

航空发动机声衬降噪与散射试验研究

卫凯^{1,2}, 曹琦^{1,2}, 潘凯^{1,2}, 燕群^{1,2}, 薛东文^{1,2}

(1. 中国飞机强度研究所, 西安 710065; 2. 航空声学与振动航空科技重点实验室, 西安 710065)

摘要: **目的** 研究声衬的吸声效果和声模态散射现象。**方法** 针对飞机短舱进气道声衬开展噪声试验。以缩比尺度进气道试验台为基础, 单级轴流风扇为噪声源, 通过 10 倍进气道直径的远场测点, 获取固壁条件和声衬作用下的管道声模态和远场指向性, 分析不同转速下各远场测点在声衬作用下的吸声效果。**结果** 在三种不同转速工况下, 得到前三阶叶片通过频率下声衬上游、下游的管道声模态分布、远场频谱和指向性分布, 并以此得出声衬在不同转速、不同噪声频率、不同流速下的降噪效果。在 2973 r/min 转速下, (1,0) 声模态的声功率级降低达 24.3 dB。(±3,0) 模态处, 声衬靠近声源一侧的声功率反而升高。**结论** 声衬在设计频率和模态处, 吸声效果最明显。随着模态阶数的升高, 声衬的降噪能力有所提升。偏离设计频率时, 高阶声模态在阻抗交界面发生散射。

关键词: 声衬; 噪声; 散射; 指向性

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.12.005

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)12-0026-06

Experimental Investigation of Turbofan Engine Acoustic Liner Noise Reduction and Mode Scattering

WEI Kai^{1,2}, CAO Qi^{1,2}, PAN Kai^{1,2}, YAN Qun^{1,2}, XUE Dong-wen^{1,2}

(1. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China;

2. Aviation Science and Technology Key Laboratory of Aircraft Noise and Vibration Engineering, Xi'an 710065, China)

ABSTRACT: The work aims to study the sound absorption and acoustic model scattering phenomenon of acoustic liner. Noise experiment was conducted on the liner of nacelle inlet of an airplane. Based on the scaled test bench, the single stage axial fan was taken as the noise source. Through the far-field measuring points of 10 times the diameter of the inlet, acoustic modal and far-field directivity under the action of solid wall and liner were obtained to analyze the sound absorption effect of each far-field measuring point at different speeds under the action of liner. At three different rotating speeds, the acoustic modal distribution, far-field spectrum and directivity distribution of the pipeline upstream and downstream of the acoustic liner under the first three-order blade passing frequencies were obtained. And on this basis, the noise reduction effect of the acoustic liner at different rotating speeds, noise frequencies and flow rates were obtained. At 2973rpm, the sound power level of modal (1,0) was reduced to 24.3dB. Under modal (±3,0), the sound power level near the sound source increased unexpectedly. Under design frequency and

收稿日期: 2019-11-27; 修订日期: 2019-12-09

Received: 2019-11-27; **Revised:** 2019-12-09

基金项目: 中欧合作项目 (688971)

Fund: EU-China Cooperation Project (688971)

作者简介: 卫凯 (1990—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为气动声学。

Biography: WEI Kai (1990—), Male, Master, Engineer, Research focus: aeroacoustics.

通讯作者: 曹琦 (1968—), 男, 研究员, 主要研究方向为声疲劳与噪声控制。

Corresponding author: CAO Qi (1968—), Male, Researcher, Research focus: acoustic fatigue and noise control.

modal, the liner has the best sound absorption effect. With the increase of the modal order, the noise reduction capacity of the liner decreased. When deviating from design frequency, acoustic model scattering occurs at the impedance interface.

KEY WORDS: liner; noise; scattering; directivity

随着涡扇发动机涵道比不断提高, 喷流噪声在发动机噪声中的比重不断降低, 风扇噪声成为发动机噪声的主要来源。为了降低发动机风扇噪声, 一方面从风扇噪声的产生机理出发, 从声源角度降低噪声; 另一方面, 则需要在噪声的传播路径上降低噪声向外辐射。声衬是一种安装在涡扇发动机风扇机匣前、短舱进气道壁面上的声学结构, 主要作用是衰减沿着进气道传播的发动机风扇噪声。作为传播路径上最主要的降噪结构, 声衬的吸声效果有必要进一步研究。提高短舱声衬降噪能力的措施之一为将声衬沿发动机轴向在不同位置布局, 通过噪声模态在阻抗交界面的模态散射、反射以及声衬内部的吸收来增大降噪量^[1-6]。

近些年, 声模态散射在短舱消声中的作用引起了学术界的关注^[7-8]。大多数研究致力于如何降低短舱周向拼缝对降噪效果的影响, NASA Waston 等人进行了声衬声阻抗空间布局设计^[9-10]。20 世纪 90 年代, 众多学者应用解析方法对比了均匀声衬、轴向非均匀声阻抗声衬和固壁面, 发现非均匀声阻抗声衬降噪量最大。由于当时数值仿真能力不足, 数值模拟过程中采用了过多的假设, 导致结果可靠性不足。之后又有学者对声衬出口模态分布作了研究, 发现声衬是通过改变管道中的声源特征来实现降噪量的提升的, 为声模态的散射研究提供了思路^[11]。目前, 国内对于声衬的研究大多以数值模拟形式体现, 试验方面的结论较少。文中通过对进气道噪声远场指向性测量, 对比分析了声衬结构和固壁结构的降噪效果。给出了缩比试验台的基本情况、试验工况和测量方法, 对比分析了声衬的降噪效果和阻抗交界面的散射现象。

1 试验件

试验件为环形金属丝网复材无缝声衬, 经典构型, 内壁面穿孔。声衬试验件的有效长度为 500 mm, 金属丝网数目为 400, 面板厚度为 1.5 mm, 孔径(圆孔)为 2.5 mm, 穿孔率(等边三角形布置)为 8.56%,

蜂窝性高度 40.9 mm。声衬试验件形貌如图 1 所示。声衬试验件在设计点工况为 2973 r/min, 声模态阶数为(1,0), 入射声压级为 112 dB, 对应流速为 26.5 m/s, 噪声频率为 942.2 Hz 下的声阻抗值为(0.8~0.6j)。

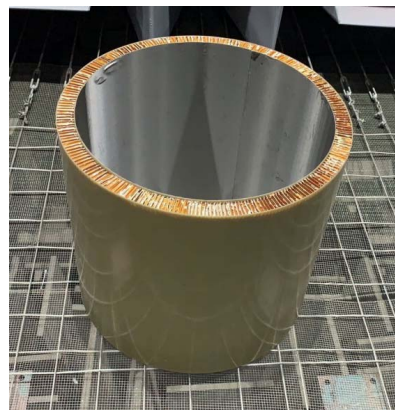


图 1 声衬试验件
Fig.1 Test specimen

2 试验平台

进气道风扇是一个单级轴流式压缩机, 图 2 给出了风扇试验台的概略图^[12]。风扇设计转速为 3000 r/min, 设计流量为 6.3 kg/s。风扇设计点总压比为 1.02, 转子叶片数为 19, 静子叶片数为 18。风扇机匣直径为 500 mm, 风扇位置轮毂直径为 285 mm, 轮毂比为 0.57。转子叶顶间隙为 0.6 mm, 静子不存在叶顶间隙。轮毂头部呈半球形, 直径为 285 mm。进气道风扇的转速和流量可调。转速通过电动马达实现调整, 流量通过涵道尾部的节流阀调整。进气道风扇安装于半消声室。其进口通过窗户安装于半消声室内, 出口和节流阀位于半消声室外, 如图 3 所示。进气道声辐射在半消声室内测量, 如图 4 所示, 16 个传声器分布在以进气道为中心的 1/4 圆弧上, 圆弧半径为 5 m, 传声器间距为 6°。

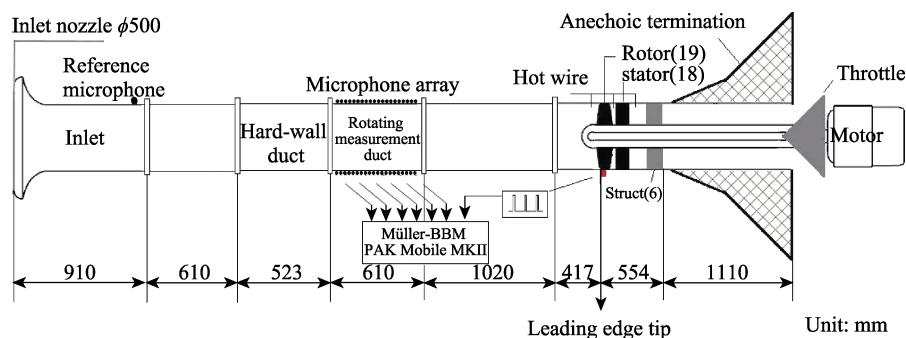


图 2 风扇试验台概略图
Fig.2 Fan test bench



图3 进气道在半消声室内的布置

Fig.3 Arrangement of inlet in semi-anechoic room

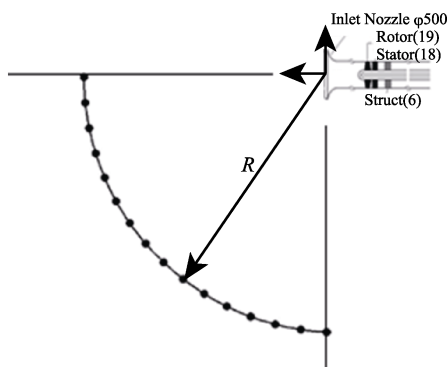


图4 传声器布局

Fig.4 Microphone layout

进气道安装了一个可旋转的模式测量装置,可安装于声衬段前面或者后面。模式测量装置由两列沿流向布置的传声器组成。每列传声器14个,间距为24 mm。两列传声器相隔180°,如图5所示。为了达到周向定角度声学测量的目的,旋转测量段设计成由步进电机驱动,单次脉冲带动齿轮旋转的角度是固定的。周向每旋转6°进行一次测量。试验时在旋转测量段上游20 cm处放置两个位置固定的传声器。

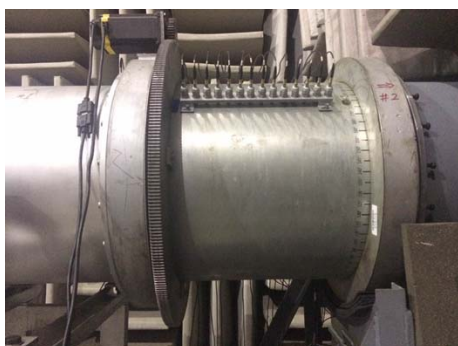


图5 声模式测量段

Fig.5 Acoustic modal measurement section

对于旋转测量,由于各周向测点位置的声场信息不是同时采集,所以旋转阵列相较于固定阵列难以保证各测点处的声压信号相位差稳定。本次试验中为了保证每次测量时对应的转子转动位置相同,试验中在转子前缘的机匣壁面装了红外传感器,反射胶纸放置

于轮毂处,转子单次旋转可测量到单次脉冲信号。试验中声学信号和红外信号同时由BBM MK II数据采集系统采集,采样频率为16 384 Hz,每个测点的采集时间为12 s。

3 测试工况及方法

试验主要研究复材声衬典型件在若干频率下的消声性能。重点关注不同流动速度、频率对消声效果的影响。测试工况见表1。

表1 测试工况

Tab.1 Test conditions

转速/(r·min ⁻¹)	流量/(kg·s ⁻¹)	总压比
2385	5.173 639	1.0125
2679	5.857 534	1.014 97
2973	6.299 464	1.0187

本次试验测试类型主要包括:声衬上、下游声模态测量,远场指向性测量。这里主要介绍管道内声模态方法。安装试验台架后,首先标定试验台主电机转速与进气道内气流平均速度的对应关系。调节变频器,使电机稳定运行在指定转速下。数据采集系统采集风扇上下游总压、静压、温度数据,在指定步长和指定采集时间内测量时域噪声信号。同时测量远场噪声时域信号,采集时间为1 min。改变试验台电机转速,重复以上步骤,完成全部工况。

4 试验结果与分析

4.1 管道内声模态

4.1.1 2973 r/min 下的模态分析

2973 r/min 为1阶通过频率(BPF)下声衬的设计频率,(1,0)模态为声衬的设计模态。声衬在该频率和模态下应有明显的消声效果。该转速下,管道内不同叶片通过频率测量得到的声模态分布如图6所示。其中每个模态对应的三条柱状图,左边的代表固壁下的测量,中间的代表声衬上游(声传播方向)下的测量,右边的代表声衬下游(声传播方向)下的测量。

可以看出,在设计工况下,声衬具有显著的降噪效果,降低(1,0)声模态的声功率级达到24.3 dB。在平面波下具有最小的消声效果,随着模态阶数的升高,声衬的降噪能力有所提升,试验结果与经验相符。对于个别模态,如(±3,0),安装声衬以后,靠近声源一侧的模式测量装置测到的声功率反而升高,这主要是由于声模态在阻抗交界面上反射引起的。

对于该转速下的2BPF,可以看出该频率下的(1,0)阶声模态并没有显著的降噪效果,甚至声功率还有所提升。原因是一方面该转速对应的噪声频率

已经偏离声衬设计频率; 另一方面, 高阶声模态在阻抗交界面向低阶声模态散射。在这个转速下, 对于刚接通的最高阶周向声模态 $(-7,0)$ 、 $(7,0)$, 声衬具有显著降噪效果, 再次证明了声衬对高阶声模态的降噪效果。从结果中还可以得出, 对于径向的高阶声模态, 如 $(0,1)$ 相比于 $(0,0)$, 高阶径向声模态具有更高的降噪量。对于该转速下的 3BPF, 由于截通声模态个数大大增加, 声模态在阻抗交界面上的散射非常复杂, 精细地分析各个模态的降噪效果并不容易。

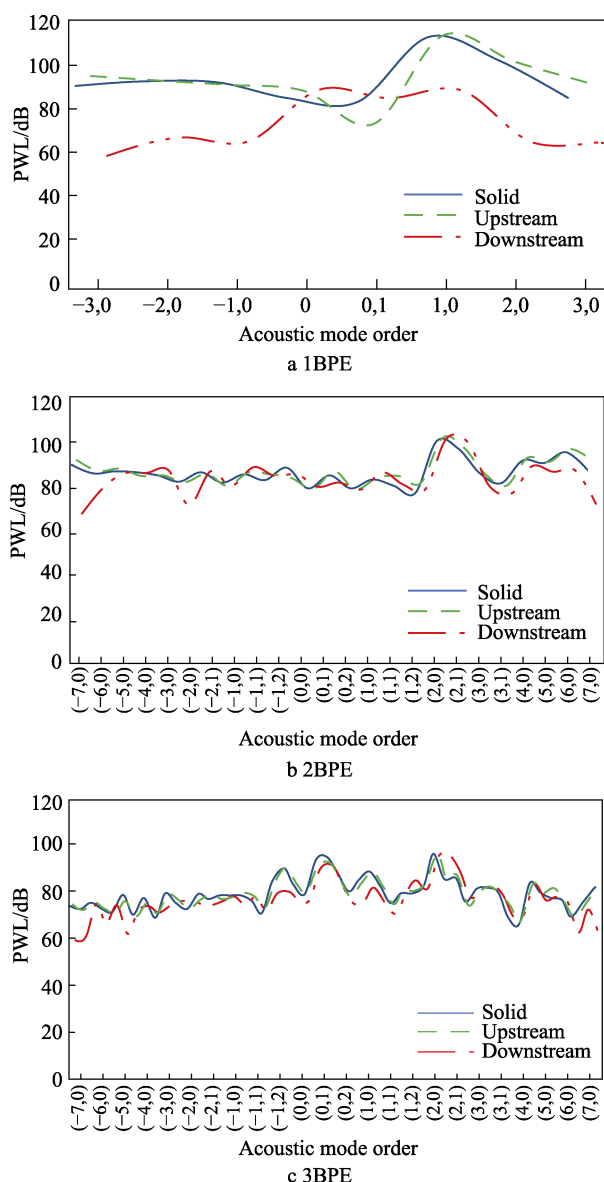


图6 2973 r/min各叶片通过频率下的声模态分布
Fig.6 Distributions of acoustic modal of different BPF at 2973 r/min

4.1.2 2679 r/min 下的模态分析

在 2679 r/min 转速下, 1BPF 的 $(1,0)$ 阶声模态的降噪效果非常明显, 降低声功率级接近 50 dB。2BPF、3BPF 下的模态分布特性与 2973 r/min 时比较

近似, 如图 7 所示。2385 r/min 下的模态分析图此处因篇幅原因未给出, 结论与前两种转速工况一致。

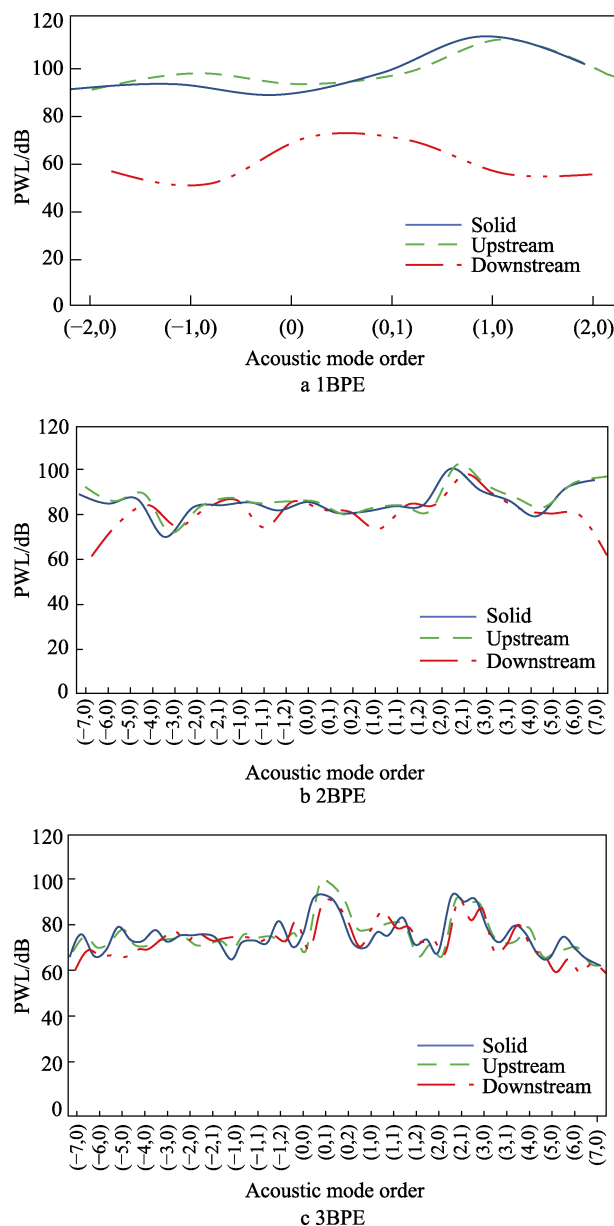


图7 2679 r/min 各叶片通过频率下的声模态分布
Fig.7 Distributions of acoustic modal of different BPF at 2679 r/min

4.2 远场指向性

4.2.1 2973 r/min 下远场指向性分析

远场 24° 测点测量得到的声压级频谱如图 8 所示。可以看出, 在设计频率 (1BPF) 附近 500~1500 Hz 都具有明显的消声效果。

1BPF、2BPF、3BPF 下远场指向性测量结果如图 9 所示。可以看出, 在 1BPF 下, 不同测点下都具有很好的消声效果, 尤其在低角度下 (18° 附近) 具有最为明显的降噪效果, 而该角度正好对应较低阶声模态的幅值, 与设计工况是对应的。随着频率的升高,

不同频率下的降噪量明显降低,这也与频谱观测的结果是对应的。在2BPF下,降噪量主要体现在60°附近,即对高阶声模态具有降噪作用。在高频下,高阶声模态的降噪量更为显著,这和模态测量结果是相吻合的。

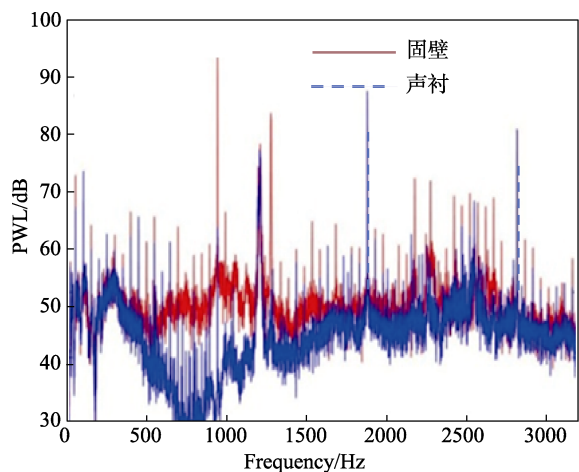


图8 远场24°测点测量得到的声压级频谱
Fig.8 SPL spectrum at 24°

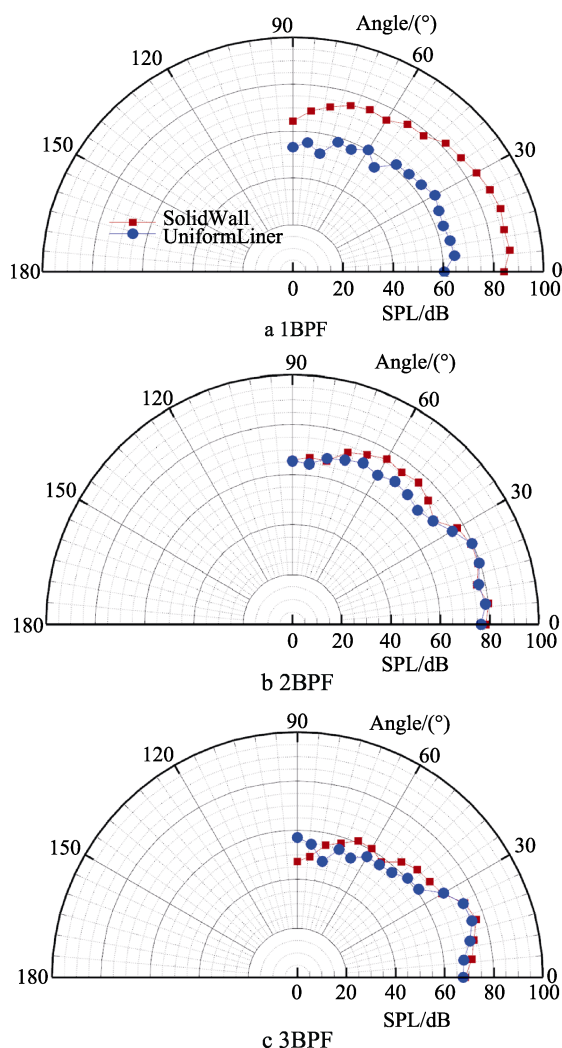


图9 2973 r/min 远场指向性
Fig.9 Far field directivity at 2973 r/min

4.2.2 2697 r/min 下远场指向性分析

2697 r/min 下各通过频率的远场指向性测量结果如图10所示。可以发现,在1BPF下,降噪量高于2973 r/min,与模态测量结果的结论相符。随着频率的升高,不同频率下的降噪量明显降低。在2BPF下,降噪量主要体现在48°附近,即对高阶声模态具有降噪作用。2385 r/min 的远场指向性图此处为节省篇幅未给出。结论和前两种转速结论一致。

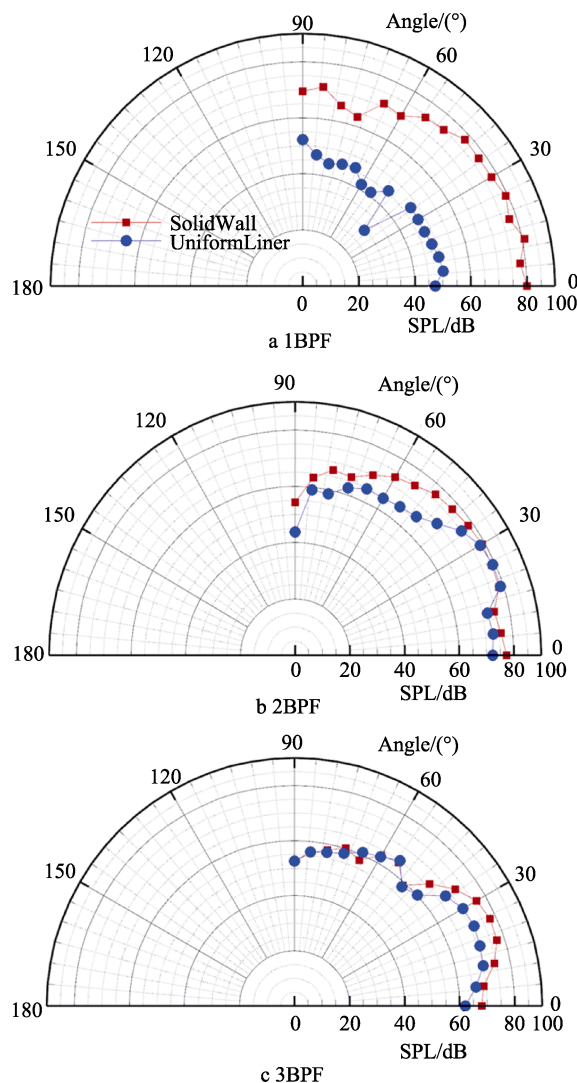


图10 2697 r/min 远场指向性
Fig.10 Far field directivity under 2697 r/min

5 结论

文中对涡扇发动机短舱进气道声衬开展了噪声试验研究。研究了固壁和具有声衬结构两种形式下的声模态和远场指向性,得出以下结论:

- 1) 设计工况下,声模态声功率级的降噪量达到24.3 dB。从远场指向性结果看,设计频率的降噪量达到23 dB,设计工况下声衬具有显著的降噪效果。
- 2) 偏离设计频率越远,则降噪量显著降低。

3) 声衬对不同的声模态降噪量显著不同, 声衬除了在设计模态上有显著降噪效果外, 在高阶声模态上也有明显的降噪效果。

4) 通过试验, 观测到了进气道内阻抗交界面上发生的模态散射作用。这导致部分向下游传播的声模态的声功率级有所提升。

参考文献:

- [1] 邵闯, 黄文超. 机载设备的噪声环境试验研究[J]. 装备环境工程, 2009, 6(3): 46-50.
SHAO Chuang, HUANG Wen-chao. Study of Noise Environmental Test of Airborne Equipment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2009, 6(3): 46-50.
- [2] NG C F, HUI C K. Low Frequency Sound Insulation Using Stiffness Control with Honeycomb Panels[J]. Applied Acoustics, 2007, 69(4): 293-301.
- [3] HONG C, ELLIOTT S J. Local Feedback Control of Light Honeycomb Panels[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 2007, 121: 222-233.
- [4] HUANG Wen-chao, NG Chung-fai. Sound Insulation Improvement Using Honeycomb Sandwich Panels[J]. Applied Acoustics, 1998, 53(1-3): 163-177.
- [5] GROSVELD F W, MIXSON J S. Noise Transmission Through an Acoustically Treated and Honeycomb-stiffened Aircraft Sidewall[J]. Journal of Aircraft, 1985, 22(5): 434-440.
- [6] BARTON C K, MIXSON J S. Noise Transmission and Control for a Light Twin-engine Aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(7): 570-575.
- [7] GANTIE F, BATARD H. Zero Splice Intake Technology and Acoustic Benefits[C]// AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Cambridge, Massachusetts, 2006.
- [8] MANI R. Acoustic dut with Peripherally Segmented Acoustic Treatment: America, US3937590[P]. 1976-02-10.
- [9] HOWE M S. The Attenuation of Sound in a Randomly Lined Duct[J]. Journal of Sound and Vibration., 1983, 87(1): 83-103.
- [10] WATSON W R, JONES M G, PARROTT T L, et al. A Method for Optimizing Non-axisymmetric Liners for Multi-modal Sound Sources[C]// 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Breckenridge, 2002.
- [11] KRAFT R E. Theory and Measurement of Acoustic Wave Propagation in Multi-segmented Rectangular Flow Ducts[D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 1976.
- [12] 许坤波, 乔渭阳, 霍施宇, 等. 基于旋转轴向阵列的风扇宽频噪声实验研究[J]. 航空学报, 2017, 38(11): 121-132.
XU Kun-bo, QIAO Wei-yang, HUO Shi-yu, et al. Experimental of Fan Broadband Noise Determination Based on Rotating Axial Arrays[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 15-25.