

排气道钛合金环形声衬声学特性试验

霍施宇¹, 杨嘉丰^{1,2}, 邓云华³, 高翔¹, 薛东文¹
(1. 中国航空工业集团有限公司 中国飞机强度研究所, 西安 710065;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
3. 中国航空工业集团有限公司 中国航空制造技术研究院, 北京 100024)

摘 要: 根据钛合金蜂窝声衬潜在的应用环境,提出了考虑温度梯度影响的环形声衬消声效果的试验方法并研制了模拟发动机风扇排气道声学试验台,开展了钛合金环形声衬的声学特性试验研究。针对 2 500 Hz、2 阶周向模态的入射噪声和马赫数为 0.2 的切向来流工况,设计并制备了钛合金环形声衬,分别通过管道内声模态测试和远场指向性测试研究钛合金环形声衬的声学特性。试验结果表明:设计的钛合金声衬在目标工况下管道内降噪量为 31.9 dB,远场 1 m 半径、30°~120°范围内的降噪量都超过 20 dB;增加切向流速会扩展降噪频谱带宽,使降噪频谱峰值由低频向高频移动;增加背板温度对降噪频谱带宽几乎没有影响,但会使得降噪频谱峰值由低频向高频移动。

关 键 词: 排气道; 钛合金声衬; 声学试验; 切向流; 温度梯度; 降噪

中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Acoustic characteristics test on aft-fan duct with titanium alloy annular acoustic liner

HUO Shiyu¹, YANG Jiafeng^{1,2}, DENG Yunhua³,
GAO Xiang¹, XUE Dongwen¹
(1. Aircraft Strength Research Institute of China,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Xi'an 710065, China;
2. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. Manufacturing Technology Institute,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Beijing 100024, China)

Abstract: Considering the potential application environment properties of titanium alloy honeycomb acoustic liner, an experimental method of the acoustic test of the annular acoustic liner with the influence of temperature gradient was proposed, and a simulated engine aft-fan duct acoustic test rig was developed. Then the acoustic test on titanium alloy annular acoustic liner was carried out. In view of the noise of 2500 Hz and 2nd-order circumferential mode and the grazing flow with Mach number of 0.2, a titanium alloy annular acoustic liner was designed and prepared. The acoustic characteristics of the titanium alloy annular acoustic liner were studied by the means of duct acoustic mode test and far-field directivity test, respec-

收稿日期:2019-08-18
作者简介:霍施宇(1988—),男,工程师,硕士,主要从事发动机结构强度分析与试验研究。

引用格式:霍施宇,杨嘉丰,邓云华,等. 排气道钛合金环形声衬声学特性试验[J]. 航空动力学报,2020,35(2):272-279. HUO Shiyu, YANG Jiafeng, DENG Yunhua, et al. Acoustic characteristics test on aft-fan duct with titanium alloy annular acoustic liner[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2):272-279.

tively. Results showed that the noise reduction of the designed titanium alloy liner in the duct was 31.9 dB under the target operating conditions, and the 1 m far-field noise reduction appeared to be over 20 dB between 30° to 120°. Increasing the velocity of grazing flow expanded the bandwidth of the noise reduction spectrum and shifted the peak value of the spectrum from low frequency to high frequency. Increasing the temperature of the backplane of liner had little effect on the bandwidth of noise, but it shifted the peak value of noise reduction spectrum from low frequency to high frequency.

Key words: aft-fan duct; titanium alloy liner; acoustic test; grazing flow; temperature gradient; noise reduction

航空发动机噪声是飞机的主要噪声源,主要包括风扇噪声、燃烧噪声、涡轮噪声以及喷流噪声。随着民用航空发动机涵道比不断提高,风扇噪声对发动机总噪声的贡献越来越大。目前,在发动机短舱壁面铺设声衬是抑制风扇噪声最有效的方法之一^[1-4]。

发动机短舱中包裹核心机的舱罩,由于靠近发动机燃烧室和涡轮,工作中处于高温环境。在该区域通常采用常温声衬(铝合金声衬或复材声衬)+隔热毯的消声设计,如 CFM56-7B。但是这种组合式的声衬设计不仅会增加制造工艺的难度还会降低可靠性。相比之下,耐温的钛合金蜂窝在较高温度条件下具有比强度高、抗疲劳、耐腐蚀等优点^[5-6],不仅免去隔热处理,同时增加了厚度方向的可设计性,是发动机外涵道高温声衬潜在的替代方案。

将钛合金蜂窝声衬应用于发动机短舱核心机舱罩外壁板时,钛合金声衬的穿孔面有外涵道低温气流流过,而背板靠近核心机处于高温辐射环境,因此在声衬上下面板之间的空腔空气存在温度梯度。目前,关于切向流对声衬降噪效果的影响很早就得到了关注^[7],大量的试验表明切向流会对声阻抗产生较大的影响^[8-10]。一般规律是随着切向流速增加,声衬的声阻增加而声抗降低。相比之下,研究温度对声衬降噪效果影响的工作开展较少,主要集中在内涵道高温声衬的应用研究^[11],通常考虑高温气流条件或高温环境下声衬声阻抗特性,研究认为将高温引起的传播介质属性(黏性、密度、声速)的变化考虑到声阻抗模型中便可以预测声衬的消声特性。Elnady、Kabral 等^[12-13]经过试验研究发现温度升高导致空腔中空气声速增加,声衬的共振频率向高频移动。而针对声衬穿孔面受外部常温或低温切向流作用,背板在加热状态下的相关研究才刚刚开始,Mery 等^[14]制备了圆柱形声衬元件,并在声衬声阻抗提取试验台

上获得了声衬在切向流和温度梯度条件下的声阻抗。但针对切向流和背面加热同时存在的特殊工况,开展声衬典型件的降噪效果研究还鲜见报道,相应的试验方法较为缺乏。因此有必要开展切向来流和温度梯度条件下声衬典型件的声学特性试验研究。

本文提出了一种考虑温度梯度影响的环形声衬消声效果的试验方法,研制了发动机模拟风扇排气道声学试验台,对钛合金环形声衬典型件开展了不同切向流速和不同背板温度下的管道内声模态测试与管道外远场指向性测试,研究切向流速度与声衬背板温度(温度梯度)对声衬降噪效果的影响,对以钛合金声衬为代表的耐温声衬设计与应用具有重要参考价值。

1 试验方法及设备

为了在实验室环境下开展模拟发动机外涵道环形声衬的声学试验研究,需要分别模拟风扇噪声源声场特性、外涵道切向来流条件和内壁面热辐射。

根据涡扇发动机风扇噪声管道模态产生原理^[15],利用周向均布的 N 台扬声器产生频率相同、 m 阶周向模态对应相位差为 $2m\pi/N$ 的噪声源,模拟最大周向模态数为 $m_{\max} = N/2 - 1$ 的周向模态特征。通过 22 台周向均布的扬声器、配套波导管以及扬声器功放、信号发生模块以及控制系统,可以产生周向模态最大阶次为 10 阶,声压级(sound pressure level, SPL)最大为 140 dB 的模拟噪声。

外涵道切向来流由气源和设计的环形模拟管道共同产生稳定的流动条件,通过控制气源流量调节流速,切向流的最大马赫数为 0.3。

核心机对外涵道声衬内壁面的热辐射由加热内环对声衬内表面进行加热,试验中确保加热环与声衬内壁面紧密贴合,贴合部位采用 K 型热电

偶实时采集声衬内壁面温度,通过温度控制箱实现温度 PID (proportion integration differentiation) 闭环控制,确保声衬内壁温度达设定目标温度,最大加热温度为 473 K。

在此基础上设计并研制了发动机排气道声学试验台,用于开展环形高温声衬的试验试验。模拟风扇排气道声学试验台核心部分如图 1 所示。

沿着气流方向,分别是收缩段、稳流段、旋转模态声源发生段、上游周向模态测试段、声衬试验段、下游周向模态测试段和模拟喷口。排气内锥位于环形管道内部,通过支持杆与环形管道连接并确保同心,耐温声衬铺设在排气道内锥上,内部安装加热环(图 1 红色示出)。

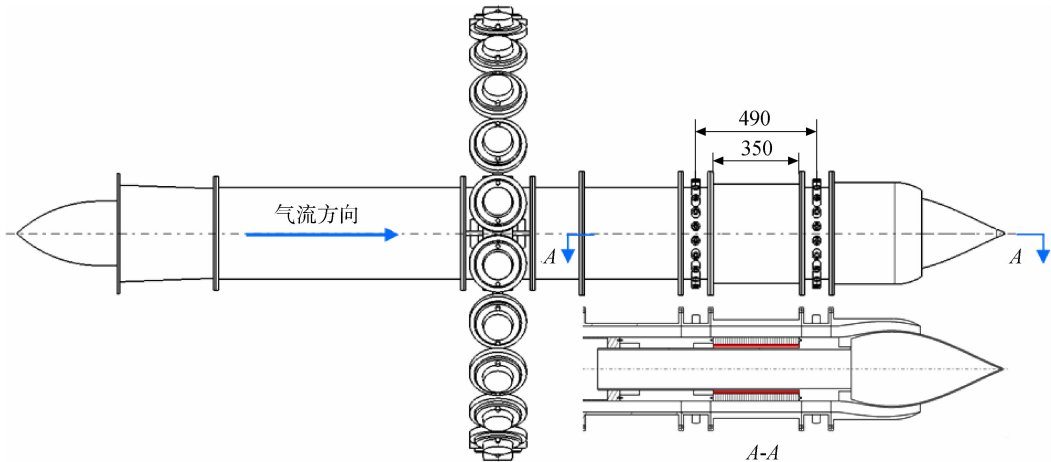


图 1 排气道声学试验台示意图(单位:mm)

Fig. 1 Schematic diagram of aft-fan duct acoustic test rig configuration (unit:mm)

发动机排气道声学试验台主要由气源、环形排气道、旋转模态声源发生系统、环形金属加热器、管道声模态测试系统以及远场指向性测试系统等组成,主要技术指标如表 1 所示。

表 1 模拟排气道声学试验台性能参数

Table 1 Performance parameters of simulated aft-fan duct acoustic test rig

参数	数值
环形流道外径/mm	350
环形流道内径/mm	260
最大马赫数	0.3
主流温度/K	300
背板温度/K	300~473
噪声频率/Hz	500~16 000
噪声周向模态/阶	0~10
最大声压级/dB	140

定义是声衬表面声压 p 与表面法向质点速度 u 的比值,在频域中为一个复数物理量,其中实部为声阻 R ,虚部为声抗 X ,将其用空气特性阻抗 ρc 进行无量纲化,获得相对声阻抗

$$Z = \frac{p}{\rho c u} = R + iX \tag{1}$$

在低声压级、无气流、常温条件下,声衬的声阻抗只与结构参数有关,但声衬应用于发动机短舱时,处于有流条件和高声强环境下,声阻抗会随之变化,而没有精确解。工程上通常基于大量试验获得半经验的声阻抗模型对声衬进行设计^[16-18]。

本文在设计中选择了具有代表性的 Goodrich 声阻抗模型^[18]。Goodrich 模型的声阻抗不仅与声衬结构参数(孔径 d 、穿孔率 σ 、穿孔板厚度 t 、蜂窝腔深 L)相关,还受工作环境影响(声压级相关的声质点速度 V_p 、切向流速 V_g 、边界层厚度 δ),其声阻抗 Z 的数学表达如下:

$$Z = Z_{of} + S_r V_p + R_g + i S_m V_p - i \cot(kL) \tag{2}$$

式中 Z_{of} 为黏性阻、黏性抗和厚度项, $S_r V_p$ 为高声压级声阻, R_g 为切向流声阻, $S_m V_p$ 为高声压级对应的声抗项,各项表达如式(3)。

2 试验对象

2.1 声阻抗模型

声阻抗是决定声衬降噪效果的主要参数,其

$$\left\{\begin{aligned}Z_{\text{of}} &= \frac{i\omega(t+\epsilon d)}{c\sigma F(k_s r)} \\F(k_s r) &= 1 - \frac{2J_1(k_s r)}{k_s r J_0(k_s r)} \\S_r &= \frac{1.336541}{\rho c} \left(\frac{\rho}{2C_d^2} \cdot \frac{1-\sigma^2}{\sigma^2} \right) \\R_g &= \frac{V_g}{\sigma c \left(2 + 1.256 \frac{\delta^*}{d} \right)} \\\epsilon d &= \frac{d(1-0.7\sqrt{\sigma})}{1+305\left(\frac{V_g}{c}\right)^3} \\C_d &= 0.80695 \sqrt{\frac{\sigma^{0.1}}{e^{-0.5072t/d}}}, t/d \leq 1 \\S_m V_p &= -0.000207 \frac{kV_p}{\sigma^2}\end{aligned}\right. \quad (3)$$

2.2 声衬设计

航空发动机风扇噪声主要由风扇叶片高速旋转产生,以风扇叶片的 1 阶通过频率及其数倍频率向前向后传播,前两阶噪声频率范围大约在 1000~3000 Hz。考虑低频噪声在管道内容易被截止且低阶模态噪声较难消除的特点,本文选择 2500 Hz、2 阶周向模态入射噪声作为噪声源,以切向流马赫数为 0.2、背板温度为 300 K 为条件,在外径为 260 mm、长度为 350 mm 等尺寸约束下,开展声衬设计。

本文采用发展的 Cremer 最优声阻抗理论^[19]设计方法结合有限元数值计算获得给定条件下的初始声阻抗为 $Z=0.406-0.354i$;然后基于 Goodrich 声阻抗模型,结合钛合金环形声衬结构的约束参数进行优化设计;最后综合考虑几何加工参数尽量取整、孔间距不能大于蜂窝六边形内切圆直径、小孔直径和穿孔率不可过大等设计原则,获得了 2 阶周向模态、2500 Hz、切向流马赫数为 0.2、背板温度为 300 K 条件下的钛合金环形声衬最优几何参数如表 2,制备的钛合金环形声衬典型件的声阻抗为 $Z=0.403-0.363i$,实物如图 2 所示。

表 2 钛合金声衬设计参数

Table 2 Design parameters of titanium alloy annular acoustic liner			
参数	数值	参数	数值
声衬长度/mm	350	穿孔板厚度/mm	0.8
声衬外径/mm	260	穿孔率/%	13.72
小孔直径/mm	1.4	空腔深度/mm	21
小孔间距/mm	3.6		



图 2 钛合金环形声衬
Fig. 2 Titanium alloy annular acoustic liner

3 试验方案

本试验在全消声室进行,排气道声学试验台位于全消声室中部。试验通过管道内声模态测试和管道外远场指向性测试分别研究钛合金环形声衬在 2000~3000 Hz 范围内的降噪效果,试验现场如图 3 所示,测点布置如图 4 所示。

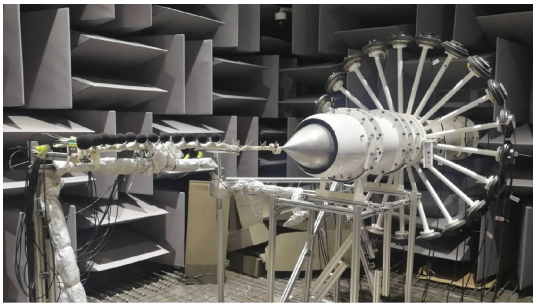


图 3 排气道钛合金环形声衬声学试验现场
Fig. 3 Aft-fan duct titanium alloy annular acoustic liner acoustic test

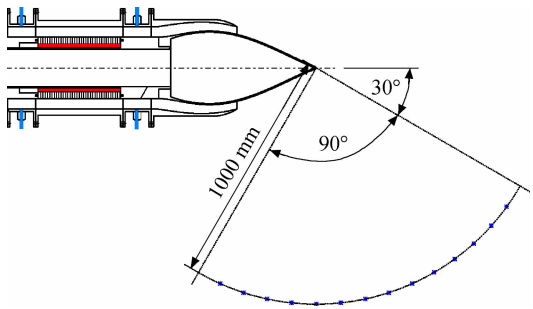


图 4 试验测点布置
Fig. 4 Test points arrangement

如图 4 所示,管道内声模态测试通过位于试验段上、下游的环形测量段进行。在环形测量段安装 22 支周向均匀分布的传声器,传声器表面与管道内壁面齐平安装。为了便于 FFT(fast Fou-

rier transform)分析设置采样频率为 2^{15} Hz,即 32768 Hz,频率分辨率为 1 Hz。试验时同时连续采集 22 个传声器在 60 s 内的声压数据,测试分析系统将采集到的声压数据利用信号互相关法^[20]获得管道的模态分布。远场指向性测试分别在有声衬和无声衬的两种条件下进行。考虑排气道声学试验台是环形管道,传播声场根据试验平台中线对称,因此在试验器一侧与轮毂轴线等高的测量平面上,以轮毂末端点为圆心、半径为 1 m,在 $30^{\circ}\sim 120^{\circ}$ 的圆弧上均布 16 支传声器,即可获得对称的远场指向性数据。试验时同时连续采集 16 支传声器 30 s 的声压数据,采样频率同样设为 32768 Hz,频率分辨率为 1 Hz。

试验设计 6 种工况,如表 3 所示。通过工况 1~工况 4 对比研究声衬在背板温度为 300 K 环境下,切向流马赫数分别为 0、0.1、0.2、0.3 等 4 种不同条件下 2 000~3 000 Hz 范围的降噪效果;通过工况 3、工况 5 和工况 6,对比研究声衬在切向流马赫数为 0.2 条件下,300、373、473 K 等 3 种不同背板温度下 2 000~3 000 Hz 范围的降噪效果。

表 3 试验工况
Table 3 Test conditions

工况	切向流马赫数	背板温度/K
1	0	300
2	0.1	300
3	0.2	300
4	0.3	300
5	0.2	373
6	0.2	473

4 试验结果与分析

4.1 设计工况下的降噪效果验证

为了验证声衬设计效果,首先针对排气道钛合金声衬的设计工况,即 2 500 Hz、2 阶噪声,切向流马赫数为 0.2、背板温度为 300 K 的条件,开展管道声模态测试和管道外指向性测试。

管道声模态测试结果如图 5 所示,图中 L_{sp} 表示声压级(sound pressure level, SPL),2 阶周向模态已经在管道内形成,进入声衬前 2 阶模态声压级为 129.2 dB,经过声衬后声压级降为 97.3 dB,即管道内降噪量为 31.9 dB。

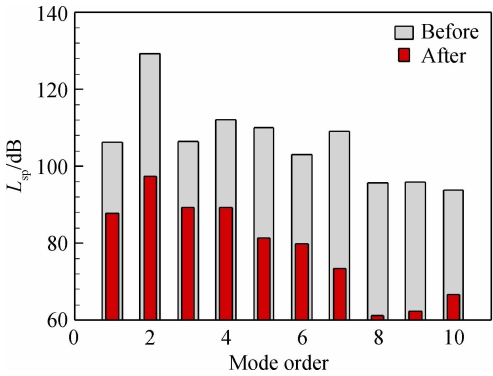


图 5 设计工况下的模态分布
Fig. 5 Mode distributions at the design condition

管道外指向性的测试结果如图 6 所示,对比固壁条件和声衬条件下的声压级可以看到,在 $30^{\circ}\sim 120^{\circ}$ 范围内所有测点的降噪量超过 20 dB,其中最大降噪量接近 40 dB。试验结果证明制备的钛合金环形声衬在设计工况下具有非常好的降噪效果。

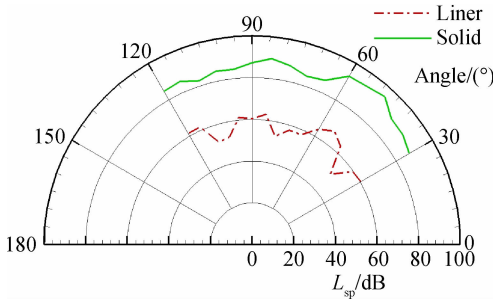


图 6 设计工况下的远场指向性对比
Fig. 6 Comparison of far-field directivities at the design condition

4.2 切向流速对降噪效果的影响

为了进一步探究切向流速对降噪效果的影响,提取声衬背板在 300 K 条件下 4 种不同切向流速度对应的 2 阶周向模态入射声源在噪声频率 f 为 2 000~3 000 Hz 范围的管道内降噪频谱,如图 7 所示。设计声衬在 4 个工况下都有降噪效果:①切向流马赫数 Ma_g 为 0 的条件下,声衬在 2 000~2 600 Hz 范围内的降噪量大于 10 dB,峰值降噪频率为 2 400 Hz;②切向流马赫数为 0.1 的条件下,声衬在 2 100~2 800 Hz 范围内的降噪量大于 10 dB,峰值降噪频率为 2 500 Hz;③切向流马赫数为 0.2 和 0.3 的条件下,声衬在 2 000~3 000 Hz 范围内的降噪量都大于 10 dB,峰值降噪频率分别为 2 600 Hz 和 2 800 Hz。结果表明随着切向流速升高,降噪频带变宽,峰值降噪频率向高频加

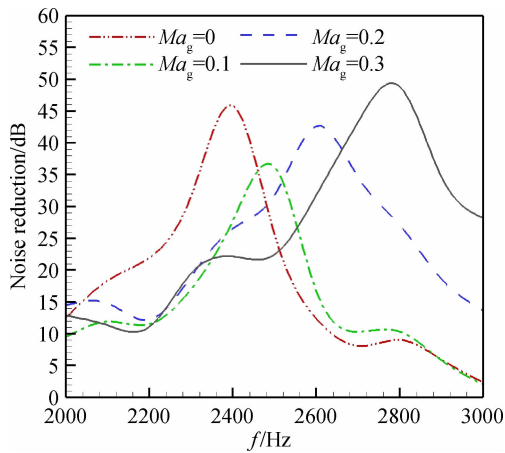


图 7 不同切向流速下的降噪频谱

Fig. 7 Noise reduction frequency spectrums at different grazing flow velocities

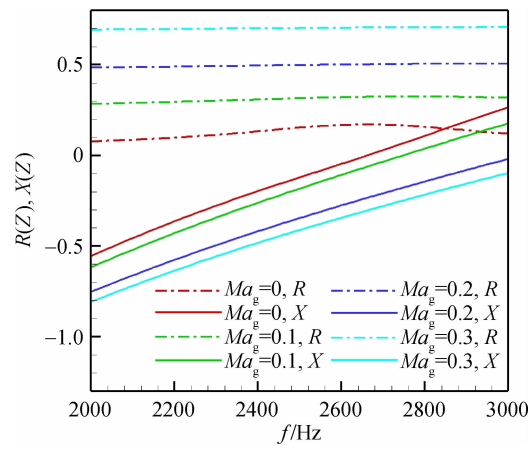


图 9 不同切向流速下的声阻抗

Fig. 9 Acoustic impedances at different grazing flow velocities

速移动,试验结果与前人研究结论一致^[9]。

对比 2 500 Hz、2 阶模态条件下切向流速对远场指向性的影响,结果如图 8 所示。可以发现,声衬在设计工况,即切向流马赫数为 0.2 的条件下远场降噪效果最好,切向流马赫数为 0.1 时次之,无流条件最差,也证明了声衬设计的准确性。

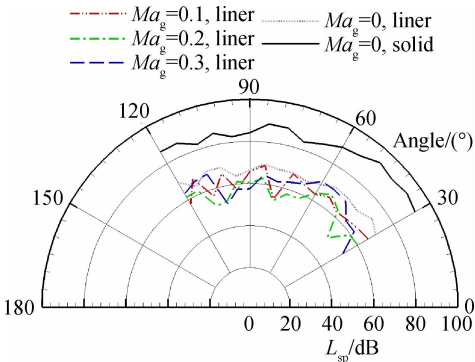


图 8 不同切向流速下的远场指向性对比

Fig. 8 Comparison of far-field directivities at different grazing flow velocities

从管道声模态测试与指向性测试结果可以发现,切向流速对钛合金环形声衬的降噪效果有较大影响。利用 Goodrich 模型,计算不同流速对应的声阻和声抗,如图 9 所示。可以看出切向流的引入同时改变声阻 R 和声抗 X ,随着切向流速增加,声阻升高导致降噪量发生明显变化,声抗下降导致声衬的共振频率向高频移动。

4.3 背板温度对降噪效果的影响

为了进一步探究背板温度对降噪效果的影响,提取切向流马赫数为 0.2 的条件下,3 种不同声衬背板温度 T 对应的 2 阶周向模态入射声源

在 2 000~3 000 Hz 范围的降噪量,如图 10 所示。不同背板温度下管道内的降噪频谱曲线整体趋势基本不变,随着背板温度升高,曲线整体向高频移动,降噪频谱尖峰向高频移动:①背板温度为 300 K 时,声衬的峰值降噪频率约为 2 600 Hz;②背板温度为 373 K 时,声衬的峰值降噪频率约为 2 650 Hz;③背板温度为 473 K 时,声衬的峰值降噪频率约为 2 700 Hz。

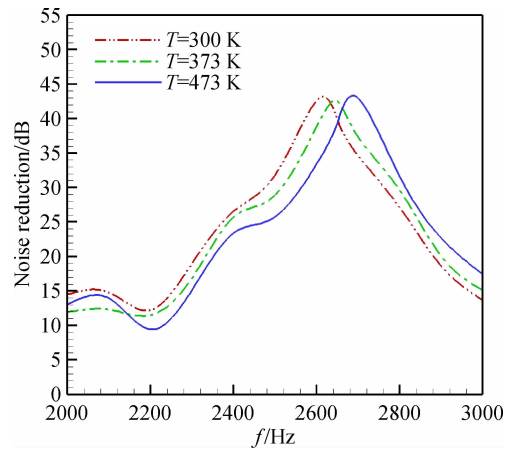


图 10 不同背板温度下的降噪频谱

Fig. 10 Noise reduction frequency spectrums at different back sheet temperatures

对比 2 500 Hz、2 阶模态条件下,声衬背板温度对指向性的影响,对比结果如图 11 所示。可以发现,声衬背板温度升高而降噪效果降低,300 K 条件下的降噪效果最明显。

从管道声模态测试与指向性测试结果可以发现,背板温度对声衬的降噪效果有一定影响,主要会改变声衬的共振频率。当切向流马赫数为 0.2

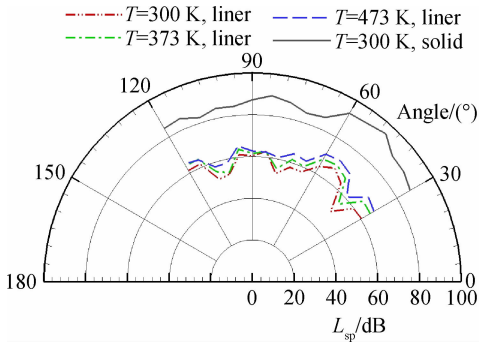


图 11 不同背板温度下的远场指向性对比图
Fig. 11 Comparison of far-field directivities at different back sheet temperatures

的切向气流经过穿孔板的小孔时,小孔空气与切向流充分进行对流换热,与切向流温度基本一致。蜂窝空腔中的空气上边界接近切向流温度,下边界接近背板温度,达到稳态时会形成线性的温度梯度。因此,声衬背板温度升高对穿孔板的声阻抗没有影响,只对空腔空气贡献的声抗 $-i\cot(kL)$ 项有影响。将空腔温度梯度考虑到空腔的声抗中,对 Goodrich 模型进行修改,可以得到不同背板温度条件下的声衬声抗,如图 12 所示。可以发现,随着声衬底部温度升高,声衬声抗略微向下移动,导致声衬的共振频率向高频移动,降噪频谱整体向高频移动。

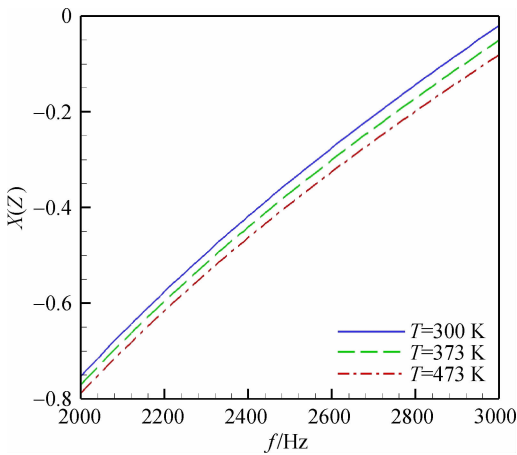


图 12 不同背板温度下的声抗
Fig. 12 Acoustic reactance at different back sheet temperatures

5 结 论

本文提出了一种考虑温度梯度影响的环形声衬消声效果的试验方法,在发动机模拟风扇排气道声学试验台上分别开展管道内声模态试验和管道外指向性试验,验证了钛合金环形声衬的降噪

效果,并研究了切向流速和声衬背板温度对环形声衬降噪效果的影响规律,研究结果表明:

1) 钛合金环形声衬在设计工况,即 2 500 Hz 入射噪声和切向流马赫数为 0.2 切向来流的条件下,管道内 2 阶模态的降噪量为 31.9 dB,远场半径 1 m,30°~120°范围内降噪量都大于 20 dB。

2) 切向流速的改变会对声衬的降噪效果产生较大影响,切向流速增加会导致声衬的降噪频谱带宽增加,降噪频谱尖峰向高频移动。

3) 背板温度对声衬降噪频谱曲线特征几乎没有影响,主要改变了降噪频谱的共振频率,背板温度升高导致频谱向高频移动。

参考文献:

[1] ENVIA E. Fan noise reduction: an overview [J]. *Aeroacoustics*, 2002, 1(1): 43-64.

[2] 陈云永,杨小贺,卫飞飞. 大涵道比风扇设计技术发展趋势 [J]. *航空学报*, 2017, 38(9): 520953. 1-520953. 8.
CHEN Yunyong, YANG Xiaohe, WEI Feifei. Development trend of high bypass ratio turbofans design technology [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(9): 520953. 1-520953. 8. (in Chinese)

[3] 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. (in Chinese)

[4] 纪双英,郝巍,刘杰. 共振吸声结构在航空发动机上的应用进展 [J]. *航空工程进展*, 2019, 10(3): 302-308.
JI Shuangying, HAO Wei, LIU Jie. Resonance absorbing structure and its application in aero engines [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2019, 10(3): 302-308. (in Chinese)

[5] 岳喜山,欧阳小龙,侯金保. 钛合金蜂窝壁板结构制造技术研究 [C]// 第 16 届全国钎焊及特种连接技术交流会论文集. 北京: 中国机械工程学会, 2009: 239-242.

[6] 谢宗燕,岳喜山,孙俊锋. 钛合金蜂窝壁板隔热性能试验研究 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2016, 48(1): 16-20.
XIE Zonghong, YUE Xishan, SUN Junfeng. Experimental study on thermal insulation performance of titanium honeycomb sandwich panels [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 48(1): 16-20. (in Chinese)

[7] RICE E J. Theoretical study of the acoustic impedance of orifices in the presence of a steady grazing flow [R]. NASA TMX-71903, 1976.

[8] 景晓东,孙晓峰,吴景枢,等. 基于声涡转化对穿孔板切向流效应的研究 [J]. *力学学报*, 2002, 34(5): 657-665.
JING Xiaodong, SUN Xiaofeng, WU Jingshu, et al. An investigation of grazing flow effect on the impedance of a

perforated plate based on sound-vortex interaction[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2002, 34(5): 657-665. (in Chinese)

[9] 黄伟稀, 侯宏, 李斌, 等. 基于切向流效应的宽频带穿孔板声衬的研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 770-776. HUANG Weixi, HOU Hong, LI Bing, et al. Broadband sound-absorption of perforated lining in the presence of grazing flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 770-776. (in Chinese)

[10] QIU X, XIN B, WU L, et al. Investigation of straightforward impedance eduction method on single-degree-of-freedom acoustic liners[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(12): 2221-2233.

[11] NORDIN P, SARIN S, RADEMAKER E. Development of new liner technology for application in hot stream areas of aero-engines[C] // Proceedings of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Manchester; AIAA, 2004: 1-13.

[12] ELNADY T, BODEN H, KONTIO T. Impedance of SDOF perforated liners at high temperatures[C] // Proceedings of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Manchester; AIAA, 2004: 505-519.

[13] KABRAL R, BODEN H, ELNADY T. Determination of liner impedance under high temperature and grazing Flow conditions[C] // Proceedings of the 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Atlanta; AIAA, 2014: 1-10.

[14] MERY F, PIOTY E, SEBBANEZ D, et al. Experimental assessment of the effect of temperature gradient across an aeroacoustic liner[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(5): 1-13.

[15] 高翔, 薛东文, 燕群, 等. 涡扇发动机旋转声模态发生与测试试验研究[J]. 科学技术与工程, 2018, 18(23): 128-133. GAO Xiang, XUE Dongwen, YAN Qun, et al. Research on acoustic spinning mode synthesizer and measurement of turbofan engine method validating experiment[J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(23): 128-133. (in Chinese)

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

[17] YU J, KWAN H W, CHIOU S. Microperforate Plate Acoustic Property Evaluation[C] // Proceedings of the 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, Bellevue; AIAA, 1999: 547-557.

[18] YU J, RUIZ M, KWAN H W. Validation of goodrich perforate liner impedance model using NASA Langley test data[C] // Proceedings of the 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Vancouver; AIAA, 2008: 1-11.

[19] QIU X H, DU L, JING X D. The cremer concept for annular ducts for optimum sound attenuation[J]. Journal of Sound and Vibration, 2019, 438(1): 383-401.

[20] 王良锋, 乔渭阳, 纪良, 等. 轴流风扇/压气管道周向声模态的测量[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 917-926. WANG Liangfeng, QIAO Weiyang, JI Liang, et al. In-duct circumferential acoustic mode measurement of axial fan/compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 917-926. (in Chinese)

(编辑: 叶 青、王碧琚)