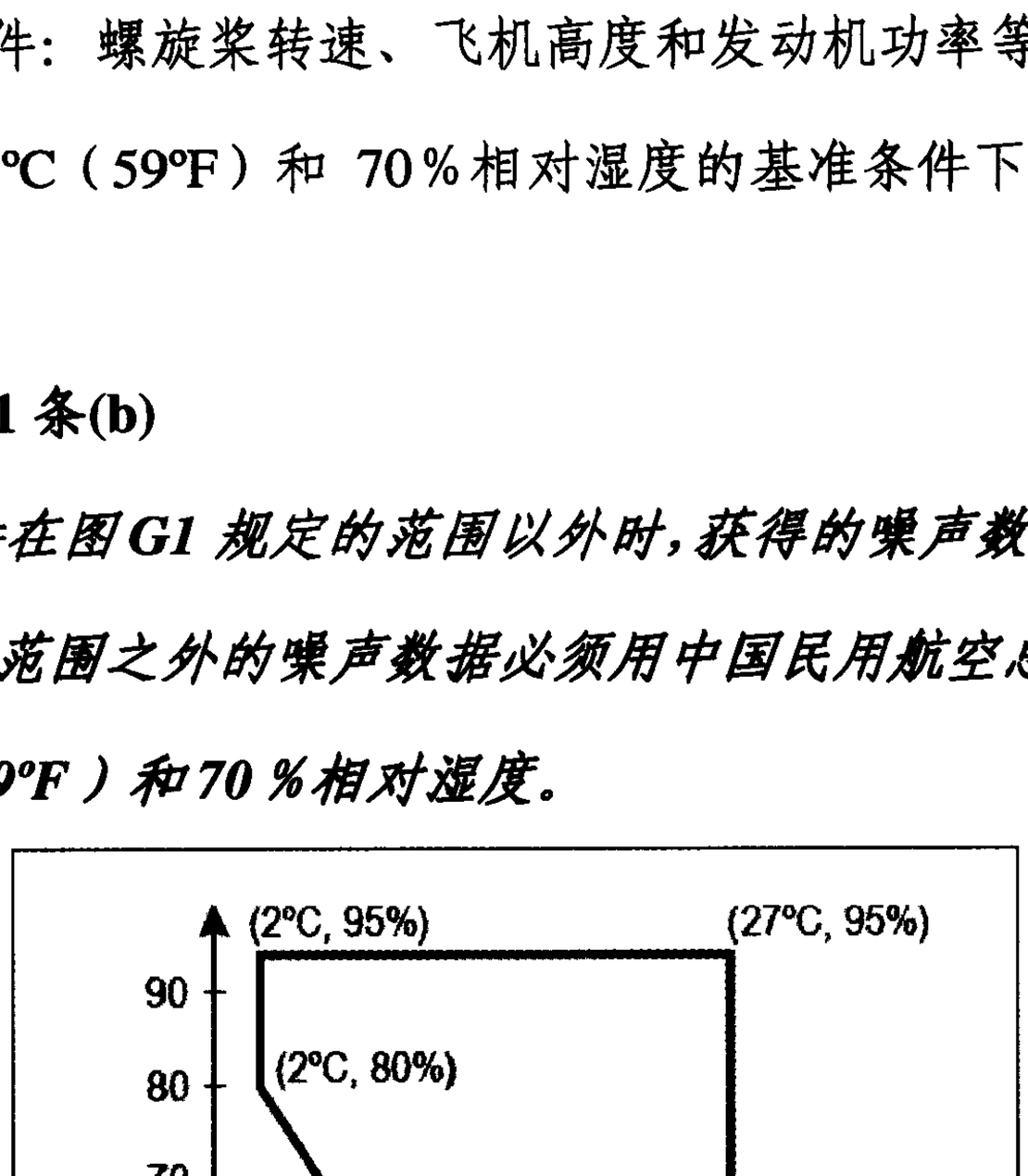


图 16 不需吸声修正的测量窗口（规章中的图 G1）

a. 解释

当试验大气条件与基准条件不同时，必须进行修正。根据具体条件，有两种方法对大气吸声进行修正。如果温度和相对湿度位于规章中图 G1 所示的“不需修正”窗口内，那么修正就并入下面第 G36.201 条(d)(2)叙述的距离修正。如果温度和相对湿度超出了规定的“不需修正”窗口，就要对大气吸收进行单独的修正。

b. 补充信息

(1) 规章的不一致：规章中的信息有不一致的地方。图 16 中“不需修正”窗口的温度低限是为 2℃（35.6℉），而试验的最低温度为 2.2℃（36℉），仅高了 0.2℃（0.4℉）。

(2) 第二个不一致性在校准时消除。在校准之前，（第 G36.201 条(b)）规定噪声数据应修正至 25℃（77℉）的大气条件。基准飞机性能是在 15℃（59℉）大气温度下获得的。采用 15℃（59℉）作为共同的基准条件修正这种声学和飞机性能基准条件之间的差异。

c. 程序

无

409. 第 G36.201 条(c)

如果螺旋桨桨尖马赫数符合以下条件，不需进行桨尖马赫数修正：

(1) 0.70 或以下，试验桨尖马赫数在基准桨尖马赫数 0.014 之内。

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

(3) 大于 0.80，试验桨尖马赫数在基准桨尖马赫数 0.005 之内。对于机

械式转速表，如果桨尖马赫数大于 0.80，并且试验桨尖马赫数在基准桨尖马赫数 0.008 之内。

a. 解释

无

b. 补充信息

无

c. 程序

无

410. 第 G36.201 条(d)

如果试验条件在规定的之外，必须用经批准的程序或按以下简化程序进行修正：

a. 解释

当外界温度和相对湿度的组合在“不需修正”窗口以外时，必需进行修正。该修正考虑了不在窗口以内的条件下进行试验的非基准大气吸声。

b. 补充信息

无

c. 程序

无

411. 第 G36.201 条(d)(1)

测得的声级必须从试验日气象条件修正到基准条件，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，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：

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

a. 解释

Δ(M)，以 dB 为单位，是试验气象条件与声学基准条件（59°F 及 70％相对湿度）差异的修正值。申请人可采用规章中的简化程序，也可以采用CAAC 批准的其他程序。

b. 补充信息

无

c. 程序

(1) 只有当温度和相对湿度等天气条件在 36 部的图 G1（即本通告的图 16）限定的范围之外时，才需要对测量的声级数据进行大气修正。

测量窗口之外的条件包括:

(i) 温度超过 27°C（80.6°F）

(ii) 相对湿度低于 40％，或高于 95％

(iii) 相对湿度在 80％和 95％之间，温度低于 2°C（35.6°F）

(iv) 位于图 16 中 80％相对湿度、2°C（35.6°F）和 40％相对湿度、15°C（59°F）连线之下的温度和相对湿度点。

总之，修正值 Δ(M)是对不同相对湿度和温度组合的大气吸收进行修正。修正值由下式计算:

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

式中，H_T 是实际试验飞行过程中，飞机飞过噪声测量点上方时测量的高度（英尺），α 是试验日温度和相对湿度下，500Hz 频率上每 1000 英尺的声吸收率，按照 SAE ARP 866A，标题为“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”中的规定。不同温度和相对湿度组合下的 α 值可由 ARP 866A 中的图 10 或者表 2 得到，精确到小数点后一位。本通告部分引用此表，见表 5，70％试验湿度以外的见 ARP 866A。

表 5　500Hz 频率点上的大气吸收率

Temp：大气温度，℉

α：大气吸收系数，dB/1000 英尺

500Hz几何中心频率及70％相对湿度

Temp	α	Temp	α	Temp	α	Temp	α	Temp	α
1	1.8	21	0.9	41	0.6	61	0.7	81	0.9
2	1.8	22	0.9	42	0.6	62	0.7	82	0.9
3	1.7	23	0.8	43	0.6	63	0.8	83	0.9
4	1.7	24	0.8	44	0.6	64	0.8	84	0.9
5	1.6	25	0.8	45	0.6	65	0.8	85	1.0
6	1.6	26	0.8	46	0.6	66	0.8	86	1.0
7	1.5	27	0.7	47	0.6	67	0.8	87	1.0
8	1.5	28	0.7	48	0.6	68	0.8	88	1.0
9	1.4	29	0.7	49	0.7	69	0.8	89	1.0
10	1.4	30	0.7	50	0.7	70	0.8	90	1.0
11	1.3	31	0.7	51	0.7	71	0.8	91	1.0
12	1.3	32	0.6	52	0.7	72	0.8	92	1.0
13	1.2	33	0.6	53	0.7	73	0.8	93	1.0
14	1.2	34	0.6	54	0.7	74	0.9	94	1.1
15	1.1	35	0.6	55	0.7	75	0.9	95	1.1
16	1.1	36	0.6	56	0.7	76	0.9	96	1.1
17	1.1	37	0.6	57	0.7	77	0.9	97	1.1
18	1.0	38	0.6	58	0.7	78	0.9	98	1.1
19	1.0	39	0.6	59	0.7	79	0.9	99	1.1
20	0.9	40	0.6	60	0.7	80	0.9	100	1.1

412. 第 G36.201 条(d)(2)

测量的声级（dB ）必须进行高度修正，加上一个增量 Δ(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，

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

a. 解释

这一修正是基于相对于基准高度的测量高度。根据试验的进行是在上面 408 条确定的窗口以内或者以外，规定了不同的程序。

b. 补充信息

反平方修正：这一修正考虑了声音在传播时的反平方发散。修正基于噪声审定试验时传声器上方的试验高度和基准高度。根据试验的进行是在“不需修正”窗口以内或者以外，规定了不同的修正。

c. 程序

(1) 确定每个数据点的高度、温度和相对湿度，并计算出正确的修正值。

413. 第 G36.201 条(d)(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 Δ(2)：

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

式中，M_T 和 M_R 分别为试验和基准桨尖马赫数。常数 k 等于声级测量值（dB(A) ）与桨尖马赫数关系曲线的斜率。k 值也可以由经批准的数据确定。当 M_T 小于 M_R 时，可以用名义值 k =150。当 M_T 大于 M_R 时，不得使

用 k 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。

a. 解释

本条规定了非基准桨尖马赫数的修正。

b. 补充信息

(1) 定距螺旋桨的修正：如果发动机的功率在基准值的 5% 以内，对于定距螺旋桨不需要进行此项修正。否则，需要采用批准的方法进行修正。

(2) 修正系数 k：噪声级与螺旋桨桨尖马赫数的关系已经由理论研究和试验确定出来。噪声随马赫数的变化率由系数 k 确定。k 值随着螺旋桨安装和工作范围的不同而变化。

(3) 修正程序：当试验马赫数小于基准值时，有两种修正程序可以选择。这种情况下，规章允许使用 k = 150 的修正公式。对于多数螺旋桨而言，k 值小于 150，因此这可能使得修正过量，导致噪声级大于基准条件下应有的噪声级。如果不期望或不能接受这种可能的过量修正，那么可以用经批准的数据来确定 k。批准的数据可由补充实验获得，在足够大的范围内改变马赫数以获得 k 值。

ICAO TM 的 4.1 部分提供了获得噪声与桨尖马赫数关系的指南。

(4) 修正选择：如果试验马赫数大于基准值，则有两种选择。其一是不做任何修正，从而确保噪声级不被低估。其二是按上文所述获取批准的数据，确定 k 值。

(5) 修正计算：桨尖马赫数的计算分为几步。螺旋桨桨尖的速度有两个分量：

(i) 螺旋桨的转到速度 V_{tip}

(ii) 飞机的前进速度 V_{tas}

实际试验条件下和基准条件下的马赫数分别计算如下:

$$V_{hel} = \sqrt{V_{tip}^2 + V_{tas}^2}$$

$$M_{hel} = \frac{V_{hel}}{c}$$

式中，V_{hel} 为螺旋桨桨尖速度，M_{hel} 为桨尖马赫数，c 为声度。

V_{tip}，V_{tas} 和 c 的计算如下:

$$V_{tip} = rpm \times D \times \pi/60$$

rpm 为螺旋桨转速，D 是螺旋桨直径，$\pi = 3.14159$。

$$V_{tas} = \frac{V_{cas}}{\sqrt{\sigma}}$$

其中，V_{cas} 为飞机校准空速，乘以 1 以后由节变为英尺/秒。

$$\sigma = \frac{\Delta}{\theta}$$

压比 $\Delta = 1 - (6.8753^{-6} h)^{5.2561}$，h 为压力高度（英尺），

温度比 $\theta = \frac{T + 459.67}{59 + 459.67}$，温度的单位为华氏度（°F）。

声速要在试验条件下和 15°C（59°F）基准条件下分别进行计算。基准条件下的声速可以从下面的公式得到:

c = 海平面 59°F 的速度（英尺/秒）－h × 直减率（0.003566°F/英尺）

其中，h 为飞机相对于平均海平面的高度，大气条件（温度对高度）符合标准大气。

$$M_R = V_{hel}/c(\text{基准高度})$$

$$M_T = V_{hel}/c(\text{试验高度})$$

c. 程序

(1) 申请人的责任：确定每次噪声审定试验飞越条件和基准条件下的螺旋桨桨尖马赫数。必要时，对噪声级进行非基准桨尖马赫数修正。

414. 第 G36.201 条(d)(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，由发动机总管压力/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批准的数据确定。在缺少飞行试验数据的情况下，经局方决定，可以使用 $K_3 = 17$。

a. 解释

本条规定了非基准发动机功率的修正。

在用 Δ(3)表示的发动机功率修正公式中，P_R 是在 H_R 处（在计算的基准航迹上，测量点上方的高度）的基准发动机功率设置。P_T 是飞越传声器时的实际试验功率。这些功率可参考发动机螺旋桨构型资料手册确定，并可以根据发动机转速、发动机总管压力或试验飞机上安装的其他仪器，在平均海平面以上的高度进行估算。

基准功率 P_R 是在海平面、修正到基准高度的标准大气条件（1013.25 毫巴，59°F）和 70％相对湿度下，以 V_y（最佳爬升率）起飞的最大连续装机功率。可以在飞机制造商提供的数据中找到。如果没有制造商的数据，可以使用高度压力的密度比和大气温度直减率（59°F − 直减率 × H_R，直减率 = 0.003566°F/英尺）计算。

实际试验功率 P_T 要与试验条件下的压力高度和大气温度相适应。通常，可以用试验场海拔高度加上 1000 英尺来估算发动机的功率损失。此外，也

可以在制造商提供的特定飞机的资料里得到这些数据。但是，如果没有这些资料，应该对制造商公布的发动机功率（通常是国际标准大气(SIA)及海平面条件下发动机的速度范围）进行修正，以获得试验条件下发动机的功率，过程如下：

$$P_T = P_K\left[\left(\frac{T_K}{T_T}\right)^{\frac{1}{2}}\right]\left[\frac{\sigma - 0.117}{0.883}\right]$$，对于通常的吸气式发动机

$$P_T = P_K\left[\left(\frac{T_K}{T_T}\right)^{\frac{1}{2}}\right]$$，对于涡轮增压发动机

式中，P_T和 P_R分别是试验和公布的发动机功率，T_T和 T_R分别是试验和公布的大气温度，σ是空气密度比。

功率修正因子 K_3 可通过一系列获取噪声级（dB(A)）与发动机功率关系的试验确定。如果不能不依赖发动机转速而单独地改变发动机功率（如安装定距螺旋桨），功率及桨尖马赫数可通过一系列试验获得，并应用于以上的数据。

ICAO TM 的 4.1 部分提供了获得噪声与桨尖马赫数以及噪声与发动机功率关系的指南。

b. 补充信息

(1) 定距螺旋桨：如果定距螺旋桨发动机在试验条件下的功率在基准功率的 5% 以内，不需要进行此项修正。

(2) 变距螺旋桨飞机的最大连续功率：变距螺旋桨飞机除了油门杆以外，还装有让飞行员控制螺旋桨转速的驾驶舱控制器。一经设定，只要条件在调速器的控制范围内，调速器会保持转速恒定。有些情况下，发动机

的特性决定了起飞功率的使用限制在一个规定的最大时间（如 5 分钟）内。最大连续功率小于起飞功率，降低发动机功率设置及螺旋桨转速可以降低功率。用于噪声合格审定试验爬升阶段的最大连续功率设置会在飞行仪表上标记出来。如果没有时间或其他的限制，这些标记将以绿色弧线的形式标出范围。对于活塞发动机的飞机来说，转速限制通常指发动机的转速，因此，齿轮减速螺旋桨的转速直接由齿轮传动比确定。由油门控制的发动机功率设置参数可以是总管压力，它是指气缸供气总管内的绝对压力。对于涡轮螺旋桨发动机，通常直接控制螺旋桨转速，尽管可能只有两个速度且不能无限变化。功率设置的参数可能有几种不同的形式，如螺旋桨（或其他）轴的扭矩，或涡轮进口(TIT)燃烧的油气混合气温度。

(3) 定距螺旋桨飞机的最大连续功率：许多小型飞机设计使用定距螺旋桨。飞行员只能控制油门而不能单独控制螺旋桨桨距。转速由飞行状态及油门设置决定。在起飞或爬升阶段使用的最大油门时，转速略微小于最大值，发动机没有达到额定功率。飞机在跑道上加速至飞行速度时，转速有少量增长，但仍低于最大转速。而只有在巡航阶段发动机转速才能达到最大。噪声合格审定把在爬升阶段达到的发动机功率被视为基准功率。它可能与机场高度（大气压），温度和相对湿度有关。飞机制造厂商的数据可提供基准功率的信息。

(4) 活塞发动机功率的确定：发动机制造商提供的图表可以用来确定在不同运行条件下发动机产生的功率。影响发动机功率的因素有转速、总管压力、密度高度和大气温度。这些图表通常用于台架试验的情况，没有功率提取（交流发电机、泵等）导致的功率损失，并且使用专为台架试验设

计的进排气系统。实际上，如果 CAAC 批准，在试验和基准条件下使用非安装功率，可以得到满意的结果。

c. 程序

(1) 发动机功率修正：确定每次试验条件下飞越时的发动机功率，并用批准的程序将测量的噪声级修正到基准条件。

415. 第 G36.203 条 结果的有效性

(a) 必须至少飞越测量点 6 次。试验结果必须可以得出 90 %置信限以内的平均噪声级 (L_{Amax})。平均噪声级是对所有飞越测量点的有效试验飞行的声学测量值修正后的算术平均。

(b) 采样的次数必须足够多，以使在统计上建立的 90 %置信限不超过 ±1.5dB(A)。在取平均时不可略去任何试验结果，除非得到了中国民用航空总局的批准。

a. 解释

为满足本条的规定，必须获得至少六个试验数据。审定噪声级由这些噪声级的算术平均确定。所有有效的数据都计入平均过程，并进行统计检验以充分确定这个平均。用已知的统计方法计算出来的 90%置信限不应超过 ± 1.5dB(A)。

b. 补充信息

(1) 有效数据：没有 CAAC 的批准，试验数据不可以排除。除非有正当的技术原因，否则排除是不会被批准的。根据测量的噪声级随意排除试验数据是不允许的。

(2) 超出置信限：如果 90% 置信限没有满足 ± 1.5dB(A)的要求，唯一的

办法就是获得附加的试验数据，增加试验次数直至置信限降至 ± 1.5dB(A)。约束条件下获得的数据的可变性充分地小于 ± 1.5dB。如果 90 % 置信区间接近或超出了允许的限制，那么应仔细审查已批准的试验程序及修正程序。

c. 程序

(1) 平均噪声级的计算: 平均噪声级的计算是通过将经修正的噪声级求和后除以样本数完成的，公式如下:

$$(L_{A\max})_{avg} = \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{n} L_{A\max(i)} = \frac{1}{N}\left[L_{A\max(1)} + L_{A\max(2)} + \Lambda + L_{A\max(n)}\right]$$

式中，$L_{A\max(i)}$是第 i 个试验飞行的修正噪声级，N 是平均计算中的试验结果总数。当使用六次或更多试验飞行的数据计算出来的 90 % 置信限在 ± 1.5dB(A)以内时，从有效数据得出的平均修正噪声级$(L_{Amax})_{avg}$可用于确定其对第 G36.301 条规定的附件 G 噪声级的符合性。

(2) 置信水平的计算: 还有一些统计量被用来量化均值附近的分散度和试验结果以一定可靠度落入的范围（高于或低于平均值），分别是:

(i) 结果的标准差

(ii) 置信限（这里的 ± 1.5dB(A)），是对于给定的可靠度（这里的 90 % 概率）在均值上下的范围。

（修正噪声级数据的）置信限的确定是基于统计试验，涉及试验次数（N）和试验噪声级的标准差。

$$s = \sqrt{\frac{1}{N-1}\sum_{i=1}^{N}\left(L_{A\max(i)} - (L_{A\max})_{avg}\right)^2} = \sqrt{\frac{1}{N-1}\sum_{i=1}^{N}\left(x_i - \bar{x}\right)^2}$$

式中，$x_i = L_{A\max(i)}$是第 i 次试验飞行的修正噪声级（dB(A)），

$\bar{x} = (L_{A\max})_{avg}$是如上所述修正噪声级的平均。

计算出标准差后，可以用下面的公式计算90%置信区间：

$$CI = \pm t \frac{S}{\sqrt{N}}$$

式中，t是自由度为V的90%置信区间的t-分布（见表6），N为数据点数，自由度数V=N-1。

表6 90%置信区间的t-分布

自由度数（V）	90%置信区间的t-分布
5	2.015
6	1.943
7	1.895
8	1.860
9	1.833
10	1.812
12	1.782
14	1.761
16	1.746
18	1.734
20	1.725
24	1.711
30	1.697
60	1.671
∞	1.645

416. D部分 噪声限制

417. 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，直至重量达到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85dB(A)。之后保持不变，直至8618公斤（19000磅）（含）。图G2给出了单发飞机的噪声级限制与飞机重量的曲线。

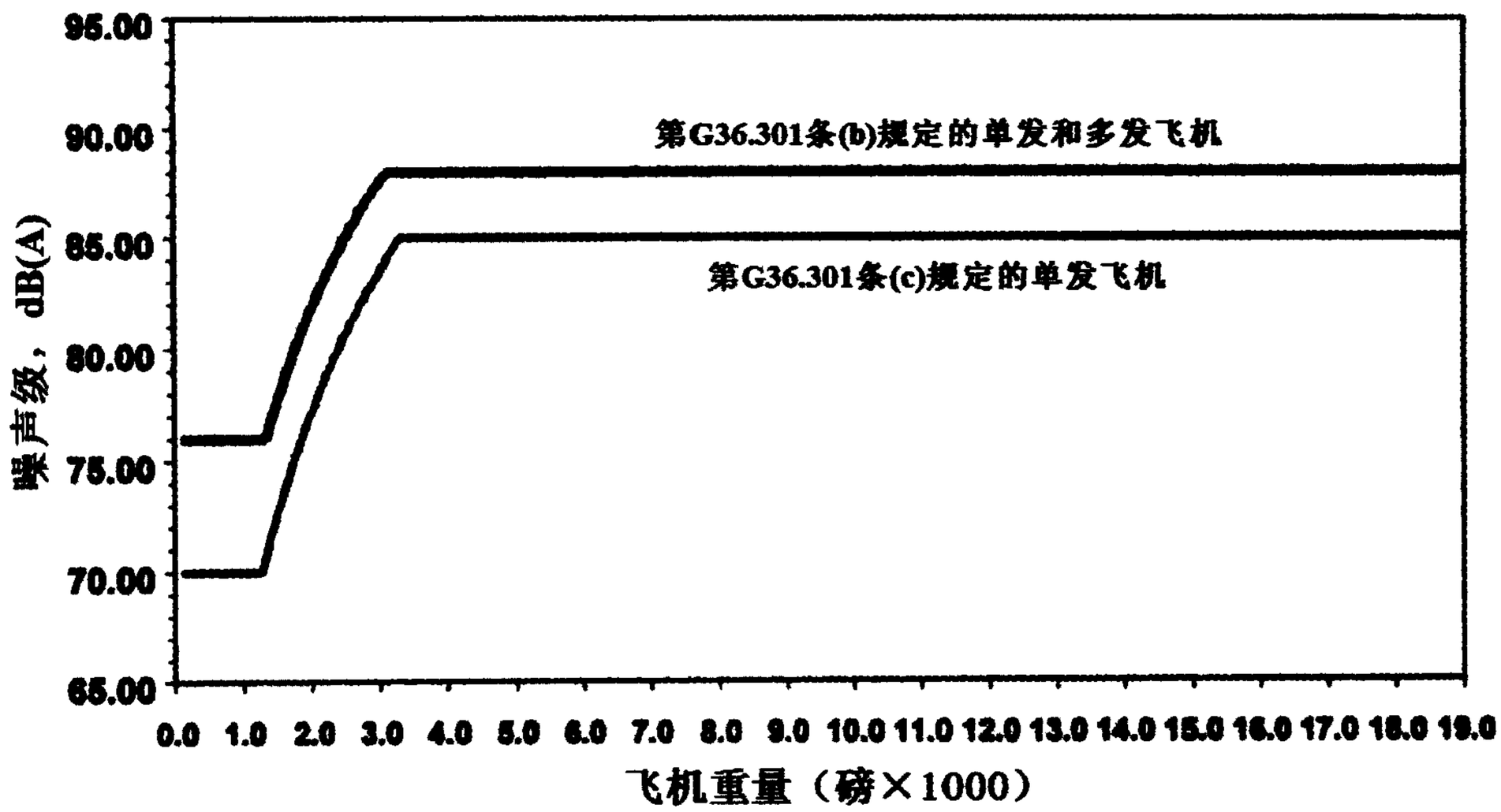


图17 噪声级与飞机重量曲线（附件G的图G2）

a. 解释

噪声级限制根据最大审定起飞总重，按规定的公式变化，如图17所示。

b. 补充信息

(1) 第G36.301条(b)的噪声级限制：如下表

M 最大起飞重量（1000 公斤）	0	0.6	1.4	8618
噪声级，dB(A)	76	83.23＋32.67logM	88	

如果使用英制单位，则变为：

W 最大起飞重量（磅）	0	1320	3086	19000
噪声级，dB(A)	76	32.67logW－26.0	88	

(2) 第 G36.301 条(c)的噪声级限制：如下表

M 最大起飞重量（1000 公斤）	0	0.57	1.5	8618
噪声级，dB(A)	70	78.71＋35.70logM	85	

c. 程序

(1) 限制对比：噪声限制是基于最大起飞总重计算得出的，用它与平均的测量（并修正）噪声级（dB(A)）相比较。

418. －429. [备用]

XVI. 附件 H　H 章直升机的噪声要求[日后完成]

XVII. 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[日后完成]

咨 询 通 告

中国民用航空局航空器适航审定司

编　　号:AC－36－AA－2008－04

下发日期:2008 年 3 月 17 日

航空器型号与适航合格审定噪声规定(附件)

目　录

目　录.....1
附件 1　航空器噪声合格审定程序使用的环境技术手册.....1
术语表.....2
第 1 部分 总则.....5
1.1 目的.....5
1.2 框架.....5
1.3 等效程序整合到噪声符合性验证计划中.....6
1.4 对于衍生型号审定噪声级的改变.....7
1.5 重新审定.....9
第 2 部分 亚音速喷气飞机的等效程序.....10
2.1 飞行试验程序.....10
2.1.1 航迹切入程序.....10
2.1.2 通用的飞行试验程序.....11
2.1.2.1 噪声，功率，距离数据的来源.....11
2.1.2.2 确定噪声级改变的程序.....14
2.1.3 横侧审定噪声级的确定.....14
2.1.4 减功率的起飞飞越噪声级.....16
2.1.5 在非基准点的测量.....16
2.1.6 试验的大气条件.....17
2.1.7 基准进场速度.....17
2.2 分析程序.....18
2.2.1 减功率的飞越噪声级.....18
2.2.2 基于分析方法的等效程序.....19
2.3 静态试验和映射到飞行噪声级.....20
2.3.1 概述.....20
2.3.2 静态试验映射到飞行数据的限制.....21
2.3.3 发动机静态试验.....23
2.3.3.1 概述.....23
2.3.3.2 试验场地的要求.....24
2.3.3.3 发动机钟形进气道.....24
2.3.3.4 流量控制装置.....24
2.3.3.5 测量和分析.....26
2.3.3.6 传声器位置.....26
2.3.3.7 声影.....27
2.3.3.8 发动机功率试验条件.....28
2.3.3.9 数据系统的兼容性.....28
2.3.3.10 数据获得、分析和标准化.....29
2.3.4 静态发动机数据到飞机飞行条件的映射.....29
2.3.4.1 概述.....29
2.3.4.2 标准化至基准条件.....31

2.3.4.3 纯音和宽带噪声的分离.....31
2.3.4.4 噪声源的分离.....32
2.3.4.5 噪声源位置影响.....33
2.3.4.6 发动机飞行条件.....35
2.3.4.7 噪声源运动效应.....35
2.3.4.8 飞机构型影响.....37
2.3.4.9 机身噪声.....37
2.3.4.10 有关航迹的考虑.....38
2.3.4.11 总的噪声频谱.....38
2.3.4.12 EPNL 的计算.....39
2.3.4.13 噪声级的更改.....39
第 3 部分 大于 9000 公斤螺旋桨飞机的等效程序.....41
3.1 飞行试验程序.....41
3.1.1 航迹切入程序.....41
3.1.2 通用的飞行试验程序.....41
3.1.3 横侧审定噪声级的确定.....42
3.1.4 非基准点的测量.....43
3.1.5 基准进场速度.....44
3.2 分析程序.....44
3.3 地面静态试验程序.....45
3.3.1 概述.....45
3.3.2 试验场地特征.....45
3.3.3 燃气发生器的静态试验.....45
第 4 部分 不超过 9000 公斤的螺旋桨飞机的等效程序.....47
4.1 源噪声修正.....47
4.1.1 定距螺旋桨.....47
4.1.2 变距螺旋桨.....48
4.2 起飞试验和基准程序.....49
第 5 部分 直升机的等效程序.....50
5.1 飞行试验程序.....50
5.1.1 噪声合格审定指南.....50
5.1.2 机上飞行数据的获得.....59
5.1.3 确定噪声级改变的程序.....61
5.1.4 温度和相对湿度的测量.....62
5.1.5 反常试验条件.....63
第 6 部分 评估方法.....65
6.1 频谱的不规则性.....65
6.2 环境噪声级.....66
6.3 数据库的建立和扩展.....66
6.4 试验环境修正.....67
6.5 飞机航迹测量的惯导系统.....67
6.6 用完整的修正方法计算 EPNL.....68
6.7 声速的计算.....72
第 7 部分 测量和分析设备.....73

第 8 部分 噪声合格审定计算机程序软件和静态 - 飞行映射过程
相关文档的控制 74
8.1 引言 74
8.2 软件控制计划 74
8.2.1 构架索引 74
8.2.2 软件控制计划 74
8.2.3 设计描述 75
8.2.4 确认过程 75
8.3 适用性 75
第 9 部分 倾斜旋翼机噪声合格审定指南 76
参考文献 77
图 表 78
附录 1 置信区间的计算 90
附录 2 频谱不规则性的识别 106
附录 3 从飞机噪声数据中去除环境噪声级影响的程序 109
附录 4 人工计算有效感觉噪声级的参考图表 111
附录 5 ICAO 附件 16 第 I 卷第 10 章的小型螺旋桨飞机合格审定
源噪声修正的基准飞越高度和基准条件的计算实例 117
附录 6 高海拔试验场试验噪声数据的修正 122
附录 7 倾斜旋翼机噪声合格审定指南的技术背景信息 125
附录 8 飞机从 ICAO 附件 16 第 I 卷第 3 章重新审定到一个
更严格的标准的评估标准 126
附件 2 VNTSC 合格审定验证包 127
附件 3 受背景噪声影响的航空器噪声级修正指南 141
附件 4 螺旋桨小飞机和通勤类飞机的等效程序及“无声学更改”的证明 153

附件 1　航空器噪声合格审定程序使用的环境技术手册

本手册是国际民航组织航空环境保护委员会指导小组批准的修订版，包括了经国际民航组织（ICAO）航空环保委员会（CAEP）相关工作组批准的材料，目的是使局方、噪声合格审定申请人和其他感兴趣的团体获得经工作组批准的最新信息，消除在 CAEP 会议之后正式出版的滞后。最新经批准的修订版可以在会议之前提交给 CAEP 正式背书，之后由 ICAO 出版。

术语表

本手册中使用的符号和缩略语与1993年7月出版的ICAO附件16第I卷第三版中所包含的一致。

符号	单位	说 明
c	米/秒	声速
CI	dB	所做计算的90％置信区间，以分贝为单位
D	米	基于总喷管出口区域的尾喷管直径
EPNL	EPNdB	有效感觉噪声级
F	N	发动机净推力
f	Hz	三分之一倍频程中心频率
ICD	–	流入控制装置
K	–	常数
L	dBA	A加权声压级
M	–	马赫数
M_H	–	螺旋桨桨尖马赫数
MAP	in.Hg	总管气压
N_P	rpm	螺旋桨转速
N_1	rpm	涡轮发动机低压转子转速
OASPL	dB	总声压级
PNL	PNdB	感觉噪声级
PNLT	TPNdB	纯音修正感觉噪声级

PNLTM	TPNdB	最大纯音修正感觉噪声级
S	–	斯德鲁哈尔数(fD/V_j)
SHP	kW	轴马力
SPL	dB	相对基准20μPa的声压级
TCL	℃	发动机中心高度处气温
TMIC	℃	地面传声器高度处气温
V_j	米/秒	周围环境等熵膨胀的射流速度
V	米/秒	航空器空速
V_y	米/秒	航空器最佳爬升率速度
WCL	千米/小时	发动机中心高度处平均风速
x	米	距喷嘴出口下游距离
δ_{amb}	–	飞机高度环境大气的绝对静压与平均海平面国际标准大气气压（101.325kPa）的比值
θ_2	–	飞机高度的大气绝对静态温度与国际标准大气条件下海平面的大气绝对温度（288.15°K）的比值
μ	–	发动机功率相关参数，或平均值（见附录1）
λ	度	声音发射时飞行方向上的航迹与连接飞机和传声器的直线之间的夹角
σ		某一高度与国际标准大气条件下海平面的大气密度的比值

下标

flt	有关飞行条件的量
max	最大值
ref	有关基准条件的量
static	有关静态条件的量
test	有关试验条件的量
DOP	有关多普勒的量

缩略语

ESDU	工程科学数据库
ISA	国际标准大气
NPD	噪声功率距离
SAE AIR	汽车工程师协会－宇航科研情报报告
SAE ARP	汽车工程师协会－航空操作规程建议

注：文件中使用log的地方，均表示以10为底的对数。

第 1 部分 总则

1.1 目的

1.1.1 编写本技术手册的目的在于促进附件16第I卷技术程序执行的一致性，并且提供指导以保证审定部门能同样严格地应用相同的标准来审批等效程序的使用。

1.1.2 此手册为等效程序的广泛应用提供指导，这些等效程序附件16第I卷噪声合格审定要求符合性验证的技术手段已经被普遍接受。这些程序在附件16第I卷中有所提及，但在相关章节噪声符合性评价方法的附录中有详尽的描述。

1.1.3 除非有经审定部门批准的等效程序，否则必须使用附件16第I卷中的程序。等效程序不局限于在此描述的，如有新的程序出台，本手册的内容会进行扩充。

1.1.4 鉴于此手册的目的，等效程序虽然是一种不同于附件16第I卷中规定的试验或者分析程序，但通过审定部门的技术评判，可以有效地获得与其相同的噪声级。

1.1.5 参考附件16第I卷的相关修正案。

1.2 框架

等效程序分成两大类，一类为通用型，一类仅适用于特殊航空器类型。例如，一些涉及测量设备的等效程序可以运用于所有类型，但是一个特定的试验程序可能仅适用于涡喷飞机，而不适用于涡桨飞

机。因此本技术手册仅限于为附件16第I卷中所包括的各种类型航空器，即喷气及螺旋桨推动的大飞机和小飞机以及直升机等，提供相关的资料。用于每种航空器类型的等效程序在独立的章节进行介绍。每个章节主要包括飞行试验的等效性、分析程序的使用和评定程序的等效性。

1.3 等效程序整合到噪声符合性验证计划中

1.3.1 在进行噪声审定之前，申请人通常必须向审定部门提交一份噪声符合性验证计划。这份计划中包括申请人提出的符合性方法。审定部门批准该计划以及建议的等效程序。本手册中的程序根据具体的应用分组。任何程序或一组程序等效性的确定必须考虑所有与合格审定申请相关的实际情况。

1.3.2 申请人可能出于很多原因请求使用等效程序，如:

a) 利用以前该型号飞机经过审定的试验数据;

b) 允许和鼓励更可靠地证明一个飞机型号各个衍生型中噪声级的微小差异；和

c) 通过将飞机试验时间，场地使用，装备和人员费用控制到最低程度，将附件16第I卷的符合性验证成本降到最低。

1.3.3 本手册包含的材料仅用于技术指导。引用先前已被批准的等效程序的实例并不说明只有这些等效程序才是可以接受的，这些程序的提出也并不意味着它们的使用将受到任何形式的限制，也不表示对进一步使用这些等效程序承担义务。

1.4 对于衍生型号审定噪声级的改变

1.4.1 本手册给出的等效程序中有许多涉及衍生型号，使用这些程序，通过对“飞行数据”航空器（即按附件16第I卷的飞行试验测量噪声级的航空器）噪声级的调整获得衍生型号的审定噪声级。

1.4.2 “飞行数据”航空器与衍生型号之间的物理差异有多种形式，例如，起飞重量的增加，发动机推力的增大，动力装置、螺旋桨或旋翼类型的改变等。其中有些形式会改变航空器与噪声审定基准点的距离，而另外一些会改变噪声源的特性。确定衍生型号审定噪声级所使用的程序取决于航空器的更变。然而，类似的更变，例如使用不同厂家的发动机，应该按照相同的程序获得一每种衍生型号的审定噪声级。

1.4.3 航空器/发动机的型号设计更改和机身/发动机性能的变化可能导致航空器非常小的噪声级变化，没有声学上的意义，属于非声学更改。本手册中，不会导致航空器审定噪声级变化的非声学更改被定义为：

a) 在任一噪声测量点经审定部门批准的航空器噪声级变化不超过0.1dB，并且申请人不用跟踪。

b) 在任一噪声测量点经审定部门批准的航空器噪声级累积的变化总和大于0.1dB，但是不超过0.3dB，申请人具有经批准的跟踪程序。

1.4.4 噪声合格审定中，用于1.4.3b中确定型号的跟踪程序基于以下标准批准：

a) 申请人具有噪声审定数据库的所有权和基于航空器/发动机

型号基础上的追踪程序;

b) 当累积变化超过0.3dB时，要求符合附件16第I卷的要求。航空器审定噪声级不能够建立在噪声增量总和的基础上;

c) 噪声级下降不应该包括在跟踪过程中，除非型号设计更改是对所有在役航空器进行的改进，并且最新生产的航空器已经包括;

d) 航空器/发动机设计更改导致的噪声级增加，应该包括在跟踪过程中，而不考虑在役航空器的改进范围;

e) 航空器/发动机型号的跟踪，除了发动机设计更改以外，还应该包括机体和性能的更改;

f) 跟踪的噪声增量应该基于最敏感的噪声条件确定，并且应该能够用于航空器/发动机型号的所有构型;

g) 对于不再适用于设计更改增量的跟踪程序，应该修订;

h) 变化值应该保留两位小数（例如0.01dB），在判断非声学更改时不应该四舍五入。（例如，0.29dB=非声学更改；0.30dB=非声学更改；0.31dB=声学更改）;

i) 申请人应该持有给予机身/发动机型号跟踪程序批准的所有非声学更改的正式文件。跟踪的数据清单将被存放每个噪声合格审定验证档案中。

j) 由于关于直升飞机和轻型螺旋桨飞机章节的适用日期，一些航空器不要求具有审定的噪声级。然而这些航空器的一些更改可能会影响噪声特性。在这种情况下，按照非声学更改的标准，使用审定部门批准的程序来处理。

1.5 重新审定

1.5.1 重新审定被定义为具有或没有噪声级修订的航空器，按照与最初审定采用的不同标准进行合格审定。

1.5.2 对于航空器从ICAO附件16第I卷第3章的标准到可能只对新型号直接应用的更加严格标准的重新审定，应该在确定符合性的根据与相关的新型设计具有同样满意度的基础上批准同意。审定部门确定重新审定的审定基础的日期应该是第一次重新审定申请的接受日期。

1.5.3 在1.5.2段中描述的与重新审定有关的根据，应该基于附录8进行评估。

第 2 部分 亚音速喷气飞机的等效程序

噪声验证试验的目的是获得数据，以确定在基准条件下（第 2 章飞机见附件 16 第 I 卷的 2.6 节，第 3 章飞机见 3.6 节）正确、可靠的飞机噪声特性。另外，附件 16 还规定了许多试验条件和将测量数据修正至基准条件的程序。

2.1 飞行试验程序

对于涡轮喷气飞机和涡轮风扇飞机，用以下方法可以得到与附件 16 第 I 卷第 2、3 章程序等效的结果。

2.1.1 航迹切入程序

2.1.1.1 代替附件 16 第 I 卷附录 1 的 9.2 和 9.3 段或附录 2 的 9.2 段中描述的完整起飞及着陆剖面的航迹切入程序，已经被用于满足噪声合格审定的验证要求。切入程序也用于本技术手册 2.1.2 节中描述的广义飞行试验程序的实施。使用航迹切入程序，就不需要进行实际的起飞和着陆（在大总重的情况下可以降低费用和便于操作），大量减少了试验时间，并且减少了场地选择的问题。短的试验周期使试验过程中气象条件稳定的可能性更大，飞机磨损和燃料消耗减少，可以提高了获得的噪声数据的一致性和品质。

2.1.1.2 图 1(a)给出了一个典型的起飞剖面。飞机在 A 点开始稳定地平飞，至 B 点使用起飞功率，开始爬升。在 C 点达到稳定的爬升条件，切入基准起飞航迹并且持续到噪声合格审定起飞航迹结束。

D 点是建立基准航迹理论上的起飞离地点。如果要使用减功率，则 E 点就是减功率起点，F 点是噪声合格审定起飞航迹的终点。TN 是与 K 点的噪声测量同步进行的飞机位置测量的距离。

2.1.1.3 进场时，飞机通常沿着计划好的飞行轨迹飞行，同时保持稳定的构型和功率，直到 PNLTM 的 10dB 降之外。飞机接着进行盘旋而不继续着陆（见图 1(b)）。

2.1.1.4 由于进场噪声－功率－距离数据的开发（见 2.1.2.1），在所需推力的典型范围内，可以不满足附件 16 第 I 卷的 2.6.2 和 3.6.3 和 3.7.5 中限定的速度和进场角度。进场时，速度应该保持在 $1.3V_S$ + 19 千米/小时 ±9 千米/小时（$1.3V_S$ + 10 节 ±5 节）之内，飞越传声器上方的高度保持在 400 英尺 ± 100 英尺。而在试验推力之下的进场角，应该由航空器的重量、构型、速度和推力等条件确定。

2.1.1.5 飞行剖面必须与附件 16 第 I 卷中的试验要求相一致，在相应的一段距离上，噪声测量点处至少可以获得比最大纯音修正感觉噪声级低 10dB 的噪声级。

2.1.2 通用的飞行试验程序

以下等效的飞行试验程序已经用于噪声合格审定符合性验证。

2.1.2.1 噪声，功率，距离数据的来源

2.1.2.1.1 飞机在包含全起飞功率和减功率的功率范围内，按照附件 16 第 I 卷中 3.6.2 段定义的起飞程序，或本手册 2.1.1 部分描述的更为典型的航迹切入程序，飞过横侧和航迹下方的传声器。每次噪声测量都要建立目标试验条件。这些目标试验条件确定了飞行程

序、所选择的气动构型、飞机重量、功率、空速和在进场测量位置最近点的高度。目标空速的选择和试验重量的变化，这些试验因素可能的组合会影响飞机的攻角或姿态，从而影响飞机声音的产生或者声音传播的几何关系。如果试验是在适合每个试验重量的起飞基准空速下进行的，在所有试验重量下，飞机的攻角基本保持恒定。（例如，如果飞机合适的起飞基准空速为 V_2 + 15 节，将每次试验重量的目标空速设置为 V_2 + 15 节，实际空速的大小将随着每次试验的重量变化，但是飞机的攻角基本保持恒定）。或者，对许多飞机而言，如果所有试验都在最大起飞重量相对应的起飞基准空速下进行，在所有试验重量下，飞机的姿态基本保持恒定。（例如，如果飞机近似的起飞基准空速为 V_2 + 15 节，将每个试验重量的目标空速设置为 V_2 + 15 节，对应于起飞重量；每个试验重量的空速值保持恒定，并且飞机的姿态基本保持恒定）。了解这些潜在的飞机敏感因素可以指导在试验计划中选择目标空速及试验重量，以限定能够显著影响噪声数据的飞机攻角或姿态过多的变化。在每个条件实施时，飞行员应将飞机“设定”在合适的条件，以便在目标高度窗内通过噪声测量点，同时在整个 10dB 降期间，将目标功率和空速保持在允许的容差范围内。

2.1.2.1.2 经过足够数量的噪声测量，来建立在给定距离上横侧和飞越情况下的噪声－功率曲线。通过计算或利用附加的飞行试验数据在一定距离范围上拓展这些曲线，形成广义噪声数据库。此数据库用于“飞行数据”和衍生型号的噪声审定，通常被称为噪声－

功率－距离图（NPD）。如果在 NPD 图范围内的任何一部分，按照附件 16 第 I 卷的 9.1.2 和 9.1.3 段计算 EPNdB 的标准，要求使用完整的程序，那么整个 NPD 图都应使用这个程序。均值曲线的 90% 置信区间通过这些数据来建立（见附录 1 的 2.2 段）。

注：同样可以使用附件 16 第 I 卷给定的速度和飞机构型，或者更典型的，使用本手册 2.1.1 节所述的飞行试验程序，在进场功率范围内飞过航迹下方的传声器，来生成适用于进场噪声衍生的 NPD 图。

2.1.2.1.3 用于数据修正的飞行试验数据（如速度和高度）的实用性，应该在编制试验计划时考虑，它可能会在没有进一步的飞行试验，特别是空速对源噪声级的影响显著时，限制衍生型号的发展。高海拔试验场对喷气噪声的影响也应该在编制计划时考虑。附录 6 详细说明了高海拔试验场的批准条件。如果对噪声数据进行喷气噪声源的修正，附录 6 的修正方法是经过批准的。

2.1.2.1.4 起飞、横侧和进场噪声在一定距离范围内的测量值，应该按照附件 16 第 I 卷的附录 1（第 2 章飞机）或者附录 2（第 3 章飞机）描述的程序，修正至基准速度和大气条件。之后，可由修正的有效感觉噪声级（EPNL）、功率和距离信息建立 NPD 图。曲线给出了一段距离内的 EPNL 值和发动机噪声性能参数（见附件 16 第 I 卷，附录 2 的 9.3.4.1 段）。参数通常是修正的低压转子转速 $N_1/\sqrt{\theta_{t_2}}$ 或者修正的净推力 F_N/δ_{amb}（见图 2），其中：

N_1 是实际的低压转子转速；

θ_{t_2}是在飞机高度处空气的静态绝对温度与平均海平面国际标准大气（ISA）的绝对温度（即 288.15°K）的比值;

F_N是每个发动机实际的净推力;

δ_{amb}是飞机高度处的周围空气的绝对静态压力与平均海平面 ISA 气压(即 101.325kPa)的比值。

2.1.2.1.5 通用的 NPD 数据可用于飞行试验的飞机和衍生型飞机的合格审定。对于衍生型号，可以用这些数据结合分析程序，发动机的静态试验和短舱或者附加的飞行试验来表明符合性。

2.1.2.2 确定噪声级改变的程序

通过比较一个飞机型号不同发展阶段的飞行试验数据，来确定噪声级的改变，已经用于参考“飞行数据”飞机的噪声级，来建立新近衍生型号的审定噪声级。用“飞行数据”飞机单独飞行获得的噪声级加减这些噪声改变。新数据的置信区间在统计上与“飞行数据”数据合并，得到总的置信区间（见附录 1）。

2.1.3 横侧审定噪声级的确定

2.1.3.1 在起飞基准航迹的两侧对称使用两个传声器的可选程序，已经被证实可以节省时间和费用。这样的布置可以避免使用常规多传声器排列时遇到的许多困难。程序包括试验飞机以正确的角度全功率通过两个传声器连线中点上方的一个（或者多个）特定高度。然而，当使用这个程序时，每次飞行都应该用两侧传声器匹配后的数据来确定横侧噪声。如果一次飞行出现仅有一个传声器可以得到数据的情况，则在噪声级确定时必须略去。下面几段叙述了确

定亚音速涡轮喷气或者涡轮风扇飞机横侧噪声级的程序。

2.1.3.2 发动机安装在翼下及后机身，涵道比大于 2 的常规构型飞机的横侧噪声测量表明，全功率最大横侧噪声通常出现在飞机起飞过程中，高度接近于 300 米（985 英尺）或者 435 米（1427 英尺，对于第 2 章的程序）时。基于此发现，我们认为下面的等效程序是可以接受的:

a) 对于按照附件16第I卷第3章或第2章审定的飞机，使用两个传声器，对称的放置在飞机基准航迹两侧450米或者650米（对于第2章的程序）处;

b) 对于发动机涵道比大于2的飞机，当飞机经过传声器站时，飞机的高度应该是300米（985英尺）或435米（1427英尺，对于第2章的程序），并且不该超过这个目标高度 + 100米，－50米（ + 328英尺，－164英尺）范围。对于发动机涵道比是2或者小于2的飞机，有必要通过一个高度范围内的多次飞行确定最高横侧噪声，从而确定噪声（EPNL）相对于高度的特性。典型的高度范围是航迹的投影与两个传声器连线的交点上方60米（200英尺）到600米（2000英尺）。

c) 飞行验证过程中，应该使用附件16第I卷的3.6.2.1 a)、d)，2.6.1.2和2.6.1.3段所述的恒定功率、构型和空速。

d) 应该将测量的噪声值修正至附件16第I卷的附录1和2的第9部分规定的声学基准日条件和基准飞机运行条件。

e) 为了解决测量的噪声级可能存在的非对称影响，报送的横侧噪声级为了证明符合附件16第I卷第3章或者第2章适用的噪声限制，

应该将两侧测量点的最大噪声级进行算术平均，并且按照附件16要求，在±1.5dB以内的90％置信区间上确定符合性（见本手册附录1的第2段）。

2.1.3.3 横侧审定噪声级的确定，也可以使用多对而不只是一对传声器对称放置来完成。必须在至少 6 次飞行中，从有充分间隔的传声器对获得足够数量的可接受数据点，来充分确定最大横侧审定噪声级，并且提供可接受的 90％置信区间。

2.1.4 减功率的起飞飞越噪声级

减功率的起飞飞越噪声级也可以不按本手册 2.2.1 段在全功率之后减功率起飞的过程中进行测量来建立。

2.1.5 在非基准点的测量

2.1.5.1 在某些情况下，试验测量点可能与附件 16 第 I 卷第 2 章和第 3 章中的 2.3.1、3.3.1 段规定的基准测量点不同。这时，申请人可能请求批准由实际测量结果修正得到的数据代表基准条件下基准点测量的数据。

2.1.5.2 提出这些要求的原因可以是：

a) 可以使用更靠近飞机航迹的测量地点，获得更大的信号对背景噪声的比率，以提高数据的品质。尽管附录3叙述了去除环境噪声影响的程序，但使用更靠近飞机采集到的数据，可以避免方法中的内插和外推。

b) 当衍生型号是在不同于原型号审定的基准条件下进行审定时，可以使用现有的、经批准的原型机审定数据库。

c) 避开噪声测量点附近影响声音测量的障碍物。当使用航迹切入技术时，为了避开障碍物，起飞和进场噪声的测量点可能有必要重新布置。边线测量点也可能按照距离与通常航迹偏离相同的数值重新布置。

2.1.5.3 倘若测量数据按照附件 16 第 I 卷附录 1 或 2 第 9 部分的要求修正至基准条件，并且修正量没有超过附录 1 的 5.4 部分和附件第 3 章 3.7.6 段的限制，可以批准申请人使用非基准噪声测量点的数据。

2.1.6 试验的大气条件

在下列情况下，局方认为超过附件 16 第 I 卷附录 2 第 2.2.2(c) 节规定的声衰减限制是可以接受的：

a) 用精确到 ±0.5°C的装置测量露点和干球温度计温度，并用来获得相对湿度。当用大气“分层”来计算每个三分之一倍频程的当量声衰减时，使用局方满意的足够层数。

b) 当修正至基准条件后，在PNLT时刻，呐值的峰值频率小于等于400Hz。

2.1.7 基准进场速度

目前附件 16 第 I 卷第 3 章的 3.6.3.1(b)中的基准进场速度为 $1.3V_S$ + 19 千米/小时（$1.3V_S$ + 10 节）。失速速度的定义已经发生了变化，出于适航的原因，当前最小速度 V_S 的定义变成 1g 机动飞行（即单位飞行载荷因子）过程中的失速速度 V_{S1g}。按照新定义，进场基准速度变成 $1.23V_S$ + 19 千米/小时（$1.23V_S$ + 10 节），可以认为与第 3

章的基准速度是等价的。

2.2 分析程序

分析的等效程序依赖于从飞机型号的飞行试验获得的有用的噪声和性能数据。噪声、功率和距离（见 2.1.2.1 的 NPD 图）之间的通用关系和按照附件 16 第 I 卷附录 1 或 2 中的方法对速度改变的修正程序，与经审定的飞机气动性能数据相结合，确定由于飞机型号设计更改导致的噪声级改变。之后，将这些噪声级的增量应用于按照本手册 2.1.2.2 段得到的噪声级。

2.2.1 减功率的飞越噪声级

注："平均发动机"降速时间应该反映 1.0 秒的最小高度识别滞后时间，以考虑飞行员的响应。

2.2.1.1 减功率的飞越噪声级可以根据在定功率运行期间获得的与时间测量相对应的 PNLT 的组合来确定。如图 4(a)所示，在飞越点记录的 10dB 降 PNLT 噪声时间历程可能包括全功率和减功率的部分噪声时间历程。假设在这段时间内，这些噪声时间历程、平均发动机减推力特性和飞机航迹（包括从全功率到减功率的转换，见图 4(b)）是已知的，那么就可以计算出飞越噪声级。

2.2.1.2 减功率的 10dB 降时间历程中不含有全功率的噪声时间历程时，其飞越噪声级可以根据 NPD 特性和平均发动机降推力特性对飞机航迹的影响计算出来。

注：为了确保全功率噪声时间历程部分没有并入 10dB 降噪声

级，PNLTM（减功率后）－PNLT（减功率前）≥10.5dB。

2.2.2 基于分析方法的等效程序

对于型号设计更改导致的噪声级变化是可预见的申请，噪声合格审定的批准包括以下几个方面：

a) 最初审定的起飞或着陆重量的改变，可以导致起飞时飞机和传声器之间距离的改变，以及进场功率的改变。在这种情况下，可以用NPD数据来确定衍生型号的审定噪声级。

b) 发动机功率的改变引起的噪声变化。必须注意确保在NPD图外推时，与噪声源相关的成分对有效感觉噪声级（EPNL）的贡献本质上保持不变，只是噪声－功率和噪声－距离曲线简单地外推。在NPD外推时应该考虑的项目有：

－扩展功率的90％置信区间；

－飞机/发动机源噪声的特性；

－发动机循环的改变；和

－外推数据的品质。

c) 飞机发动机和短舱构型和声学处理的改变导致的EPNL变化通常小于1dB。但是，必须确保飞机、发动机或短舱的更改没有引进新的噪声源。一个经审定部门批准的有效的分析噪声模型可以应用于噪声增量的预测。分析包括飞机每个噪声源成分的建模和以与2.3描述的静态试验程序相似的方式加上飞行条件。飞机每个噪声部件具有详细频谱和方向特性的模型，都可以通过理论及经验分析建立。每个部件应该与源机制的物理性质相关的参数相互关联。源机制和相关联

的参数应该可以通过其他的补充试验来识别，如发动机或部件试验。

如2.3段中所述，在飞行条件下，一个EPNL的代表值应该通过对飞机噪声源进行前进速度效应、发动机数量修正，屏蔽、重建整个噪声谱，并考虑传播效应将整个的噪声谱映射到飞行条件上计算出来。改变声学处理的影响，如短舱加内衬层，也可以建模并使用合适的噪声源。总噪声增量的计算，新版本的NPD制定以及变更审定噪声级的评估，应该按2.3.4.12和2.3.4.13的程序进行。关于置信区间计算的指导材料在附录1中给出。

d) 机身设计的变更，比如机身长度、襟翼构型和发动机安装的变化，这些都因其对飞机性能（如增加阻力）的影响而直接影响噪声级。由气动分析或试验得出的飞机性能特性的改变已经表明了这些变化是如何影响飞机航迹，从而影响飞机的审定噪声级。

这些情况下必须小心，确保机身的改变不会导致有重大影响的新噪声源，也不会改变现有噪声源的发声或辐射特性。如果出现此类情况，影响的大小可能需要通过试验来确定。

2.3 静态试验和映射到飞行噪声级

2.3.1 概述

2.3.1.1 经初始噪声合格审定的飞行数据飞机，静态试验提供了由于动力装置的改变或者安装了大致相似的动力装置导致的噪声级的有价值的权威信息。试验包括飞行数据动力装置和衍生动力装置的露天试验，由此对飞机发动机更改对噪声频谱的影响进行评定。

也可延伸至用部件的试验数据证明进行小改动之后，噪声级保持不变。

2.3.1.2 使用静态试验数据的等效程序的批准，关键依赖于从飞行数据飞机的飞行试验获得的经批准的数据库（NPD 图）的有效性。

2.3.1.3 静态试验能够提供足够的附加数据或噪声源特性，来预测更改对飞机飞行噪声级的影响。

2.3.1.4 公认的、出于衍生飞机合格审定符合性验证目的的静态试验包括发动机和部件的噪声试验和性能试验。这样的试验对于评估发动机机械和热循环的改变对单个噪声源的影响很有用。

2.3.1.5 静态发动机试验在后面的部分详细处理。部件试验的接受标准不太好定义，有很多种情况，特别是当期望 EPNL 只有小的变化时，部件试验却显示出对噪声影响很大。例如，包括：

a) 发动机短舱吸声内衬规格的改变；

b) 风扇、压气机或涡轮的机械或气动设计的改变；

c) 燃烧室设计的改变；

d) 排气系统小的改变。

2.3.1.6 申请人使用部件实验数据的每一个提议，审定部门都应该从对飞机的 EPNL 影响的重要性方面进行考虑。

2.3.2 静态试验映射到飞行数据的限制

下面几个部分包含了静态试验数据的可接受性、使用和适用性的详细资料。

2.3.2.1 衍生发动机测量的噪声级不同于基准发动机的量是几

个因素的函数，包括:

a) 发动机循环的热力学改变，包括推力的增加;

b) 风扇、压气机、涡轮、排气系统等主要部件的设计变更；和

c) 短舱的改变。

2.3.2.2 另外，试验日期和地点的差异也会影响测量的噪声级以及试验，本手册描述的试验、测量方法和分析程序都是为了解决这些影响而设计的。在必要的新飞行试验之前，当外推至飞行条件时，为使以上 a)、b)和 c)方面引起的噪声变化程度限制在可接受的量范围内，需要有一个能被审定部门统一应用的限制。

2.3.2.3 这个限制的推荐原则是：在相同的推力和距离下，对于任何一个基准审定条件，飞行数据飞机和衍生型号之间的噪声改变最大为 3EPNdB；对于三个基准条件，噪声改变的数值（忽略符号）之和不大于 5EPNdB（见图 5）。

2.3.2.4 如果差异大于这个限制，建议在预期噪声级会改变的条件下，进行附加的飞行试验，以建立一个新的飞行 NPD 数据库。

2.3.2.5 假如所使用的每个预测程序，对于所有类型的噪声源，即试验飞机的纯音、非喷气宽带噪声和喷气噪声，都经过了飞行试验验证，并且用于预测程序验证的飞机和试验飞机之间在装备上没有大的改变，那么程序的应用不受以上所述的限制。

2.3.2.6 除了以上所述的限制外，还要必须有一个能被审定部门统一使用的关于由静态试验映射飞行数据的方法可接受性的标准。这个标准可由原型飞机的飞行试验数据和由静态试验映射得到的飞

行数据之间 NPD 的残差得出。推荐的可接受性标准是限制任一基准条件下的残差在 3EPNdB 以内。

2.3.2.7 改进的或衍生型号噪声级的确定，应使用与最初该飞机型号噪声合格审定时，由静态试验映射飞行数据的计算相同的分析程序。

2.3.3 发动机静态试验

2.3.3.1 概述

2.3.3.1.1 从与经过飞行试验的发动机设计相似的发动机的静态试验所获的数据，如果合适，可能会映射到飞行条件。并且在经过批准后，也可用于补充已批准的 NPD 图，来表明对附件 16 第 I 卷关于型号设计更改条款的符合性。这部分对发动机静态试验数据的获得、分析和标准化技术提供了指导，所提供的信息与 SAE ARP 1846“静态运行的燃气涡轮发动机噪声测量”的最新版本中，关于试验场地、测量和分析仪器的技术考虑和总则以及试验程序结合使用。发动机的设计、试验和要使用的分析技术应在试验计划中提出，.并在试验前提交审定部门批准。注意，符合附件 16 第 I 卷定义的飞行试验的试验限制不一定适用于静态试验(SAE ARP 1846 提供了这方面的指南）。

2.3.3.1.2 例如，静态试验的测量距离实际上是小于飞行试验的，并且试验可能在附件 16 第 I 卷不允许进行飞行试验的大气条件下进行。此外，因为发动机静态噪声是一个稳定的声压级，而不是飞越的瞬时声压级，所以静态噪声试验的测量和分析技术可能会有些不

同。

2.3.3.2 试验场地的要求

试验场地至少应符合SAE ARP 1846中规定的标准。倘若不同场地的声学测量可以修正到通常的基准条件，那么不同的发动机构型可以选择不同的试验场地。

2.3.3.3 发动机钟形进气道

在静态噪声试验过程中，涡扇或涡喷发动机进口前端可能会安装钟形进气道，在静态试验中模拟飞行条件下的进口流量。成品的吸声内衬和整流锥也会安装。

2.3.3.4 流量控制装置

2.3.3.4.1 用发动机静态试验的噪声数据进行更换相似设计发动机的飞机噪声合格审定时，要求对高涵道比发动机（BPR>2.0）使用经批准的的流量控制装置（ICD）。ICD 应满足以下要求:

a) 审定部门必须检查特定的ICD硬件，以确保ICD不会有影响其声学性能的损坏和污染;

b) ICD必须通过一个经核准的方法（如2.3.3.4.3段提供的方法）进行声学校准，来确定其对每一个三分之一倍频程声音传播的影响;

c) 静态试验中获得的数据必须经过修正，解决ICD对声音传播造成的影响。应该对测量数据的每一个三分之一倍频程进行修正;

d) ICD相对于发动机入口边缘的位置必须确定，并且在该位置必须可以校准;

e) 假如任何一个ICD序列号的硬件都没有设计偏差，那么对于一

个ICD硬件设计，一次校准就够了。

2.3.3.4.2 如果使用了与先前飞行发动机构型静态噪声试验相同的 ICD 硬件（同样的序列号），并且两种发动机风扇产生的纯音在相同的三分之一倍频程中，则没有必要进行 ICD 校准修正。

2.3.3.4.3 ICD 校准

一个可接受的ICD校准方法如下:

a) 在发动机进气道唇边平面内，放置一个声激励器于发动机的中心线上。将校准传声器放置在前方象限方位，半径在50英尺到150英尺之间，能够提供一个良好的信号－环境噪声比的地方，以及每一个用于发动机静态噪声分析的传声器角度上。在声激励器的中心线上，距离声学中心2英尺之内，放置一个基准近场传声器;

b) 在没有安装ICD的情况下，用粉红噪声激发声激励器。系统稳定后，记录持续时间最少60秒的噪声。该程序必须在声激励器有恒定的输入电压时执行;

c) 在安装和没有安装ICD的情况下，交替重复(b)。每种情况（安装和没有安装ICD）至少三次试验。对于每种情况所有的三次试验条件，55°传声器在线OASPL信号（1分钟平均）总变化不超过0.5dB是可以接受的;

注：如果可以证明ICD的布置不影响校准结果，则不必进行以上交替拆装ICD的校准。

d) 所有测量的数据都要使用外部传声器与声激励器之间的斜线距离进行相对于近场传声器测量的声压级变化修正，以及77°F和70％

相对湿度条件下的大气吸收修正；

e) 每个传声器每个三分之一倍频程的校准是在安装和没有安装ICD的情况下，修正的SPL平均值之差；和

f) 试验必须在排除外部传声器的声影区和气象诱发的测量SPL数据变异的风和热的条件下进行。参见2.3.3.7部分的图6。在某些情况下，相邻三分之一倍频程和空间角度相近的传声器之间的校准值可能会出现很大的波动。这些波动可能与校准程序引起的反射效应有关，必须注意确保其不会引入或者抑制发动机的纯音。这可以通过比较如下计算的有效感觉噪声级（EPNL）做到:

i) 测量的ICD校准;

ii) 校准曲线的一个平均值；和

iii) 校准值设为零。

2.3.3.5 测量和分析

用于静态试验的测量和分析系统和试验程序的工作方式，根据特定的试验目的，可以有适当的变化，但是总的来说，它们应符合SAE ARP 1846中所概括的要求。在以下部分强调了一些需要考虑的重要因素。

2.3.3.6 传声器位置

2.3.3.6.1 应该在充分的角度范围上布置传声器，以包含静态噪声数据映射到飞行条件后的 10dB 降时期。SAE ARP 1846 总则中叙述的传声器位置足以确保充分的发动机噪声源特性。

2.3.3.6.2 传声器所处试验平面的选择依赖于特定的试验目的和

数据标准化所使用的方法。发动机静态试验的审定经验主要局限于将传声器安装在接近地面或发动机中心线的高度。由于获得外推到飞行条件所需的自由场声压级的困难性，通常传声器安装在近地平面或地面与较高位置的相结合安装。无论先前批准的还是更改的发动机或短舱，建议噪声测量时，传声器位置、高度等要一致。

2.3.3.7 声影

2.3.3.7.1 在使用地平面传声器的地方，要特别注意避免比如“声影”（折射）影响，以确保得到一致的测量结果。当发动机的声波传播方向有逆风，或者试验区域有很大的热梯度时，折射对近地平面传声器测量结果的影响要大于较高位置的测量结果。

2.3.3.7.2 可以用以前的证据或者补充试验的数据来证明特定试验场地的试验得出的测量结果是一致的，包括不存在声影区。除此之外，批准的方法中应该包括补充的噪声验证试验，说明不存在声影区对地平面测量结果的影响。

2.3.3.7.3 基于以下三种气象参数的测量，对某些试验中的几何关系提出了下列标准：

- 发动机中心线高度的平均风速（WCL）；
- 发动机中心线高度的气温（TCL）；和
- 近地平面传声器高度的气温（TMIC）。

a) 这些测量的仪器应该与声学测量处在同一位置，并且接近90°放置避免妨碍声学测量；

b) 提出的限制对于通过其他标准建立的风和温度的限制（如没

有使用防风罩时传声器位置的最大风速）来说是附加的；和

c) 图6明确表示了排除声影影响，得出一致的地平面测量结果的风和温度的标准。

图中表明了无声影区和在非常高的频率下可能发生频谱缺乏的分界线。如果试验日的条件是在发动机中心线高度的平均（典型 30 秒）风速低于分界线，并且阵风不超过分界线的值 5.5 千米/小时（3 节），允许进行试验。超过 7 和 22 千米/小时（4 和 12 节）连线的风速，可能表明在试验之前或者在试验当中，当风向与声传播方向相反时，需要验证不存在频谱异常。当地平面传声器高度的温度不大于发动机中心线高度的温度加上 4°K 时，温度梯度引起的声影影响可以忽略不计。

注：用绝对风速而不是矢量进行理论分析和表示风速标准意味着所提到的限制有可能在某些方向上过于严格。

2.3.3.8 发动机功率试验条件

静态发动机运行条件范围的选择要符合功率参数设置适当的发动机在飞行运行条件下预期的最大范围。为了保证能够建立映射的飞行中 EPNL 的 90％的置信区间（见本手册附录 1 的第 3 段），在试验中应该在预想范围内包括足够数量的稳定发动机功率设置。

2.3.3.9 数据系统的兼容性

2.3.3.9.1 如果使用一个以上的数据获得及数据分析系统获取和分析静态数据，机体和发动机制造商的系统必须互相兼容。数据获得系统的兼容性可以通过合适的标定完成。数据分析系统的兼容性

可以通过在两个系统上分析相同的数据样本来校验。如果结果的差异不大于 0.5EPNdB，则系统是兼容的。系统兼容性应在能够代表审定中飞行条件的条件下进行评估。

2.3.3.9.2 为了确定分析系统的兼容性，可以使用具有涡轮风扇发动机典型谱形和纯音成分的伪随机信号代替真实的发动机噪声测量数据，来确定分析系统的兼容性。如果在 32 秒的积分时间上，结果的差异不大于 0.5EPNdB，则系统是兼容的。

2.3.3.10 数据获得、分析和标准化

对于试验大纲中指定的每一个发动机功率设置，发动机性能、气象资料和声压级的数据都应该用 SAE ARP 1846 中描述的仪器和试验程序获得和分析。声音的测量结果应该标准化到统一的条件，包括每个测量（传声器）站 50Hz 到 10kHz 中心频率之间的 24 个三分之一倍频程声压级。在将静态发动机数据映射到飞行条件之前，声压级数据应进行以下修正:

a) 数据获得和分析系统的频率响应特性；和

b) 背景环境或电系统噪声的污染（见附录3）。

2.3.4 静态发动机数据到飞机飞行条件的映射

2.3.4.1 概述

2.3.4.1.1 为了解决 2.3.3.8 中的问题，应该对每一个角度位置获得的静态发动机声压级数据进行分析和标准化。然后映射到开发 NPD 图时所使用的飞行条件。

2.3.4.1.2 映射程序包括:

a) 声源运动效应，包括多普勒效应；

b) 发动机的数量和屏蔽效应；

c) 安装效应；

d) 飞行的几何关系；

e) 大气中的传播，包括球面波发散和大气衰减；和

f) 飞行传播效应，包括地面反射和侧向衰减（见2.3.4.11）。

2.3.4.1.3 为了考虑这些效应，应该分析全部测量的静态噪声数据，以确定单个的噪声源的贡献。应该在三分之一倍频程的频谱数据映射到飞行条件之后，计算 EPNL 以修订 NPD 图。这部分给出了一个可接受的映射程序原理的指南。图 7 和图 8 解释说明了整个过程。

2.3.4.1.4 并不是说图 7 和图 8 所示的程序是唯一的。根据动力装置噪声源的性质和单个噪声源与飞机 EPNL 的相关性，有几种可选择的程序。然而，这里介绍的方法的确详细说明了应该在计算程序中考虑的主要方面。

2.3.4.1.5 也没有必要总是按照规定的顺序进行计算。根据进行计算时的特定形式，不同步骤之间存在相互关系。因此总是不能预先确定计算最有效的方式。

2.3.4.1.6 有几种发动机的安装影响可以改变产生的噪声级，但是不能从静态试验得出。其他的噪声源，如飞行数据飞机中没有的喷气/襟翼，喷气/风之间的互相作用，可能会在衍生型飞机中出现。远场噪声的方向性模式（场形状）可以被机翼/短舱或者喷气屏蔽，

平尾和机身散射或者反射效应改变。然而，目前还没有修正这些效应的通用方法。因此，在以下衍生型号的程序批准之前，表明因为发动机附近的机身和发动机的几何关系实质上与飞行数据飞机相同，所以辐射的噪声实际上未受影响这一点很重要。

2.3.4.2 标准化至基准条件

2.3.4.2.1 经分析的静态试验数据应该标准化至附件 16 第 I 卷中基准大气的自由场条件。这种修正只能用于按 2.3.4.3 到 2.3.4.5 段计算的所有噪声源的总频谱。

2.3.4.2.2 必要的修正包括:

a) 大气吸收: SAE ARP 866A（1975年3月15日修订）详细说明了考虑声学基准日大气吸收的修正。当SAE ARP 866A中的公式、图表之间的吸收值出现微小差异时，应使用公式计算。大气吸收应该在如2.3.4.5中所确定的每个噪声源的有效中心到每个扬声器的实际距离上进行计算。

b) 地面反射: 在SAE ARP 1672B-1983或者工程科学数据组织（ESDU）80038项修正案A中给出了获得自由场声压级方法的例子。噪声源的空间分布对地面反射没有一阶的影响，因此可能被忽略。也说明用地平面扬声器测量远场声压级，可以避免在小于1kHz频率上的干涉效应造成的很大的频谱不规则性。

2.3.4.3 纯音和宽带噪声的分离

2.3.4.3.1 本节所述的程序其目的是识别频谱中显著的纯音。首先确保在接下来的宽带噪声的评定中不包含纯音。其次，确保在模

拟的飞机飞越过程中，受多普勒漂移影响的纯音（飞行中）能够在合适的时间，被分配到正确的三分之一倍频程中。

2.3.4.3.2 通过从测量的频谱中去除所有显著的纯音获得宽带噪声。一个识别离散纯音的原理是附件 16 第 I 卷，第 3 章（附录 2）中，出于纯音修正目的使用的方法，也就是考虑相邻三分之一倍频程之间的斜率。必须注意，在从静态修正到飞行条件，或者将接近的纯音组对或系列归类为宽带噪声声音时，周边的宽带声压级可能较低，要避免认为纯音是“非突出”的。解决此问题的一项技术是使用带宽小于 50Hz 的窄带分析。

2.3.4.3.3 窄带分析也被用于检查建立声场关键位置频谱特性的其他纯音识别程序的有效性，例如在 PNLT 峰值附近，或者涡轮机械纯音显著的地方。

2.3.4.4 噪声源的分离

2.3.4.4.1 需要识别噪声源的数量在某种程度上依赖于进行试验的发动机和发动机、短舱特性的改变。把宽带噪声分离成外部的喷气混合噪声和内部噪声源产生的噪声是最起码的，并且有时也能足够满足需要。根据其他单个噪声源贡献的重要性，可能涉及识别来自风扇，压气机，燃烧室和涡轮的宽带噪声，也许必须进行一个更复杂地分析。此外，对于风扇和压气机噪声，分别来自于发动机进口和尾喷管的宽带和窄带噪声的分离是进一步的细化分析。

2.3.4.4.2，下列一种或多种估算喷气噪声方法，以及对与预期喷气噪声占主体的宽带频谱的低频成分相适应的每个角度上预估的频

谱噪声级进行修正，都将宽带噪声分离成外部喷气混合噪声和内部固有噪声，以满足最低要求。

2.3.4.4.3 获得预计喷气噪声谱形的三种方法

a) 对于带有圆形喷口的单喷口发动机，可以使用SAE ARP 876C-1985中详述的程序。然而发动机的几何形状可能具有这个方法不适用的特点。SAE AIR 1905-1985中给出了用于同轴气流发动机的实例程序；

b) 可以使用基于带有模型喷口的全尺寸发动机数据的分析程序。模型数据用来补充全尺寸发动机数据，特别是低功率设置时，因为在较高的频率上，发动机其他噪声源的噪声可能对宽带噪声有很大贡献，确定喷气噪声级不是很可靠；并且

c) 在全尺寸发动机试验过程中，可以应用专门的识别发动机独立噪声源的位置和级别的噪声源定位技术。

2.3.4.5 噪声源位置影响

2.3.4.5.1 发动机静态噪声的测量通常是在不能将发动机噪声源真正地看成是一个单一的声学中心的距离上进行的。这可能在静态数据映射到飞行条件过程中，给外推确定噪声增量增加困难，因为EPNL噪声增量对于噪声源空间分布的假设不是特别敏感。

2.3.4.5.2 然而，在一些情况下（如，排气装置结构改变，并且外部喷气混合噪声非常显著），更适于准确地识别噪声源的位置。喷气噪声可以认为是一种发动机喷口下游的噪声源分布。发动机内部的宽带噪声源可以认为来自于进气道和排气口。

2.3.4.5.3 当实际噪声源的位置与假定发动机噪声“源”的“标称”位置不同时，要考虑三种主要的影响：

a) 球面发散：从传声器到声源的距离与标称距离不同，需要进行平方反比修正。

b) 方向性：从噪声源到传声器的直线与从噪声源到发动机中心线的直线之间的夹角与标称角度不同，应该用线性插值来获得正确角度的数据。

c) 大气衰减：声源和传声器之间的真实距离和标称距离之间的差异会影响上面2.3.4.2中提到的大气衰减。

2.3.4.5.4 可以从噪声源位置测量（全尺寸或者按模型比例），或者通用的数据库确定噪声源的位置。

注：对于同轴喷气噪声源的分布，目前还没有公开发表的标准可以利用。下面公式给出了一个单喷口喷气噪声的近似分布（见参考文献1和2）：

$$x/D = \left(0.057S + 0.021S^2\right)^{-1/2}$$

其中：

S是斯德鲁哈尔数 fD/V_j；

x是距喷管出口的下游距离；

D是基于总喷管出口面积的喷管直径；

V_j是指从喷管出口平均压力和温度完全等熵膨胀到环境压力时的平均喷气速度；

f 是三分之一倍频程中心频率。

2.3.4.6 发动机飞行条件

2.3.4.6.1 发动机静态试验中的一些热力学条件与飞行时的不同，必须考虑到这个因素。噪声源的强度可能因此会改变。所以噪声源成分的关键相关参数值应该以飞行条件为基础，并且以合适的相关参数值进入静态数据库。涡轮机械噪声级应该基于空中修正转子转速$N_1/\sqrt{\theta_{t_2}}$，而喷气噪声级则应基于飞行条件下的相对喷气速度。

2.3.4.6.2 噪声级随关键相关参数的变化，可以根据包含不同的热力学运行条件的静态数据库来确定。

2.3.4.7 噪声源运动效应

喷气噪声的运动效应不同于其他噪声源的速度效应，因此在从静态到飞行条件的映射过程中要单独考虑。

2.3.4.7.1 外部喷气噪声

应该考虑到由频率决定的喷气相对速度影响和对流放大效应。可以从这两个方面出发，制定一个经批准的方法，来确定飞行对外部喷气噪声的影响：

a) 对于圆形喷口的单喷口发动机，SAE ARP 876C-1985提供了指导。但是，如果发动机有一个更为复杂的喷口组件，当喷气噪声占发动机噪声的主要部分时，可能还需要额外支持；

b) 喷口几何形状相似的全尺寸飞行数据可以作为附加证据。但是，通常由于很难确定发动机内部噪声的高频影响，所以必须提供额外的信息来确定EPNL随着喷气噪声高频频谱的变化。

2.3.4.7.2 喷气噪声以外的噪声源

飞机飞越过程中，除了地面上观察到的多普勒频率对非喷气噪声的影响以外，发动机内部组件和机身产生的噪声还受到噪声源幅值和方向性变化的影响：

a) 多普勒效应：噪声源（飞机）相对于传声器的运动产生的频率漂移可以通过下面的公式计算：

$$f_{flight} = \frac{f_{static}}{1 - M\cos\lambda}$$

其中：

f_{flight}为飞行频率；

f_{static}为静态频率；

M为飞机的马赫数；

λ为飞行方向上航迹与声音发射时飞机和传声器的连线之间的夹角。

应该注意的是，对于涡轮机械纯音为主的三分之一倍频程声压级，多普勒漂移可能将纯音（和其和声）移到相邻的频带上。

b) 声源的幅值和方向性变化：由于飞行数据飞机和衍生型号之间速度的改变导致的对机身噪声声压级的修正，在2.3.4.9段，机身噪声中给出。

对于发动机内部产生的噪声，如风扇噪声，其相关的机制尚无统一的意见，或者说还没有一个统一的修正方法来解决声源的改变和声音传播效应。

如果进行修正，不管是飞行数据飞机还是衍生构型，在确定噪声

改变时，都必须使用相同的技术。在这种情况下，声源（飞机）相对于传声器运动产生的声压级变化的修正可以通过下面的公式计算：

$$SPL_{flight} = SPL_{static} - K\log(1 - M\cos\lambda)$$

其中：

SPL_{flight}为飞行声压级；

SPL_{static}为静态声压级；

M和λ在前面有定义，K是一个常数。

理论上，对于点声源，K的值是40，但是通过比较飞行基准飞机的静态和飞行数据可以得到一个更合适的K值。

2.3.4.8 飞机构型影响

2.3.4.8.1 飞机上多个发动机的贡献通常通过对每个部件的噪声源加上 10logN 来考虑，N 是发动机的数量。然而，计算大飞机空间间隔较远的发动机的噪声是必要的，特别是同时具有翼下和机身安装的发动机在进场情况下。机身上部发动机的进口噪声被认为屏蔽掉了。

2.3.4.8.2 如果飞行数据飞机和衍生型号之间的发动机安装效应发生了变化，应该考虑声压级的变化，这个变化可以根据最易获得的证据来估计。

2.3.4.9 机身噪声

2.3.4.9.1 为了考虑机身噪声的贡献，可以用飞行数据飞机本身测量的机身噪声或者与批准的机身噪声分析模型相结合，开发机身噪声数据库。出于修正的目的，可以把机身噪声作为点声源处理。

机身噪声要标准化到与其他（发动机）噪声源相同的条件，解决附件 16 第 I 卷，附录 2 中的第 8 和 9 部分所述的球面发散，大气吸收和空速的影响。

2.3.4.9.2 特定构型的机身噪声随空速（见参考文献 3）变化的关系如下：

$$\Delta SPL_{airframe} = 50\log(V_{REF}/V_{TEST})$$

其中：

V_{REF}是经批准的飞行数据飞机基准空速；和

V_{TEST}是模拟的或测量的空速。

2.3.4.9.3 以上公式对于 EPNL 的修正也有效，这时用经验系数代替 50，因为系数某种程度上与构型有关，但必须经审定部门批准。

2.3.4.10 有关航迹的考虑

当计算对应于飞行中的飞机至噪声测量点斜距的噪声级时，主要影响是球面发散（根据标称静态距离进行平方反比修正）和大气衰减，如附件16第I卷附录2的第8和9部分所述。此外，必须考虑到静态发动机轴线和飞行中相对于基准噪声测量点的轴线之间的差异。分别识别出的组件噪声源，其噪声级必须进行这些修正。

2.3.4.11 总的噪声频谱

2.3.4.1 .1 不管是前面讨论的发动机纯音还是飞行中的宽带噪声，都与机身噪声和任何安装影响一起，基于均方压力相加得到飞机总的噪声级频谱。

2.3.4.1 .2 在宽带和纯音的成份融合时，应该考虑到离散频率纯

音的频带共享。

2.3.4.11.3 在估算自由场声压级时必须包括地面反射效应，以模拟在离自然地形上 1.2 米高度处传声器测量的声压级。考虑到在 1.2 米(4 英尺)进行的飞行测量，SAE AIR 1672B-1983 中的信息或 ESDU 项目 80038 修正案 A 可以用于自由场频谱的修正。作为一种选择，地面反射修正可以从其他经批准的分析或者经验模型得出。需要注意的是，静态声源在 f_{static} 频率时的多普勒修正应用于 f_{flight} 频率的移动噪声源（飞机）时，有 $f_{flight} = f_{static}/(1 - M\cos\lambda)$，式中符号与 2.3.4.7.2(a)中的相同。

2.3.4.11.4 对每个测量角和每个发动机功率设置，都重复这个程序。

2.3.4.11.5 关于横侧衰减，可以应用 SAE AIR 1751-1981 中适用于横侧噪声计算的资料。

2.3.4.12 EPNL 的计算

对于EPNL的计算，时间与沿航迹外推的每个频谱有关联（注：对于发动机/飞机基准点和基准航迹上假设零风速时的飞机真空速，时间与每个测量位点有关联）。对于每一个发动机的功率设置和最小距离，使用附件16第I卷附录1和2中的方法，根据映射的时间历程计算EPNL值。

2.3.4.13 噪声级的更改

2.3.4.13.1 NPD 图可通过映射静态试验数据来建立，不管进行试验的是原始（飞行数据）型号，还是衍生型号的发动机或机舱。在

相同的最小距离上比较两种构型发动机的噪声与功率关系，就可以确定发动机源噪声的噪声级是否有变化。如果源噪声的噪声级有变化，那么可以在 2.3.2 规定的有效感觉噪声级（EPNL）的限制范围内，比较原始型号和衍生型号由的静态数据映射得到的 NPD 图，得到相应的的变化量，通过这个变化量来修正测量的原始型号的 NPD 图，由此建立新的飞机飞行中的 NPD 图。

2.3.4.13.2 通过基准发动机 NPD 图中相关的功率和距离，可以得到衍生型号的审定噪声级。

第 3 部分 大于 9000 公斤螺旋桨飞机的等效程序

对于最大审定起飞重量大于9000公斤的螺旋桨飞机，以下程序可以作为附件16第I卷第3章和第5章的等效程序使用。

3.1 飞行试验程序

3.1.1 航迹切入程序

如本手册2.1.1中的描述，航迹切入程序作为完全起飞或者着陆的替代程序，已经用于满足噪声合格审定的验证要求。

3.1.2 通用的飞行试验程序

通用的飞行试验程序（除了正常噪声验证的起飞和进场）要满足两个等效的目标:

a) 在一个或多个高度上获得一系列发动机功率设定的噪声数据: 这就允许研究出系列相似飞机的审定必要的通用噪声特征。使用的程序与2.1.2.1中描述的相似，除了NPD图使用的发动机噪声性能参数M_H（螺旋桨桨马赫数）和SHP/δ_{amb}（轴马力）（见图3）以外，δ_{amb}在2.1.2.1.3中定义。

为了确保螺旋桨入流角度在整个随飞机重量变化的噪声敏感性数据的开发过程中相近，在获得横侧和飞越数据的飞行试验中，飞机的空速应该保持在V_2 + 19千米/小时（V_2 + 10节）±6千米/小时（±3节）的范围内，以适合试验过程中飞机的重量。

对于进场NPD数据的制定，附件16第I卷第5章和第3章中的

5.6.3(b)，5.7.5，3.6.3和3.7.5中强制要求的速度和进场角度，不能满足典型的功率需求范围。进场时速度应该保持在1.3V_S + 19千米/小时（1.3V_S + 10节）±6千米/小时（±3节）的范围内，飞越传声器上方的高度应该保持在400 ± 100英尺。但是，在试验功率下的进场角度应该由重量、构型、速度和功率等飞机的条件决定。

b) 噪声级的改变：噪声级的改变由对一个飞机型号不同的改型（如改变螺旋桨型号）的飞行噪声试验数据进行比较得出，并如2.1.2.2所述，用于建立一个新的衍生型号的审定噪声级。

3.1.3 横侧审定噪声级的确定

类似于2.1.3中描述的，利用相对于起飞航迹对称布置的两个传声器站来确定横侧噪声级的替代程序，已经过批准。但是，当使用该程序确定横侧噪声时，每一次飞越两侧传声器的数据必须进行匹配；如果只有一侧传声器的数据可用的起飞情况，必须略去。以下叙述了螺旋桨大飞机的程序。

3.1.3.1 螺旋桨飞机的有效感觉噪声级相对于测量点的高度，呈现出明显的不对称性。飞机一侧的最大EPNL值往往出现在与另一侧不同的高度上。

3.1.3.2 为了确定平均最大横侧EPNL值，即审定横侧噪声级，必须在一个高度范围内进行多次飞行，以确定飞机每侧的噪声对高度的特性。典型的高度范围覆盖航迹的地面投影与两个传声器连接线交点正上方30米（100英尺）到550米（1,800英尺）之间，这个交点被定义为基准点。

3.1.3.3 经验显示最大横侧噪声级往往在这个范围的底端附近，因此至少六个从航迹两侧同时测量的好的数据集，应该从尽可能低的飞机高度范围获得。在这种情况下起飞是必需的，但应注意确保在10dB降期间，空速稳定在至少V_2 + 19千米/小时（V_2 + 10节）。

3.1.3.4 在基准点上方，飞机以附件16第I卷第3章的3.6.2.1 c)和d)或第5章的5.6.2.1 c)和d)所述的起飞功率、速度和构型爬升。

3.1.3.5 找出修正到基准日大气吸收值的噪声级与飞机在基准点以上高度曲线的峰值，得到审定横侧噪声级（见图9）。该曲线是轨迹两侧测量的每对数据中间值（即给定飞机高度两个传声器测量值的平均）的最小二乘拟合曲线。

3.1.3.6 为确保符合附件16第I卷附录2的5.4.2或附录1的5.5.2的规定，应该按照本手册附录1的2.2段确定90％置信区间。

3.1.4 非基准点的测量

3.1.4.1 在某些情况下，试验测量点可能不同于附件16第I卷第3章和第5章规定的基准测量点。这时，申请人可以根据2.1.5.2 a)，b)和c)中所述的原因，请求批准修正至基准条件后的数据。

3.1.4.2 在比审定基准点更接近试验飞机处采集的数据对修正螺旋桨噪声数据修正特别有用，因为他们主要是低频噪声。高频时频谱迅速地衰减，频率在5000Hz以上的高频噪声，经常淹没在背景噪声中。附录3描述了一个可选择的程序。

3.1.4.3 如果测量的数据按照附件16第I卷附录1或2第9部分的要求修正至基准条件，并且修正的幅度没有超出附件第3章3.7.6和第5

章5.7.6的限制，可以应用非基准测量点。

3.1.5 基准进场速度

目前附件16第I卷第3章的3.6.3.1(b)中的基准进场速度为1.3V_S + 19千米/小时（1.3V_S + 10节）。失速速度的定义已经做了改变，出于适航的原因，当前最小速度V_S的定义变成1g机动飞行（即单位飞行载荷因子）过程中的失速速度V_{S1g}。按照新定义，进场基准速度变成1.23V_S + 19千米/小时（1.23V_S + 10节），可以认为与第3章的基准速度等效。

3.2 分析程序

3.2.1 分析的等效程序依赖于可利用的飞机型号噪声和性能数据。噪声级、螺旋桨桨尖马赫数和轴马力之间的通用关系和按照附件16第I卷附录2中的方法对速度和高度变化的修正程序，与经审定的飞机性能数据相结合，确定由于飞机型号设计更改导致的噪声级改变。之后，在经过飞行数据飞机飞行试验验证的审定噪声级的基础上，加上或减去噪声级的变化量。

3.2.2 批准使用分析程序对以下导致可预见的噪声级改变的型号设计更改进行审定：

a) 飞机最大起飞及着陆重量的增加或减少；

b) 声学上相近并且安装相同型号螺旋桨的发动机，其功率的增加或减少；

c) 飞机、发动机和短舱构型的变化，实际上通常很小，包括机

身长度和襟翼构型上有变化的衍生型号。但是，必须注意确保这些变化没有修改现有的噪声源，如改变了螺旋桨的流场；

d) 机身设计上小的更改，由于对飞机性能的影响（如阻力增加），会间接影响噪声级。由气动分析或试验得出的飞机性能特性的改变已经用来证明这些改变是如何影响飞机航迹，进而影响飞机噪声级的。

3.3 地面静态试验程序

3.3.1 概述

不同于涡喷或涡扇发动机的情况，在螺旋桨飞机/发动机系列的研制中，涉及螺旋桨改变的静态试验不适用于确定噪声级变化。这是因为与飞行条件相比，静态运行时螺旋桨的气动声学的运行条件发生了变化。静态试验测量的螺旋桨噪声级包含的有重大贡献的噪声源成份，通常飞行中并不重要。然而，有限的将螺旋桨作为载荷装置的发动机静态试验，可以用来确定如下所述的小噪声的变化。

3.3.2 试验场地特征

SAE ARP 1846给出了静态试验的试验场地特征数据采集和分析系统、传声器布置、声学校准和测量程序的指导，这些对螺旋桨发动机同样有效。

3.3.3 燃气发生器的静态试验

3.3.3.1 燃气发生器的静态试验可以用来识别在EPNL频率范围内，或者在螺旋桨和其气动特性不变的情况下，燃气发生器或其附属设备占主导的频率范围内，由于燃气发生器的设计或发动机内部结构

的改变造成的噪声变化。

3.3.3.2 这样的情况包括发动机的压气机、涡轮或燃烧室的改变。这些改变的影响应在与2.3中所述的涡喷或涡扇发动机相同的试验、测量、数据修正和外推程序下进行处理。来自静态试验中使用的螺旋桨或其他动力提取装置的噪声应该被消除或去除。为了计算飞机的EPNL，测量的飞行数据飞机螺旋桨的贡献应该包括在计算过程中。

第 4 部分 不超过 9000 公斤的螺旋桨飞机的等效程序

· 以下程序作为附件16第I卷第6章和第10章的等效程序，用于最大审定起飞重量不超过9000公斤的螺旋桨飞机。

4.1 源噪声修正

螺旋桨小飞机的源噪声修正数据，由试验飞机在螺旋桨转速（对于定距螺旋桨）和扭矩或总管气压（MAP）值（对于变距螺旋桨）范围内的飞行来建立。

4.1.1 定距螺旋桨

对于装有定距螺旋桨的飞机，源噪声灵敏度曲线可根据飞机在300米（985英尺）飞行时测量的噪声级数据绘制，按照附件16第I卷6.5.2部分所述，此时飞机应以最大连续功率的螺旋桨转速N_{MCP}飞行。飞机对附件16第10章的符合性应按照附件16第I卷附录6中的2.3段飞行，即飞机在基准高度H_{REF}（定义在附录6的5.1段），以附件16的10.5.2“第二阶段”d)中定义的最佳爬升率速度V_y和螺旋桨转速N_{MAX}飞越传声器上方。在分别比N_{MCP}或N_{MAX}低200rpm和400rpm这两个典型的较低的螺旋桨转速上，重复进行噪声测量。对于第10章的飞机应该以速度V_y飞行。可以根据最大A加权声压级（L_{Amax}）与螺旋桨桨尖马赫数的关系曲线得出源噪声修正。

对于定距螺旋桨，通过飞行试验，通常不可能通过飞行试验将两个重要的噪声参数－螺旋桨桨尖马赫数和被螺旋桨吸收的功率－分

开。因此，由定距螺旋桨的飞行试验（水平飞越或定速爬升）得出马赫数对噪声级的灵敏度曲线既包含马赫数的影响，也包含功率的影响。在这些情况下，单独使用功率修正是不合适的。

4.1.2 变距螺旋桨

4.1.2.1 对于变距螺旋桨，由航空器以不同螺旋桨转速（典型的是三个）上，以固定的扭矩或MAP，用类似于4.1.1中描述的方式飞行获得数据。在这种情况下，N_{MCP}或N_{MAX}是指在最大允许的扭矩或MAP下螺旋桨的最大转速。在两个较低扭矩或MAP值下重复试验，以建立一个最大A加权噪声级对螺旋桨转速和扭矩、MAP或轴马力（SHP）关系的列线图。

4.1.2.2 研究出一个最大A加权噪声级（L_{Amax}）、螺旋桨桨尖马赫数（M_H）和扭矩或MAP关系的图，推导出在噪声审定功率上，由于基准条件与实验条件差异而对源噪声进行的修正。

4.1.2.3 通常情况下，试验发动机和基准发动机的轴马力可以从发动机制造商的性能曲线中得到。但是，这种曲线是不可用的，应该对制造商公布的发动机的轴马力（通常包括一系列在国际标准大气和海平面条件下发动机的转速）进行修正，以建立在试验环境温度和空气密度的条件下的发动机功率水平。修正如下：

对于通常的吸气式发动机：

$$P_T = P_R[(T_R/T_T)^{1/2}][(\sigma - 0.117/0.883)]$$

对于涡轮增压发动机：

$$P_T = P_R[(T_R/T_T)^{1/2}]$$

其中：P_T和P_R分别是试验和基准发动机功率，T_T和T_R分别是试验和基准环境温度，σ指空气密度比率。注意，这里的“基准”指的是发动机轴马力已知的基准条件。

4.2 起飞试验和基准程序

在根据第10章和附录6编制噪声合格审定试验程序时，注意试验日飞行程序和标准的起飞基准剖面之间的差异是有帮助的。

4.2.1 起飞基准剖面用来计算飞机在一个标准天气飞过传声器上方时的高度和速度。第10章的10.5.2部分规定了此剖面的要求。第一段，使用适航批准的数据计算，假设从松刹车到离开跑道15米（50英尺）高期间使用起飞功率。第二段，假设恰好在第一段结束后开始，飞机处在爬升构型（起落架收上及爬升襟翼），以审定的最佳爬升率速度V_y运行。

本手册附录5有一个实例，计算飞机按照附件16第10章的标准进行审定时，源噪声修正的基准飞越高度和基准条件。

4.2.2 两处规定了飞机试验程序的要求：第10章的10.6部分和附录6的2.3部分。基本上只提到了试验容差和审定部门对试验大纲的批准。

4.2.3 图13阐明了两者之间的差别。需要注意的是实际的航迹不需要包括完整的从静止条件起飞，确切地说，假设使用了航迹切入技术。根据涡喷飞机和直升机的标准，飞机在飞过传声器时，应该在基准高度的20％以下，以正确的速度和角度切入第二段爬升航迹。

第 5 部分 直升机的等效程序

噪声合格审定验证试验的目的是获得数据，以确定一个准确可靠的直升机噪声特性（见附件16第I卷8.7部分）。另外，附件确定了一系列的试验条件和将实测数据修正到基准条件的程序。

5.1 飞行试验程序

5.1.1 噪声合格审定指南

直升机的噪声合格审定是近期才要求的，很多申请人会发现目前的标准和程序与以往的不同。以下对附件16第I卷第8章和附录2的规定进行了详细说明。

5.1.1.1 大气衰减零修正的直升机试验窗口

5.1.1.1.1 附件 16 第 I 卷（附录 2 的 2.2.2 部分）规定了一个在试验结果被审定部门接受之前需要满足的“试验窗口”。另外，如果试验条件在“零衰减修正窗口”（图 16）的范围内，即：2℃，95％相对湿度（RH）；30℃，95％RH；30℃，35％RH；15℃，50％RH 及 2℃，90％RH 所围出的区域，试验日的大气衰减修正可以认为是 0。也就是说，附件 16 第 I 卷附录 2 的 8.3.1 部分的 $SPL(i)_r$ 公式中，$0.01[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK$ 和 $0.01\alpha(i)_0(QK - Q_rK_r)$项变成 0，公式变成：

$$SPL(i)_r = SPL(i) + 20\log(QK/Q_rK_r)$$

另外，假设在一个特定的飞行条件下，所有测量点都在图 16 定

义的“零衰减修正窗口”范围内，并且飞行高度也在飞越±9米（±29.5英尺），进场±10米（±32.8英尺）的容差范围内，对于高度的起飞修正也在附件16第I卷第8章8.7.4a部分规定的2EPNdB限制以内，则传播路径修正所用的基准和试验斜距离比值，可以用直升机飞越中心噪声试验点时的基准和距直升机的试验距离的比值代替。

两者简化的结果是附件16第I卷附录2中，8.3.1部分的方程变成：

$$SPL(i)_r = SPL(i) + 20\log(HK/H_rK_r)$$

8.4.2部分的持续时间修正变成：

$$\Delta_2 = -7.5\log(HK/H_rK_r) + 10\log(V/V_r)$$

其中：HK是直升机直接飞越中心噪声测量点时，从直升机到噪声测量点的测量距离，H_rK_r是基准距离。

5.1.1.2 直升机试验速度

5.1.1.2.1 对直升机试验速度有两个要求：首先是在10dB降期间内的空速应该接近基准速度（见附件16第I卷8.7.6部分），即在9千米/小时（5节）以内，使对起飞、飞越和进场三个审定条件的速度修正最小。

5.1.1.2.2 第二个速度要求是针对飞越的情况（见附件16第I卷的8.7.7部分）。当飞行方向上的绝对风速超过9千米/小时（5节）时，顺风和逆风水平飞越的次数应该相等。其目的是抵消顺风方向上持续时间修正不足的影响。在稳定风的条件下，顺风飞行和逆风飞行的净

效应为零。

5.1.1.2.3 地速的测量可以在直升机飞越噪声测量的过程中，记录直升机飞过已知距离的两个点之间的时间得到。这两个点应该跨越噪声测量传声器的阵列。

5.1.1.3 轻型直升机的试验速度

为了符合附件16第I卷第11章的要求，直升机的试验速度V_{ar}应该产生与附件16第11章的11.5.1.4和11.5.2 b)规定的基准条件下基准速度相同的前行桨尖马赫数。

基准前行桨尖马赫数M_R定义为桨尖速度V_{TIP}与直升机的真空速V_{REF}的代数和除以25℃的声速c（346.1米/秒）。即：

$$M_R = \frac{V_{TIP} + V_{REF}}{c}$$

试验空速V_{AR}计算公式为：

$$V_{AR} = c_T\left(\frac{V_{TIP} + V_{REF}}{c}\right) - V_{TIP}$$

其中c_T是在飞机上测得的在外界气温下的声速。

因为从飞越试验获得的地速与基准条件下的有差别，所以需要一个修正量Δ_2，$\Delta_2 = 10\log(V_{AR}/V_{REF})$。$\Delta_2$是以dB为单位的增量，必须加到测量的声暴露级（SEL）上。

5.1.1.4 直升机试验重量

5.1.1.4.1 直升机在噪声合格审定中的重量（见附件16第I卷8.7.11），对于起飞和飞越，必须在最大起飞重量的90％－105％之间；而对于进场，则必须在最大着陆重量的90％－105％之间。对审定来讲，重量的变化会改变试验日的起飞航迹，以及修正到基准航迹时考

虑附件16第I卷附录2的第9部分所述的球面发散和大气衰减的修正量。

5.1.1.4.2 在某些情况下，如试验飞机的重量被限制在低于预期的最终审定重量，经审定部门批准，申请人可以使用特别的重量变化修正。申请人被批准使用10log关系修正，或通过飞行试验确定EPNL随重量的变化关系。在这种情况下，被试重量应包括最大允许试验重量。

注：当审定重量在飞行试验后有小量的增加时，类似的修正程序是可接受的。

5.1.1.5 直升机进场

附件16第8章的8.7.10部分限制直升机进场角度在基准进场角6°的 ±0.5°范围内。修正到基准进场角时必须考虑附件6第I卷附录2第9部分所述的球面发散和大气衰减。

5.1.1.6 直升机航迹跟踪

附件16第I卷附录2的2.3部分要求在10dB降区间内，要确定直升机相对于航迹基准点的位置，并要与噪声数据同步。应用的方法有：

a) 雷达或微波跟踪系统；

b) 经纬仪三角测量；

c) 成像比例。

这些技术可以单独使用，也可以联合使用。下面叙述了应用一种或多种技术的航空器跟踪系统实例。这些材料不是为了有意的详尽罗列，而是包括了许多额外的实践经验。

5.1.1.6.1 雷达或微波跟踪系统

图14给出了雷达定位跟踪系统的一个例子。系统给予脉冲雷达原理工作，在航空器上有一个雷达问达器（接收器和发射器），每一个基准站安放一个雷达收发器。问达器脉冲和收到从基准站收发器返回脉冲之间的时间作为确定每个基准站距离的基础。

结合已知的基准站位置，用距离信息就可以从三维上确定航空器的位置。一个脉冲编码系统用来使由于反射信号的雷达干扰引起的虚假返回信号最小化。

该系统在噪声合格审定过程中具有以下基本功能：

a) 连续测量直升机和四个固定地面站之间的距离；

b) 使这些距离信息与IRIG-B时间码及高度信息相互关联，并且将数据输出到一个PCM记录器。

c) 实时地将航空器的距离和高度信息转换为X、Y、Z的位置坐标；

d) 使用X、Y、Z数据进行驾驶舱显示，为驾驶员提供操作和定位的提示信息。

坐标计算的精度依赖于航迹和雷达收发器的几何关系。当距离交叉时误差最小，推荐的是保持交叉角度接近90°。图14中四个收发器的布置产生的位置误差是±1.0到±2.0米。

航空器高度较低时，使用微波系统会带来一些误差，使用无线电高度表可以降低这些误差。高度数据与微波同步记录。

直升机配备：距离测量单元计算机和与半球天线相连接收发器信

标。天线安装在机身下中心线，尽可能靠近直升机重力中心的位置。

地面配备：四个信标优化排列于航空器轨迹两侧，即在30°到150°范围内覆盖直升机（90°最理想）。例如，两个信标位于噪声测量点的轴线上，距中心传声器±500米，另外两个在轨迹下方，距中心传声器±600米。

5.1.1.6.2 摄影经纬仪系统

用经典的摄影经纬仪可获得直升机位置数据，也可以利用两个简化的经纬仪系统报告位置和高度，包括在可移动平台上的照相机。这些参数同步进行时间编码，并记录在每一张照片上。

每0.1秒通过UHF向中央计算机发送位置和高度数据，计算每个轨迹与时间对应的直升机X、Y、Z坐标。

摄影站位于边线位置，离轨迹大约300米远，在3个噪声测量点两侧200米处。

这种系统在工作区域内的精度在X，Y，Z上为±1.5米。

5.1.1.6.3 雷达/经纬仪三角测量

图15用图表说明了光电子系统，该系统用一个单独的光学经纬仪提供方位和高度，同时通过使用一个单独雷达收发器的雷达跟踪系统获得距离数据。这两个来源的数据以20个采样/秒的速率传输到台式计算机计算出三维位置。系统还提供磁带记录测量位点的开始和结束时间，使其与所有磁带记录时间同步。系统精度大致为：水平距离（x）±2.0米，横向（y）±1.0米，高度（z）±2.0米。目视下滑指示器和地速的误差是±0.1°和±0.5节。

5.1.1.6.4 成像比例法

噪声合格审定过程中，直升机的航迹可通过地面照相机和由机载无线电或气压高度表提供的作为时间函数的高度数据相结合来确定。

此方法中三架照相机沿着预定的轨迹放置，一架接近于中心传声器位置，另两架接近两个10dB降点的位置，根据使用的飞行程序，一般是传声器两侧500米处。照相机垂直安装并经过标定，使直升机经过上空时获得的图像大小能够确定其高度。重要的是，每架照相机拍照的时间要和机载的数据采集系统同步，只有这样航空器经过每架照相机上空时的高度才能与从图象上获得的高度联系起来。

作为距离函数的直升机的航迹，可通过从图象获取的航空器高度数据得到。

航空器的成像应该尽可能大，但要谨慎地选择和使用，以避免航空器的位置误差。如果不解决由于主旋翼成锥形（桨叶弯曲）、桨盘的倾斜或机身的俯仰引起图象缩小的问题，将会导致过高估计高度、横向的和纵向的偏移量。

在每架照相机上方竖立一条直线，与预定轨迹垂直，可以在相机上方足够的高度上提供清晰的包括直线和直升飞机的照片。通过在直线上粘贴标记，显示垂直的两侧每5°间隔的角位移，申请人可以获得直升机经过照相机上方时的横侧偏移量。

这种方法可以确认直升机是按照附件16第I卷第8章8.7.10和8.7.8部分的要求，在中间传声器上方10°范围内沿着6°±0.5°下滑角飞行。

此外，直升机的地速可以由其飞过三个照相机时同步的时间确

定，以供以后的持续时间修正使用。

系统的整体精度是：高度±1.0%，纵向和横向位移±1.3%，进场/爬升角度和平均地速分别为±0.25°和±0.7%。

5.1.1.7 大气试验条件

附件16第I卷附录2规定了温度、相对湿度和风速的限制（见2.2.2）。参数在10米（33英尺）高处测量。出于修正的目的，假设这些参数的测量值可以代表直升机和传声器之间的大气状况。没有要求具体的基于大气分层的计算程序，但是这样的分析方法应该被审定部门所接受。

5.1.1.8 确定源噪声修正的程序

5.1.1.8.1 为了验证飞越基准审定噪声级，通常用PNLTM对基准空速附近不同空速的前行桨尖马赫数的灵敏度曲线进行非基准修正。另外，也可以使用被选参数，或者审定部门批准的参数进行修正。如果试验航空器不能达到前行桨尖马赫数的基准数值或者事先确定的与基准噪声相关的参数，在数据覆盖了经审定部门同意的噪声相关参数的情况下，允许在试验和基准条件之间进行灵敏度曲线的外推。前行桨尖马赫数或者噪声相关的参数应该用真空速、飞机外部气温和旋翼转速下测量的数据进行计算。独立的源噪声对应前行桨尖马赫数或者其他噪声相关参数的曲线应该分别由三个传声器站导出，也就是中线，左边线和右边线。左边线和右边线由每次的飞行方向定义。对每个传声器的数据都要进行PNLTM修正。

5.1.1.8.2 为了避免对飞越试验结果进行单独的源噪声修正，当相

关参数是主旋翼前行桨尖马赫数时，以下程序被认为是可接受的。

每次飞越噪声试验必须如下进行：

a) 修正的基准真空速V_{AR}是对附件16第I卷第8章8.6.3规定的基准空速V_R进行必要的修正，能够得出与基准条件相关的相同前行桨尖马赫数。

注：基准前行桨尖马赫数M_R定义为主旋翼桨尖速度V_{TIP}和直升机基准速度V_{REF}的代数和除以25℃时的声速c（346.1米/秒），即：

$$M_R = \frac{V_{TIP} + V_{REF}}{c}$$

修正的基准空速V_{AR}计算公式为：

$$V_{AR} = c_T\left(\frac{V_{TIP} + V_{REF}}{c}\right) - V_{TIP}$$

其中c_T是飞机上测量的外界气温下的空速（见6.7）。

b) 试验的真空速V偏离修正的基准真空速V_{AR}不超过5千米/小时（3节），或者不超过基准主旋翼前行桨尖马赫数批准的等效偏离量；

c) 实际上，试验是在指示空速下进行的，指示空速是对可压缩性和仪表位置误差进行修正的基准真空速V_{AR}；

d) 每次飞越前必须测量在飞越高度机外的静态气温。

噪声级的计算，包括修正，与附件16第I卷第8章和附录2叙述的一样，除了取消了源噪声修正以外。需要强调的是，在确定持续时间修正Δ_2时，速度修正用$10\log(V_g/V_{gr})$来计算，其中V_g是试验地速，V_{gr}是基准地速。

5.1.2 机上飞行数据的获得

5.1.2.1 在噪声测量期间，获得多个飞行和发动机参数值是必要的，为了：

a) 确定直升机噪声合格审定飞行试验的可接受性；

b) 获得修正噪声数据所需的数据；

c) 使飞行、发动机和噪声的数据同步。

典型的参数包括空速、高度、旋翼速度、扭矩、时间等。

5.1.2.2 可以采用很多方法来收集这些资料：

a) 手工记录；

b) 磁带记录；

c) 自动静态图片记录；

d) 电影记录；

e) 视频记录。

5.1.2.3 显然，当在相对短的时间间隔内需要收集大量的参数时，手工记录数据是不现实的，更适合使用5.1.2.2 b)到e)列出的自动系统。系统的选择受多种因素的影响，如可利用的空间、成本及可用的设备等。

5.1.2.4 对于光学记录驾驶舱仪表的系统（5.1.2.2 c)到e)），必须注意避免可能由阳光、阴影以及仪表玻璃面的反光造成的强烈光线对比，这些都可能导致数据难以辨认。为了避免这种情况，有必要在阴影区增设附加光源。为了防止仪表表面反光，建议驾驶舱内避免使用色彩明亮的设备。机组人员应该穿戴黑色或深色的衣服和手套。

5.1.2.5 此外，对于记录刻度盘读数的系统，重要的是记录装置应尽可能近地正对仪表，以避免判读误差。

5.1.2.6 磁带记录

为空中环境设计的多通道磁带录音机用于连续记录飞行和发动机的性能参数。典型的录音机是压缩介质/宽带的，能使用½英寸和1英寸的磁带，需要24到28伏的直流电源。一个具有6种带速、双向和FM录音的磁带录音机重约27公斤。

5.1.2.7 自动静态照片记录

驾驶舱仪表盘的照片可以用带有85毫米镜头和高速幻灯胶片的手持35毫米单镜头反光（SLR）照相机拍摄，通过把胶片投影到屏幕上读出仪表的指示值。

5.1.2.8 电影记录

每秒一帧的电影摄影机已经用于获取驾驶舱的数据。安装照相机时必须当心，保证所有被摄仪表都在可视范围内。典型的胶卷大约包含2000帧，与帧计数器一起使用以保证及时更换胶卷。

5.1.2.9 视频记录

摄像机可以记录飞行和发动机的性能参数，与电影摄像机一样，必须保证所有被摄仪表都在可视范围内。回放记录的信息时利用定格获得单个的仪表读数。

5.1.2.10 记录数据的时间同步

噪声记录与机上驾驶舱数据的记录同步很重要，这涉及到直升机和噪声记录位置的无线电通讯。有多种方法可以使用，如通过安装在

仪表板上的时钟，由数据采集系统记录同步时间。这样的一个系统，用地面照相机操纵无线电发射器，在直升机收到信号时，点亮安装在仪表板模拟时钟上的两个高强度发光二极管（LED）。

5.1.3 确定噪声级改变的程序

噪声级的改变是通过参考基本或“飞行数据”直升机型号的噪声级，比较不同的直升机型号系列用来建立改装或新衍生型号审定噪声级的飞行试验数据来确定的。在“飞行数据”直升机型号飞行获得的噪声级基础上，加上或者减去这些噪声的改变量。新数据的置信区间在统计上与“飞行数据”一起，制定出整体的置信区间（见附录1）。

5.1.3.1 引起气动阻力改变的改装或升级

阻力装置的使用，如安装在“飞行数据”直升机下面或两侧的阻力板，是要进行噪声合格审定的气动阻力改变的改装或升级。这种型号的外部改装是由制造厂和航空器改装厂完成的。考虑到可以节约大量成本，对于相同型号系列的飞机，不进行大量单独改装的噪声试验。

基于这些，以下等效程序可以考虑接受：

a) 对于按照附件16第I卷第8章或第11章审定的直升机，使用阻力装置时，用最大阻力的改装或改装的组合计算产生的气动阻力；

b) 安装了阻力产生装置后，如果审定部门认为合适，在第8章审定或者第11章飞越审定的情况下，使用适当的噪声合格审定基准和试验程序进行飞越、起飞及进场试验；

c) 用按照附件16第I卷附录2或4中的规定修正的“飞行数据”直升机和“高阻力”构型的噪声数据，制定噪声级对气动阻力或空速改

变的关系；

d) 用改装直升机的原始性能飞行试验确定被审定的改装型号的真空速；

e) 通过c)制定的关系，使用改装型号的实测空速确定审定噪声级。

5.1.4 温度和相对湿度的测量

5.1.4.1 如附件16第I卷附录2第2.2.3部分规定的，温度和相对湿度的测量必须在地面以上10米（33英尺）的高度进行。测量值用于实测的三分之一倍频程声压级的修正，以考虑试验条件下与附件16第I卷附录2第8.3.1部分规定的基准大气条件下，声音衰减系数的差异。8.3.1部分公式中的QK和Q_rK_r分别是实测航迹和基准航迹上对应PNLTM位置与噪声测量点之间的距离。

5.1.4.2 程序假设10米和PNLTM位置之间温度和相对湿度的差异为零或者很小，噪声测量点附近地面上10米（33英尺）测得的数值能够代表大气条件。从欧洲和美国多年的审定试验中获得的数据和由英国气象部提供的记录中，已经证实这一假设对很大范围的气象条件是有效的。

5.1.4.3 如果预期温度及相对湿度随高度有很大的变化，尤其是当湿度随着高度有明显下降的时候，在这种试验条件下，噪声合格审定的测量值应该用10米（33英尺）和PNLTM对应高度处测得的温度和相对湿度的平均值来修正，以消除仅使用10米（33英尺）处测量的数据引起的误差。这种特殊的条件在沙漠地区日出后不久可能会遇

到，相对于PNLTM对应的高度，接近地面的温度较低，而相对湿度却很高。除了在这种条件下进行试验，多年来的噪声合格审定试验的经验清楚地说明可以只根据在10米处测量的气象数据进行附件16第I卷附录2第8.3.1部分的计算。

5.1.4.4 附件16第I卷附录2的2.2.2限制了试验在8kHz三分之一倍频程上声衰减不大于12dB/100米的条件下进行。但是，如果使用精度为 ±0.5℃的设备测量露点和干球温度，审定部门允许在8kHz三分之一倍频程上声衰减不大于14dB/100米的条件下进行试验。

5.1.4.5 超出第11章温度和湿度限制的轻型直升机试验

如果温度和相对湿度在ICAO第I卷附件16附录2中2.2部分规定的范围内，经审定部门批准，轻型直升机的试验有可能在ICAO第I卷附件16附录4中2.2部分规定的试验环境以外进行。在这种情况下，必须对每次飞越的噪声记录进行三分之一倍频程分析。测得的SEL值应该按照ICAO附件16第I卷附录4的2.2.2部分测量的温度和湿度的试验值修正到ICAO第I卷附件16第11章的11.5.1.4中规定的基准条件。修正程序与ICAO附件16第I卷附录2的8.3.1部分相似，分别用试验直升机飞过噪声测量点时的高度H和基准高度150米代替传播距离QK和Q_rK_r。

5.1.5 反常试验条件

5.1.5.1 附件16第I卷附录2中2.2.2(f)要求试验应该在没有反常气象条件存在的情况下进行。反常的大气条件可以通过航空器仪表监测外部气温（OAT）充分地确定。如果150米（492英尺）高度的OAT是2℃（3.2℉）或者高于10米（33英尺）处测量的温度，则可以认为

存在影响测量噪声级的反常条件。这种检查可以在每次噪声测量的30分钟内，在150米高度水平飞行时进行。

5.1.5.2 因为在进行分析之前，并不知道与PNLTM对应点的实际高度，所以要测量多个高度的温度和相对湿度，从温度和相对湿度与高度关系的图表中确定实际值。另外，由于高度的影响不大，在试验之前经审定部分批准，可以根据飞行条件，使用120米（400英尺）和150米（492英尺）之间某个固定高度上的测量值。

5.1.5.3 如果按5.1.4.4所述，用10米（33英尺）和PNLTM对应点高度测得的温度和相对湿度的“平均”来修正试验结果，那么5.1.5.1的规定不适用，这是因为任何反常气象条件的影响已经被这个平均考虑了。

第 6 部分 评估方法

有多种方法用来解决航空器噪声数据测量和分析过程中遇到的困难，其中有些方法适用于所有航空器型号，而有的则只适用于其中一种或几种型号。本节将介绍了这些评估方法，并叙述了要处理的特定程序：

a) 与航空器噪声源无关的频谱不规则性；

b) 声和电方面的环境噪声级；

c) 数据库的建立和扩展；

d) 飞机航迹测量的惯导系统的应用；

e) 噪声数据的综合分析；

f) 用完整的修正方法计算有效感觉噪声级（EPNL）；

g) 声速的计算。

6.1 频谱的不规则性

对飞机噪声频谱中的纯音或不规则因素必需进行纯音修正。测量的频谱中，由于地面反射或从飞机到传声器的传播过程中的干扰造成的不规则性，需要识别出来。与飞机噪声源无关的频谱特性不用进行纯音修正。附件16第I卷附录2的4.3.1部分规定的窄带分析只是识别这些虚假纯音的一个建议方法，本手册附录2中包含了已批准在审定中使用的其他识别方法。但是，这种频谱不规则性的影响通常不会从螺旋桨飞机或直升机的噪声数据中去除，因为很难把它们同发动机和螺

旋桨或旋翼相关的纯音区分开来。

6.2 环境噪声级

环境噪声级，包括背景声噪声和来自测量和分析设备的电噪声，可以在计算EPNL的部分频段上掩蔽飞机噪声级。可以用如附录3中经批准的方法，去除环境噪声的影响。

6.3 数据库的建立和扩展

6.3.1 审定噪声级的确定，对于每个基准噪声测量点来说，都要经过至少6次在相同发动机功率（对直升机来讲为传输功率）、高度、速度和构型情况下的重复多次噪声测量。噪声测量值修正到基准条件，并按照附件16第I卷获得均值和90％置信区间。作为选择，飞机可以以一定范围内的噪声相关参数（μ）飞行。对飞机来讲，相关参数可能是发动机功率设置及螺旋桨飞机的螺旋桨桨尖马赫数。而对直升机来讲，参数可能是功率设置、前行桨尖马赫数、速度或其他商定的参数。对每个基准噪声测量站点至少需要6次飞行，来建立噪声级同覆盖原型和衍生型号范围的相关参数的关系。假如按本手册附录1中计算的90％的置信区间不大于±1.5EPNdB（或±1.5dBA）的限制可以满足，那么审定噪声级可以由噪声级同相关参数μ的曲线获得。

6.3.2 在某些地方可能批准使用数据外推，但是必须确保噪声源成分对EPNL（SEL或A加权噪声级）的相对贡献保持基本不变，才能进行噪声/相关参数曲线的简单外推。

6.3.3 对于螺旋桨飞机，螺旋桨及动力装置改变必然要进行进一步的飞行试验，以建立一个修正的噪声－功率－距离之间的关系。

6.4 试验环境修正

6.4.1 附件16第I卷附录2的2.2.2(b)、(c)、(d)和(e)中规定的大气条件给出了噪声合格审定过程中大气温度和相对湿度测量的剖面，以确保温度、相对湿度和相应的大气吸声系数在地面和飞机之间整个噪声传播路径上不偏离规定的限制。通常，为了确保符合标准，在飞行试验过程中，用气球、装载仪器的飞机或者其他相似的方法记录剖面的测量数据。

6.4.2 根据审定部门的要求，大气温度和相对湿度剖面可能会通过装在试验飞机上的仪器进行测量，并且认为这样足以确定对附件16第I卷附录2的2.2.2(b)、(c)、(d)和(e)中规定标准的符合性。

6.5 飞机航迹测量的惯导系统

6.5.1 附件16第I卷附录2的2.3部分叙述了相对于飞机预定航迹的高度和横向位置的测量标准。这一部分指出所用的方法应该不依赖于正常的飞行仪表。由于这一要求的制定，其他高精确度的跟踪系统（惯性导航系统(INS)和微波系统）被装到了飞机上，从而被一些审定部门认可用于噪声合格审定。但是，重要的是系统要定期标定，以确定固有的漂移。为此，可以用地面照相机来确定飞机的横向和高度的相对位置。为了保持系统的精度要求，应十分频繁地进行系统标定。

6.5.2 这种系统的精度必须得到审定部门的认可。

6.6 用完整的修正方法计算 EPNL

6.6.1 附件16附录2的9.1给出了修正实测的噪声数据到基准条件的“简化”或“完整”的方法。“完整”程序可以用于飞越、横侧和进场噪声测量点测量的数据。“完整”调整方法是对所有0.5秒间隔获取的声压级数据进行修正，以确定等价基准平均声压级，用来计算与基准条件下相一致的EPNL值。为达到声学上的一致性，修正只适用于分别对于测量（试验）和修正（基准）航迹来讲，相对于航迹的声发射角（θ）及相对于地面的噪声仰角（ψ）都完全相同的评定。虽然对于飞越和进场噪声的修正，基本可以满足这个要求，但是对于横侧噪声的修正，不可能保持完全相同的角度对。因此，当用“完整”法对横侧噪声测量进行修正时，在几何条件上，必须保持试验和基准航迹相同的声发射角，相应的试验和基准噪声仰角之间的差异最小。试验和基准噪声仰角间的微小差异，对EPNL修正值的影响可以忽略。

6.6.2 本节描述了一种适用于飞机在噪声测量过程中在稳定条件下（航迹和功率）运行的完整修正方法。

6.6.3 试验航空器的位置

6.6.3.1 修正测量的噪声级数据至基准条件的“完整”方法，要求在飞行试验过程中，每0.5秒获取一次噪声和飞机性能的数据。这些数据中包括相对于基准时间，每个时间平均周期中点时飞机的三维坐标（X，Y，Z）、三分之一倍频程声压级SPL(i,k)和时间（t_k）。另

外，每次飞行的飞机性能参数、传声器位置和温度、湿度也是必需的。

6.6.3.2 飞机高度Z的测量是参照X－Y平面的，通常是地平面，传声器就是高于这个基准平面1.2米。假设飞行试验的航迹是一条直线（除了减功率起飞），则可以根据与时间相关的飞机位置数据来确定飞越头顶的时间（t_{oh}）和高度（h_{To}）*，以及从试验航迹到传声器（$K(X_{TM}, Y_{TM}, Z_{TM})$）的最小试验距离($d_{Tm}$)。

*注：这里下标用大写的“T”强调是试验条件，附件16中的试验条件没有下标。

6.6.3.3 直接使用试验数据或通过图10所示的直线航迹和K_T到R_T（X_{RT}, Y_{RT}, Z_{RT}）的最小距离之间关系的几何分析，最小距离为：

$$d_{Tm} = [(X_{RT} - X_{TM})^2 + (Y_{RT} - Y_{TM})^2 + (Z_{RT} - Z_{TM})^2]^{1/2} \qquad (1)$$

6.6.4 声传播时间和声发射角

6.6.4.1 试验声音传播时间（Δt_{pk}）与数据记录时间（t_k）、声发射时间（t_{ek}）、t_{ak}时刻的飞机位置（A_k）和平均时间（t_{Av}）有列关系：

$$t_k = t_{ak} - \tfrac{1}{2} t_{Av} \qquad (2)$$

$$t_{ek} = t_k - \Delta t_{pk} \qquad (3)$$

$$\Delta t_{pk} = K_T Q_{ek} / c_T \qquad (4)$$

其中，c_T是表面（T_s）和飞机高度（T_A）之间空气的平均绝对温度的声速（见6.7段，$T = (T_s+T_A)/2$）。

6.6.4.2 利用图11的几何关系，由式(1)得出的最小距离、试验距离$Q_{ek}R$和定义时间差B等于$t_{Tm} - t_k$，可以得出试验航迹声传播时间的表达式：

$$\Delta t_{Tpk} = [1/(c_T^2 - V_T^2)] \times \{BV_T^2 + [(c_T^2 - V_T^2)(d_{Tm})^2 + (Bc_TV_T)^2]^{1/2}\} \quad (5)$$

式中，V_T是试验飞机沿航迹飞行的平均真空速。

6.6.4.3 类似地，试验声发射角定义为：

$$\theta_{ek} = \sin^{-1}(d_{Tm}/d_{Tpk})，或\theta_{ek} = \sin^{-1}[d_{Tm}/(\Delta t_{Tpk})(c_T)] \quad (6)$$

6.6.5 航空器基准航迹

6.6.5.1 基准航迹的几何关系基本上与图10类似，但是存在以下差异。基准航迹是在跑道中心线正上方（即$Y_{DEV} = 0$）。对于起飞和进场，测量站位于跑道中心线上（即$Y_{Rr} = Y_{rM}$）；对于横侧噪声测量，（$Y_{Rr} - Y_{rM}$）等于测量站的基准横向位移。

注(1)：下标r代表基准条件。

注(2)：飞越或横侧噪声测量的基准传声器位置（K_r）通常与试验位置（K_T）的坐标相同，即（X_{TM}，Y_{TM}，Z_{TM}）=（X_{rM}，Y_{rM}，Z_{rM}）。

6.6.5.2 基准航迹可以在几何上用相对于基准传声器位置（K_r）的横向距离、飞越头顶的高度（h_{ro}）和航迹倾斜角（γ_r）来规定。这些值换算成到K_r的最小距离（d_{rm}）的方程如下：

$$d_{rm} = [h_{ro}^2\cos^2\gamma_r + (Y_{Rr} - Y_{rM})^2]^{1/2}，或者$$

$$d_{rm} = [(X_{Rr} - X_{rM})^2 + (Y_{Rr} - Y_{rM})^2 + (Z_{Rr} - Z_{rM})^2]^{1/2} \quad (7)$$

6.6.5.3 关于试验和基准飞行条件的基本声学假设是，即对于每个试验记录的时间（t_k）和相应的基准时间（t_{rk}），其三维声发射角（θ_{ek}和θ_{erk}）是相等的。应用式(6)和这个假设，对每个第*i*个频带上的试验声压级$SPL_T(i,k)$在传声路径长度上进行球面发散和大气吸收修正，公式如下：

$$SPL_r(i,rk) = SPL_T(i,k) - 20\log(d_{rpk}/d_{Tpk}) - [(a_{i0})d_{rpk} - (a_i)d_{Tpi}] \quad (8a)$$

式中，a_{i0}和a_i分别指基准和试验当天的声衰减系数。

或者按下面的公式，使用试验和基准航迹的最小距离：

$$SPL_r(i,rk)=SPL_T(i,k)-20\log(d_{rm}/d_{Tm})-[(a_{i0})d_{rm}-(a_i)d_{Tm}]\mathrm{cosec}\theta_{ek} \quad (8b)$$

6.6.6 时间间隔计算

6.6.6.1 试验数据除了进行上述球面发散和大气吸收修正以外，还有必要对用于计算EPNL的时间增量t_{rk}的变化进行修正。当用“完整”方法进行修正时，因为时间增量不等于500毫秒试验测量时间增量，所以连续的飞机位置基准时间（t_{rk}和$t_{r(k+1)}$）出现在声发射点的时间基准（t_{rek}）之后（图11）。用于计算EPNL的平均时间增量为：

$$\delta t_{rk} = [\Delta t_{rk} + \Delta t_{r(k+1)}]/2 \quad (9)$$

其中，数据记录间的基准时间间隔$\Delta t_{rk} = t_{r(k+1)} - t_{rk}$

若利用采样时间、声发射时间和声传播时间的相互关系，则基准间隔变成：

$$\delta t_{rk} = [t_{re(k+1)} - t_{rek}] + [\Delta t_{rp(k+1)} - \Delta t_{rpk}] \quad (10)$$

6.6.6.2 时间间隔反映了飞机分别以试验和基准速度（V_T和V_r）从一个声发射点到下一个声发射点的飞行时间，也反映了试验和基准最小距离（d_{rm}和d_{Tm}）及声速（c_r和c_T）差异的影响。这些因素可以通过以下方程式明确地表达出来：

$$\Delta t_{rk} = (d_{rm}/d_{Tm})\{(V_T/V_r)[0.5 - (\Delta t_{Tp(k+1)} - \Delta t_{Tpk})] + (c_T/c_r)(\Delta t_{Tp(k+1)} - \Delta t_{Tpk}\} \quad (11)$$

6.6.7 修正的有效感觉噪声级

声压级在用式(8)进行修正后，按照附件16附录2章的4.3，使用噪

度加权和计算感觉噪声级的程序（附件16附录2的4.2部分）计算纯音修正。基准PNLT在包括整个10dB降的时间段t_{r1}至t_{rn}上得到。这些数值和式(9)得到的修正平均时间增量一起计算修正的EPNL值，公式如下；

$$EPNL = 10\log\left[\left(\frac{1}{T_0}\right)\sum_{k=1}^{n}\left(10^{0.1PNLT_k}\right)\left(\delta t_{rk}\right)\right]$$

式中，基准时间 T_0是 10 秒，求和开始时设定 $\Delta t_{r(1-1)} = \Delta t_{r(2-1)}$，所以 $\delta t_{r(1-1)} = \Delta t_{r1}$；求和结束时假设 $\Delta t_{rn} = \Delta t_{r(n-1)}$，则 $\delta t_{rn} = \Delta t_{rn} = \Delta t_{r(n-1)}$。

6.7 声速的计算

出于噪声合格审定的目的，声速值c应该根据ISO 9613-1：1993(E)中的方程进行计算：

$$c = 343.2(T/T_0)^{1/2} \text{ 米/秒（} 1125.9(T/T_0)^{1/2} \text{ 英尺/秒）}$$

其中$T_0 = 293.15°K$，T是环境绝对气温。

第 7 部分 测量和分析设备

目前噪声记录和分析装置采用的是数字技术，比以前的技术有着更大的灵活性和精度，但不适合附件 16 第 I 卷附录 2 第 3 部分中噪声合格审定使用的设备规定。

本部分描述了新的设备标准，这个标准已经被 CAEP 工作组 1 批准，代替现有的附件 16 第 I 卷附录 2 的第 3 部分，提高数字装置的使用。

本部分在被附件采用后，将从环境技术手册中删除。

本部分已被 CCAR－36－R1 采用，内容详见第 A36.3 条“对地面接收到的飞机噪声的测量”。

第 8 部分 噪声合格审定计算机程序软件和静态－飞行映射过程相关文档的控制

8.1 引言

8.1.1 应该制定计算机程序软件控制程序，由审定部门批准，每个申请人根据“静态-飞行等效(SFE's)”原则进行维护和遵守。

8.1.2 程序应该由四个关键元素组成，当噪声合格审定申请人执行时，得出的文件可以正确地描述和验证适用的 SFE 噪声合格审定计算机程序和输出的数据。在给定飞机型号的整个开发过程中，遵守这些程序可以跟踪关键的计算机程序，以证实最初的软件设计没有未经证实的更改。

8.1.3 四个关键元素是：构架索引、控制程序、设计描述和确认过程。下面分别加以介绍。

8.2 软件控制计划

8.2.1 构架索引

每个 SFE 软件系统都应该建立一个构架索引，包括所有软件系统的应用原理，并提供受控制文档和软件的历史跟踪。合适的话，索引可以在通用数据库中进行维护。

8.2.2 软件控制计划

8.2.2.1 应该建立一个 SFE 软件更改管理的程序，包括原始设计识别、软件更改控制系统、软件更改的评审以及维护更改清单的方

法。

8.2.2.2 软件更改的控制通过在确认过程中建立原始资料（见8.2.4）和提供由程序代码变更而对原始资料的修改证明进行维护。评审程序应该在确认过程中建立，允许相对于“原始”构架，评估“修订”构架的程序代码变更的有效性。

8.2.2.3 构架索引应该升级以反映软件系统的历史变化。

8.2.3 设计描述

应该提供一个满足 SFE 审定要求的技术性描述，包括满足技术要求的软件系统设计的概述和描述。软件设计描述应该包括程序结构、子程序的应用、程序流控制和数据流程。

8.2.4 确认过程

SFE 软件系统的确认程序，或者对其所做的修改，应该包括一个验证过程，以证实文档中描述的计算能够由软件正确地执行。过程包括手算与计算机的输出进行对比、逐步的图形显示、软件审查、输出所有修改相关变量的诊断子程序，或者其他确信软件完整性的方法。应该监视和跟踪软件计算更改部分的结果。

8.3 适用性

虽然软件控制计划适用于所有的 SFE 计算机程序软件和申请人通过特定的程序和方法建立的文档，但是每次主程序源代码的更改，不必再对辅助软件（如处理大气吸收率、呐值计算、纯音修正的子程序，但不限于这些）进行评审。

第 9 部分 倾斜旋翼机噪声合格审定指南

倾斜旋翼机噪声合格审定指南已经制定，作为 ICAO 附件 16 第 I 卷的附件。为了对这些指南的理解和应用提供帮助，附录 7 提出了其背景信息。

参考文献

1. Jet Mixing noise: comparison of measurement and theory. B.J. Tester and V.m. Szewczyk, AIAA Paper 79-0570.

2. 1974 Proceedings of the Second Inter-Agency Symposium on University Research in Transportation Noise, Volume 1, Pages 50-58, On Noise Produced by Subsonic Jets. J. Laufer, R.E. Kaplan and W.T. Chu.

3. Airframe Noise Prediction method. M.R. Fink, USA DOT Report FAA-RD-77-29 dated march 1977.

4. SAE ARP 866A: 1975 Standard Values of Atmospheric Absorption as a Function of Temperature and Humidity.

5. SAE ARP 876D: 1993 Gas Turbine Jet Exhaust Noise Prediction.

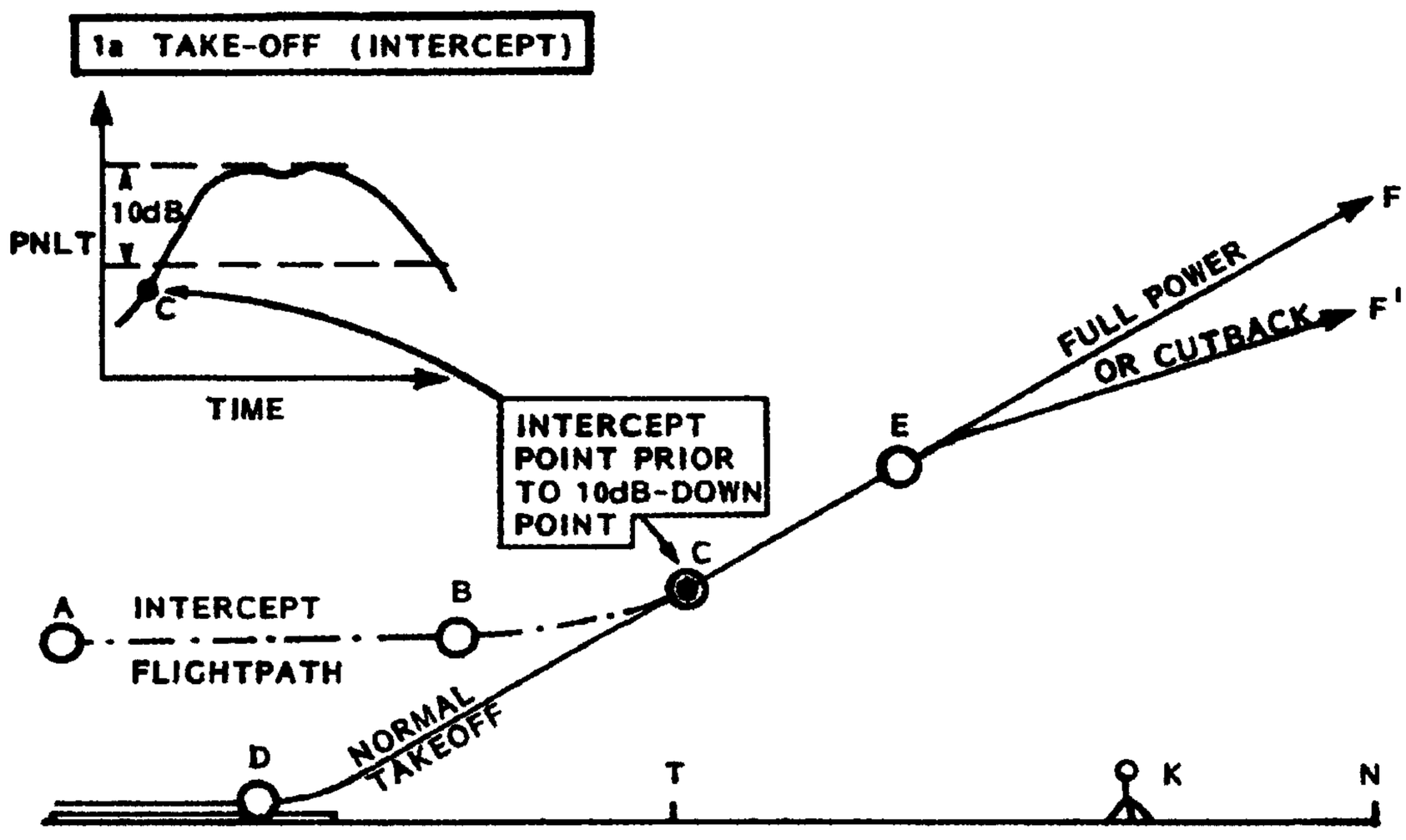
6. SAE AIR 1672B: 1983 Practical Methods to Obtain Free Field Sound Pressure Levels from Acoustical Measurements over Ground Surfaces.

7. SAE AIR 1846-1984: Measurement of Noise from Gas Turbine Engines During Static Operation.

8. SAE AIR 1905-1985: Gas Turbine Co-axial Exhaust Flow Noise - Methods of Prediction Considered for Inclusion in SAE ARP 876.

9. ESDU Item 80038, Amendment A: The Correction of Measured Noise Spectra for the Effects of Ground Reflection.

图　表


1a TAKE-OFF (INTERCEPT)
PNLT
10dB
C
TIME
INTERCEPT POINT PRIOR TO 10dB-DOWN POINT
C
E
F
FULL POWER
OR CUTBACK
F'
A
INTERCEPT
FLIGHTPATH
B
NORMAL TAKEOFF
D
T
K
N

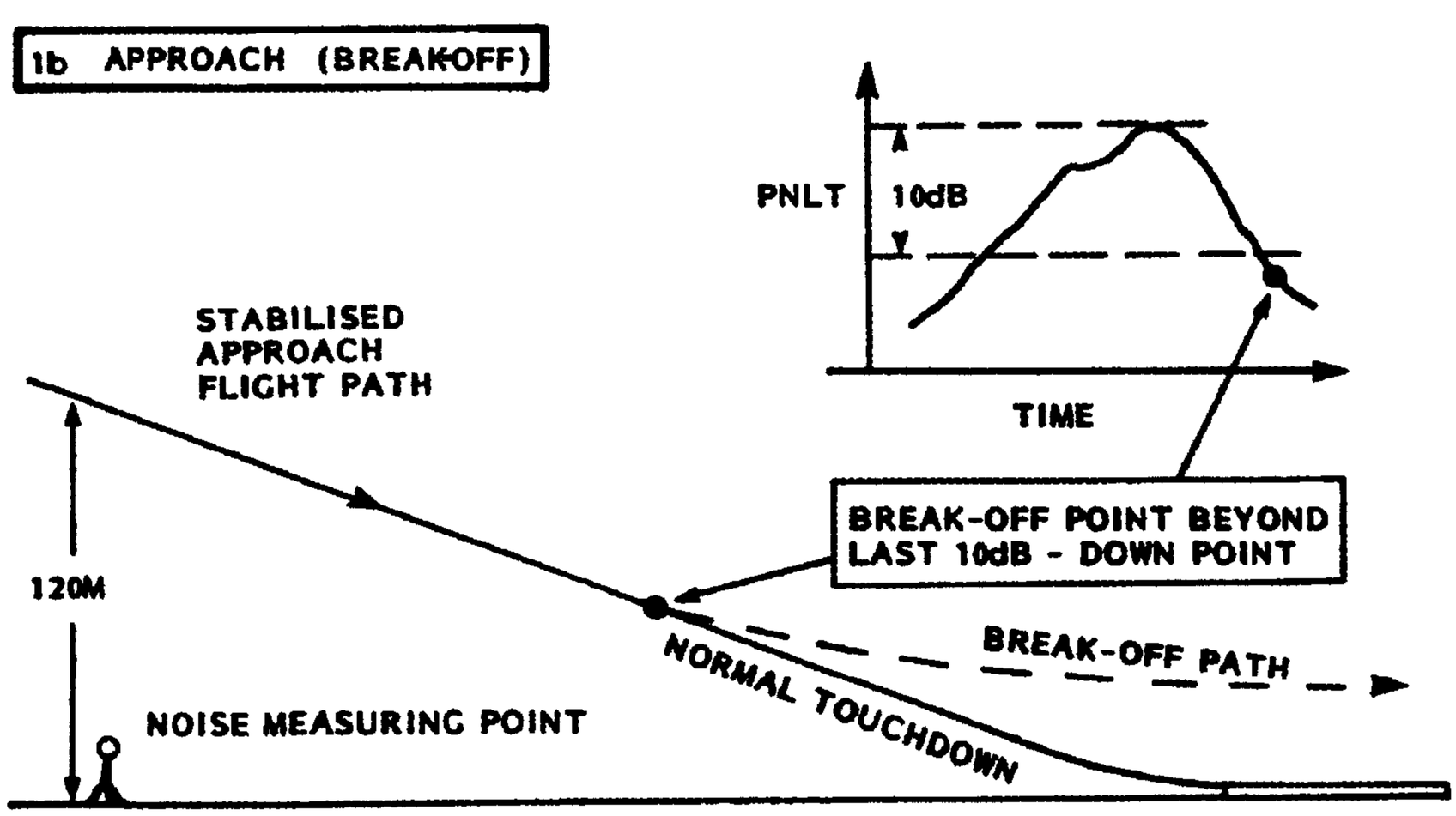

1b APPROACH (BREAK-OFF)
PNLT
10dB
TIME
STABILISED APPROACH FLIGHT PATH
BREAK-OFF POINT BEYOND LAST 10dB - DOWN POINT
120M
BREAK-OFF PATH
NORMAL TOUCHDOWN
NOISE MEASURING POINT

图1 航迹切入程序

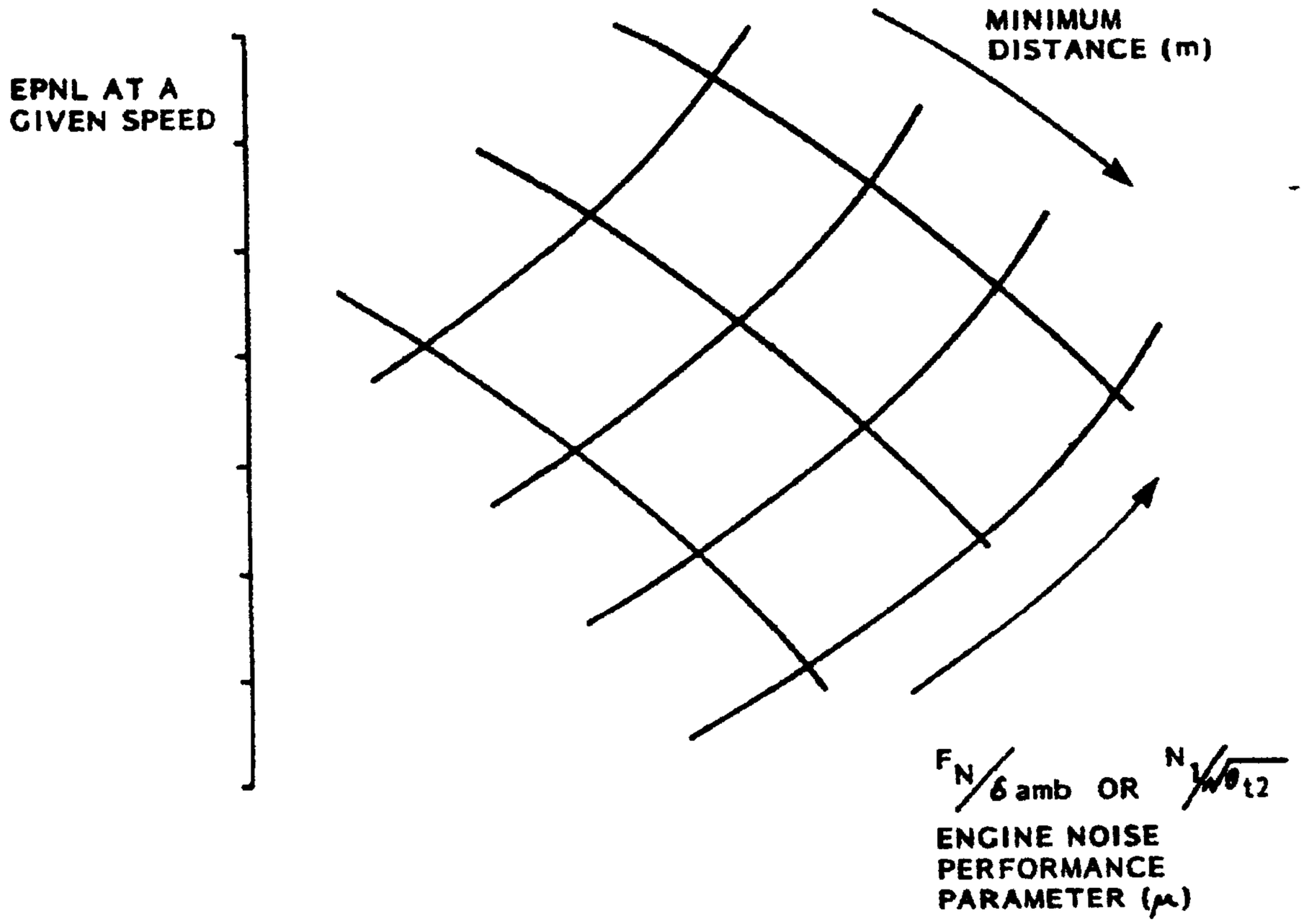


图2 涡喷或涡扇发动飞机的NPD图

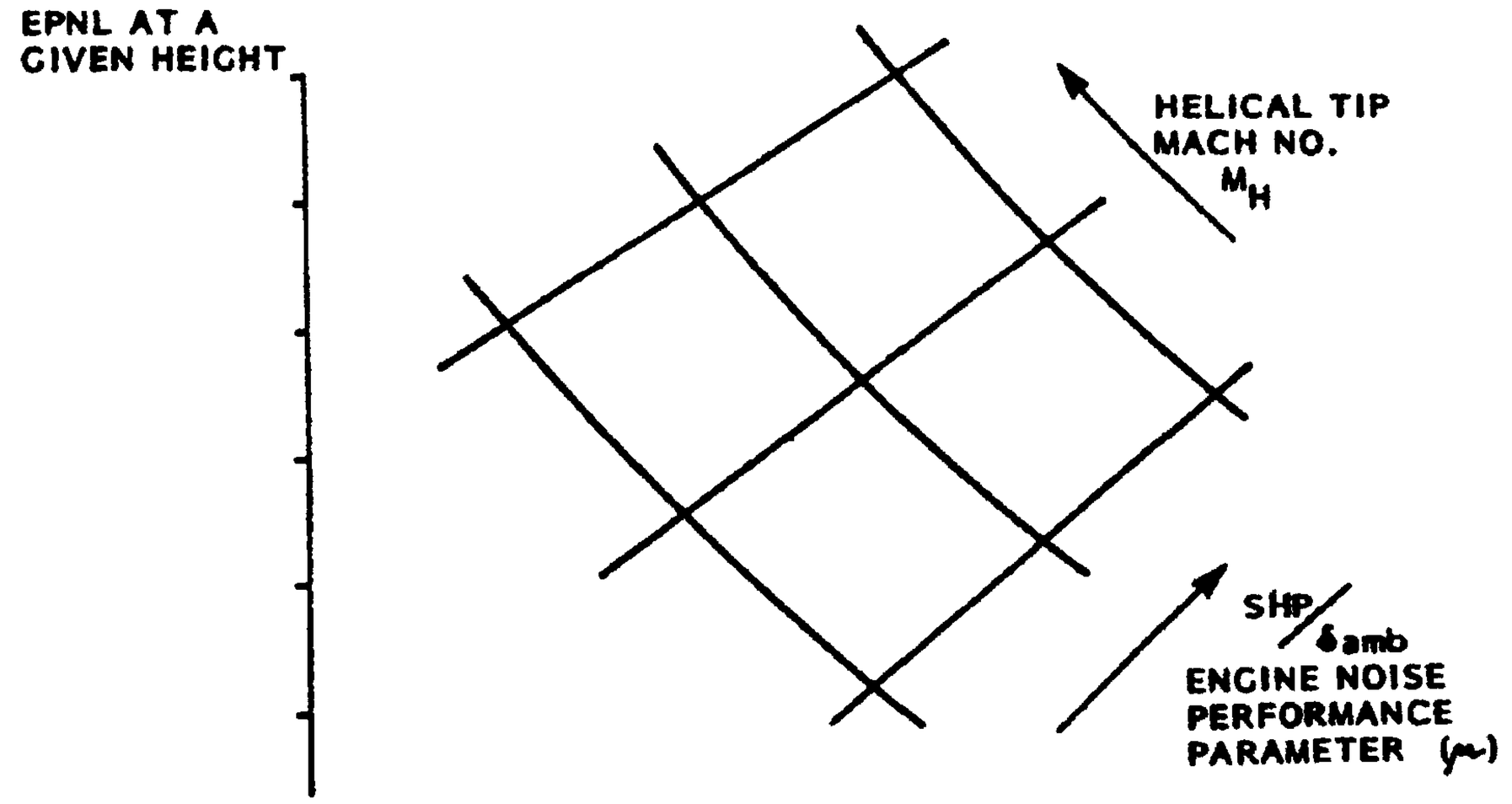
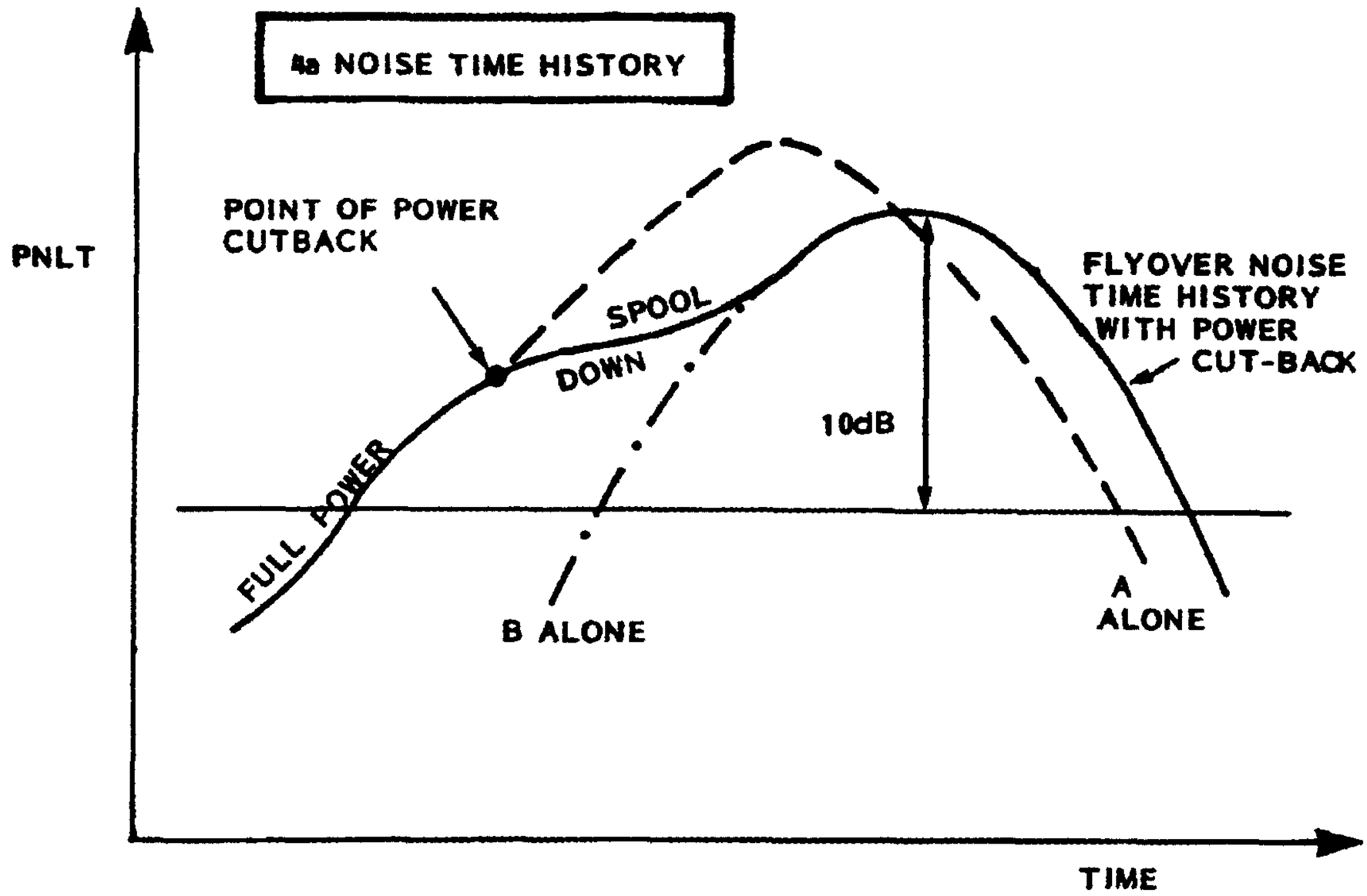


图3 螺旋桨大飞机的NPD图



4b FLIGHT PATH OVER FLYOVER MEASURING POINT WITH POWER CUT-BACK

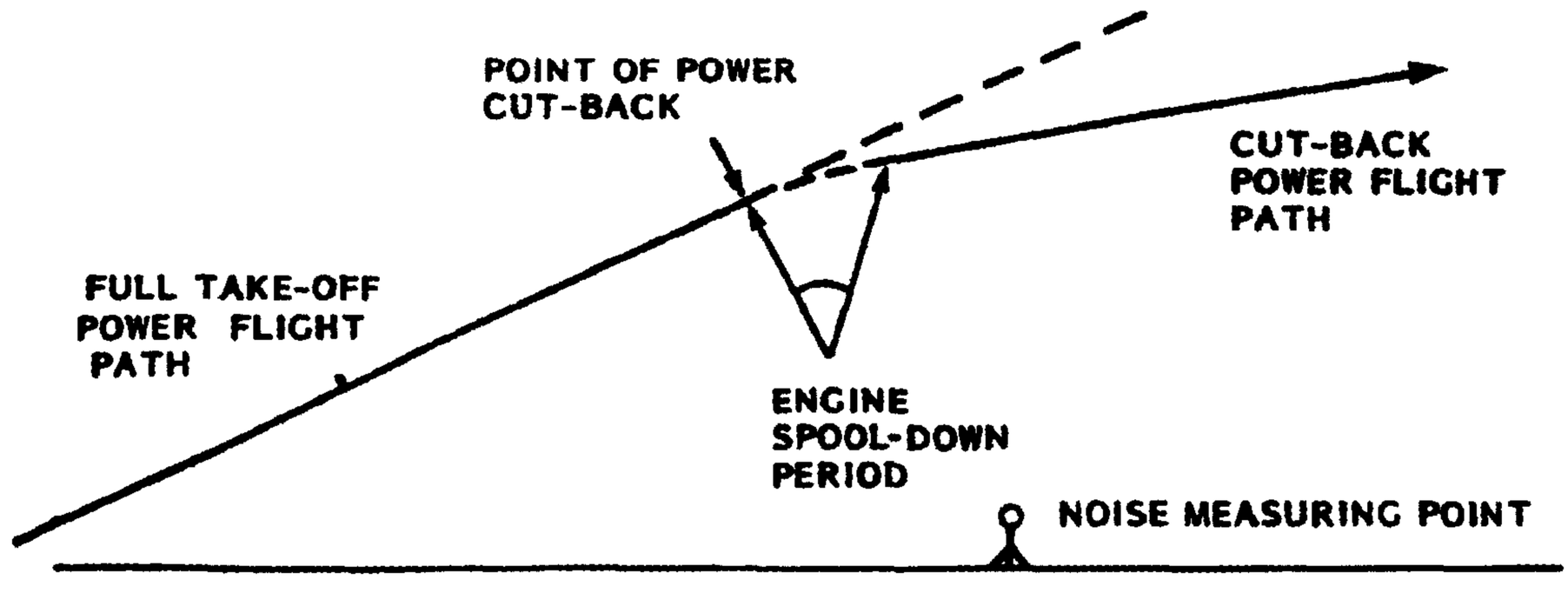
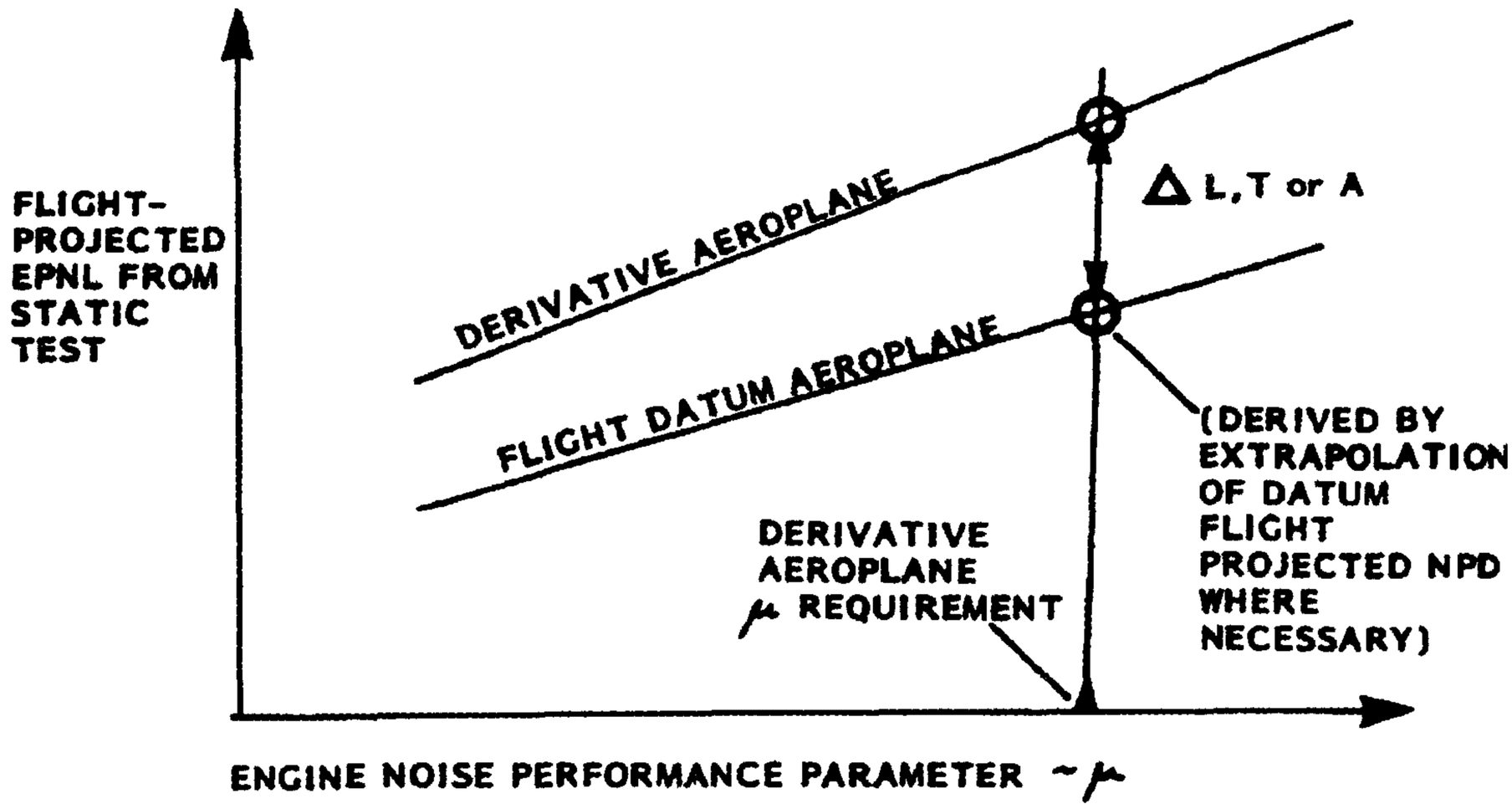


图4 恒定功率试验中减功率起飞噪声级的计算



DEFINITIONS

Δ_L = DIFFERENCE BETWEEN FLIGHT DATUM AND DERIVATIVE AEROPLANE EPNL AT THE POWER REQUIREMENT OF THE DERIVATIVE AEROPLANE AT THE LATERAL CONDITION

Δ_T = DIFFERENCE BETWEEN FLIGHT DATUM AND DERIVATIVE AEROPLANE EPNL AT THE POWER REQUIREMENT AND ALTITUDE OF THE DERIVATIVE AEROPLANE AT THE TAKE-OFF CONDITION.

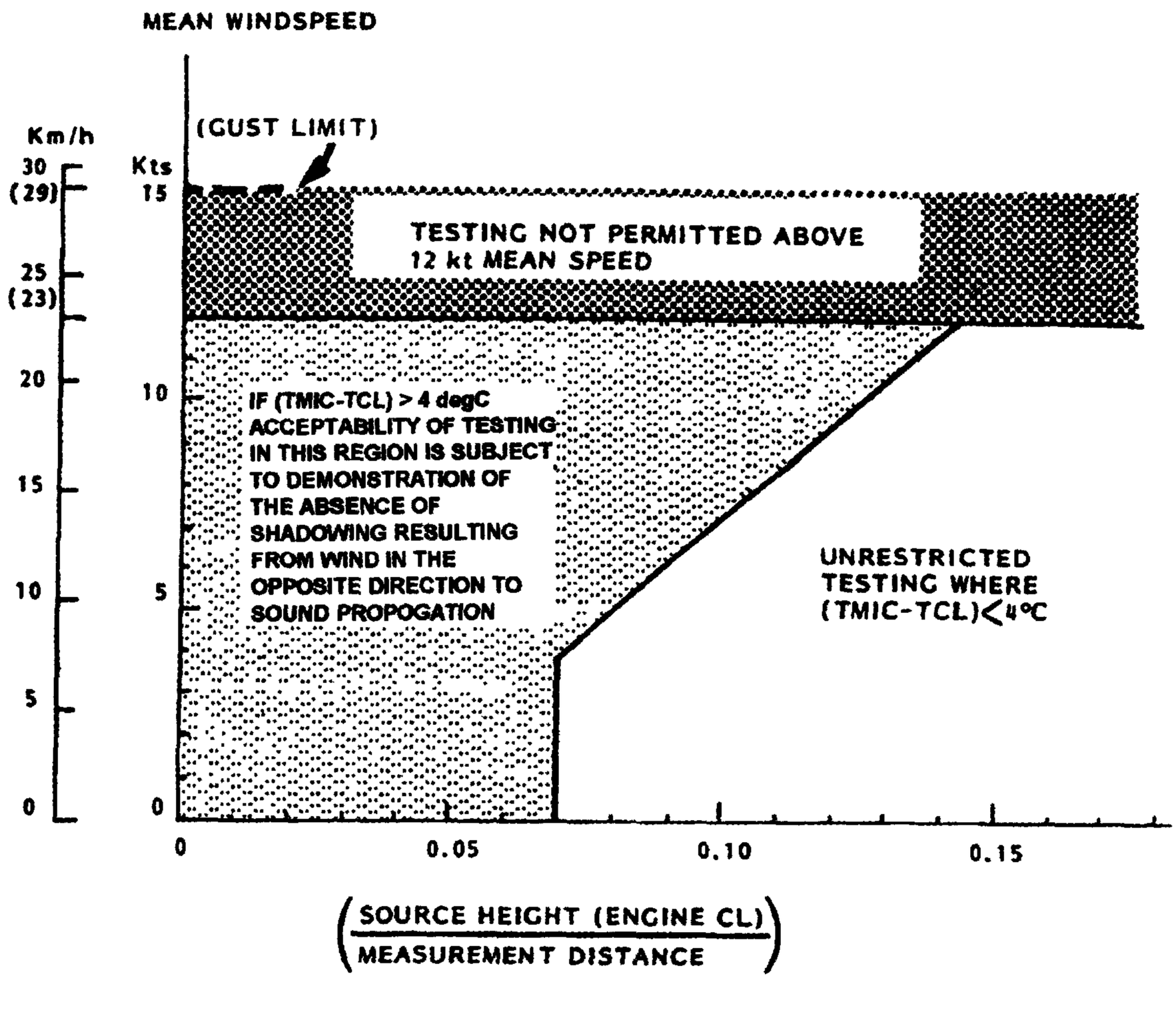
Δ_A = DIFFERENCE BETWEEN FLIGHT DATUM AND DERIVATIVE AEROPLANE EPNL AT THE POWER REQUIREMENT OF THE DERIVATIVE AEROPLANE AT THE APPROACH CONDITION.

LIMITATIONS

(i) $|\Delta_L| + |\Delta_T| + |\Delta_A|$ SHALL NOT EXCEED 5 EPNdB

(ii) Δ_L, Δ_T or Δ_A SHALL NOT EXCEED ±3 EPNdB INDIVIDUALLY.

图5 在没有有效飞行数据时使用静态试验的限制



NOTE

TCL = TEMPERATURE AT ENGINE CENTRELINE HEIGHT

TMIC = TEMPERATURE WITHIN ±5MM OF GROUND MICROPHONE DIAPHRAGM HEIGHT

图6 使用地面传声器的天气标准

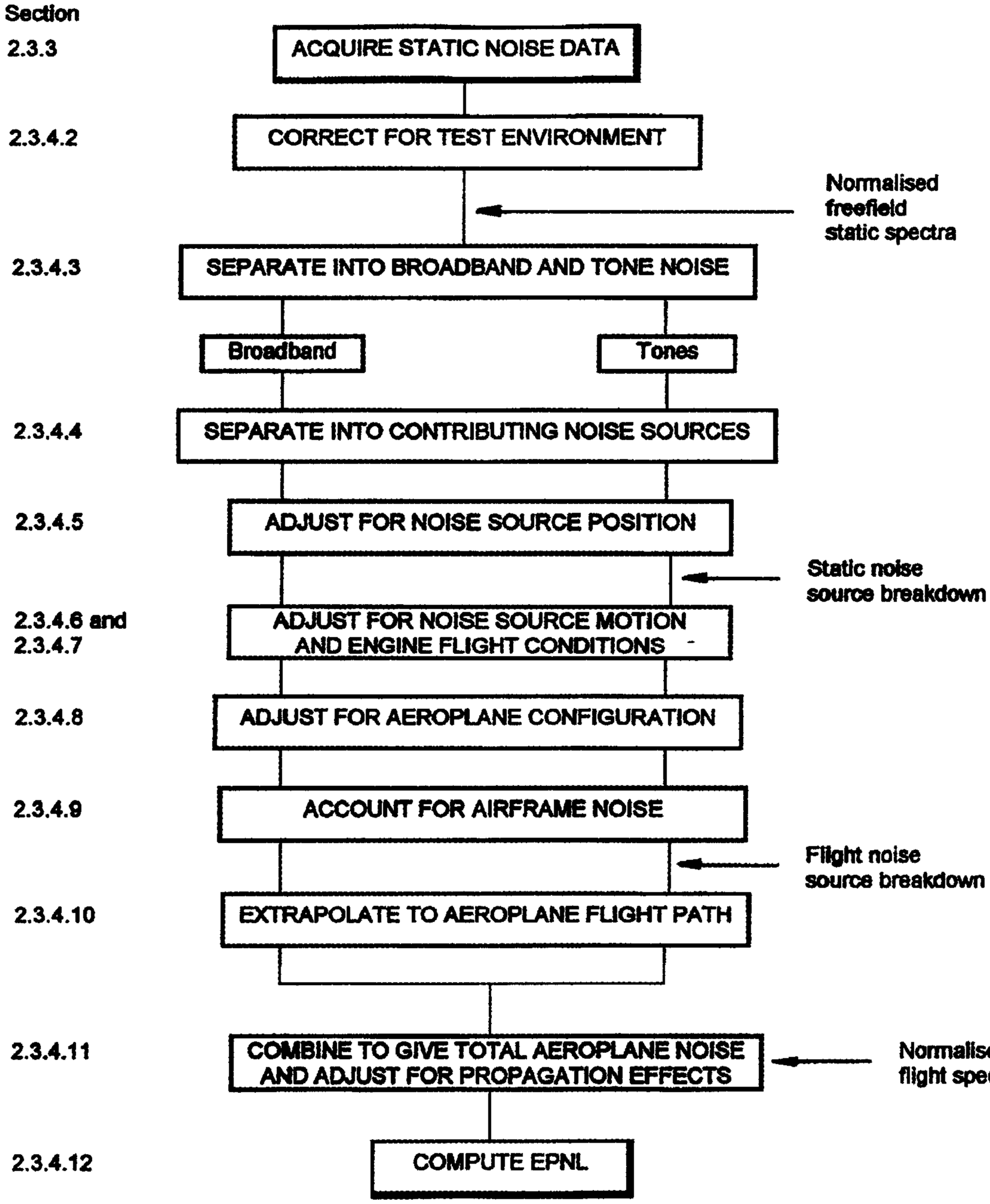


图7 静态发动机数据映射到飞机飞行条件的通用流程

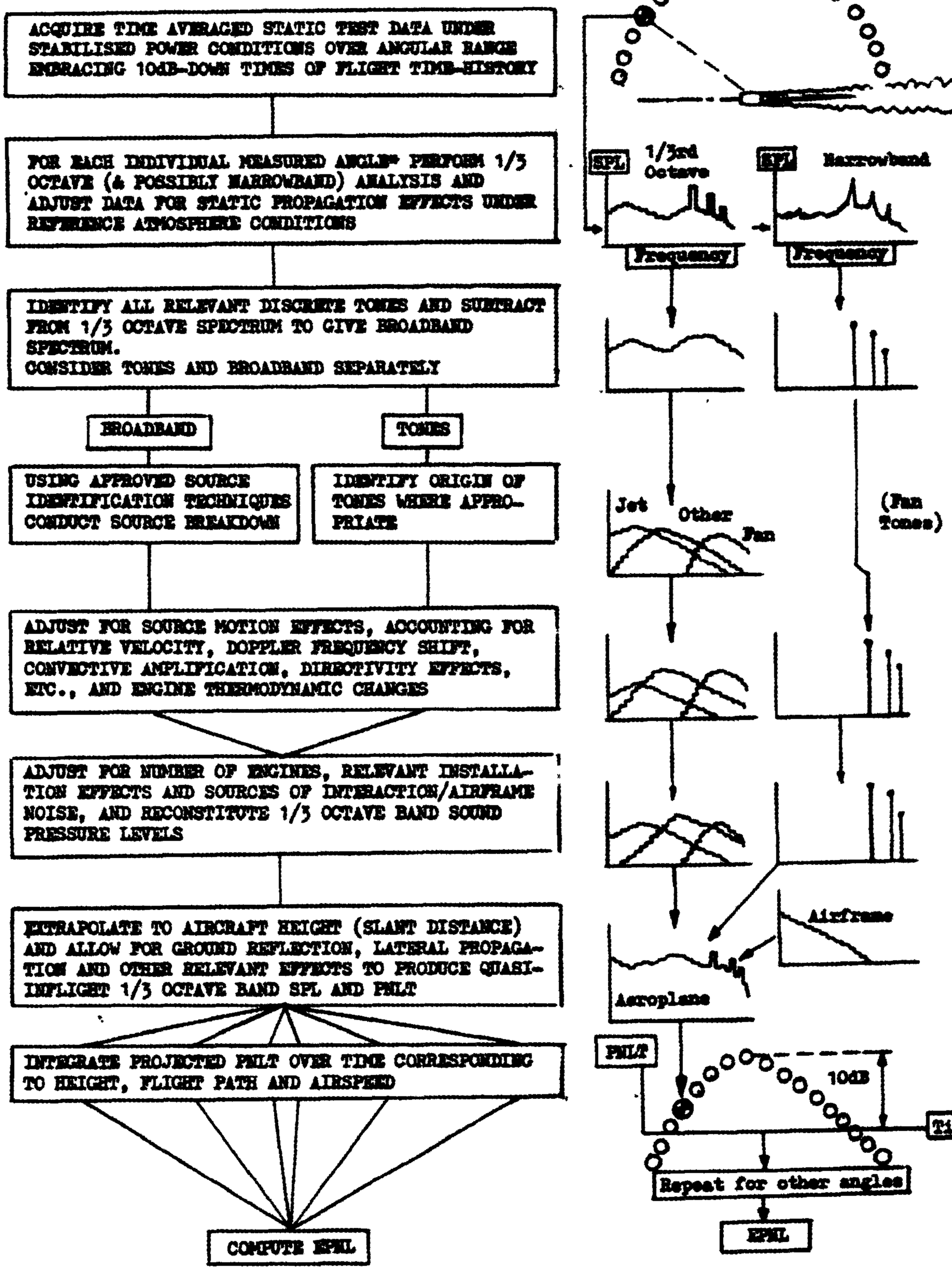


图8 静态发动机数据映射到飞机飞行条件的程序实例

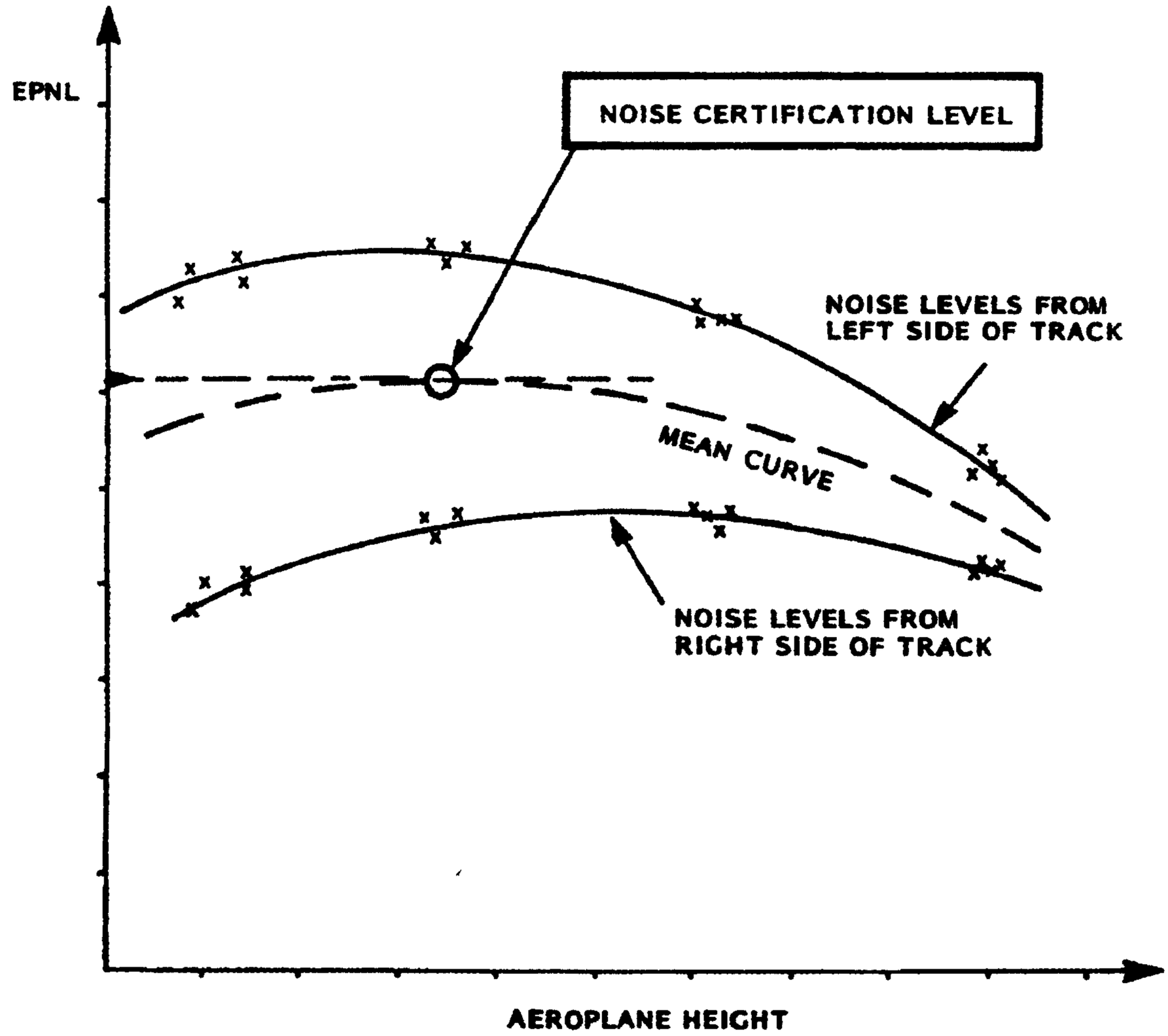


图9 螺旋桨大飞机典型的横侧噪声数据图

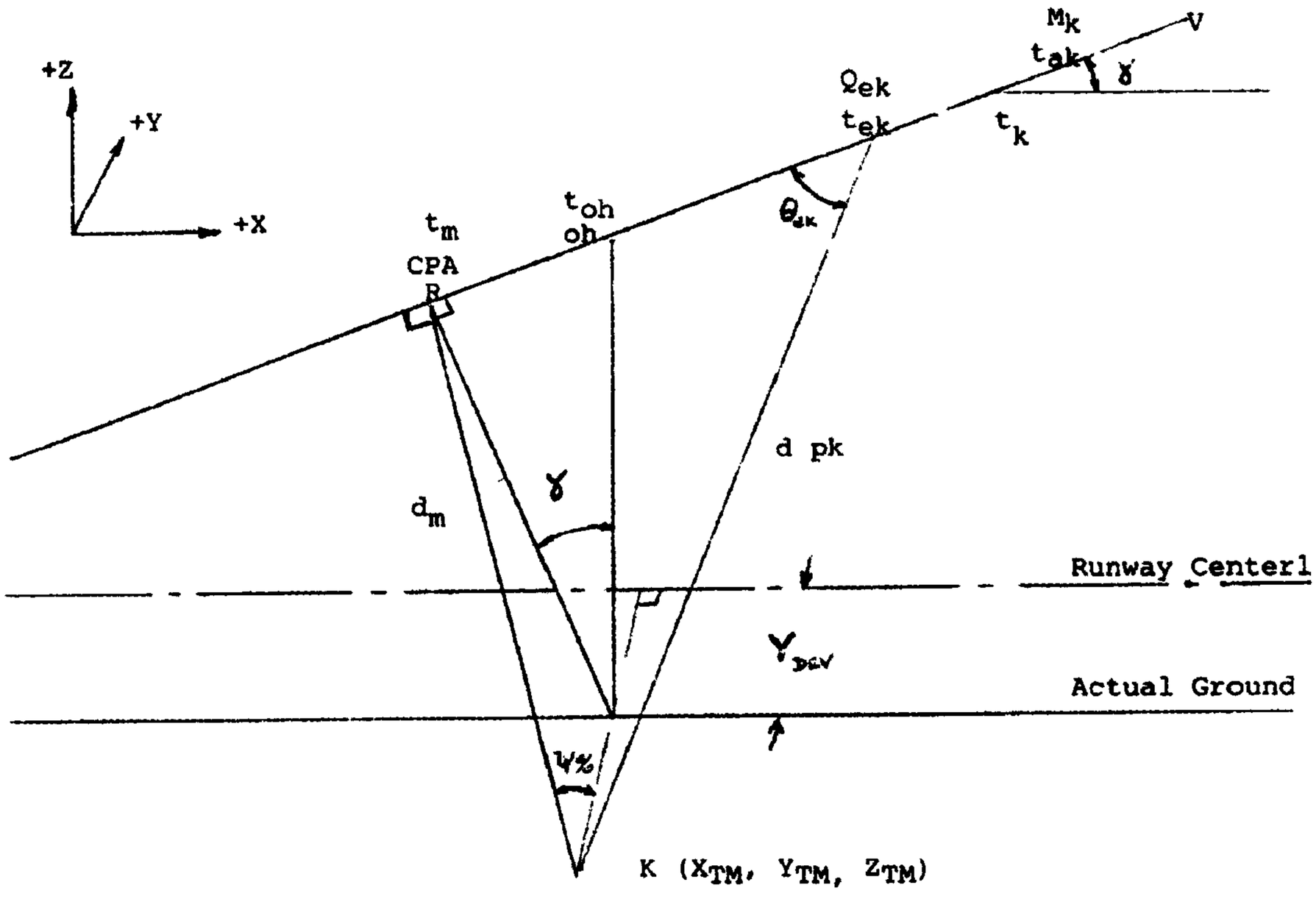


图10 完整程序的几何关系

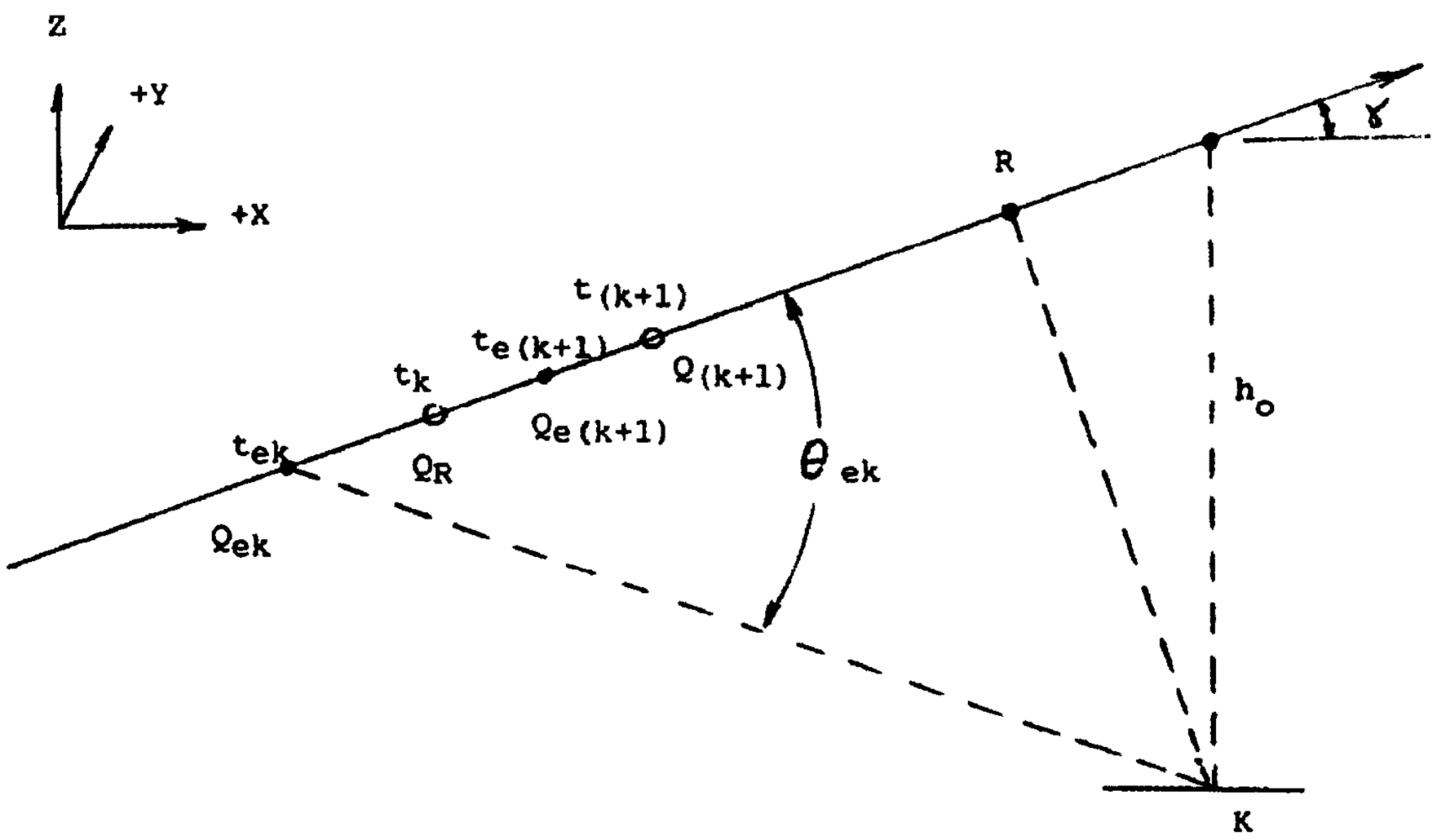


图11 完整程序相关的时间段

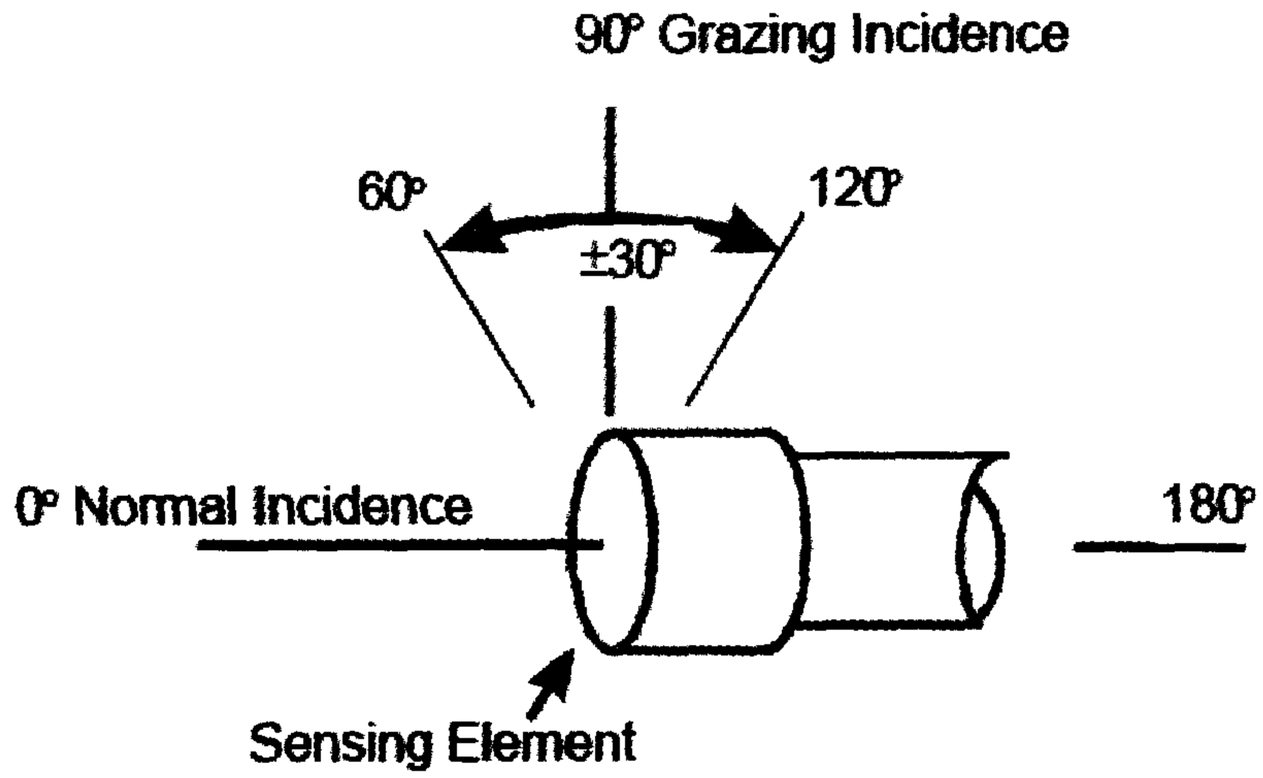


图12 传声器声入射角的示意图

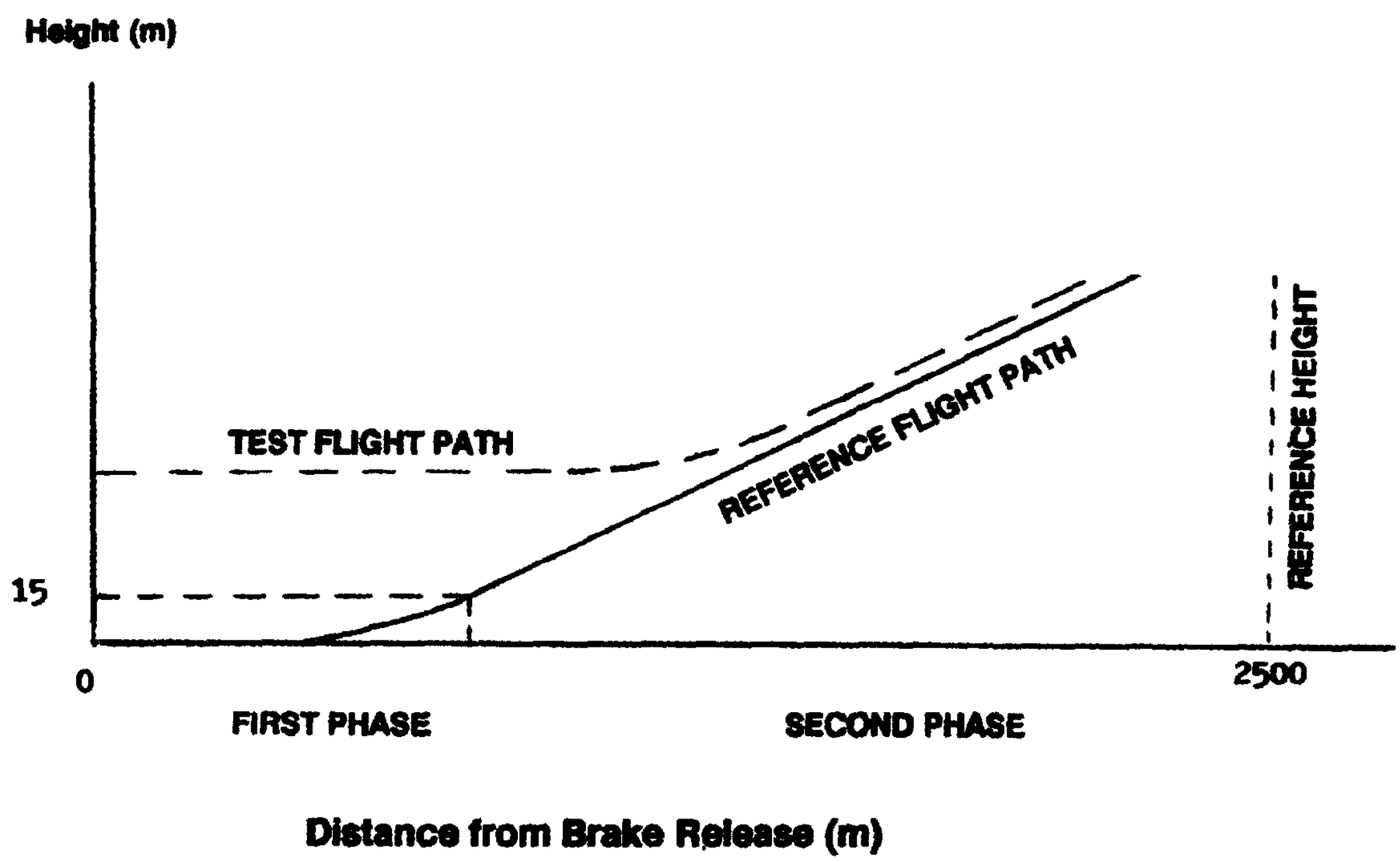


图13 典型的试验程序和基准程序

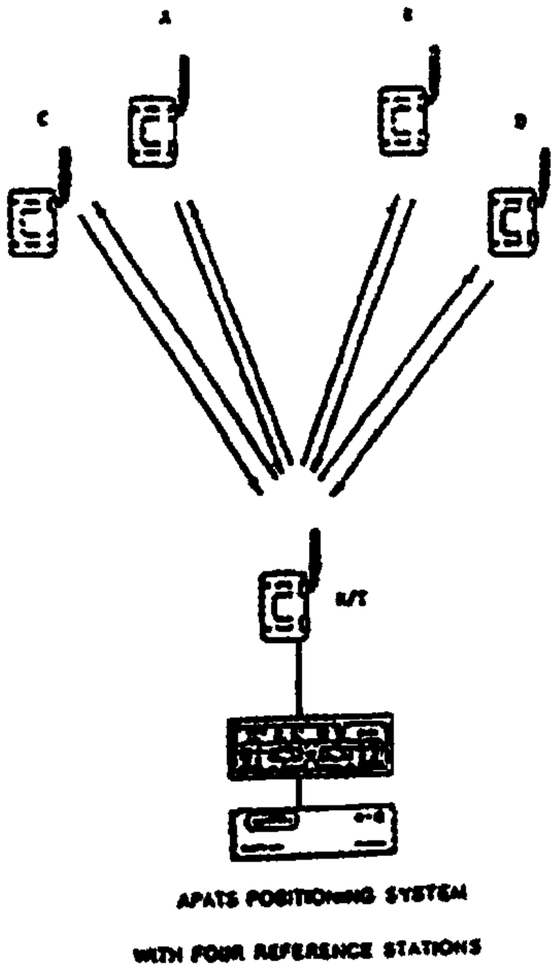


图14 雷达定位跟踪系统

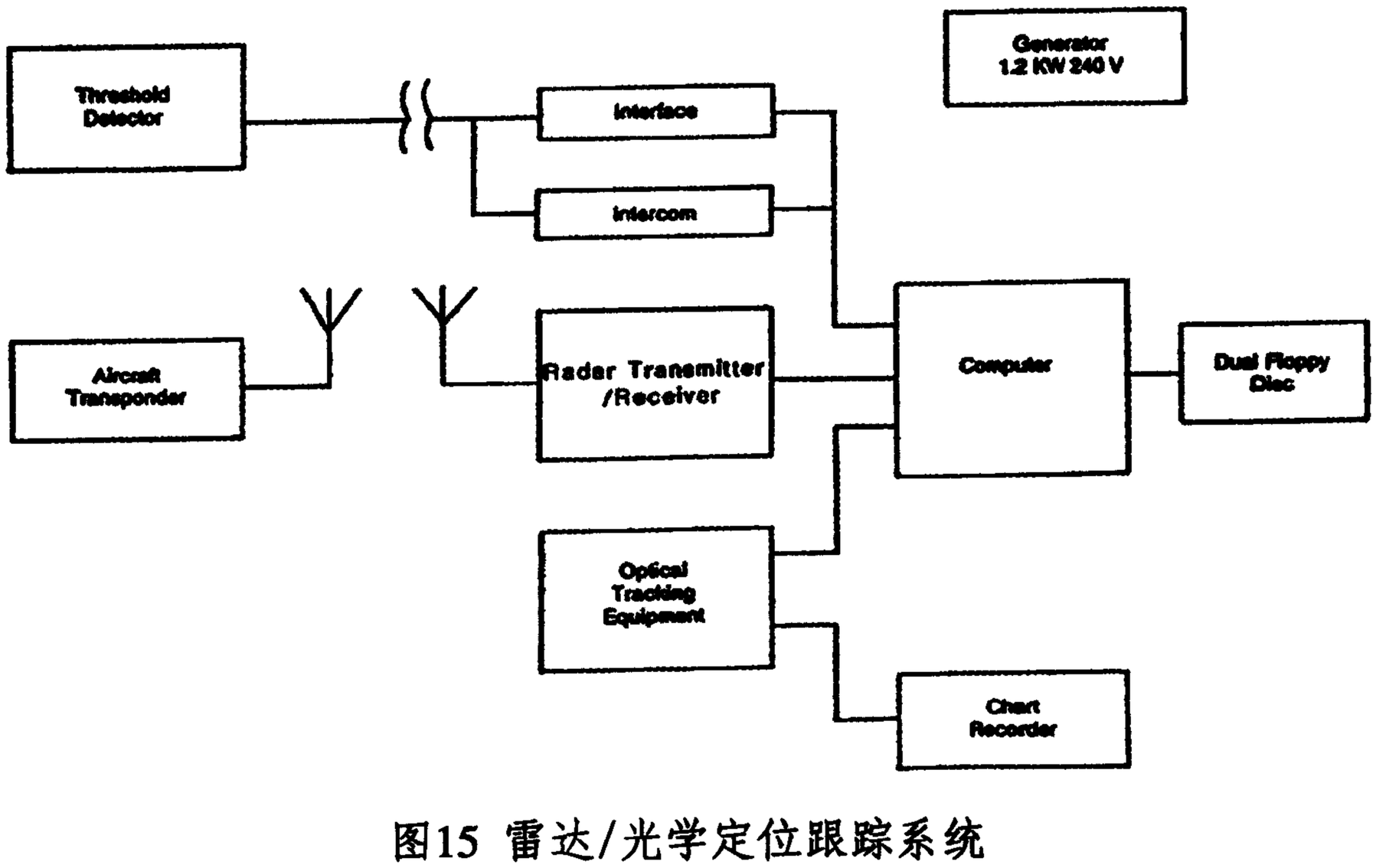


图15 雷达/光学定位跟踪系统

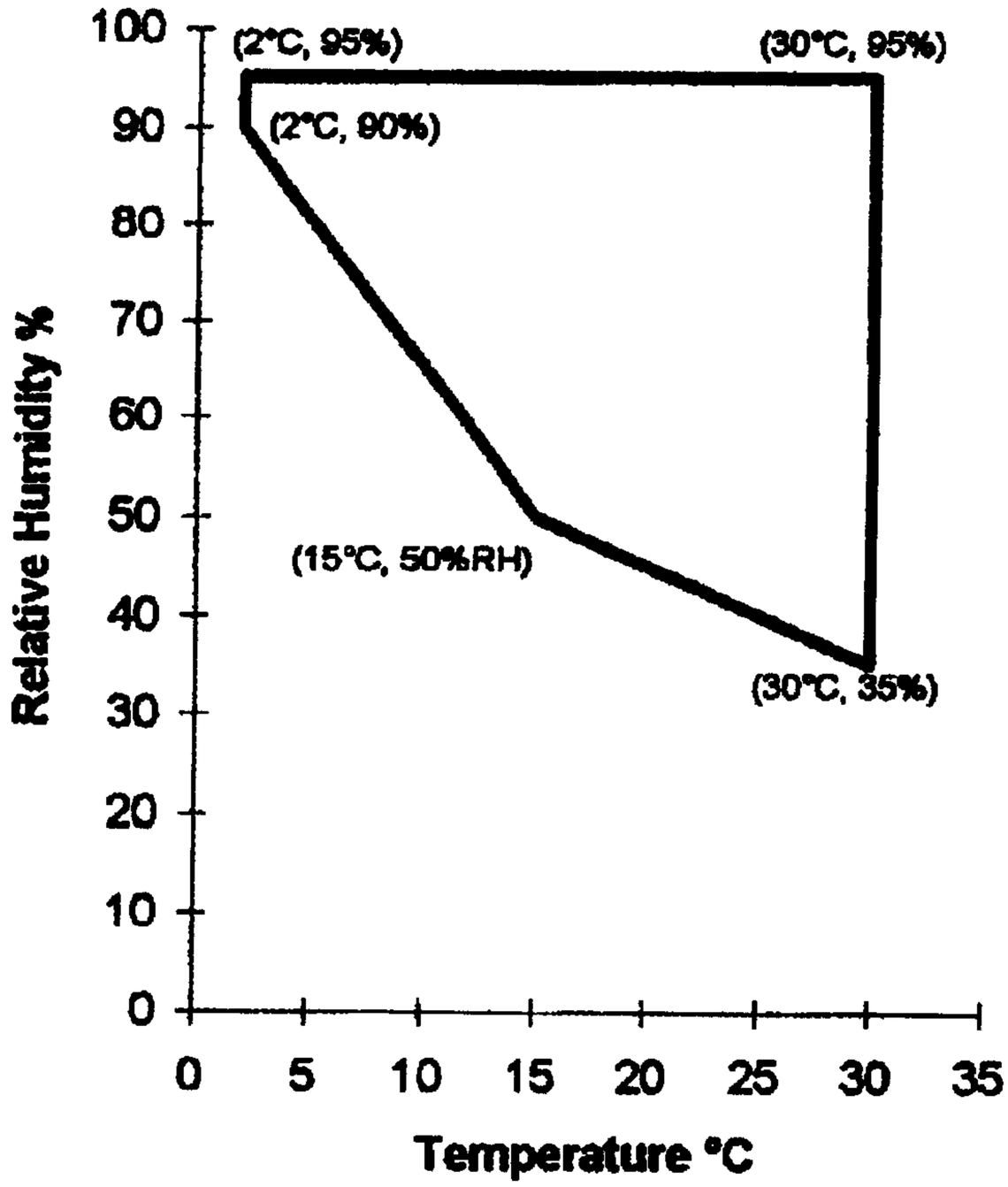


图16 附件16第8章“零衰减修正窗口”

附录1 置信区间的计算

1 引言

使用噪声－功率－距离（NPD）曲线，要求用一个通用的公式确定置信区间，而不是一簇数据点。对于这种更一般的情况，可能需要计算以下数据回归线的置信区间:

(a) 飞行试验数据，

(b) 飞行试验和静态试验数据的组合，

(c) 分析的结果，

或者以上的组合。

后两者对航空器系列型号的噪声合格审定尤为重要，并且在汇集采样的不同来源时要特别谨慎。

第2到第5部分深入分析了置信区间评估的理论。第6部分给出了该理论的应用以及一些实例。第7部分列出了参考书目以便进一步理解该理论。

2 飞行试验数据平均的置信区间

2.1 测量值集群平均样本估计的置信区间

如果在大致相同的条件下获得n个有效感觉噪声级$y_1, y_2, \cdots, y_n$，并且可以假设他们构成一个正态随机样本，真实总体均值是μ，真实标准差是σ，则可以得出下面的统计量:

$$\bar{y} = \text{均值的估计} = \frac{1}{n}\left\{\sum_{i=1}^{n} y(i)\right\},$$

$$s = \text{标准差的估计} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(y_i - \bar{y})^2}{n-1}}$$

根据这些统计量和t－分布，可以确定均值$\bar{y}$估计的置信区间CI：

$$CI = \bar{y} \pm t_{\left(1-\frac{\alpha}{2},\zeta\right)} \frac{s}{\sqrt{n}}$$

其中，$t_{\left(1-\frac{\alpha}{2},\zeta\right)}$表示自由度为$\zeta$（对集群数据集合$\zeta = n-1$）、百分点$(1-\alpha/2)$的单边t检验。对于给定的$\alpha$，$100(1-\alpha)\%$是置信区间上要达到的置信水平，换句话说就是区间内包含未知均值μ的概率。噪声合格审定通常要求90%的置信区间，因此使用$t_{95,\zeta}$。本附录末的表1－2，列出了不同ζ值对应的$t_{95,\zeta}$的值。

2.2 由回归分析得到的均值曲线的置信区间

如果不同的发动机相关参数值$x_1, x_2, \cdots, x_n$分别获得n个有效感觉噪声级的测量值$y_1, y_2, \cdots, y_n$，则可以通过最小二乘法对数据进行多项式拟合。假设平均有效感觉噪声级μ的多项式回归模型如下：

$$\mu = B_0 + B_1 x + B_2 x^2 + \cdots + B_k x^k$$

并且由有效感觉噪声级数据的均值曲线的估计为：

$$y = b_0 + b_1 x + b_2 x^2 + \cdots + b_k x^k$$

每个回归系数B_i由下面概括的过程中使用最小二乘法从样本数据得到的b_i进行估计。

每个观察值(x_i, y_i)都满足方程：

$$\begin{aligned} y_i &= B_0 + B_1 x_i + B_2 x_i^2 + \cdots + B_k x_i^k + \varepsilon_i \\ &= b_0 + b_1 x_i + b_2 x_i^2 + \cdots + b_k x_i^k + e_i \end{aligned}$$

其中，ε_i和e_i是与有效感觉噪声级有关的随机误差和余数。假设随机误差ε_i是均值为零，标准差为σ的正态随机样本，余数e_i指测量值与用回归系数和

x_i得到的值的估计之间的差异。均方根值s是σ的样本估计。这些方程经常被认为是正态方程。

测量值(x_i, y_i)的n个数据点处理如下:

每个基本向量$\underline{x_i}$,

$\underline{x_i} = \begin{pmatrix} 1 & x_i & x_i^2 & \cdots & x_i^k \end{pmatrix}$，为一行向量;

其转置$\underline{x'_i}$,

$$\underline{x'_i} = \begin{pmatrix} 1 \\ x_i \\ x_i^2 \\ \vdots \\ x_i^k \end{pmatrix}$$，为一列向量。

所有的基本向量$\underline{x_i}(i=1,\cdots,n)$构成了矩阵$\underline{X}$，$\underline{X'}$是其转置矩阵。

我们定义一个矩阵$\underline{A}=\underline{X'X}$，矩阵$\underline{A}^{-1}$是$\underline{A}$的逆矩阵。

同样,

$$\underline{y} = \begin{pmatrix} y_1 & y_2 & \cdots & y_n \end{pmatrix}, \quad \underline{b} = \begin{pmatrix} b_0 & b_1 & \cdots & b_k \end{pmatrix}$$

$\underline{b}$作为正态方程的解:

$$\underline{y} = \underline{Xb}$$

由 $\underline{X'y} = \underline{X'Xb}$

得出 $\underline{b} = \underline{A}^{-1}\underline{X'y}$

与发动机相关参数x_0有关的有效感觉噪声级估计的均值，其90%置信区间CI_{90}定义为:

$$CI_{90} = \bar{y}(x_0) \pm t_{95,\zeta} sv(x_0)$$

其中，$v(x_0) = \sqrt{\underline{x}_0 \underline{A}^{-1} \underline{x'}_0}$。

因此，$CI_{90} = \bar{y}(x_0) \pm t_{95,\zeta} s\sqrt{\underline{x}_0 \underline{A}^{-1} \underline{x'}_0}$

其中，$\underline{x}_0=\begin{pmatrix}1 & x_0 & x_0^2 & \cdots & x_0^k\end{pmatrix}$，

$\underline{x}'_0$是$\underline{x}_0$的转置矩阵，

$\bar{y}(x_0)$是与发动机相关参数有关的有效感觉噪声级均值的估计，

$t_{95,\zeta}$根据自由度ζ获得。通常情况下，对于K个自变量（即$K+1$个系数）的多元回归分析，ζ定义为$\zeta=n-K-1$（对于多项回归分析的特殊情况，k是曲线拟合的阶数，有k个独立于因变量的变量，因此$\zeta=n-K-1$），

$s=\sqrt{\dfrac{\sum_{i=1}^{n}(y_i-\bar{y}(x_i))^2}{n-K-1}}$，是真实标准差$\sigma$的估计。

3 由静态试验得出的NPD曲线的置信区间

静态数据应用于系列审定时，通过原始飞行回归、原始映射静态回归和衍生映射静态回归的线性合并，形成NPD曲线：

$$EPNL_{DF}=EPNL_{DF}-EPNL_{BF}+EPNL_{BS}$$

或者采用上面使用的符号：

$$\bar{y}_{DF}(x_0)=\bar{y}_{BF}(x_0)-\bar{y}_{BS}(x_0)+\bar{y}_{DS}(x_0)$$

其中下标DF表示衍生飞行，BF表示原始飞行，BS表示原始静态，DS表示衍生静态。

衍生飞行NPD曲线的置信区间，通过汇集三个数据集合（每个都有各自的多项式回归）得到，相对于发动机相关参数x_0，得出的有效感觉噪声级均值（即$\mu_{DF}(x_0)$）的置信区间为：

$$CI_{90}(x_0)=\bar{y}_{DF}(x_0)\pm t'v_{DF}(x_0)$$

其中：

$$v_{DF}(x_0)=\sqrt{(s_{BF}v_{BF}(x_0))^2+(s_{BS}v_{BS}(x_0))^2+(s_{DF}v_{DF}(x_0))^2}$$

s_{BF}、 s_{BS}、 s_{DS}、 $v_{BF}(x_0)$、 $v_{BS}(x_0)$和$v_{DS}(x_0)$按2.2节对下标BF， BS和DS代表的数据集的解释，分别计算。

$$t'=\frac{(s_{BF}v_{BF}(x_0))^2t_{BF}+(s_{BS}v_{BS}(x_0))^2t_{BS}+(s_{DS}v_{DS}(x_0))^2t_{DS}}{(s_{BF}v_{BF}(x_0))^2+(s_{BS}v_{BS}(x_0))^2+(s_{DS}v_{DS}(x_0))^2}$$

其中t_{BF}， t_{BS}和t_{DS}是相应的回归分析中，自由度分别为ζ_{BF}， ζ_{BS}和ζ_{DS}的$t_{95,\zeta}$估计值。

4 分析衍生NPD曲线的置信区间

可以通过分析来确定噪声源成分的改变对审定噪声级的影响。通过分析硬件改变对其产生的噪声成分的影响来完成。得到的δ应用于原始构型，计算出新的噪声级。原始构型或后来的衍生构型可能发生变化，这种情况下的置信区间，可以用上面合适的方法来计算。如果$\hat{\Delta}$代表分析确定的变化，并假设可以其由真实未知的Δ通过某些随机量d导出，即

$$\hat{\Delta}=\Delta+d$$

其中假设d是均值为零，已知方差为τ^2的正态分布。

因此$\mu(x_0)+\Delta$的置信区间为

$$(\bar{y}(x_0)+\hat{\Delta})\pm t'v'(x_0)$$

其中， $v'(x_0)=\sqrt{v(x_0)^2+\tau^2}$和$t'$与上面的一样，没有变化。

5 模型的充分性

5.1 发动机相关参数的选择

要尽最大努力确定最合适的发动机相关参数x，其可能为各种简单参数

的组合。

5.2 回归模型的选择

对于合格审定，不建议使用比简单的二次方程更复杂的多项式，除非这种模型有清楚的原理。

应该参考多次回归的标准，并检查获得的数据以表明模型选择的充分性。

6 汇集三个数据集来确定90％置信区间的实例

这部分给出了一个由三个数据集汇集得出90％置信区间的实例。实例和指导材料介绍了数据集置信区间、一阶（即直线）和二阶（即二次方程式）回归曲线的计算。另外也说明了如何建立多个数据集汇集载一起的置信区间。

考虑对后来安装较为安静发动机的航空器的审定噪声级在理论上进行评估，数据航空器的进场噪声级可由在名义上的基准条件下测量的噪声级数据集，加上通过对不同发动机推力得到的数据点进行最小二次拟合导出的源噪声修正得到。为了评估航空器（安装了经声学处理的发动机）的噪声级，需要由安静航空器的一系列测量值，进一步建立源噪声曲线（假设是直线最小二乘回归）。假设三个数据库的每一个都各自特殊类型的数据组成。

汇集的数据集由六个名义数据硬墙条件下的*EPNL*组成，这些噪声级由充分修正到进场基准条件的测量值得出。

确定声学改变的两条曲线分别是在硬墙和安静条件下，*EPNL*对标准化推力的回归曲线（例子给出了二次和直线最小二乘曲线拟合），下面的图

说明了这些。每条线旁边的虚线代表90%的置信界限。

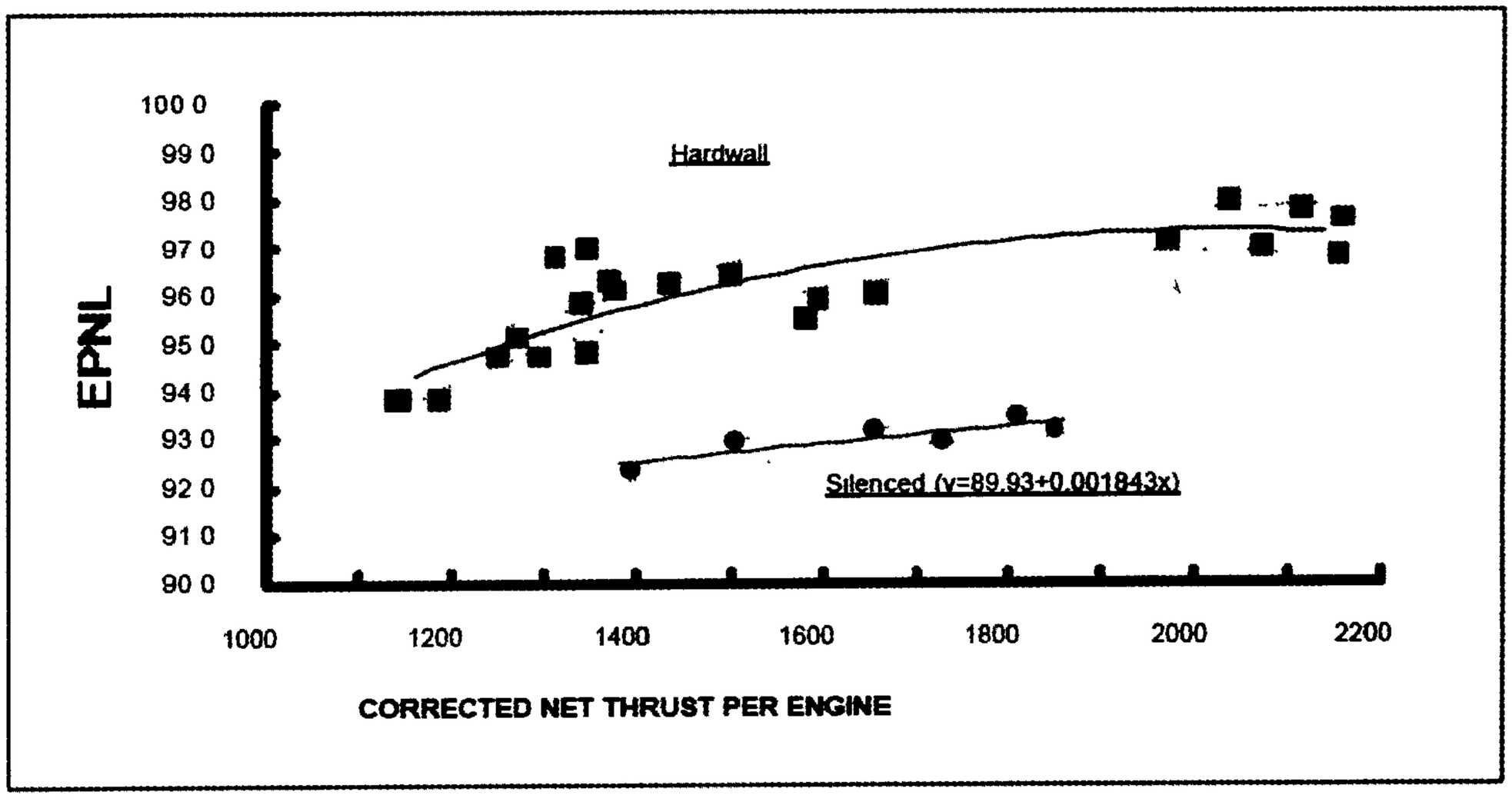


图1.1

每条曲线都是由在各自条件下的对比试验获得的全套数据点构成，与之相关的最小二乘拟合因此包括所有的不确定点，考虑到三个数据集中的每一个所包含的数据点数量足以构成一个统计样本。

6.1 集簇数据集的置信区间

集簇数据集的置信区间确定如下:

设 $EPNL_i$ 为 $EPNL$ 的个别值

n为数据点的数量

t为自由度为$(n-1)$的t－分布（自由度的数量与集簇数据集有关）。

$$\text{置信区间 } CI = \overline{EPNL} \pm t\frac{s}{\sqrt{n}}$$

其中s是标准差的估计，定义为:

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}\left(EPNL_i - \overline{EPNL}\right)^2}{n-1}}$$

以及

$$\overline{EPNL} = \frac{\sum_{i=1}^{n} EPNL_i}{n}$$

假设有效感觉噪声级数据集组成如下：

试验号	EPNL
1	95.8
2	94.8
3	95.7
4	95.1
5	95.6
6	95.3

则有，数据点数量$n=6$，自由度$(n-1)=5$，自由度为5的t－分布＝2.015（见表1－2），

$$EPNL = \frac{\sum_{i=1}^{n} EPNL_i}{n} = 95.38$$

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n} \left(EPNL_i - \overline{EPNL}\right)^2}{n-1}} = 0.3869$$

置信区间

$$CI = \overline{EPNL} \pm t\frac{s}{\sqrt{n}} = 95.38 \pm 2.015\frac{0.3869}{\sqrt{6}} = 95.38 \pm 0.1383$$

6.2 一阶回归曲线的置信区间

我们假设一个源噪声数据集（降低噪声的情况）的回归曲线可以很好的用最小二乘直线拟合（即一阶多项式）代表。

这种回归曲线方程的一般形式为：

$$Y = a + bX$$

其中：Y为因变量$EPNL$，X是自变量标准化推力F_N/δ（在这个例子中）。

虽然对于高阶多项式最小二乘曲线，回归曲线的系数（即“正态方程”的解）可以通过计算矩阵的解得到，但是线性拟合的两个系数a和b，能够从下述X和Y的测量值X_i和Y_i的两个简单方程式得出：

$$b=\frac{\text{协方差}}{\text{方差}}=\frac{S_{xy}^2}{S_x^2}$$

其中，$S_{xy}^2=\frac{\sum_{i=1}^{n}X_iY_i}{n}-\frac{\sum_{i=1}^{n}X_i\sum_{i=1}^{n}Y_i}{n^2}$，$S_x^2=\frac{\sum_{i=1}^{n}X_i^2}{n}-\left(\frac{\sum_{i=1}^{n}X_i}{n}\right)^2$，

$$a=\frac{\sum_{i=1}^{n}Y_i-b\sum_{i=1}^{n}X_i}{n}$$

对于$X=x_0$的回归直线，其置信区间为：

$$CI_{90}=\overline{Y}\pm ts\sqrt{\underline{x_0}\underline{A}^{-1}\underline{x_0'}}$$

其中，t为90％置信度对应的$(n-k-1)$自由度t－分布（k是指多项式回归的阶数，n是数据点的数量），

$$\underline{x_0}=(1\quad x_0),\quad \underline{x_0'}=\begin{pmatrix}1\\x_0\end{pmatrix}$$

$\underline{A}=\underline{X}'\underline{X}$，$\underline{A}^{-1}$是$\underline{A}$的逆矩阵。$\underline{X}$和$\underline{X}'$按2.2部分定义的由自变量$X_i$值形成的基本向量构成，

$$s=\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(\Delta Y)_i^2}{n-k-1}},$$

其中，$(\Delta Y)_i$是对应X_i的测量值Y_i与最小二乘直线上$X=X_i$对应的值Y的差值，n和k定义如上。

假设数据集由以下6个*EPNL*值，连同相应的发动机相关参数值一起组成，（要注意的是，通常组成源噪声曲线的数据点大于六个，但是例子中

为了限制矩阵的大小，所以对数量进行了限制）：

表1－1

试验号	F_N/δ	EPNL
1	1395	92.3
2	1505	92.9
3	1655	93.2
4	1730	92.9
5	1810	93.4
6	1850	93.2

在图中画出这些数据点（见图1.1），检查发现$EPNL$（因变量Y）和F_N/δ（自变量X）之间的线性关系，可以用一般形式表示：

$$Y=a+bX$$

线性方程式的系数a和b计算如下：

X	Y	XY	X^2
1395	92.3	128759	1946025
1505	92.9	139815	2265025
1655	93.2	154246	2739025
1730	92.9	160717	2992900
1810	93.4	169054	3276100
1850	93.2	172420	3422500
$\sum X$	$\sum Y$	$\sum XY$	$\sum X^2$
9945	557.9	925010	16641575

$$b=\frac{\text{协方差}}{\text{方差}}=\frac{S_{xy}^2}{S_x^2},$$

其中，

$$S_{xy}^2=\frac{\sum_{i=1}^{n}X_iY_i}{n}-\frac{\sum_{i=1}^{n}X_i\sum_{i=1}^{n}Y_i}{n^2}=\frac{925010}{6}-\frac{9945\times557.9}{36}=48.46,$$

$$S_x^2=\frac{\sum_{i=1}^{n}X_i^2}{n}-\left(\frac{\sum_{i=1}^{n}X_i}{n}\right)^2=\frac{16641575}{6}-\left(\frac{9945}{6}\right)^2=26289.6,$$

因此，$b=\frac{48.46}{26289.6}=0.001843$

$$a=\frac{\sum_{i=1}^{n}Y_i-b\sum_{i=1}^{n}X_i}{n}=\frac{557.9-0.001843\times 9945}{6}=89.93$$

该回归线90％置信区间

$$CI_{90}=\bar{Y}\pm ts\sqrt{\underline{x_0}\underline{A}^{-1}\underline{x_0'}}$$

计算如下：

根据表1－1列出的自变量测量值，由基本行向量形成矩阵$\underline{X}$：

$$\underline{X}=\begin{pmatrix}1 & 1395\\ 1 & 1505\\ 1 & 1655\\ 1 & 1730\\ 1 & 1810\\ 1 & 1850\end{pmatrix}$$

$\underline{X'}$是$\underline{X}$的转置矩阵，

$$\underline{X'}=\begin{pmatrix}1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1\\ 1395 & 1505 & 1655 & 1730 & 1810 & 1850\end{pmatrix}$$

矩阵$\underline{A}=\underline{X'X}=\begin{pmatrix}6 & 9945\\ 9945 & 16641575\end{pmatrix}$，其逆矩阵$\underline{A}^{-1}=\begin{pmatrix}175836 & -0.01051\\ -0.01051 & 6.3396\mathrm{E}-6\end{pmatrix}$

注意，矩阵的处理，其乘法和求逆，最好由计算机通过标准程序执行。这种程序可能使用很多通用电子制表软件中的标准函数。

比如，假设希望找到F_N/δ（即x_0）值是1600的回归线的90％置信区间。构造行向量$\underline{x_0}=(1\quad 1600)$，其转置矩阵为一列向量$\underline{x_0'}=\begin{pmatrix}1\\ 1600\end{pmatrix}$。

由以上计算的$\underline{A}^{-1}$，得到：

$$\underline{x_0}\underline{A^{-1}} = \begin{pmatrix}1 & 1600\end{pmatrix}\begin{pmatrix}17.5836 & -0.01051\\ -0.01051 & 6.3396\mathrm{E}-6\end{pmatrix} = \begin{pmatrix}0.7709 & -3.6453\mathrm{E}-4\end{pmatrix}$$

$$\underline{x_0}\underline{A^{-1}}\underline{x_0'} = \begin{pmatrix}0.7709 & -3.6453\mathrm{E}-4\end{pmatrix}\begin{pmatrix}1\\ 1600\end{pmatrix} = 0.1876$$

置信区间的方程也要求评估测量数据集的标准差值。根据表1－1和最小二乘直线拟合的回归方程（根据这个，我们分别计算了6个F_N/δ测量值的*EPNL*预计值），继续进行下面的运算：

试验号	F_N/δ	*EPNL*（测量值）	*EPNL*（预计值）	$(\Delta EPNL)^2$
1	1395	92.3	92.50	0.03979
2	1505	92.9	92.70	0.03911
3	1655	93.2	92.98	0.04896
4	1730	92.9	93.12	0.04708
5	1810	93.4	93.26	0.01838
6	1850	93.2	93.34	0.01909

对于$n=6$，$k=1$，有

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(\Delta Y)_i^2}{n-k-1}} = \sqrt{\frac{0.21241}{6-1-1}} = 0.2304$$

采用表1－2中自由度为$(n-k-1)$（即4）的t－分布值2.132，我们得到回归线在$F_N/\delta=1600$点处的置信区间：

$$CI_{90} = \overline{EPNL} \pm ts\sqrt{\underline{x_0}\underline{A^{-1}}\underline{x_0'}} = 92.98 \pm 2.132 \times 0.2304\sqrt{0.1876} = 92.98 \pm 0.2128$$

为了建立回归曲线的90％置信区间线，应该计算一系列自变量值的CI_{90}值，通过这些值画出置信区间线，即图1.1中的虚线。

6.3 二阶回归曲线的置信区间

二阶回归曲线的置信区间的确定与6.1节详细介绍的直线回归类似，这里就不详细举例计算了，但是以下几点应该注意。

最小二乘二次回归曲线方程的系数最好通过计算机矩阵求解确定，很

多软件包都有回归分析函数。

在根据公式 $CI_{90}=\overline{Y}\pm ts\sqrt{\underline{x}_0\underline{A}^{-1}\underline{x}_0'}$ 计算置信区间的过程中形成的矩阵 $\underline{x}_0$、$\underline{x}_0'$、$\underline{X}$ 和 $\underline{X}'$ 分别由1×3和3×1的行向量和列向量构成，自变量 X 根据下面的一般形式构成：

$$\underline{x}=\begin{pmatrix}1 & x & x^2\end{pmatrix},\quad \underline{x}'=\begin{pmatrix}1\\ x\\ x_2\end{pmatrix}$$

自由度数定义为 $(n-k-1)$，与 K 个自变量的因变量（包括常数项有 $K+1$ 个系数）的多元回归分析有关。对于二阶回归曲线，有两个自变量，因此自由度数是 $(n-3)$。

6.4 合并数据集的置信区间

三个数据集合并的置信区间定义为：

$$CI=\overline{Y}\pm T'\sqrt{\sum_{i=1}^{3}Z_i^2}$$

其中，

$$Z_i=\frac{CI_i}{t_i},\quad T_i=\frac{\sum_{i=1}^{3}Z_i^2t_i}{\sum_{i=1}^{3}Z_i^2}$$

CI_i 是第 i 个数据集的置信区间，t_i 是第 i 个数据集的t－分布值。

汇集三个数据集，基准推力 $F_N/\delta=1600$ 处置信区间计算的不同阶段总结如下：

描述	函数	数据	硬墙	安静
基准推力	F_N/δ		1600	1600
均值的90%置信区间	CI_{90}	0.3183	0.4817	0.2128
数据点数目	n	6	23	6
曲线拟合阶数	k	0	2	1
自变量数	K	0	2	1
自由度	$n-k-1$	5	20	4
t－分布	t	2.015	1.725	2.132
Z	CI_{90}/t	0.1580	0.2792	0.09981
Z^2	$(CI_{90}/t)^2$	2.4953E-2	7.7979E-2	9.9625E-3
Z^2t	$(CI_{90}/t)^2t$	5.0280E-2	0.1345	2.1240E-2
$\sum Z^2$		0.1129		
$\sum(Z^2t)$		0.2060		
T	$\sum(Z^2t)/\sum Z^2$	1.8248		
$\sqrt{\sum Z^2}$		0.3360		
CI	$T\sqrt{\sum Z^2}$	0.6131		

7 参考书目

1. Hafner, New York, 1971. Kendal, m.G. and Stuart, A., The Advanced Theory of Statistics, Volumes 1 and 2, 3

2. Yule, G.U. and Kendall, m.G., An Introduction to the Theory of Statistics, 14th ed., Griffin, New York, 1950.

3. Walpole, R.E. and myers R.H., Probability and Statistics for Engineers and Scientists. macmillan, New York, 1972.

4. Cochran, W.G., Approximate Significance Levels of the Behrens-Fisher Test, Biometrics, 10 191-195, 1964.

5. Rose, D.m. and Scholz, F.W., Statistical Analysis of Cumulative Shipper-Receiver Data, NUREG/CR- 2819, Division of Facility Operations, Office of Nuclear Regulatory Research, U.S. Nuclear Regulatory Commission, Washington, D.C. 20555, NRC FIN B1076, 1983.

6. Snedecor, G.W. and Cochran, W.G., Statisitical methods, 6th ed., The Iowa State University Press, Arnes, Iowa, 1968.

7. Wonnacott, T.H. and Wonnacott, R.J., Introductory Statistics, 5th ed., John Wiley & Sons, 1990.

表1－2 不同自由度的t－分布（90％置信区间）

自由度（ζ）	$t_{95,\zeta}$
1	6.314
2	2.920
3	2.353
4	2.132
5	2.015
6	1.943
7	1.895
8	1.860
9	1.833
10	1.812
12	1.782
14	1.761
16	1.746
18	1.734
20	1.725
24	1.711
30	1.697
60	1.671
>60	1.645

总体均值为μ，概率为0.95的t－分布值为$\mu \leq \bar{y} + t_{.95,\zeta}\frac{s}{\sqrt{n}}$，因此90％的概率为：

$$\bar{y} - t_{95,\zeta}\frac{s}{\sqrt{n}} \leq \mu \leq \bar{y} + t_{95,\zeta}\frac{s}{\sqrt{n}}$$

附录2 频谱不规则性的识别

1.0 引言

在使用附件16第I卷附录1和2的4.3中的程序时，非航空器噪声源引起的频谱不规则性，会导致纯音修正。这些频谱不规则性可能由以下原因引起:

a) 安装在1.2米高的传声器以下地平面反射的声能，干扰了直接来自航空器的声能。这种干扰的再加强和抵消影响在低频最明显，典型的是在100Hz到200Hz之间。随着频率增加，干扰影响逐渐减弱。这种信号三分之一倍频程频谱的局部峰值称为伪纯音。使用附件16第I卷的纯音修正程序时，在800Hz以上，这种干扰不足以产生纯音修正;

b) 在用三分之一倍频程带宽滤波器进行分析时，航空器噪声传播过程中小的扰乱;

c) 数据处理过程中的调整和修正，如背景噪声修正和大气衰减修正。后者，ARP 866A给出的是中心频率为4kHz的三分之一倍频程的大气衰减系数（α）值，但三分之一倍频程的低通频率是5kHz，这个差异足以产生纯音修正。

在EPNL的计算中包括纯音修正因子在内，解决了对显著频谱不规则性的主观反应。由航空器噪声源产生的纯音适用于使用纯音修正因子。由频谱不规则性产生的纯音修正因子，也就是由上面提到的任何原因产生的伪纯音可以不管。本附录描述了经批准用来检测和去除这种频谱不规则性影响的方法，但是任何方法的使用都要经过审定部门的批准。

2.0 识别伪纯音的方法

2.1 频率跟踪

飞越噪声数据的频率跟踪对频谱不规则性的频率跟踪是有用的，由于多普勒频移f_{DOPP}，观察到的飞机噪声源频率在飞越期间不断降低，

$$f_{DOPP} = \frac{f}{1 - M\cos\lambda}$$

式中，f是指在声源的噪声频率

M是飞机的马赫数

λ是在声发射时飞行方向上的航迹与声源和观察者连接线的夹角。

频谱中与反射有关的影响，即伪纯音，在飞机飞过头顶或横侧点的最近点之前，频率下降，而之后频率升高。与多普勒影响相比，噪声从飞机传播到传声器期间的干扰引起的频谱不规则性具有随机性的特点。这些不同的特性可以用来从伪纯音中分离出声源的纯音。

2.2 窄带分析

滤波器带宽小于三分之一倍频程带宽的窄带分析，对于识别伪纯音很有用。例如，当分析产生的频谱噪声级以一条线上的图像强度显示时，整个飞越分析清楚地显示出了多普勒频移的飞机纯音和2.1段描述的反射引起的纯音。

2.3 传声器安装高度

用1.2米高处的传声器测量的三分之一倍频程频谱与邻近的直接装在硬反射面上的传声器获得的相应数据进行比较，一个类似于ICAO附件16第I卷附录6中4.4描述或者在明显大于1.2米的高度如10米的的配置，可以用来识别伪纯音。传声器高度的变化从频率范围上改变了从1.2米高处传声器获

得数据的频谱不规则性。当对同时采集的两套数据进行比较时，噪声源的纯音就能够从可能存在的任何伪纯音中分离出来。

2.4 噪声时间历程的检查

源于以下数据修正或调整（如上面(b)描述的）的频谱不规则性会出现在1kHz到10kHz的频率范围内，导致的伪纯音修正的幅值通常在0.2到0.6dB之间。感觉噪声级PNL和纯音修正感觉噪声级PNLT的时间历程存在的恒定的级差，经常表明伪纯音修正的存在。补充的窄带分析对于表明这种纯音修正不是由飞机产生的噪声引起的很有用处。

3.0 伪纯音的处理

当识别出由于频谱不规则性引起的伪纯音时，例如，通过本附录第2部分描述的方法，纯音修正计算第九步（附件16第I卷附录2的4.3部分描述的）计算出的值可以设定为零。

附录 3 从飞机噪声数据中去除环境噪声级影响的程序

1.0 引言

1.1 以下关于从记录的飞机噪声中去除环境噪声影响方法的信息，作为指导材料提供给审定部门。

1.2 这并不是唯一可以使用的程序，并且在一定情况下可以进行一些变动，但是它的应用需经审定部门批准。

2.0 修正程序

2.1 飞机在 10dB 降区间内的声压级，在每个三分之一倍频程上都应该至少超过本手册 7.5.6 部分确定的平均环境噪声级 3dB，或者按照以下方法或类似的方法进行修正。

1) 识别前检测噪声和后检测噪声，即：

a. 在能量基础上叠加到记录的噪声数据中的噪声，如外来的声学背景噪声信号或来自传声器前置放大器和磁带录音机的电噪声，被称为前检测噪声；

b. 非附加的但是掩蔽了飞机噪声信号的噪声，如由于信号分析器低级“窗口”的存在产生的，称为后检测噪声。

2) 在前检测噪声的频率范围内，在能量基础上从分析的噪声中减去背景噪声。

a. 630Hz 及以下的频率，如果分析的噪声级在背景前检测噪声级（“被掩蔽”频带）的 3dB 以内，则修正飞机噪声，令其等于前检测背景噪声级。如果分析的噪声级低于背景噪声级，则不用修正；

b. 630Hz 以上的频率，如果分析噪声级在前检测噪声级 3dB 内或者低于前检测噪声级，则这些级也认定为“被掩蔽”的，按 4)，5)和 6)步进行修正。

3) 余下的落在后检测背景噪声频率范围内的频段不用修正，除非它们在识别的后检测噪声 3dB 以内，这些频段因此也被认定为是“被掩蔽”。

4) “测量的”频谱标准化至基准日条件（25℃，70％相对湿度），距离声源 60 米。

5) 对于 60 米处的“被掩蔽的”高频频段，可以应用线性外推法，从邻近的未被掩蔽的 0dB 或者由测量数据得出更大斜率的低频三分之一倍频带得出。

6) 于是标准化的频谱转变回原来的“测量的”距离和大气条件。

注：如果“被掩蔽的”前检测或后检测频段被两侧都被“未被掩蔽的”频段包围，则不用进行修正。

2.2 以下程序适用于在噪声时间历程上，大于七个连续的三分之一倍频带被掩蔽的测量数据。

对 630Hz 以上的频率进行时间域外推修正时，要考虑相对于需要修正的三分之一倍频程两侧未掩蔽声压级的传播距离（球面发散和大气衰减）。

每个掩蔽频带上的声源方向特性假设为以下两情况之一：

a. 有方向的，当有申请人的试验数据支持或缺乏这种数据时；

b. 全方向的。

附录 4 人工计算有效感觉噪声级的参考图表

本附录包含了人工计算有效感觉噪声级有用的材料。这种人工计算在检验计算审定噪声级的计算机程序精度时，常常是必需的。

表 4－1 作为声压级函数的感觉噪度（呐）

One-third Octave band centre frequencies (Hz)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
4																			0.10					
5																		0.10	0.11	0.10				
6																		0.11	0.12	0.11	0.10			
7																		0.12	0.14	0.13	0.11			
8																		0.14	0.16	0.14	0.13			
9																	0.10	0.16	0.17	0.16	0.14			
10																	0.11	0.17	0.19	0.18	0.16	0.10		
11																	0.13	0.19	0.22	0.21	0.18	0.12		
12																0.10	0.14	0.22	0.24	0.24	0.21	0.14		
13																0.11	0.16	0.24	0.27	0.27	0.24	0.16		
14																0.13	0.18	0.27	0.30	0.30	0.27	0.19		
15															0.10	0.14	0.21	0.30	0.33	0.33	0.30	0.22		
16										0.10	0.10	0.10	0.10	0.10	0.11	0.16	0.24	0.33	0.35	0.35	0.33	0.26		
17										0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.13	0.18	0.27	0.35	0.38	0.38	0.35	0.30	0.10	
18									0.10	0.13	0.13	0.13	0.13	0.13	0.15	0.21	0.30	0.38	0.41	0.41	0.38	0.33	0.12	
19									0.11	0.14	0.14	0.14	0.14	0.14	0.17	0.24	0.33	0.41	0.45	0.45	0.41	0.36	0.14	
20									0.13	0.16	0.16	0.16	0.16	0.16	0.20	0.27	0.36	0.45	0.49	0.49	0.45	0.39	0.17	
21								0.10	0.14	0.18	0.18	0.18	0.18	0.18	0.23	0.30	0.39	0.49	0.53	0.53	0.49	0.42	0.21	0.10
22								0 11	0.16	0.21	0.21	0.21	0.21	0.21	0.26	0.33	0.42	0.53	0.57	0.57	0.53	0.46	0.25	0.11
23								0.13	0.18	0.24	0.24	0.24	0.24	0.24	0.30	0.36	0.46	0.57	0.62	0.62	0.57	0.50	0.30	0.13
24							0.10	0 14	0.21	0.27	0.27	0.27	0.27	0.27	0.33	0.40	0.50	0.62	0.67	0.67	0.62	0.55	0.33	0.15
25							0.11	0.16	0.24	0.30	0.30	0.30	0.30	0.30	0.35	0.43	0.55	0.67	0.73	0.73	0.67	0.60	0.36	0.17
26							0.13	0.18	0.27	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.38	0.48	0.60	0.73	0.79	0.79	0.73	0.65	0.39	0.20
27				0.10	0.14	0.21	0.30	0.35	0.35	0.35	0.35	0.35	0.35	0.35	0.41	0.52	0.65	0.79	0.85	0.85	0.79	0.71	0.42	0.23
28				0.11	0.16	0.24	0.33	0.38	0.38	0.38	0.38	0.38	0.38	0.38	0.45	0.57	0.71	0.85	0.92	0.92	0.85	0.77	0.46	0.26
29				0.13	0.18	0 27	0.35	0.41	0 41	0.41	0.41	0.41	0.41	0.41	0.49	0.63	0.77	0.92	1.00	1.00	0.92	0.84	0.50	0.30
30			0.10	0.14	0.21	0.30	0.38	0.45	0.45	0.45	0.45	0.45	0.53	0.69	0.84	1.00	1.07	1.07	1.00	0.92	0.55	0.33		
31					0.11	0.16	0.24	0.33	0.41	0.49	0.49	0.49	0.49	0.49	0.57	0.76	0.93	1.07	1.15	1.15	1.07	1.00	0.60	0.37
32					0.13	0.18	0.27	0.36	0.45	0.53	0.53	0.53	0.53	0.53	0.62	0.83	1.00	1.15	1.23	1.23	1.15	1.07	0.65	0.41
33					0.14	0.21	0.30	0.39	0.49	0.57	0.57	0 57	0.57	0.57	0.67	0.91	1.07	1.23	1.32	1.32	1.23	1.15	0.71	0.45
34				0.10	0.16	0.24	0.33	0.42	0.53	0.62	0.62	0.62	0.62	0.62	0.73	1.00	1.15	1.32	1.41	1.41	1.32	1.23	0.77	0.50
35				0.11	0 18	0.27	0.36	0.46	0.57	0.67	0.67	0.67	0.67	0.67	0.79	1.07	1.23	1.41	1.51	1.51	1.41	1.32	0.84	0.55
36				0.13	0 21	0.30	0.40	0.50	0.62	0.73	0.73	0.73	0.73	0.73	0.85	1.15	1.32	1.51	1.62	1.62	1.51	1.41	0.92	0.61
37				0.15	0.24	0.33	0.43	0.55	0.67	0.79	0.79	0.79	0.79	0.79	0.92	1.23	1.41	1.62	1.74	1.74	1.62	1.51	1.00	0.67
38				0.17	0.27	0.37	0.48	0.60	0.73	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85	1.00	1.32	1.51	1.74	1.86	1.86	1.74	1.62	1.10	0.74
39			0.10	0.20	0.30	0.41	0.52	0.65	0.79	0.92	0.92	0.92	0.92	0.92	1.07	1.41	1.62	1.86	1.99	1.99	1.86	1.74	1.21	0.82
40			0.12	0.23	0.33	0.45	0.57	0.71	0.85	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.15	1.51	1.74	1.99	2.14	2.14	1.99	1.86	1.34	0.90
41			0.14	0.26	0.37	0.50	0.63	0.77	0.92	1.07	1.07	1.07	1.07	1.07	1.23	1.62	1.86	2.14	2.29	2.29	2.14	1.99	1.48	1.00
42			0.16	0.30	0.41	0.55	0.69	0.84	1.00	1.15	1.15	1.15	1.15	1.15	1.32	1.74	1.99	2.29	2.45	2.45	2.29	2.14	1.63	1.10
43			0.19	0.33	0.45	0.61	0.76	0.92	1.07	1.23	1.23	1.23	1.23	1.23	1.41	1.86	2.14	2.45	2.63	2.63	2.45	2.29	1.79	1.21
44		0.10	0.22	0.37	0 50	0.67	0.83	1.00	1.15	1.32	1.32	1.32	1.32	1.32	1.52	1.99	2.29	2.63	2.81	2.81	2.63	2.45	1.99	1.34
45		0.12	0.26	0.42	0.55	0.74	0.91	1.08	1.24	1.41	1.41	1.41	1.41	1.41	1.62	2.14	2.45	2.81	3.02	3.02	2.81	2.63	2.14	1.48
46		0.14	0.30	0.46	0 61	0.82	1.00	1.16	1.33	1.52	1.52	1.52	1.52	1.52	1.74	2.29	2.63	3.02	3.23	3.23	3.02	2.81	2.29	1.63
47		0.16	0.34	0.52	0.67	0.90	1.08	1.25	1.42	1.62	1.62	1.62	1.62	1.62	1.87	2.45	2.81	3.23	3.46	3.46	3 23	3.02	2.45	1.79
48		0.19	0.38	0.58	0.74	1.00	1.17	1.34	1.53	1.74	1.74	1.74	1.74	1.74	2.00	2.63	3.02	3.46	3.71	3.71	3.46	3.23	2.63	1.98
49	0.10	0.22	0.43	0.65	0.82	1.08	1.26	1.45	1.64	1.87	1.87	1.87	1.87	1.87	2.14	2.81	3.23	3.71	3.97	3.97	3 71	3.46	2.81	2 18
50	0.12	0.26	0.49	0.72	0.98	1.17	1.36	1.56	1.76	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.30	3.02	3.46	3.97	4.26	4.26	3.97	3.71	3.02	2.49
51	0.14	0.30	0.55	0.80	1.00	1.26	1.47	1.68	1.89	2.14	2.14	2.14	2.14	2.14	2.46	3.23	3.71	4.26	4.56	4.56	4.26	3.97	3.23	2.63
52	0.17	0.34	0.62	0.90	1.08	1.36	1.58	1.80	2.03	2.30	2.30	2.30	2.30	2.30	2 64	3.46	3.97	4.56	4.89	4.89	4.56	4.26	3.46	2 81
53	0.21	0.39	0.70	1.00	1.18	1.47	1.71	1.94	2.17	2.46	2.46	2.46	2.46	2.46	2.83	3.71	4.26	4.89	5.24	5.24	4.89	4.56	3.71	3.02
54	0.25	0.45	0.79	1.09	1.28	1.58	1.85	2.09	2.33	2.64	2.64	2.64	2.64	2.64	3.03	3.97	4.56	5.24	5.61	5.61	5.24	4.89	3.97	3.23
55	0.30	0.51	0.89	1.15	1.35	1.71	2.00	2.25	2.50	2.83	2.83	2.83	2.83	2.83	3.25	4.26	4.89	5.61	6.01	6.01	5 61	5.24	4.26	3.46
56	0.34	0.59	1.00	1.29	1.50	1.85	2.15	2.42	2.69	3.03	3.03	3.03	3.03	3.03	3.48	4.56	5.24	6.01	6.44	6.44	6.01	5.61	4.56	3 71
57	0.39	0.67	1.09	1.40	1 63	2.00	2.33	2.61	2.88	3.25	3.25	3.25	3.25	3.25	3 73	4.89	5.61	6 44	6.90	6.90	6.44	6.01	4.89	3.97
58	0.45	0.77	1.18	1.53	1.77	2.15	2.51	2.81	3.10	3.48	3 48	3.48	3 48	3.48	4.00	5.24	6.01	6.90	7.39	7.39	6.90	6.44	5.24	4.26
59	0.51	0.87	1.29	1.66	1.92	2 33	2 71	3.03	3.32	3 73	3.73	3.73	3 73	3 73	4.29	5.61	6 44	7.39	7.92	7 92	7 39	6 90	5 61	4.56

One-third Octave band centre frequencies (Hz)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
60	0.59	1.00	1.40	1.81	2.08	2 51	2.93	3.26	3.57	4.00	4 00	4.00	4 00	4.00	4 59	6.01	6.90	7.92	8.49	8.49	7.92	7.39	6.01	4.89
61	0.67	1.10	1.53	1 97	2.26	2.71	3.16	3.51	3.83	4.29	4.29	4.29	4.29	4.29	4.92	6 44	7.39	8.49	9.09	9.09	8.49	7.92	6 44	5.24
62	0.77	1.21	1.66	2.15	2.45	2.93	3.41	3.78	4.11	4.59	4.59	4.59	4.59	4.59	5.28	6.90	7.92	9.09	9.74	9 74	9.09	8.49	6.90	5.61
63	0.87	1.32	1.81	2.34	2.65	3.16	3.69	4.06	4.41	4.92	4 92	4.92	4.92	4.92	5 66	7.39	8.49	9.74	10.4	10.4	9.74	9.09	7.39	6.01
64	1.00	1.45	1.97	2.54	2.88	3.41	3.98	4.38	4.73	5.28	5.28	5.28	5.28	5.28	6.06	7.92	9.09	10.4	11.2	11.2	10.4	9.74	7.92	6.44
65	1.11	1.60	2.15	2.77	3.12	3.69	4.30	4.71	5.08	5.66	5.66	5.66	5.66	5.66	6.50	8.49	9.74	11.2	12.0	12.0	11.2	10.4	8 49	6.90
66	1.22	1.75	2.34	3.01	3.39	3.99	4.64	5.07	5.45	6.06	6.06	6.06	6.06	6.06	6.96	9.09	10.4	12.0	12.8	12.8	12.0	11.2	9.09	7.39
67	1.35	1.92	2.54	3.28	3.68	4.30	5.01	5 46	5.85	6.50	6.50	6.50	6.50	6.50	7 46	9.74	11.2	12 8	13.8	13.8	12.8	12.0	9 74	7.92
68	1.49	2.11	2.77	3.57	3.99	4.64	5.41	5.88	6.27	6.96	6.96	6.96	6.96	6.96	8.00	10.4	12.0	13.8	14.7	14.7	13.8	12.8	10.4	8.49
69	1.65	2.32	3.01	3.88	4.33	5.01	5.84	6.33	6.73	7.46	7.46	7.46	7.46	7.46	8.57	11.2	12.8	14.7	15.8	15.8	14.7	13.8	11 2	9.09
70	1.82	2.55	3.28	4.23	4.69	5.41	6.31	6.81	7.23	8.00	8.00	8.00	8.00	8.00	9 19	12.0	13.8	15.8	16.9	16.9	15.8	14.7	12.0	9.74
71	2.02	2.79	3.57	4.60	5.09	5.84	6.81	7.33	7.75	8.57	8.57	8.57	8.57	8.57	9.85	12.8	14.7	16.9	18.1	18.1	16.9	15.8	12.8	10 4
72	2.23	3.07	3.88	5.01	5.52	6.31	7.36	7.90	8.32	9.19	9.19	9.19	9.19	9.19	10 6	13.8	15.8	18.1	19.4	19.4	18.1	16.9	13.8	11 2
73	2.46	3.39	4.23	5.45	5.99	6.81	7.94	8.50	8.93	9.85	9.85	9.85	9.85	9.85	11.3	14.7	16.9	19.4	20.8	20.8	19.4	18.1	14.7	12.0
74	2.72	3.70	4.60	5 94	6.50	7.36	8.57	9 15	9.59	10 6	10.6	10 6	10.6	10 6	12.1	15 8	18.1	20 8	22.3	22.3	20 8	19 4	15 8	12.8
75	3.01	4.06	5.01	6.46	7.05	7.94	9.19	9.85	10.3	11.3	11.3	11.3	11.3	11.3	13.0	16.9	19.4	22.3	23.9	23.9	22.3	20.8	16.9	13.8
76	3.32	4.46	5.45	7.03	7.65	8.57	9 85	10 6	11.0	12 1	12 1	12.1	12 1	12 1	13 9	18 1	20.8	23 9	25 6	25.6	23 9	22 3	18 1	14.7
77	3.67	4.89	5.94	7.66	8.29	9.19	10.6	11.3	11.8	13.0	13.0	13.0	13.0	13.0	14.9	19.4	22.3	25.6	27.4	27.4	25.6	23.9	19.4	15 8
78	4.06	5.37	6.46	8.33	9.00	9.85	11.3	12.1	12.7	13.9	13.9	13 9	13.9	13.9	16.0	20.8	23.9	27.4	29.4	29.4	27.4	25.6	20 8	16.9
79	4.49	5.90	7.03	9.07	9.76	10.6	12.1	13.0	13.6	14 9	14.9	14.9	14.9	14.9	17.1	22 3	25 6	29.4	31.5	31.5	29.4	27.4	22.3	18 1
80	4.96	6.48	7.66	9.85	10 6	11.3	13 0	13 9	14.6	16 0	16.0	16.0	16.0	16.0	16.4	23 9	27.4	31.5	33.7	33.7	31.5	29.4	23.9	19.4
81	5.48	7.31	8.33	10.6	11.3	12.1	13.9	14.9	15.7	17.1	17.1	17.1	17.1	17 1	19.7	25.6	29.4	33.7	36.1	36.1	33.7	31.5	25.6	20 8
82	6.06	7.81	9.07	11.3	12.1	13.0	14.9	16.0	16.9	18 4	18.4	18.4	18.4	18.4	21.1	27.4	31 5	36.1	38.7	38.7	36.1	33.7	27.4	22 3
83	6.70	8.57	9.87	12.1	13.0	13.9	16.0	17.1	18.1	19.7	19.7	19.7	19.7	19 7	22.6	29.4	33 7	38.7	41.5	41.5	38.7	36.1	29.4	23 9
84	7.41	9.41	10.7	13.0	13.9	14.9	17.1	18.4	19.4	21.1	21.1	21.1	21 1	21.1	24.3	31.5	36.1	41.5	44.4	44 4	41.5	38.7	31.5	25.6
85	8.19	10.3	11.7	13.9	14.9	16.0	18.4	19.7	20.8	22.6	22.6	22.6	22.6	22.6	26.0	33.7	38.7	44.4	47 6	47.6	44.4	41.5	33.7	27.4
86	9.05	11.3	12.7	14.9	16.0	17.1	19.7	21.1	22.4	24.3	24.3	24.3	24.3	24.3	27.9	36.1	41.5	47.6	51.0	51.0	47.6	44.4	36.1	29.4
87	10.0	12.1	13.9	16.0	17.1	18.4	21.1	22.6	24.0	26.0	26.0	26.0	26.0	26.0	29.9	38.7	44.4	51.0	54.7	54.7	51.0	47.6	38.7	31.5
88	11.1	13.0	14.9	17.1	18.4	19.7	22.6	24.3	25.8	27.9	27.9	27.9	27.9	27.9	32.0	41.5	47.6	54.7	58.6	58.6	54.7	51.0	41.5	33.7
89	12.2	13 9	16 0	18.4	19.7	21.1	24.3	26.0	27.7	29.9	29.9	29.9	29.9	29.9	34.3	44 4	51.0	58.6	62 7	62 7	58.6	54 7	44 4	36.1
90	13.5	14.9	17.1	19.7	21.1	22.6	26.0	27.9	29.7	32.0	32.0	32.0	32.0	32.0	36.8	47.6	54.7	62.7	67.2	67.2	62.7	58.6	47.6	38.7
91	14.9	16.0	18 4	21.1	22.6	24.3	27.9	29.9	31.8	34 3	34 3	34.3	34.3	34.3	39 4	51.0	58 6	67.2	72 0	72.0	67.2	62.7	51.0	41.5
92	16.0	17.1	19.7	22 6	24.3	26.0	29 9	32.0	34.2	36.8	36.8	36.8	36.8	36.8	42.2	54.7	62.7	72.0	77.2	77.2	72.0	67.2	54.7	44 4
93	17.1	18.4	21.1	24.3	26.0	27.9	32.0	34.3	36.7	39.4	39.4	39.4	39.4	39.4	45.3	58.6	67.2	77.2	82.7	82.7	77.2	72.0	58.6	47.6
94	18 4	19.7	22.6	26.0	27.9	29 9	34.3	36.8	39.4	42.2	42 2	42.2	42.2	42.2	48.5	62.7	72.0	82.7	88.6	88.6	82.7	77.2	62.7	51.0
95	19.7	21.1	24.3	27.9	29.9	32.0	36.8	39.4	42.2	45.3	45.3	45.3	45 3	45.3	52 0	67.2	77 2	88.6	94 9	94.9	88.6	82 7	67.2	54 7
96	21.1	22.6	26.0	29.9	32.0	34.3	39 4	42.2	45.3	48.5	48.5	48.5	48.5	48.5	55.7	72.0	82.7	94.9	102	102	94.9	88.6	72 0	58.6
97	22.6	24.3	27.9	32.0	34.3	36.8	42.2	45.3	48.5	52.0	52 0	52 0	52.0	52.0	59.7	77.2	88.6	102	109	109	102	94.9	77.2	62.7
98	24.3	26.0	29.9	34.3	36.8	39 4	45.3	48.5	52.0	55.7	55.7	55.7	55.7	55.7	64 0	82.7	94.9	109	117	117	109	102	82.7	67.2
99	26.0	27.9	32.0	36.8	39.4	42.2	48.5	52.0	55.7	59 7	59.7	59 7	59.7	59.7	68.6	88.6	102	117	125	125	117	109	88.6	72.0
100	27.9	29.9	34.3	39.4	42.2	45.3	52.0	55.7	59.7	64.0	64.0	64.0	64 0	64.0	73.5	94.9	109	125	134	134	125	117	94.9	77.2
101	29.9	32.0	36.8	42.2	45.3	48.5	55.7	59.7	64.0	68.6	68.6	68.6	68.6	68.6	78.8	102	117	134	144	144	134	125	102	82.7
102	32.0	34.3	39.4	45.3	48.5	52.0	59.7	64.0	68.6	73.5	73 5	73.5	73 5	73.5	84 4	109	125	144	154	154	144	134	109	88.6
103	34.3	36 8	42.2	48.5	52.0	55.7	64.0	68.6	73.5	78.8	78.8	78.8	78.8	78.8	90.5	117	134	154	165	165	154	144	117	94.9
104	36.8	39.4	45.3	52.0	55.7	59.7	68.6	73.5	78.8	84.4	84.4	84.4	84 4	84.4	97.0	125	144	165	177	177	165	154	125	102
105	39.4	42.2	48.5	55.7	59.7	64.0	73.5	78.8	84.4	90.5	90.5	90.5	90.5	90.5	104	134	154	177	189	189	177	165	134	109
106	42.2	45.3	52.0	59.7	64.0	68.6	78.8	84.4	90.5	97.0	97.0	97.0	97 0	97.0	111	144	165	189	203	203	189	177	144	117
107	45.3	46.5	55.7	64.0	68.6	73.5	84.4	90.5	97.0	104	104	104	104	104	119	154	177	203	217	217	203	189	154	125
108	48.5	52.0	59.7	68.6	73.5	78.8	90.5	97.0	104	111	111	111	111	111	128	165	189	217	233	233	217	203	165	134
109	52.0	55.7	64.0	73.5	78.8	84 4	97.0	104	111	119	119	119	119	119	137	177	203	233	249	249	233	217	177	144
110	55.7	59.7	68.6	78.8	84.4	90.5	104	111	119	128	128	128	128	128	147	189	217	249	267	267	249	233	189	154
111	59.7	64.0	73.5	84.4	90.5	97.0	111	119	128	137	137	137	137	137	158	203	233	267	286	286	267	249	203	165
112	64.0	68.6	78.8	90.5	97.0	104	119	128	137	147	147	147	147	147	169	217	249	286	307	307	286	267	217	177
113	68.6	73.5	84.4	97.0	104	111	128	137	147	158	158	158	158	158	181	233	267	307	329	329	307	286	233	189
114	73.5	78.8	90.5	104	111	119	137	147	158	169	169	169	169	169	194	249	286	329	352	352	329	307	243	203
115	78.8	84.4	97.0	111	119	128	147	158	169	181	181	181	181	181	208	267	307	352	377	377	352	329	267	217
116	84.4	90.5	104	119	128	137	158	169	181	194	194	194	194	194	223	286	329	377	404	404	377	352	286	233
117	90.5	97.0	111	128	137	147	169	181	194	208	208	208	208	208	239	307	352	404	433	433	404	377	307	249
118	97.0	104	119	137	147	158	181	194	208	223	223	223	223	223	256	329	377	433	464	464	433	404	329	267
119	104	111	128	147	158	169	194	208	223	239	239	239	239	239	274	352	404	464	497	497	464	433	352	286

One-third Octave band centre frequencies (Hz)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
120	111	119	137	158	169	181	208	223	239	256	256	256	256	256	294	377	433	497	533	533	497	464	377	307
121	119	128	147	169	181	194	223	239	256	274	274	274	274	274	315	404	464	533	571	571	533	497	404	329
122	128	137	158	181	194	208	239	256	274	294	294	294	294	294	338	433	497	571	611	611	571	533	433	352
123	137	147	169	194	208	223	256	274	294	315	315	315	315	315	362	464	533	611	655	655	611	571	464	377
124	147	158	181	208	223	239	274	294	315	338	338	338	338	338	388	497	571	655	702	702	655	611	497	404
125	158	169	194	223	239	256	294	315	338	362	362	362	362	362	416	533	611	702	752	752	702	655	533	433
126	169	181	208	239	256	274	315	338	362	388	388	388	388	388	446	571	655	752	806	806	752	702	571	464
127	181	194	223	256	274	294	338	362	388	416	416	416	416	416	478	611	702	806	863	863	806	752	611	497
128	194	208	239	274	294	315	362	388	416	446	446	446	446	446	512	655	752	863	925	925	863	806	655	533
129	208	223	256	294	315	338	388	416	446	478	478	478	478	478	549	702	806	925	991	991	925	863	702	571
130	223	239	274	315	338	362	416	446	478	512	512	512	512	512	588	752	863	991	1062	1062	991	925	752	611
131	239	256	294	338	362	388	446	478	512	549	549	549	549	549	630	806	925	1062	1137	1137	1062	991	806	655
132	256	274	315	362	388	416	478	512	549	588	588	588	588	588	676	863	991	1137	1219	1219	1137	1062	863	702
133	274	294	338	388	416	446	512	549	588	630	630	630	630	630	724	925	1062	1219	1306	1306	1219	1137	925	752
134	294	315	362	416	446	478	549	588	630	676	676	676	676	676	776	991	1137	1306	1399	1399	1306	1219	991	806
135	315	338	388	446	478	512	588	630	676	724	724	724	724	724	832	1062	1219	1399	1499	1499	1399	1306	1062	863
136	338	362	416	478	512	549	630	676	724	776	776	776	776	776	891	1137	1306	1499	1606	1606	1499	1399	1137	925
137	362	388	446	512	549	588	676	724	776	832	832	832	832	832	955	1219	1399	1606	1721	1721	1606	1499	1219	991
138	388	416	478	549	588	630	724	776	832	891	891	891	891	891	1024	1306	1499	1721	1844	1844	1721	1606	1306	1062
139	416	446	512	588	630	676	776	832	891	955	955	955	955	955	1098	1399	1606	1844	1975	1975	1844	1721	1399	1137
140	446	478	549	630	676	724	832	891	955	1024	1024	1024	1024	1024	1176	1499	1721	1975			1975	1844	1499	1219
141	478	512	588	676	724	776	891	955	1024	1098	1098	1098	1098	1098	1261	1606	1844					1975	1606	1306
142	512	549	630	724	776	832	955	1024	1098	1176	1176	1176	1176	1176	1351	1721	1975						1721	1399
143	549	588	676	776	832	891	1024	1098	1176	1261	1261	1261	1261	1261	1448	1844							1844	1499
144	588	630	724	832	891	955	1098	1176	1261	1351	1351	1351	1351	1351	1552	1975							1975	1606
145	630	676	776	891	955	1024	1176	1261	1351	1448	1448	1488	1448	1448	1664									1721
146	676	724	832	955	1024	1098	1261	1351	1448	1552	1552	1552	1552	1552	1783									1844
147	724	776	891	1024	1098	1176	1351	1448	1552	1664	1664	1664	1664	1664	1911									1975
148	776	832	955	1098	1176	1261	1448	1552	1664	1783	1783	1783	1783	1783	2040									
149	832	891	1024	1176	1261	1351	1552	1664	1783	1911	1911	1911	1911	1911										
150	891	955	1098	1261	1351	1448	1664	1783	1911	2048	2048	2048	2048	2048										

表 4－2 涡扇发动机纯音修正算例

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
Band (*i*)	***f*** **Hz**	**SPL dB**	**S dB Step 1**	**1ΔS1 dB Step 2**	**SPL′ dB Step 4**	**S′ dB Step 5**	**$\bar{S}$ dB Step 6**	**SPL″ dB Step 7**	***F*** **dB Step 8**	***C*** **dB Step 9**
1	50	—	—	—	—	—	—	—	—	—
2	63	—	—	—	—	—	—	—	—	—
3	80	70	—	—	70	− 8	−2⅓	70	—	
4	100	62	− 8	—	62	− 8	+3⅓	67⅔	—	
5	125	⑩	+⑧	16	71	+ 9	+6⅔	71	—	
6	160	80	+10	2	80	+ 9	+2⅔	77⅔	$2^1/_3$	0.29
7	200	82	+②	8	82	+ 2	−1⅓	80⅓	$1^2/_3$	0.06
8	250	⑬	+ 1	1	79	− 3	−1⅓	79	4	0.61
9	315	76	−⑦	8	76	− 3	+ ⅓	77⅓	—	
10	400	⑳	+④	11	78	+ 2	+1	78	2	0.17
11	500	80	0	4	80	+ 2	0	79	—	
12	630	79	− 1	1	79	− 1	0	79	—	
13	800	78	− 1	0	78	− 1	− ⅓	79	—	
14	1 000	80	+ 2	3	80	+ 2	− ⅔	78⅔	—	
15	1 250	78	− 2	4	78	− 2	− ⅓	78	—	
16	1 600	76	− 2	0	76	− 2	+ ⅓	77⅓	—	
17	2 000	79	+ 3	5	79	+ 3	+1	78	—	
18	2 500	⑮	+ 6	3	79	0	− ⅓	79	6	2
19	3 150	79	−⑥	12	79	0	−2⅔	78⅔	—	
20	4 000	78	− 1	5	78	− 1	−6⅓	76	2	0.33
21	5 000	71	−⑦	6	71	− 7	−8	69⅔	—	
22	6 300	60	−11	4	60	−11	−8⅔	61⅓	—	
23	8 000	54	− 6	5	54	− 6	−8	53	—	
24	10 000	45	− 9	3	45	− 9	—	45	—	
						− 9				

Step 1	②(*i*) — ③(*i*−1)
Step 2	|④(*i*) — ④(*i*−1)|
Step 3	see instructions
Step 4	see instructions
Step 5	⑥(*i*) — ⑥(*i*−1)

Step 6	[⑦(*i*)+⑦(*i*+1)+ +⑦(*i*+2)]÷3
Step 7	⑨(*i*−1)+⑧(*i*−1)
Step 8	③(*i*) — ⑨(*i*)
Step 9	see Table 2-1 *

Note.— Steps 5 and 6 may be eliminated in the calculations if desired. In this case in the example shown in Table 4-2 columns ⑦ and ⑧ should be removed and existing columns ⑨, ⑩ and ⑪ become ⑦, ⑧ and ⑨ covering new steps 5, 6 and 7 respectively. The existing steps 5, 6 7, 8 and 9 in 4.3.1 are then replaced by:

STEP 5 [⑥(*i* − 1) + ⑥ *i* + ⑥(*i* + 1)] ÷ 3
STEP 6 ③(*i*) − ⑦(*i*) *If* > 0
STEP 7 *See Table 2-1 **

* Table 2-1 of Appendix 2 of Annex 16 Volume 1

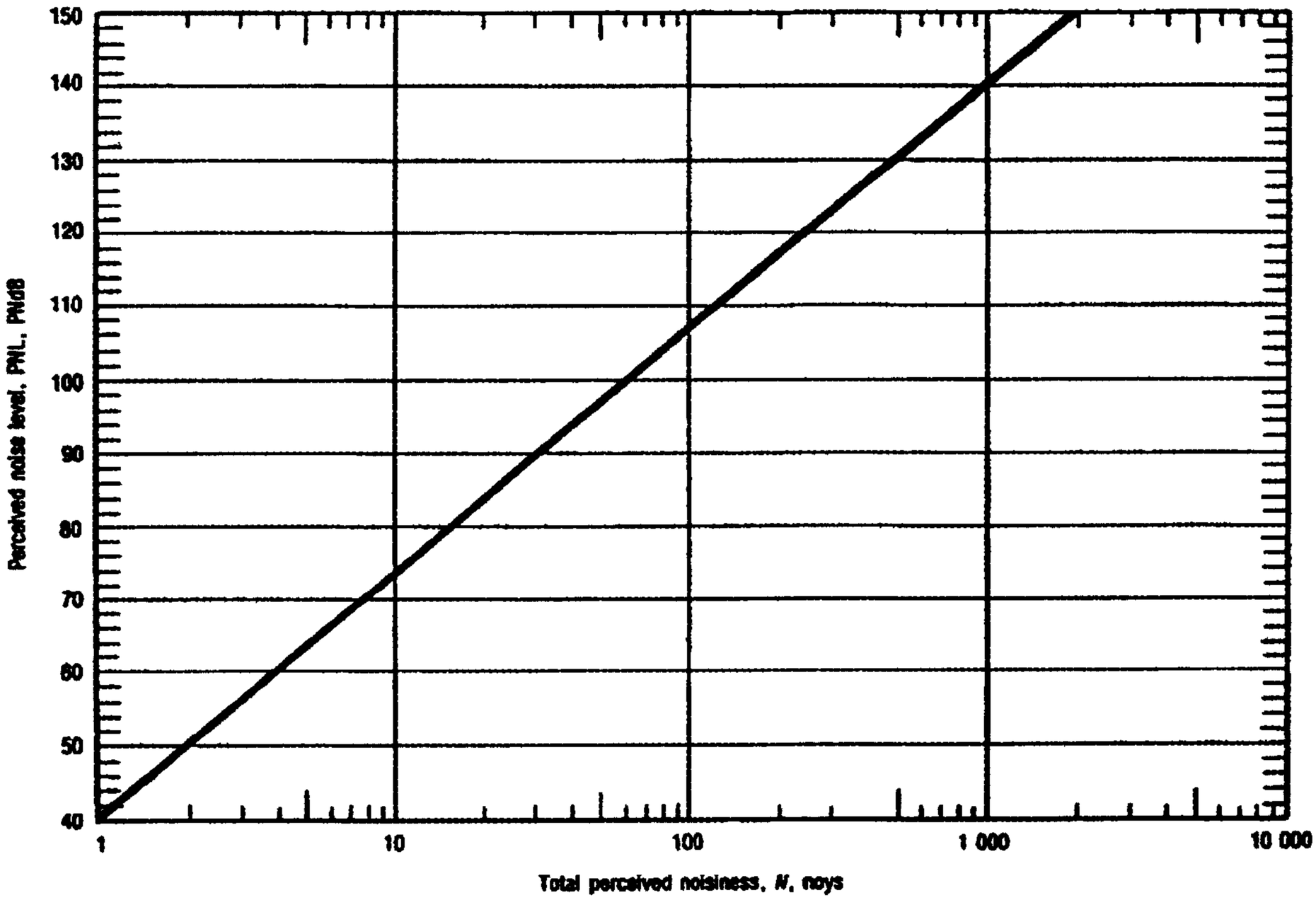


图 4-1 作为总感觉噪度函数的感觉噪声级

附录5 ICAO附件16第I卷第10章的小型螺旋桨飞机合格审定源噪声修正的基准飞越高度和基准条件的计算实例

1. 引言

按照附件16第10章审定的飞机，其基准飞越高度定义为，根据附件10.5.2的起飞基准程序确定的基准航迹，地面投影距离滑跑起点2500米处的高度。本附录给出了根据经批准的常用性能数据得出的基准飞行高度表达式，并举例说明怎样应用该表达式，也解释了基准高度和源噪声修正目标条件之间的关系。

2. 起飞基准程序

按第10章审定的飞机的起飞基准程序，在海平面，国际标准大气（ISA）条件，附件10.5.2要求的噪声合格审定最大起飞重量下定义。分两个阶段描述这个程序。

第一个阶段从“松刹车”开始，到航空器到达跑道上方15米（50英尺）的高度点（通常称该点在跑道上的投影点为“参考零点”）。

第二阶段从第一阶段结束开始，假设飞机为正常的爬升构型，起落架收起，襟翼为正常“第二段”爬升设置。

需要注意的是，在这个方面，基准“声学”航迹忽略了“第一段”航迹，在此期间航空器到正常的爬升速度，并在合适的时候收上起落架和襟翼。

3. 基准高度的表达式

基准飞越高度在以下条件下，根据从水平铺筑的跑道上起飞飞机的起

飞基准航迹，距起飞滑跑点 2500 米确定：

- 海平面大气压力：1013.25 hPa;
- 环境大气温度：15℃，即国际标准大气（ISA）;
- 相对湿度：70%；和
- 零风速。

在以上条件下，根据批准的的起飞和爬升性能数据，高度定义如下：

$$H_R = (2500 - D_{15})\tan(\sin^{-1}(RC/V_y)) + 15 \quad (1)$$

式中，H_R 为基准高度（米）;

D_{15} 是海平面、ISA 条件下，以最大审定起飞重量和起飞功率起飞，到达 15 米高度时的起飞距离（米）;

RC 是海平面、ISA 条件下，以最大审定起飞重量起飞，在第二阶段发动机保持最大连续功率和转速下的最佳爬升率（米/秒）;

V_y 是对应于 RC 的最佳爬升率速度（米/秒）。

很多飞行手册上的性能数据是非国际单位制的，典型的起飞距离（以英尺表示）是达到 50 英尺高度，爬升率以英尺每分钟表示，空速用节。在这种情况下，以英尺表示的基准飞行高度 H_R 的表达式变为：

$$H_R = (8203 - D_{50})\tan(\sin^{-1}(RC/101.4V_y)) + 50 \quad (2)$$

式中，D_{50} 是海平面、ISA 条件下达到 50 英尺高度时的起飞距离（英尺）;

RC 是海平面、ISA 条件下的最佳爬升率（英尺/分钟）;

V_y 是最佳爬升率速度（节）。

性能数据通常在航空器飞行手册或驾驶员手册的性能部分，要注意的是某些类型的航空器，可能对飞行手册上的起飞和爬升性能参数乘一个安

全因子。对于多发航空器，可能会假设在第一阶段的部分时间和第二阶段单发失效。为了计算“声学的”基准航迹，应该用所有发动机运行条件下，用没有乘安全因子的数据确定起飞距离和爬升率。

另外，上面公式中的最佳爬升率速度 V_y 为真空速（TAS），但是飞行手册中的速度通常是指示空速（IAS）。这就应该用空速指示器的相关位置误差和仪表修正，修正到校准空速（CAS）。这些修正值也能够在手册中找到。海平面 ISA 条件下，TAS 等于 CAS。

4. 源噪声修正的基准条件

附件 16 第 I 卷附录 6 的 5.2c 和 5.2d 描述了如何对试验和基准条件之间源噪声的差异进行修正。

基准螺旋桨桨尖马赫数和发动机功率是在测量点上方基准条件下定义的，即基准高度 H_R 上的基准大气条件。

这个高度上的基准温度是在 ISA 条件下计算得到，也就是说，海平面温度是 15℃，并且假设标准温度直减率为 1.98℃/1000 英尺，基准温度 T_R（℃）可由下式确定:

$$T_R = 15 - 1.98(H_R/1000) \tag{3}$$

标准海平面气力为 1013.25hPa，假设使用标准的气压直减率，则可用相似的方法计算基准高度上的基准气压 P_R（hPa）:

$$P_R = 1013.25 - [1 - (6.7862 \times 10^6 H_R)]^{5.325} \tag{4}$$

5. 实例

举一个实例来说明基准飞行高度和相关的基准大气条件的计算。

5.1 基准飞行高度计算例子

图 5-1 是典型的小型单发动机螺旋桨飞机飞行手册性能部分的摘录。

绪论包含一个声明，说明信息来自“测量的飞行试验数据”，还包括“无附加因素”。

在第 10 章的基准条件下，以最大审定起飞重量 1920lb 从铺筑跑道起飞，达到 50 英尺高度的起飞距离可以直接从起飞距离表中读出。D_{50} 为 1370 英尺。

同样，基准条件下的爬升率也可以直接从爬升率表中读出，RC 为 1000 英尺/分钟。

给定与爬升率有关的爬升速度是 80 节 IAS。在第 10 章的基准条件下，相应的真空速等于根据襟翼设为 0° 时的空速校准表进行修正后的指示空速，这样 V_y 是 81 节 TAS。

将这些参数代入式(2)，基准高度为：

$$H_R = (8203 - 1370)\tan(\sin^{-1}(1000/101.4 \times 81)) + 50 = 888 \text{ 英尺}$$

5.2 基准大气条件计算实例

根据式(3)，基准高度 H_R 上的基准温度为：

$$T_R = 15 - 1.98(888/1000) = 13.2℃$$

根据式(4)，在这个高度上的基准压力为：

$$P_R = 1013.25 - [1 - (6.7862 \times 10^6 \times 888)]^{5.325} = 981 \text{ hPa}$$

SECTION 5

PERFORMANCE

1. INTRODUCTION

The data processed in this section enables flight planning to be carried out for flights between airfields with various altitudes, temperatures and field lengths. The information is derived from measured flight test data using CAA approved methods and factors to cover all the conditions shown. The data assumes average pilot skill and an aircraft engine and propeller in good condition.

No additional factors are included and it is the pilots responsibility to apply safety factors which must not be less than those.....

6. AIRSPEED CALIBRATION

0° Flap	**KIAS**	-	60	70	**80**	90	100	110	120	130	180
	KCAS	-	61	71	**81**	91	101	111	121	131	181
15° Flap	KIAS	50	60	70	80	85	-	-	-	-	-
	KCAS	51	61	71	81	86	-	-	-	-	-
35° Flap	KIAS	50	60	70	80	85	-	-	-	-	-
	KCAS	50	59	69	79	84	-	-	-	-	-

TAKE-OFF DISTANCE - PAVED RUNWAY (1)
CONDITIONS
Flaps - 15° . . Rotation speed - 53 KIAS
Power - Full throttle . Speed at 50 ft - 65 KIAS
Weight - 1920 lbs

AIRFIELD HEIGHT FT	ISA -20°C		ISA -10°C		ISA	
	Grnd Roll	Total to 50 ft	Grnd Roll	Total to 50 ft	Grnd Roll	Total to 50 ft
Sea Level	530	1230	565	1290	600	**1370**
5000	1045	2835	1065	2435	1090	2580
10000	1465	3335	1490	3390	1510	3435
AIRFIELD HEIGHT FT	ISA +10°C		ISA +20°C		ISA +30°C	
	Grnd Roll	Total to 50 ft	Grnd Roll	Total to 50 ft	Grnd Roll	Total to 50 ft
Sea Level	700	1580	750	1715	840	1900
5000	1170	2670	1295	2840	1290	2905
10000	1575	3560	1610	3695	1670	3790

RATE OF CLIMB
CONDITIONS
Flaps UP
Full throttle
Weight - 1920 lbs
Speed - 80 KIAS

PRESSURE ALTITUDE FT	RATE OF CLIMB FEET/MINUTE			
	ISA-20°C	ISA	ISA+10°C	ISA+20°C
Sea Level	1035	**1000**	915	825
1000	980	945	860	770
2000	925	890	805	720
3000	870	830	750	665
4000	815	775	695	610
5000	765	720	640	560
6000	700	665	585	505
7000	635	605	560	450
8000	570	550	475	395
9000	495	480	410	335
10000	415	405	335	270

图 5－1 飞行手册性能部分的例子

附录6 高海拔试验场试验噪声数据的修正

1. 引言

喷气噪声在高海拔在一定程度上会受到抑制，这是由于空气密度的变化，导致了发动机喷气速度和喷气速度剪切效应之间的差异。以喷气噪声为主的飞机型号在高海拔试验场进行噪声试验时，应该包括下面的修正。这些喷气源噪声的修正是在通常用于不接近海平面的标准的0.1dB/100米（0.3dB/1000英尺）活塞气压修正以外，用于在平均海平面（MSL）366米（1200英尺）或以上进行试验的修正。

2. 喷气噪声源修正

2.1 如果满足以下标准（图6－1），并且使用源噪声修正（2.3节），可以批准平均海平面366米（1200英尺）或以上，但不高于1219米（4000英尺）的飞行试验场。替代的标准或修正需要经审定部门的批准。

2.2 标准

使用完整程序时每半秒的频谱和使用简单程序时PNLTM时刻的频谱（见附件16第I卷附录2的9.3和9.4部分），都要求进行2.3节的喷气源噪声高度修正，并按照以下标准使用：

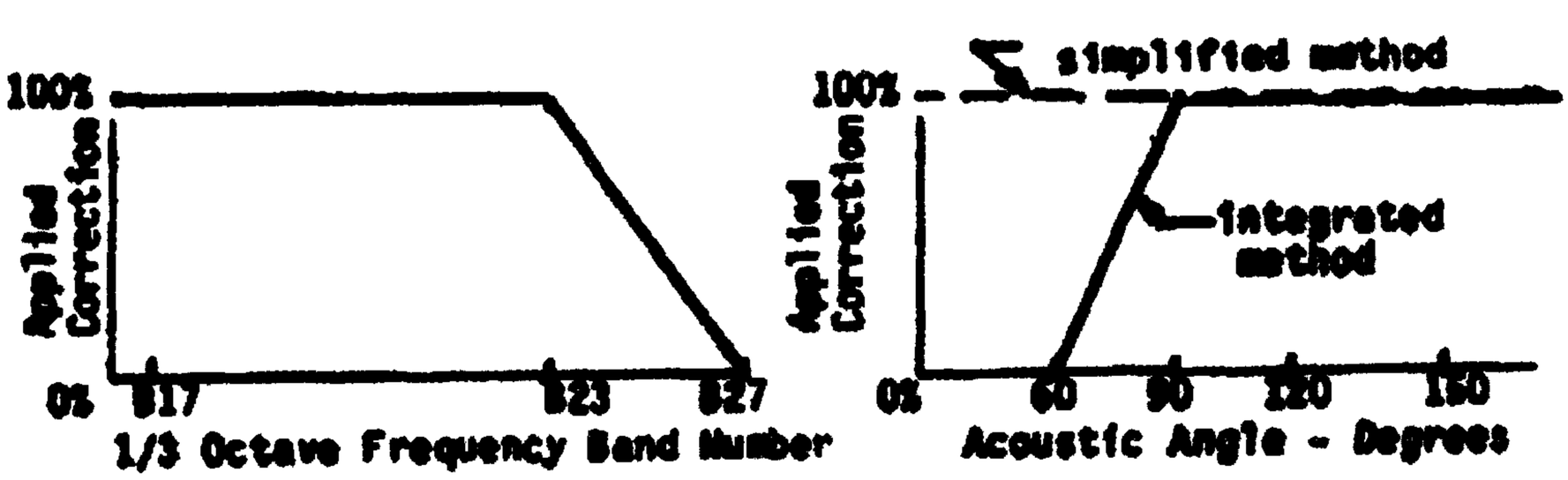


图 6－1

2.3 修正程序

一个可接受的喷气源噪声修正如下:

a. 按照2.2节的标准，用以下公式对每半秒的频谱（或者PNLTM时刻的频谱）进行修正:

$$\Delta SPL = [10\log(d_R/d_T) + 50\log(c_T/c_R) + 10k\log(u_R/u_T)][F1][F2]$$

其中，

下标T表示在标准大气条件，即ISA + 10°C和70％相对湿度下，高于MSL的实际飞机试验高度的条件;

下标R表示在标准大气条件，即ISA + 10°C和70％相对湿度下，高于MSL的飞机基准高度（即飞机试验海拔高度减试验场高度）的条件;

d_R是飞机基准高度的标准大气密度，千克/米^3（磅/英尺^3）;

d_T是飞机试验高度的标准大气密度，千克/米^3（磅/英尺^3）;

c_R是飞机基准高度标准大气绝对温度下的声速，米/秒（英尺/秒）;

c_T是飞机试验高度标准大气绝对温度下的声速，米/秒（英尺/秒）;

$k = 8$，除非证明另外一个经验值;

$u = (v_e - v_a)$，是等效的相对喷气速度，米/秒（英尺/秒）

其中，v_e为SAE ARP876D（1994年1月）附录C中定义的等效喷气速度，由发动机循环试验台获得，米/秒（英尺/秒）；v_a为航空器速度，米/秒（英尺/秒）;

u_R是等效相对喷气速度，米/秒（英尺/秒），其中v_e由飞机在基准高度标准大气下的$N1C_{TEST}$确定;

u_T是等效相对喷气速度，米/秒（英尺/秒），其中v_e由飞机在试验高度

标准大气下的$N1C_{TEST}$确定；

N1C是修正的发动机转速$\left(N_1/\sqrt{\theta_{T_2}}\right)$

F1是与图6－1中声学角度有关的修正百分比对应的因子（取值范围0.00－1.00）；

F2是与图6－1中三分之一倍频程有关的修正百分比对应的因子（取值范围0.00－1.00）。

b. 对于每个三分之一倍频程的SPL，把a中的高度喷气噪声修正值与测得的SPL算术相加，得到附件16第I卷附录2的4.1.3a中的高度源喷气噪声修正SPL。

c. 以上高度修正值要用于所有测量的试验数据，包括进场条件（除非能证明进场时的喷气噪声对总的航空器噪声没有明显贡献）。

附录 7 倾斜旋翼机噪声合格审定指南的技术背景信息

[备用]

附录 8 飞机从 ICAO 附件 16 第 I 卷第 3 章重新审定到一个更严格的标准的评估标准

[备用]

附件 2　VNTSC 合格审定验证包

为了有效地验证航空器噪声合格审定中所使用的修正程序，Volpe国家运输系统中心（VNTSC）的声学部门要求每个申请人都必须提供本附件所述的详细资料。VNTSC会根据FAR－36部的规定对资料进行处理，来验证申请人的修正程序是否有效。

申请人应当注意，VNTSC要求提供的数据超过了（在某些情况下）合格审定报送的要求。这对于正确地重复申请人的程序，并获得有意义的评估结果是必需的。三个代表性试验中的每一个都必须有完整的数据包：固定翼航空器的进场、起飞（飞越）和起飞边线（横侧）；直升机的进场、起飞和水平飞越。除了列出的资料以外，申请人必须完成所附的每一个试验的数据表格。

申请人必须提供以下资料：

(1) 测量、分析和修正系统的流程图及说明，包括系统特征。

（数据表格1必须完成）

(2) 每个试验未经修正的连续的三分之一倍频程声压级时间历程（中心频率从50Hz到10kHz(含)）。以下内容也必须包括：

(a) 每次试验首次数据记录开始的时间（必须使用同一个时基同步声学、航迹和气象的测量）

(b) 数据记录之间耗用的时间

(c) 时间平均的类型（线性/指数）

(d) 平均周期

(3) 检测前噪声的一个三分之一倍频程数据记录，包括试验场的环境噪声条件和仪器的电噪声基底（结合每个试验和场地提交）。

(4) 单个试验进行时，各个灵敏度设置的检测后噪声三分之一倍频程数据记录（结合每个试验/场地/系统提交）。

(5) 在确定声音的传播时间、衰减等过程中，所使用的与高度（每一试验）相对应的气象数据（即温度和相对湿度）。必须提供气象数据的描述，详细说明对报送前的测量数据所进行的后处理（如平滑、分层、时间内插或者高度外推）。必须提供与每个气象资料相关联的时间。

(6) 每次试验航空器的位置和性能数据（TSPI－时间空间位置信息），包括相对于中心线传声器位置的XYZ坐标。必须提供航迹数据的描述，详细说明对报送前的测量数据所进行的后处理（如平滑、曲线拟合、线性近似等）。至少必须提供以下性能数据:

(a) 航空器飞越头顶的高度

(b) 地面速度[V_g]

(c) 爬升/下滑角[Φ]

(d) X和Y偏移，或者地面轨迹的水平交叉角[γ]

(e) 飞越头顶的时间[T_{oh}]

（见图1）

同样，任何用于计算传播距离、发射时间或发射角（如偏航或俯仰）的附加因素都必须详细说明，包括使用方法。

（数据表格2必须完成）

(7) 对原始三分之一倍频程频谱数据所做的所有修正，包括:

(a) 偏离平坦频率响应的系统修正（粉红噪声测试）

(b) 传声器压力响应和自由场灵敏度修正（如果适用，包括在一定角度范围内与入射角有关的修正）

(c) 传声器防风罩插入损失修正

(d) 分析仪带宽误差修正

(e) 校准器漂移修正

(f) 校准器大气压力修正

(g) 系统增益变化修正

(h) 其它修正，如高海拔喷气噪声修正

(8) 对声学数据进行背景噪声修正过程的描述，包括：

(a) 对检测前噪声影响的修正

(b) 掩蔽标准的确定

(c) 被掩蔽的高频数据的重建类型（如频率及时间外推法）

(d) 被掩蔽的低频数据的处理

(e) 被掩蔽数据的识别

(f) 超出掩蔽限制的无效记录的识别

(9) 如果在分析之后，使用计算机对线性数据进行平均得到“慢”指数响应，则需要对其进行描述，包括平均的类型和加权值（如系数为n1、n2、n3和n4的四个样本加权对数平均）。

(10) 如果应用时间及频率外推法进行了重建，或者应用“完整”程序修正到基准日条件，则需要提供航空器几何数据的时间历程（在EPNL期间内每一个声学数据记录的发射时间，相对于传声器的XYZ发射坐标、发射

角、仰角和传播距离）。

(11) 应用的纯音修正程序的描述，包括频率上下限制，掩蔽频段内纯音的排除，伪纯音的特殊处理等等。

(12) 试验日“根据测量值修正”的，连续三分之一倍频程数据记录的时间历程，连同计算出的每个记录的PNL、PNLT值和最大纯音修正的频率。另外，必须包括试验日EPNL、频带分割修正、$PNLT_{max}$记录的时间（按照FAR－36部附件A中的第A36.3.7.6条确定）。必须识别出$PNLT_{max}$记录、10dB降记录和在$PNLT_{max}$2dB以内的次峰值。

（数据表格3必须完成）

(13) 用于修正到基准条件的参数，包括:

(a) 基准高度

(b) 基准地面速度[V_{gref}]

(c) 基准爬升/下滑角[Φ_{ref}]

(d) 偏离基准地面轨迹的基准接收器

（数据表格2必须完成）

(14) 修正到基准条件有效程序的判别：“简单”程序、“完整”程序、或者两者同时应用。

(14.1) 以下资料是使用“简单”程序所必需的:

(a) $EPNL_{REF}$: 基准日的EPNL

(b) Del(1) = 基准日的$EPNL_{max}$ － 试验日的$EPNL_{max}$

(c) Del(2):

$$= -7.5\log(SR/SRR) + 10\log(V_g/V_{gref})$$ （固定翼航空器）

$$= -10\log(SR/SRR) + 10\log(V_g/V_{gref}) \quad （直升机）$$

(d) Del(peak): 由$PNLT_{max}$2dB以内测量值的次峰值产生的修正

(e) Del(bndshr): 频带分割修正

(f) $PNLT_{maxREF}$: 基准日的$PNLT_{max}$

(g) 对于$PNLT_{max}$和$PNLT_{max}$ 2dB以内的所有峰值，必须提供以下数据:

- 基准日的PNL、PNLT和最大纯音修正频带
- 基准日三分之一倍频程频谱
- 声发射时的轨迹数据（即斜距离[SR_e]、发射角[θ_e]、仰角[β_e]、XYZ坐标和基准斜距离[SRR_e]）

（数据表格4a必须完成）

(14.2) 以下资料是使用“完整”程序所必需的:

(a) $EPNL_{REF}$: 基准日的EPNL

(b) $PNLT_{maxREF}$: 基准日的$PNLT_{max}$

(c) 基准日$PNLT_{max}$的最大纯音修正值和频段

(d) 基准日连续三分之一倍频程数据记录的时间历程，连同计算出的每个记录的PNL、PNLT、最大纯音修正频率和有效持续时间

(e) 在基准发射时间基准轨迹坐标的时间历程（即基准斜距离[SRR_e]和基准XYZ坐标）

(f) 基准日$PNLT_{max}$和10dB降记录的识别

(g) Del(bndshr)REF: 基准日频带分割修正

（数据表格4b必须完成）

所有资料的硬拷贝和电子文件都必须提供，所有的噪声级数据必须近似到0.01dB。

每个申请人必须确定技术上的联系人（姓名、电话、地址和email地址）。

表 1

测量和分析系统

申请人_____

试验时间（月/日/年）_____/_____/_____

航空器名称_____

试验场 ID		C1	S1	S2
试验场坐标：相对于 C1 的距离，以英尺表示（见图 1）	X	0.0		
	Y	0.0		
	Z	0.0		
试验场海拔（平均海平面，英尺）				
传声器高度（地平面之上，英尺）				
传声器方位参考：航迹（即切向、垂直于 CPA、垂直于头顶）				
传声器制造商和型号				
防风罩制造商和型号				
记录器制造商和型号				
校准器制造商和型号				
分析仪制造商和型号				
分析仪平均时间周期				
分析仪平均模式（线性/指数）				
纯音修正下限（Hz）				
其它修正				

表 2

飞行性能和任务

申请人_____

试验时间（月/日/年）_____/_____/_____

航空器名称_____

事件 ID				
事件类型（起飞、进场、边线）				
飞越头顶时间[T_{oh}]（HH:MM:SS.SS）				
飞越头顶高度（地平面之上，英尺）				
基准高度（地平面之上，英尺）				
地面速度[V_g]（节）				
基准地面速度[V_{gref}]（节）				
爬升/下滑角[Φ]（度）				
基准爬升/下滑角[Φ_{ref}]（度）				
水平交叉角[γ]（度）				
X 偏移（英尺）				
Y 偏移（英尺）				
基准传声器坐标(英尺)	X			
	Y			
	Z			

表 3

数据处理结果—试验日 “测量调整”

申请人_____

试验时间（月/日/年）_____/_____/_____

航空器名称_____

事件 ID			
试验场 ID			
原始数据记录编号			
首次原始数据记录开始时间（HH:MM:SS.SS）			
$PNLT_{max}$ 时间（HH:MM:SS.SS）*			
$PNLT_{max}$ 记录号			
首次 10dB 降记录号			
末次 10dB 降记录号			
EPNL			
$PNLT_{max}$			
PNL_{max}			
LA_{max}			
$PNLT_{max}$ 时刻的纯音修正频段			
Del(bndshr)			
$PNLT_{max}$ 2dB 以内的峰值记录			

*时间按照 FAR-36 部附件 A 中的第 A36.3.7.6 条确定

表 4a

数据处理结果—修正到基准条件

“简单”程序

申请人_____

试验时间（月/日/年）_____/_____/_____

航空器名称_____

事件 ID			
试验场 ID			
$PNLT_{maxREF}$			
$EPNL_{REF}$			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的纯音修正			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的纯音修正频段			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的倾斜距离[SR_e]			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的基准斜距离[SRR_e]			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的发射角[Θ_e]			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的仰角[β_e]			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的 X_e 坐标			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的 Y_e 坐标			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的 Z_e 坐标			
Del(1)			
Del(2)			
Del(peak)			
Del(bndshr)			

表 4b

数据处理结果—修正到基准条件

“完整”程序

申请人_____

试验时间（月/日/年）_____/_____/_____

航空器名称_____

事件 ID			
试验场 ID			
$PNLT_{maxREF}$			
$EPNL_{REF}$			
$PNLT_{maxREF}$ 时间（HH:MM:SS.SS）			
$PNLT_{maxREF}$ 记录号			
首次基准 10dB 降记录号			
末次基准 10dB 降记录号			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的纯音修正			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的纯音修正频段			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的倾斜距离[SR_e]			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的基准斜距离[SRR_e]			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的发射角[Θ_e]			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的仰角[β_e]			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的 X_e 坐标			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的 Y_e 坐标			
$PNLT_{maxREF}$ 时刻的 Z_e 坐标			
Del(bndshr)REF			

表 5

检查清单

1. 完成表 1

2. 提供测量、分析和调节系统的流程图及描述（用字母标明项目 1）

3. 提供未修正的三分之一倍频程噪声数据（用字母标明项目 2）

4. 提供三分之一倍频程环境噪声数据（用字母标明项目 3）

5. 提供三分之一倍频程仪器基底噪声数据（用字母标明项目 4）

6. 提供气象数据（用字母标明项目 5）

7. 提供航空器位置数据（用字母标明项目 6）

8. 完成表 2

9. 提供三分之一倍频程系统修正（粉红噪声）数据（用字母标明项目 7.a）

10.提供三分之一倍频程传声器灵敏度修正数据(用字母标明项目 7.b)

11.提供用于获得“修正的测量”数据的修正数据和描述，包括背景噪声的修正程序（用字母标明项目 7－11）

12.提供三分之一倍频程试验日“修正的测量”噪声数据（用字母标明项目 12）

13.完成表 3

14.提供用于将数据修正到基准条件的计算机处理特性和方法的描述，包括基准参数（用字母标明项目 13）

15.提供三分之一倍频程基准日噪声数据:

- 全部试验，如果应用“完整”程序

- $PNLT_{max}$ 点记录（和在 $PNLT_{max}$2dB 以内的峰值记录，如适用），

如果应用“简单”程序（用字母标明项目 14.1.g/14.2.d）

16.提供轨迹数据:

- 全部试验，如果应用“完整”程序
- $PNLT_{max}$ 点记录（和在 $PNLT_{max}$2dB 以内的峰值记录，如适用），

如果应用“简单”程序（用字母标明项目 14.1.g/14.2.e）

17.完成表 4

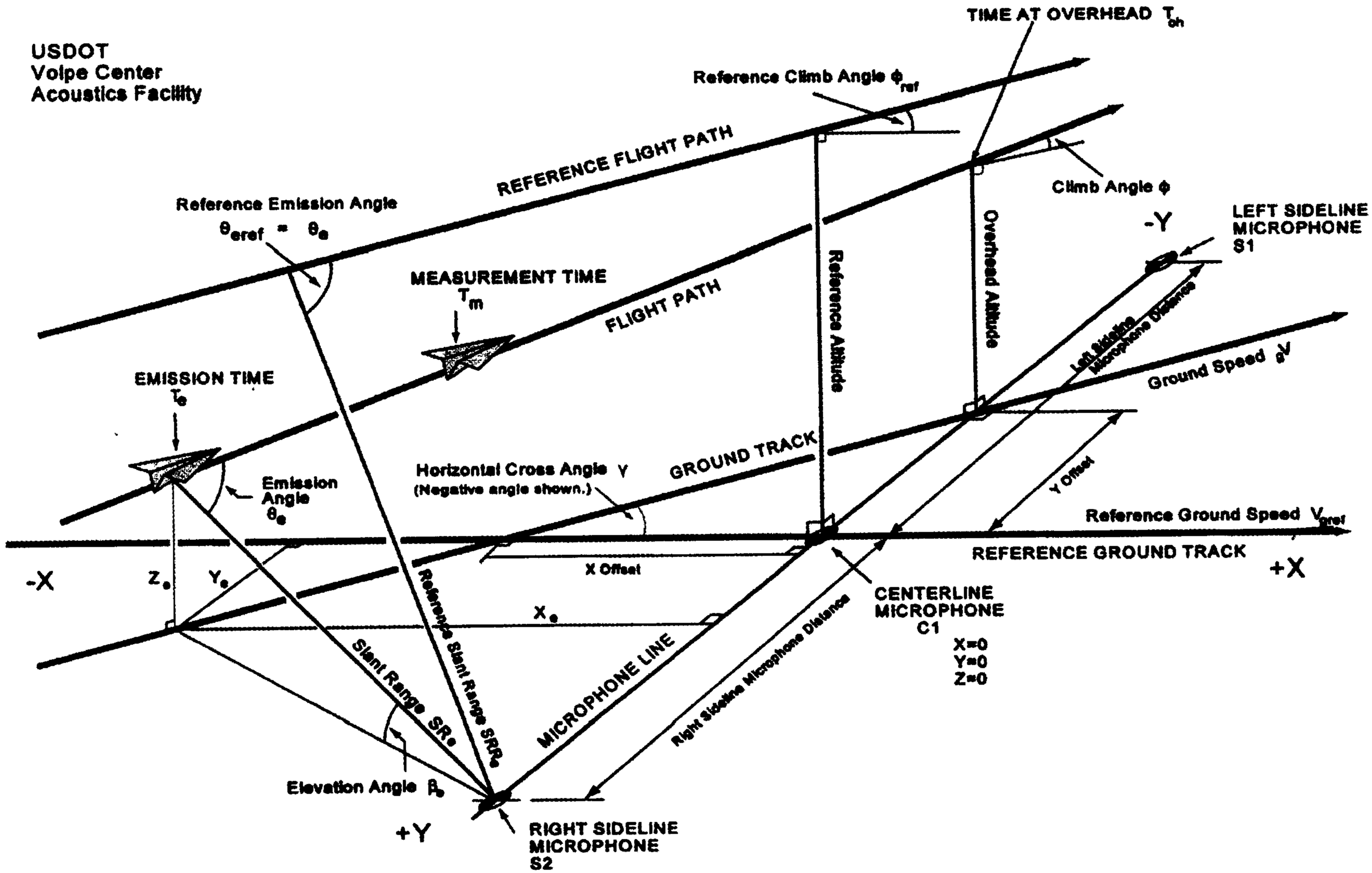


图 1　航空器及传声器的几何关系

附件 3　受背景噪声影响的航空器噪声级修正指南

1.0 概述:

1.1 以下提供的资料作为对测量的航空器噪声级进行背景噪声修正的指导材料。

1.2 航空器噪声合格审定试验时背景噪声的存在会影响测量的航空器噪声级，在某些情况下，会掩蔽部分用来获得EPNL值的频谱时间历程。修正程序必须包括以下几个部分:

- 试验确定频谱时间历程被掩蔽的部分。
- 修正未被掩蔽的噪声级以确定无背景噪声时航空器噪声级。
- 通过频率外推、时间外推或者其他方法替换或重建被掩蔽的噪声级。

1.3 第2.0节列出了本附件中使用的专业术语定义。虽然有些术语有通常公认的含义，但是在这里使用了其特定的含义。

1.4 第3.0节按步骤介绍了一个详细的程序，包括时间和频率外推法的公式和描述（3.2.10）。也可使用经过审定部门批准的其他程序。

1.5 第4.0节列出了所有背景噪声修正程序的总则，包括要求和限制（4.1）以及其他特殊的考虑（4.2－4.4）。

2.0 定义:

本附件使用了以下定义:

- **修正过的（级）**: 有效的三分之一倍频程级，已经根据测量条件修正过，包括:

(1) 检测前噪声的能量贡献;

(2) 与频率有关的修正，如系统频率响应、传声器压力响应和自由场响应以及与入射角有关的防风罩插入损失。

- **环境噪声:** 在航空器噪声测量期间，传声器所在地存在的除试验航空器以外的声源发出的声学噪声。环境噪声是背景噪声的一个组成部分。
- **背景噪声:** 测量系统中存在的来自于试验航空器以外的组合噪声，能够影响或掩蔽测量的航空器噪声级。典型的背景噪声包括(但不限于)：传声器周围的环境噪声；测量系统组件产生的热电噪声；来自模拟磁带录音机的磁通噪声(磁带的嘶嘶声)；数字转换器的量化误差引起的数字化噪声。背景噪声的有些因素，如环境噪声，能够向测量的航空器噪声信号贡献能量，而其他的因素，如数字化噪声，则可以掩蔽航空器噪声信号。
- **能量减法:** 在能量的基础上，一个声压级减去另一个声压级，其形式为:

$$10\log_{10}\left[10^{(L_A/10)}-10^{(L_B/10)}\right]$$

其中L_A和L_B是两个声压级，以dB为单位，L_B是要从L_A减去的值。

- **频率外推法:** 一个基于同一频谱的三分之一倍频程低频带中未被掩蔽的数据，重建被掩蔽的高频数据的方法。
- **高频带:** 从800Hz到10kHz(含)的12个频带(另见“低频带”)。
- **LGB(最后一个好频带):** 在第3.0节介绍的修正方法中，对于任意航空器噪声的三分之一倍频程频谱，在630Hz－10kHz(含)范

围内，无掩蔽的最高频带，在此之下没有被掩蔽的高频带。

- **低频带**：从50Hz到630Hz（含）的12个频带（另见“高频带”）。
- **掩蔽的（频带）**：在单个频谱内，任何一个包含有一个掩蔽级的三分之一倍频程。
- **掩蔽的（级）**：任何一个小于或等于该频带掩蔽标准的三分之一倍频程级。当确认一个级被掩蔽时，该频带上实际的航空器噪声级就已经因被背景噪声掩蔽，而不能确定。被掩蔽的级可以通过频率外推、时间外推或其他方法重建。
- **掩蔽标准**：如果三分之一倍频程级的频谱低于测量的航空器声压级频谱，则被认为是被背景噪声掩蔽或掩盖了。掩蔽标准级定义为以下较大者：

  (1) 检测前噪声 + 3dB；或

  (2) 检测后噪声 + 1dB。
- **检测后噪声**：最小的级，低于该级别的测量噪声级被认为无效。通常由分析窗口的基线或测量和分析系统组件的幅值非线性特性确定。检测后噪声级是非附加的，即没有贡献能量给测量的航空器噪声级。
- **检测前噪声**：能够贡献能量给由测量的航空器产生的噪声级的噪声，包括传声器附近的环境噪声以及测量、记录/重现和分析系统的仪器噪声。
- **重建（级）**：应用频率外推、时间外推或其他方法计算出来的级，代替掩蔽频带的测量值。

- **时间外推法**:基于时间历程中不同频谱中相同三分之一倍频程中未掩蔽的数据，重建高频掩蔽数据的方法（见3.2.10.b）。
- **有效或未掩蔽（频带）**：在单个频谱内，任何一个包含有一个有效级的三分之一倍频程。
- **有效或未掩蔽（级）**：任何一个超过该频带掩蔽标准的三分之一倍频程级。

3.0 背景噪声修正程序

3.1 假设:

- 地面上测量的一个典型航空器噪声频谱包含的三分之一倍频程级，其幅值随着频率升高而减少。这种特性主要是受大气吸收的影响。
- 一个典型电子仪器基底频谱包含的三分之一倍频程级，幅值随着频率升高而增加。
- 由于上述假设，在航空器噪声的三分之一倍频程频谱内，随着观察频率的增加，一旦某个频带被掩蔽了，则其后所有的高频频带也被掩蔽。这就可以用“最后一个好的频带”来标识出这样一个频带，高于该频带的频谱都被掩蔽。
- 有时可能出现有效级发生在高于LGB的频带的情况，这很可能是由于检测前噪声级的微小的变化引起的，以及测量的航空器噪声的三分之一倍频程级大体上与背景噪声的很接近，因此其能量的贡献不是很显著（该假设只有在掩蔽区没有显著航空器产生的纯音时有效）。因此，高于LGB频带内存在有效级的可能性被忽略。愿意通过算法来识别和处理这种情况的申请人可能会这么做，但是程序要

事先经过审定部门批准。

3.2 分步描述

3.2.1 检测前噪声的确定：应该通过记录和分析代表性时段（至少30秒时间）的环境噪声来获得每次飞行（或短时间内的一组飞行）检测前噪声级的时间平均三分之一倍频程频谱。必须注意确保环境噪声采样代表了航空器噪声测量期间的环境噪声。在记录的环境噪声中，所有的增益级和调节器都应当设置在航空器噪声试验时的值，以确保仪器的噪声也是具有代表性的。如果航空器噪声测量需要多个增益设置，则每个设置应该单独记录环境噪声样本。

3.2.2 检测后噪声的确定：对于每次使用的测量/分析配置（包括不同的增益及灵敏度设置），检测后噪声级的三分之一倍频程频谱应该作为试验的结果来确定（或者来自制造商的说明书）。可以根据显示限制（如当级下降到低于某一个值时指示消失）、幅值非线性或者其他非附加的限制来确定最小有效级。在测量/分析系统一个以上的组件或设定产生了一组最小有效级的情况下，应该使用每个三分之一倍频程中最严格的。

3.2.3 相对于检测后噪声的检测前噪声试验：检测前噪声级的有效性必须在用于修正有效航空器噪声级之前确定。在一个特定的三分之一倍频程上，任何小于或等于检测后噪声级的检测前噪声级应该认为是无效的，不能在修正程序中使用。

3.2.4 掩蔽标准的确定：一旦确定了检测前噪声和检测后噪声的频谱，就可以确定掩蔽标准。对于每一个三分之一倍频程，将有效检测前噪声级

+ 3dB与检测后噪声级 + 1dB进行比较，最高级作为该频带的掩蔽标准。如果一个特定的三分之一倍频程中没有有效的检测前噪声级，则检测后噪声级 + 1dB作为该频带的掩蔽标准。如果航空器噪声级等于检测前噪声级，则由于可能出现能量加倍而允许窗口超出检测前噪声级3dB。在确定这些噪声级时考虑合理的误差量，允许窗口超出检测后噪声级1dB。

3.2.5 掩蔽级的鉴别：通过比较三分之一倍频程级和掩蔽标准级，可以评估航空器噪声时间历程中的每个频谱是否被掩蔽。只要特定频带的航空器噪声级小于或等于相关的掩蔽标准，就认为航空器噪声级被掩蔽了。必须记录每个频谱中被掩蔽的频带。

3.2.6 LGB的确定：对于每个半秒的频谱记录，通过从630Hz的频带开始，逐步提高频带（升高频率），直到发现一个掩蔽频带来确定最高频率未掩蔽三分之一倍频程（“LGB”）。在该点设置LGB，使频谱的记录等于掩蔽频带以下的频带。能够作为LGB的最低频带是630Hz频带，也就是说，如果630Hz频带和800Hz频带都被掩蔽了，则该频谱没有掩蔽级重建，在630Hz－10kHz（含）之间十三个频带认为被掩蔽了。本附件第4.2.1部分详细说明了每一个掩蔽限制，这样的频谱对于EPNL的计算是无效的。

3.2.7 背景噪声有效级的修正：在每一个半秒的频谱中，对于直到LGB的每个有效频带，从航空器噪声时间历程的有效测量级中，通过能量减法减去有效的检测前级：

$$10\log_{10}\left[10^{(L_{AIRCRAFT}/10)}-10^{(L_{PRE-DETECTION}/10)}\right]$$

所有有效的三分之一倍频程噪声级都必须进行能量减法。对于没有有效检测前噪声级的三分之一倍频程，不进行能量减法，也就是说，当测量的航空器噪声时间历程或检测前噪声级被掩蔽时，不能应用这种修正。

3.2.8 有效级关于测量条件的修正：在掩蔽级重建之前，已经进行检测前噪声修正的有效级也必须进行与频率有关的修正如：系统频率响应、传声器压力响应和自由场响应以及与入射角有关的防风罩插入损失。这些修正不能用于掩蔽级。

3.2.9 低频掩蔽频带的重建：对于那种在两个相邻有效频带之间出现单个掩蔽的低频段三分之一倍频程的情况，可以保留被掩蔽的级，或者对相邻的有效频带经修正的级进行算术平均，用平均的级代替被掩蔽的级。如果进行了平均，则该级应该归到重建的级。但是如果发现掩蔽的低频带与其他掩蔽的低频带相邻，则这些掩蔽的级应该保留并且仍然归为被掩蔽的级。本附件的程序没有对被掩蔽低频带提供任何其他形式的重建。

3.2.10 高频掩蔽频带上级的重建：频率外推和时间外推是对于每个频谱记录中频率高于LGB的频带掩蔽三分之一倍频程级的重建方法。三分之一倍频程的大气吸收系数（不管是以dB/1000英尺表示，还是以下面例子中的dB/100米表示）必须在进行这种掩蔽级重建之前确定。需要注意的是每次记录的噪声发射坐标也必须在重建之前计算，因为程序依赖于声传播距离。

3.2.10.a 对于LGB位于2kHz三分之一倍频程或以上的频谱，应用**频率外推**

法。这种方法重建从与LGB对应的级开始的高频掩蔽带（在同一频谱中）。所有频率高于LGB频带的级，必须用这种方法重建。任何频率外推的级应该归类为重建的。应用以下公式重建掩蔽带的级:

$$Lx_{i,k} = L_{j,k} + \alpha_j \times \frac{SR_k}{100} - \alpha_{j_{REF}} \times \frac{60}{100} + 20\log_{10}\frac{SR_k}{60} + \alpha_{i_{REF}} \times \frac{60}{100} - \alpha_i \times \frac{SR_k}{100} + 20\log_{10}\frac{60}{SR_k}$$

可以简化为:

$$Lx_{i,k} = L_{j,k} + \left[\alpha_j - \alpha_i\right] \times \frac{SR_k}{100} + \left[\alpha_{i_{REF}} - \alpha_{j_{REF}}\right] \times \frac{60}{100}$$

其中:

i 是外推的掩蔽频带;

k 是关心的记录;

j 是记录k的LGB;

$Lx_{i,k}$ 是掩蔽频带i和频谱记录k的频率外推级（dB）;

$L_{j,k}$ 是记录k的LGB级，经过所有的试验日修正，包括检测前噪声能量相减、系统和传声器修正等;

a_j 是LGB试验日的大气吸声系数（dB/100米）;

a_i 是频带i试验日的大气吸声系数（dB/100米）;

$\alpha_{j_{REF}}$ 是LGB的基准（25℃, 70％RH）大气吸声系数（dB/100米）;

$\alpha_{i_{REF}}$ 是掩蔽频带i的基准（25℃, 70％RH）大气吸声系数（dB/100米）;

SR_k 是对于频谱记录k，在噪声发射时航空器和传声器之间的斜距或声传播距离（米）。

这个程序是基于假设在基准条件下（25℃，70％RH），距离60米处航空器频谱是“平坦的”（所有高频带的级是相等的）。可以通

过以下步骤建立程序的概念:

1. 已经进行测量条件修正的频带*j*（频谱记录*k*中未掩蔽频带的最高频率）的级，为了获得声源级而进行试验日传播效应修正，之后进行距离声源60米的基准传播修正。

2. 该级被指定为在距离60米处所有高频掩蔽频带（频带*i*，*i*+1等）的级。

3. 通过消除相关基准日传播效应，确定每个高频掩蔽带的新的声源级。

4. 将试验日的传播效应加到步骤3确定的每个声源级上，确定每个掩蔽的高频带在地面测量的、无背景噪声时的外推级。

3.2.10.b 对于LGB出现在630Hz和1.6kHz三分之一倍频程之间的频谱，应用时间外推法。这个重建频谱中的掩蔽频带方法是基于同一频带是有效的最近的频谱记录（时间上最接近的）。所有频率大于LGB频率的三分之一倍频程级必须应用这个方法重建。任何时间外推的级必须归类为重建的。应用下面的公式重建掩蔽频带的级:

$$Lx_{i,k} = L_{i,m} + \left[\frac{SR_m}{100} - \frac{SR_k}{100}\right] \times \alpha_i + 20\log_{10}\left[\frac{SR_m}{SR_k}\right]$$

其中:

$Lx_{i,k}$ 是频带*i*和频谱记录*k*的时间外推级，单位为dB;

$L_{i,m}$ 是频谱记录*m*中频带*i*的修正级，单位为dB，时间上最接近频频带*i*包含一个有效级的谱记录*k*;

SR_m 是对于频谱记录*m*，在噪声发射时航空器与传声器之间的斜距或声传播距离（米）;

SR_k 是对于频谱记录k，在噪声发射时航空器与传声器之间的斜距或声传播距离（米）；

a_i 是频带i试验日的大气吸声系数（dB/100米）。

这个程序是基于在航空器经过期间其频谱是全方向的假设。

3.3 掩蔽的数据重建后，背景噪声的修正程序就完成了。修正过的测量数据，包括修正的级、重建的级和某些可能掩蔽的级，下一步用于获得FAR－36部附件A第A36.4条描述的试验日PNLT时间历程。掩蔽数据的识别在纯音修正过程中应当便于使用，因为由背景噪声修正产生的任何纯音修正可能在识别频谱内最大纯音的过程中被排除。当使用这个背景噪声修正程序时，被确定为LGB的频带应当作为纯音修正计算的最后一个频带，按照FAR－36部附件A第A36.4.3.1条规定的10kHz频带的方式进行处理，包括LGB+1频带的新斜率等于LGB频带斜率的计算（即纯音修正程序第5步中 $s'(\mathrm{LGB}+1,k)=s'(\mathrm{LGB},k)$）。

4.0 通常要考虑的问题

4.1 任何背景噪声修正程序的限制和要求：背景噪声效应修正的任何方法在应用之前都必须经审定部门批准。本附件3.2节介绍的修正程序包括应用的限制和要求。这些限制和要求适用于下面叙述所有方法：

4.1.1 申请者必须能够通过窄带分析或其他方法，证明EPNL期间内在掩蔽的三分之一倍频程中没有显著的航空器产生的纯音。

4.1.2 与频率有关的修正和检测前噪声级的能量相减都不能用于被掩蔽的数据。

4.1.3 无论何时出现0dB或低于0dB的级，不管是作为原始分析部分还是作为

背景噪声修正程序的结果，这些值都必须保留并包括在在所有相关的计算中。这样的级在将试验数据修正至基准条件的过程中可能非常重要，尤其是传播距离很长的时候，大气吸收对高频数据的影响能产生很大的三分之一倍频程的修正。

4.1.4 当在2.5kHz－10kHz（含）范围内，连续的三分之一倍频程被掩蔽，并且在800Hz－2kHz（含）范围内，没有连续的三分之一倍频程被掩蔽时，必须对所有名义频率大于2kHz的连续掩蔽频带进行频率外推（3.2.10.a描述）。

4.1.5 当在800Hz－2kHz（含）范围内，连续的三分之一倍频程被掩蔽时，必须对所有名义频率大于630Hz的连续掩蔽频带进行时间外推（3.2.10.b描述）。

4.1.6 对于那种在两个相邻有效带之间出现单个掩蔽的三分之一倍频带的情况，相邻的经修正的频带级可以进行算术平均，并用平均的级代替掩蔽的级。如果保留了掩蔽的级，则其必须包含在4.2部分掩蔽级的计算中。

4.2 掩蔽引起的频谱拒绝：以下条件导致了频谱的无效（注：如果无效频谱出现在10dB降期间，则航空器试验是无效的，不能用于航空器噪声合格审定）：

4.2.1 如果在掩蔽带重建后，多于4个三分之一倍频带仍存在被掩蔽的值。

4.2.2 对于$PNLT_{max}$频谱前后1秒之内的记录（5个半秒数据记录），如果多于4个高频带需要重建，或者当用本附件3.2部分介绍的背景噪声修正程序时，LGB位于4kHz或低于4kHz的三分之一倍频程。

4.3 由于掩蔽，纯音修正需要考虑的特殊事项：当一个三分之一倍频带频谱的最大纯音修正发生在掩蔽或重建带上时，该频谱的纯音修正不能简单地设置为0。频谱的最大纯音修正的计算，必须考虑被掩蔽或重建的级。通过以下两种方法中的合适的一种可以去除任何因为背景噪声修正导致的纯音修正：

4.3.1 当使用了本附件3.2部分介绍的背景噪声修正程序（或者尤其是当频谱内所有的高频带因频率超过某一特定频带“LGB”而被掩蔽时），被确定为LGB的频带应当作为纯音修正计算的最后一个频带，按照FAR－36部附件A第A36.4.3.1条规定的10kHz频带的方式进行处理，包括纯音修正程序第5步中LGB+1频带的新斜率等于LGB频带斜率的计算（ $s'(\mathrm{LGB}+1,k)=s'(\mathrm{LGB},k)$ ）。

4.3.2 对于发生在掩蔽或重建三分之一倍频程的纯音修正，在纯音修正程序的步骤9中设置F等于0，并且重新计算该频谱的最大纯音修正。

要注意的是，频谱内的所有的频带级，不管是修正过的、重建的还是掩蔽的，都必须包括在该频谱PNL值的计算中。

4.4 基准条件数据集中掩蔽数据的处理：对于任何一个修正至基准条件的三分之一倍频程频谱，由于试验和基准条件（即大气吸收和球面发散）之间的差异，所有频带，包括含有掩蔽级或重建级（包括值小于0dB的）的频带，必须进行修正。本附件4.3列出的纯音修正需要考虑的特殊事项不仅适用于试验数据，也适用于基准数据集。

附件 4　螺旋桨小飞机和通勤类飞机的等效程序及“无声学更改”的证明

1. 等效程序

本AC中提到的等效程序是不同于36部附件A和B中规定的航空器测量、飞行试验、分析或评定方法，实质上可以得到同样的噪声级。等效程序必须得到中国民用航空总局（CAAC）的批准。等效程序给申请人在噪声合格审定过程中提供了一定的灵活性，其批准使用使申请人可以采用更方便的测量方法，而不必严格地执行36部中的程序，尤其是在场地条件不允许的情况下。

CAAC批准所有新的等效程序。使用以前批准的等效程序，如典型的航迹切入程序，不需要CAAC的批准。

2. 声学更改

可能增加飞机噪声级的声学更改与任何自愿的型号设计更改一样，在CCAR－21部第21.93条（二）进行了定义。需要注意的是，根据这一标准，降低噪声级的设计更改不是声学更改。第21.93条（二）中的定义不同于早先用于按36部附件F审定的螺旋桨小飞机的定义。在早期定义中，声学更改被限定在：(i) 排气系统噪声控制的消声器或其他部件的改变或去除；或者(ii) 能够提升最大连续功率或螺旋桨尖速度的发动机或螺旋桨的变更。

第21.93条（二）对螺旋桨小飞机和通勤类飞机声学更改的定义更符合其他类航空器的声学更改。例如，早期定义中，在没有更改发动机/螺旋桨

时，起飞重量的增加不认为是声学更改。但现在属于声学改变，由于随着重量的增加，噪声测量的基准高度会降低，这样将导致较高的噪声级。

第36.9条详细说明了按第21.93条（二）申请声学更改的螺旋桨小飞机和通勤类飞机的噪声符合性要求。第36.9条规定了两类飞机：以前表明符合36部要求的和尚未表明的。对于前一类，任何声学更改不能使噪声级提高超出附件G的D部分所述的限制。对于第二类，噪声级不能超过相同的限制和“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”中较大值。第36.501条(c)也要求“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”。

CAAC认为任何使噪声级增加0.1dB或者更大的设计更改是声学更改。然而，任何一个设计更改，只要其提高的噪声级，能被其他的设计或性能更改降低的噪声级抵消，并且这些改变的总和不超过0.1dB，就不认为是声学更改。这个补充的目的是检查用于计算通常的设计更改导致噪声级改变的方法，和证明“非声学更改”的噪声级补偿方法。

3. 改变噪声级的因素

按照附件G的试验程序得到的噪声级受到安装的螺旋桨/发动机的基本噪声特性和飞机的起飞、爬升特性的影响。不管飞机做了何种机械上的改变，型号设计更改（没有进行补偿）产生的下列任一条件可能增加噪声级：

a. 在距离松刹车位置8200英尺（2500米）的基准距离处，飞机高度减少；

b. 发动机马力的增加；

c. 排气消声器的去除或者改装;

d. 螺旋桨桨尖马赫数的增加;

e. 螺旋桨桨尖厚度的增加;

f. 飞机爬升角度的减少;

g. 飞机阻力的增加;

i. 进气角度的增大;

j. 桨叶数量的变化。

如果要求“非声学更改”，上述任何更改引起的按附件G预期的噪声级增加必须被补偿的更改抵消，并且要提供适当的分析。排气系统的消声器或其他部件的去除可能要求一些试验来确定声学影响。同样的，螺旋桨桨尖厚度的增加，比如切除现有螺旋桨的桨尖以减小直径，可能导致噪声级的增加（可能被同样转速下的螺旋桨转动马赫数降低抵消）。在改装排气系统和削减螺旋桨桨叶情况下，简单比较改装前后飞机在相同高度和空速飞越测量的噪声级，可以作为满意的等效试验程序。对比试验通常不是节省成本的方法，因为它们可能与36部附件G的全面试验一样复杂。

4. 可能影响噪声级的型号设计更改举例

需要评估影响噪声级改变的典型型号设计更改申请包括:

a. 没有改变发动机或者螺旋桨的情况下，提高起飞重量;

b. 定距螺旋桨变为变距螺旋桨;

c. 螺旋桨直径的改变;

d. 桨叶数的改变;

e. 发动机马力的增加;

f. 没有改变发动机或者螺旋桨的情况下，增加阻力的改装。如安装外部货舱、固定式起落架换装更大的轮胎或者布置广告灯。

在很多情况下，这些安装改装引起的噪声级的变化，可由未改装飞机现有的数据或者由附加的性能信息对现有数据的补充进行分析确定。大多数补充型号合格证（STC）的申请人不能获取制造厂的噪声级数据，即使这些数据存在。因为36部附件G适用于1988年12月以后完成的噪声合格审定试验，多数现有的螺旋桨小飞机机队没有按照36部附件G评定的噪声数据。为了获得STC，申请者必须证明“无声学更改”或者完成了全部附件G试验。这里给出了几个用前面描述的修正因素来证明符合性的例子。

然而，基于与先前批准的型号合格证（TC）或STCs的相似性，申请人可能认为一些设计更改不必证明附件G的符合性。经审定的装有不同发动机的老旧飞机系列就是这样的例子。提高飞机发动机功率的STC要求申请者进行做噪声分析，还可能包括噪声测量，即使产品系列中有相同的发动机/机身组合。这样做的原因是生产厂家不太可能证明任何一架生产型飞机对36部附件G的符合性。即使生产厂家已经证明了符合性，并且审定的噪声级已经公布，用来证明审定噪声级符合性的数据，包括90％置信区间都是属于生产厂家私有的。

在采纳附录G之前，飞机的一些更改未经分析就被FAA接受为“非声学更改”，用双叶螺旋桨代替三叶螺旋桨和起飞重量的增加小于2％就是两个例子。由于以下原因，这两种类型的更改不再接受为“非声学更改”，除非“声学更改”被分析或者测试数据所证实。

在桨叶数增加的情况下，产生噪声机制的改变不能简单地用桨尖马赫

数和发动机功率修正来解决。另外，桨叶数的增加把桨叶通道移至更高的频率，A加权滤波需要一个小的调整。申请螺旋桨更改的STC时，FAA可能要求一个全面的“非声学更改”分析，以说明噪声产生机制的改变，并且要进行A加权滤波效应测试或者飞越试验。

在原有基础上增加最大审定起飞重量（或者由于气动性的改变增加了航空器的阻力，导致起飞性能下降）会造成飞机在噪声测量位置的飞行高度降低，导致噪声级较高。在发动机/螺旋桨的性能没有改变的情况下，起飞重量的增加会导致声学更改，除非噪声的增加能被性能的提升或飞机产生的噪声下降所抵消，这些都必须经分析及试验数据所证实。也有可能不经实地测试，如这里给出的例1一样，仅由分析证明“非声学更改”。

4.1 重量增加

在安装的发动机、螺旋桨没有任何改变，而飞机起飞重量发生变化的情况下，下述因素会影响按36部附件G的程序得到的噪声级:

a. 作为合理的近似，达到50英尺高度的起飞距离增加的系数，等于改变后的重量与改变前的重量比值的平方。

b. 最佳爬升率速度实质上以重量改变前后比值的平方根增加。

c. 重量增加时，爬升角将会变小。

重量较大时产生的噪声级比重量较低时大，因为这些因素组合会导致较低的基准高度。空速的增加也会使基准桨尖马赫数产生一定程度的变化，可能会增加噪声级。

如果没有其他的改变，可以用一个例子说明噪声级的增加量。注意，下标“b”表示“以前”的条件，下标“a”则表示“以后”的条件。

下面的例子给出了申请人“非声学更改”分析的指导。例子中的性能计算只用于示范，并非FAA批准的性能计算程序。性能数据的任何改变（起飞或者爬升），如果用于确定“非声学更改”，则必须在航空器飞行手册中公布。

例1：飞机重量从3000磅增加到3200磅，其他没有改变，预期的噪声级改变计算如下（注意给出的所有数据都可以很容易地从所有航空器操作手册中获得或者计算出来）：

D_{50} = 2220英尺，达到50英尺高度的距离

V_y = 90节，最佳爬升率的速度

R_c = 970英尺/分，最佳爬升率

$$\gamma = \sin^{-1}(R_c/V_y)$$

$$= \sin^{-1}[970/(60 \times 1.688 \times 90)]$$

= 6.11°，爬升角 (1)

$$h = \tan(\gamma)(8200 - D_{50}) + 50$$

$$= \tan(6.11°)(8200 - 2220) + 50$$

= 690英尺，规定测量位置上方的基准高度 (2)

D = 84英尺，螺旋桨的直径

rpm = 2600rpm，螺旋桨转速

$$T = 59(°F) - \text{温度直减率} \times h$$

$$= 59(°F) - 0.003566 \times 690$$

= 56.5°F，基准高度的大气温度 (3)

$$c = 49.025 \times (T + 459.67)^{1/2}$$

$= 1113.8$英尺/秒，基准高度的声速 (4)

$$\Delta = (1 - 0.0000068753 \times h)^{5.2561}$$

$= 0.99518$，基准高度的压力比 (5)

$\theta = (T + 459.67)/(59(°F) + 459.67) = 0.99518$，基准高度的温度比 (6)

$\sigma = \Delta/\theta$，密度比 (7)

$$V_{tas} = V_y/\sigma^{1/2}$$

$= 90.9$节，航空器的真空速 (8)

$$M = V_{tas}/c$$

$= 1.688 \times 90.9/1113.8 = 0.1378$，航空器马赫速度 (9)

$M_R = D \times rpm/(60 \times 12 \times c) = 0.8556$，螺旋桨旋转马赫数 (10)

$M_h = (M^2+M_R^2)^{1/2} = 0.8666$，螺旋桨桨尖马赫数 (11)

第一步：计算重量为3200磅时的基准高度

a. 更改之前的起飞距离$D_{50}(b)$是2220英尺，在重量增加后，起飞距离如下：

$D_{50}(a) = 2220(3200/3000)^2 = 2526$英尺 (12)

b. 新的海平面标准日最佳爬升率速度$V_y(a)$，由下式给出：

$V_y(a) = 90(3200/3000)^{1/2} = 93.0$节 (13)

c. 根据从航空器操作手册或者飞行手册中可以得到的数据，可以有几种方法计算增加重量后的爬升角。如果手册上没有相关的数据，象爬升率或者下降率这样的数据可以通过一定量的爬升试验获得。任何此类性能测试必须得到FAA批准。

方法1：如果从航空器操作手册中可以获得不同飞机重量的最佳爬升率数据，就能得到通用的爬升性能计算公式。这些数据可以用来计算起飞过程中的有效推力和阻力与升力的有效比值。在以适当的角度稳定爬升条件下，爬升角的余弦可以假设本质上一致，爬升角γ的正弦，也是爬升率与爬升速度的比值，可确定如下：

$$\mathrm{Sin}\gamma = R_c/(101.3 \cdot V_y) = F/W - C_d/C_l \qquad (14)$$

式中，F是螺旋桨的推力，C_d/C_l是阻力和升力系数的比。推力是螺旋桨效率和发动机功率的乘积，经过合适的单位变换，除以空速。如果假设螺旋桨效率与空速的比值对于最佳爬升率的空速大致恒定，则可以假设对于给定的起飞马力设置，推力也保持大致恒定。要获得两个不同重量的R_c和V_y，可以利用公式14，得到两个联立方程，然后解出F和C_d/C_l的比值，因为只需要比值。

除了3000磅重量的数据，手册还给出了2700磅的爬升率为1140英尺/分。2700磅的最佳爬升率速度是3000磅的速度乘以两个重量比的平方根，即85.4节。将这些值带进两个方程，并且用一个减去另一个，得出有效推力F，为686磅，阻力与升力系数的比值为0.1222。

代入推力、阻力/升力系数和空速，就可以得出重量为3200磅时的爬升角为5.29°。相对于93.0节的爬升速度，爬升率为868英尺/分。

方法2：爬升率R_c，单位为英尺/分，是：

$$R_c = (33000\eta P)/W - R_S \qquad (15)$$

式中，P为发动机的马力，η是螺旋桨效率，W为飞机的重量（磅），R_S是飞机关断动力后的下降率（英尺/分）。

一些航空器的操作手册给出了关断动力后的滑翔比和速度，由此可计算下降率。用这些数值计算的下降率不同于以最佳爬升率速度和螺旋桨转速运行时得到的值。对于变距螺旋桨的飞机，其最佳关断动力滑翔条件是在螺旋桨低转速时获得的（也就是阻力最小的桨距角），并且空速通常高于最佳爬升率速度。注意在式(14)中，如果滑翔时推力为0，那么滑翔角的正弦恰好等于阻力与升力系数的比值。对于最佳滑翔距离，这个比值低于起飞爬升时的值。例如，对于例1中的飞机，操作手册声明飞机空速V_y为105节时，下降1000英尺高度，会滑行1.7海里。滑行角γ_g的正切由下降高度与飞越距离的比值给出，从而可以得到：

$$\gamma_g = -\tan^{-1}[1000/(1.7 \times 6076.1)] = -5.53° \tag{16}$$

在这个运算方式中，C_d/C_l等于5.53°的正弦，即0.0964。在以前的计算中，以螺旋桨最大转速起飞时，C_d/C_l为0.1222。

起飞构型的下降率可以通过以高螺旋桨转速时最佳爬升率速度的滑行试验获得。在保持恒定空速的情况下，降低给定高度，如1000英尺或者更多，所需要的时间可以给出式(15)用的下降率。在90节和高转速时，样机的下降率大约为1125英尺/分。

推进效率，也就是螺旋桨效率和功率的乘积，可以用这个下降率，结合手册中给定重量的爬升率，通过式（15）计算出来。一旦获得了这些数值，就可以计算不同重量的爬升率。爬升率外加新的爬升速度，就可以计算例1中的爬升角。

在例1中，3000磅的重量，海平面最佳爬升率是970英尺/分。把这些值带入式(15)，结合1125英尺/分的下降率，给出螺旋桨效率和马力的乘积，

对这架飞机，是190。在马力或者螺旋桨效率不变的情况下，把这些值代入公式(15)，得出任意重量W的爬升率公式：

$$R_c = (6.285 \times 10^6/W) - 1125 \text{英尺/分}$$

重量为3200磅时，爬升率为839英尺/分。空速为93节时，爬升角γ由下式给出：

$$\gamma = \sin^{-1}[839/(101.3 \times 93)] = 5.11°$$

方法3：已知重量W(1)的爬升率为$R_c(1)$，计算重量W(2)的爬升率$R_c(2)$的经验公式为：

$$R_c(2) = R_c(1)[W(1)/W(2)]^{1.5} \qquad (17)$$

代入W(1) = 3000磅，W(2) = 3200磅，$R_c(1)$ = 970英尺/分，计算得到$R_c(2)$ = 880英尺/分。接下来，这个方法得到的爬升角γ如下：

$$\gamma = \sin^{-1}[880/(101.3 \times 93)] = 5.36°$$

d. 现在可以分别用三个爬升率的值计算起飞重量3200磅的基准高度，公式如下：

$$h = 50 + (8200 - D_{50}) \times \tan\gamma$$

由方法1得到的爬升率：

$$h = 50 + (8200\text{-}2526) \times \tan(5.29) = 575 \text{英尺}$$

由方法2得到的爬升率：

$$h = 50 + (8200\text{-}2526) \times \tan(5.11) = 557 \text{英尺}$$

由方法3得到的爬升率：

$$h = 50 + (8200\text{-}2526) \times \tan(5.36) = 582 \text{英尺}$$

三个计算值存在的一定偏差与螺旋桨效率对空速的比值本质上恒定的

错误假设有关。保守的说，可以用较小的h值进行分析，或者取三种方法得到的平均值，571英尺。

第二步：计算基准马赫数

a. 高度h = 571英尺的声速由式(3)和(4)计算得到：

$$c = 1114.4 \text{英尺/秒（高于海平面571英尺）}$$

b. 571英尺高度空气密度比的平方根由式(5) - (7)给出：

$$\sigma = 0.97954/0.99614 = 0.98334$$

c. 最佳爬升率速度由海平面的93.0节变成572英尺高度的空速：

$$V_{tas} = 93/0.98334^{1/2} = 93.8\text{节}$$

d. 93.8节飞机的马赫数是：

$$M = (1.688 \times 93.8)/1114.4 = 0.1421$$

e. 螺旋桨旋转马赫数由式(9)给出：

$$M_R = 0.8551$$

f. 螺旋桨桨尖马赫数由飞机和螺旋桨旋转马赫数平方和的平方根确定：

$$M_h = [(0.1421)^2 + (0.8551)^2]^{1/2} = 0.8668$$

第三步：基准马力本质上保持恒定

第四步：计算在附件G的运行条件下，飞机重量由3000磅变为3200磅时，噪声级的增量。

a. 高度从690英尺降到571英尺导致的噪声级增加：

$$\Delta_h = 22 \times \log(690/571) = 1.81 \text{ dB}$$

b. 螺旋桨桨尖马赫数引起的噪声级增加：

由例1，$M_h = 0.8666$

$$\Delta_M = 150 \times \log(0.8668/0.8666) = 0.02 \text{ dB}$$

其中螺旋桨桨尖马赫数的修正值150是假设的。

c. 爬升角改变引起的噪声级变化:

例1中的爬升角是6.11°。使用上述三种方法得到的爬升角的平均值5.25°。FAA在可控条件的在风洞试验表明，典型的螺旋桨小飞机的噪声级随爬升角的增加而增加，这是由螺旋桨入流角的变化引起的。试验中可以看到，差不多入流角每增加1度，噪声级增加0.5dB。因此，由爬升角引起的噪声级变化可由下式得出:

$$\Delta_\gamma = 0.5(\gamma_a - \gamma_b) = 0.5(5.25 - 6.11) = -0.43 \text{ dB} \qquad (18)$$

d. 噪声级总的变化:

噪声级总的变化ΔL是三个修正值的代数和，

$$\Delta L = 1.81 + 0.02 - 0.43 = 1.4 \text{ dB}$$

显然，如果飞机重量增加到3200磅，而没有改变发动机/螺旋桨装置或者其他运行条件，会导致声学更改。

4.2 从定距螺旋桨改为变距螺旋桨

如果飞机没有其他变化，如增加马力，那么从定距螺旋桨改为相同直径的变距螺旋桨的主要影响是马赫数发生了变化。定距螺旋桨的设计使其在巡航条件下达到运行最佳的最大连续额定转速。在以最佳爬升率速度爬升的时候，螺旋桨不能达到其最大转速。典型的起飞转速大约是最大转速的85％。例如，最大螺旋桨转速是2700rpm的150马力的发动机，起飞时转速约为2300rmp; 最大额定转速为2575rpm的235马力的发动机，起飞爬升时

的转速约为2200rmp。

将定距螺旋桨改为变距螺旋桨的一个主要原因就是为了缩短起飞距离，改进起飞爬升率。分析一下经审定飞机的操作手册，就可以看出在相同的马力和起飞重量下，定距和变距螺旋桨有以下特点：

a. 变距螺旋桨飞机达到50英尺高度的起飞距离大约是定距螺旋桨飞机的88－90％。

b. 在相同起飞重量和空速下，变距螺旋桨飞机的爬升率大约比定距螺旋桨飞机高9－10％。

飞机安装变距螺旋桨和定距螺旋桨在噪声级上的增量差异，可以通过以前用过的高度、马赫数、发动机马力和爬升角的修正公式估算。

例2：典型的固定起落架飞机，起飞重量是2900磅，其操作手册中给出了以下安装定距和变距螺距螺旋桨的性能数据。

	定距	变距
起飞距离，英尺	1510	1350
爬升率，英尺/分	825	900
爬升速度 V_y，节	87	87
螺旋桨直径，英尺	80	80
螺旋桨爬升转速，rpm	2200	2575

用 4.1 节的公式，可以计算出以下数值：

	定距	变距
基准高度，英尺	679	753
爬升角，度	5.37	5.86
声速，英尺/秒	1113.9	1113.6

真空速，节	87.9	88.0
飞机马赫数	0.1332	0.1334
旋转马赫数	0.6894	0.8072
螺旋桨桨尖马赫数	0.7021	0.8181

在爬升过程中，分别安装两种螺旋桨的发动机产生的马力差异，可按式(15)列出两个方程计算出来。由于下降率相同，因此两种情况下唯一不同是实际牵引功率。对于定距情况:

$$825 = (33000\eta P_f)/2900 - R_s$$

对于变距情况:

$$900 = (33000\eta P_v)/2900 - R_s$$

用第二个方程减去第一个，得到的差异大约为7马力。发动机标称最大连续功率是235马力。

现在，所有计算两种螺旋桨之间噪声级差异的必要信息都得到了。按前面公式的命名，定距螺旋桨是“以前”条件，下标为“b”，变距螺旋桨的下标为“a”。两种情况下噪声级差异是下列修正量的代数和:

a. 基准高度增加造成的噪声级降低:

$$\Delta_h = 22 \times \log(679/753) = -0.99 \text{ dB}$$

b. 螺旋桨桨尖马赫数增加引起的噪声级升高:

$$\Delta_M = 150 \times \log(0.8181/0.7021) = 9.96 \text{ dB}$$

c. 马力增加引起的噪声级升高:

发动机的额定最大连续功率是235马力，如果两种运行条件下的螺旋桨效率相同（假设是0.8），那么噪声级的增量大约是:

$$\Delta_P = 17 \times \log[(0.8)(235 + 7)/(0.8)(235)] = 0.22 \text{ dB}$$

d. 爬升角增大引起的噪声级升高:

$$\Delta_\gamma = 0.5 \times (5.86 - 5.37) = 0.25 \text{ dB}$$

e. 噪声级总的变化:

$$\Delta L = -0.99 + 9.96 + 0.22 + 0.25 = 9.44 \text{ dB}$$

显然，定距螺旋桨变为变距螺旋桨是一个声学更改，除非飞机还有其他的更改。注意这种情况表明了以往的附件F和当前36部附件G试验条件之间的主要差异。按照36部附件F，两种飞机飞行高度相同，消除了a项中的高度影响。因为要用平飞时的最大连续功率，所以认为定距螺旋桨将达到最大额定转速，与变距螺旋桨的转速相同。又由于它们的直径相同，所以螺旋桨桨尖马赫数相等，因此b项的修正等于0。最后，它们之间的爬升角也没有差异，因此c项也等于0。按照36部附件F，定距和变距螺旋桨的噪声级相同。

4.3 螺旋桨直径改变

改变螺旋桨直径而不改变功率或性能，对附件G的噪声级影响可以直接应用下面公式:

$$\Delta_M = k \times \log(M_a/M_b)$$

式中k是一个常数，与螺旋桨设计和马赫数范围有关。如果M_T小于M_R（分别试验和基准），k取第G36.201条中150的名义值是允许的。

虽然改变螺旋桨直径通常也会改变性能，但是如果能够证明改变后的起飞距离或爬升性能没有变坏，那么可以继续用改变之前的飞机性能。显然，单独增加直径会增加噪声级。有时通过增加螺旋桨直径来改善爬升性能是值得的，虽然有时会牺牲一些巡航能力。如果得到的飞机性能令人满

意的话，增加直径带来的噪声级增大，可以通过降低转速抵消。如果用这个方法表明“非声学更改”，必须进行起飞和爬升试验来检验性能。下面两个例子说明了改变螺旋桨直径对噪声级的影响。

例3：例1和例2中的飞机通常配备直径为84英寸的双叶螺旋桨。如果用直径80英寸的替换，在相同的发动机和螺旋桨转速的情况下，声称具有相同的推进效率。对于相同的基准高度和转速，两种螺旋桨产生的噪声级差异可以如下进行计算。在例1和例2中，螺旋桨直径为84英寸的飞机马赫数是0.1378，螺旋桨旋转马赫数是0.8552。相同高度和转速的情况下，旋转马赫数与螺旋桨直径成正比，因此，直径80英寸的螺旋桨旋转马赫数为80/84乘以0.8556，即0.8149。改变前后相应的螺旋桨桨尖马赫数分别为0.8666和0.8265。噪声级变化为：

$$\Delta_M = 150 \times \log(0.8265/0.8666) = -3.09\ \text{dB}$$

如果新的螺旋桨有三片桨叶，会引起桨叶通道频率的转移，以上的分析对于判断“非声学更改”是不充分的。分析不得不扩展至考虑地面反射和A加权滤波影响引起的噪声增量，或者进行飞越试验。

例4：申请人想把现有的直径为76英寸的定距螺旋桨替换为桨距不同的80英寸螺旋桨。新设计的螺旋桨在一定程度上可以缩短起飞距离和提供更好的爬升率。但申请人嫌麻烦不想再去确定起飞距离或爬升率的改进，而愿意使用现有手册的数据来确定基准高度。

申请人向FAA表明，在基准爬升条件下，现有螺旋桨的转速为2300rpm。他相信大一些的螺旋桨会更有利，即使为了消除大直径螺旋桨通常会增加噪声级而适当限制爬升转速。假设基准高度700英尺，真空速74节没有改变，

为了“非声学更改”而强加的转速限制计算如下:

因为飞机的爬升速度保持相同，如果两种螺旋桨的旋转马赫数不变，那么螺旋桨桨尖马赫数也相同。实际的基准高度和空速与这个计算无关。甚至不必计算实际的马赫数，因为两种情况下螺旋桨直径和转速的乘积不变，旋转马赫数就是相同的。对于原来的76英寸螺旋桨，乘积是76 × 2300 = 174800，因此80英寸螺旋桨的转速限制为174800/80=2185rpm。如果这个转速能够满足起飞和爬升性能，那么限制大直径的螺旋桨转速为2185rpm不会导致声学更改。

4.4 发动机功率的改变

在没有改变飞机起飞重量的情况下，增大发动机大小会改变附件G的噪声级。如果没有涉及到性能的改变，则噪声级增加了17乘以增加后的马力与原马力比值的对数。然而，显然性能是会发生变化的。起飞距离缩短，爬升率提高。经常但不总是，螺旋桨也会改变。如果性能增加抵消了发动机马力改变对噪声级的影响，就不是声学更改。下面的例子说明了必需的分析。

例5: 例1飞机的最初安装了额定225马力、2600rpm的发动机，想要换一台额定250马力、2650rpm的发动机。两种情况都使用84英寸的双叶螺旋桨，这种更改的声学影响估算如下:

第1步: 如果螺旋桨效率保持不变，那么起飞距离与发动机功率成反比，与起飞重量的平方成正比。重量不增加，增大马力后达到50英尺高度的起飞距离$D_{50}(a)$等于原来的起飞距离$D_{50}(b)$乘以原马力与增加后马力的比值:

$$D_{50}(a) = D_{50}(b) \times P(b)/P(a) \text{ 英尺}$$

本例中：$D_{50}(a) = 2220(225)/(250) = 1998$ 英尺

第2步：根据式(15)，对一个给定的飞机构型，爬升率正比于发动机功率与飞机重量的比值，减去关断动力的下降率。比例常数是单位换算因子33000乘以螺旋桨效率。在例1中，由于安装影响及空气密度比海平面的低，爬升时的螺旋桨马力低于额定马力。可以假设额定马力稍高一点的发动机具有同样的损失率。假设这些损失相互抵消，例1中螺旋桨的视在效率可以称为推进效率，190除以额定马力225，得到视在效率0.844。然后就可以用式(15)来确定马力增加后的爬升率：

$$R_c(a) = (33000)(0.844)(250)/3000 - 1125 = 1197 \text{ 英尺/分}$$

第3步：爬升角由下式给出：

$$\gamma = \sin^{-1}[R_c/(1.688 \times 60 \times V_y)]$$

$$\gamma_a = \sin^{-1}[1197/(101.3)(90)] = 7.55°$$

第4步：改变后基准高度H_a为：

$$H_a = 50 + (8200 - 1998)\tan(7.55) = 872 \text{ 英尺}$$

第5步：确定基准螺旋桨桨尖马赫数：

a. 在871英尺高度的声速为：

$$c = 1113.2 \text{ 英尺/秒}$$

真空速为校准空速除以密度比的平方根：

$$\sigma = 0.97472$$

b. 由海平面的最佳爬升率速度90节得到871英尺高度的真空速为：

$$V_{tas} = 90/0.97472^{1/2} = 91.2 \text{ 节}$$

c. 真空速91.2节的飞机马赫数为：

$$M = (1.688 \times 91.2)/1113.2 = 0.1383$$

d. 螺旋桨旋转马赫数为:

$$M_R = 0.8725$$

e. 螺旋桨桨尖马赫数为:

$$M_h = [(0.1383)^2 + (0.8725)^2]^{1/2} = 0.8834$$

第6步: 现在的基准马力是250。

第7步: 计算36部附件G运行条件下的噪声级增量:

a. 高度增加引起噪声级的变化:

从例1得到$H_b = 690$英尺，从上面得到$H_a = 872$英尺，因此

$$\Delta_h = 22 \times \log(690/872) = -2.24 \text{ dB}$$

b. 螺旋桨桨尖马赫数增加引起噪声级的增加:

从例2得到$M_h = 0.8666$，所以

$$\Delta_M = 150 \times \log(0.8834/0.8666) = 1.25 \text{ dB}$$

c. 马力增加引起噪声级的增加:

$$\Delta_P = 17 \times \log(250/225) = 0.78 \text{ dB}$$

d. 爬升角变化引起噪声级的改变:

例1中爬升角是6.11°，根据式(18)得出:

$$\Delta_\gamma = 0.5 \times (7.55 - 6.11) = 0.72 \text{ dB}$$

e. 噪声级总的变化:

噪声级总的变化ΔL是四个修正量的代数和:

$$\Delta L = -2.24 + 1.25 + 0.78 + 0.72 = 0.51 \text{ dB}$$

本例中，马力增加引起的噪声级改变没有被起飞性能的改进抵消，导

致了0.5dB的“声学更改”。为了成为“非声学更改”状态，应该在额定值上做一些更改。许用起飞转速的小幅降低可能比较合理。反复进行以上计算对确定最适合的条件可能是必须的。

4.5 没有其他改变的阻力增加

增加起飞和开始爬升阶段阻力的任何改装，都会增加附件G的噪声级，除非同时进行了其他改装。如果起飞距离增加，或者爬升率降低，或者两者都存在，那么基准高度将会降低。如果性能的改变可以确定，噪声级的改变可由前面修正公式计算出来。如果申请人想通过“非声学更改”的方法表明符合噪声规章，那么他可能不得不进行起飞距离和爬升试验。如果提出的改装看起来可能增加阻力，造成较大的性能改变，那么必须要有一个抵消的更改。噪声级增加或减少的量可以用前面例子中的方法计算出来。

4.6 组合变化的声学影响

许多飞机的改装设计多种变化。例如更换更高功率的发动机，并用变距螺旋桨替换定距螺旋桨，或者同时增加发动机功率和起飞重量。这些改变组合的声学变化结果，可以通过例子中应用的方法组合计算出来。计算的顺序如下：

a. 确定起飞距离和爬升率的改变对基准高度的影响。

b. 确定飞机速度、螺旋桨转速的任何改变或基准高度变化引起的声速变化对螺旋桨桨尖马赫数的影响。

c. 确定发动机功率改变造成的影响。

d. 确定飞机爬升角改变引起的噪声级变化。

e. 得到四个噪声级增量的代数和。

f. 如果总和大于0，有两种选择:

按规章进行附件G的试验；或者

评估不同的运行条件，得出增加的噪声级不大于原来飞机的噪声级。

这可以通过降低发动机定额值、减少燃料/有效载荷及限制最大起飞转速来实现。反复使用例子中的方法，对一种改装或改装的组合进行计算，直到得出一个负的噪声增量。应该权衡不进行附件G的噪声试验所节省的成本与在整个运行周期中由于飞机性能或起飞重量的限制所造成的损失。