

引用格式: 闫国华, 王玺臻. 机翼屏蔽对航空发动机噪声预测的影响分析[J]. 声学技术, 2022, 41(1): 74-81. [YAN Guohua, WANG Xizhen. Influence of wing shielding on aeroengine noise prediction[J]. Technical Acoustics, 2022, 41(1): 74-81.] DOI: 10.16300/j.cnki.1000-3630.2022.01.011

机翼屏蔽对航空发动机噪声预测的影响分析

闫国华¹, 王玺臻²

(1. 中国民航大学基础实验中心, 天津 300300; 2. 中国民航大学航空工程学院, 天津 300300)

摘要: 随着对飞机适航噪声的要求更加严格, 利用机翼屏蔽效应对航空发动机进行噪声控制已成为一项有效策略与研究方向。基于惠更斯-菲涅尔原理, 利用飞机噪声性能(Aircraft Noise and Performance, ANP)数据库计算飞机起飞航迹并在其上建立噪声源, 声源位置作为噪声屏蔽计算坐标输入屏蔽效应算法, 应用 Matlab 软件进行噪声直接声场与衍射声场的建模, 并通过机翼声屏障插入损失计算分析声压级屏蔽水平, 把得到的结果与 Heidmann 风扇噪声预测模型相结合, 以评估机翼屏蔽对飞行阶段发动机风扇噪声的影响。对比有/无机翼屏蔽效应的风扇前传噪声预测结果发现: 随着噪声传播路径从机翼前缘至机翼后缘的移动, 机翼屏蔽效应的影响呈先增大后减小的趋势, 并且噪声频率越高, 屏蔽效应越明显。

关键词: 涡扇发动机噪声; 机翼屏蔽; Heidmann 模型; 噪声预测

中图分类号: V239

文献标识码: A

文章编号: 1000-3630(2022)-01-0074-08

Influence of wing shielding on aeroengine noise prediction

YAN Guohua¹, WANG Xizhen²

(1. Basic Experiment Center, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China; 2. Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: With the development of aircraft airworthiness noise strictness requirements, it has become an effective strategy and research direction to use wing shielding effect to control aircraft engine noise. In this paper, based on Huygens Fresnel principle, aircraft noise and performance (ANP) database is used to calculate the aircraft take-off track and establish noise sources on it. The sound source position is taken as the coordinates for noise shielding calculation coordinate to input the shielding effect algorithm. The mathematical modeling software (Matlab) is used to model the direct sound field and the diffractive sound field of noise transmission, and the sound pressure level shielded by wing is calculated and analyzed by insert loss of wing barrier. The results are combined with the Heidmann fan noise prediction model to evaluate the effect of noise shielding on fan noise. Compared with the prediction results of fan forward noise with or without wing shielding effect, it is found that the effect of wing shielding increases first and then decreases with the movement of noise propagation path from the leading edge to the trailing edge of the wing, and the higher the noise frequency, the more obvious the shielding effect is.

Key words: turbofan engine noise; wing shielding; Heidmann model; noise prediction

0 引言

随着航空运输业的发展, 对机场噪声的限制及美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration, FAA)等国际组织推动的第五阶段更严格的噪声适航规章, 飞机噪声已成为各国专家学者关注的重点问题之一^[1]。飞机噪声可分为机体噪声及推进噪声, 其中推进噪声, 即发动机整机噪声占据了其中的大部分, 包括风扇、燃烧室、涡轮等的噪声和

喷气噪声。大涵道比涡扇发动机的应用显著降低了喷气噪声在整机噪声中的占比, 但同时增大了风扇噪声水平, 为了进一步降低发动机的噪声影响, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)于 ANOPP2 中提出基于噪声屏蔽效应的翼身融合飞机设计方案, 利用机翼屏蔽对风扇噪声进行削弱^[2]。

AANOPP2 并非是屏蔽效应首次应用于噪声控制, 在过去的研究中, Marks 等^[3]针对在机翼上方安装发动机的声屏蔽水平进行了研究, 应用两种建模方法来预测锥形机翼的噪声屏蔽, 并将其应用于不同的机翼设计中。Campos 等^[4]则通过惠更斯-菲涅尔原理, 引入噪声源和噪声屏蔽装置, 计算发动机噪声屏蔽系数, 以噪声频谱的形式表现发动机相

收稿日期: 2020-08-25; 修回日期: 2020-10-15

作者简介: 闫国华(1964—), 男, 陕西韩城人, 教授, 研究方向为飞机噪声适航与排放。

通信作者: 王玺臻, E-mail: 1634060086@qq.com

对于机翼的位置对飞机噪声的影响。姚荣楠等^[5]通过搭建机身屏蔽效应试验台，进行了翼身融合 (Blended Wing Body, BWB) 客机机身噪声屏蔽的实验测量。在实际应用中，大多是支线飞机、公务机等，例如国产支线飞机 ARJ21-700，其尾挂发动机的设计方式使其对发动机噪声具备一定的噪声屏蔽能力，如果在设计之初就对屏蔽效应进行评估，将有效降低噪声控制的研发成本和风险。

本文基于声屏障插入损失原理，分析了飞机机翼对航空发动机风扇噪声的屏蔽影响。飞机在飞行过程中噪声传播路径和机翼的相对位置是不断变化的，为了实现对机翼屏蔽效应的动态评估，结合 Heidmann 风扇噪声预测模型、ANP 数据库飞行航迹等，提出了一套对机翼屏蔽效应的数学建模方法，最终通过计算分析，验证了方法的可行性与准确性。

1 噪声屏蔽

1.1 概述

20 世纪 70 年代，一款名为 VFW614 的先进设计飞机将发动机安装在了机舱上方，使机翼对发动机噪声进行了有效屏蔽，尽管这架飞机仅停留在原型阶段，没有得到广泛使用，但这种隔音设计的理念却保留了下来，VFW614 的机身设计如图 1 所示。为了应对未来愈发严格的飞机噪声要求，NASA 研究人员 Rizzi 和 Aumann 等提出了混合翼身的概念飞机，这是一种非传统飞机设计理念，同样采用将发动机安装在机身顶部的设计方案，他们通过对设计模型的音频信号预测合成，得到机翼屏蔽对发动机噪声的影响曲线，验证了机翼屏蔽效应的先进性^[6]。

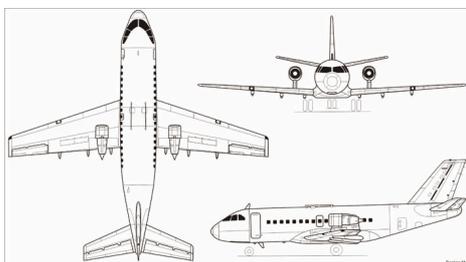


图 1 VFW614 飞机三视图
Fig.1 Three views of VFW614

噪声的波动过程遵循惠更斯-菲涅耳原理，在如 VFW614 这类特殊机型风扇噪声的传播过程中，机翼将对噪声持续造成损耗，部分声波会绕过机翼继续行进，产生声衍射，这一过程体现在起飞、边线或进场阶段就是机翼屏蔽效应。量化机翼屏蔽效应

的影响，就是对发动机噪声传播过程受机翼影响的插入损失进行计算。平面、障碍物或狭窄缝隙对声音传播的影响可以通过以下方法进行研究，包括衍射、散射、傅里叶和菲涅耳方法。求解精确形式的衍射方程需要计算其边界条件的声波方程，例如厚板、周期阵列、圆柱体和圆环等的衍射。散射方法则需指定反射和透射系数，适用于管结、阻抗和抗剪层，包括多重散射等情况。傅里叶方法使用傅里叶辐射积分中的压力分布计算，如湍流剪切层和随机壁衬里对声场的影响。菲涅耳方法用噪声源的分布表示声辐射^[4]，最适用于本文对航空发动机噪声的计算，并且具有建模方式简洁的优点，将作为本文计算噪声衰减的核心方法。

1.2 屏蔽建模实现流程

噪声屏蔽效果计算流程如图 2 所示，本文对屏蔽效应的计算过程分为三个部分：(1) 噪声屏蔽的建模计算；(2) 风扇噪声预测；(3) 噪声屏蔽的影响分析。首先，选取所研究的飞机机型，对于不同设计、尺寸的飞机，机翼屏蔽效应的表现具有明显的差异，本文所选取的研究对象为尾挂 CF34-10A 型发动机的 ARJ21-700；然后，分别计算飞行航迹、机翼尺寸和发动机安装位置等参数，用于建立噪声源并进行机翼屏蔽的建模分析，并将 CF34-10A 发动机的风扇设计参数输入 Heidmann 噪声预测算法，预测风扇噪声数值；最后，将预测风扇噪声与机翼屏蔽结果相结合，分析机翼屏蔽效应的影响。

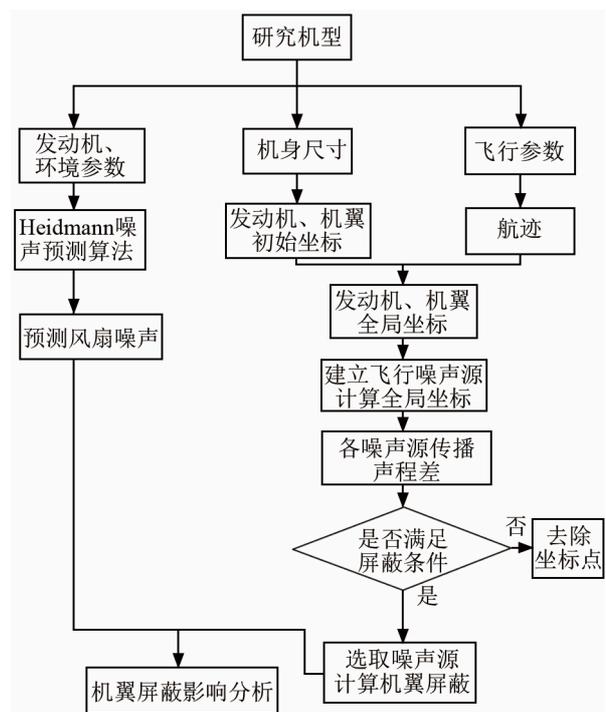


图 2 噪声屏蔽效果计算流程
Fig.2 Flow chart for calculation of noise shielding effect

1.3 机翼屏蔽算法模型

噪声屏蔽效应主要表现为机翼对发动机噪声水平的影响,本文屏蔽模型基于 Lieber 等^[7]声屏障插入损失算法。首先,以局部坐标系描述机翼位置,此时的坐标系原点位于发动机进气口中心(点 E),如图 3 所示。同时,选取机翼根部前缘(Root Leading Edge, RLE)、根部后缘(Root Trailing Edge, RTE)、翼尖前缘(Tip Leading Edge, TLE)和翼尖后缘(Tip Trailing Edge, TTE)相对于发动机进气口 E 的位置坐标。然后,将点 E 和机翼各坐标转换为与地面观测点(点 O)一致的全局坐标系。转换过程必须考虑在不同方向角(E 、 O 连线与发动机轴线 x_E 的夹角 θ)的飞机姿态和位置,此时点 E 坐标即为全局坐标系下所计算的噪声源位置。

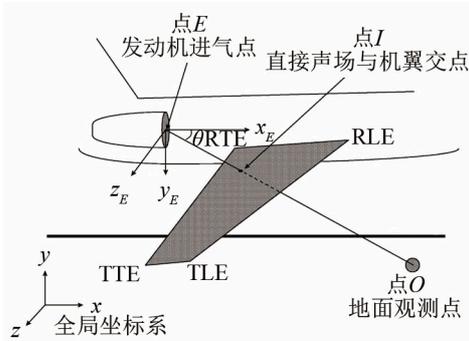


图 3 基于全局坐标系的机翼屏蔽算法中关键点位置示意图

Fig.3 Schematic diagram of key point location in the wing shielding modeling algorithm based on global coordinate system

首先,分别确定全局坐标系下屏蔽算法所需计算点的坐标,分别为发动机进气口中心(点 E): x_E 、 y_E 、 z_E ; 直接声场与机翼交点(点 I): x_I 、 y_I 、 z_I ; 机翼根部前缘: x_{RLE} 、 y_{RLE} 、 z_{RLE} ; 机翼根部后缘: x_{RTE} 、 y_{RTE} 、 z_{RTE} ; 机翼翼尖前缘: x_{TLE} 、 y_{TLE} 、 z_{TLE} ; 机翼翼尖后缘: x_{TTE} 、 y_{TTE} 、 z_{TTE} ; 通过以上坐标确定发动机与机翼的位置关系后,就可以计算噪声源的直接声场传播路径(E 、 O 连线)与机翼平面的位置关系。当 E 、 O 连线与机翼平面(RTE, RLE, TLE, TTE)具有交点 I 时,表示机翼将对发动机风扇噪声产生屏蔽效应,图 3 显示了 E 、 O 连线和机翼平面交点(点 I)的位置。交点的坐标(x_I 、 y_I 和 z_I)的计算方程组为^[7]

$$\frac{x_I - x_O}{x_E - x_O} - \frac{y_I - y_O}{y_E - y_O} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{x_I - x_O}{x_E - x_O} - \frac{z_I - z_O}{z_E - z_O} = 0 \quad (2)$$

$$\begin{vmatrix} x_I - x_{RLE} & y_I - y_{RLE} & z_I - z_{RLE} \\ x_{RTE} - x_{RLE} & y_{RTE} - y_{RLE} & z_{RTE} - z_{RLE} \\ x_{TLE} - x_{RLE} & y_{TLE} - y_{RLE} & z_{TLE} - z_{RLE} \end{vmatrix} = 0 \quad (3)$$

求解交点 I 的坐标之后,必须确定每条机翼边缘上(RLE-TLE, RTE-TTE, TTE-TLE)最接近点 I 的点 W_{LE} 、 W_{TE} 和 W_{TIP} ,如图 4 所示,它们是点 I 与机翼边缘垂线与机翼的交点。

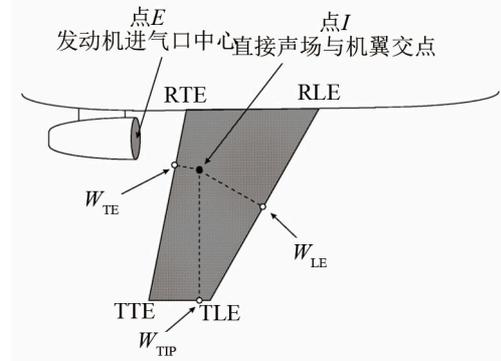


图 4 机翼边缘上三 W 点位置

Fig.4 Positions of three W points on wing edges

这些点的三维坐标分别通过如下方程组求解,以点 W_{LE} 的 x 、 y 和 z 轴坐标计算为例^[7]:

(1) 因 I 、 W 垂直于机翼边缘,则令 I 、 W 向量和机翼边缘向量的内积为零,建立的坐标方程式为

$$(x_I - x_{W_{LE}})(x_{RLE} - x_{TLE}) + (y_I - y_{W_{LE}})(y_{RLE} - y_{TLE}) + (z_I - z_{W_{LE}})(z_{RLE} - z_{TLE}) = 0 \quad (4)$$

(2) 因点 W 位于机翼边缘上,故其坐标满足代表机翼边缘的直线的两点方程为

$$\frac{x_{W_{LE}} - x_{RLE}}{x_{TLE} - x_{RLE}} - \frac{y_{W_{LE}} - y_{RLE}}{y_{TLE} - y_{RLE}} = 0 \quad (5)$$

$$\frac{x_{W_{LE}} - x_{RLE}}{x_{TLE} - x_{RLE}} - \frac{z_{W_{LE}} - z_{RLE}}{z_{TLE} - z_{RLE}} = 0 \quad (6)$$

得到点 W_{LE} 、 W_{TE} 和 W_{TIP} 的坐标后,即可确定在任意飞行位置,直接声场与机翼平面的交点 I 是否位于机翼的边界内。如果它在机翼之外,则不存在机翼对噪声屏蔽的影响。反之,如果点 I 位于机翼表面,就可以计算声程差来确定机翼影响下的插入损失,此时点 W_{LE} 、 W_{TE} 和 W_{TIP} 分别表示噪声衍射路径与机翼边缘的交点。

当点 I 位于机翼边界内时,可确定由于声屏障插入损失产生的噪声衰减。直接声场和衍射声场的路径如图 5 所示。对于每条衍射路径,需要计算如下三段距离:

(1) 声源到观测点的直线距离(从点 E 到点 O)为 d_{EO} , 单位 m ;

(2) 声源到机翼边缘点的距离(从点 E 到点 W)为 d_{EW} , 单位 m ;

(3) 机翼边缘点到观测点的距离(从点 W 到点 O)为 d_{WO} , 单位 m 。

将这三段距离代入式(7),可以得出噪声传播过

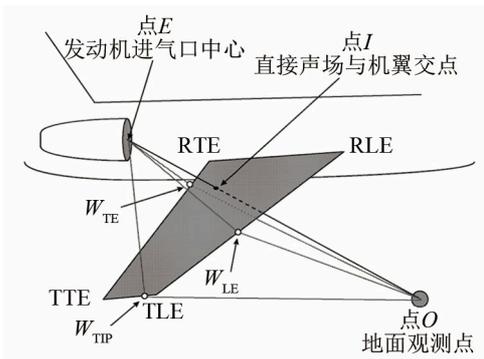


图 5 直接声场和衍射声场的路径

Fig.5 Propagation paths of direct and diffractive sound fields

程中直接声场和衍射声场之间的声程差^[7]:

$$\delta = (d_{EW} + d_{WO}) - d_{EO} \quad (7)$$

当点 I 位于机翼边界内时, $\delta > 0$; 当点 I 位于机翼边缘时, $\delta = 0$; 而当点 I 超出机翼表面时, $\delta < 0$ 。根据声程差, 可以计算菲涅耳数 N ^[7]:

$$N = 2f_i \delta / c \quad (8)$$

式中: f_i 表示 1/3 倍频程的中心频率(单位 Hz), c 表示自由场声速(单位 $m \cdot s^{-1}$)。然后, 针对每个 1/3 倍频程中心频率, 代入菲涅耳数 N 计算衰减方程, 表达式为^[7]

$$A(f_i) = \begin{cases} 20 \lg \frac{\sqrt{2\pi N}}{\tanh \sqrt{2\pi N}} + 5.0, & N \geq 0 \\ 20 \lg \frac{\sqrt{2\pi N}}{\tanh \sqrt{2\pi N}} + 5.0, & -0.2 \leq N \leq 0 \\ 0, & N < -0.2 \end{cases} \quad (9)$$

在此模型中, 考虑了围绕多段机翼边缘(前缘、后缘、机尖)的衍射。根据声波绕射理论, 经翼尖和两条翼缘的声波, 其传达至边线测点的声压为三条路径绕射声的叠加, 为了从三条衍射边缘的叠加中获得等效的总衰减, 可以将任意频率处的总插入损失计算如下^[7]:

$$A_{TOT} = -10 \lg \sum 10^{-(A_k/10)} \quad (10)$$

其中, A_k 表示三条声波衍射路径的噪声衰减, 即过机翼前缘、过机翼后缘以及过机翼翼尖。 A_{TOT} 即为 1/3 倍频程中心频率上噪声屏蔽效应的插入损失(单位 dB)。

2 噪声源

为了动态评估噪声屏蔽效应在飞行阶段的影响, 首先基于 ANP 数据库绘制飞行航迹, 在航迹上建立飞行中的噪声源, 从而计算不同方向角上噪声衰减数据, 得到屏蔽效应对飞行噪声的影响^[8-9]。尽管这种方法可以完整评估噪声屏蔽的影响, 但计算量过于庞大。事实上, 机翼屏蔽效应只存在于飞

行的某一阶段, 并不会影响整个飞行过程, 因此需要对所求噪声源坐标进行后处理, 选取计算量适中并且具有代表性的噪声屏蔽计算点。

本文的研究对象为安装 CF34-10A 发动机的 ARJ-700 支线客机, 研究状态为起飞阶段, 地面观测点选取 CCAR36 部中适航噪声审定点, 即距滑跑起点 6 500 m 位置。因 ANP 数据库中尚无此机型的相关数据, 故选用性能与其相近、吊装 CF34-10E 的 EMB190 客机飞行数据作为代替, 两款发动机设计与性能参数对比如表 1 所示。选取 ANP 数据库中 EMB190 航迹计算所需的噪声评估数据, 求得起飞航迹与噪声点选取如图 6 所示。

表 1 CF34-10A 与 CF34-10E 发动机参数
Table 1 Engine parameters of CF34-10A and CF34-10E

设计与性能参数	数值	
	CF34-10A	CF34-10E
风扇/压气机增压机	1/3/9	1/3/9
低压涡轮/高压涡轮	4/1	4/1
最大直径/m	2.29	3.70
海平面最大推力/kg	8 293.94	9 071.85
最大功率总压比	29:1	29:1

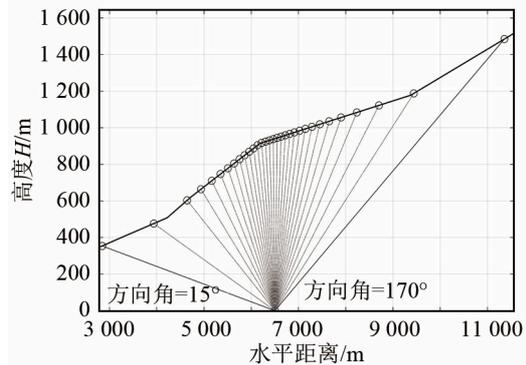


图 6 起飞航迹上噪声源点

Fig.6 Virtual sound source points on take-off path

如图 6 中所示, 航迹上的点代表噪声源点, 选取方式为: 首先选取起飞过程噪声传播方向角 $15^\circ \sim 170^\circ$ 的航迹范围, 即图中实线范围, 然后以 5° 为间隔将方向角拆分, 获得 32 条(包括 15° 与 170°) 连线, 即图中虚线, 连线与航迹交点即为噪声源点, 声源与地面观测点的连线即为直接噪声的传播路径。部分噪声源的坐标数值如表 2 所示。

3 噪声预测

3.1 合成预处理

噪声屏蔽效应对发动机噪声的主要影响体现在风扇噪声上, 根据 Lieber 等^[7]的研究, 如 ARJ21-700 这类尾挂发动机的飞机设计方式对风扇

表 2 部分噪声源点的坐标
Table 2 Coordinates of partial virtual sound source points

方向角/(°)	x/m	y/m
15	2 847.80	353.68
20	3 938.59	476.18
25	4 643.52	603.21
30	4 935.84	663.95
35	5 164.84	709.92
40	5 349.68	747.03
45	5 504.16	778.04
⋮	⋮	⋮

前传噪声具有明显的屏蔽效应,因此选用在风扇噪声预测方面具备良好普适性的Heidmann预测方法。

尽管经验预测算法具有所需计算资源低、精度较高的优势,但其经验特性具有一定弊端,例如对某些类型的发动机或者在特殊飞行状态下的风扇噪声预测结果并不准确,表现为前传和后传宽频噪声在较小程度上超过预期水平。为了实现对本文计算噪声更精确的预测,应用Heidmann方法针对小型涡扇发动机的更新模型^[11]。

在标准日海平面条件下,Heidmann对小发动机的噪声预测声压级计算通式为^[11]

$$L_{SP_r}(f, \theta) = 20 \lg \left(\frac{\Delta T^*}{\Delta T_{ref}^*} \right) + 10 \lg \left(\frac{\dot{m}^*}{\dot{m}_{ref}^*} \right) + F_1(Ma_d, Ma_R) + F_2(S^*) + C + D(\theta) + S(\eta) \quad (11)$$

式中, ΔT^* 为空气流过风扇后的总温升, ΔT_{ref}^* 为总温升的参考值, 一般为 0.555 K, \dot{m}^* 为风扇进口空气质量流量, \dot{m}_{ref}^* 为质量流量参考值, 一般为 0.453 kg·s⁻¹, F_1 是风扇叶尖设计马赫数 Ma_d 和风扇叶尖相对马赫数 Ma_R 的声源强度函数, F_2 为转静子叶片间距 S^* 的声源强度函数, C 为进口导向叶片修正系数, $D(\theta)$ 为方向修正函数, 与预测点和声源相对位置夹角 θ 有关, $S(\eta)$ 为 1/3 倍频程下的频谱函数, 与频率系数 η 有关。根据式(11), 分别计算进口宽频噪声、进口离散单音噪声、进口组合单音噪声、出口宽频噪声和出口离散单音噪声这五部分的预测声压级, 然后进行整合得到总声压级。该预测方法将噪声源组合为一个单一的 1/3 倍频程谱, 作为指向角的函数。使用以下公式将 5 个部分的声压级(L_{SP_r})从标准日海平面条件调整为预测环境条件^[11]:

$$L_{SP}(f, \theta) = L_{SP_r}(f, \theta) + 20 \lg 10 \frac{\rho_\infty c_\infty^2}{\rho_r c_r^2} \quad (12)$$

式中, ρ_∞ 为环境密度, c_∞ 为环境声速, ρ_r 为参考密度, 一般为 1.225 kg·m⁻³, c_r 为参考声速, 一般为 340.294 m·s⁻¹。

获得 5 个部分的噪声预测声压级(L_{SP})后, 需

要将它们换算为均方声压($\langle p^2 \rangle$), 再进行总噪声的计算^[11]:

$$\langle p^2(r_s, f, \theta, \phi) \rangle^* = \frac{\sum 10^{L_{SP}(f, \theta)}}{(r_s^*)^4 (1 - Ma_\infty \cos \theta)^4 \rho_\infty^2 c_\infty^2} p_{ref}^2 \quad (13)$$

式中, r_s^* 为噪声源半球半径, Ma_∞ 为飞行马赫数, p_{ref} 为参考压强, 一般为 2×10^{-5} Pa。风扇总噪声计算公式如式(14), 单位为 dB^[11]:

$$L_{SP}(r_s, f, \theta) = 10 \lg \langle p^2(r_s, f, \theta, \phi) \rangle^* + 20 \lg \frac{\rho_\infty^2 c_\infty^4}{P_{ref}} \quad (14)$$

3.2 预测风扇噪声声压级计算

一般情况下, 要进行风扇噪声预测, 共需要计算五部分的噪声分量, 包括前传宽频、前传离散单音、前传组合单音、后传宽频、后传离散单音。因机翼屏蔽效应仅对前传噪声具有显著影响, 故省略风扇后传噪声的计算结果分析。所计算 CF34-10A 型发动机在地面试车状态下的转速为 3 600 r·min⁻¹, 输入噪声预测所需参数如表 3、4、5 所示。

表 3 环境参数表
Table 3 Environmental parameter

环境参数	数值
海拔高度/m	328
温度/K	296
压强/Pa	97 450

表 4 风扇几何参数表
Table 4 Fan geometric parameters

风扇几何参数	数值
转子叶片数	24
静子叶片数	70
转静子间距比	1.77
转子直径/m	1.35
轮毂直径/m	0.42
风扇参考面积/m ²	1.42
进口环流面积/m ²	1.28
噪声源半球半径/m	45.72

表 5 风扇性能参数表
Table 5 Fan performance parameters

风扇性能参数	数值
风扇转速/(r·min ⁻¹)	3 600
风扇进口空气质量流量/(kg·s ⁻¹)	152.03
通过风扇总温升/K	18
风扇叶尖设计马赫数	1.2

此处所计算噪声为未衰减的风扇前传噪声, 前传噪声分为宽频噪声、离散单音噪声与组合单音噪声, 因风扇转速为 3 600 r·min⁻¹, 风扇转子相对叶尖马赫数未超过临界值, 不产生组合单音噪声。风扇前传宽频及离散单音噪声声压云图如图 7、8 所示, 它们具有明显的噪声特性: 前传宽频噪声在发动机风扇附近的观测范围内(方向角 $\theta < 50^\circ$)噪声数值较高, 而随着 θ 角度变大(观测范围由发动机前部移动至尾部), 噪声的大小也在明显降低, 对宽频

噪声，声压级最大的部分位于 θ 较小的中频范围 (1 000~2 500 Hz)，随着角度增大、频率向低频或高频移动，声压级在噪声等值线中呈现类似山峰函数的环形下降趋势，这是 Heidmann 噪声预测算法频谱修正函数和方向性修正函数的共同影响结果。风扇离散单音噪声与风扇叶片基本通过频率有关，出现在叶片基本通过频率及其倍频处，在当前转速下风扇叶片基本通过频率为 1020 Hz，对应于 1/3 倍频程中 1 000 Hz 中心频率，其倍频分别对应于 1/3 倍频程中 2 000、4 000、5 000、8 000 和 1 0000 Hz 中心频率，因此风扇离散单音噪声也仅出现在这些特定频率上，如图 8 所示。

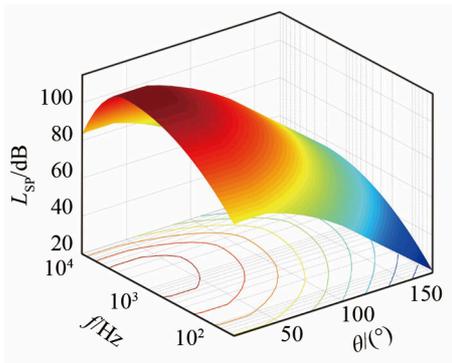


图 7 风扇前传宽频噪声声压云图
Fig.7 Nephogram of fan forward broadband noise level

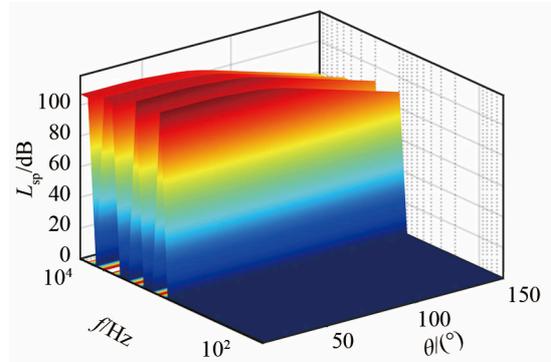


图 8 风扇前传单音噪声声压云图
Fig.8 Nephogram of fan forward monotone noise level

4 噪声屏蔽计算分析

本文研究对象 ARJ21-700 采用尾挂发动机设计，发动机前传噪声源位于机翼后缘的后方，因此，机翼的屏蔽效应造成的衰减一般会出现于方向角较小范围内。

4.1 声压级屏蔽分析

本节对噪声屏蔽数据进行建模分析，绘制屏蔽效应的图像，然后结合噪声屏蔽与风扇预测噪声的结果进行对比分析。ARJ21-700 部分机翼尺寸参数

如表 6 所示。

表 6 ARJ21-700 部分尺寸参数表
Table 6 Partial size parameters of ARJ21-700

参数	数值
翼展/m	28.29
机翼面积/m ²	79.86
机翼展弦比	8.86
机翼根弦长/m	4.97
机翼尖弦长/m	1.29

将航迹图上建模所得噪声源的全局坐标表 2 与 ARJ21-700 飞机尺寸参数结合，代入 1.3 节机翼噪声屏蔽计算方程，可以得到在方向角 15°~170° 区间、间隔 5° 的 32 个噪声源点上发动机进口、起飞观测点以及机翼前缘、后缘等的坐标，根据这些坐标可绘制出此范围内噪声源至观测点传播路径图，如图 9 所示。

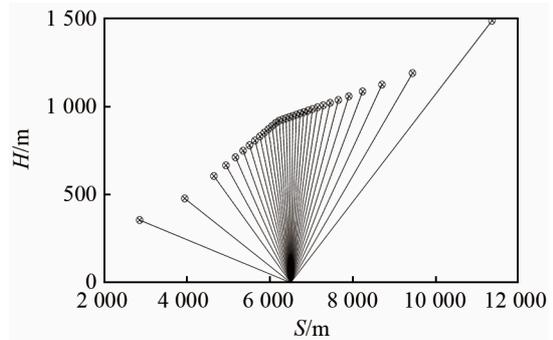


图 9 x-y 平面上直接声场和衍射声场的传播路径
Fig.9 Propagation paths of direct and diffractive sound field in x-y plane

根据式(7)~(9)，计算出存在屏蔽效应的方向角及屏蔽数值，最终确定在方向角 15°~40° 范围内，机翼对前传噪声具有屏蔽效应。

15°~40° 方向角下噪声频域曲线如图 10 所示，其中，当方向角达到 40° 时候，机翼已不再对风扇前传噪声具有屏蔽效应，当噪声源的方向角为 20° 时，机翼屏蔽的声压级的衰减最大值。

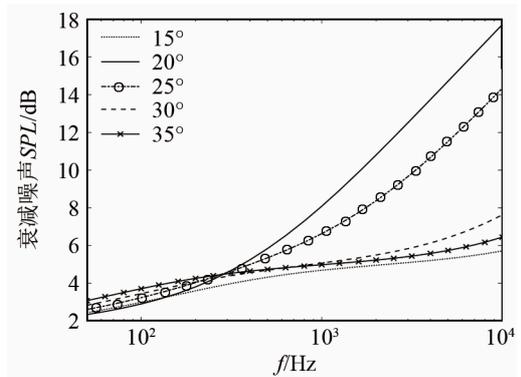


图 10 方向角为 15°~35° 的风扇前传噪声级衰减曲线
Fig.10 Attenuation curve of fan forward noise level at the direction angle 15° to 35°

结合所求噪声屏蔽数据与风扇噪声预测结果,绘制 $15^{\circ}\sim 40^{\circ}$ 范围内噪声屏蔽对前传噪声预测数值的影响曲线,如图11所示,在不同方向角下机翼对前传噪声的屏蔽表现有所不同,但它们的共同特征为:1/3倍频程中心频率越大,机翼屏蔽效应越明显。

上述研究结果确定了起飞阶段机翼屏蔽效应的主要影响区间,即方向角 $15^{\circ}\sim 35^{\circ}$ 。为了对屏蔽效应更确切地评估,在此区间内再次取点,以 1° 为间隔,在方向角 $15^{\circ}\sim 35^{\circ}$ 间共取21个噪声源点,并将坐标代回屏蔽计算模型,绘制屏蔽效应声压级云图,如图12所示。由图12可以明显看出,随着直接声场的路径从机翼前缘移动至机翼后缘,噪声屏蔽效应呈先增大后减小的趋势。在方向角为 20° 时,最大屏蔽声压级可达到17.78 dB,该角度即为此机型在起飞时的最大衰减角,此时,直接声场与机翼平面的交点*I*应位于机翼平面的中心位置。

4.2 感觉噪声级屏蔽分析

声压级可以评估不同方向角下飞机噪声的影响,但人们对飞机噪声所感觉到的烦恼程度则需要

对声压级进行换算处理,计算由CCAR36部规定的有效感觉噪声级(Tone-Corrected Perceived Noise Level, PNL_T),评估屏蔽效应对纯音修正感觉噪声级的影响,如图13所示。机翼屏蔽的引入降低了风扇前传噪声,从而降低飞机的总体噪声。

图13中,在方向角 $15^{\circ}\sim 55^{\circ}$ 范围内,每隔0.5 s取点计算感觉噪声级,可以看出,初期噪声屏蔽较为显著,屏蔽数值呈先增大后减小的趋势,最大衰减为10.17 dB。后续噪声屏蔽效应迅速锐减,其影响变得非常小。

由适航审定数据,ARJ21在起飞阶段审定有效感觉噪声级为81.1 dB,结合过去部分文献结果起飞阶段风扇与飞机有效感觉噪声级相差约4 dB^[10]。故ARJ21起飞阶段风扇有效感觉噪声级约为77.1 dB,将机翼屏蔽衰减与预测风扇噪声结合,根据CCAR36部适航规章将预测风扇噪声换算至有效感觉噪声级,如表7所示。

如表7所示,计算屏蔽效应后预测风扇噪声有效感觉噪声级降低了2.4 dB,使预测结果的精度有所提高,误差降低了3.11%。

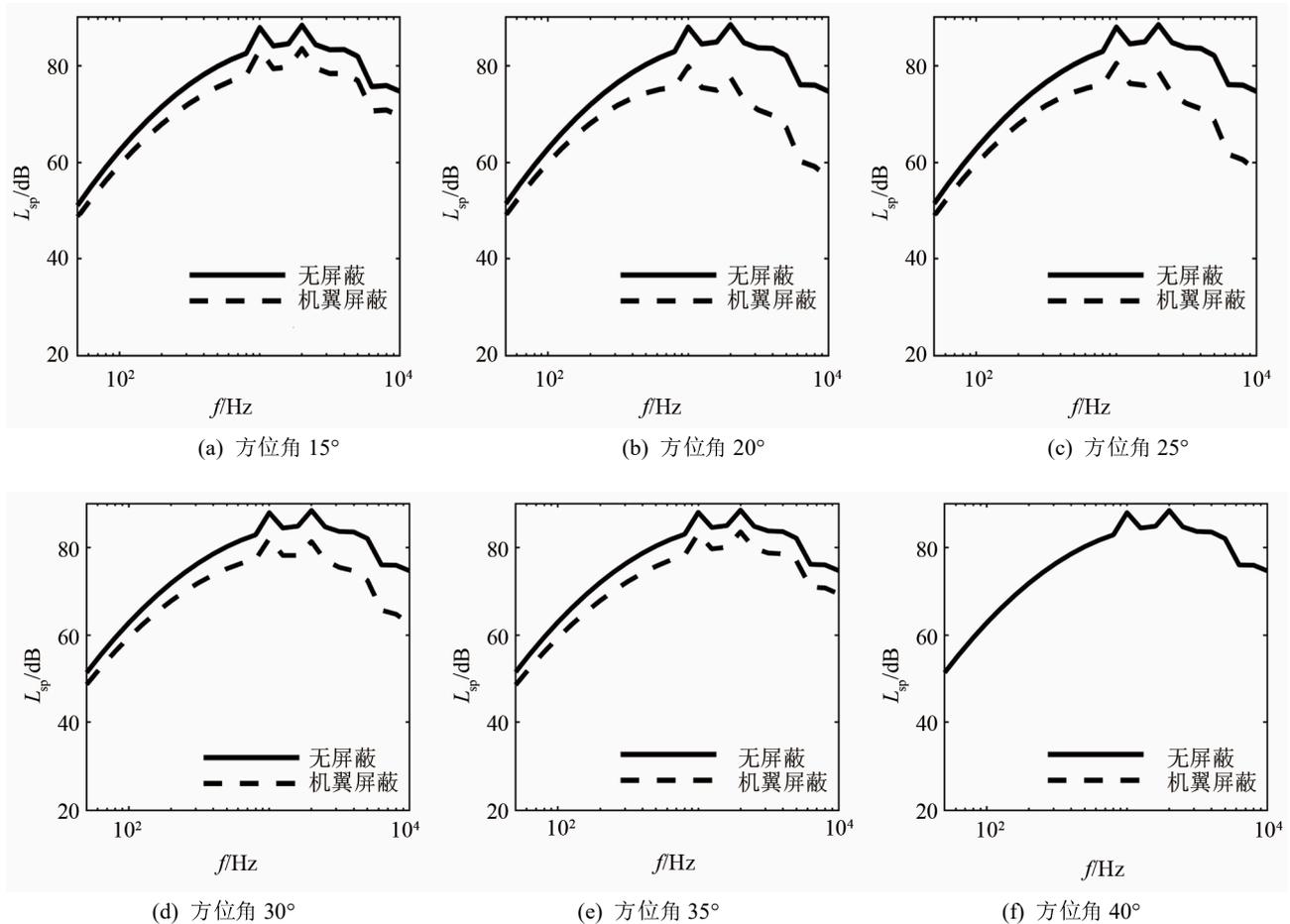


图11 机翼屏蔽对不同方向角预测的风扇前传噪声级的衰减曲线的影响

Fig.11 Effects of wing shielding on attenuation curves of the predicted fan forward noise level at different direction angles

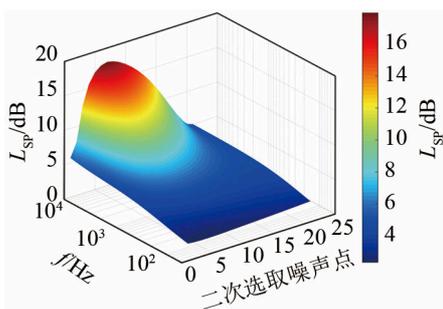


图 12 风扇前传噪声的机翼屏蔽效应云图

Fig.12 Nephogram of wing shielding effect on fan forward noise level

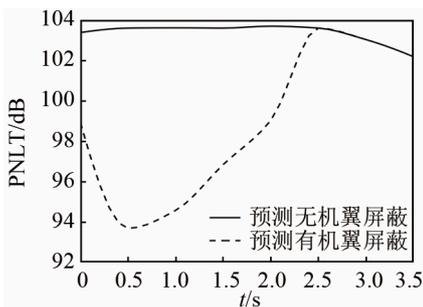


图 13 屏蔽效应对预测的风扇前传噪声影响的 PNLT 曲线
Fig.13 PNLT curves of wing shielding effect on predicted fan forward noise

表 7 屏蔽效应对有效感觉噪声级的影响
Table 7 Influence of shielding effect on PNLT

计算阶段	有效感觉噪声级/dB
适航审定值	77.1
计算屏蔽前	81.1
计算屏蔽后	78.7

5 结论

本文提出了一种建立噪声源进行噪声计算的方法，运用 Matlab 数学计算软件，结合 Heidmann 风扇噪声预测算法和 ANP 航迹绘制，实现了飞行过程中机翼对发动机风扇前传噪声屏蔽的动态建模，通过本文的研究，得出以下结论：

(1) 通过对噪声屏蔽模型的算法实现，可以将屏蔽算法与 Heidmann 风扇噪声预测算法相结合，计算发动机与机翼安装位置引起的风扇前传噪声的衰减，并应用到起飞噪声计算中。本文计算方法具有普适性，可以结合不同飞行阶段，对飞机进场、边线噪声屏蔽效应进行预测。

(2) 对于不同噪声源，噪声屏蔽效应的数值表现各不相同，但衰减曲线具有共同的特征：噪声频率越高，屏蔽效应越明显。在最大衰减方向角 20° 上，机翼屏蔽效应对高频噪声声压级的衰减最高可达到 17.72 dB，将衰减前后前传噪声声压级换算至感觉噪声级，最大衰减值为 8.75 dB。可以看出，机

翼屏蔽对风扇前传噪声的影响非常显著。将屏蔽效应结合风扇噪声预测，在起飞阶段，通过引入机翼屏蔽效应，使预测风扇噪声有效感觉噪声级降低了 2.4 dB，降低了预测误差，从而看出机翼屏蔽对风扇噪声预测的优化能力。

(3) ARJ21-700 起飞阶段的机翼噪声屏蔽全过程呈现，随着噪声源方向角由小向大移动，机翼屏蔽效应于 15° 开始出现，在 35° 后逐渐消失，其中，在 20° 附近屏蔽效应达到最大值，这一过程代表风扇前传噪声路径从机翼前缘移动至机翼后缘的过程，可以合理推测，在噪声屏蔽最大值处，风扇前传噪声传播路径与机翼交点应位于机翼中心位置。针对不同机型的不同飞行阶段，屏蔽效应的影响应具有不同的表现，这也是后续需进行深入研究的方向。

参 考 文 献

- [1] 张青, 闫国华, 武耀昱, 等. 噪声适航标准严格化趋势探究[J]. 噪声与振动控制, 2013, 33(3): 235-240.
ZHANG Qing, YAN Guohua, WU Yaogang, et al. Study on stringency of noise airworthiness standards[J]. Noise and Vibration Control, 2013, 33(3): 235-240.
- [2] LOPES L, BURLEY C. Design of the next generation aircraft noise prediction program: ANOPP2[C]//17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference). Portland, Oregon. Reston, Virginia: AIAA, 2011:
- [3] MARKS C R, ROBERTSON D K, BRYSON D E, et al. Acoustic shielding of a tapered wing[C]//20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [4] CAMPOS L, MARQUES J M G. On the minimization of cruise drag due to pitch trim in a flying-wing configuration[C]//Proceedings of the 2nd NACRE Workshop, Greenwich University, Greenwich, UK, 2008: 8-10.
- [5] 姚荣楠, 李晓东. 风扇噪声机身屏蔽效应实验研究[C]//全国噪声与振动控制工程学术会议, 2015, 155-159.
- [6] RIZZI S, AUMANN A, LOPES L, et al. Auralization of hybrid wing body aircraft flyover noise from system noise predictions[C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [7] LIEBER L S, ELKINS D. Small Engine Technology (SET) Task 33—Final Report Airframe, Integration, and Community Noise Studies[R]. Nasasti/Pecon Technical Report N, 2002.
- [8] ECAC, CEAC. Report on standard method of computing noise contours around civil airports, volume2: technical.guide[S]. ECAC. CEAC, 3 rd Edition, 2005.
- [9] 闫国华, 李灏楠. 利用 ANP 数据预测飞机边线噪声方法研究[J]. 声学技术, 2017, 36(6): 574-579.
YAN Guohua, LI Haolei. Research on the method of using ANP data to predict aircraft lateral noise[J]. Technical Acoustics, 2017, 36(6): 574-579.
- [10] 闫国华, 田硕. 飞行状态下涡扇发动机风扇音频信号合成[J]. 声学技术, 2020, 39(1): 87-92.
YAN Guohua, TIAN Shuo. Synthesis of fan audio signals of turbofan engine in flight state[J]. Technical Acoustics, 2020, 39(1): 87-92.
- [11] HOUGH J W, WEIR D S. Aircraft noise prediction program (ANOPP) fan noise prediction for small engines[R]. Nation Aeronautics and space Administration Langley Research Center Hampton, Virginia 23681-0001, 1996.