涡扇发动机缩尺风扇管道声学试验 数据分析



夏烨^{1,2},陆美慧^{1,2},李旦望^{1,2},纪良^{1,2} 1.中国航发商用航空发动机有限责任公司,上海 201108 2.上海商用飞机发动机工程技术研究中心,上海 201108

摘 要:降低噪声是民用飞机适航性的要求,降低飞机噪声必须控制飞机的主要噪声源发动机噪声向外辐射。飞机的主要 噪声源为发动机,对于高速发动机,离散噪声占主导地位,在管道内以模态形式传播。对于超声速风扇,除了离散噪声,还有 叶片与超声速来流相互作用形成的激波噪声,主要分布在叶片轴频率及其谐波处。本文主要通过在风扇试验件上开展声学 测试获得声源的模态信息和管道内激波噪声轴向衰减特性,用于验证声模态和激波噪声分析工具。试验是在几种不同风扇 工况下进行的,用布置在进气道中轴向不同位置的两圈传声器进行测量,周向各均布40个传声器,得到周向模态信息。在 同一周向位置沿轴向布置10个传声器,用于获得激波轴向衰减。为能在试验中准确地量化各个测量值,并真正反映风扇管 道声源特征,需要规范频谱处理的方法以及对高速风扇管道的声源有深刻的了解。本文阐述了管道声模态的基本理论,对 管道内声模态的测量值进行了分析,最后跟数值结果进行对比,得到了较一致的结果。根据经验模型,激波主要分布在 1BPF以内的轴频处,对试验数据展开分析,获得激波声功率级,与数值计算结果进行了对比分析,发现了试验中存在的问 题,同时分析了幅值差异产生的原因。

关键词:发动机;风扇;声模态;激波;测试

中图分类号:V216.2

文献标识码:A

随着航空事业的不断发展,日益严重的航空噪声引起 人们的普遍关注,航空噪声已成为噪声污染的重要来源,为 了控制飞机噪声,国际民航组织和各国的适航机构相继颁 布了飞机的噪声适航标准^[1]。

飞机噪声除了机体振动噪声、起落架等噪声外^[2-3],一 个最主要的噪声源就是发动机。随着涡扇发动机涵道比越 来越高,发动机排气速度越来越低,风扇/压气机噪声逐渐 成为发动机主要噪声^[4]。风扇/压气机的气动噪声分为由叶 片表面边界层及尾缘旋涡脱落、大气湍流干扰等因素引起 的宽频噪声和由叶片与周期性来流相互作用等因素引起的 离散噪声和由叶片与周期性来流相互作用等因素引起的 离散噪声和由叶片与周期性来流相互作用等因素引起的 离散噪声和由叶片与周期性来流相互作用等因素引起的 离散噪声品主导地位。对于亚声速的风扇/压气机,离散噪声 一般是由来流作用于转子叶片本身的气动载荷或转子叶片 尾迹与静子叶片及支杆等相互作用产生的,主要分布在叶 片通过频率及其谐波处。对于超声速的风扇/压气机,除了 DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.08.003

上述噪声外,还有由叶片与超声速来流相互作用形成的激 波噪声,主要分布在叶片转频频率及其倍频处。研究表明, 激波噪声随着声源距离的增加不断衰减。

自20世纪60年代以来,人们对风扇/压气机噪声产生 的机理进行了大量的研究。Tyler和Sofrin^[5]给出管道内旋 转模态的概念及模态的传播和截止特性被普遍认为是这一 研究的开始,为后来的发动机管道声传播理论研究奠定了 重要基础。风扇管道中声模态信息可以反映管道声源,并 且可以反映出声传播、衰减特征,因此已被广泛应用在声源 判定和声传播测量方面。

Honeywell公司⁶⁰通过对轴流管道风扇噪声模态的测量得 到了风扇非最佳工况下非典型多重纯音、多重非纯音和由支 撑结构产生的噪声的诊断。在声模态的测量中采用了周向均 布的与管道壁面齐平安装的8支Kulite压力传感器阵列。

在北京航空航天大学高速压气机试验台进气消声实验

收稿日期: 2022-03-26; 退修日期: 2022-04-15; 录用日期: 2022-06-17

引用格式: Xia Ye,Lu Meihui,Li Danwang,et al.Acoustic test data analysis on turbofan engine reduced scale fan[J].Aeronautical Science & Technology,2022,33(08):16-22.夏烨,陆美慧,李旦望,等.涡扇发动机缩尺风扇管道声学试验数据分析[J].航空科学技术,2022,33(08):16-22.

室建成后,在上海飞机设计研究院短舱消声衬垫项目的支 持下,王同庆、吴怀宇等对同样的声衬样件又一次进行了声 学测量试验^[7]。试验除了测量声衬的减噪量外,还分别利 用在声衬前后周向均布的16支传声器进行了压气机管道 内声模态测量。

对风扇激波噪声的研究可追溯至20世纪70年代。基于 Whitham^[8]弱激波理论,Hawkings^[9]、Kurosake^[10]等提出了跨 声速转子激波噪声传播的一维预测模型。该模型针对二维 叶栅,将激波系在二维平面的发展简化为一维规则锯齿波, 得到激波在传播过程中的衰减规律。该模型揭示了激波噪 声传播的主要机理,不足之处是模型几何与真实情况差异较 大。无法考虑发动机进出口边界条件和叶片安装角误差对 激波噪声的影响。这样忽略了各列激波之间的差异,导致激 波噪声能量分布在风扇的通过频率及其谐波上,而真实的激 波是不规则的,能量分散在风扇的轴频率及其谐波上。

针对进出口边界条件的问题,Hawkings¹¹¹根据射线理论 建立了考虑进口边界条件的模型,Tsai¹¹²¹将这一模型推广到 非均匀介质的情况,两种模型都只考虑准三维边界条件的影 响,假设噪声在由声射线包络的环形"管道"中传播,对激波 强度的积分求解中引入非线性项,从而修正了线性射线理 论。然而,由于模型中没有考虑叶片安装角以及激波强度径 向分布的影响,故模型与真实的物理问题仍有一定差距。

Fisher 和 Mc Alpine 等^[13]考虑风扇叶片几何误差导致 的不规则锯齿波的传播特性,可以描述激波噪声从叶片通 过频率的倍频分散到轴频率倍频的现象,并能考虑激波与 声衬的相互作用,但无法描述激波径向分布对噪声的影响。

在上述激波噪声解析预测模型中有较多的假设,存在不同程度的缺陷和一定的局限性。可用于预测激波噪声在风扇上游管道中的非线性传播过程,优点是能够利用较少的计算机资源快速获得比较准确的传播特性,非常适合工程上做快速评估,但对声源的详细激波结构的分析无能为力。

数值计算技术兴起之后,开始探索用计算流体力学 (CFD)技术直接计算激波噪声的可能性。通过求解完整 的物理方程,寻求激波噪声的传播特性,不受理论模型中假 设条件的约束。由于风扇前缘激波系在转动坐标系中可以 视为定常,因此激波噪声是罕见的可以用定常CFD技术进 行模拟的气动声学问题。若不关注各列激波之间的差异导 致归并最终形成多重单音,可以在单个叶片通道中求解定 常流体力学方程得到激波噪声传播特性。

在计算流体力学日趋成熟的背景下,利用数值方法分 析激波噪声特性己具有很强的可操作性,国外发动机制造 商也已开始在工程设计中采用这一方法。GE^[14]、PW^[15-16]等 发动机公司的研究表明,用CFD预测激波噪声的产生和传 播是可行的,甚至无黏的求解器也足以胜任。

1 管道声模态

转静干涉噪声是由上游的B片转子叶片尾迹与下游V 片静子叶片相互作用,由静子上的载荷产生的,其可能的周 向模态数如式(1)所示。

$$m = sB - qV \tag{1}$$

式中:s为通过频率阶数,q为作用在转子叶片上非定常脉动 力的傅里叶阶数,可为任意整数,q=(0,±1,±2,…)。

获得可能存在的模态阶数之后,还需要判断这些模态 是否传播,硬壁管道声传播的条件如式(2)所示。

$$\frac{s^2 B^2 \Omega^2}{c_0^2} - \beta^2 k_{\rm mn}^2$$
(2)

式中: $\Omega = 2\pi f_0, f_0$ 为转频,s为叶片通过频率(BPF)谐波阶数, $\beta = \sqrt{1 - Ma^2}, k_{mn}$ 为径向波数。径向波数与管道结构有关,如果为圆管,则 k_{mn} 值为第一类贝塞尔函数为零的解,如果是圆环管,则求解第一类和第二类贝塞尔函数行列式为零的解。

根据管道声传播条件可以得到管道的截止频率f_{cut-off}, 如式(3)所示。当频率大于截止频率,则该频率传播。

$$f_{\rm cut-off} = \frac{ck_{\rm mn}}{2\pi} \sqrt{1 - Ma_{\rm u}^2} \tag{3}$$

式中:Ma_u为轴流马赫数。

2 激波声功率

实际的风扇激波噪声表现为多重单音,分布于发动机 轴频率的倍频。工程设计过程中,对问题进行适当简化,忽 略制造安装误差,假设各叶片前缘的激波完全一致。因此, 在计算中仅需要模拟单个叶片通道。在随转子转动的坐标 系下,可以进一步简化为定常问题。

根据UTRC的Prasad等的方法,将短舱各轴向截面的 激波噪声声功率作为量化评价参数。依据Morfey的定义, 非均匀流动中的声强矢量如式(4)所示

$$I = \left[\bar{v} \cdot v' + \frac{p'}{\bar{\rho}}\right] \left[\bar{\rho}v' + \frac{\bar{v}\bar{\rho}}{\gamma\bar{p}}p'\right]$$
(4)

式中:v为速度,ρ为密度,p为压力。γ为比热比,一般 取1.4。

某截面S的声功率如式(5)所示。

$$Power = \int_{S} \bar{I} \cdot dS \tag{5}$$

式中: $\overline{I} = \frac{1}{T_0} \int_{t_0}^{t_0 + T_0} I dt$,为声强的时均值。

考虑随风扇转子转动的旋转坐标系,进行坐标变换,得 到式(6)

$$\bar{I} = \frac{B}{2\pi} \int_{\theta_0}^{\theta_0 + 2\pi/B} I \mathrm{d}\theta \tag{6}$$

其中,Ω为转子角频率,B为转子叶片数。

假设声功率提取截面S垂直于x方向,获得式(7)

Power =
$$B \int_{r} r dr \int_{\theta_{0}}^{\theta_{0}+2\pi/B} \left[\overline{v} \cdot v' + \frac{p'}{\overline{\rho}} \right] \left[\overline{\rho} v'_{x} + \frac{\overline{v}_{x} \overline{\rho}}{\gamma \overline{\rho}} p' \right] d\theta$$
(7)

3 试验件介绍

风扇试验件由整流帽罩、单级风扇、内涵一级导流叶 片、外涵一级导流叶片等组成,风扇叶片数18片,外涵静子 叶片数48片,内涵进口导叶数98。

4 结果分析和讨论

本文对管道内测量频谱特性、管道声模态试验结果进 行分析,并与数值结果进行对比。

4.1 管道声模态

4.1.1 测试方案

管道声模态测试有轴向Q₁和Q₂两圈测点,每圈周向均 布40个测点。如图1所示。



Fig.1 Sketch map of test

4.1.2 频谱特性

选取0.85、0.938、0.95和1.0的4个转速,两圈传声器0° 位置处的频谱数据进行分析,如图2所示,红色表示靠近进 气道位置,蓝色代表靠近风扇位置。1~4分别表示转速从 低到高。

从图2可以看出,对于1BPF和2BPF,在靠近声源位置,随 着转速增大,声压级降低,在靠近进气道位置,随着转速增大, 声压级先变大后减小,在0.938时最大。根据美国国家航空航 天局(NASA)^[17]的经验模型,当转子叶尖相对马赫数在1和1.4







加一降低。与NASA的经验模型预测结果一致。 4.1.3 试验模态分解

对于风扇各频率的噪声来说,在单音未截止的情况下, BPF即叶片通过频率下的声压级最为显著。BPF的声压级 可先通过式(8)计算出相应转速下的BPF,并在频谱中找出 该频率对应的声压级(SPL)即可,以1BPF为例,如图4所 示,红色标记出的为选中的BPF频率下的声压级。



Fig.4 Sketch map of 1BPF sound pressure level

BPF = RPM * N/60

式中:RPM为转速,N为叶片数。

对于周向声模态,管道周向任意频率的复声压可以展 开成多个周向模态的叠加,如式(9)所示。

$$p(x,r,\phi) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} A_m(x,r) e^{-im\phi}$$
(9)

通常情况下,将 $A_m = A_m(x,r)$ 记作周向模态的幅值,可通过周向的离散傅里叶变换(DFT)确定,如式(10)所示

$$A_{\rm m} = \frac{1}{N_{\phi}} \sum_{k=1}^{N_{\phi}} p(x_0, r_0, \phi_k) e^{im\phi_k}$$
(10)

由于受试验测点数目限制,可以直接获得的周向模态 阶数为-19~20,高阶模态出现叠混现象^[18],所以转静干涉噪 声通过周向测量获得1BPF声模态信息。如图5所示,周向 主要模态是18。从图5中可知,当相对换算转速为0.938 时,声压级最大。



4.1.4 数值模态分解

通过声速、密度、管道外径、轮毂比、转静子叶片数、转 子旋转角速度、流动马赫数等参数信息,计算获得转静干涉 1BPF模态信息,结果见表1。

3	表1	模态数值结果
Table 1	Sim	ulation result of mode

工况		声模态	频率/Hz
0.850	1BPF	(18,0)	2088.83
0.938	1BPF	(18,0)	2303.92
0.950	1BPF	(18,0)	2334.83
1.000	1BPF	(18,0),(18,1)	2455.70

4.2 激波噪声

4.2.1 测试方案

如图6所示,其中1~10表示轴向布置了10个传声器, 在同一周向位置。

4.2.2 频谱特性

(8)

选取0.85、0.938、0.95和1.0的4个转速,对1和10位置 的传声器频谱数据进行分析,如图7所示,红色代表1位置, 蓝色代表10位置。符号1~4表示转速从低到高。从图7可 以看出,在4个转速下都出现了激波噪声。





4.2.3 试验结果

由于激波是转子叶片锁定的,它的频率是轴通过频率的 整数倍,根据经验模型^[19],选取 1BPF 以内的激波进行声能量 计算。轴通过频率为 RPM/60。选出的激波分量如图 8 所示, 红色标记出的为选中的激波各频率下的声压级。激波的总声 压级即可通过将选出的激波分量合并得到,如式(11)所示。

$$SPL_{shock} = 10 \log \left(\sum_{i=1}^{i=n} \frac{p_i^2}{p_{ref}^2} \right)$$
(11)



式中:pi为激波分量的声压,prf为参考声压,n为选中的激波

数量。

4.2.4 数值结果

各转速激波噪声压力云图如图9所示。从图9中可以 看出,随着转速增大,激波强度增强,从正激波变为槽道 激波。



激波声功率级轴向分布如图10所示,从图10中可以看 出,激波声功率级沿轴向衰减,转速为0.85时,靠近声源位 置处强度仅次于0.938,随着轴向距离增加,激波快速衰减, 与试验结果趋势一致。通过试验和数值对比,可以发现试



验结果沿轴向呈波动状态,可能由进口反射导致。

5 结论

通过研究,可以得到以下结论:

(1)通过对比可以发现,对于一阶 BPF,周向主要模态 为18。试验结果与数值结果一致,后续可对高阶叠混效应 进行相应分析,通过较少传声器获得相对高阶的周向模态 信息。

(2) 在分析的转速范围内,转静干涉噪声声压级随转 速变化趋势与NASA经验模型一致。随着转速增大,激波 强度增强,从正激波变为槽道激波。

(3)激波声功率级沿轴向衰减,在转速为0.85时,随着 轴向距离增加,激波快速衰减,与试验数据趋势一致。

(4) 声功率级试验结果和数值结果幅值有差异,主要 有两个原因:一是在进行声功率对比时,数值解对整个截面 进行积分,试验结果是通过外壁面一点的结果近似获得整 个截面的声功率级;二是进口有反射时,导致激波测量结果 出现偏差。

参考文献

[1] 闫国华,李成晨. 民机机体边线噪声预测方法研究[J]. 航空科 学技术,2021,32(3):6-13.

Yan Guohua, Li Chengchen. Research on prediction method of airframe lateral noise of civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(3):6-13.(in Chinese)

 [2] 李卿,王宇航.一种基于物理机制的飞机增升装置气动噪声 快速预测方法研究[J].航空科学技术,2019,30(7): 20-26.
 Li Qing, Wang Yuhang. Aerodynamic noise rapid prediction method based on physics mechanism[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019,30(7): 20-26.(in Chinese)

- [3] 贺谦,韩凯,冯建民. 基于任意布设传声器的飞机强度试验声 源定位方法[J]. 航空科学技术,2020,31(12):55-60.
 He Qian, Han Kai, Feng Jianmin. Sound source localization method for aircraft structural test with random microphone array[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020,31(12):55-60.(in Chinese)
- [4] 管莹.包含平均旋流的管道声传播特性研究[D].北京:北京 航空航天大学,2009.

Guan Ying. Acoustic propagation characteristics of pipes with mean swirling currents[D]. Beijing: Beihang University, 2009. (in Chinese)

- [5] Tyler J M, Sofrin T G. Axial flow compressor noise studies[J].SAE Transactions, 1962,70:309-332.
- [6] Bill S. Axial fan tone noise induced by separated tip flow flutter and forced response[R]. AIAA 2005-2876,2005.
- [7] 吴怀宇.风扇/压气机试验中气动和声学测量数据的采集和 分析[D].北京:北京航空航天大学, 2003.
 Wu Huaiyu.Collection and analysis of aerodynamic and acoustic measurement data in fan/compressor test[D]. Beijing: Beihang University, 2003.(in Chinese)
- [8] Whitham G B. Linear and nonlinear waves [M]. New York: John Wiely and Sons,1974.
- [9] Hawkings D L. Multiple pure tone generation by transonic compressors[J]. Journal of Sound and Vibration, 1971, 74: 579-585.
- [10] Kurosaka M. A note on multiple pure tone noise[J]. Journal of Sound and Vibration, 1971, 19: 453-462.
- [11] Hawkings D L. The effects of inlet condition on supersonic cascade noise[J]. Journal of Sound and Vibration, 1974, 33: 353-368.
- [12] Tsai M S. Propagation of buzz-saw noise in a nonuniform medium[R]. AIAA 79-06.9R,1979.
- [13] McAlpine A, Fisher J. On the prediction of "buzz-saw" noise in aero-engine inlet ducts[J]. Journal of Sound and Vibration, 2001, 248 (1): 123-149.
- [14] Gliebe P R, Mani R, Shin H, et al. Aeroacoustic prediction codes[R]. NASA/CR-2000-210244, 2000.
- [15] Prasad A. Evolution of upstream propagating shock waves

from a transonic compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125: 133-140.

- [16] Prasad D, Feng J. Propagation and decay of shock waves in turbofan engine inlets [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127: 118-127.
- [17] Heidmann M F. Interim prediction method for fan and

compressor source noise[R]. NASA Technical Memorandum X-71763, 1979.

- [18] Wang Tongqing, Wu Huaiyu. Acoustic modes measurement in the duct of high speed compressor[R]. AIAA 2003-3143,2003.
- [19] Heidmann F M. Interim prediction method for fan and compressor source noise[R]. NASA TM X-71763, 1979.

Acoustic Test Data Analysis on Turbofan Engine Reduced Scale Fan

Xia Ye^{1,2}, Lu Meihui^{1,2}, Li Danwang^{1,2}, Ji Liang^{1,2}

1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 201108, China

2. Shanghai Center of Research for Commercial Aircraft Engine Engineering Techniques, Shanghai 201108, China

Abstract: Noise reduction is an important demand on civil airplane navigability, and it is also the need of military airplane stealth. The main noise source of aircraft comes from aero-engine. So it is necessary to reduce the noise radiation from aero-engine as the main noise source to reduce the noise from airplane. For high speed engine, the disperse noise is dominant. For supersonic fan, besides discrete noise, it appears shock noise because of interaction between fan and supersonic flow, which is mainly distributed at the shaft frequency and its harmonic frequency. As a main part of this thesis, the duct acoustic experiments are carried out in the fan rig to verify the analysis tool. The experiments are carried out in several different work conditions of fan, the acoustic mode is measured in duct by 40 microphones which is circumferential uniform at two axial location, at the same time the shock noise is measured in duct by 10 microphones which is axial arrangement at the same circumferential location. It is very important to have a good understanding of the proper method of frequency spectrum analysis and noise sources and noise propagation in high speed fan duct, because they could help to measure the noise level more accurately and show the characteristics of ducted fan noise sources and propagation more clearly. The theory of duct acoustic mode are presented in this paper, furthermore, the acoustic mode measurement is carried out to have some comparison with simulation result which obtains a consistent result. According to the empirical model, the shock noise mainly distributes in shaft frequency within 1BPF, data analysis is carried out to obtain the sound power level of shock noise which is used to compare with simulation result, and the problem of test is found, the reason of amplitude error is also analyzed.

Key Words: engine; fan; acoustic mode; shock noise; test