

民机适航噪声横向衰减特性分析及 飞行试验研究

宋亚辉, 张晓亮, 张跃林

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘要: **目的** 进行民机适航噪声横向衰减建模及特性研究。**方法** 对民机适航噪声横向衰减工程模型进行分析, 建立其主要影响因素的计算模型, 基于模型设计等效飞行试验方法, 以及试验数据设计横向衰减分析流程, 通过某型国产民机噪声飞行试验, 对横向衰减特性及模型进行分析。**结果** 民机适航的横向噪声受声传播效应、地面散射效应和动力装置/机体噪声安装效应等影响较大, 声传播效应和地面散射效应分别对高频和低频成分具有显著影响, 动力装置/机体噪声安装效应导致的噪声指向性差异也是影响横向衰减的主要因素。对于民机适航噪声评价量, 横向衰减模型能够得到与飞行试验结果趋势一致的结果, 但工程应用中仍需通过飞行试验进行修正。**结论** 提出的民机适航噪声横向衰减影响因素的量化计算模型以及等效飞行试验方法, 可用于国产民机低噪声设计、噪声适航审定和机场周围噪声污染计算, 服务于国产民机设计及适航取证。

关键词: 民机噪声; 横向衰减; 噪声模型; 适航审定; 飞行试验

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.032

中图分类号: V216.5+4; V217.1

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0185-09

Flight Test Investigation of Characteristics of Lateral Attenuation of Civil Aircraft Airworthiness Certification Noise

SONG Ya-hui, ZHANG Xiao-liang, ZHANG Yue-lin

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

ABSTRACT: The paper aims to model the lateral attenuation and study the characteristics of civil aircraft airworthiness certification noise. Through analyzing SAE's lateral attenuation empirical model, the calculating model of main influencing factors was established. Then the equivalent flight test was designed based on the model and the procedures of lateral attenuation were designed based on test data. The results showed that the lateral attenuation was mainly affected by the sound propagation effects, ground scattering effects and engine installation effects. Sound propagation effects and ground scattering effects had significant influences on high and low elements respectively. The noise directivity difference due to engine installation effects was also a main factor of the lateral attenuation. The prediction results of lateral attenuation model were approximately in agreement with flight test results. But it was necessary to be modified by meticulously designed flight test. The presented equivalent flight test method and the quantum chemical calculation model on lateral attenuation of civil aircraft noise can be applied to low noise de-

收稿日期: 2020-07-06; 修订日期: 2020-08-06

Received: 2020-07-06; Revised: 2020-08-06

作者简介: 宋亚辉(1985—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行结构动力学、航空声学。

Biography: SONG Ya-hui (1985—), Male, Master, Senior engineer, Research focus: flight structure dynamics, aeroacoustics.

sign, noise airworthiness certification, and noise pollution calculation around the airport of domestic civil aircraft to service the design and airworthiness certification of domestic civil aircraft.

KEY WORDS: civil aircraft noise; lateral attenuation; noise model; airworthiness certification; flight test

根据国内外适航规章规定^[1-4],大型民机噪声适航审定需要测量和评定其在起飞、进近过程中的飞越、横向和进近基准点的噪声水平。在试验中,因飞机持续飞行导致噪声源与噪声基准点的相对位置不断变化,噪声需要经过长距离的传播,实际的声环境和气象条件难以持续保持理想条件,主要受以下几方面因素的影响^[5-7]:声波在大气中的传播效应,如声传播的球面发散、大气对声波的吸收效应和大气不均匀性影响导致的声散射等;噪声测量点附近地面对声波的散射,如地面对声波的反射与吸收;动力装置/机体的噪声安装效应,如声波受机体结构遮蔽和受机体周围紊流的散射等。对于横向噪声,其基准点位于起飞航迹在地面投影线的两侧 450 m 边线上。相比于基准点位于起飞与进近航迹在地面投影线上的飞越噪声与进近噪声,飞机产生的噪声需要横向传播更长的距离,传声路径与地面的夹角更小,更易于受大气传播效应和地面散射效应的影响^[2,4],飞机各噪声源产生的声波受机体结构遮蔽和机体周围紊流的散射影响更大^[8]。因此,国内外大量的研究机构和学者针对横向噪声受声传播效应、地面散射效应和动力装置/机体噪声安装效应等的影响开展了研究^[6-13],将横向噪声相比于飞越噪声受到的衰减影响称之为横向衰减(Lateral Attenuation, LA),并建立了计算模型^[6-7]。

噪声横向衰减的分析对大型民机的噪声设计、噪声适航和突破商业运营噪声限制等至关重要。在民机设计阶段,为了预估横向噪声水平和进行噪声控制设计,可基于设计数据和研发试验数据建立基准条件下的横向衰减模型,进行横向噪声预估^[14]。在民机适航审定阶段,为了进行横向噪声飞行试验设计和噪声级评定,需要量化横向衰减受飞行试验条件的影响,用于分析飞行试验结果的可信度和修正试验条件偏差引起的噪声级评定偏差^[2]。在民机运营阶段,世界各国对民机在机场区域飞行产生的地面噪声水平有严格限制,需基于适航噪声数据库和有限测量点实测数据进行噪声足迹计算,建立噪声横向衰减模型和进行飞行试验检验^[15-16]。

SAE AIR 1751^[6]、SAE AIR 5662^[7]和 ESDU 82027^[17]通过理论与试验研究建立了飞机噪声横向衰减计算模型,得到了广泛认可和工程应用,FAA 的 INM/AEDT 软件、NASA 的 ANOPP2 软件、JAXA 的 DREAMS 模型、DLR 的 PANAM 软件、ECAC Doc.29 和 ICAO Doc 9911 等建立的飞机噪声计算模型均采用了该类建模思想^[10-11,18]。国内方面,中国民航大学

和南京航空航天大学等开展了大型民机适航噪声横向衰减的预测分析方法研究^[19]和机场噪声计算方法研究^[20],中国飞行试验研究院依据适航规章开展了横向噪声由试验条件向基准条件调整的方法研究^[21]和地面反射对适航噪声影响的研究^[22]。尽管噪声横向衰减模型被不断地通过理论、数值和飞行试验研究进行完善和修正,但是随着技术的发展和新型民机的不断出现,研究表明,通用的计算模型难以准确预测特定机型的横向衰减,横向衰减模型对大气条件、地面阻抗、声环境、飞机噪声源特性以及其他飞行试验条件不确定因素的考虑不足,指出^[10-13]需针对横向衰减影响因素、特定机型以及具有新噪声特性的型号进行模型修正或建立具有针对性的模型。国内方面,飞机横向衰减计算依赖于国外机型数据库或国外软件^[19-20],开展的飞行试验研究仅是适航规章或标准中方法的工程应用实践^[21-22],横向衰减建模和试验研究不足以支持国产民机噪声设计、适航审定和机场噪声计算。

随着国产民机快速发展,C919、MA700 和 AG600 等大型民机正加紧研制,且即将进行适航取证,所面临的民机低噪声设计、噪声适航审定和运营噪声建模评估等方面的需求日益凸显,民机噪声横向衰减建模与飞行试验研究迫切需要深入开展。文中基于国产民机型号研制和适航审定飞行试验,开展了民机适航噪声横向衰减特性分析及飞行试验研究。基于 SAE 标准中的噪声横向衰减建模思路,提出了横向衰减影响因素的计算模型,设计了等效的简化飞行试验方法和横向衰减特性分析流程。通过某型国产民机飞行试验,对横向衰减特性进行了分析,并与横向衰减模型进行了对比分析,形成了大型民机横向衰减特性分析及飞行试验技术。

1 飞机噪声横向衰减建模

1.1 横向衰减计算模型

飞机结构因振动和与气流作用产生的噪声向地面传播过程中,会受到传播效应、地面散射效应和动力装置/机体噪声安装效应等的影响。在工程中,为预估飞机外部噪声水平和通过试验分析飞机外部噪声特性,通常以受衰减效应影响相对较小的在飞机航迹地面投影线上参考点的噪声水平为基准,建立横向衰减的经验或半经验模型。飞机噪声横向衰减分析模型如图 1 所示。图 1 中, Q 点为横向衰减的噪声参考

点,接收的噪声称为参考噪声,大小为 SP_{SQ} ; P 为横向噪声测量点,接收的噪声称为横向噪声,大小为 SP_{SP} ; D 和 R 分别是参考噪声和横向噪声的声传播直线距离。假设飞机沿图 1 中与实际航迹平行的辅助航迹飞行, $|SS'|=R-D$, 这时 Q 点的参考噪声大小为 SP_{SQ} , 则横向衰减^[6] SP_{LA} 为:

$$SP_{LA} = SP_{SQ} - SP_{SP} \quad (1)$$

式(1)是横向衰减的一种等效定义,飞机沿辅助航迹飞行时, Q 点的噪声可以认为是飞机沿实际航迹飞行时额外传播 $|SS'|$ 后的结果。这样的处理实际上是将横向噪声与参考噪声因传播距离不同导致的声发散和大气衰减差异去除,也是考虑相同传播距离的噪声差值。

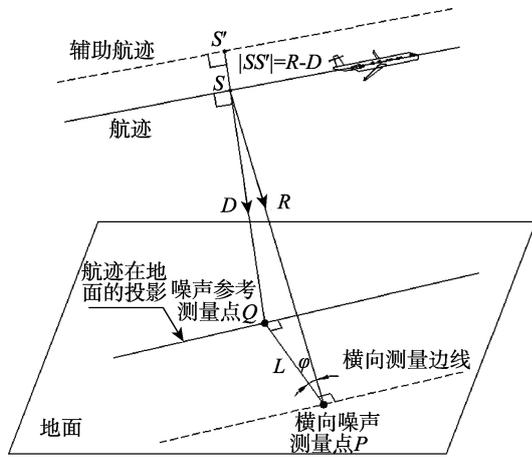


图 1 民机噪声横向衰减分析模型

Fig.1 Analysis model of lateral attenuation of civil aircraft noise

SAE AIR 1751A 针对涡喷/涡扇发动机驱动飞机开展了大量的噪声横向衰减飞行试验,通过对试验数据的统计分析,建立了横向衰减工程经验计算模型,有:

$$SP_{LA} = G(L) \times A(\varphi) / 13.86 \quad (2)$$

式中: $G(L)$ 为地上传播衰减 (Overground Lateral Attenuation, OGLA); $A(L)$ 为远距离空中至地面传播衰减 (Long-Range Air-to-Ground Lateral Attenuation, LRAGLA), 分别有:

$$G(L) = \begin{cases} 15.09 [1 - e^{-0.00274L}], & 0 < L < 914 \text{ m} \\ 13.86, & L \geq 914 \text{ m} \end{cases} \quad (3)$$

式中: L 为图 1 所示的横向距离。

$$A(\varphi) = \begin{cases} 3.96 - 0.066\varphi + 9.9e^{-0.13\varphi}, & 0^\circ < \varphi < 60^\circ \\ 0, & 60^\circ < \varphi \leq 90^\circ \end{cases} \quad (4)$$

式中: φ 为图 1 所示的噪声仰角。

SAE AIR 1751A 建立横向衰减计算模型所采用的噪声数据大多是 20 世纪 90 年代以前的低涵道比发动机驱动的民机和军用歼击机飞行试验得到的,而且

未特别考虑动力装置类型、安装形式和位置等影响。SAE AIR 5662 对其进行了修正,横向衰减有:

$$SP_{LA} = G(L) \cdot A(\varphi) / 10.86 - E_{eng}(\gamma) \quad (5)$$

式中: $E_{eng}(\gamma)$ 为动力装置/机体噪声安装效应。 $G(L)$ 和 $A(L)$ 分别有:

$$G(L) = \begin{cases} 11.83 [1 - e^{-0.00274L}], & 0 < L < 914 \text{ m} \\ 10.86, & L \geq 914 \text{ m} \end{cases} \quad (6)$$

$$A(\varphi) = \begin{cases} 10.86, & \varphi \leq 0^\circ \\ 1.137 - 0.0229\varphi + 9.72e^{-0.142\varphi}, & 0^\circ < \varphi \leq 50^\circ \\ 0, & 50^\circ < \varphi \leq 90^\circ \end{cases} \quad (7)$$

需要指出的是,SAE AIR 1751A 和 SAE AIR 5662 未限定横向衰减计算模型适用的计算指标,式(2)至式(7)的计算指标可以是 A 声级(L_A)、有效感觉噪声级 (EPNL)、声暴露级 (SEL) 等。对于大型民机,通常关注 1/3 倍频程带声压级、A 声级和有效感觉噪声级等量,因而选定这三个指标进行横向衰减及其影响因素的计算。

1.2 横向衰减影响因素的计算模型

对于地面散射效应,根据 SAE AIR 1672B^[23] 的自由场声压级计算方法,可以将横向噪声和参考噪声修正到自由场这一基准条件,即去掉地面散射的影响。定义自由场条件的声压级与实测受地面影响的声压级差值为自由场修正量 Δ_{i1} , 有:

$$\Delta_{i1} = 10 \lg \left[1 + (|Q_i| r / r')^2 + 2|Q_i| C_r r / r' \right] \quad (8)$$

式中: i 为噪声频谱分析的频带序号; r 为直达声波传播距离; r' 为反射声波传播距离; C_r 为带宽自相关系数; Q_i 为复虚像源强度,与地面声阻抗相关,当地面是声学硬边界时, $|Q_i|=1$ 。

对于声传播效应,需将横向噪声和参考噪声修正到相同的传输距离。以图 1 传声距离 D 为基准,定义噪声传播距离 R 与传播基准距离 D 的声压级之差为声传播效应修正量^[1-3] Δ_{2i} , 有:

$$\Delta_{2i} = [\alpha_D(i) - \alpha_R(i)] D + \alpha_R(i) (D - R) + 20 \lg(D - R) \quad (9)$$

式中: $\alpha_D(i)$ 和 $\alpha_R(i)$ 分别是传声路径 SP 和 SP 之间的声衰减系数。声衰减系数需要考虑近地面气象条件的梯度变化,一般进行多次覆盖传输路径的空中气象测量,并采用高度分层方法计算声衰减系数。在飞行试验中还规定了严格的气象条件窗口来减小其对噪声测量的不确定性影响^[1-3]。

对于动力装置/机体噪声安装效应计算,SAE AIR 5662 对大量的理论和试验研究成果进行了总结,提出了经验计算公式。对于喷气式飞机,动力装置/机体噪声安装效应 $E_{eng}(\gamma)$ 有:

$$E_{eng}(\gamma) = \begin{cases} 101 \lg(0.1225 \cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma)^{0.329}, & \text{发动机安装于机身, } -180^\circ < \gamma < 180^\circ \\ -3.00 & \text{, 发动机安装于机身, } \gamma = 0^\circ \text{ 或 } \pm 180^\circ \\ 10 \lg \left(\frac{(0.0039 \cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma)^{0.062}}{0.8786 \sin^2 2\gamma + \cos^2 2\gamma} \right) & \text{, 发动机安装于机翼, } 0^\circ \leq \gamma \leq 180^\circ \\ -1.49 & \text{, 发动机安装于机翼, } -180^\circ < \gamma < 0^\circ \end{cases} \quad (10)$$

式中： γ 为飞机的动力装置/机体的声发射角，是横向噪声仰角与飞机滚转角之和。

2 横向衰减特性飞行试验及分析方法

飞机噪声横向衰减主要受横向距离、噪声仰角、地面声阻抗、气象条件、发动机类型/安装方式、飞行姿态等影响，由于适航噪声^[1-4]飞行试验需要在满足规定的气象条件、试验场声环境、飞行状态下进行，因而主要关注横向距离、噪声仰角的影响，由气象条件、飞行姿态等不一致引起的横向衰减计算差异可以通过将试验数据向统一的基准飞行条件和基准气象条件修正来去除^[1-4]。

图 2a 为横向衰减噪声飞行试验的常规试验方案，为了得到不同横向距离和噪声仰角条件下的噪声，需要在地面布置大范围的传声器阵列，布置不同高度的声阵列阵元，调整飞行状态和飞行航迹，以得到全面的噪声横向衰减数据，飞行试验方案复杂。实际上，飞行航迹和测量点位置的不同对横向衰减的影响主要体现在其改变了传播距离、噪声仰角，而民航噪声适航规定了飞行状态、航迹和测量点位置等。基于此，可采用图 2b 所示简化的等效飞行试验方法，其特点和优势为：适航噪声主要关注飞越噪声和横向距离为 450 m 的边线上的横向噪声，试验中选定该目标横向距离，以飞越噪声测量点为参考测量点，实现测量点简化，降低对试验场地的过高要求；横向衰减模型除与飞机滚转角相关外，并未涉及其他飞行状态参数，民航噪声适航主要考虑起飞爬升和进近下滑，选定此飞行状态可以优化飞行试验点；尽管横向衰减模型未包含发动机功率和构型等参数，但其会显著影响飞机最重要的声源特性，对发动机/机身噪声安装效应造成较大影响，而该试验方案可实现不同发动机功率和构型组合对横向衰减的影响。

在飞行试验中，根据适航规章要求^[1-4]对飞机飞行过程的噪声进行持续测量，以一定时间间隔进行 1/3 倍频程谱分析。为了进行横向衰减特性分析，选择如图 2b 所示的飞机通过距离噪声参考点最近时刻^[12]的 1/3 倍频带声压级、A 声级和整个飞行过程的有效感觉噪声级作为分析指标。基于飞行试验数据对影响横向衰减的传播效应、地面散射效应和动力装置/机体噪声安装效应进行分析，进行横向衰减量特性计算，并与标准中计算模型进行对比分析，流程如图 3 所示。

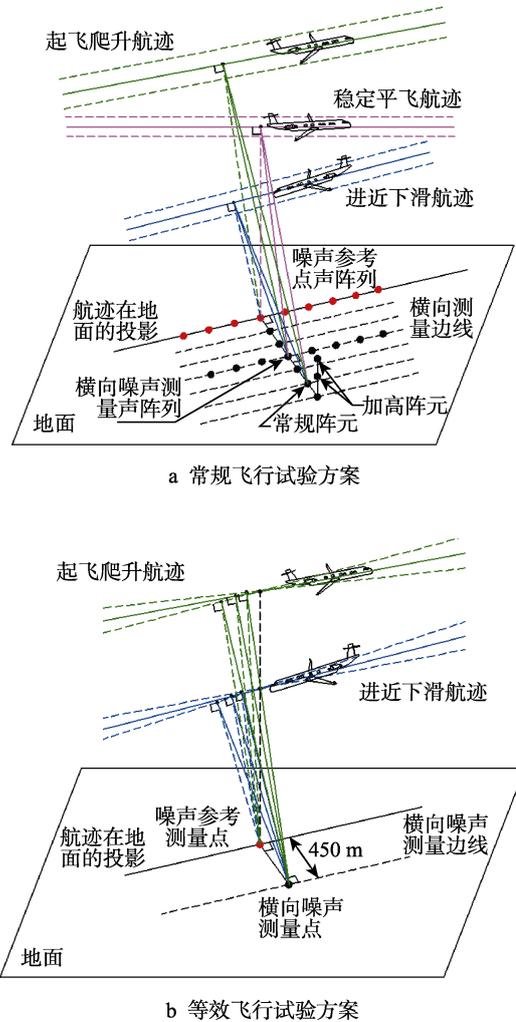


图 2 民航适航噪声横向衰减特性分析飞行试验方案
Fig.2 Flight test scheme of aircraft noise lateral attenuation characteristic analysis: a) standard flight test scheme; b) equivalent flight test scheme

根据式(1)横向衰减的定义，基于飞行试验数据进行横向衰减计算的方法为：将参考噪声的传声距离调整至横向噪声的传声距离，采用式(9)基于 1/3 倍频带声压级进行声传播效应修正；计算 A 声级或有效感觉噪声级；基于 A 声级或有效感觉噪声级进行横向衰减计算，有：

$$LA = SPL_i^O - SPL_i^P \quad (11)$$

式中： SPL_i^O 为进行参考噪声经声传播效应修正后的 A 声级或有效感觉噪声级； SPL_i^P 为横向噪声的 A 声级或有效感觉噪声级。

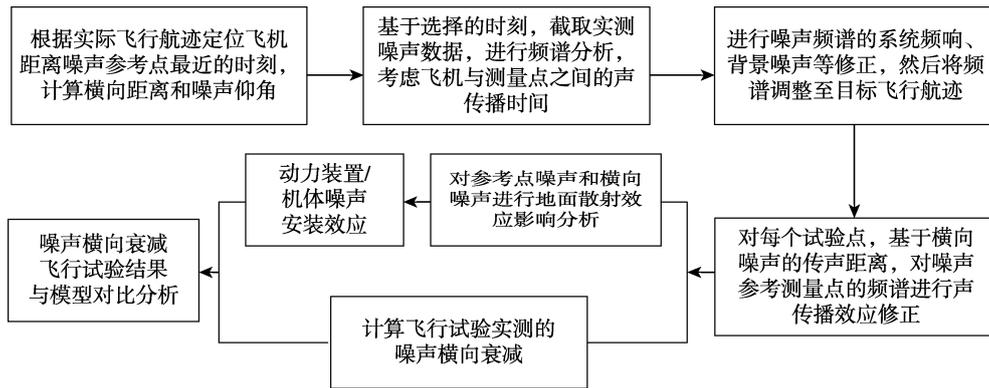


图 3 民机适航噪声横向衰减特性分析流程

Fig.3 Lateral attenuation characteristic analysis procedure of aircraft noise

对于基于飞行试验数据的横向衰减影响因素的分析, 地面散射效应和声传播效应的修正可分别采用式(8)、式(9)计算, 而动力装置/机体的噪声安装效应 A_{3i} 的计算有:

$$A_{3i} = (SP_{SP} - A_{1i}^{SP}) - (SP_{SQ} - A_{1i}^{SQ} + A_{2i}^{SQ}) \quad (12)$$

式中: A_{1i}^{SP} 和 A_{1i}^{SQ} 分别是采用式(8)计算的横向噪声和参考噪声的自由场修正量, A_{2i}^{SQ} 是采用式(9)计算将参考噪声调整至传声距离 $|S'Q|$ 的声传播效应修正量。

3 民机适航噪声横向衰减飞行试验及结果分析

3.1 飞行试验方案

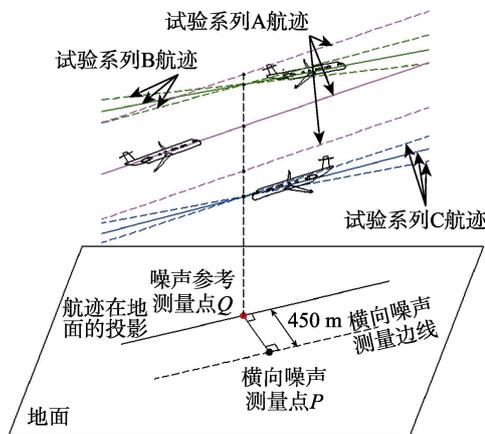
某型国产喷气式民机适航噪声横向衰减特性飞行试验如图 4 所示。噪声参考测量点 Q 选择飞越噪声测量点, 布置在目标航迹在地面投影线上, 横向噪声测量点 P 布置在与目标航迹的地面投影线平行且相距 450 m 的边线上, 传声器布置在紧实土平台上,

距地面高度均为 1.2 m, 如图 4b 所示。采用图 2b 所示的等效方法进行起飞爬升和进近下滑噪声试验, 采用航迹切入法^[20]进行试验, 试验方案如图 4a 所示, 共进行了以下三个系列的试验。

1) 试验系列 A: 飞机以相同的发动机目标功率沿相同爬升梯度的目标航迹起飞爬升, 保持正常起飞构型, 发动机目标功率为 95.5%, 飞越噪声参考测量点上方的目标高度范围为 130~550 m, 共完成 16 个有效飞行试验点 (A1—A16)。

2) 试验系列 B: 飞机以不同的发动机目标功率沿不同爬升梯度的目标航迹起飞爬升, 保持正常起飞构型, 发动机功率范围为 65.1%~99.1%, 飞越噪声参考测量点上方的目标高度为 360 m, 共完成了 14 个有效飞行试验点 (B1—B14)。

3) 试验系列 C: 飞机以两个目标发动机功率沿不同下滑梯度的目标航迹进近下滑, 飞越噪声参考测量点上方的目标高度为 120 m, 共完成了 14 个有效飞行试验点 (C1—C14)。C1—C2 保持正常着陆构型, 发动机目标功率为 65.5%; C3—C8 保持正常着陆构型, 发动机目标功率为 33.5%; C9—C14 保持正常起飞构型, 发动机目标功率为 33.5%。



a 飞行试验方案



b 典型的试验场景

图 4 某型民机适航噪声横向衰减特性试验

Fig.4 Test on lateral attenuation characteristic of a certain aircraft noise: a) flight test scheme; b) typical flight test scene

所有飞行试验点均严格按照文献[1]的附件 A 和附件 B 规定的试验条件进行,同时采用地面气象站和气象飞机连续进行地面和空中气象测量,采用气象飞机在试验前、试验后以及试验期间进行多次覆盖传声路径的空中气象条件测量。

3.2 噪声横向衰减特性分析

典型的飞行试验点(试验点 A16、C7 和 D1)的横向噪声、参考噪声及其修正后的 1/3 倍频程谱对比如图 5 所示。可以看出,横向噪声在绝大多数频段上均小于参考点噪声,其传播路径长,额外受到声传播效应影响,尤其是高频成分受到显著衰减;而横向噪声低频成分则受地面散射效应影响较大,地面散射影响对不同频率的噪声可能出现不同程度的加强或削弱。从图 5d 可以看出,尽管将参考噪声和横向噪声均调整到了相同的传声距离和自由场条件,但两者仍然有一定的差异,实际上这就是由动力装置/机体的噪声安装效应引起的。

为进行发动机/机体噪声安装效应分析,按照式

(12)对所有试验点的发动机/机体噪声安装效应进行 1/3 倍频带声压级和 A 声级计算,并与 SAE AIR 5662 中模型计算结果进行对比。从图 6a 可以看出,发动机/机体噪声安装效应对横向衰减具有显著贡献,但不同频率的差异较大,低频成分比高频成分的横向衰减幅值大。从图 6b 可以看出,A 声级结果与 SAE AIR 5662 标准中的经验计算模型趋势基本一致,随着声发散角增大,发动机/机体噪声安装效应影响的幅值逐渐变小。实际上,当飞机机体不发生滚转和横向距离保持不变的情况下,随着声发射角变小,横向噪声测量点与噪声参考测量点相对更接近,横向衰减幅值应变小,而飞行试验中发动机/机体噪声安装效应随声发射角的变化规律与理论上的噪声特性一致。

采用式(11)对所有飞行试验点进行横向衰减 A 声级和有效感觉噪声级结果计算,与 SAE AIR 1751A 和 SAE AIR 5662 的横向衰减模型计算结果进行对比,并进行试验结果与噪声仰角和横向距离的相关性分析,结果如图 7 所示。可以看出,对于横向衰减的 A 声级和有效感觉噪声级结果,两者综合了所有分析

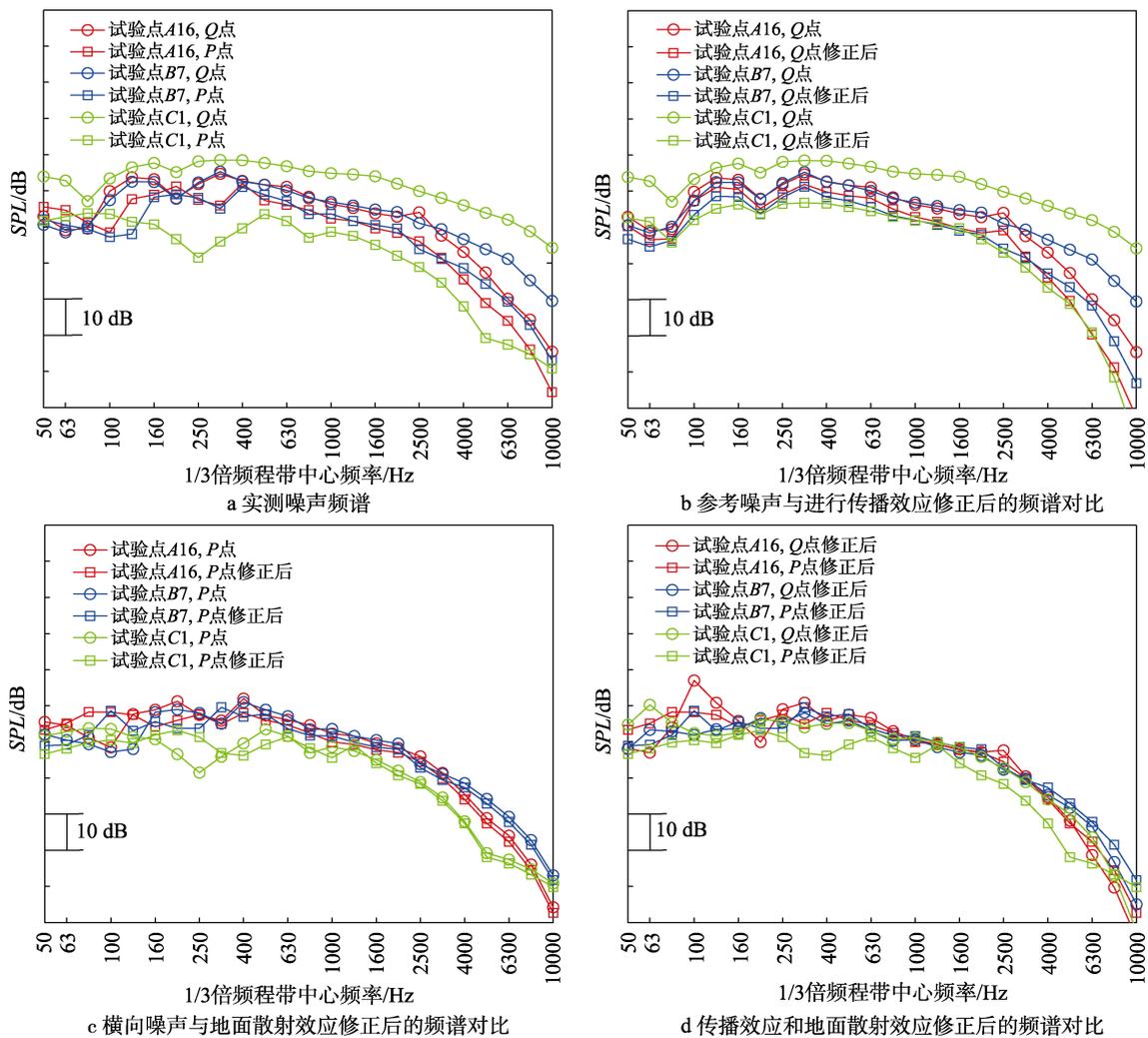


图 5 横向噪声与参考噪声的典型飞行试验结果对比

Fig.5 Comparison of a typical flight test between lateral noise and reference noise: a) measured noise spectrum; b) reference noise and propagation effect correction; c) lateral noise and ground scattering effect correction; d) propagation effect and ground scattering effect correction

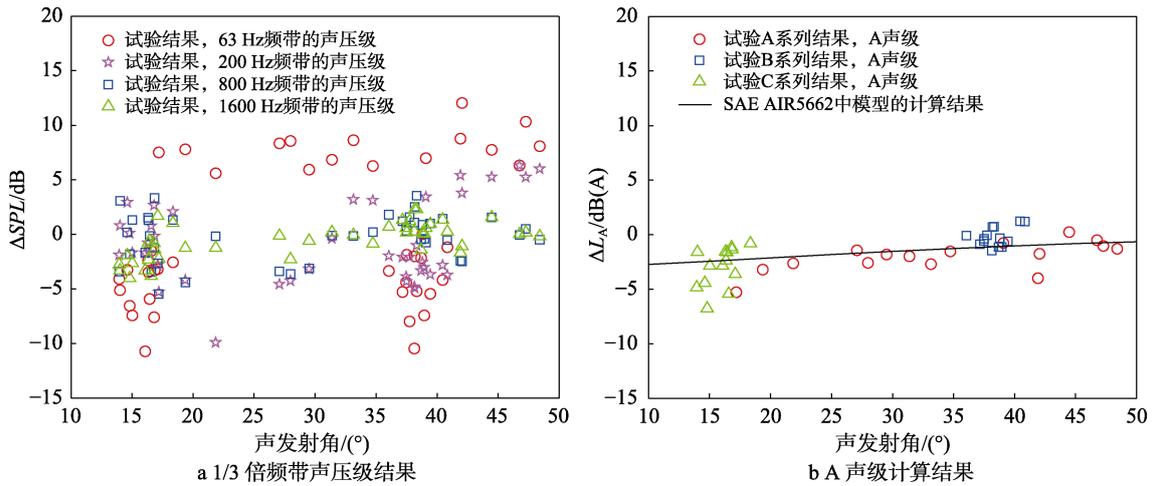


图 6 发动机/机体噪声安装效应飞行试验结果分析

Fig.6 Flight test results analysis of engine/body noise: a) 1/3 octave spectrum; b) A-weighted sound pressure level

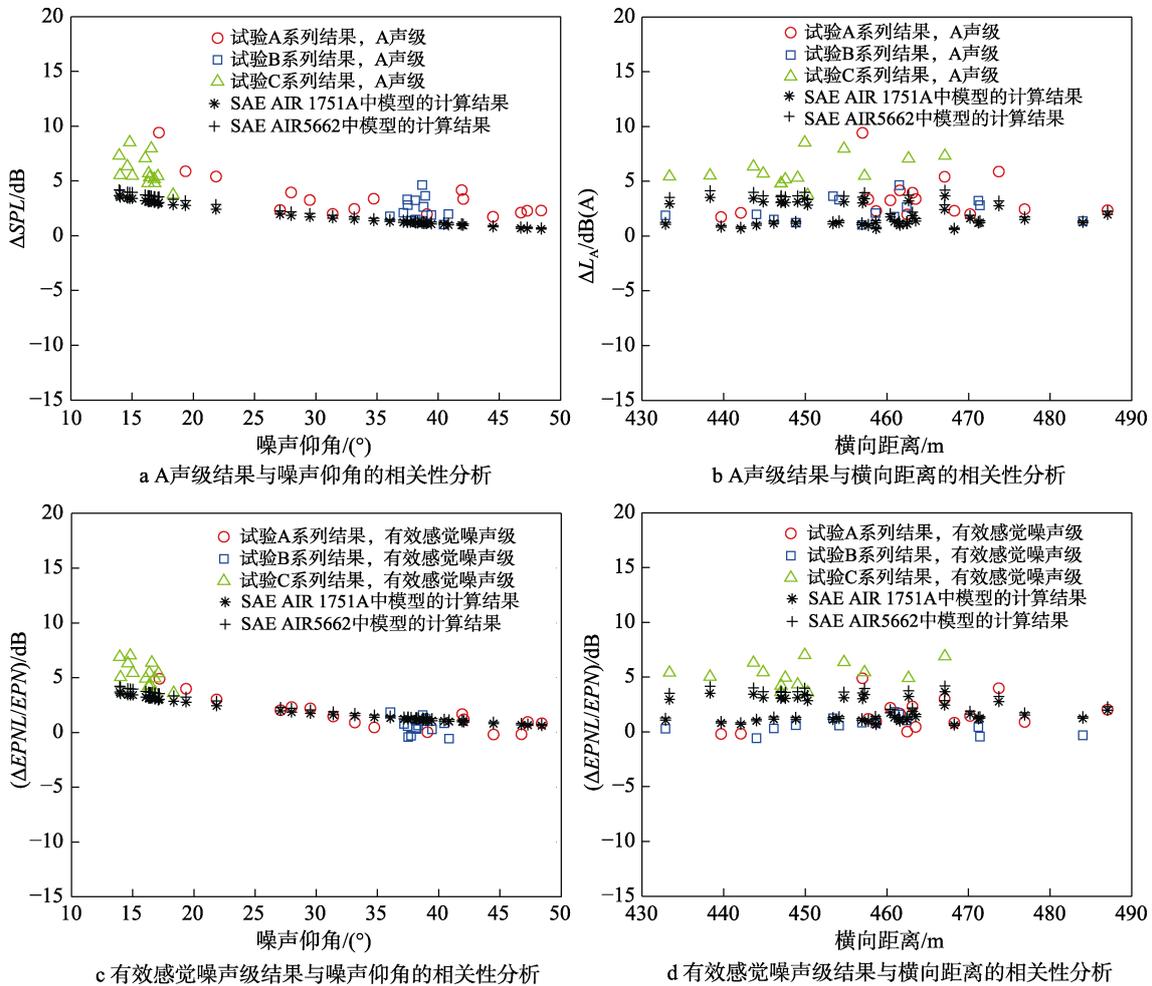


图 7 噪声横向衰减特性飞行试验结果及与计算模型对比

Fig.7 Comparison of lateral attenuation between flight test results and SAE's empirical model: a) A-weighted sound pressure level versus noise elevation angle; b) A-weighted sound pressure level versus lateral distance; c) EPNL versus noise elevation angle; d) EPNL versus lateral distance

频带的横向衰减贡献，横向噪声经过更长距离的声传播衰减和地面的声散射，因而横向衰减应是正值，飞行试验结果与计算模型结果的趋势基本一致。飞行试

验结果与 SAE AIR 5662 中的计算模型结果的吻合性相对较好，表明其对 AIR 1751A 中模型的修正提高了模型计算精度，更好地考虑了动力装置/机体噪声安

装效应的影响。相比于 A 声级,有效感觉噪声级与计算模型结果的偏差相对较小,表明横向衰减计算模型不仅可以计算飞机特定时刻的噪声级,也能应用于民机噪声适航中的有效感觉噪声级这类基于飞行过程的噪声累积评价量计算,对于该型民机其计算精度相对更高。横向衰减随着噪声仰角增大而幅值减小,但随横向距离的变化趋势不明显,表明适航噪声的横向衰减具有 SAE AIR 5662 中“远距离空中至地面传播衰减”的特性,噪声仰角是民机适航噪声横向衰减分析的最重要参数,该结论也直接表明了本文提出的等效飞行试验方法的合理性。

进一步分析图 7 可以看出,横向衰减的飞行试验结果与模型的计算结果尽管趋势吻合,但幅值有一定的偏差。横向衰减计算模型难以考虑飞行试验中的所有影响因素,如气象和大气条件的时间/空间不均匀性、地面阻抗的不均匀性、飞机噪声源扰动以及声环境的变化等因素。对此,文中所有飞行试验点均严格按照适航规章^[1-4]规定的条件进行,剔除了数据无效试验点,通过重复执行试验点来降低系统误差。另一方面,文献[10]通过大量飞行试验分析了气象条件对横向衰减的影响,指出气象条件对横向衰减具有显著影响,不同的横向衰减模型的预测结果与飞行试验均有一定的偏差,有必要对横向衰减计算模型进行相应的修正,文献[10-13]等也指出,横向衰减模型在一些条件下会出现欠估计或过估计,仍有必要进行进一步修正研究。文中飞行试验结果也表明,SAE 标准中的横向衰减模型是基于不同机型不同飞行条件下的试验结果统计归纳得到的,对具体的飞机类型和飞行条件,仍需开展严格的飞行试验进行模型修正,形成具有针对性的横向衰减模型。

4 结论

1) 民机适航的横向噪声受声传播效应、地面散射效应和动力装置/机体噪声安装效应等影响较大,声传播效应和地面散射效应分别对高频和低频成分具有显著影响,动力装置/机体噪声安装效应导致的噪声指向性差异也是影响横向衰减的主要因素。

2) 飞行试验得到的 A 声级和有效感觉噪声级结果与横向衰减模型的计算结果趋势较一致。对于该型民机,有效感觉噪声级的预测精度优于 A 声级,且与 SAE AIR 5662 中模型计算结果一致性更好,SAE AIR 5662 更好地考虑了动力装置/机体噪声安装效应的影响。横向衰减模型计算模型难以量化考虑所有影响因素,工程应用中仍需要通过飞行试验进行模型修正。

3) 对于大型民机适航噪声,横向衰减受噪声仰角影响大,随噪声仰角增大而幅值减小,但受横向距离影响较小,表明横向衰减具有 SAE AIR 5662 中“远距离空中至地面传播衰减”模型的特性,也表明了文

中提出的等效飞行试验方法和分析流程的合理性。

4) 文中提出了民机适航噪声横向衰减影响因素的量化计算模型,形成了高效的等效飞行试验方法和分析流程,所形成的横向衰减特性分析及飞行试验技术对国产民机低噪声设计、噪声适航审定和机场周围噪声污染计算具有重要参考意义。

参考文献:

- [1] CCAR-36-R2, 航空器型号和适航合格审定噪声规定[S].
CCAR-36-R2, Noise Regulations for Aircraft Type and Airworthiness Certification[S].
- [2] AC-36-AA-2008-04, 咨询通告: 航空器型号和适航合格审定噪声规定[S].
AC-36-AA-2008-04, Advisory Notice: Noise Regulations for Aircraft Type and Airworthiness Certification [S].
- [3] International Standards and Recommended Practices, Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Environmental Protection, Volume I, Aircraft Noise (Eighth Edition)[S].
- [4] Doc 9501-AN/929, Environmental Technical Manual on the Use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft(Third Edition)[S].
- [5] 韦毅, 斯仁, 贾楠非, 等. 战斗机座舱内气动噪声分析[J]. 装备环境工程, 2018, 15(9): 48-53.
WEI Yi, SI Ren, JIA Nan-fei, et al. Aero-acoustic Analysis on Fighter Cockpit[J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(9): 48-53.
- [6] SAE AIR 1751A, Prediction Method for Lateral Attenuation of Airplane Noise during Takeoff and Landing[S].
- [7] SAE AIR 5662, Method for Predicting Lateral Attenuation of Airplane Noise[S].
- [8] FLEMING G G, SENZIG D A, MCCURDY D A, et al. Engine Installation Effects of Four Civil Transport Airplanes: Wallops Flight Facility[R]. Virginia: NASA, 2003.
- [9] PLOTKIN K J, HOBBS C M, BRADLEY K A. Examination of the Lateral Attenuation of Aircraft Noise[R]. Virginia: NASA/Wyle Laboratories, 2000.
- [10] SHINOHARA N, HANAKA K, YAMADA I. Study of Lateral Attenuation under Meteorological Conditions for Airport Noise Modeling[C]// INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings, INTER-NOISE 2016. Hamburg Germany: Institute of Noise Control Engineering, 2016.
- [11] KREBS W, THOMANN G. Aircraft Noise: New Aspects on Lateral Sound Attenuation[J]. Acta Acustica United with Acustica, 2009, 95: 1013-1023.
- [12] SENZIG D A, FLEMING G G, CLARKE J B. Lateral Attenuation of Aircraft Sound Levels Over an Acoustically Hard Water Surface: Logan Airport Study[R]. Virginia: NASA Langley Research Center, 2000.
- [13] DMITRIEV V G, SANOKHIN V F. Complex of Algo-

- rithms and Programs for Calculation of Aircraft Noise[J]. TsAGI Science Journal, 2014, 45(1-3): 367-388.
- [14] FILIPPONE A. Aircraft Noise Prediction[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 68: 27-63.
- [15] GB 9660-201X, 机场周围区域飞机噪声环境质量标准(征求意见稿)[S].
GB 9660-201X, Aircraft Noise Standards for Airport Surrounding Areas (Draft for comments)[S].
- [16] DOC 9911, Recommended Method for Computing Noise Contours Around Airports (Second Edition)[S].
- [17] Aircraft Noise Committee of ESDU Committees. ESDU 82027 Estimation of Lateral Attenuation of Air-to-Ground Jet or Turbofan Aircraft Noise in One-third Octave Bands[R]. London: ESDU Committees 2011.
- [18] LOPES L V. ANNOPP2 User's Manual[R]. Virginia: NASA Langley Research Center, 2016.
- [19] 闫国华, 孙慧. C919 飞机噪声边线衰减的预测研究[J]. 机械研究与应用, 2017, 30(149): 23-28.
YAN Guo-hua, SUN Hui. Study of Prediction of C919 Aircraft Lateral Attenuation[J]. Mechanical Research & Application, 2017, 30(149): 23-28.
- [20] 钱戈, 孙樊荣. 基于飞行程序的机场噪声预测方法[J]. 飞机设计, 2016, 36(5): 23-28.
QIAN Ge, SUN Fan-rong. Research of Airport Noise Prediction Method Based on Flight Procedures [J]. Aircraft Design, 2016, 36(5): 23-28.
- [21] 张跃林, 张晓亮. ARJ21-700 飞机噪声申请人表明符合性试飞技术报告[R]. 西安: 中国飞行试验研究院, 2014.
ZHANG Yue-lin, ZHANG Xiao-liang. ARJ21-700 Aircraft Noise Applicant Demonstration Compliance Flight Test Technical Report[R]. Xi'an: Chinese Flight Test Establishment, 2014.
- [22] 宋亚辉, 张晓亮, 张跃林. 民机噪声适航合格审定试验中地面影响研究[J]. 应用声学, 2018, 37(6): 927-933.
SONG Ya-hui, ZHANG Xiao-liang, ZHANG Yue-lin. Effect of Ground Surface on Civil Aircraft Airworthiness Certification Noise Results[J]. Journal of Applied Acoustics, 2018, 37(6): 927-933.
- [23] SAE AIR 1672B, Practical Methods to Obtain Free-Field Sound Pressure Levels from Acoustical Measurements Over Ground Surfaces[S].