

基于参考信号方法的叶轮机械宽频噪声 试验研究

许坤波, 乔渭阳, 魏人可, 王良峰
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要:航空发动机降噪研究迫切需要 1 种叶轮机械宽频噪声测量方法。通过在单级轴流风扇进口段布置的 4 圈环形麦克风阵列对管道内宽频噪声进行了测量,每圈阵列由 8 个环壁面布置的传声器组成。在 40%~100%设计转速下,利用互相关方法对管道内宽频噪声进行了试验研究。结果表明:在相同转速不同工况下的噪声结果差别很小。该方法能准确地对管道内模态波进行分解,并分辨出顺流和逆流传播的模态波,进一步证实了互相关方法在管道宽频噪声测量方面有很好的鲁棒性。

关键词:宽频噪声;模态;阵列;叶轮机械;轴流风扇

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.04.014

An Experimental Investigation on Turbomachinery Broadband Noise Based on Reference Signal Method

XU Kun-bo, QIAO Wei-yang, WEI Ren-ke, WANG Liang-feng

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Noise reduction research in aeroengine urgently needs an experimental method to measure turbomachinery broadband noise. Four rings of microphones installed upstream of an axial fan were used to measure the broadband ducted noise, each ring was composed of 8 wall-flush mounted microphones. Experiments were conducted at different conditions from 40% to 100% design speed, and broadband noise results were analyzed by correlation method. Results show that there is little difference in the decomposed broadband sound fields when different conditions are operating at the same rotating speed. The method can accurately decompose the sound fields into modal terms and distinguish the mode waves both along and against flow directions. Cross-correlation method is furtherly proved to be robust in broadband noise determination.

Key words: broadband noise; mode; array; turbomachinery; axial fan

0 引言

商用飞机的噪声问题始终是社会关注的焦点,航空发动机噪声在大多数飞行状态下都是其主要噪声源。航空发动机噪声包括单音噪声(例如转子自噪声、蜂鸣声和转、静干涉噪声)和宽频噪声^[1]。风扇噪声已被证实是大型亚声速飞机上涡扇发动机的主要噪声源。近年来随着各种措施的实行(例如:在发动机进口段和外涵段上安装被动吸声装置,采用先进的风扇叶型设计和转、静子叶片数的截止设

计),单音噪声已经接近降噪极限,因此降低宽频噪声研究越来越迫切^[2]。

降噪措施(除去操作中的飞行航迹控制)可以分成 2 种:1 种是在声源处通过合适的风扇叶型声学 and 空气动力学再设计,去除掉噪声源的空气动力学产生机理;另 1 种利用管道声学处理降低噪声源在管道中的声辐射效率。第 2 种措施既可以通过主动吸声结构对噪声能量的实际吸收降低声辐射效率(也就是将声能量转化为热能),也可以通过使声源处和其附近的声阻抗不匹配的被动吸声结构降

收稿日期:2016-12-09 基金项目:国家自然科学基金(51476134)资助

作者简介:许坤波(1988),男,在读博士研究生,主要研究方向为航空发动机气动声学;E-mail: spiritkb@mail.nwpu.edu.cn。

引用格式:许坤波,乔渭阳,魏人可,等.基于参考信号方法的叶轮机械宽频噪声实验研究[J].航空发动机,2017,43(3):79-84. XU Kunbo, QIAO Weiyang, WEI Renke, et al. An experimental investigation on turbomachinery broadband noise based on reference [J]. Aeroengine, 2017, 43(3): 79-84.

低声辐射效率^[9]。针对声源处降噪,英国南安普顿大学^[4-9]将叶型前缘和尾缘设计成仿生学锯齿形状,并进行了降噪试验研究,但均是针对翼型在自由场环境内进行。当对象变成管道内声源时,声场测量将是一大难点。

Tyler&Sofrin^[10]提出管道内的声压信号可以写成无限个模态波的线性叠加形式,管道内模态波传播以及试验测量研究迅速成为热点^[11-16],但其只停留在单音噪声测量方面。针对硬壁管道内噪声,Doak^[17]推导出有限长管道内声场分布的精确方程,虽然该推导中的对象是无气流管道且末端有挡板,但该方程可以拓展到有气流的情况。该方程涉及了控制管道声场的 3 个主要参数:管道横截面几何形状、声源的时空分布和管道末端声场终止环境。基于 Doak 推导出的控制方程,Chung^[18]将互相关方法用于管道内噪声研究,利用信号互相关方法可以分辨出内部核心噪声对远场辐射噪声的贡献大小。Abom^[19]利用 1 对麦克风信号之间的传递函数分辨出模态波中顺流和逆流传播部分;Michalke^[20-21]通过对声压频谱的周向平均来测得管道内声功率频谱。根据上述方法,德国宇航院(DLR)的 Enghardt^[22]教授在 2001 年用 6 个旋转的径向阵列测量了高速低压涡轮出口声场,并在 2004 年提出 1 种测量管道内宽频带下噪声功率的方法^[23],这种方法还可以分辨出管道内顺流和逆流传播的模态波;2005 年在欧盟 SILENCE (R)项目的研究中,Enghardt 教授和德国 MTU 航空发动机公司合作在 DLR 柏林分部对 3 级低压涡轮进行了声场测量,试验中用了 4500 个声场测点对涡轮单音进行了研究^[24],并验证了相关方法^[25-27]在管道宽频噪声测量上的可靠性。

本文利用环壁面布置的 2 圈环形麦克风阵列对管道内宽频噪声进行测量,利用互相关方法不仅获得了主要单音噪声结果,而且得到了管道内传播的宽频噪声结果,并研究了不同参考麦克风信号对模态声功率和宽频噪声声功率的影响。

1 试验台

试验是在西北工业大学动力与能源学院的叶轮机械气动力学和气动声学实验室(TAAL)进行。风扇试验台和测量装置如图 1 所示,试验台测点分布如图 2 所示,测量装置分流场和声场 2 部分。流场测

量包含进口段的静压孔和出口段处的 5 孔探针,声场测量装置(图 2)由布置在风扇进口段的 4 圈麦克风阵列组成,其轴向间距为 10 cm,每圈阵列由 8 个周向等间距排布的麦克风组成。风扇由变频电机带动,在试验中测量了多个转速状态,每个转速测量了 2 个工况(如图 3 所示),分别为高压比(condition #1)和低压比(condition #2)状态。风扇试验台主要参数见表 1,其中转子数为 19,静子数为 18,设计转速为 3000 r/min,额定流量为 6.3 kg/s。



图 1 风扇试验台和测量装置

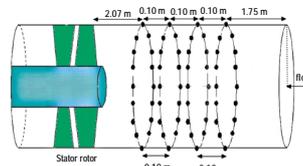


图 2 试验台测点分布

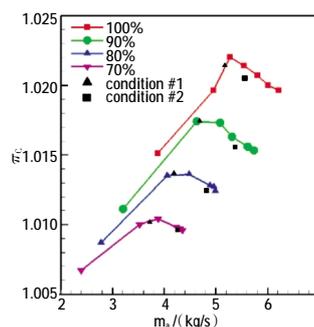


图 3 特性线和测量工况

表 1 压气机主要设计参数

Design parameters	Design value
Number of blades	19
Number of vanes	18
Rotate speed/(rev/min)	3000
Rate of flow/(kg/s)	6.3
Total pressure ratio	1.02
Outside diameter/mm	500
Hub ratio	0.57
Span-chord ratio of rotor	1.2
Span-chord ratio of stator	1.2
Airfoil shape	NACA-65

2 理论背景

波动方程在圆柱坐标系 (x, r, θ) 中为^[1]

$$\frac{1}{c^2} \cdot \frac{D^2 p}{Dt^2} - \frac{\partial^2 p}{\partial x^2} - \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial p}{\partial r} \right) - \frac{1}{r^2} \cdot \frac{\partial^2 p}{\partial \theta^2} = 0 \quad (1)$$

式中: c 为声速; t 为时间; p 为声压。

式(1)是无黏方程并假设流动中不可压、绝热、温度梯度可忽略,并且流动的状态信息与轴向位置

和周向位置无关。对于声场在圆柱或环形的硬壁管道内传播,式(1)可以得到 1 种数值解,对于某个频率可以由模态波的线性叠加得到^[1]。

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

$$f_{mn}(\sigma_{mn} \frac{r}{R}) = C_{mn} (J_m(\sigma_{mn} \frac{r}{R}) + Q_{mn} Y_m(\sigma_{mn} \frac{r}{R})) \quad (3)$$

$$\frac{1}{C_{mn}^2} = \frac{1}{2} \left\{ \begin{aligned} & \left[1 - \frac{m^2}{\sigma_{mn}^2} \right] [J_m(\sigma_{mn}) + Q_{mn} Y_m(\sigma_{mn})]^2 - \\ & \left[\sigma_{mn}^2 - \frac{m^2}{2} \right] [J_m(\sigma_{mn}) + Q_{mn} Y_m(\sigma_{mn})]^2 \end{aligned} \right. \quad (4)$$

$$\int_A f_{mn}^2 r dr d\theta = A \quad (5)$$

式中:m 为周向模态阶数;n 为径向模态阶数; A_{mn}^2 为管道声模态振幅;上标“+”、“-”分别表示顺流和逆流; ω 为角频率; φ 为周向角度; $k=\omega/c$ 为波数; r/R 为无量纲半径; $f_{mn}(r)$ 为管道特征函数,其要用到 1、2 阶 Bessel 函数,即 J_m 和 Y_m ,并用到圆柱硬壁管道特征值 σ_{mn} ,对于非环形管道系数 Q_{mn} 为 0; C_{mn} 为无量纲系数,保证特征函数沿着横截面积分的结果为面积。

假设管道内不同模态波是互不相关的,且声压的频域信号经过了足够多次平均,能反映出声场的统计结果。考虑到 2 个附标为 mic 和 ref 的麦克风信号,应用式(2),2 个麦克风测量的复数声压信号的互相关可以用模态信息表示为

$$\begin{aligned} & p(x_{mic}, r_{mic}, \varphi_{mic}) p(x_{ref}, r_{ref}, \varphi_{ref})^* = \\ & \left(\sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} (A_{mn}^+ e^{ik_{mn}^+ x_{mic}} + A_{mn}^- e^{ik_{mn}^- x_{mic}}) f_{mn}(r_{mic}) e_{im\varphi_{mic}} \right) \cdot \\ & \left(\sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} (A_{mn}^+ e^{ik_{mn}^+ x_{ref}} + A_{mn}^- e^{ik_{mn}^- x_{ref}}) f_{mn}(r_{ref}) e_{im\varphi_{ref}} \right)^* \cdot \\ & f_{mn}(r_{mic}) f_{mn}(r_{ref}) e_{im(\varphi_{mic} - \varphi_{ref})} \left\{ \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} (A_{mn}^+ e^{ik_{mn}^+ x_{mic}} + A_{mn}^- e^{ik_{mn}^- x_{mic}}) \right\} \cdot \\ & \left(\sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} (A_{mn}^+ e^{ik_{mn}^+ x_{ref}} + A_{mn}^- e^{ik_{mn}^- x_{ref}})^* \right) = \\ & F_{mn}^2 e_{im(\varphi_{mic} - \varphi_{ref})} \left\{ \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} (A_{mn}^+ e^{ik_{mn}^+ x_{mic}} + A_{mn}^- e^{ik_{mn}^- x_{mic}}) \right\} \cdot \\ & \left(\sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} (A_{mn}^+ e^{ik_{mn}^+ x_{ref}} + A_{mn}^- e^{ik_{mn}^- x_{ref}})^* \right) \quad (6) \\ & \left(\sum_{i=1}^N (A_i^+ e^{ik_i^+ x_{mic}} + A_i^- e^{ik_i^- x_{mic}}) \right) \cdot \left(\sum_{j=1}^N (A_j^+ e^{ik_j^+ x_{ref}} + A_j^- e^{ik_j^- x_{ref}}) \right)^* = \\ & \sum_{i=1}^N (|A_i^+|^2 e^{ik_i^+(x_{mic} - x_{ref})} + |A_i^-|^2 e^{ik_i^-(x_{mic} - x_{ref})}) + \end{aligned}$$

$$\sum_{i=1}^N A_i^+ A_i^{-*} e^{ik_i^+ x_{mic} - ik_i^- x_{ref}} + \sum_{i=1}^N A_i^- A_i^{+*} e^{ik_i^- x_{mic} - ik_i^+ x_{ref}} +$$

$$\left[\sum_{i=1}^N \sum_{j=1, j \neq i}^N A_i^+ A_j^{-*} e^{ik_i^+ x_{mic} - ik_j^- x_{ref}} + \sum_{i=1}^N \sum_{j=1, j \neq i}^N A_i^- A_j^{+*} e^{ik_i^- x_{mic} - ik_j^+ x_{ref}} \right] \quad (7)$$

式中:i,j 为任意模态阶数;N 为截通的模态总数;上标 * 为共轭。因为假设不同模态的相关性为 0,即

$$\frac{|<A_i^+ A_j^{-*}>|^2}{<|A_i^+|^2> <|A_j^-|^2>} = \frac{|<A_i^- A_j^{+*}>|^2}{<|A_i^-|^2> <|A_j^+|^2>} = 0 (i \neq j) \quad (8)$$

因此公式(7)中的方括号项为 0。即:

$$\left(\sum_{i=1}^N (A_i^+ e^{ik_i^+ x_{mic}} + A_i^- e^{ik_i^- x_{mic}}) \right) \cdot \left(\sum_{j=1}^N (A_j^+ e^{ik_j^+ x_{ref}} + A_j^- e^{ik_j^- x_{ref}}) \right)^* = \sum_{i=1}^N (|A_i^+|^2 e^{ik_i^+(x_{mic} - x_{ref})} + |A_i^-|^2 e^{ik_i^-(x_{mic} - x_{ref})}) + \quad (9)$$

$$\sum_{i=1}^N A_i^+ A_i^{-*} e^{ik_i^+ x_{mic} - ik_i^- x_{ref}} + \sum_{i=1}^N A_i^- A_i^{+*} e^{ik_i^- x_{mic} - ik_i^+ x_{ref}}$$

其中

$$f_{mn}(r_j) = f_{mn}(\sigma_{mn} \frac{r_j}{R}) \quad (10)$$

$$F_{mn}^2 = f_{mn}(r_{mic}) f_{mn}(r_{ref}) \quad (11)$$

$$\begin{aligned} & k_{mn}^{\pm} \frac{k}{\beta^2} (-Ma_x \pm \alpha_{mn}) = C_1 (-Ma_x \pm \sqrt{1 - C_2^2}) \\ & C_1 = \frac{k}{1 - Ma_x^2}, C_2 = (1 - Ma_x^2) \left(\frac{\sigma_{mn}}{kR} \right)^2 \\ & k_{mn}^+ = C_1 (-Ma_x + \sqrt{1 - C_2^2}) = k^{Ma} + k_{mn}^s \\ & k_{mn}^- = C_1 (-Ma_x - \sqrt{1 - C_2^2}) = k^{Ma} - k_{mn}^s \\ & k^{Ma} = \frac{k}{\beta^2} (-Ma_x) \\ & k_{mn}^s = \frac{k}{\beta^2} \alpha_{mn} = \frac{k}{\beta^2} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{\beta \sigma_{mn}}{kR} \right)^2} \\ & \beta = \sqrt{1 - Ma_x^2} \end{aligned} \quad (12)$$

式中:Ma_x 为轴向马赫数。

从式中可见, k^{Ma} 只依赖于马赫数 Ma_x, 而 k^s_{mn} 依赖于声波区域的边界条件。

式(9)表明:对于任意 1 个截通模态,会有 4 个未知数,即需要测量 4 个互相关信号才能求解出其模态振幅。因此在实际操作中需要简化自变量的个数。

式(9)的后面 2 项可以简化为

$$\begin{aligned} & \sum_{i=1}^N A_i^+ A_i^{-*} e^{ik_i^+ x_{mic} - ik_i^- x_{ref}} + \sum_{i=1}^N A_i^- A_i^{+*} e^{ik_i^- x_{mic} - ik_i^+ x_{ref}} = \\ & (e^{ik^{Ma}(x_{mic} - x_{ref})} e^{ik_{mn}^s(x_{mic} - x_{ref})}) A_{mn}^- A_{mn}^{+*} + \end{aligned}$$

$$e^{ik_{mn}^+(x_{mc}-x_{md})} e^{ik_{mn}^s(x_{mc}+x_{md})} A_{mn}^+ A_{mn}^{-*} = 2 \cdot e^{ik^M(x_{mc}-x_{md})} \cdot R_e \left\{ A_{mn}^- A_{mn}^+ e^{-ik_{mn}^s(x_{mc}+x_{md})} \right\} \quad (13)$$

式中： $R_e\{\}$ 表示复数的实部。

将式(13)应用到式(9)中,则对于每个截通的模态(m,n)都包含 3 个未知数,即

$$x = \begin{bmatrix} |A_{mn}^+|^2 \\ |A_{mn}^-|^2 \\ R_e(A_{mn}^+ A_{mn}^- e^{-ik_{mn}^s(x_1+x_2)}) = B_{mn} \end{bmatrix} \quad (14)$$

据式(9)和式(13),可以将管道内声压信号的

互相关写成矩阵 $Ax=b$ 形式如式(16)所示,上标 T 表示转置,即模态分解过程可以写成 1 个“反问题”形式。而对于大多数情况,一般已知的测点数要大于未知数的个数,即要求解的问题超定。对于这类问题,通常使用奇异值分解方法(Singular Value Decomposition)求解。使用这种方法得到模态波沿顺流和逆流方向传播的振幅,并通过式(15)计算出模态声功率。

$$P_{mn}^\pm = \frac{\pi R^2}{\rho c} \frac{\alpha_m \beta^4}{(1 \mp \alpha_{mn} Ma_x)^2} |A_{mn}^\pm|^2 \quad (15)$$

$$\begin{bmatrix} F_{00}^2 e^{ik_{00}^+(x_1-x_2)} e^{im(\phi_1-\phi_2)} & F_{00}^2 e^{ik_{00}^+(x_1-x_3)} e^{im(\phi_1-\phi_3)} & \dots & F_{00}^2 e^{ik_{00}^+(x_1-x_N)} e^{im(\phi_1-\phi_N)} \\ F_{00}^2 e^{ik_{00}^-(x_1-x_2)} e^{im(\phi_1-\phi_2)} & F_{00}^2 e^{ik_{00}^-(x_1-x_3)} e^{im(\phi_1-\phi_3)} & \dots & F_{00}^2 e^{ik_{00}^-(x_1-x_N)} e^{im(\phi_1-\phi_N)} \\ 2F_{00}^2 e^{ik^M(x_1-x_2)} e^{im(\phi_1-\phi_2)} & 2F_{00}^2 e^{ik^M(x_1-x_3)} e^{im(\phi_1-\phi_3)} & \dots & 2F_{00}^2 e^{ik^M(x_1-x_N)} e^{im(\phi_1-\phi_N)} \\ F_{10}^2 e^{ik_{10}^+(x_1-x_2)} e^{im(\phi_1-\phi_2)} & F_{10}^2 e^{ik_{10}^+(x_1-x_3)} e^{im(\phi_1-\phi_3)} & \dots & F_{10}^2 e^{ik_{10}^+(x_1-x_N)} e^{im(\phi_1-\phi_N)} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ 2F_{mn}^2 e^{ik^M(x_1-x_2)} e^{im(\phi_1-\phi_2)} & 2F_{mn}^2 e^{ik^M(x_1-x_3)} e^{im(\phi_1-\phi_3)} & \dots & 2F_{mn}^2 e^{ik^M(x_1-x_N)} e^{im(\phi_1-\phi_N)} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} |A_{00}^+|^2 \\ |A_{00}^-|^2 \\ B_{00}^\pm \\ |A_{10}^-|^2 \\ \vdots \\ B_{mn}^\pm \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p(x_1, r_1, \phi_1) p(x_2, r_2, \phi_2)^* \\ p(x_1, r_1, \phi_1) p(x_3, r_3, \phi_3)^* \\ \vdots \\ p(x_1, r_1, \phi_1) p(x_N, r_N, \phi_N)^* \end{bmatrix} \quad (16)$$

3 试验结果和分析

试验中 32 个麦克风的采样频率为 32768 Hz, 采样时间为 10 s。各频率下管道内截通的模态波个数以及最大的周向模态阶数和径向模态阶数如图 4 所示。试验中轴向布置了 4 圈阵列,因此可以分辨的最大径向模态阶数为 1, 从图中可见,0~1100 Hz 内的模态结果是可信的。

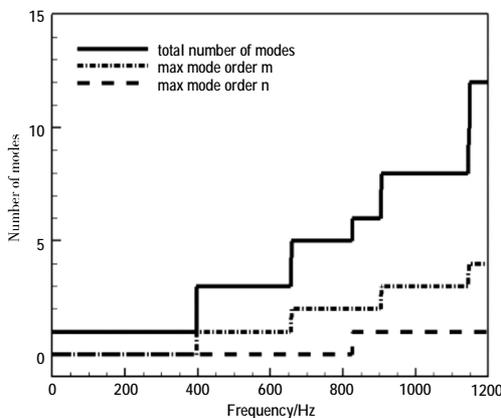


图 4 不同频率下总模态个数和模态值(m, n)

据管道内模态截止理论可知,在所研究的频率段,管道内可以截通的模态为:(0,0)、(±1,0)、(±2,0)、(±1,0)和(0,1)。依据 Tyler&Sofrin 模态分解理论,NPU-Fan 风扇试验台可辐射出的转、静干涉模态阶数见表 2。

表 2 NPU-Fan 管道内转、静干涉模态

harmonic order number (n)	Blade passing frequency (BPF)	Rotor-stator interaction	
		k	m=nB+kV
		-2	-17
1	1	-1	1
		0	19
		-3	-16
2	2	-2	2
		-1	20
		-4	-5
3	3	-3	3
		-2	21

基于参考信号方法计算出不同转速和工况下 bpf 处的模态声功率结果如图 5 所示,分别给出了顺流和逆流传播的结果。横坐标为周向模态阶数,纵坐标为声功率。从图中可见,不同工况下的模态

结果非常相近,转、静干涉模态是 bpf 处的主导模态,顺流传播的模态声功率要高于逆流传播的。尤其是 (1,0) 模态,其差值可达 10 dB。

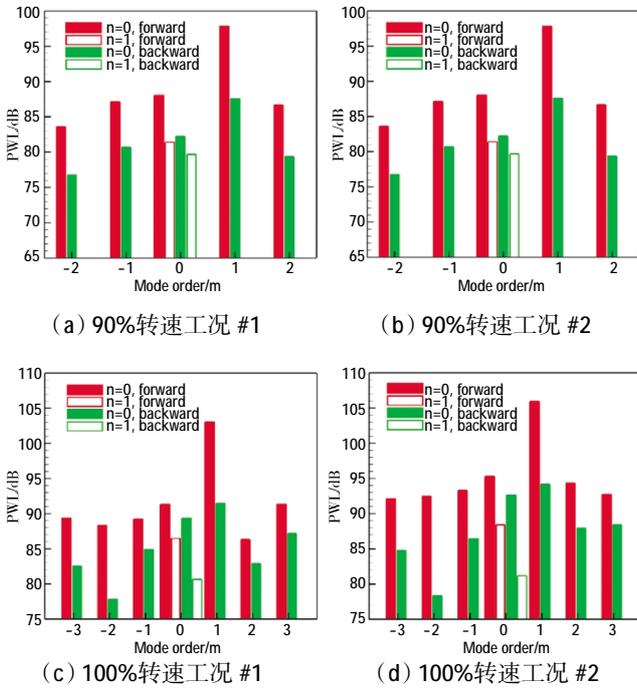


图 5 不同转速和工况下的模态声功率结果

不同转速和工况下顺流和逆流传播的模态结果对比如图 6 所示。在 90%转速下的非平面波的结果差别不大,而在 100%转速下 condition #1 工况的结果要比 condition #2 的大。这是因为在较低转速下,加大叶片载荷只改变了平面波模态结果,而在高转

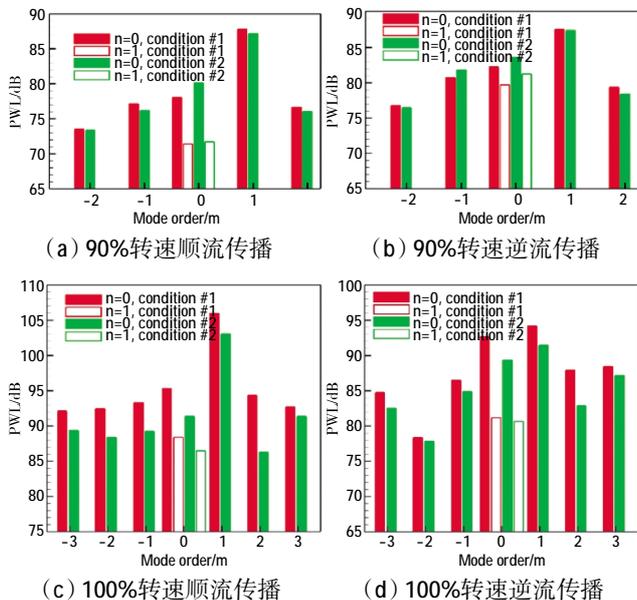


图 6 不同转速下顺流和逆流传播的模态声功率结果

速下,加大叶片载荷在显著影响平面波结果的同时也会影响到其它高阶模态。某个工况下计算出的声功率以及过滤后的频谱如图 7 所示。原始结果中有很多毛刺,这些毛刺可能由试验台本身的振动噪声产生,而不是因为采样数据时间太短或者平均次数太少导致,因此无法通过后处理抑制掉。为了研究宽频噪声,用过滤函数对结果进行了平滑处理,处理后的结果依然保有原有的趋势,后面的频谱图均为过滤后的结果。

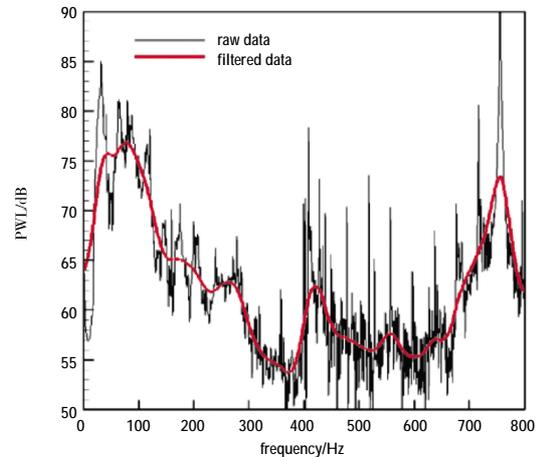


图 7 原始信号和过滤后的模态声功率结果对比

不同转速下计算出的声功率结果如图 8 所示。从图中明显可见声功率的结果随着转速增大而变大,所有转速线的结果在 400 Hz 处均有很明显跃升,这是因为在此频率处截通了第 1 个非平面模态波。每条转速下的结果在其 BPF 处都出现了峰值,随着转速增大,该峰值频率逐渐后移。峰值附近呈现山峰型,而不是在单个频率下出现峰值,这是因频谱泄露造成的。该方法能很好地测量出不同工况下宽频噪声差别。

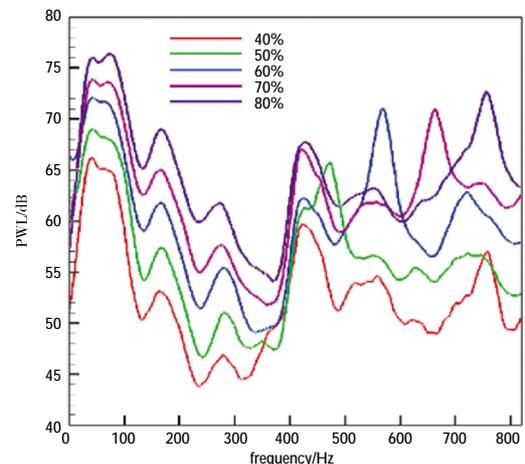


图 8 不同转速下计算出的声功率结果

为了拓宽可研究的频率范围,后续试验可以通过增加轴向圈数,或者采取旋转阵列测量。

4 结论

通过对试验结果的研究分析,可以得到以下结论:

(1)在高背景噪声和较大硬壁反射条件下,在管道内采用相关方法可以进行径向模态分解,并准确捕捉管道内的主要模态波;

(2)在较低转速下,在不同工况处的平面波有差别,而在高转速下,在平面波有较大差别时,别的高阶模态也会发生变化;

(3)相关方法在宽频噪声功率的测量上有很好的鲁棒性,不同参考信号求解出的结果误差不大。

参考文献:

- [1] 乔渭阳.航空发动机气动声学[M].北京:北京航空航天大学出版社,2010:1-8.
QIAO Weiyang. Aeroengine aeroacoustics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2010:1-8.(in Chinese)
- [2] Enghardt L, Holewa A, Tapken U. Comparison of different analysis techniques to decompose a broad-band ducted sound field in its mode constituents [C]// Proceedings of the 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Reston: AIAA, 2007.
- [3] Doak P E. Excitation, transmission and radiation of sound from source distributions in hard-walled ducts of finite length (I): the effects of duct cross-section geometry and source distribution space-time pattern[J]. Journal of Sound and Vibration, 1973, 31(1): 1-72.
- [4] Gruber M. Airfoil noise reduction by edge treatments [D]. Southampton: University of Southampton, 2012.
- [5] Gruber M, Azarpeyvand M, Joseph P F. Airfoil trailing edge noise reduction by introduction of sawtooth and slitted trailing edge geometries[C]// Proceedings of 20th International Congress on Acoustic. New York: Acoustical Society of America, 2010.
- [6] Gruber M, Joseph P F, Chong T P. Experimental investigation of airfoil self noise and turbulent wake reduction by the use of trailing edge serrations[R]. AIAA-2010-3803.
- [7] Gruber M, Joseph P F, Chong T P. On the mechanisms of serrated airfoil trailing edge noise reduction[R].AIAA-2011-278.
- [8] Gruber M, Joseph P F, Azarpeyvand M. An experimental investigation of novel trailing edge geometries on airfoil trailing edge noise reduction[R].AIAA-2013-2011.
- [9] Chong T P, Joseph P, Gruber M. An experimental study of airfoil instability noise with trailing edge serrations[R].AIAA-2010-3723.
- [10] Tyler J M, Sofrin T G. Axial flow compressor noise studies [J]. Transaction of the Society of Automotive Engineers, 1962, 70: 309-332.
- [11] Nallasamy M, Sutliff D L, Heidelberg L J. Propagation of spinning acoustic modes in turbofan exhaust ducts [J]. Journal of Propulsion and Powers, 2000, 16(5): 736-743.
- [12] Rice E J. Optimum wall impedance for spinning modes—a correlation with mode cutoff ratio [J]. Journal of Aircraft, 1978, 16(5): 78-193.
- [13] Rice E J, Heidmann M F, Sofrin T G. Modal propagation angles in a cylindrical duct with flow and their relation to sound radiation[R]. NASA-TM—1979-79030.
- [14] Moore C J. Measurement of radial and circumferential modes in annular and circular fan ducts [J]. Journal of Sound and Vibration, 1979, 62(2): 235-256.
- [15] Meyer H D, Envia E. Aeroacoustic analysis of turbofan noise generation[R]. NASA-CR-4715.
- [16] Sutliff D L. Rotating rake turbofan duct mode measurement system [R].NASA-TM-2005-213828.
- [17] Doak P E. Excitation, transmission and radiation of sound from source distributions in hard-walled ducts of finite length (II): the effects of duct length[J]. Journal of Sound and Vibration, 1973, 31(2): 137-174.
- [18] CHUNG J Y. Rejection of flow noise using a coherence function method [J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1973, 62(2): 338-395.
- [19] Abom M. Modal decomposition in ducts based on transfer function measurements between microphone pairs [J]. Journal of Sound and Vibration, 1989, 135(1): 95-114.
- [20] Michalke A, Arnold F, Holste F. On the coherence of the sound field in a circular duct with uniform mean flow [J]. Journal of Sound and Vibration, 1996, 190(2): 261-271.
- [21] Michalke A. On the propagation of sound generated in a pipe of circular cross-section with uniform mean flow [J]. Journal of Sound and Vibration, 1989, 134(2): 203-234.
- [22] Enghardt L, Tapken U, Neise W, et al. Turbine blade/vane interaction noise: acoustic mode analysis using in-duct sensor rakes[C]// Proceedings of the 7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Reston: AIAA, 2001.
- [23] Enghardt L, Lewis C. Broadband sound power determination in flow ducts[C]// Proceedings of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Reston: AIAA, 2004.
- [24] Enghardt L, Moreau A, Tapken U, et al. Radial mode decomposition in the outlet of a LP turbine- Estimation of relative importance of broadband noise[C]// Proceedings of the 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Reston: AIAA, 2009.
- [25] 许坤波,乔渭阳,王良峰,等.轴流风扇宽频噪声功率实验研究[J].航空学报,2015,36(9):2939-3946.
XU Kunbo, QIAO Weiyang, WANG Liangfeng, et al. Experimental research of broadband sound power determination in axial fan [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2939-2946. (in Chinese)
- [26] Arnold F. Experimental and numerical investigation on the performance and determination in flow canals [D]. Berlin: Fortschritt Berichte,1999.
- [27] Enghardt L, Zhang Y, Neise W. Experimental verification of a radial mode analysis technique using wall-flush mounted sensors[C]// 137th Meeting of the Acoustical Society of America, Berlin.1999
(编辑:赵明菁)