

# 短舱进气道复合材料声衬声学特性试验研究

高翔, 徐健, 薛东文, 燕群, 霍施宇

(中国飞机强度研究所 航空噪声与动强度航空科技重点实验室, 西安 710065)

**摘要:** **目的** 应用旋转声模态发生试验系统测试无缝复材声衬试验件的传递损失声学特性。**方法** 根据短舱进气道声衬实际应用环境, 采用整体环状成型工艺和无缝拼接技术, 针对性地设计研制出复合材料制成的环形无缝进气道声衬。利用风扇旋转声模态发生试验系统开展基于旋转径向传声器阵列的管内声模态测试识别方法研究, 并发展相应的模态测试装置。**结果** 设计的无缝复材声衬在目标工况下降噪效果良好。**结论** 基于旋转径向传声器阵列可同时识别径向和周向声模态, 并显著减小所用传声器总数。

**关键词:** 短舱进气道; 环形复材声衬; 声模态识别; 声学试验

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.018

中图分类号: V416.2

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0100-06

## Acoustic Performance Test on Nacelle Inlet Composite Material Annular Acoustic Liner

GAO Xiang, XU Jian, XUE Dong-wen, YAN Qun, HUO Shi-yu

(Laboratory of Aeroacoustics and Vibration Aviation Technology, Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

**ABSTRACT:** The paper aims to test the acoustic characteristics of transmission loss of seamless composite acoustic liner test pieces with the rotating acoustic mode generation test system. Considering the actual potential application environment characteristic of acoustic liner in the aero-engine nacelle inlet, the seamless annular acoustic liner made of composite materials was designed and developed by the whole circle forming process and seamless stitching technology. Based on the spinning radial microphone array, the method and the test rig of acoustic mode test and identification were developed by applying in rotating acoustic mode generation test system. The corresponding mode test device was developed. The experimental results showed that the designed seamless composite acoustic liner has a good noise reduction effect under the target condition. The spinning radial microphone array can both identify the radial and circular acoustic mode and apparently reduce the microphones used.

**KEY WORDS:** nacelle inlet; composite material annular acoustic liner; acoustic mode identification; acoustic test

现代民用涡扇航空发动机具有风扇叶尖马赫数越来越高和涵道比逐渐变大的趋势, 风扇噪声已经成为发动机乃至整个飞机最主要的噪声源。为了满足适

航指标中的舒适性要求, 降低风扇噪声成为研究的热点问题。从传播途径角度考虑, 在短舱内铺设声衬进行吸声降噪是当今最普遍且行之有效的方式<sup>[1-3]</sup>。

收稿日期: 2020-07-11; 修订日期: 2020-08-11

Received: 2020-07-11; Revised: 2020-08-11

作者简介: 高翔(1990—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为航空发动机的噪声与振动测试。

**Biography:** GAO Xiang (1990—), Male, Master, Engineer, Research focus: noise and vibration test of aeroengine.

短舱声衬是最常用的控制和降低发动机噪声的有效组件<sup>[4]</sup>。使用短舱声衬，在噪声传递过程中，利用未穿孔空气柱共振原理，有效衰减噪声能量，从而实现减振降噪的目的。传统声衬结构采用金属材料的穿孔板、蜂窝芯和无孔板通过胶膜胶结而成。随着材料科学和加工工艺的发展，复合材料具备轻质化、良好的比强度等优点，适用于短舱声衬结构<sup>[5]</sup>。

文中通过采用整体环状成形工艺和无缝拼接技术，加工了复合材料制成的环形无缝进气道声衬。利用风扇旋转声模态声源，对环装声衬开展了基于涵道内声模态识别测试技术的实验测试，并通过传递损失和插入损失等声学性能测试结果，对复材声衬降噪效果进行分析。

## 1 环状无缝声衬

声衬结构采用微穿孔面板内蒙皮、单层蜂窝和刚性背板外蒙皮的三明治夹层结构（如图 1 所示）<sup>[6]</sup>，内蒙皮微孔排布参数设计、蜂窝芯材的厚度选取与目标噪声频率相对应，利用内蒙皮微孔、蜂窝空气内腔及外蒙皮刚性背板组成无数并联的消声共振腔结构。噪声传播过程中，与内蒙皮微孔空气柱产生共振效应，完成声能的部分转化，从而实现噪声衰减。

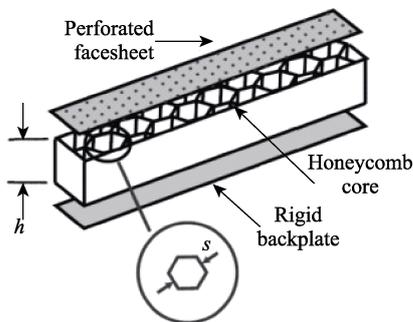


图 1 声衬结构三明治夹层结构  
Fig.1 Sandwich structure of acoustic liner

传统声衬的结构如图 2 所示。在加工过程中，完成穿孔板和背板加工后，在背板和穿孔板内侧刷上薄薄

的胶膜，将蜂窝芯材放入其中，进行高温固化。固化完成后，清理穿孔板面的堵孔。这种工艺中，由于胶膜在高温固化过程中具有流动性，会导致胶膜厚度不均匀，且胶膜会沿蜂窝晶格爬升，导致声衬的厚度误差较大。同时穿孔板面容易被堵孔，造成穿孔率误差较大，降低声衬的降噪效果。

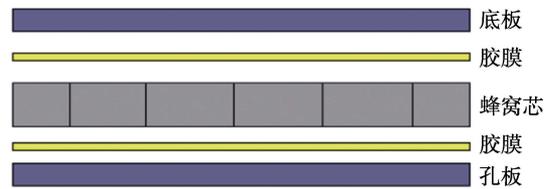


图 2 传统声衬结构  
Fig.2 Schematic diagram of traditional acoustic liner structure

为获得降噪效果良好的环状声衬，选用高分子树脂基复合材料，相对于金属结构，具有明显的减重优势，符合短舱声衬的发展趋势。同时采用复合材料替代传统材料，能够实现结构功能的一体化设计和整体环状成形工艺。采用“无缝拼接”工艺，实现了声衬的整体环状结构加工制造，保证了穿孔率和蜂窝的完整性，整体环状结构声衬如图 3 所示。



图 3 环状声衬实物  
Fig.3 Real picture of annular acoustic liner

文中所设计的声衬目标频率为 1514 Hz，结构参数见表 1。另外加工直径、长度与声衬完全相同的刚性壁面管道作为对照组。

表 1 声衬几何设计参数  
Tab.1 Geometrical design parameters of acoustic liner

Target frequency/Hz	Diameter/mm	Axial length/mm	Perforation rate/%	Aperture/mm	Plate thickness/mm	Cavity depth/mm
1514	900	400	8.1	1.0	0.8	20.0

## 2 试验装置及测试方法

### 2.1 试验装置描述

本试验是在旋转声模态发生试验平台上进行的<sup>[10]</sup>，该发生器技术指标见表 2。旋转声模态发生试验平台如图 4 所示，该平台 and 测量装置放置于半消声室

内部。

### 2.2 声学特性测试方法

本试验在半消声室中进行，常温常压，短舱内的空气不可压缩，无流条件，并且忽略温度梯度；轴向和周向平均速度分布以及管道截面形状在轴向方向保持不变；没有径向速度分布；周向和轴向流速不随

表2 旋转声模态发生试验平台技术指标  
Tab.2 Technical index of ASMS test platform

参数	指标
通径	900 mm
声模态阶数	周向-12~+12
频率范围	500~6000 Hz
最大声压级	>130 dB
稳定工作时间	>20 min

时间发生变化；介质的温度和密度在空间和时间上都是不变的。管内等熵流动且流速均匀，流速为  $v_0$ 、声压、声压密度和关联粒子速度分别为  $p'$ 、 $\rho'$ 、 $v'$ 。同时管内平均温度和气体密度保持恒定，可以通过线性化的欧拉方程来建立声波在管道内传播的模型<sup>[3]</sup>，如式（1）所示。

$$\begin{cases} \left(\frac{\partial}{\partial t} + v_0 \cdot \nabla\right) \rho' + \rho_0 \nabla \cdot v' = 0 \\ \rho_0 \left(\frac{\partial}{\partial t} + v_0 \cdot \nabla\right) v' + \nabla p' = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中：流动介质以理想气体模型进行建模，即  $p' = c_0^2 \rho'$ ， $c_0$  为音速。

对于声波在无限长刚性等径圆柱形管道中传播，方程（1）可得到如式（2）所示的解析解，即特定频率下的模态是由模态波的线性叠加得来。

$$p(x, r, \varphi) = \sum_{m=-\infty}^{+\infty} \sum_{n=0}^{+\infty} (A_{mn}^+ \cdot e^{-ik_{mn}^+ x} + A_{mn}^- \cdot e^{-ik_{mn}^- x}) \cdot f_{mn}(r) \cdot e^{im\varphi} \quad (2)$$

式中： $A_{mn}^\pm$  为顺逆流传播的周向和径向模态波幅

$$2\pi \begin{pmatrix} e^{-ik_{0,0}^+ x_1} f_{0,0}(r_1) e^{i0\theta_1} & e^{-ik_{0,1}^+ x_1} f_{0,1}(r_1) e^{i0\theta_1} & \dots & e^{-ik_{0,n}^+ x_1} f_{0,n}(r_1) e^{i0\theta_1} & \dots & e^{-ik_{m,n}^+ x_1} f_{m,n}(r_1) e^{im\theta_1} \\ e^{-ik_{0,0}^+ x_2} f_{0,0}(r_2) e^{i0\theta_2} & e^{-ik_{0,1}^+ x_2} f_{0,1}(r_2) e^{i0\theta_2} & \dots & e^{-ik_{0,n}^+ x_2} f_{0,n}(r_2) e^{i0\theta_2} & \dots & e^{-ik_{m,n}^+ x_2} f_{m,n}(r_2) e^{im\theta_2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ e^{-ik_{0,0}^+ x_n} f_{0,0}(r_n) e^{i0\theta_n} & e^{-ik_{0,1}^+ x_n} f_{0,1}(r_n) e^{i0\theta_n} & \dots & e^{-ik_{0,n}^+ x_n} f_{0,n}(r_n) e^{i0\theta_n} & \dots & e^{-ik_{m,n}^+ x_n} f_{m,n}(r_n) e^{im\theta_n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ e^{-ik_{0,0}^+ x_N} f_{0,0}(r_N) e^{i0\theta_N} & e^{-ik_{0,1}^+ x_N} f_{0,1}(r_N) e^{i0\theta_N} & \dots & e^{-ik_{0,n}^+ x_N} f_{0,n}(r_N) e^{i0\theta_N} & \dots & e^{-ik_{m,n}^+ x_N} f_{m,n}(r_N) e^{im\theta_N} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} A_{0,0}^+ \\ A_{0,1}^+ \\ \dots \\ A_{0,n}^+ \\ \dots \\ A_{m,n}^+ \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p_1 \\ p_2 \\ \dots \\ p_n \\ \dots \\ p_N \end{pmatrix} \quad (5)$$

式（5）中： $p_i$  为第  $i$  个传声器测得的声压信号在指定频率下的时域信号傅里叶变换值。求解式（5）需满足的两个方面的前提条件：根据矩阵方程组求解方法，选取测点式应保证式（5）所示矩阵方程组为超定线性方程；根据 Shannon 采样定理，若要准确反演一个波形，至少应保证必须满足测点数大于等于模态波数的 2 倍以上，即在进行周向模态（或径向模态）分解中，为了不产生混淆，周向模态（或径向模态）测点个数应大于 2 倍周向模态阶数（或径向模态阶数）。

为进行声衬的降噪特性测试，进行插入损失的测试。插入损失是分别在安装声衬和刚壁管道的条件下

值，即所需要识别的模态幅值； $x$  为声压测点所在截面的轴向位置； $m$  和  $n$  分别为周向、径向模态数； $r$  和  $\varphi$  分别为声压测点所在位置的坐标（半径和角度）； $k_{mn}^+$  和  $k_{mn}^-$  为向管道两端传播的轴向波数，与管内气体周向的马赫数  $M_x$ 、声波角频率  $\omega$ 、管道半径  $R$ 、管道特征值  $\sigma_{mn}$  等参数相关，表达式如式（3）所示。

$$\begin{cases} k_{mn}^\pm = k \frac{-M_x \pm \alpha_{mn}}{\beta^2} \\ \alpha_{mn} = \sqrt{1 - \left(\frac{\beta \sigma_{mn}}{kR}\right)^2} \\ \beta = \sqrt{1 - M_x^2} \\ k = \omega / c_0 \end{cases} \quad (3)$$

式（2）中  $f_{mn}(r)$  表示旋转声模态的形状因子，形状因子与管道结构、声学边界和声模态的形式密切相关。在刚性壁面等径圆形管道内，模态形状因子的表达式如式（4）所示。

$$f_{mn}(r) = \begin{cases} J_m(\sigma_{mn} r / R) & \text{plane wave} \\ \frac{J_m(\sigma_{mn} r / R)}{\sqrt{\left(1 - \frac{m^2}{\sigma_{mn}^2}\right) J_m^2(\sigma_{mn})}} & \text{non plane wave} \end{cases} \quad (4)$$

式中： $J_m$  为第一类 Bessel 函数； $\sigma_{mn}$  为管道模态特征值，求解过程需要用到第一类和第二类 Bessel 函数。

将线性方程式（2）展开可以得到矩阵方程组，如式（5）所示。

测试声衬下游（即图 4 所示唇口同一截面）的测试模态幅值，刚壁管道条件下的模态幅值与声衬条件下的模态幅值即为插入损失测试结果。试验通过旋转扫描式传声器阵列进行插入损失的测试，旋转扫描式传声器阵列如图 4 所示，扫描耙上沿直径方向均布传声器阵列。试验中，扫描耙间歇旋转分段扫描获取同一截面内的声场信息，扫描耙转动角度不低于 180°，即保证扫描耙上每个半径位置传声器阵列能够覆盖整个圆周。试验过程中，持续实时同步采集旋转扫描式传声器阵列声压信号。在试验前，需要根据扫描耙上的传声器安装孔位确定坐标矩阵中的半径，根据扫描耙的转动角度步长确定坐标矩阵中的角度。

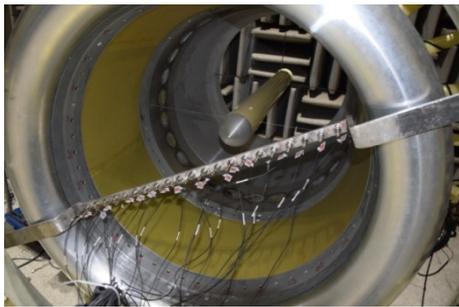


图 4 插入损失测试传声器阵列  
Fig.4 Test microphone array of the transmission loss

### 3 结果与分析

对于管道内模态分解，了解模态截通特性后，确定模态分解的频率范围是很重要的。根据 Tyler & Sofrin 理论方法<sup>[3]</sup>，如式(6)所示，管道内模态截通频率计算结果见表 3。

$$f_{mn}^c = \sigma_{mn} \cdot c_0 / 2\pi R \quad (6)$$

表 3 管道截通频率  
Tab.3 Cut-off frequency of duct Hz

截通特性	径向模态数		
	0	1	2
1	211	611	979
2	350	769	1143
3	482	919	1301
4	610	1064	1454
5	736	1206	1604
6	860	1345	1750
7	983	1483	1895
8	1106	1618	2038
9	1228	1753	2179
10	1349	1886	2318
11	1470	2018	2457
12	1591	2149	2594

根据管道截通频率表，以(10,0)阶模态测试工况，分别选取 1400、1514、1750 Hz 等三个频率点处进行试验结果描述。

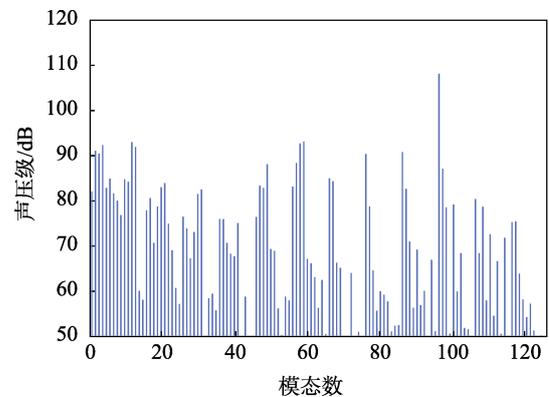
插入损失的测试方法是在相同的声源条件下分别在安装固壁和声衬两种安装状态下测试管道内下游同一截面上的模态参数。插入损失的计算方法是在所发生的主模态下，将安装固壁件测得的模态幅值与安装声衬件测得的模态幅值做差，得出声衬的插入损失。(10,0)模态工况条件下，1400、1514、1750 Hz 等三个频率点处，刚壁管道条件下和声衬条件下的测试结果如图 5—图 7 所示。

径向模态为  $n$ ，周向模态为  $m$ ，则模态数  $M$  表示  $(m,n)$  阶模态正向传播，其中：

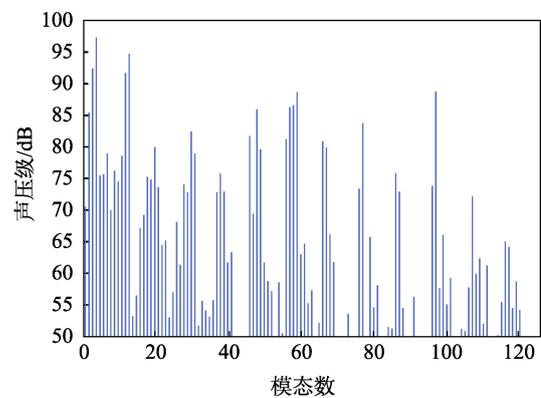
$$M=10(m-1)+2n+1 \quad (n=0,1,2,3,4; m=,1,2,\dots,12)$$

径向模态为  $n$ ，周向模态为  $m$ ，则模态数  $M$  表示  $(m,-n)$  阶模态正向传播，其中：

$$M=10(m-1)+2n+2 \quad (n=0,1,2,3,4; m=,1,2,\dots,12)$$



a 固壁测试结果



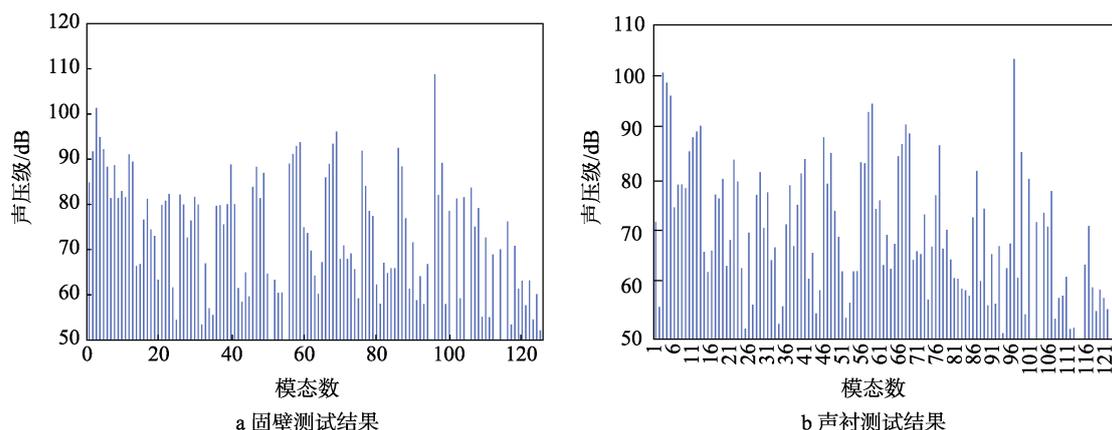
b 声衬测试结果

图 5 模态数(10,0)、1400 Hz 条件下插入损失测试结果  
Fig.5 TL Test results of  $f=1400$  Hz & (10, 0) : a) test results under solid wall condition; b) test results under solid acoustic condition

由图 5—图 7 可以看出，基于旋转径向传声器阵列的模态测量方法采用了 21 个传声器组成的阵列，可以同时测试周向和径向声模态的幅值。根据试验结果可以看出，声衬在(10,0)模态下，1400、1514、1750 Hz 都有降噪效果。同时根据图 7 中各径向模态的幅值，可以认为声衬在 1750 Hz 的降噪效果比设计点处更佳。声衬在 1514 Hz 条件下同样具有降噪效果，符合设计预期。

### 4 结论

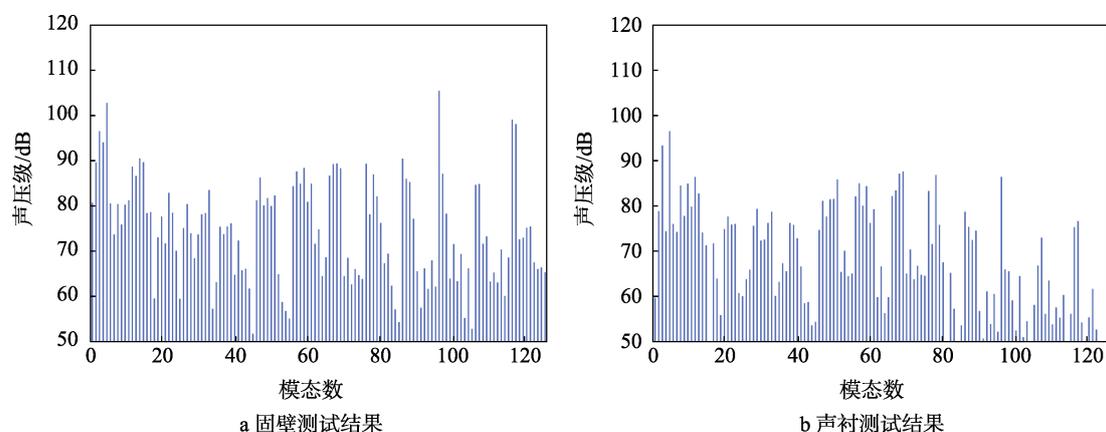
首先基于声衬的设计要求，采用环状整体成形工艺和无缝拼接技术研制出了复材环状无缝声衬。采用风扇旋转声模态发生试验系统开展了测试试验，通过实验对比验证了声衬的降噪效果。同时根据管道声学模态分析方法和测试技术，结合中国飞机强度研究所旋转声模态发生试验平台，经过两种测量方法进行对比，主要结论如下。



a 固壁测试结果

b 声衬测试结果

图6 模态数(10,0)、1514 Hz 条件下插入损失测试结果

Fig.6 TL Test results of  $f=1514$  Hz & (10, 0): a) test results under solid wall condition; b) test results under solid acoustic condition

a 固壁测试结果

b 声衬测试结果

图7 模态数(10,0)、1750 Hz 条件下插入损失测试结果

Fig.7 TL Test results of  $f=1750$  Hz & (10, 0): a) test results under solid wall condition; b) test results under solid acoustic condition

1) 相比于传统金属材料声衬, 文中所述复合材料声衬的质量明显减小, 拼缝位置的无缝处理工艺能够显著提高声衬的质量, 所设计的无缝声衬在目标工况下降噪效果良好。

2) 基于旋转径向传声器阵列的模态测量方法, 可以用少量传声器获得较多测点位置的信息, 能够同时识别分析周向和径向声模态, 应用该方法能够有效地减少模态测试所需要的传声器总数。

#### 参考文献:

- [1] MCALPINE A, WRIGHT M C M. Acoustic Scattering by a Spliced Turbofan Inlet Duct Liner at Supersonic Fan Speeds[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2006, 292: 911-934.
- [2] TAM C K W, JU H. Scattering of Acoustic Duct Modes by Axial Liner Splices[C]// 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Cambridge, MA, 2006.
- [3] BARTLETT P, HUMPHREYS N, PHILLIPSON P, et al. The joint Rolls-Royce/Boeing quiet technology demonstrator programme[C]//10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Manchester, UK, 2004.
- [4] YU J, NESBITT E. Quiet Technology Demonstrator 2 Intake Liner Design and Validation[C]// 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Cambridge, MA, 2006.
- [5] PREMO J, BREARD C, LAN J. Predictions of the Inlet Splice Effects from the QTD2 Static Test[C]// 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Rome, Italy, 2007.
- [6] 王良锋, 乔渭阳, 纪良, 等. 轴流风扇/压气机管道周向声模态的测量[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(4): 917-921. WANG Liang-feng, QIAO Wei-yang, JI Liang, et al. In-duct Circumferential Acoustic Mode Measurement of Axial Fan/Compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(4): 917-921.
- [7] 周迪, 王晓宇, 陈俊, 等. 转子叶栅非同步振荡发生特性研究[J]. *航空学报*, 2015, 36(3): 737-741. ZHOU Di, WANG Xiao-yu, CHEN Jun, et al. Investigation of Sound Generation by Non-synchronously Vibrating Rotor Blades[J]. *Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica*, 2015, 36(3): 737-741.
- [8] WILLIAM H H, RONALD F O, STEFAN U. The Quiet

Technology Demonstrator program: Flight Validation of Airplane Noise-Reduction Concepts[C]// 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Cambridge, MA, 2006.

- [9] 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 Dong-wen, YAN Qun, et al. Research on Acoustic Spinning Mode Synthesizer and Measure-

ment of Turbofan Engine Method Validating Experiment[J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(23): 128-133.

- [10] 薛东文, 燕群, 高翔, 等. 发动机涵道高阶声模态控制技术[J]. 计算机仿真, 2019, 36(6): 125-131.  
XUE Dong-wen, YAN Qun, GAO Xiang, et al. The Control of High Order Acoustic Modes in Engine Duct[J]. Computer Simulation, 2019, 36(6): 125-131.