

湍流参数对风扇宽频噪声预测影响

杨野^{1,2}, 王良锋^{1,2}, 洪少尊^{1,2}, 刘旭亮¹, 杨党国^{1,2}

(1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 对于现代先进涡扇发动机, 占比越来越大的风扇/压气机宽频噪声成为亟需解决的问题。基于三维风扇声源模型, 开展了湍流输入参数对宽频噪声预测影响的研究。结果表明: 后传声功率级比前传声功率级普遍高 5 dB 左右; 当湍流参数增大时, 也会较大幅度改变前传和后传的声功率级, 但对频谱形状影响较小; 声功率级随湍流积分尺度增大而减小, 随背景湍流速度、中心线湍流速度、湍流宽度增大而增大, 其中背景湍流速度对宽频噪声影响最大。发现湍流参数通过作用于上洗速度谱来影响宽频噪声预测结果。

关 键 词: 宽频噪声预测; 三维声源模型; 快速预测方法; 湍流参数; 背景湍流速度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of turbulent parameters on fan broadband noise prediction

YANG Ye^{1,2}, WANG Liangfeng^{1,2}, HONG Shaozun^{1,2},
LIU Xuliang¹, YANG Dangguo^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: For modern advanced turbofan engines, the increasing broadband noise of fan/compressor has become an urgent problem. Based on the 3D fan sound source model, the influence of turbulent input parameters on broadband noise prediction was studied. As a result, the back-transmission sound power level was generally about 5 dB higher than the front-transmission sound power level. When the turbulent parameters increased, the front-transmission and the back-transmission sound power level could also change greatly, but had little influence on the spectrum shape; the sound power level decreased with the increase of the turbulence integral scale, and increased with the background turbulence velocity, the centerline turbulence velocity and the turbulence width, of which the background turbulence velocity had the greatest influence on the broadband noise. It was found that the turbulent parameters affected the prediction results of broadband noise by acting on the upwash velocity spectrum.

收稿日期: 2020-08-27

基金项目: 国家自然科学基金(11972360)

作者简介: 杨野(1994—), 男, 研究实习员, 硕士, 主要从事叶轮机械气动声学研究。

通信作者: 杨党国(1980—), 男, 研究员, 博士, 主要从事复杂流动机理、气动噪声测量与控制研究。E-mail: yangdg-cardc@163.com

引用格式: 杨野, 王良锋, 洪少尊, 等. 湍流参数对风扇宽频噪声预测影响[J]. 航空动力学报, 2021, 36(10): 2149-2156. YANG Ye, WANG Liangfeng, HONG Shaozun, et al. Influence of turbulent parameters on fan broadband noise prediction[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(10): 2149-2156.

Key words: broadband noise prediction; 3D sound source model; fast prediction method; turbulent parameters; background turbulence velocity

符号表

B	转子叶片数	t	观察者时间
$B_{n,l}^m$	(m,n) 阶模态特征函数采用 $(0,l)$ 阶展开的系数	U	轴向主流速度
b	转子叶片弦长	u_{rms}	湍流统计平均速度
c_0	声速	u'_b	背景湍流速度
D	参考转子和参考静子之间的距离	u'_w	中心线湍流速度
G	管道内格林函数	u'	质点扰动速度
I	声强通量矢量	V	静子叶片数
K	核函数	v	静子叶片弦长
$\mathbf{K}$	叶片表面任意两点中第1点的波数	w_i	入射上洗速度
k	叶片表面任意两点中第2点的波数	W	上洗速度
k_0	频率与声速的比值	Δp	叶片表面非定常载荷
k_{mn}	(m,n) 模态的特征值	ρ_0	密度
k_1	湍流波数在第1方向上的分量	$\psi(k_{mn}r)$	(m,n) 阶模态管道特征函数
k_2	湍流波数在第2方向上的分量	$\mathcal{J}_1$	叶片弯角
k_3	湍流波数在第3方向上的分量	$\mathcal{J}_s$	叶片掠角
L_w	尾迹湍流宽度	α_1	声波向上游的传播波数
L_p	声功率级	α_2	声波向下游的传播波数
Ma	管道内主流均匀流动马赫数	α_s	声波向下游传播的涡波波数
m	周向模态	Ω	转子转速
n	径向模态	χ	转子叶片角度
m_g	周向湍流速度展开阶数	$\mathfrak{S}$	叶片表面非定常载荷
n_g	径向湍流速度展开阶数	φ	叶片周向相位角
p'	扰动声压	Δ	湍流积分尺度
P	声功率	ϕ_{ij}	湍流统计谱
r_h	环形管道内半径/轮毂半径	τ	声源时间
r_d	环形管道外半径/机匣半径	ω	叶片表面任意两点中第1点的频率
(r, φ, z)	观察点圆柱坐标系	ν	叶片表面任意两点中第2点的频率
(x, y, z)	观察点笛卡儿坐标系	$*$	共轭
(r', φ', z')	源点圆柱坐标系	$\langle \rangle$	期望值
(x', y', z')	源点笛卡儿坐标系		

噪声问题一直伴随着人类社会的发展,日常生活中也遍布着声学现象,声学技术的应用更是广泛存在于自然科学与工程技术领域^[1]。随着人民可支配收入的增大,乘坐飞机出行变得越来越普及,这给民航运输业带来了强大的发展活力,其中的噪声问题也逐渐走进了人们的视野。

早期涡轮喷气发动机中喷流噪声占据主导地位,随着涵道比不断增大,喷流速度不断减小。而喷流噪声的强度与喷流速度的8次方成正比,因

此使得喷流噪声在发动机总噪声水平中所占比例越来越小。涵道比的增大也使得风扇/压气机噪声所占比例越来越大,甚至成为最主要的噪声源之一^[2-3],从而使得风扇/压气机噪声的产生与传播成为目前航空声学研究的重大问题之一^[4]。

风扇宽频噪声是由非周期性气流与固体表面相互作用所产生。根据产生机理不同,主要分为转子自噪声、二次流干涉噪声和湍流尾迹与静子干涉噪声^[5]。其预测方法主要有两种,第一是计

算气动声学(CAA)方法。根据计算方式的不同,可以分为混合计算和直接计算。2005年 Jacob 等^[6]采用混合计算的方式,先利用 CFD 方法得到圆柱-翼型干涉问题的流场信息,再利用福克斯·威廉姆斯-霍金斯(FW-H)方程得到其声场分布。这种混合计算方法克服了半经验公式采用过多简化的缺点,其不足之处在于无法求解多个叶片排。2012年 Tam 等^[7]通过高精度格式的 CAA 方法对翼型扰流问题进行了直接数值模拟研究。这种直接计算的方法没有任何简化,有助于理解风扇噪声机理和传播规律,但是缺点在于计算量太大,暂时无法用于工程性研究。

第二种是采用解析模型的方法。Mani^[8]和 Amiet^[9]研究了湍流与孤立叶片干涉的噪声问题,给出了建立宽频噪声声源模型的一般思路:先建立叶片响应函数,求解由于上洗速度的作用在叶片表面产生的非定常力,再求解由于非定常力产生的管道内声场。根据这个思路,1998年 Glegg^[10]将其提出的叶片排响应函数嫁接到风扇宽频干涉噪声上,得到了不错的效果。2001年 Hanson^[11]在此基础上,考虑了湍流的非均匀性与叶片弯掠对宽频噪声的影响。2002年 Evers 和 Peake^[12]利用 Peake 发展的叶片排响应函数,建立了另一种宽频风扇干涉噪声模型,研究了叶型和非均匀主流的影响,证明了叶片厚度和小弯度在高频的范围中对宽频噪声的贡献很小。2005年 Nallasamy 等^[13]改进了 Ventres 发展的风扇宽频噪声程序,把用雷诺平均 Navier-Stokes 方程得到的湍流量作为输入,包含了背景湍流速度和转子尾迹湍流的影响。2011年 Grace 等^[14]在此基础上,研究了湍流模型选取、径向波数、积分尺度等参数对风扇宽频干涉噪声结果的影响。尽管美国航空航天局(NASA)基于 Nallasamy 方法发展的 rotor-stator interaction(RSI)风扇宽频噪声预测程序取得了不错的效果,但是目前风扇宽频噪声预测模型绝大多数还是把叶片简化成二维矩形平板,无法考虑几何叶型参数的影响。Atassi 等^[15-16]将其发展的三维环形叶栅响应函数扩展到宽频噪声预测,证明了三维效应和旋流效应对预测结果有很大影响。但是缺点是在于采用数值方法来求解每

一个频率及波数下的叶片响应函数会导致计算量十分庞大。

综上所述,风扇/压气机宽频噪声是航空发动机噪声的重要成分之一,而且所占比例仍有增加的趋势。在风扇/压气机宽频噪声预测方面,尽管基于二维矩形平板的预测方法已经取得一定的成效,但三维几何效应对噪声预测结果有很大影响。噪声预测需要为声传播设计提供输入条件,不考虑声源的声传播设计也会使降噪效果有所降低。张伟光等^[17]提出的三维声源模型,在算法基准测试中,与国际上其他优秀的宽频噪声预测算法^[16,18]相比,误差在 2 dB 以内;与试验结果相比,也具备很好的一致性,证明这是一个成功的宽频噪声预测模型。

但目前来流输入主要依靠从试验数据中获得,使得整体预测周期大大增加。CFD 计算能够较为快速地获取流场信息,弥补了上述方法的缺点。将两者优势结合,利用 CFD 转子尾迹作为输入来建立三维风扇/压气机宽频噪声快速预测方法能够进一步缩短噪声预测周期与成本,有利于研究其产生机理与降噪方法。但目前利用 CFD 方法得到的转子尾迹湍流信息取决于湍流模型的选择,若要用风扇流场数值模拟结果作为输入,必须先研究清楚湍流参数对宽频噪声预测的影响。

本文基于张伟光等发展的三维风扇声源模型^[17],通过改变宽频噪声预测程序输入量中的湍流参数,研究了湍流积分尺度、背景湍流速度、中心线湍流速度、湍流宽度这 4 个参数对航空发动机风扇宽频噪声预测的影响。

1 宽频噪声模型

由于该模型^[17]涉及的物理量很多,不便在此全部列出,现将本文所提及的物理量在符号表中列出。

本文采用了张伟光等的三维声源模型,该模型涉及大量公式推导,详细可见参考文献[17],在此不一一赘述。本文只给出了涉及到的最重要的表达式,其中风扇宽频噪声的声功率的一般表达式为式(1),“+”表示向上游传播,“-”表示向下游传播。

$$P^{\pm} = \frac{\omega V^2}{2\pi\rho_0 U} \sum_{s=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \left[\frac{m^2}{4\kappa_{nm}} \left(\pm \frac{\beta^2 Ma}{Ma\kappa_{nm}} - k_0 \right) \iiint \mathfrak{T}^*(K, r'_1, z'_1) \mathfrak{T}^*(k, r'_2, z'_2) \cdot \right. \\ \left. \frac{\psi(k_{mn} r'_1) e^{-im\varphi'_1} e^{ia_{1,2} z'_1}}{r'_1} \cdot \frac{\psi(k_{mn} r'_2) e^{im\varphi'_2} e^{-ia_{1,2} z'_2}}{r'_2} \cdot \langle W^* \cdot W \rangle dK dk \cdot ds_1 ds_2 \right] \quad (1)$$

$$\kappa_{nm} = \begin{cases} \sqrt{k_0^2 - \beta^2 k_{mn}^2} & k_0^2 > \beta^2 k_{mn}^2 \\ -i\sqrt{\beta^2 k_{mn}^2 - k_0^2} & k_0^2 < \beta^2 k_{mn}^2 \end{cases} \quad (2)$$

$$\beta = \sqrt{1 - Ma^2} \quad (3)$$

对于宽频噪声预测问题,其本质是转子尾迹

$$\langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle = \langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle_{\text{ww}} + \langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle_{\text{bw}} + \langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle_{\text{bb}} \quad (4)$$

其中 $\langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle_{\text{ww}}$ 表示中心线湍流速度与中心线湍流速度相关函数, $\langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle_{\text{bw}}$ 表示背景湍流速度

湍流作用在静子叶片上发声,所以最为关键就是上洗速度谱 $\langle W^* \cdot W \rangle$,其意义为上洗速度在波数空间下的相关性,其本质是两点速度相关函数。其表达式为

与中心线湍流速度相关函数, $\langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle_{\text{bb}}$ 表示背景湍流速度与背景湍流速度相关函数。具体表达式如下:

$$\langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle_{\text{ww}} = \left(\frac{BL_w u'_w}{2\pi \bar{r}} \right)^2 \cdot \frac{\pi}{\bar{r} \cdot (r_d - r_h)} \cdot \sum_m \sum_l \sum_{m_g} \sum_{n_g} e^{-\frac{1}{4\pi} \left(\frac{mBL_w}{\bar{r}} \right)^2} \cdot e^{-\frac{1}{4\pi} \left(\frac{lBL_w}{\bar{r}} \right)^2} \cdot e^{i \left(\frac{(m-l)B}{\bar{r} \cos \chi} \right) D \cdot n} \cdot \delta(\omega - k \cdot U) \cdot \delta[\omega' - \omega - \Omega(m-l)B] \cdot \Phi \left(k - \frac{mB}{\bar{r} \cos \chi} n_1, \Delta r \right) \cdot \delta \left[K - k + \frac{(m-l)B}{\bar{r} \cos \chi} n \right] \cdot \delta \left(k_2 - \frac{\pi n_g}{r_d - r_h} \right) \cdot \delta \left(k_3 - \frac{mB + m_g}{\bar{r}} \right) \quad (5)$$

$$\langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle_{\text{bw}} = \frac{BL_w u'_b u'_w}{2\pi \bar{r}} \cdot \frac{\pi}{\bar{r} \cdot (r_d - r_h)} \cdot \sum_m \sum_{m_g} \sum_{n_g} e^{-\frac{1}{4\pi} \left(\frac{mBL_w}{\bar{r}} \right)^2} \cdot \delta(\omega - k \cdot U) \cdot \delta(\omega' - \omega - \Omega m B) \cdot \left[e^{i \frac{mB}{\bar{r} \cos \chi} D \cdot n} \cdot \Phi \left(k - \frac{mB}{\bar{r} \cos \chi} n_1, \Delta r \right) \right] \cdot \delta \left(K - k + \frac{mB}{\bar{r} \cos \chi} n \right) \cdot \delta \left(k_2 - \frac{\pi n_g}{r_d - r_h} \right) \cdot \delta \left(k_3 - \frac{mB + m_g}{\bar{r}} \right) + e^{-i \frac{mB}{\bar{r} \cos \chi} D \cdot n} \cdot \Phi(k, \Delta r) \cdot \left(K - k - \frac{mB}{\bar{r} \cos \chi} n \right) \cdot \delta \left(k_2 - \frac{\pi n_g}{r_d - r_h} \right) \cdot \delta \left(k_3 - \frac{m_g}{\bar{r}} \right) \quad (6)$$

$$\langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle_{\text{bb}} = u_b^2 \cdot \frac{\pi}{\bar{r} \cdot (r_d - r_h)} \cdot \delta(\omega - k \cdot U) \cdot \delta(\omega' - \omega) \cdot \Phi(k, \Delta r) \cdot \delta(K - k) \cdot \delta \left(k_2 - \frac{\pi n_g}{r_d - r_h} \right) \cdot \delta \left(k_3 - \frac{m_g}{\bar{r}} \right) \quad (7)$$

其中

$$\bar{r} = \frac{\pi(r - r_h)}{r_d - r_h} \quad (8)$$

此模型的特点是声功率的求解是沿整个静子叶片积分,而不是像二维片条理论中将每个矩形条叶栅上的声功率叠加起来。同时,环形管道内的声辐射问题也利用了声类比理论来求解。尽管静子叶片上非定常载荷的求解方法仍然采用的是片条理论,但是非定常载荷是在整个静子叶片上同时沿径向和弦向求解,所以能够考虑径向上的影响,这对以后考虑叶片弯掠设计对噪声的影响十分重要。

2 参数设置及预测结果

风扇宽频噪声主要由作用在叶片表面的非定

常力产生,而湍流脉动在非定常力的产生中扮演了非常重要的角色。通常情况下,湍流脉动在空间和时间上都是剧烈变化,而且是随机的。通过采用各向同性假设,使得对湍流脉动的研究变成可能。在此基础上,转子后尾迹湍流速度满足高斯分布。那么描述转子后尾迹湍流速度可以采用以下4个参数,分别是湍流积分尺度、背景湍流速度、中心线湍流速度和湍流宽度。下面首先设置参数化研究的基准参数如表1所示,通过逐一改变4个湍流参数,如表2所示,来探究湍流脉动对宽频噪声预测的影响。计算结果用声功率级来表示

$$L_p = 10 \lg \left(\frac{P}{10^{-12}} \right) \quad (9)$$

表 1 参数化研究的基准参数	
Table 1 Reference parameters of parametric research	
参数	数值
B	20
V	27
v/m	0.07
$\Omega/(\text{r}/\text{min})$	1 000
Ma	0.2

表 2 湍流参数研究的基准参数	
Table 2 Reference parameters of turbulent parametric research	
参数	数值
Λ/m	0.024
$u'_b/(\text{m}/\text{s})$	4.5
$u'_w/(\text{m}/\text{s})$	2.4
L_w/m	0.003 8

2.1 湍流积分尺度

湍流参数一般的研究方式是成倍地改变参数,然后观察结果的变化。湍流积分尺度基准值为 0.024 m,采用这种思路,在三维风扇宽频噪声预测程序的输入参数中分别设置湍流积分尺度为 0.012、0.024、0.048、0.096 m。

首先,计算了湍流积分尺度对前传声功率级的影响。从下式中可见,

$$\phi_{33,\text{lie}}=\frac{2\overline{u'^2}\Lambda^5}{\pi^2}\cdot\frac{k_1^2+k_2^2}{[1+\Lambda^2(k_1^2+k_2^2+k_3^2)]^3}$$

(10)

湍流积分尺度直接影响湍流谱 $\phi_{33,\text{lie}}$,其中下标 33 代表了上洗速度分量方向,下标 lie 代表 Liepmann 湍流谱。然后通过下式

$$\hat{\Phi}(k,\Delta r)=\frac{1}{w^2}\cdot\frac{\pi}{r_d-r_h}\cdot\frac{1}{U}\phi_{ij}$$

(11)

和式(4)~式(7)参与上洗速度谱 $\langle W^*\cdot W\rangle$ 的计算。在湍流谱 $\phi_{33,\text{lie}}$ 的表达式中湍流积分尺度 Λ 在分母中,则有 $\phi_{33,\text{lie}}$ 随 Λ 增大而减小,在式(11)中,归一化自相关函数 $\Phi(k,\Delta r)$ 与 Λ 成线性关系,在式(4)~式(7)中, $\Phi(k,\Delta r)$ 直接作为乘积项参与 $\langle W^*\cdot W\rangle$ 的计算。由此可知, $\langle W^*\cdot W\rangle$ 随着 Λ 增大而减小。而在式(1)声功率的计算中, $\langle W^*\cdot W\rangle$ 为其中的积分项,且 Λ 与积分变量无关,

故声功率 P 具有随 Λ 增大而减小的趋势。从图 1 中可见,前传和后传声功率级随积分尺度增大而减小,依旧是低频处的声功率级最大。在频谱形状方面,低频处,湍流积分尺度的增大会改变频谱形状;在中高频处,频谱形状不变,声功率级变小。在低频处,不同倍数的湍流积分尺度对应的声功率级差别很小,最大相差不超过 2 dB。随着频率增大,声功率级的差值逐渐增大,在中频至高频,相邻湍流积分尺度对应的声功率级差值大致相同,均为 2.5 dB 左右。

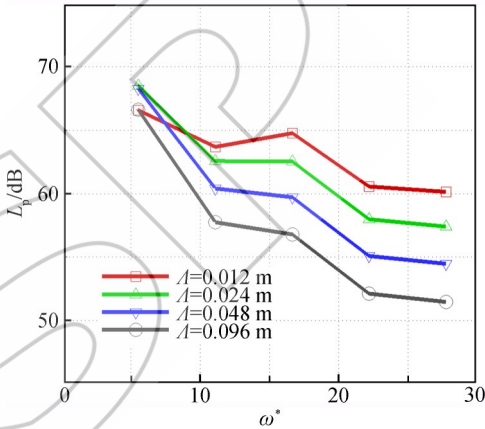


图1 湍流积分尺度对前传声功率级的影响
Fig 1 Influence of the turbulence integral scale on the front-transmission sound power level

其次,计算了湍流积分尺度对后传声功率级的影响。从前文可知,前传与后传的区别在于 $\left(\frac{\beta^2 Ma}{\pm Ma\kappa_{nm}-k_0}\right)$ 这一项,而这一项与湍流积分尺度 Λ 无关,由此可以推论湍流积分尺度对后传声功率级的影响规律应该与其对前传声功率级的影响规律相似。从图 2 可知,除了高频后传声功率级比前传声功率级大 3 dB 外,后传声功率级比前传声功率级普遍高 5 dB。与前传声功率级相比,在湍流积分尺度变化下,后传声功率级变化规律与之非常相似。这一计算结果验证了上述推论。

2.2 背景湍流速度

与研究湍流积分尺度的方式一样,成倍地改变背景湍流速度这一参数,基准值为 2.4 m/s,在预测程序的输入参数中,分别设置背景湍流速度为 1.2、2.4、4.8、9.6 m/s。

首先,计算了背景湍流速度对前传声功率级

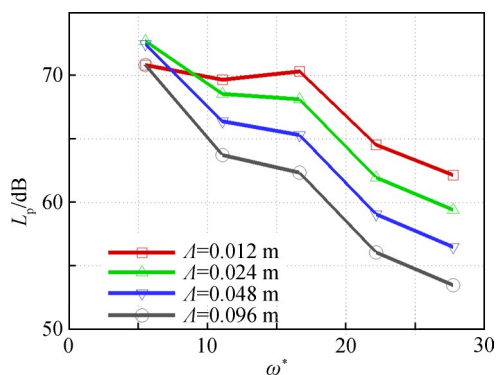


图2 湍流积分尺度对后传声功率级的影响

Fig 2 Influence of the turbulence integral scale on the back-transmission sound power level

$$\langle W^*(K, \omega, r_1) \cdot W(k, \omega', r_2) \rangle = \frac{1}{(2\pi)^6} \delta(\omega - K \cdot U + \Omega r_1 K_3) \cdot \delta(\omega' - k \cdot U + \Omega r_2 K_3) \cdot e^{-i(K-k) \cdot D} \cdot \iint F^*(X \cdot n, \bar{r}) \cdot F(Y \cdot n, \bar{r}) \cdot \hat{\Phi}(\xi, \Delta r) \cdot e^{iK \cdot \xi + i(K-k) \cdot Y} d\xi dY \quad (14)$$

其中

$$Y = y + D + (\Omega r_2 \tau) e_2 \quad (15)$$

$$\xi = X - Y - \Omega \bar{r}(t - \tau) \quad (16)$$

从式(14)可知,上洗速度谱 $\langle W^* \cdot W \rangle$ 随着 F 增大而增大。从图3中可见,前传声功率级在总体上随频率增大而减小,低频处的声功率级最大。背景湍流速度不影响频谱形状。随着背景湍流速度增大,从低频至高频,声功率级平移式的增大,但是相邻的声功率级曲线之前间距不同,从1.2 m/s至9.6 m/s,声功率级曲线之间的间距约为4、5、6 dB。这说明随着背景湍流速度增大,宽频噪声会更加快速地增大。

其次,计算了背景湍流速度对后传声功率级的影响。与湍流积分尺度相似,背景湍流速度不

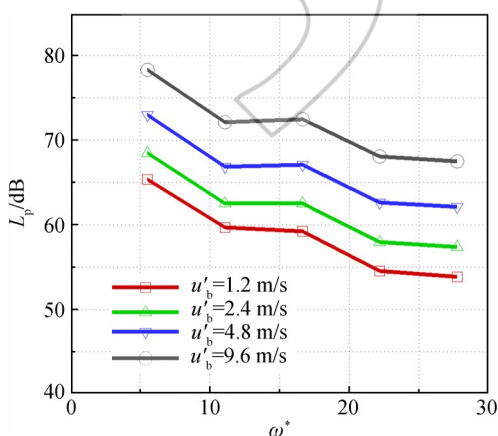


图3 背景湍流速度对前传声功率级的影响

Fig 3 Influence of the background turbulence intensity on the front-transmission sound power level

的影响。转子尾迹湍流速度服从高斯分布,可用式(12)来表示

$$F(X \cdot n, r) = u'_b + \frac{BL_w u'_w}{2\pi \bar{r}} \sum_{m=-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{4\pi} \left(\frac{mBL_w}{\bar{r}} \right)^2} \cdot e^{i \frac{mB}{\bar{r} \cos \chi} X \cdot n} \quad (12)$$

其中

$$X = x + D + (\Omega r_1 t) e_2 \quad (13)$$

从式(12)可知,平均湍流速度 F 随背景湍流速度 u'_b 增大而单调增大。将式(11)代入到上洗速度谱的表达式中,可得

影响 $\left(\frac{\beta^2 Ma}{\pm Ma \kappa_{nm} - k_0} \right)$ 这一项。所以后传声功率级随其变化而变化的规律也与文中第2.1节中对湍流积分尺度的讨论相似。从图4中可知,后传声功率级比前传声功率级普遍高5 dB左右。与前传声功率级相比,后传声功率级随背景湍流速度增大而变化的规律基本相同。

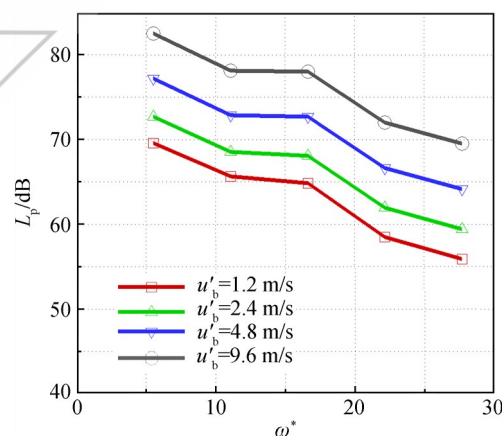


图4 背景湍流速度对后传声功率级的影响

Fig 4 Influence of the background turbulence intensity on the back-transmission sound power level

2.3 中心线湍流速度

与文中2.1节所用的方法相同,成倍地改变中心线湍流速度这一参数。基准值为4.5 m/s,在预测程序的输入参数中,分别设置背景湍流速度为2.25、4.5、9.0、18.0 m/s。

首先,计算了中心线湍流速度对前传声功率

级的影响。从式(12)可知,中心线湍流速度 u'_w 对声功率级的影响与文中第 2.2 节中 u'_b 的情况类似,不同的是 u'_w 乘以了一个系数 $\frac{BL_w}{2\pi\bar{r}}$ 。

$$\sum_{m=-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{4\pi}\left(\frac{mBL_w}{\bar{r}}\right)^2} \cdot e^{i\frac{mB}{\bar{r}\cos\chi}X \cdot n}$$
 然后通过式(14)作用于上洗速度谱 $\langle W^* \cdot W \rangle$, 最终通过式(1)参与声功率 P 的计算。从图 5 可见,前传声功率级在整体趋势上随频率增大而减小,低频处的声功率级最大。背景湍流速度不影响频谱形状。随着中心线湍流速度增大,从低频至高频,声功率级也是平移式的增大,相邻的声功率级曲线之前间距不同,从 2.25~18.0 m/s,声功率级曲线之间的间距约为 1、2.5、4 dB。这与背景湍流速度不同,虽然中心线湍流速度和背景湍流速度都决定了转子后尾迹湍流速度高斯分布的形状,但背景湍流速度代表湍流速度的最小值,中心线湍流速度代表了最大值。两者对比可以发现,以同一风扇工作点为基准值,降低背景湍流速度,比同等程度地降低中心线尾迹强度,降噪效果更为明显。

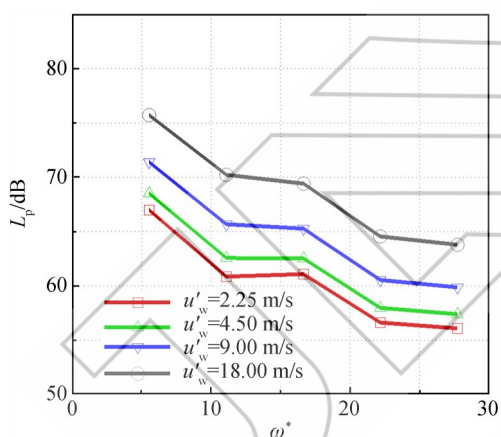


图 5 中心线湍流速度对前传声功率级的影响

Fig 5 Influence of the centerline turbulence intensity on the front-transmission sound power level

其次,计算了中心线湍流速度对后传声功率级的影响。该参数同样不影响 $\left(\frac{\beta^2 Ma}{\pm Ma\kappa_{nm} - k_0}\right)$ 这一项。从图 6 中可知,除高频处外,后传声功率级比前传声功率级普遍高 5 dB 左右。后传声功率级随中心线湍流速度增大而变化的规律,与前传声功率级的情况基本相同,都反映出中心线湍流速度会显著影响声功率级,这验证了中心线湍流速度是主要影响宽频噪声的参数之一。

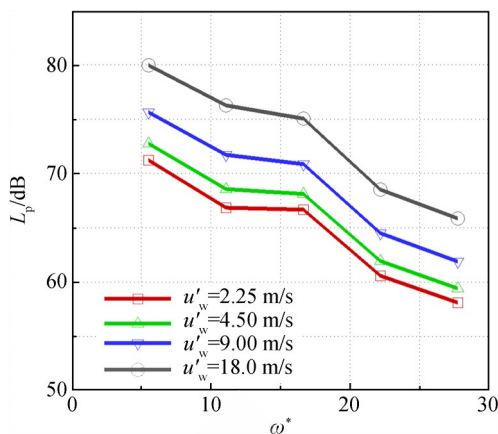


图 6 中心线湍流速度对后传声功率级的影响

Fig 6 Influence of the centerline turbulence intensity on the back-transmission sound power level

2.4 湍流宽度

采用同样的思路,成倍地改变湍流宽度这一参数。基准值为 0.038 m,在预测程序的输入参数中,分别设置背景湍流速度为 0.019、0.038、0.076、0.152 m。

首先,计算了湍流宽度对前传声功率级的影响。 L_w 代表了转子尾迹湍流宽度,从式(12)中可以看出, L_w 与文中第 2.3 节中中心线湍流速度 u'_w 的情况类似,不同之处在于在式(12)第二项 $\frac{BL_w u'_w}{2\pi\bar{r}} \sum_{m=-\infty}^{\infty} e^{-\frac{1}{4\pi}\left(\frac{mBL_w}{\bar{r}}\right)^2} \cdot e^{i\frac{mB}{\bar{r}\cos\chi}X \cdot n}$ 中, L_w 不只在系数项中出现,而且还参与指数项的运算。所以其对声功率级影响会与中心线湍流速度的略有不同。从图 7 中可见,前传声功率级在总体上随频率增大而减小,低频处的声功率级最大。随着湍流宽度增大,频谱形状并不会改变。结合之前的背景湍流速度与中心线湍流速度,这 3 个参数决定了转子后尾迹湍流速度高斯分布的形状。由此看来,高斯分布的形状变化不会导致频谱形状变化,只会使声功率级的大小产生变化。与之前类似,随着中心线湍流速度增大,声功率级的频谱会向上平移,相邻的声功率级曲线之前间距不同,从 0.019 m 至 0.152 m,声功率级曲线之间的间距约为 1、1.5、2 dB。与背景湍流速度和中心线湍流速度相比,同等程度地减小湍流宽度只能带来最小的降噪收益。

其次,计算了湍流宽度对后传声功率级的影响。由于湍流宽度也不影响 $\left(\frac{\beta^2 Ma}{\pm Ma\kappa_{nm} - k_0}\right)$ 这一项。从图 8 中可知,除高频处外,后传声功率级比

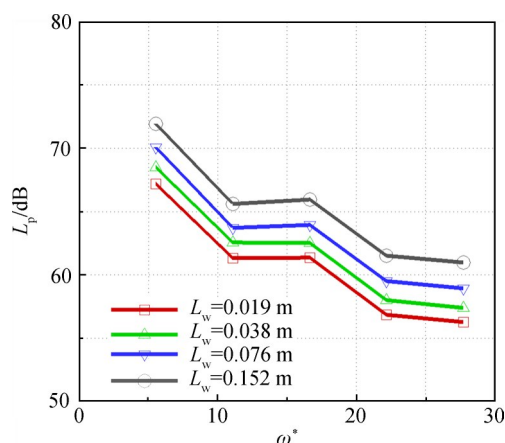


图7 湍流宽度对前传声功率级的影响

Fig 7 Influence of the turbulence width on the front-transmission sound power level

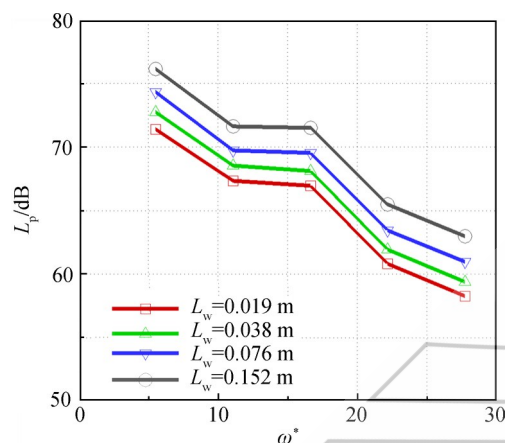


图8 湍流宽度对后传声功率级的影响

Fig 8 Influence of the turbulence width on the back-transmission sound power level

前传声功率级普遍高5 dB左右。随着湍流宽度的增大,后传声功率级的变化规律与前传声功率级的基本相同。

3 结论

本文基于张伟光等发展的三维风扇宽频噪声模型对湍流积分尺度、背景湍流速度、中心线湍流速度和湍流宽度进行参数化研究,得到了以下结论:

- 1) 后传声功率级普遍高于前传声功率级。
- 2) 湍流参数通过作用于上洗速度谱来影响宽频噪声,对频谱形状影响较小。
- 3) 当湍流参数增大,会较大幅度改变前传和后传的声功率级。声功率级会随湍流积分尺度增大而减小,并且湍流积分尺度会改变频谱形状。
- 4) 同等程度改变4个参数,背景湍流速度对

声功率级的影响最大,说明背景湍流速度是利用湍流脉动控制风扇宽频噪声的重点。

参考文献:

- [1] 何琳,朱海潮,邱小军,等.声学理论与工程应用[M].北京:科学出版社,2006.
- [2] HUFF D L. Fan noise prediction: status and needs[R]. NASA TM-97-206533,1997.
- [3] PEAKE N, PARRY A B. Modern challenges facing turbomachinery aeroacoustics[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2011, 44(1):227-248.
- [4] 许尧.发动机风扇与外涵道噪声传播计算及优化[D].上海:上海交通大学,2013.
XU Yao. The calculation and optimization of fan and bypass duct noise of aircraft engine[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013. (in Chinese)
- [5] GANZ U W, JOPPA P D, PATTEN T J, et al. Boeing 18-inch fan rig broadband noise test[R]. NASA-CR-1998-208704, 1998.
- [6] JACOB M C, BOUDET J, CASALINO D, et al. A rod-airfoil experiment as benchmark for broadband noise modeling[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2005, 19(3): 171-196.
- [7] TAM C K, JU H. Airfoil tones at moderate Reynolds number[J]. Journal of Fluid Mechanism, 2012, 690:536-570.
- [8] MANI R. Noise due to interaction of inlet turbulence with isolated stators and rotors[J]. Journal of Sound and Vibration, 1971, 17(2):251-560.
- [9] AMIET R K. Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream[J]. Journal of Sound and Vibration, 1975, 41(4):407-420.
- [10] GLEGG S A L. Broadband fan noise generated by small scale turbulence[R]. NASA CR-207752, 1998.
- [11] HANSON D B. Theory for broadband noise of rotor and stator cascades with inhomogeneous inflow turbulence including effects of lean and sweep[R]. NASA CR-2001-210762, 2001.
- [12] EVERS I, PEAKE N. On sound generation by the interaction between turbulence and a cascade of airfoils with non-uniform mean flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2002, 463:25-52.
- [13] NALLASAMY M, ENVIA E. Computation of rotor wake turbulence noise[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 282(3):649-678.
- [14] GRACE S M, MAUNUS J, SONDAK D L. Effect of CFD wake prediction in a hybrid simulation of fan broadband interaction noise[R]. AIAA 2011-2875, 2011.
- [15] ATASSI H M, VINOGRADOV I V. A model for fan broadband interaction noise in nonuniform flow[R]. AIAA 2005-2880, 2005.
- [16] ATASSI H M, VINOGRADOV I V. Modelling broadband fan noise and comparison with experiments[R]. AIAA 2007-3691, 2007.
- [17] ZHANG Weiguang, WANG Xiaoyu, SUN Xiaofeng. Prediction of fan broadband noise using lifting surface method[J]. AIAA Journal, 2015, 53(10):2845-2855.
- [18] POSSON H, MOREAU S, ROGER M. Fan-OGV broadband noise prediction using a cascade response[R]. AIAA 2009-3150, 2009.

(编辑:张雪)