

风扇后传声降噪声衬设计方法及 实验验证

陈 超¹, 闫照华², 李晓东¹

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 流体与声学工程实验室, 北京 100191;
2. 上海飞机客户服务有限公司 快速响应中心, 上海 200241)

摘 要: 针对航空发动机风扇后传声降噪问题,开展了外涵道降噪声衬设计方法研究。将声衬设计过程分为两步,通过采用基于半经验声阻抗模型的声衬设计方法针对给定的声源频率进行初步设计,获得较优的声阻抗及相应的声衬几何参数。之后在初步设计结果的基础上,利用基于高精度计算气动声学的声传播计算软件对声阻抗进行优化,并得到最终的优化方案。为验证提出的设计方法,在全消声室内的风扇后传声降噪声衬测试台分别对初步设计声衬和优化声衬进行了实验验证。实验中采用扬声器模拟风扇声源,给定声源模态为(1,0),频率为 3150 Hz,内涵出口马赫数为 0.8,外涵出口马赫数为 0.6。结果表明:在给定的声源模态和频率下,初步设计的声衬可以取得 10 dB 的降噪效果。优化设计的声衬相较于初步设计声衬,远场噪声可以再降低 3~4 dB。

关 键 词: 声衬设计; 声阻抗优化; 风扇后传声; 计算气动声学; 降噪

中图分类号: V231

文献标志码: A

Design method of acoustic liner applied to aft-fan noise reduction and experimental validation

CHEN Chao¹, YAN Zhaohua², LI Xiaodong¹

- (1. Fluid and Acoustic Engineering Laboratory, School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Rapid Response Center,
Shanghai Aircraft Customer Service Company Limited, Shanghai 200241, China)

Abstract: Liner design method applied to aft-fan noise reduction was implemented. The design phases were separated into two parts. In the first phase, an empirical impedance model was adopted to get the preliminary design. In the second phase, an optimization procedure was performed by numerical simulations based on high-order computational aeroacoustic method to achieve the optimal acoustic impedance and corresponding geometry parameters. In order to validate the method, an experimental investigation of aft-fan noise was carried out in the anechoic chamber of Beijing University of Aeronautics Astronautics. The fan noise source was modeled by a mode source generated by speakers. The circumferential mode was 1 and the radial mode was 0, the frequency was 3150 Hz. The Mach numbers were 0.8 and

收稿日期: 2017-09-22

基金项目: 国家自然科学基金(91752204,51476005); 高等学校博士学科点专项科研基金(20131102110012)

作者简介: 陈超(1989—),男,博士生,主要从事气动声学研究。

引用格式: 陈超,闫照华,李晓东. 风扇后传声降噪声衬设计方法及实验验证[J]. 航空动力学报,2018,33(12):3041-3047. CHEN Chao, YAN Zhaohua, LI Xiaodong. Design method of acoustic liner applied to aft-fan noise reduction and experimental validation[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12):3041-3047.

0.6 for the core and bypass ducts respectively. Experimental results showed that the preliminary design had 10 dB insertion loss and the optimized liner achieved 3–4 dB more attenuation.

Key words: acoustic liner design; impedance optimization; aft-fan noise; computational aeroacoustics; noise reduction

航空发动机噪声主要包括风扇噪声、核心机噪声以及喷流噪声。随着发动机涵道比的不断增加,喷流速度逐渐降低,喷流噪声所占的比重也越来越小,风扇噪声已经成为现代大涵道比涡扇发动机最主要的噪声源,因此必须开展风扇噪声的降噪技术研究。在短舱内铺设声衬是目前最有效的抑制风扇噪声的方法,声衬的设计优化技术是低噪声风扇设计的关键。

风扇噪声可以分为通过进气短舱向外辐射的前传噪声和通过外涵道并经过喷流剪切层向外辐射的后传噪声。针对风扇前传噪声的控制,在过去几十年中已经得到了广泛的研究。早在 80 年代,NASA Lewis 实验室针对 JT15D 发动机进行了大量的风扇前传噪声实验测量和声衬设计^[1-3]。90 年代后,研究者开始采用计算气动声学方法数值模拟风扇噪声经由短舱向外的传播辐射的过程。如 Tamc 等人采用计算气动声学方法(computational aeroacoustics,CAA)从物理机制上分析了风扇前传声的折射和散射现象^[4]。其他研究者也针对风扇声传播和声衬优化问题开展了相关研究^[5-10]。如 Lawt 和 Dowling^[7]针对混合排气道航空发动机设计的声衬取得了 18.28 dB 的降噪效果;任志文等人^[9]采用有限元/边界元耦合方法管道进口声辐射设计的声衬,在距管道 10 倍直径 90°方向处声辐射降低了 21 dB。Nark 等人^[10]针对风扇宽频噪声优化的声衬相比于初始设计在频谱上可以有 3~8 dB 的性能提升。相比于风扇前传声,风扇后传声问题更为复杂。这是因为风扇噪声经过喷管向外传播时,会穿过喷流剪切层,伴随而来的是更为复杂的散射和折射现象。另一方面,对于数值计算来说,声波穿过剪切层会引起 Kelvin-Helmholtz 不稳定波,如果不进行有效的抑制将会污染整个计算域。这些因素给风扇后传声的降噪设计带来困难。

本文针对风扇后传声降噪问题,提出了两步声衬设计方法,即针对给定的声源模态和频率以及喷流流动参数,通过初步设计和优化设计得到最优的声衬声阻抗以及相应的几何参数。并通过实验,验证本文中所发展的声衬声阻抗以及结构参数设计方法。数值结果表明,在给定模态和频

率下,初步设计声衬可以获得 15~20 dB 的降噪量,优化设计声衬比初步设计声衬能够多 2 dB 左右的降噪量。实验结果表明,在给定的声源模态和频率下,初步设计的声衬在距喷口 30 倍直径处可以取得 10dB 的降噪效果。优化设计的声衬相较于初步设计声衬,远场噪声可以再降低 3~4 dB。

1 声衬设计方法

1.1 声衬初步设计方法

本文中提出的声衬设计方法具体分为两个阶段;即快速设计阶段和优化设计阶段。在声衬的快速设计阶段,要求能够根据给定的设计频率和设计马赫数,快速而且较为准确设计出一组声阻抗参数以及对应的几何结构。在这一阶段,本文采用基于经验声阻抗模型的初步声衬设计方法,如图 1 所示。该方法首先利用已有的半经验声阻抗模型,建立起局域声衬的几何结构(穿孔率、孔径、穿孔板厚度及共振腔深度)、流动马赫数、声源频率和声阻抗之间的关系。之后,通过改变声衬的几何参数,改变声衬的声阻抗,以获得较优的吸声系数。

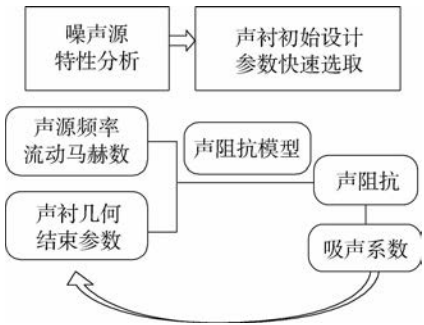


图 1 声衬初步设计流程图

Fig. 1 Preliminary design phase of acoustic liner

1.2 声衬优化设计方法

在优化设计阶段,根据上一阶段获得的声阻抗,建立声阻抗优化矩阵,通过计算气动声学方法模拟真实几何结构和流动条件下,不同声阻抗的吸声特性,并对计算得到的辐射声场进行评估对比,从而确定最终的声阻抗优化值,设计流程如图 2 所示。

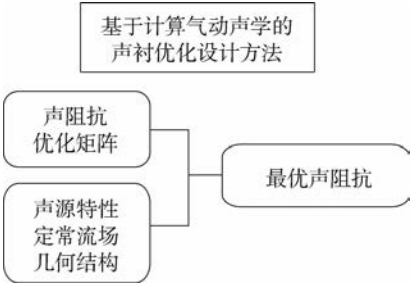


图 2 声衬优化设计流程图

Fig. 2 Optimization design phase of acoustic liner

2 声衬设计

2.1 声衬初步设计

风扇在旋转过程中,由于转/静干涉会产生多个模式的声源,并以叶片通过频率或其倍频向上游和下游传播。因此本文将针对给定的声模态和频率进行设计。囿于实际的管道尺寸,在其周向只能安装 4 只扬声器,可生成的周向模态范围为 $m=-1,0,1$,本文选定的声源模态为 $(1,0)$ 模态,频率为 3 150 Hz,声衬处流动马赫数为 0.42,对应的截至频率为 1 780 Hz,其他高阶模态均被截止。

本研究采用 Maa 和 Guess^[11-12] 提出的微穿孔板声阻抗模型,如公式(1)所示

$$\begin{cases} r = \frac{32\mu t}{\sigma\rho_0 c_0 d^2}k_r + \frac{(1-\sigma^2)k_m Ma}{\sigma} \\ \chi = \frac{\omega t}{\sigma c_0}k_\chi - \cot\left(\frac{\omega D}{c_0}\right) \\ k_r = \sqrt{1 + \frac{k^2}{32}} + \frac{\sqrt{2}k}{32} \frac{d}{t} \\ k_m = 0.25 \\ k_\chi = 1 + \left(3^2 + \frac{k^2}{2}\right)^{-\frac{1}{2}} + 0.85 \frac{d}{t} \\ k = d \sqrt{\omega\rho_0/4\mu} \end{cases} \quad (1)$$

对于斜入射波,其相对声阻抗可以表示为

$$\begin{cases} r_{\text{relative}} = r \cos \theta \\ \chi_{\text{relative}} = \frac{\omega t}{\sigma c_0}k_\chi \cos \theta - \cot \frac{\omega D \cos \theta}{c_0} \end{cases} \quad (2)$$

式中 r 为声阻; χ 为声抗; μ 为空气黏度; t 为穿孔板厚度; σ 为穿孔率; d 为微孔孔径; D 为共振腔深度; ω 为角频率; θ 为入射波入射角度; Ma 为声衬表面流动马赫数; ρ_0 为空气密度; c_0 为空气中声速; k_m 为非线性声阻项系数,取值为 0.25。此模型在线性声阻抗的基础上引入了由于背景流动引起的非线性声阻项。根据声阻抗可以得到声衬的吸声系数,其计算公式为

$$\alpha = \frac{4r_{\text{relative}}}{(1+r_{\text{relative}})^2 + \chi_{\text{relative}}^2} \quad (3)$$

图 3 所示为在给定角频率下,声衬吸声系数随声阻抗的变化规律。初步设计选定归一化声阻值为 $r_0=1.6690$,声抗值为 $\chi_0=1.5537$,根据声波入射角度,可得相对声阻抗为 $z_0=1.0391-0.0172i$ 。对应的理想吸声系数为 $\alpha=0.9997$ 。相应的几何结构参数如表 1 所示。

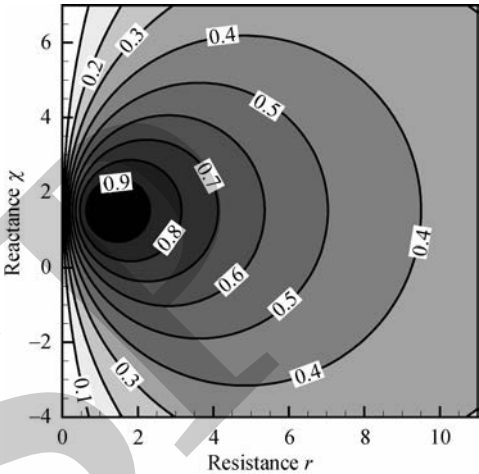


图 3 吸声系数分布图

Fig. 3 Absorption coefficient contour in the impedance plane

表 1 初步设计声衬的几何结构参数

Table 1 Geometric parameters of preliminary design acoustic liner

<i>D</i> /mm	<i>d</i> /mm	<i>t</i> /mm	σ /%
18.0	1.0	1.5	6.7

2.2 声衬优化设计

根据初步设计得到的声衬,通过改变其几何结构参数,在初步设计的声阻抗 Z_0 周围选取一系列待选的最优阻抗值 $Z_1, Z_2, Z_3, \dots, Z_n$,如通过减小穿孔率来增加声衬的声阻,通过改变共振腔的深度改变声抗等。

本文在 Z_0 周围选择了 4 个待评估的阻抗值,如图 4 所示,在复平面内分别位于初始声阻抗设计值的上下左右方向。依次对这些阻抗值进行声学评估从而得到最终优化结果 Z_{opt} 。表 2 为各阻抗值对应的声衬几何参数。

图 5 所示为实验中所用缩比模型喷管的示意图,其中内涵直径为 21.75 mm,内涵出口马赫数为 0.8,外涵直径为 33.85 mm,外涵出口马赫数

为 0.6。计算域取 30 倍的外涵直径,网格点数为 36 万。分别针对没有安装声衬的工况和图 4 中 5 组声阻抗数据进行声传播模拟。

本文利用计算气动声学方法求解 2.5 维时域线化欧拉方程评估声衬的吸声特性。空间离散格式选用 7 点频散保持格式(DRP)^[13],时间推进选用 2N 存储的低频散低耗散 5/6 步龙格库塔格式(2N-LDDRK)^[14-15],远场采用完全匹配层边界条件(PML)^[16],声衬边界条件选用多极点阻抗边界条件^[17]。采用 JT15D 算例^[2,18]对所发展的数值程序进行验证。其静地测试进气道如图 6 所示^[18]。风扇转速为 6 750 r/min,对应一阶叶片通过频率为 3 150 Hz,可传播的主要模态为(-13, 0)。分别对未安装声衬和 3 种不同穿孔率的声衬进行远声场测试,表 3 给出声衬的声阻抗和相应的穿孔率。图 7 给出计算得到的远声场指向性(实线),并与实验结果^[3](离散点)和 Lan 与 Guo 采用频域方法求解线化 Euler 方程(LEE)得到的计算结果^[18](点划线)进行对比,图中黑色为未安装声衬的结果,红色、绿色和蓝色分别代表安装不同声衬时的远场声压级分布。对比结果表明本文

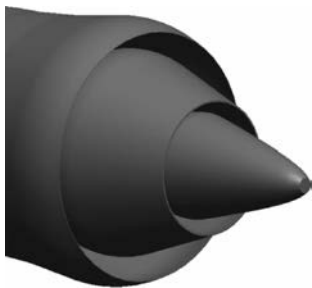


图 5 实验喷管示意图
Fig. 5 Sketch of exhaust nozzle

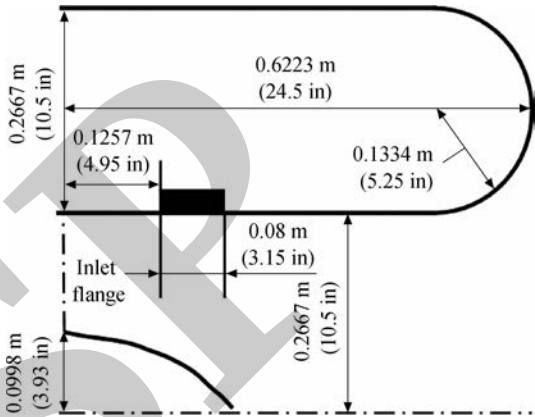


图 6 JT15D 静地测试进气道示意图^[18]
Fig. 6 JT15D static test inlet configuration^[18]

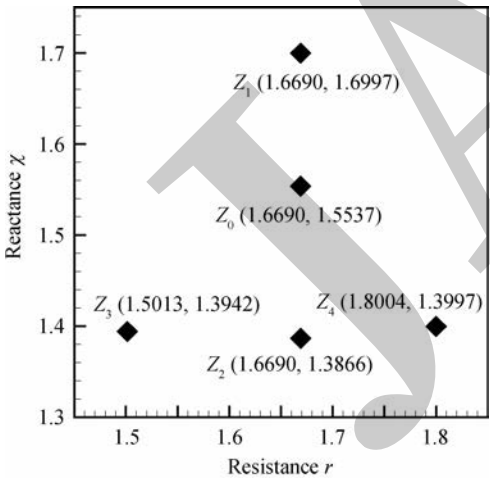


图 4 声阻抗优化矩阵
Fig. 4 Optimization matrix of impedance

表 3 JT15D 声衬声阻抗

Table 3 Impedance of JT15D acoustic liners			
参数	1 号声衬	2 号声衬	3 号声衬
声阻值	0.638	1.136	2.272
声抗值	-0.5	-0.5	-0.5
$\sigma/\%$	8.9	5.0	2.5

所发展方法能够准确预估不同声衬的降噪量,从而确保声衬优化的正确性。

图 8 给出距喷管中心 30 倍外涵直径处的远声场指向性对比,图中 0°为喷流轴线下游方向,180°为喷流轴线上游方向。在指向性图中可以清楚看到安装声衬后,可以取得 15~20 dB 的降噪量,其中相比于初步设计的声衬 Z₀,声阻抗为 Z₃ 时,在所有方向可以获得 2 dB 左右的降噪量增加。因此 Z_{opt}=Z₃,其对应的声衬结构参数为最终的优化结果。

图 9 和图 10 分别给出固壁条件和安装优化后声衬计算得到的瞬时声压云图。声波经由外涵管道向外传播时,由于散射作用会产生明显的指向性特征。加入声衬后,声波得到显著抑制。

表 2 待评估声衬的几何结构参数

Table 2 Geometric parameters of acoustic liners to be evaluated				
阻抗值	D/mm	d/mm	t/mm	$\sigma/\%$
Z ₁	16	1.0	1.5	6.7
Z ₂	20	1.0	1.5	6.7
Z ₃	20	1.2	1.2	7.3
Z ₄	20	1.0	1.0	6.1

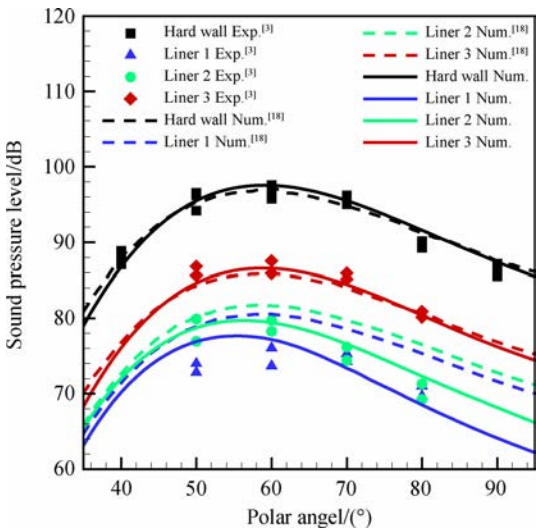


图 7 远声场指向性对比

Fig. 7 Comparison of far-field directivities

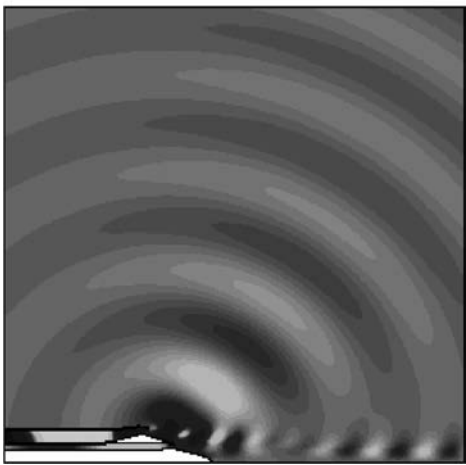


图 10 优化声衬下的瞬时声压云图

Fig. 10 Instantaneous acoustic pressure with optimized acoustic liner

3 实验验证

3.1 实验方案

本文实验在北京航空航天大学流体与声学工程实验室的全消声实验室内风扇后传声衬降噪实验台进行。消声室截至频率为 200 Hz,气源压力不低于 0.4 MPa。实验台结构示意图如图 11 所示。声衬铺设在外涵的外壁面,内涵不做声学处理。采用安装在管道上游的 4 只沿周向等距分布的 BMS-4592ND 扬声器产生模态为(1,0)的声源来模拟风扇单频转/静干涉噪声。图 12 给出实验装置实物图。

分别设计加工了声阻抗为 Z_0 和 Z_{opt} 的声衬实验件,声衬长度为 100 mm。实验中分别针对两种声衬和未安装声衬的工况进行声学测量,通过对比分析确定声衬的吸声性能。

远场声场测量采用 7 支传声器进行测量,如图 13 所示,传声器距离喷管中心锥 30 倍外涵直径处,测量角度为 $30^{\circ} \sim 120^{\circ}$,每隔 15° 等间距分布。采用的传声器为 GRAS 公司的 1/4 英寸(6.35 mm)传声器 46BP。

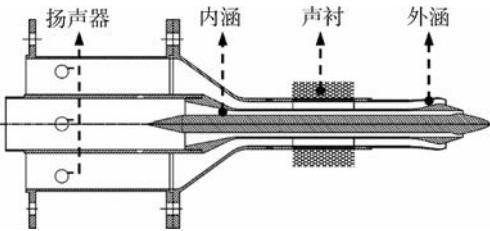


图 11 风扇后传声降噪实验台结构图

Fig. 11 Sketch of aft-fan noise reduction experimental rig

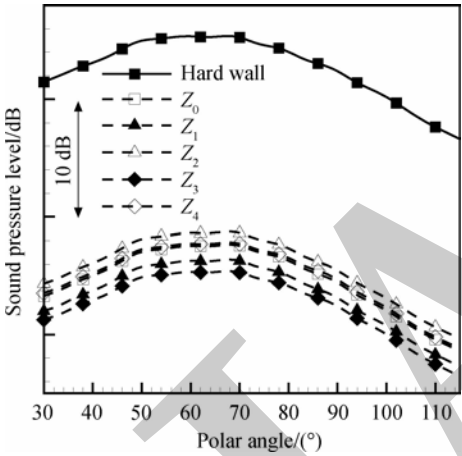


图 8 不同声阻抗远声场指向性数值模拟结果

Fig. 8 Numerical results of far-field directivities with different impedance values

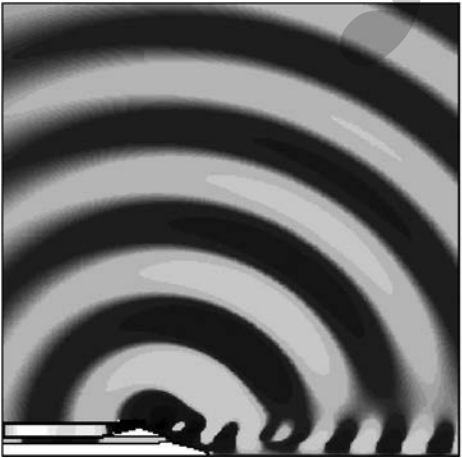


图 9 无声衬条件下的瞬时声压云图

Fig. 9 Instantaneous acoustic pressure without acoustic liner treatment

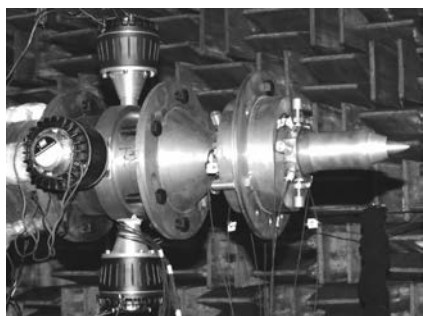


图12 风扇后传声降噪实验台

Fig. 12 Experimental rig of aft-fan noise reduction

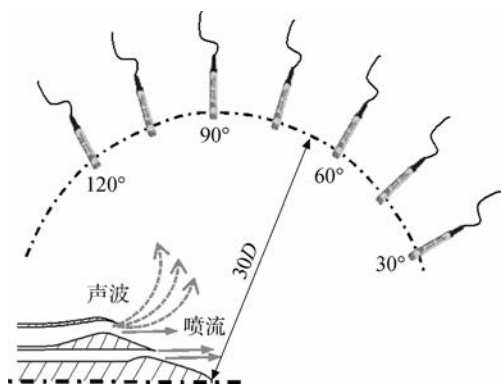


图13 远声场测量方案示意图

Fig. 13 Sketch of far-field acoustic measurement

3.2 实验结果

图14给出由远声场麦克风测量得到的声场指向性对比结果,频率为3150 Hz。相比于未安装声衬,在设计频率下,初始设计方案在下游方向,即风扇噪声的主要传播方向可以取得10 dB左右的降噪效果,而在上游方向吸声效果有所减

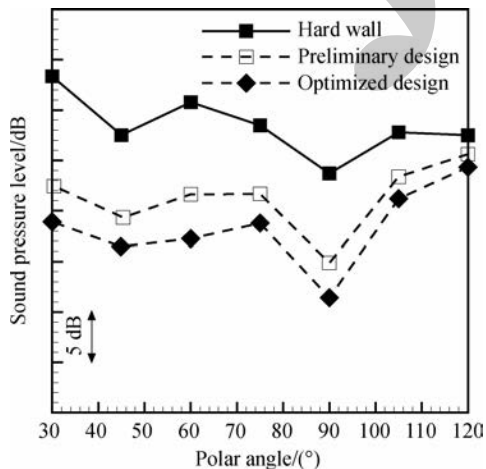


图14 不同声衬的远声场指向性实验结果

Fig. 14 Experiment results of far-field directivities with different acoustic liner designs

弱,这是由于上游的噪声主要由喷流噪声构成,而管道内的声衬很难对喷流噪声的抑制产生作用。优化后的声衬在 $30^\circ \sim 90^\circ$ 方向可以取得更好的降噪效果,同样在 $90^\circ \sim 120^\circ$ 方向,降噪效果变差。总体上,优化后的声衬相比与初始设计声衬可以再获得3~4 dB的降噪量。需要指出的是,实验中测量得到的声场指向性与数值模拟结果并不完全一致,这是由于数值模拟中并未加入喷流噪声,因此不能考虑喷流噪声对远声场指向性的影响。

4 结论

本文针对航空发动机风扇后传声降噪问题,开展了外涵道降噪声衬设计方法研究,并对给定的声源和流动工况进行了声衬设计和实验验证。

数值模拟结果和实验测试结果表明,本文所采用的基于半经验声阻抗模型声衬初步设计方法能够快速获得一个较优的声衬设计方案,远声场指向性数值计算结果表明,初步设计方案在距喷口30倍外涵直径处可以获得15~20 dB的降噪量,实际实验中获得了10 dB左右的降噪效果。在声衬优化设计阶段,本文采用计算气动声学方法求解线化欧拉方程以预测喷口外的声场分布,实验结果表明优化后的声衬设计方案相比于初始设计方案可以再获得3~4 dB左右的降噪效果。

参考文献:

- [1] HEIDMANN M F, SAULE A V, MCARDLE J G. Analysis of radiation patterns of interaction tones generated by inlet rods in the JT15D engine[R]. AIAA 79-0581, 1979.
- [2] RICE E J. Optimum wall impedance for spinning modes: a correlation with mode cutoff ratio[J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(5): 336-343.
- [3] HEIDELBERG L J, RICE E J, HOMYAK L. Acoustic performance of inlet suppressors on an engine generating a single mode[R]. AIAA 81-1965, 1981.
- [4] TAM C K W, PARRISH S A, ENVI A E, et al. Physical processes influencing acoustic radiation from jet engine inlets[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2013, 725(3): 152-194.
- [5] JONES M G, TRACY M B, WATSON W R, et al. Effects of liner geometry on acoustic impedance[R]. AIAA-2002-2446, 2002.
- [6] PAN F L, COUPLAND J. An integrated optimization system for low noise nacelle design[R]. AIAA-2005-2945, 2005.
- [7] LAW T R, DOWLING A P. Optimization of annular and cylindrical liners for mixed exhaust aeroengines [R]. AIAA-2007-3546, 2007.

[8] GERHOLD C H, JONES M G, BROWN M C, et al. Advanced computational and experimental techniques for nacelle liner performance evaluation[R]. AIAA-2009-3168, 2009.

[9] 任志文,侯薇,杜林,等. 基于有限元/边界元耦合方法的管道进口声传播及声辐射模型[J]. 航空动力学报,2010,25(1):136-141.

REN Zhiwen, HOU Wei, DU Lin, et al. FEM/BEM combined model for prediction of sound propagation and radiation of a duct inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1):136-141. (in Chinese)

[10] NARK D M, JONES M G, SUTLIFF D L, et al. Improved broadband liner optimization applied to the advanced noise control fan[R]. AIAA-2014-3546, 2014.

[11] MAA D Y. Potential of microperforated panel absorber [J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1998, 104(5):2861-2866

[12] GUESS A W. Calculation of perforated plate liner parameters from specified acoustic resistance and reactance[J]. Journal of Sound and Vibration, 1975, 40(1):119-137.

[13] TAM C K W, WEBB J C. Dispersion-relation-preserving finite difference schemes for computational acoustics[J]. Journal of Computational Physics, 1993, 107(2):262-281.

[14] HU F Q, HUSSAINI M Y, MANTHEY J L. Low-dissipation and low-dispersion Runge-Kutta schemes for computational acoustics[J]. Journal of Computational Physics, 1996, 124(1):177-191.

[15] STANESCU D, HABASHI W G. 2N-storage low dissipation and dispersion Runge-Kutta schemes for computational acoustics[J]. Journal of Computational Physics, 1998, 143(2):674-681.

[16] HU F Q. A perfectly matched layer absorbing boundary condition for linearized Euler equations with a non-uniform mean flow[J]. Journal of Computational Physics, 2005, 208(2):469-492.

[17] LI X Y, LI X D, TAM C K W. An improved multi-pole broadband time domain impedance boundary condition[J]. AIAA Journal, 2012, 50(4):980-984.

[18] LAN J H, GUO Y P. Validation of acoustic propagation code with JT15D static and flight test data[R]. AIAA-2004-2986, 2004.

(编辑:叶 青)