

减推力飞越噪声合格审定优化方法

Optimization Method of Flyover Noise Certification with Thrust Cutback

张彤 屈展文 / Zhang Tong Qu Zhanwen
(民航上海航空器适航审定中心, 上海 200335)

(Shanghai Aircraft Airworthiness Certification Center of CAAC, Shanghai 200335, China)

摘要:

飞越噪声合格审定可以采用发动机减推力方式进行,不同减推力航迹对应的噪声级不同,存在最优减推力飞越噪声级;利用噪声功率距离(NPD)数据库计算不同减推力飞越噪声航迹上特征点噪声级,根据最优减推力实施点的判定原则,可以确定最优航迹及其合格审定噪声级;减推力飞越噪声优化方法可以替代飞行试验,节约噪声合格审定的时间和成本。

关键词: 噪声级;合格审定;减推力;噪声功率距离;飞行航迹

中图分类号: V216.5+4

文献标识码: A

[Abstract] Engine thrust cutback can be applied to flyover noise certification, sound level varies with different thrust cutback flight paths, and there exists the optimized noise level with thrust cutbacks. The noise level corresponding to typical points on each flight path with different thrust cutback point can be derived from noise-power-distance (NPD) database. According to the optimization thrust cutback conditions, the optimized flight path and its corresponding noise level can be determined. As an alternative method for flight test, the optimization method with thrust cutback can save the time and cost of noise certification.

[Key words] noise level; certification; thrust cutback; noise-power-distance; flight path

0 引言

民用航空器必须取得型号合格证才能运行,满足中国民用航空局《航空器型号和适航合格审定噪声规定》(CCAR-36)是取得型号合格证的前提条件之一^[1]。运输类飞机的噪声合格审定包括飞越、横侧和进场噪声级,飞越噪声级是指飞机以规定的起飞推力(功率)、形态、速度,在起飞航迹正下方的地面基准噪声测量点对噪声进行测量,并将结果修正到基准环境条件下最大纯音修正感觉噪声级(PN-LTM)10 dB降区间的有效感觉噪声级(EPNL)。CCAR-36部规定,飞越噪声可以采用最大起飞推力(功率)或减推力(功率)两种方式进行,飞越噪声主要来源于飞机机体和发动机,其中发动机噪声占主导地位,现代运输类飞机的发动机噪声主要由风扇、压气机、燃烧室、涡轮和排气产生^[2],降低发动机推力可以显著降低这些噪声源的噪声水平,获得

更大的噪声裕度,因此噪声合格审定时减推力通常是优先考虑的方法。减推力飞越噪声级可以直接通过飞行试验进行测量确定,但飞行试验无疑会增加研制成本和影响取证进度。

不同减推力航迹对应的噪声级不同,存在最优减推力飞越噪声级,目前国内减推力飞越噪声优化方法正处于应用探索阶段,本文提出一种利用已获得噪声功率距离(NPD)数据库进行减推力飞越噪声级确定的优化方法,此方法无需再进行飞行试验,可以显著节省取证成本和缩短审定周期。

1 减推力飞越噪声优化方法概述

由于受试验场地的限制和为了满足后续衍生机型噪声审定需要,目前运输类飞机噪声合格审定大多采用飞行航迹切入法进行噪声测试,建立噪声功率距离(NPD)数据库^[3]。起飞飞越噪声的NPD通过在噪声测量点上方采用固定飞行高度、不同发

动机推力(功率)的飞行试验获得,并将结果修正和扩展到基准环境条件下的不同高度^[4]。

NPD 数据库可以用来计算不同推力(功率)、不同距离、相同噪声角(航迹与传声路径之间的夹角)的纯音修正感觉噪声级(PNLT),对于目标飞行航迹这些参数已确定,利用 NPD 可以计算航迹上每一点的 PNLT,进而确定 10 dB 降区间,再经持续时间、速度等修正便可确定合格审定有效感觉噪声级(EPNL)。

起飞飞越噪声的 NPD 数据库是进行减推力飞越噪声优化、获得减推力飞越噪声级的基础。进行减推力飞越噪声优化,首先要分析减推力对噪声的影响,确定最优减推力实施点的判定原则;根据适航当局批准的飞机性能数据和减推力数据,计算基准飞行航迹,给出不同航迹减推力开始点、结束点等特征点的坐标和噪声角;利用 NPD 数据库计算特征点的 PNLT;遵循最优减推力实施点判定原则,确定最优减推力实施点;最后,根据最优减推力实施点确定减推力航迹,利用 NPD 数据库获得减推力飞越噪声级。为了表述简洁,本文中有关噪声单位均使用 dB,代表与其相应的噪声评定级单位。

2 最优减推力实施点判定原则

CCAR-36 部规定,对于不同阶段噪声审定和不同类型发动机,减推力实施点不得低于距跑道某一特定高度值,即规定了减推力的最早实施点。减推力最晚实施点应在最大起飞推力 PLNTM 10dB 降区间结束点之前,否则减推力不会带来噪声级降低的好处。在最早和最晚实施点之间,减推力实施越早,飞机起飞航迹就越低,飞机的噪声级会相应增加;减推力越晚,最大起飞推力或减推力过渡过程(减推力开始到减推力达到稳定状态)产生的噪声会进入 PLNTM 10dB 降区间,飞机的噪声级也会相应增加。因此为了获取最小减推力噪声级,减推力实施点应为最大起飞推力或减推力过渡过程不进入航迹 PLNTM 10dB 降区间的最晚点。

减推力过渡过程的噪声时间历程存在两种情况:第一种情况(实线),从减推力开始到减推力结束噪声单调增加,此种情况只要保证结束点的 PNLT 小于 $PNLTM - 10dB$,最大起飞推力或减推力过渡过程就不会影响减推力稳态噪声;第二种情况(虚线),减推力结束点噪声小于减推力开始时的噪声,即使结束点噪声小于 $PNLTM - 10dB$,减推力开始点

噪声也可能大于 $PNLTM - 10dB$,从而对减推力稳态噪声产生干扰。因此,获得最小减推力噪声级实施点的条件是:减推力开始点或减推力结束点的 PNLT 恰好小于 $PNLTM - 10dB$ 点,两者取大者。如图 1 所示。

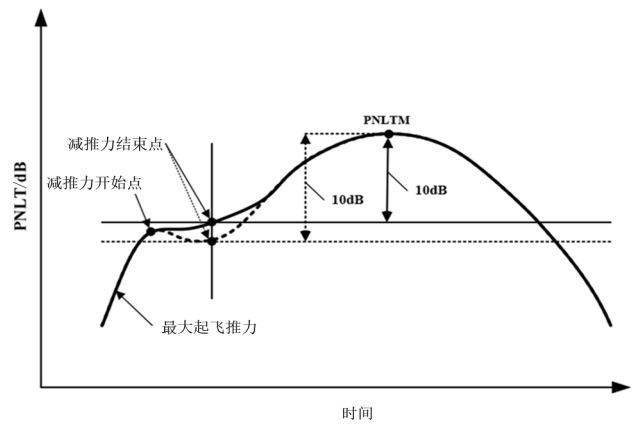


图 1 减推力 PNLT 时间历程

3 减推力飞越噪声级确定

3.1 减推力基准航迹

减推力基准航迹包括最大起飞推力段、减推力过渡段、减推力段三个阶段,如图 2 所示。为了保证减推力后飞机最低安全性能,CCAR-36 部允许发动机从最大起飞推力(功率)减小到最小推力(功率)为:能维持 4% 爬升梯度或一发不工作时的水平飞行,两者中取大者^[5]。最小减推力值由性能计算给出,但要通过飞行试验确定减推力的过渡时间和推力衰减特性,并用于计算减推力过渡段航迹。计算减推力基准航迹必须基于适航当局批准的该型号性能数据,如果实施噪声 NPD 测试时,性能数据还未获局方批准,必须考虑发动机功率、飞行特征速度、测试高度范围等能够覆盖这些参数可能的设计调整。

为了确定最优减推力点,需在允许减推力区间计算多条在不同高度点实施减推力的基准飞行航迹,应计算到最大起飞推力或减推力过渡段对 10dB 降区间有影响的那条飞行航迹。每条航迹给出减推力开始点、结束点的坐标(距起飞松刹车点距离和飞行高度)、其对应的噪声角以及测量点与航迹间的最小距离,这些参数对于每条航迹具有唯一性,也就是知道其中一个参数便可确定其余参数,如图 2 所示。相同的噪声角是进行 NPD 数

据计算的基础,确定开始点、结束点的坐标和噪声角是为了利用 NPD 数据库计算这些点的 PNLT;为方便数据判断和处理,最小距离通常作为不同航迹的参考基准,用于区分不同减推力实施点对应的飞行航迹。

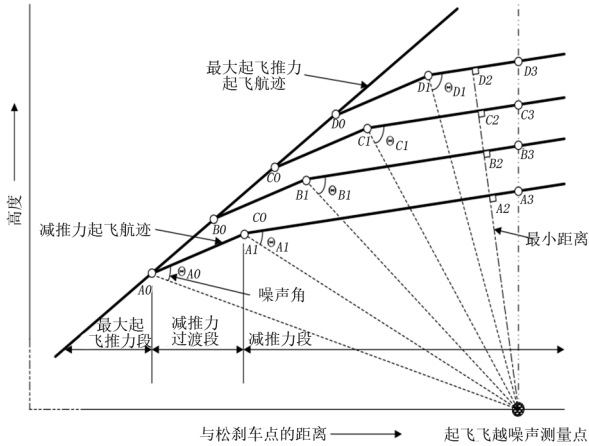


图2 减推力起飞航迹示意图

以减推力结束点为例,将不同基准航迹的结束点高度、结束点噪声角、最小距离时高度与距松刹车点距离进行曲线回归,得到回归函数表达式,这样可以得到任意最小距离高度时减推力结束点的高度、噪声角,如图3所示。同样的方法可以得到任意最小距离高度时减推力开始点的高度、噪声角。

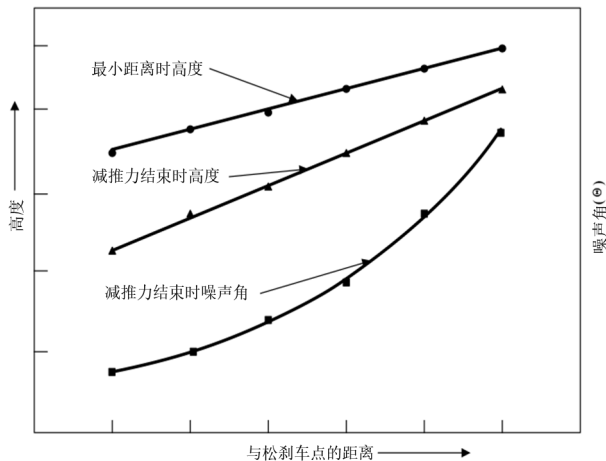


图3 最小距离高度、减推力结束点高度、噪声角关系

3.2 减推力 PNLTM 和 PNLT 确定

利用基准环境条件下的 NPD 数据可以给出不同最小距离时飞机不同推力 (Fe/δ , 其中 Fe 为发动机推力, δ 为大气压力比) 时噪声角与 PNLT 的关系。图4中给出了某一最小距离 (D_{min})、不同推力

时噪声角对应 PNLT 的示例,可以确定此最小距离对应的不同推力的 PNLTM。利用图2可以通过坐标的几何关系确定某一最小距离对应的最小距离高度,利用图3可以确定最小距离高度对应的减推力结束点噪声角,再利用图4得到最小距离减推力结束点 PNLT。

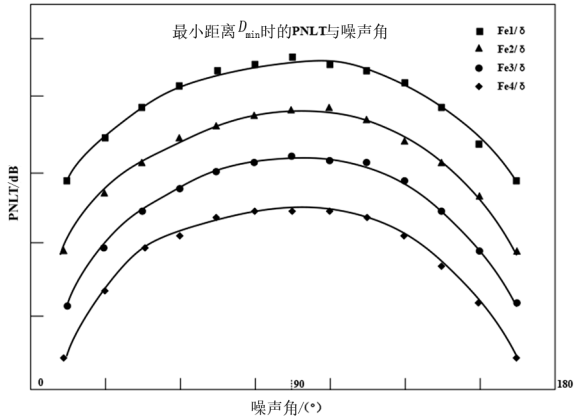


图4 NPD 数据库给出的噪声角与 PNLT

依此方法,可以得到不同最小距离时不同推力的 PNLTM 和减推力结束点的 PNLT。图5给出不同最小距离时减推力 PNLTM (虚线) 和减推力结束点 PNLT (实线) 与推力的关系。利用同样方法,也可以得到减推力开始点 PNLT。

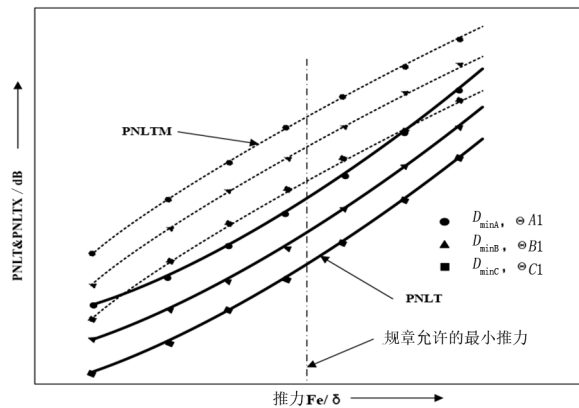


图5 PNLTM、减推力结束点 PNLT 与推力关系示意图

3.3 最优减推力航迹和噪声级确定

如上文所述,不同最小距离的最小减推力结束点噪声角已通过航迹计算获得,最小减推力值依据规章要求已确定。利用图5得到不同最小距离的最小减推力结束点的 PNLT 以及对应 PNLTM,可绘制 PNLTM-PNLT (ΔdB) 与减推力结束点噪声角的关系图;同样可以绘制减推力开始点的 ΔdB ,但此时需要将减推力开始点的噪声角转换为减推力结束点噪

声角。然后确定开始点和结束点 ΔdB 等于 10dB 的噪声角,如图 6 所示。可能存在两种情况:一是减推力开始点 ΔdB 曲线(实线)位于减推力开始点曲线下方,根据最优减推力实施点判定原则,减推力开始点为约束点,对应的结束点的噪声角 θ_1 为最优减推力实施噪声角;二是减推力开始点 ΔdB 曲线(虚线)位于减推力开始点曲线上方,根据最优减推力实施点判定原则,减推力结束点为约束点,对应的噪声角 θ_2 为最优减推力实施噪声角。因噪声角与减推力基准航迹的一一对应关系,可以计算航迹相关特征点坐标,获得最优减推力基准飞行航迹。根据最优基准航迹,利用 NPD 数据库可以得到减推力飞越噪声的 EPNL,用以判断是否满足 CCAR-36 部规章要求。

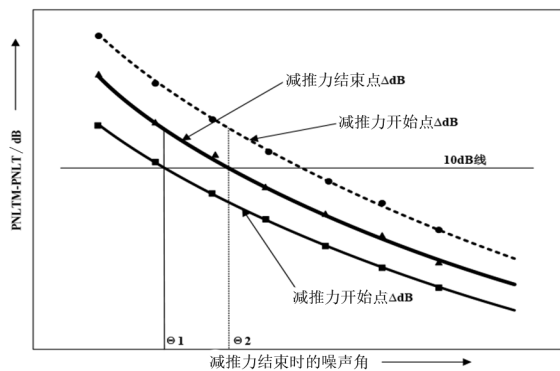


图 6 最优减推力约束点确定示意图

4 结论

本文给出了运输类飞机减推力飞越噪声合格审定的一种优化方法,利用起飞噪声 NPD 数据库对减推力基准航迹特征点噪声级进行评估,确定最优减推力航迹和噪声级。此方法作为飞行试验替代方法,可以显著节省研制成本和时间;同时优化采用曲线回归方法,具有参数的扩展性,在 NPD 数据库限定范围内可以用于后续衍生飞机型号减推力飞越噪声级确定。

参考文献:

- [1] 中国民航局. CCAR-21-R3 民用航空产品和零部件合格审定规定[S]. 北京:中国民航局,2007:5.
- [2] 唐狄毅,等. 飞机噪声基础[M]. 西安:西北工业大学出版社,1995:64.
- [3] 中国民航局. AC-36-AA-2008-04 航空器型号和适航合格审定噪声规定咨询通告[S]. 北京:中国民航局,2008:176.
- [4] ICAO Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP). Environmental Technical Manual on the Use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft [Z]. ICAO:2000:7.
- [5] 中国民航局. CCAR-36-R1 航空器型号和适航合格审定噪声规定[S]. 北京:中国民航局,2007:43.

(上接第 13 页)

- [2] Atsushi Hashimoto, Masataka Kohzai, Takashi Aoyama, Mistuhiro Murayama. Wall Interference Analysis of Transonic Wind Tunnel with Porous Wall Model. AIAA 2011-3017.
- [3] Masataka Kohzai, Makoto Ueno, Seigo Koga, Norikazu Sudani. Wall and Support Interference Corrections of NASA Common Research Model Wind Tunnel Tests in JAXA. AIAA 2013-0963.
- [4] Atsushi Hashimoto, Takashi Aoyama, Masataka Kohzai, Kazuomi Yamamoto. Transonic Wind Tunnel Simulation with Porous Wall and Support Devices. AIAA 2010-4201.
- [5] Schwartz R. J. and Fleming G. A. . Virtual Diagnostics Interface: Real Time Comparison of Experimental Data and CFD Predictions for a NASA Ares I-Like Vehicle. Proc. ICIASF 07, R56, 2007.
- [6] 孙淑苓,田石麟,黄蓝. 舰载直升机系留载荷及全机应力计算方法研究[J]. 航空学报,1989,10(10):489-494.
- [7] 李进军,刘土光,夏鸿飞. 舰载直升机系留计算分析[J].

华中理工大学学报,1996,24(8):94-96.

- [8] 金海波,戴元伦,王云. 考虑轮胎变形的系留计算模型研究[J]. 航空学报,2008,29(4):948-953.
- [9] 郑亚雄. 基于能量原理的直升机系留载荷计算[J]. 直升飞机技术,2011,166(1):6-9.
- [10] 金仲林. 舰载直升机系留座分布及系留载荷的仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2006.
- [11] 王丹. 舰载直升机系留载荷分析及优化设计研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008.
- [12] 李书,何忠桓,徐丽娜. 舰载直升机系留座的优化布置[J]. 航空学报,2005,26(6):715-719.
- [13] 徐春雨,章仕彪. 基于非线性静力学模型的飞机系留载荷计算方法研究[J]. 民用飞机设计与研究,2011(3):14-16.
- [14] 陈功,刘亦鹏. 基于风洞试验的飞机侧风环境停放稳定性研究[J]. 民用飞机设计与研究,2015(4):26-30.
- [15] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社,2015.