

风扇湍流宽频噪声特性的数值计算分析

全帆¹, 乔渭阳¹, 王良锋¹, 纪良¹, 王勋年²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 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)

摘 要: 基于 Gliebe 发展的风扇自噪声经验预测模型与 Mugridge-Morfey 发展的湍流-叶片干涉噪声分析预测模型, 以 GE 公司 R4 风扇为研究对象, 详细分析了风扇自噪声与转子尾迹湍流-出口导叶干涉宽频噪声(湍流干涉噪声)的特性. 研究了不同的风扇设计参数和湍流参数对风扇自噪声与湍流干涉噪声的影响. 计算结果表明: 湍流干涉噪声对风扇宽频噪声起着主要作用, 湍流干涉噪声比转子自噪声大约 6~10 dB, 比出口导叶自噪声大约 20 dB. 此外, 出口导叶来流速度对湍流干涉噪声的影响最大, 来流速度增大 15% 时, 声功率可增大 4 dB 左右. 湍流强度对湍流干涉噪声影响较大, 当湍流强度增加 30% 时, 声功率增大 1.5 dB.

关 键 词: 宽频噪声; 自噪声; 湍流干涉噪声; 经验预测模型; 分析预测模型; 声功率

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical calculation and analysis of fan turbulence broadband noise's characteristics

TONG Fan¹, QIAO Wei-yang¹, WANG Liang-feng¹,

JI Liang¹, WANG Xun-nian²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. State Key Laboratory of Aerodynamics,

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

Abstract: Based on the fan self-noise empirical prediction model developed by Gliebe and the turbulence-blade interaction noise analytical prediction model developed by Mugridge-Morfey and using GE R4 Fan for study, a detailed analysis of fan self-noise and rotor wake turbulence-OGV (outlet guide vane) interaction broadband noise (turbulence interaction noise) characteristics is performed. Different fan design parameters and different turbulence parameters' effects on the fan self-noise and turbulence interaction noise is investigated. Calculation results show that turbulence interaction noise dominates the fan broadband noise. Turbulence interaction noise is about 6—10 dB higher than rotor self-noise and about 20 dB higher than outlet guide vane self-noise. In addition, the incoming flow velocity of OGV plays the most important role in turbulence interaction noise and 15% increase of the velocity can lead to an increased sound power of about 4 dB. The turbulence intensity has relatively important effects on the turbulence interaction noise and 30% increase of turbulence intensity can result in about 1.5 dB higher sound power.

Key words: broadband noise; self-noise; turbulence interaction noise; empirical prediction model; analytical prediction model; sound power

收稿日期: 2013-09-26

基金项目: 国家自然科学基金(51276149); 空气动力学国家重点实验室研究基金(SKLA20130201)

作者简介: 全帆(1990—), 男, 河北石家庄人, 博士生, 主要从事气动声学研究.

现代民用航空发动机不仅要满足经济性、可靠性的要求,还必须满足强制性的环保要求,低排放和低噪声发动机设计一直是民用航空发动机设计的重要目标^[1-3]. 发动机噪声包括单音噪声和宽频噪声. 近年来,由于涡轮风扇发动机单音降噪技术的发展和广泛应用^[4],发动机单音噪声已经得到显著降低,宽频噪声对发动机噪声的贡献逐渐凸显出来. 对于现代高涵道比涡轮风扇发动机,风扇往往工作在高亚声速状态,宽频噪声可以占噪声的50%甚至更多^[5]. 因此,宽频噪声的研究逐渐成为发动机噪声研究的热点.

发动机宽频噪声由不同的物理机制产生,主要有:①进口端壁边界层湍流和转子叶尖干涉;②转子尾迹湍流与下游静子干涉;③转子叶尖端壁湍流与下游静子的干涉;④转子轮毂端壁湍流与下游静子的干涉;⑤转子叶片表面边界层和尾缘噪声;⑥静子叶片表面边界层和尾缘噪声. 其中①~④为湍流干涉噪声,⑤~⑥为自噪声.

鉴于航空发动机风扇宽频噪声的复杂性以及缺乏详细的定量的参数化研究,本文的目的就是定量地研究风扇自噪声与湍流干涉噪声对风扇宽频噪声的贡献以及风扇几何参数和气流参数对自噪声和湍流干涉噪声的影响,以获得对风扇宽频噪声的进一步认识,进而对航空发动机风扇降噪提供一定的参考.

宽频噪声研究主要有预测模型和实验的方法. 宽频噪声预测模型可以分为经验预测模型、分析预测模型以及全数值计算预测模型. 国外已经发展了许多宽频噪声预测模型^[6-15]. 由于宽频噪声实验对实验环境要求高、费用昂贵,宽频噪声的全数值计算预测模型^[15]则要耗费大量的计算资源,计算周期长;相比较而言,宽频噪声分析预测模型^[14]与经验预测模型^[6-13]具有便捷、快速、准确度较高的优点,因此本文选择分析预测模型与经验预测模型的方法对风扇宽频噪声进行研究.

本文基于 Glibe 发展的风扇自噪声经验预测模型^[6]与 Mugridge-Morfey 发展的湍流-叶片干涉噪声分析预测模型^[7-8],研究了不同的风扇设计参数和湍流参数(转子转速、叶片弦长、安装角、湍流强度、湍流尺度、出口导叶前来流速度、风扇进口来流速度)对风扇宽频噪声的影响.

1 宽频噪声模型

本文基于 Glibe 发展的风扇自噪声经验预测模型与 Mugridge-Morfey 发展的湍流-叶片干

涉噪声分析预测模型开展了风扇宽频噪声特性的数值计算研究. 下面对这两个模型进行介绍.

1.1 Glibe 风扇自噪声经验预测模型

Glibe 风扇自噪声经验预测模型是对 Mugridge-Morfey^[7-8]自噪声模型的改进. 基于 Sharland^[16]发展的应用紧致、偶极子、非定常力进行声学建模的方法, Mugridge^[7]给出具有非定常任意展向载荷分布的单独翼型的声功率表达式

$$W = \frac{1}{12\pi\rho c^3} \left(\frac{dL}{dt} \right)^2 h l_s \quad (1)$$

其中 W 为声功率(W), ρ 为气流密度(kg/m^3), c 为气流声速(m/s), L 为翼型非定常力(单位展向长度上的力)(N), t 为时间(s), h 为翼型展向长度(m), l_s 为展向非定常力相关尺度(m).

假定 l_s 远小于 h , $l_s \ll h$, 与式(1)的等价功率谱密度可以表示如下:

$$\frac{dW}{d\omega} = \frac{1}{12\pi\rho c^3} [\omega^2 G_1(\omega) h l_s(\omega)] \quad (2)$$

其中 $G_1(\omega)$ 是叶片表面非定常载荷频谱, ω 为角频率. Glibe 建议:

低波数时

$$k_x b \rightarrow 0 \quad (k_x b < 1)$$

$$G_1(\omega) = \frac{1}{4} (2b)^2 G_p(\omega) \quad (3)$$

高波数时

$$k_x b \rightarrow \infty \quad (k_x b > 1)$$

$$G_1(\omega) = \frac{(2b)^2}{8} \left[\frac{2}{(k_x b)^2} + \frac{1}{(k_x b)^4} \right] G_p(\omega) \quad (4)$$

式中 $G_p(\omega)$ 为翼型尾缘附近边界层压力脉动频谱, k_x 为轴向湍流波数, b 为叶片半弦长. 实际计算中, 当 $k_x b \gg 1$ 时, 仅取式(4)中的第1项.

对于翼型尾缘附近边界层压力脉动频谱 $G_p(\omega)$, 根据 Schloemer^[17] 和 Blake 等^[18] 的实验结果, Glibe 给出翼型尾缘附近边界层压力脉动频谱 $G_p(\omega)$ 的表达式

$$G_p(\omega) = \rho^2 \delta^* U^3 G_p^*(\omega^*) \quad (5)$$

$$G_p^*(\omega^*) = f \left(\frac{\omega \delta^*}{U} \right) = \frac{A_0}{[1 + A_1 (\omega^*)^2]^{5/2}} \quad (6)$$

其中

$$A_0 = 10^{-4} \quad A_1 = 0.5 \quad \omega^* = \frac{\omega \delta^*}{U}$$

式中 U 为气流速度(m/s), δ^* 是翼型尾缘边界层位移厚度(m), 可以由式(7)进行估算.

$$\delta^* \cong 2\Theta \cong 2C_d b \quad (7)$$

式中 Θ 是尾缘处尾迹动量厚度(m); C_d 为翼型阻

力系数.

关于式(3)处的 k_x

$$k_x = \frac{\omega}{U_c} \quad (8)$$

其中 U_c 是湍流涡输运速度(m/s), 湍流涡输运速度可以和无量纲频率 ω^* 关联起来^[17], 如式(9)

$$\frac{U_c}{U} = \frac{B_0 + B_1 \omega^*}{1 + B_2 \omega^*} \quad (9)$$

其中 $B_0 = 0.75, B_1 = 0.6, B_2 = 1.333$.

对于展向非定常力相关尺度 l_s , 根据 Schloemer 和 Blake 的实验结果, Gliebe 给出展向非定常力相关尺度的计算公式

$$l_s \approx \delta_w \quad \frac{\omega \delta_w}{U} < 1$$

$$\frac{l_s}{\delta_w} = \frac{1}{\left[\frac{\omega \delta_w}{U} \right]} \quad \frac{\omega \delta_w}{U} > 1 \quad (10)$$

其中 δ_w 为尾迹半宽度(m), $\delta_w \approx 2\delta^*$.

Glegg^[19]研究了孤立翼型和叶栅自噪声之间的关系, 给出了孤立翼型和叶栅自噪声间的修正系数. 根据 Glegg^[19]的工作, 为了考虑叶栅效应, Gliebe 简化处理后将声功率乘以 2. 最终计算声功率时还需要乘以叶片数目 B .

1.2 Mugridge-Morfe 湍流-叶片干涉噪声分析预测模型

与自噪声的原始式(2)相同, 对于叶片数为 B 的风扇, 进口湍流与其干涉产生的声功率频谱也可以描述如下:

$$\frac{dW}{d\omega} = \frac{B}{12\pi\rho c^3} [\omega^2 G_l(\omega) H_l(\omega)] \quad (11)$$

$$G_l(\omega) = (2\pi\rho bU)^2 K_l G_{vv}(\omega) \quad (12)$$

其中 K_l 为升力响应函数, H_l 为展向关联因子.

$$K_l = \frac{1}{1 + 2\pi k_l} \left[1 - \frac{1}{2H_l} (1 - e^{-2H_l}) \right] \quad (13)$$

$$H_l = \frac{h}{2b} \left[(k_l^2 + \frac{2}{\pi^2})^{1/2} \right] \quad (k_l > 2) \quad (14)$$

$$k_l = \omega b/U \quad (15)$$

将式(12)代入式(11), 可以得到来流湍流干涉噪声

$$\frac{dW}{d\omega} = \frac{\pi}{6} (BA_b) \cdot k_l^2 \left(\frac{l_s}{b} \right) (\rho c) Ma_{rel} K_l G_{vv}(\omega) \quad (16)$$

其中 $G_{vv}(\omega)$ 为湍流频谱. 表达式如下:

$$G_{vv}(k_x, k_y) = \frac{u'^2 \lambda_i^2}{4\pi} \times \left[\frac{(1 + 3 \cos^2 \alpha_r) k_x^2 \lambda_i^2 + 1}{(1 + k_x^2 \lambda_i^2 + k_y^2 \lambda_i^2)^{5/2}} + \frac{6(\sin \alpha_r \cos \alpha_r) k_x \lambda_i k_y \lambda_i}{(1 + k_x^2 \lambda_i^2 + k_y^2 \lambda_i^2)^{5/2}} + \frac{(1 + 3 \sin^2 \alpha_r) k_y^2 \lambda_i^2 + 1}{(1 + k_x^2 \lambda_i^2 + k_y^2 \lambda_i^2)^{5/2}} \right] \quad (17)$$

式中 λ_i 为湍流纵向($u'u'$)积分长度尺度(m); k_y 为叶片旋转方向湍流波数; $\alpha_r = \arctan(Ma_t/Ma_a)$; Ma_t 为叶片旋转方向马赫数; Ma_a 为轴向马赫数.

如果对声波波数处在 χ 和 $\chi + \Delta\chi$ 之间的声能量感兴趣, 则 $\left[\frac{2\pi n}{D} \tan \alpha_r - \frac{\chi}{Ma_a} - \frac{\Delta\chi}{Ma_a} \right]$ 到 $\left[\frac{2\pi n}{D} \tan \alpha_r - \frac{\chi}{Ma_a} \right]$ 范围内的 k_x 对这个频带的噪声有贡献^[20]. 其中 D 为栅距.

对于特定的声波波数 χ

$$k_x = \frac{2\pi n}{D} \tan \alpha_r - \frac{\chi}{Ma_a} \quad (18)$$

其中 n 的取值范围为 $-\infty$ 到 $+\infty$.

对于每个确定的 n 和 χ , 下列范围内的 k_y 对应着截通(cut-on)部分, 对远场噪声有贡献.

$$\begin{aligned} \chi > 0 \text{ 时} \\ \frac{-\chi}{\sqrt{1 - Ma_a^2}} - \frac{2\pi n}{D} < k_y < \frac{\chi}{\sqrt{1 - Ma_a^2}} - \frac{2\pi n}{D} \\ \chi < 0 \text{ 时} \\ \frac{\chi}{\sqrt{1 - Ma_a^2}} - \frac{2\pi n}{D} < k_y < \frac{-\chi}{\sqrt{1 - Ma_a^2}} - \frac{2\pi n}{D} \end{aligned} \quad (19)$$

其中

$$k_y = -m/r \quad (20)$$

式中 m 为整数.

2 宽频噪声模型计算分析及验证

Gliebe 的风扇自噪声经验预测模型与 Mugridge-Morfe 的湍流-叶片干涉噪声分析预测模型已经介绍, 这里介绍用这两个模型进行宽频噪声预测的计算方法以及该模型与实验结果的对比.

2.1 计算方法

这里主要讨论湍流干涉噪声实际计算过程中需要注意的问题. 实际的数值计算中, 式(18)中 n 的范围为有限值. 本文为了确定 n 的范围, 分别计算了湍流频谱和声功率与 n 取值范围之间的关系.

这里计算了湍流频谱的分布, 如图 1 所示, 湍流频谱主要集中在一定的湍流波数空间, 对应 n 为较小值的区间. 图 2 中计算了 n 不同的取值范围($(-10, 10), (-30, 30), (-50, 50), (-100, 100)$)对声功率计算的影响. 由图 2 可以看出, 当 n 的取值范围逐渐增大时, 对低频范围内的声功

率影响很小,但会使得高频范围内的声功率稍微增大.当 n 的取值范围增大到 $(-50, 50)$ 时,其对声功率的影响已经很小,所以计算过程中 n 的取值范围选为 $(-50, 50)$.

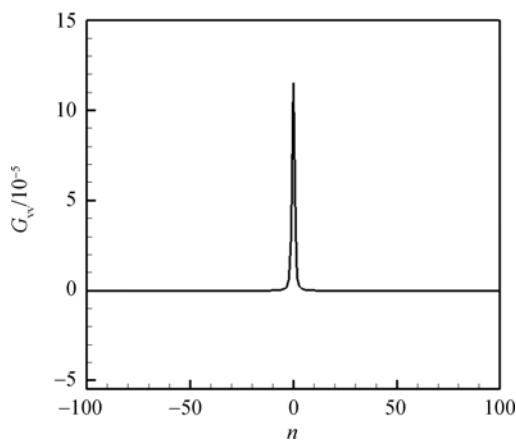


图1 湍流频谱分布

Fig. 1 Turbulence energy spectral distribution

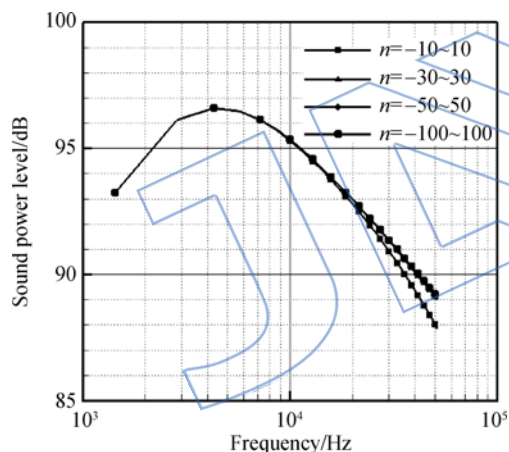


图2 n 取值范围对声功率计算的影响

Fig. 2 n range's effect on sound power level calculation

图3是 m 不同的取值范围对声功率计算的影响, m 的范围为 $(-100, 100)$, $(-500, 500)$, $(-1000, 1000)$ 以及由式(19)~式(20)确定的范围.从图2和图3可见湍流-叶片干涉产生的声能量主要集中在低频流波数空间,高频流波数空间对声功率影响较小,高频流波数空间的湍流影响的主要是高频噪声.这与对湍流和宽频噪声的认识是相符的.

自噪声和湍流干涉噪声的实际计算过程中,需要沿叶片展向将叶片分为多个片条,对每个片条应用式(2)和式(11),将各片条的声功率叠加就可以得到总的声功率.

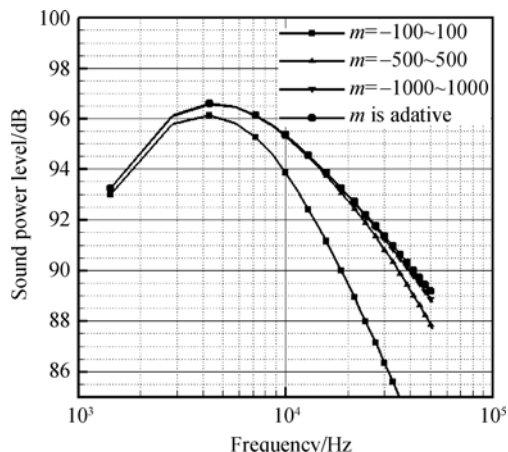


图3 m 取值范围对声功率计算的影响

Fig. 3 m range's effect on sound power level calculation

2.2 模型验证

为了验证模型的准确性,本文选取GE公司22英寸(约为60.96 cm)R4风扇为研究对象. GE公司在该风扇上进行了一系列的声学测试和流场测试.该风扇的主要参数和典型工作状态如表1和表2所示.

表1 GE R4 风扇主要参数

Table 1 GE R4 fan main parameters

参数	数值
转子叶片数目	22
静子叶片数目	54
设计转速/(r/min)	12 656
转子叶尖速度/(m/s)	370
设计点总压比	1.47

表2 GE R4 风扇的典型工作状态

Table 2 GE R4 fan typical operating conditions

工作状态	风扇转速/ (r/min)	风扇叶尖速度/ (m/s)
进场	7 808	229
减功	11 074	323
起飞	12 656	370

图4是本文的预测模型对发动机进场状态宽频噪声的预测结果与实验数据的对比.

由图4可见,本文建立的湍流-叶片干涉噪声分析预测模型在关心的频率范围内与实验数据吻合较好,能够较准确地预测噪声的峰值频率和声功率频谱形状,但所预测的声功率量级偏小,这与

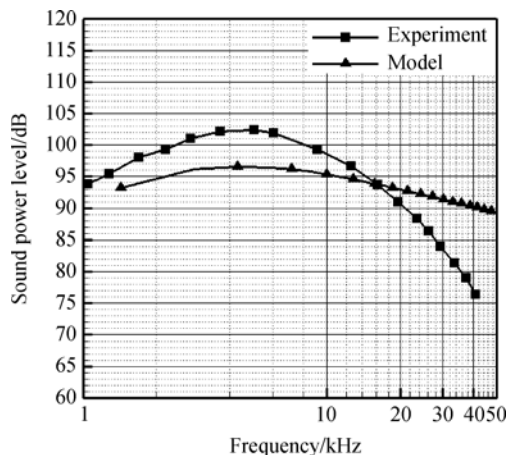


图4 预测模型与实验数据的对比

Fig. 4 Comparison of prediction model and experiment data

Gliebe 等^[6]的研究结果相符。

图5是转子尾迹湍流-出口导叶干涉宽频噪声(下文简称湍流干涉噪声)与自噪声结果。由于自噪声量级较小,为了便于比较,自噪声的结果以1/3倍频程形式给出。由图5可见,自噪声量级明显要比湍流干涉噪声小,并且静子自噪声量级小于转子自噪声,转子自噪声的峰值频率小于静子自噪声,这些与 Gliebe 等^[6]的研究结果相符。

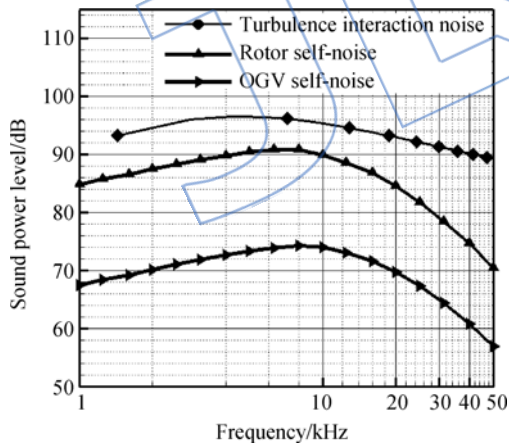


图5 湍流干涉噪声与自噪声对比

Fig. 5 Comparison of turbulence interaction noise and self-noise

综上,本文所用的宽频噪声预测方法与实验吻合较好,可以用来计算、评估风扇湍流宽频噪声的特性。

3 风扇自噪声的数值研究

由于静子自噪声远小于转子自噪声,所以这里主要研究各参数对转子自噪声的影响。

3.1 转子叶片弦长对转子自噪声的影响

这里计算了转子叶片弦长在设计几何参数基础上变化为-30%, -15%, 15%, 30%时对转子自噪声的影响。如图6所示,图中 F_c 表示转子叶片弦长的变化因子。

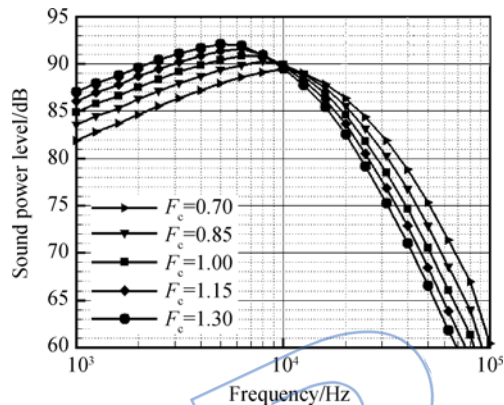


图6 转子叶片弦长对转子自噪声的影响

Fig. 6 Rotor blade chord's effect on rotor self-noise

在本文的参数化研究中,各参数的变化均以进场状态和设计几何参数为基础。从图6中可以看出,转子叶片弦长对转子自噪声频谱形状有着较大影响。转子叶片弦长增大时,声功率频谱峰值频率减小,弦长减小时,声功率频谱峰值频率增大。Mugridge-Morfeys 自噪声模型中给出峰值频率的经验表达式,峰值频率与转子叶片弦长成反比^[7]。这里的结果与 Mugridge-Morfeys 的研究一致。此外,转子叶片弦长变化对转子自噪声量级也会产生较明显的影响。当转子叶片弦长增大30%时,自噪声声功率在低频范围可增大约2 dB。

3.2 转子转速对转子自噪声的影响

这里分别计算了转子转速变化为-30%, -15%, 15%, 30%时对转子自噪声的影响,如图7所示,图中 F_{rpm} 为转子转速的变化因子。由图7可见,转子转速对转子自噪声量级影响很大,但对自噪声频谱形状影响很小。当转子转速增大15%时,转子自噪声可增大2~3 dB,当转子转速增大30%时,转子自噪声可增大约5 dB。图中所计算的各个状态转子叶尖相对马赫数均小于1。

3.3 风扇进口来流速度对转子自噪声的影响

这里计算了风扇进口来流速度变化为-30%, -15%, 15%, 30%时对转子自噪声的影响,如图8所示。图中 $F_{Ma,i}$ 为风扇进口来流马赫数的变化因子,所计算的各个状态转子叶尖相对马赫

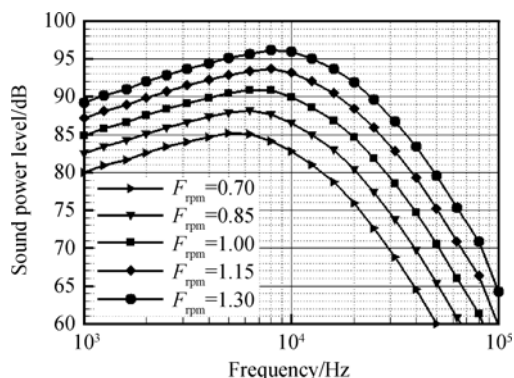


图7 转子转速对转子自噪声的影响

Fig. 7 Rotor rotating speed's effect on rotor self-noise

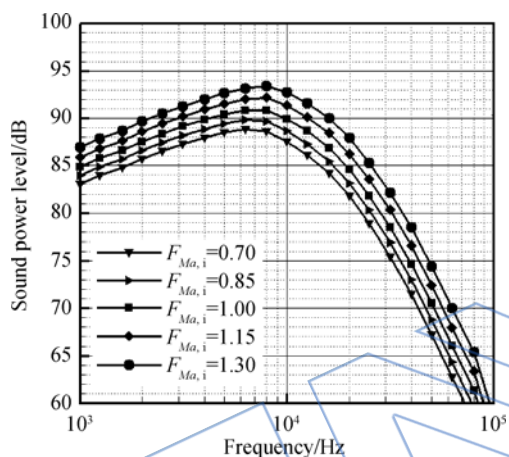


图8 风扇进口来流速度对转子自噪声的影响

Fig. 8 Fan inlet velocity's effect on rotor self-noise

数均小于1.从图8可见,风扇进口来流速度对转子自噪声的影响较明显,但对转子自噪声频谱形状影响较小.当风扇进口来流速度增大30%时,转子自噪声可增大2 dB左右.

4 风扇湍流干涉噪声的数值研究

风扇进口来流均匀的情况下,由于风扇转子尾迹湍流与出口导叶干涉造成的湍流干涉噪声对风扇宽频噪声的贡献是主要的,因此本文将重点研究不同的风扇设计参数和湍流参数对湍流干涉噪声的影响.

4.1 湍流积分尺度对湍流干涉噪声的影响

这里计算了湍流积分尺度变化-30%, -15%, 15%, 30%时对湍流干涉噪声的影响,如图9所示.

图9中 F_{tls} 为湍流积分尺度变化因子.从图中可以看出,湍流积分尺度对于声功率频谱的峰值频率有很大影响,直接影响声功率在频域范围

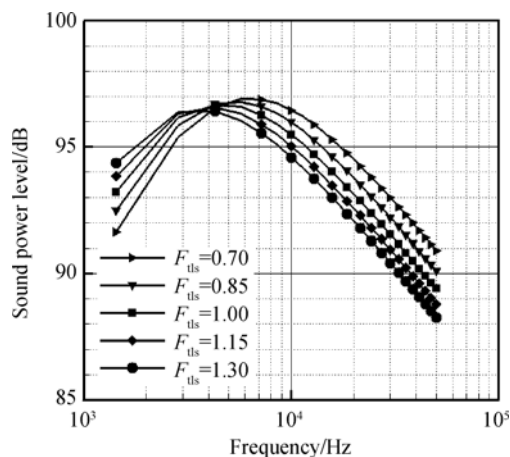


图9 湍流积分尺度对湍流干涉噪声的影响

Fig. 9 Turbulence integral length's effect on turbulence interaction noise

的分布.湍流积分尺度增大时,湍流干涉噪声量级减小,并且峰值频率降低.这是由于湍流积分尺度增大时,湍流能量有向较低湍流波数空间聚集的趋势,低湍流波数空间对应的时间尺度相对较大,因此峰值频率出现下移.同理,当湍流积分尺度减小时,湍流干涉噪声的峰值频率增加,而湍流干涉噪声量级也稍稍增大.

4.2 尾迹湍流强度对湍流干涉噪声的影响

这里分别计算了尾迹湍流强度变化为-30%, -15%, 15%, 30%时,对湍流干涉噪声的影响,如图10所示.图中 F_{ti} 为湍流强度变化因子.从图10中可以看出,尾迹湍流强度对于湍流干涉噪声的影响比较明显.当尾迹湍流强度增加30%时,声功率增大约1.5 dB.设法降低出口导叶前的湍流强度对于降低湍流干涉噪声有很大好处.

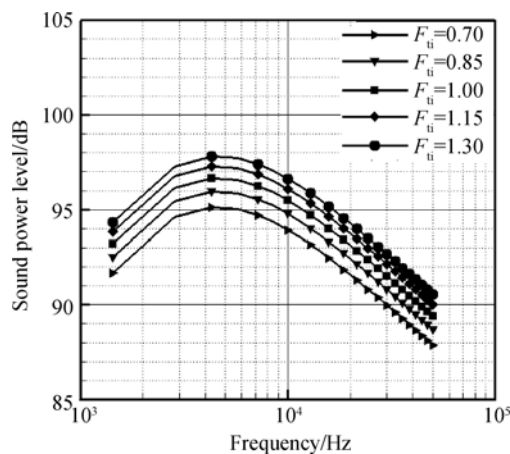


图10 尾迹湍流强度对湍流干涉噪声的影响

Fig. 10 Wake turbulence intensity's effect on turbulence interaction noise

处. 例如可以适当增大风扇转子与出口导叶的轴向间距以降低湍流干涉噪声.

4.3 出口导叶叶片弦长对湍流干涉噪声的影响

这里计算了出口导叶叶片弦长变化为 -30% , -15% , 15% , 30% 时, 对湍流干涉噪声的影响, 如图 11 所示. 图中 F_{oc} 表示出口导叶弦长的变化因子. 从图 11 可见, 出口导叶叶片弦长对湍流干涉噪声有着较大影响, 但对声功率频谱形状和峰值频率影响很小. 当出口导叶弦长增大 30% 时, 湍流干涉噪声声功率可增大 1 dB .

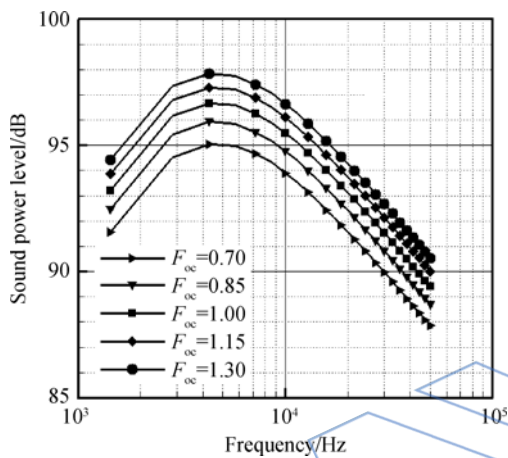


图 11 出口导叶叶片弦长对湍流干涉噪声的影响
Fig. 11 Outlet guide vane chord's effect on turbulence interaction noise

4.4 出口导叶安装角对湍流干涉噪声的影响

这里计算了风扇出口导叶安装角变化 $\pm 5^\circ$, $\pm 10^\circ$ 对湍流干涉噪声的影响, 如图 12 所示. 图中 Δ_{sac} 表示风扇出口导叶安装角的变化量. 这里的出

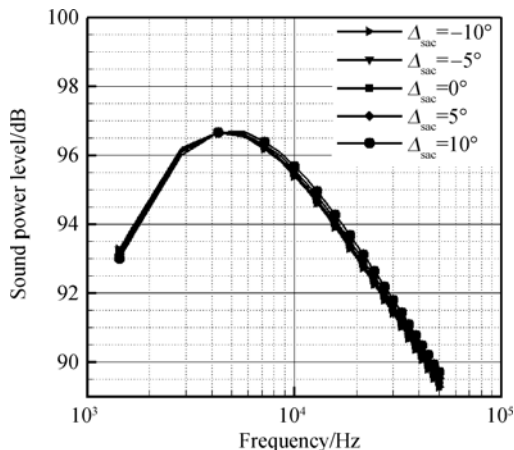


图 12 出口导叶安装角对湍流干涉噪声的影响
Fig. 12 Outlet guide vane stagger angle's effect on turbulence interaction noise

口导叶安装角以轴线方向为基准, $+5^\circ$ 表示按照原来的夹角方向增大与轴线的夹角, -5° 表示按照原来的夹角方向减小与轴线的夹角. 计算结果表明, 出口导叶安装角对湍流干涉噪声的影响不大.

4.5 出口导叶来流速度对湍流干涉噪声的影响

这里计算了出口导叶来流速度变化为 -30% , -15% , 15% , 30% 时对湍流干涉噪声的影响, 所计算的各个状态出口导叶来流速度马赫数均小于 1, 如图 13 所示. 图中 $F_{Ma,o}$ 为出口导叶来流速度马赫数的变化因子. 从图 13 可见, 出口导叶来流速度对湍流干涉噪声的影响十分明显. 当出口导叶来流速度增大 15% 时, 湍流干涉噪声可增大 4 dB 左右. 可见, 控制出口导叶的来流速度能够有效降低转子尾迹湍流与出口导叶干涉产生的噪声.

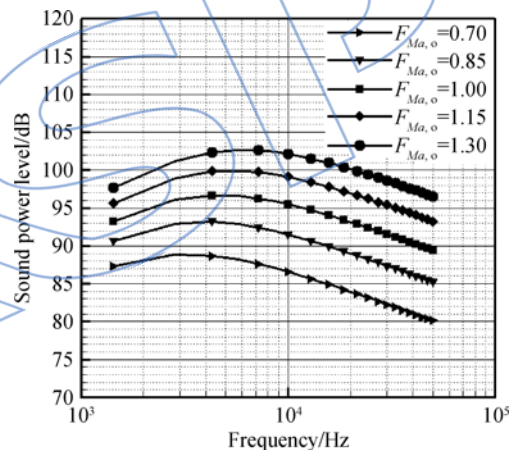


图 13 出口导叶来流速度对湍流干涉噪声的影响
Fig. 13 Outlet guide vane inlet velocity's effect on turbulence interaction noise

5 结论

本文基于 Gliebe 发展的风扇自噪声经验预测模型与 Mugridge-Morfe 发展的湍流-叶片干涉噪声分析预测模型, 对风扇宽频噪声中的自噪声和转子尾迹湍流-出口导叶干涉宽频噪声(湍流干涉噪声)进行了计算分析, 对风扇降噪提供一定的参考, 得到如下结论:

1) 风扇均匀来流情况下, 风扇湍流干涉噪声对风扇宽频总噪声起着主要作用, 风扇自噪声(包括风扇静子自噪声与转子自噪声)的作用相对较小.

2) 风扇静子(出口导叶)自噪声远小于风扇转子自噪声, 转子转速对转子自噪声的影响最大.

3) 风扇出口导叶来流速度对湍流干涉噪声的影响最大,适当降低出口导叶来流速度是降低风扇湍流干涉噪声有效的手段。

4) 风扇出口导叶前的湍流强度对于湍流干涉噪声有重要影响,降低出口导叶前的湍流强度可降低湍流干涉噪声。

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.
- [2] 陈懋章,刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势—用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报, 2008,23(6):961-975.
CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design trend and challenge on the development of high bypass ratio turbofan[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6):961-975. (in Chinese)
- [3] 邹正平,李宇,刘火星,等. 民用大涵道比涡扇发动机叶轮机某些关键技术[J]. 航空动力学报, 2008, 23(8):1504-1516.
ZOU Zhengping, LI Yu, LIU Huoxing, et al. Key turbomachinery technology of civil high-bypass-ratio turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8):1504-1516. (in Chinese)
- [4] Envia E. Fan noise reduction:an overview[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2002, 1(1):43-65.
- [5] Deniau H, Dufour G, Polacsek C, et al. Affordable compressible LES of airfoil-turbulence interaction in a free jet[J]. AIAA 2011-2707, 2011.
- [6] Gliebe P R. Fan broadband self noise prediction model[J]. AIAA 2002-2490, 2002.
- [7] Mugridge B D. Broadband noise generation by airfoils and axial flow fans[J]. AIAA 73-1018, 1973.
- [8] Morfey C L. Broadband sound radiated from subsonic rotors[J]. Fluid Mechanics, Acoustics, and Design of Turbo-machinery, 1974, 1(1):461-492.
- [9] Gillian R E. Aircraft noise prediction program user's manual[R]. NASA TM-84486, 1982.
- [10] Zorumski W E. Aircraft noise prediction program theoretical manual[R]. NASA TM-83199, 1982.
- [11] Wilson M R. An introduction to high speed aircraft noise prediction[R]. NASA CR-189592, 1992.
- [12] Kontos K B, Janardan B A, Gliebe P R. Improved NASN-AN-OPP noise prediction computer code for advanced subsonic propulsion systems: Volume 1 ANOPP evaluation and fan noise model improvement[R]. NASA CR-195480, 1996.
- [13] Kontos K B, Kraft R E, Gliebe P R. Improved NASA-AN-OPP noise prediction computer code for advanced subsonic propulsion systems: Volume 2 fan suppression model development[R]. NASA CR-202309, 1996.
- [14] Nallasamy N, Envia E. Computation of rotor wake turbulence noise[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 282(3):649-678.
- [15] Verdon J M. Linearized unsteady aerodynamic analysis of the acoustic response to wake/blade-row interaction[R]. NASA CR-210713, 2001.
- [16] Sharland I J. Sources of noise in axial flow fans[J]. Journal of Sound and Vibration, 1964, 1(3):302-322.
- [17] Schloemer H H. Effects of pressure gradients on turbulent-boundary-layer wall-pressure fluctuations[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1967, 42(1):93-113.
- [18] Gershfeld J L, Blake W K, Knisely C W. Trailing edge flows and aerodynamic sound[R]. AIAA Paper 88-3826-CP, 1988.
- [19] Glegg S A L. Airfoil self noise generated in a cascade[J]. AIAA 96-1739, 1996.
- [20] Mani R. Noise due to interaction of inlet turbulence with isolated stators and rotors[J]. Journal of Sound and Vibration, 1971, 17(2):251-260.