

ICS 17.140

Z 32

备案号:

MH

中华人民共和国民用航空行业标准

MH/T 9001—2008

亚音速喷气飞机噪声合格审定 飞行试验等效程序

Equivalent flight test procedures for the noise
certification of subsonic jet powered aeroplane

2008-10-20 发布

2009-02-01 实施

中国民用航空局 发布

前 言

本标准修改采用国际民用航空组织航空环境保护委员会发布的《用于航空器噪声合格审定程序的环境技术手册》(第7版,2000年9月)(International Civil Aviation Organization(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)。

本标准由中国民用航空局航空器适航审定司提出。

本标准由中国民用航空总局航空安全技术中心归口。

本标准起草单位:中国民用航空大学。

本标准主要起草人:闫国华、郭庆、金意、皮骏、卢翔、钱若力、张天刚。

引 言

噪声符合性验证试验的目的是,在基准条件下获得准确和可靠的飞机噪声特性数据(基准条件参阅 ICAO 附件 16 第 1 卷第二章的 3.6)。此外,在附件 16 中给出了试验条件的范围和将测量数据修正到基准条件的程序。

亚音速喷气飞机噪声合格审定飞行试验等效程序

1 范围

本标准规定了亚音速喷气飞机噪声合格审定飞行试验等效程序。
本标准适用于亚音速喷气飞机噪声合格审定飞行试验。

2 规范性引用文件

下列文件中的条款通过本标准的引用而成为本标准的条款。凡是注日期的引用文件，其随后所有的修改单(不包括勘误的内容)或修订版均不适用于本标准，然而，鼓励根据本标准达成协议的各方研究是否可使用这些文件的最新版本。凡是不注日期的引用文件，其最新版本适用于本标准。

ICAO 附件 16 环境保护 第 1 卷 航空器噪声(1993 年版)

3 模拟飞行程序

3.1 模拟飞行程序可用于代替 ICAO 附件 16(以下简称附件 16)第 1 卷附录 2 的 9.2 中所描述的全起飞和(或)着陆飞行试验程序，满足噪声适航审定符合性验证要求。模拟飞行程序同时也可用于本标准第 4 章中描述的归一化飞行试验程序。运用模拟飞行程序可替代真实的起飞和降落(其费用高和工作量大)，易于试验场的选取，可缩短试验时间，为在试验期间维持稳定的气象条件提供更大的可能性，在飞机耗损与燃油消耗减少的同时，保证连贯和可靠获取噪声数据。

3.2 图 1 显示了典型的飞机起飞剖面图。飞机从 A 点以起飞推力维持恒定的高度飞到 B 点，开始一个稳定的爬升，到 C 点后以恒定的爬升角爬升，在 C 点与起飞基准航迹交汇，一直持续到噪声审定起飞基准航迹的终点。D 点是理论起飞离地点，用于建立基准航迹。如果采用减推力，E 点即为减推力起始点。F 点为噪声审定起飞航迹的终点。在 TN 这段距离内测量飞机的位置并与在 K 点测量噪声保持同步。

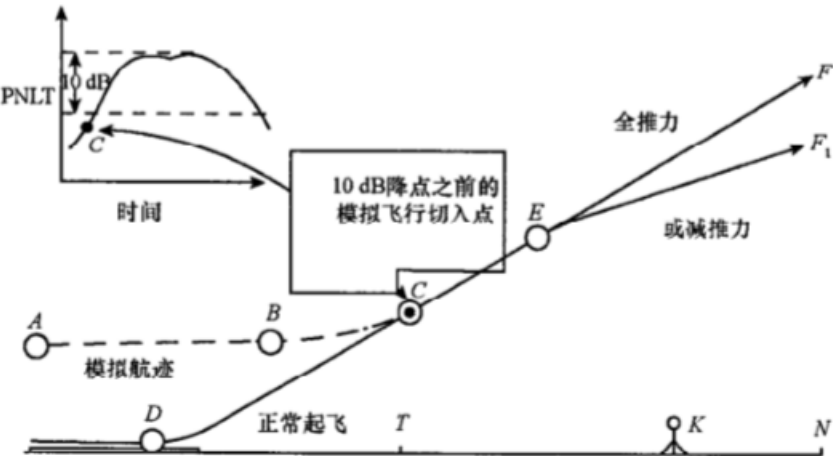


图 1 起飞模拟飞行程序

3.3 进场时，飞机通常沿着设计飞行轨迹飞行，并维持恒定的构型和发动机功率直到对最大纯音修正感觉噪声级(PNLTM)的 10 dB 降范围内的噪声级无影响。然后飞机执行下一飞行循环而不是直接降落(见图 2)。

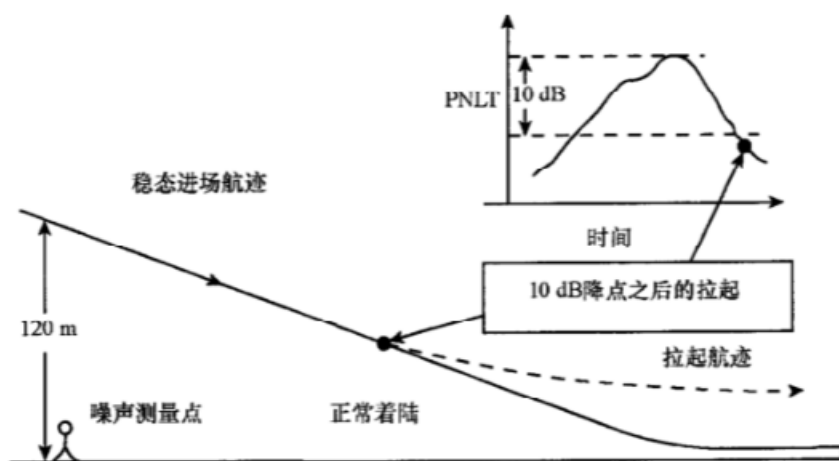


图2 进场模拟飞程序

3.4 在典型的推力范围内,获取进场噪声—功率—距离数据的飞机速度、进场角不能满足附件 16 第 1 卷 3.6.2、4.6.3 及 4.7.5 的要求。进场时飞机速度应保持在 $1.30 V_{st}$ (失速速度) 加 19 km/h (10 kt), 误差不应超过 $\pm 9 \text{ km/h}$ ($\pm 5 \text{ kt}$), 飞机应保持在高于麦克风 $400 \text{ ft} \pm 100 \text{ ft}$ 范围内。在试验推力下的进场角应根据飞机状态, 即质量、构型、速度和推力来确定。

3.5 飞行剖面应在至少包括符合性验证试验中在测量点获得的 PNLTM 10 dB 降的飞行范围内, 与附件 16 第 1 卷的试验要求相一致。

4 归一化飞行试验程序

4.1 噪声、功率和距离数据的推导

4.1.1 飞机按照附件 16 第 1 卷 3.6.2 中规定的起飞程序, 或者按照本标准第 3 章所述的模拟飞程序, 功率的范围从最大起飞功率到减推力, 飞过横侧和航迹下方的麦克风。每次噪声测量均应建立目标试验条件。该试验条件决定飞程序、飞机气动构型的选择、飞机重量、功率、空速以及在最接近测量点处的飞行高度。鉴于所选目标空速不同和飞机试验重量的变化, 这些试验因素综合在一起会影响飞机的攻角和高度, 因此, 可能会影响飞机噪声产生或传播的几何形状。如果每一个试验重量都采用适用的起飞基准空速, 则对于所有试验重量, 飞机的攻角应保持近似不变 (例如: 如果适用的飞机的起飞基准风速近似是 V_2 (海平面起飞基准风速) 加 15 kt , 则每一试验起飞重量下的目标风速设置为 V_2 加 15 kt ; 每一起飞重量下的实际风速大小会随着每一次的试验重量变化有所不同, 但飞机试验时的攻角应保持近似不变), 即如果所有的试验都采用最大起飞重量的基准空速, 则对许多飞机, 所有试验重量, 飞机高度应保持近似不变 (例如: 如果飞机适用的起飞基准风速是 V_2 加 15 kt , 那么将每一次试验时的目标速度设置为与最大起飞重量相对应的空速 V_2 加 15 kt , 对于每一试验重量, 空速值保持不变, 飞机高度保持近似不变)。评估这些可能的飞机灵敏度参数, 可确定试验方案中的目标风速和 (或) 试验重量, 以限制飞机攻角或高度变化过大。在各种条件下的操作中, 应将飞机设置为适当的状态, 以便在目标高度窗口内通过噪声测量点, 并在 10 dB 降范围内保持目标功率和空速的变化在允许的误差范围内。

4.1.2 为了在给定范围内绘制横侧和飞越试验的噪声—功率曲线图, 应进行足够次的噪声测量。该曲线可通过计算或利用其他飞行试验数据外延到一定的距离范围, 以建立可用于“飞行数据”和衍生型飞机的噪声审定的归一化噪声数据库, 通常称为噪声—功率—距离 (NPD) 曲线 (见图 3)。如果在 NPD 曲线的任一范围内, 附件 16 第 1 卷附录 2 的 9.1.2 和 9.1.3 中计算 EPNdB 的标准要求使用综合程序, 那么整个 NPD 曲线均应采用此程序。平均曲线的 90% 置信区间可通过数据计算得出 (参阅附件 16 第 1 卷附录 1 的 2.2)。

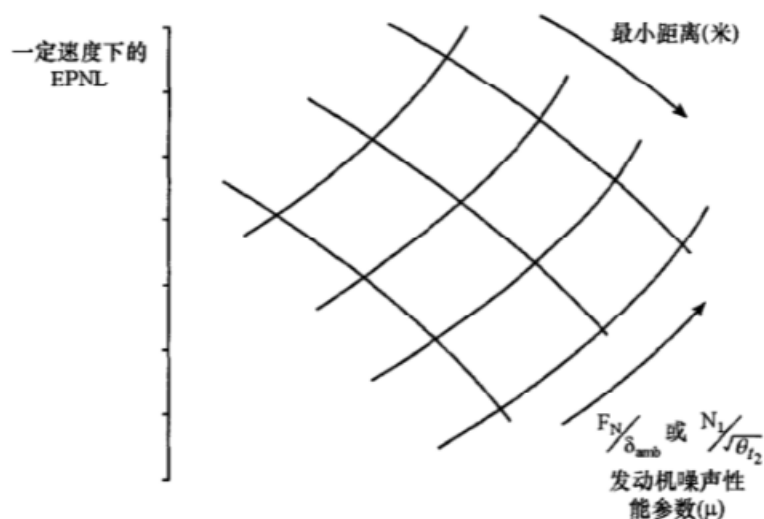


图3 涡喷涡扇飞机的 NPD 曲线

同样的方法也可用于开发适用于获得进场噪声级的 NPD 曲线,此时飞机以一定范围的进场功率,按照附件 16 第 1 卷 3.6.3 中规定的速度和飞机构型,或者按照本标准第 3 章中描述的飞行试验程序,飞越航迹下方的麦克风。

4.1.3 应在试验计划中考虑能否获取用于数据修正的飞行试验数据,如速度和高度,其可能限制在没有进一步的飞行试验时开发衍生型的程度,尤其是当空速对源噪声级的影响很大时。在试验计划中还应考虑高海拔试验场对喷气源噪声级的影响。高海拔试验场在附件 16 第 1 卷的附录 6 中规定的条件下,应对噪声数据进行喷气源噪声修正。修正方法见附件 16 第 1 卷的附录 6。

4.1.4 为了符合附件 16 第 1 卷附录 1(第 2 章飞机)或附录 2(第 3 章飞机)中描述的程序,应在一定距离范围内将起飞、横侧和进场噪声测量值修正到基准速度和大气条件。此后,便可根据已修正的有效感觉噪声级(EPNL)、功率和距离数据绘制 NPD 曲线。该曲线描述一定范围内的 EPNL 值和发动机噪声性能参数(见附件 16 第 1 卷附录 2 中的 9.3.4.1)。参数通常为修正低压转子转速($N_1 / \sqrt{\theta_{t2}}$)或修正发动机静推力(F_N / δ_{amb})(见图 3)。

注:

N_1 ——低压转子的实际转速,

θ_{t2} ——飞行高度处大气的绝对静温与在平均海平面处国际标准大气(ISA)绝对温度(即 288.15 K)之比,

F_N ——每台发动机的真实静推力,

δ_{amb} ——飞行高度处大气的绝对静压与在平均海平面处 ISA 大气压(即 101.325 kPa)之比。

4.1.5 归一化的 NPD 数据可用于对飞行试验飞机和衍生型飞机的审定。对于衍生型,这些数据可与分析程序、发动机和短舱静态试验或其他限制飞行试验一起用于验证符合性。

4.2 确定噪声级更改的程序

由基于某一机型发展的不同飞机的飞行试验数据的比较所确定的噪声级更改,与“飞行数据”飞机的噪声级一起,被用于确定新衍生型的审定噪声级,即在“飞行数据”飞机的单独飞行获得的噪声级加上或减去噪声级更改。按照统计学方法将新数据的置信区间和“飞行数据”飞机的数据结合建立一个总置信区间(见附件 16 第 1 卷的附录 1)。

5 边线审定噪声级的确定

5.1 确定边线审定噪声级的替代程序可节约时间和成本,该替代程序是将两个麦克风测量站对称地设置在起飞基准航迹的两侧。这种设置方法可避免传统多麦克风排列所出现的诸多困难。该程序要求以正确的角度,在航迹之上某个(或者多个)规定的高度,以全推力起飞操纵试验飞机,并且使试验飞机沿两个麦克风测量站间的中线飞越。然而,当采用该程序确定边线噪声级时,应成对使用每次飞越时两侧

麦克风的数据。如果某次飞行中,仅能从一侧麦克风采集数据,则该飞行数据无效。

5.2 在翼下和(或)后机身安装涵道比大于2的发动机的传统构型飞机的边线噪声测量值显示,满推力最大边线噪声级通常发生在起飞过程中飞行高度约为300 m(985 ft)或者435 m(1 427 ft)时。基于这一点,可使用下列等效程序:

- a) 按照附件16第1卷中3阶段取证的飞机,应在飞机基准航迹的两侧450 m对称地安置两个麦克风;按照附件16第1卷中2阶段取证的飞机,应在飞机基准航迹的两侧650 m对称地安置两个麦克风;
- b) 对于发动机涵道比大于2的飞机,飞越麦克风测量站时的飞行高度应为300 m(985 ft)或435 m(1 427 ft),误差为+100 m(+328 ft)和-50 m(-164 ft)。对于涵道比小于等于2的飞机,应通过在一定高度范围内用于确定EPNL相对于高度的关系特性曲线的一系列飞行确定最大边线噪声。典型的高度范围为:与两个麦克风连线成适当角度的航迹位于该连线的交点之上60 m(200 ft)~600 m(2 000 ft);
- c) 在验证飞行中应采用附件16第1卷3.6.2.1a)、3.6.2.1d)、2.6.1.2和2.6.1.3中描述的恒定功率、构型和空速;
- d) 应将测量噪声级修正到附件16第1卷附录1和附录2规定的声学基准日条件和基准飞机运行条件;
- e) 考虑到在测量噪声级时可能的非对称影响,与附件16第1卷第2章和第3章的噪声限制相符合的噪声级,应取两个噪声测量点测得的修正最大噪声级的算术平均值,并且确定的符合性应符合附件16第1卷规定的90%置信区间的 ± 1.5 dB范围要求。

5.3 确定边线审定噪声级也可使用多对边线麦克风。应从多对麦克风对获得至少六次飞行的足够数量的有效数据,以确定最大审定噪声级,且具有90%的置信区间。

6 非基准点的测量

6.1 当试验测量点不同于附件16第1卷第2章和第3章中3.3.1和4.3.1所规定的基准测量点时,应将实际测得的数据修正到基准条件下基准测量点的值。

6.2 如果测量数据被修正到符合附件16第1卷附录1或附录2的第9章要求的基准条件,则可以使用从非基准测量点得到的数据,且修正值不应超过附件16第1卷附录1的5.4和附件16第1卷第3章3.7.6中的限制。

7 大气试验条件

当处于下列条件之一时,声衰减可超过附件16第1卷附录2的3.2.2(c)中的限制:

- a) 用精度在 $\pm 0.5^\circ\text{C}$ 之内的仪器测量露点和干球温度,以获得相对湿度,且当使用大气“分层”计算每一个三分之一倍频带的等效计权声衰减时,使用了足够的分层数;
- b) 在修正到基准条件后,纯音感觉噪声级(PNLT)时刻的最大响值发生在小于或等于400 Hz的频率上。

8 进场基准速度

进场基准速度为 $1.30 V_s$ 加19 km/h($1.30 V_s$ 加10 kt)(见附件16第1卷第3章3.6.3.1(b))。由于飞机适航的原因,将目前的最小速度 V_s 定义改为1-g机动的失速速度 V_{s1g} (单位飞行载荷因子)。新的飞机进场基准速度定义为 $1.23 V_{s1g}$ 加19 km/h($1.23 V_{s1g}$ 加10 kt)。

中华人民共和国民用航空
行业标准
亚音速喷气飞机噪声合格审定
飞行试验等效程序
MH/T 9001—2008

*

中国科学技术出版社出版
北京市海淀区中关村南大街16号 邮政编码 100081
电话 010—62103210 传真 010—62183872
[http //www kjpbbooks com. cn](http://www.kjpbbooks.com.cn)
科学普及出版社发行部发行
北京长宁印刷有限公司印刷

*

开本 880 毫米×1230 毫米 1/16 印张 0.75 字数 15 千字
2009 年 1 月第 1 版 2009 年 1 月第 1 次印刷
印数 1—500 册
统一书号 175046 • 1051/2008

www.bzxz.net

免费标准下载网