

DOI: 10.7652/xjtuxb201501003

仿鸮翼前缘蜗舌对多翼离心风机 气动性能和噪声的影响

刘小民, 李烁

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 针对某多翼离心风机, 受鸮类翅膀前缘结构的启发, 设计了一种新型降噪结构——仿鸮翼前缘蜗舌。基于逆向工程方法, 通过提取长耳鸮翅膀气动性能较好的 40% 翼展方向上的翅膀剖面型线, 对风机蜗舌进行了仿生降噪重构设计, 并分别对原型风机和仿生蜗舌风机的气动性能和噪声特性进行了数值模拟。研究结果显示, 仿鸮翼前缘蜗舌风机的风量较原型风机增加了 $1.9 \text{ m}^3/\text{min}$, 噪声下降了 1.6 dB, 效率提高了 3.8%, 表明采用仿生蜗舌有效降低了气流对风机蜗舌的冲击作用, 抑制了流动分离的发生, 在蜗舌附近区域流场的逆压梯度明显减小, 涡的结构、强度和分布都有所改变。

关键词: 蜗舌; 多翼离心风机; 仿生设计; 降噪; 数值模拟

中图分类号: TH432 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2015)01-0014-07

Effects of Bionic Volute Tongue Bioinspired by Leading Edge of Owl Wing on Aerodynamic Performance and Noise of Multi-Blade Centrifugal Fan

LIU Xiaomin, LI Shuo

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Bionic volute tongue bioinspired by the leading edge of owl wing, a new type of noise-reduction structure, is designed for multi-blade centrifugal fan. Adopting reverse engineering method, the section profile in the position of 40% spanwise of the wing of a long-eared owl, whose aerodynamic performance is relatively excellent, is extracted to restructure the bionic volute tongue. Numerical simulations are respectively conducted to investigate the aerodynamic performance and noise characteristics of the prototypical fan and the developed fan with the bionic volute tongue. Compared with the prototypical fan, the volume flow rate of the bionic fan is increased by $1.9 \text{ m}^3/\text{min}$, while the noise is decreased by 1.6 dB and the efficiency is increased by 3.8%. The bionic volute tongue bioinspired by the leading edge of owl wing facilitates weakening the impact of the airflow to the volute tongue of multi-blade centrifugal fan, and the flow separation is suppressed effectively. Near the volute tongue, the adverse pressure gradient is reduced significantly, and the corresponding vortex's structure, distribution and intension are also changed.

Keywords: volute tongue; multi-blade centrifugal fan; bionic design; noise reduction; numerical simulation

收稿日期: 2014-06-12。 作者简介: 刘小民(1971—), 男, 副教授。 基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20120201110064); 陕西省科学技术研究发展计划资助项目(2014K06-24)。

网络出版时间: 2014-10-31

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20141031.1642.005.html>

多翼离心风机具有结构紧凑、压力系数高、流量系数大和噪声低等优点,所以被广泛应用于吸油烟机 and 空调等通风换气设备。目前,家电所用多翼离心风机效率低,噪声性能不尽人意。

传统的多翼离心风机蜗舌设计使得叶轮出口气流对蜗舌冲击比较强烈,蜗舌区域的噪声被看作是多翼离心风机主要的气动噪声源之一。蜗舌形状和蜗舌间隙的微小变动将对风机性能和噪声产生较大的影响^[1],相关研究包括采用倾斜蜗舌、阶梯蜗舌的方法^[2-3]和蜗舌消音器^[4]来降低风机噪声,以及不同蜗舌间隙对风机流量和噪声的影响^[5],但是这些研究都未解决降噪成本高、风机风量下降、耗能增大的问题。梁之博等将 NACA 翼型应用于风机蜗舌^[6],这种改进需要根据经验将 NACA 翼型进行人为弯曲,翼型蜗舌降噪的机理也未得到充分揭示。

长耳鸮在进化过程中形成了独特的生物功能——捕食时能够快速飞行且噪声极低^[7],这种优良的空气动力和噪声性能与其独特的翅膀翼型有着密切的关系^[8]。本文从仿生学的角度出发,将长耳鸮

翅膀前缘结构应用于多翼离心风机的蜗舌设计,采用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型和 FW-H 方程分别对原风机和仿生蜗舌风机进行了流场和声场的数值模拟,以考察倒圆角蜗舌(原风机蜗舌)和仿生蜗舌(改进风机蜗舌)对多翼离心风机气动性能和噪声的影响,揭示仿鸮翼前缘蜗舌的降噪机理。

1 研究对象

双进气多翼离心风机结构如图 1 所示,风机基本结构参数见表 1。

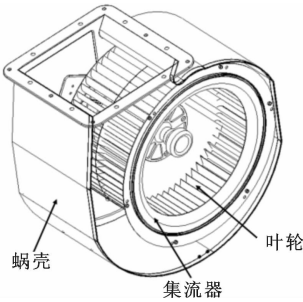


图 1 双进气多翼离心风机结构

表 1 风机基本结构参数

叶轮参数	数值及类型	蜗壳参数	数值及类型
叶片数 $Z/\text{个}$	60	蜗壳型线	不等边
叶轮宽度 b/mm	136	蜗舌半径 r/mm	12.9
叶轮外径 D_2/mm	252	蜗舌间隙 t/mm	5.6
叶轮轮径比 $D_1 \cdot D_2^{-1}$	0.857	蜗壳宽度 B/mm	160
叶片形状	单圆弧叶片	蜗壳出口面积/ $\text{mm} \times \text{mm}$	160 $\times$ 160
叶片厚度 δ/mm	0.4		
叶片进口角 $\beta_{b1}/(^{\circ})$	75		
叶片出口角 $\beta_{b2}/(^{\circ})$	14.4		
叶轮转速 $n/\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$	650		

2 数值计算方法

2.1 计算模型及网格划分

采用 Pro/E 和 ICEM 软件对风机进行三维建模和网格划分。多翼离心风机计算模型分为 4 个区域:进口区、叶轮区、蜗壳区和出口区(进口区在风机进口向上游延伸 $0.5D_2$,出口区在风机出口下游延伸 $1.0D_2$, D_2 为叶轮外径),各个区域网格划分如图 2a 所示。考虑到风机内流动状况的复杂性,网格划分采用了四面体和六面体组成的混合网格,叶轮叶片和蜗壳壁面进行了边界层网格划分,叶轮区域进

行了网格加密,如图 2b 所示。在网格划分时,根据数值计算中湍流模型近壁方程的要求,网格区域的 y^+ 应在 30 到 70 之间。

为了保证数值计算结果的准确性和有效性,首先进行了网格无关性验证。研究发现,当进口区网格数约为 18 万、叶轮区网格数约为 120 万、蜗壳区网格数约为 387 万、出口区网格数约为 5 万时,数值模拟获得的风机进、出口压差的偏差不大于 0.2%。考虑到网格数过多会耗费较长的计算时间,本文计算模型划分的网格数在 530 万左右。根据计算需要,将计算网格分为 2 个区,即旋转区和静止区,其

中旋转区为叶轮区,其余部分为静止区。

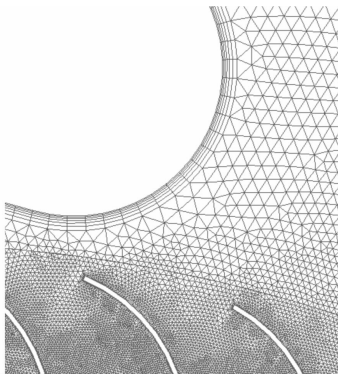
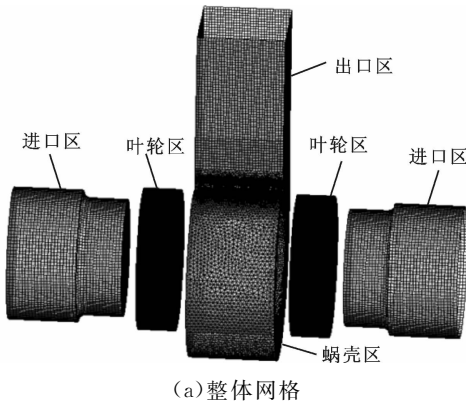


图 2 多翼离心风机计算网格划分

2.2 流场计算

2.2.1 定常计算 采用 CFD 商业软件 Fluent 对多翼离心风机性能及其内部流场进行了数值计算。风机进口采用压力进口边界条件,进口全压为 101 325 Pa,风机出口采用压力出口边界条件,出口静压为 101 325 Pa,控制方程采用 Reynolds 时均 N-S 方程,湍流计算采用 Realizable $k-\epsilon$ 双方程模型和 Scalable Wall Function 近壁方程,压力速度耦合采用 SIMPLE 算法,压力离散格式采用 PRESTO 格式,动量方程、能量方程和湍流耗散方程均采用二阶迎风格式,旋转区采用多参考系模型,动、静区交界面为 Interface 边界条件,收敛残差为 10^{-4} 。

2.2.2 非定常计算 定常计算收敛后进行非定常计算。旋转区改用滑移网格模型,时间项采用二阶隐式格式,非定常计算的时间步长用下式确定

$$\Delta t = 60 / KnZ \tag{1}$$

式中: K 为一个非定常计算周期的时间步数($K = 30$); n 为叶轮转速; Z 为叶片数。通过式(1)计算得到的时间步长为 $5.128\ 2 \times 10^{-5}$ s,在风机内单侧叶轮轴向 1/3 截面处布置了 6 个监测点,以监测风机

内非定常流动状况。考虑到蜗舌区域流动的复杂性,在蜗舌区域布置了 3 个监测点,在蜗壳内 $\theta = 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ 位置布了 3 个监测点,如图 3 所示。在计算了 0.738 46 s(叶轮旋转 8 圈)后,风机内各个监测点的静压变化具有明显的周期性特征,表明风机内流动达到了稳定流动状态。

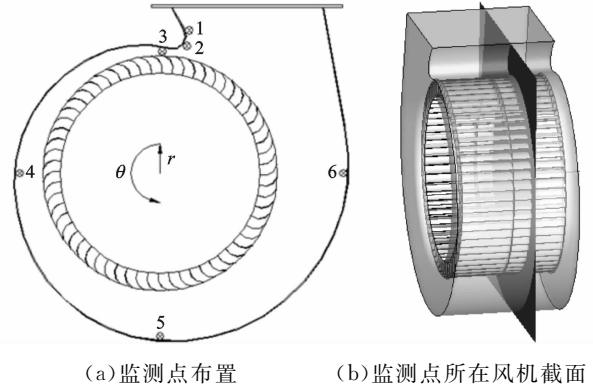


图 3 计算过程中风机内监测点布置

2.3 噪声计算

采用 FW-H 方程^[9-10]对多翼离心风机气动噪声进行了计算。FW-H 方程为

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial \{ [\rho_0 v_n + \rho(u_n - v_n)] \delta(f) \}}{\partial t} - \frac{\partial \{ [P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f) \}}{\partial x_i} + \frac{\partial^2 [T_{ij} H(f)]}{\partial x_i \partial x_j} \tag{2}$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - c_0^2 (\rho - \rho_0) \delta_{ij} \tag{3}$$

$$P_{ij} = p \delta_{ij} - \mu \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{2 \partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \tag{4}$$

式中: p' 为在 t 时刻的声压强; ρ, u_i, P_{ij} 分别代表密度、速度和应力张量; T_{ij} 为 Lighthill 张量; δ_{ij} 为克罗内克(Dirac)符号; $H(f)$ 为 Heaviside 函数; $\delta(f)$ 为 Dirac 函数。

方程(2)右侧 3 项分别是单极子源项、偶极子源项和四极子源项,其中单极子源和偶极子源取决于运动物体对流体的作用(单极子源为运动物体不断插入和移出某一空间而引起的压缩和膨胀,偶极子源为物体运动引起的物体表面升力变化对流体产生的脉动推力),单极子源和偶极子源为面声源。在亚声速流动中,由面声源产生的噪声占气动噪声的绝大部分。四极子源是体声源,是流体自身湍流运动所致的流体与流体的相互作用,只有在跨声速或超声速时,四极子噪声才会突显。因此,在本文多翼离心风机的噪声计算中,四极子源忽略不计,则方程(2)的解可以表示为

$$p'(x,t) = p'_T(x,t) + p'_L(x,t) \tag{5}$$

$$p'_T(x,t) = \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 (\dot{U}_n + U_{\dot{n}})}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left\{ \frac{\rho_0 U_n [r\dot{M}_r + c_0 (M_r - M^2)]}{r^2 (1-M_r)^2} \right\} dS \tag{6}$$

$$P'_L(x,t) = \frac{1}{4\pi c_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{L_r - L_M}{r^2 (1-M_r)^2} \right] dS + \frac{1}{4\pi c_0} \int_{f=0} \left\{ \frac{L_r [r\dot{M}_r + c_0 (M_r - M^2)]}{r^2 (1-M_r)^3} \right\} dS \tag{7}$$

$$U_i = v_i + \frac{\rho}{\rho_0} (u_i - v_i) \tag{8}$$

$$L_i = P_{ij} \hat{n}_j + \rho u_i (u_n - v_n) \tag{9}$$

式中: $p'_T(x,t)$ 和 $p'_L(x,t)$ 分别为单极子源和偶极子源。式(6)和式(7)中带有下标的项均表示一个向量和一个单位向量的内积,例如

$$L_r = \mathbf{L} \cdot \mathbf{r} = L_i r_i; \quad U_n = \mathbf{U} \cdot \mathbf{n} = U_i n_i$$

式中: $\mathbf{r}$ 为由声源点指向接收点的单位向量; $\mathbf{n}$ 为平面单位法向量。

将 2.2.2 节中非定常计算获得的流场结果加入 FW-H 声学方程后,设置风机的叶轮和蜗壳为噪声源,并按照 GB/T 17713—2011《吸油烟机噪声实验方法》中全球包络法的规定设置噪声接收点,以便与试验进行对比。将风机置于半径为 1.414 m 的球面中心,4 个监测点 A、B、C、D 分别均匀布置在比被测风机中心低 1 m 的水平平面与球表面相交而成的圆周上,如图 4 所示。在以上计算的基础上,再进行 0.092 3 s(即叶轮旋转 1 圈)的非定常噪声计算,计算完成后,通过快速 Fourier 变换(FFT)得到噪声计算结果。

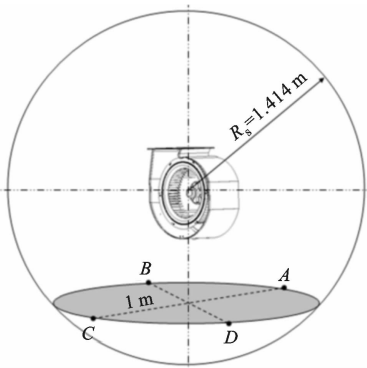


图 4 全球包络法噪声测量示意图

叶片的通过频率可按下式计算

$$f = \frac{nZ}{60} I \tag{10}$$

式中: I 为谐波序号($I=1$ 时为基频)。通过式(10)

计算得到的风机基频为 650 Hz,波长为 0.523 1 m。由于波长远大于风机的特征尺寸,因此噪声计算中蜗壳和叶轮之间噪声的反射、衍射和散射作用可以忽略不计。

3 数值计算有效性验证

通过上述方法计算得到的多翼离心风机流量为 16.0 m³/min,出口全压为 65.2 Pa,噪声为 70.6 dB。风机的噪声频谱如图 5 所示。

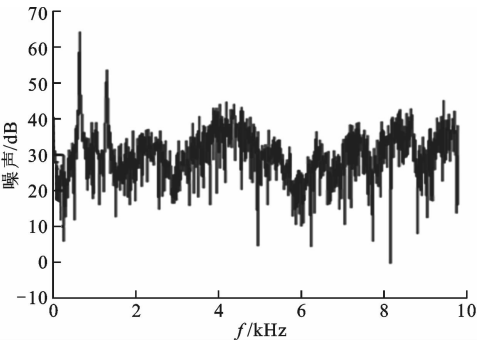


图 5 风机的噪声频谱图

气动噪声主要分为旋转噪声和涡流噪声。当旋转的叶片掠过蜗舌附近时就会出现周期性的压力和速度脉动,此种脉动产生的噪声称为旋转噪声。涡流噪声又称宽频噪声,主要是由叶片与流体相互作用、叶片尾缘的分离尾迹流动、涡脱落等几种因素引起的。

旋转噪声的频率可用式(10)计算,基频($I=1$)为 650 Hz,次频($I=2$)为 1 300 Hz。从图 5 可以看出,风机的频谱同时呈现出明显的离散频谱特性和宽频频谱特性,图中 2 个峰值分别与风机旋转噪声的基频和次频吻合,表明噪声模拟方法有效、可靠。

风机性能的数值计算的有效性验证实验按照 GB/T 17713—2011《外排式吸油烟机空气性能实验方法》进行,噪声实验按照 GB/T 17713—2011《吸油烟机噪声实验方法》进行。试验和计算结果对比见表 2。

表 2 风机性能的实验与计算结果对比

性能参数	试验	计算	绝对误差	相对误差/%
流量/m ³ ·min ⁻¹	15.90	16.00	0.10	0.63
出口全压/Pa	65.2	65.2	0.0	0.0
噪声/dB	69.40	70.60	1.20	1.73

对比结果表明,计算方法可靠,可以准确模拟风机的气动性能和噪声。

4 仿生设计及应用

4.1 长耳鸮静音飞行的生物特性

鸮以老鼠等啮齿动物为食,这些动物都有敏锐的听力,鸮必须靠无声滑翔^[11]才能接近猎物,因此鸮类(尤其是长耳鸮)的飞行噪声显著低于其他鸟类^[12]。研究表明^[13],鸮类能够静音飞行是因为鸮类翅膀具有特殊的生物结构:初级飞羽前缘的锯齿形态、后缘的“刘海”以及从翼根到翼尖由不同弦长和形状的翼型沿翅膀前缘线紧密排列而成的特别的翅膀翼型。通过对仿鸮类前缘 NACA0015 翼型和仿鸮类尾缘 NACA0018 翼型的气动性能和噪声特性的研究^[14-15],指出仿生翼型能在保持气动性能基本不变或者有所提高的基础上,其气动噪声会有不同程度的下降。本文将长耳鸮特殊的翅膀翼型应用于多翼离心风机的蜗舌设计,以提高风机性能,降低风机噪声。

4.2 鸮翼前缘提取

长耳鸮翅膀剖面的上、下表面曲线可由下式计算

$$z_{upper} = z_c + z_t \tag{11}$$
$$z_{lower} = z_c - z_t \tag{12}$$

式中: z_{upper} 、 z_{lower} 分别为鸮翼上、下表面曲线的坐标; z_c 为鸮翼中弧线坐标; z_t 为鸮翼厚度分布。

根据文献[16]给出的翼型中弧线和厚度计算方法,采用 Birnbaum-Glauert 函数^[17],得到鸮翼中弧线坐标计算公式

$$\frac{z_c}{c} = \frac{z_{c(max)}}{c} \eta (1 - \eta) \sum_{k=1}^3 S_k (2\eta - 1)^{k-1} \tag{13}$$

式中: $\eta = x/c$ 为鸮翼弦线的相对坐标; x 为鸮翼弦线方向上的坐标; $z_{c(max)}$ 为鸮翼平均化弯度; c 为鸮翼弦长; S_k 为描绘鸮翼分布的多项式系数; k 为多项式系数序号。

鸮翼厚度分布计算式为

$$\frac{z_t}{c} = \frac{z_{t(max)}}{c} \sum_{k=1}^4 A_k (\eta^{k+1} - \eta^{1/2}) \tag{14}$$

式中: A_k 是描绘鸮翼分布的多项式系数; z/c 为鸮翼相对厚度。根据文献[18]扫描获得的长耳鸮翅膀点云图,通过主要几何特征的提取和数据拟合,得到长耳鸮翅膀沿翼展方向从 0%~70%剖面的 S_k 和 A_k ,见表 3。

表 3 中弧线和厚度分布公式中的系数				
系数	$k=1$	$k=2$	$k=3$	$k=4$
S_k	3.936 2	-0.770 5	0.848 5	
A_k	-29.486 1	66.456 5	-59.806 0	19.043 9

根据上述各式,提取出鸮翼中流动性能较好的沿翼展方向 40%处的剖面型线如图 6 所示。取翼型前缘的 6.5%对风机进行仿生蜗舌设计。

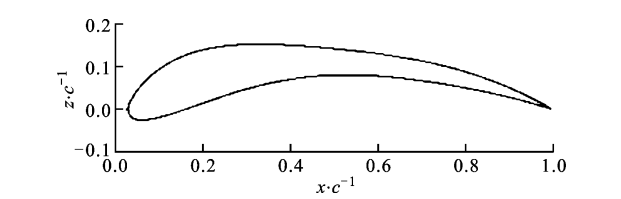


图 6 翼展方向 40%处的剖面型线

4.3 仿鸮翼前缘蜗舌设计

在多翼离心风机的设计中,蜗舌间隙太小,叶轮出口气流对蜗舌将产生强烈的冲击作用,使得噪声增大;蜗舌间隙太大,虽然冲击作用减弱,但是风机流出气流减少,在蜗壳内循环流动的气流增多,从而增加了风机的耗能,降低了风机的效率,减少了风机的流量。通过对原型风机优化,得到了该型号风机最佳的蜗舌间隙,因此在仿鸮翼前缘蜗舌设计时采用了优化后的蜗舌间隙。

基于逆向工程方法和仿生重构的概念,将提取出的生物翼型经过适当缩放后,沿弦长取前缘 0%~6.5%的部分对风机蜗舌进行仿生设计。设计过程中,生物翼型最前缘与原型蜗舌最前缘保持相切,鸮翼翼型前缘上侧型线为仿生蜗舌的上侧型线。设计蜗舌下侧型线时蜗舌间隙保持不变,仿生翼型蜗舌型线和倒圆角蜗舌型线不能完全重合,蜗舌间隙最大变化量不得超过 0.2 mm,如图 7 所示。为了保持风机出口面积不变,对蜗壳出口左侧型线进行了适当调整,仿生设计风机和原型风机的蜗壳型线及其比较如图 8 所示。

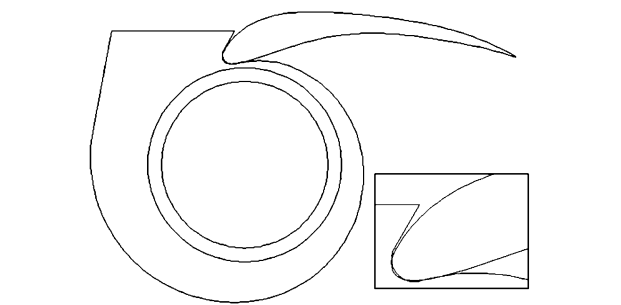


图 7 仿鸮翼前缘蜗舌示意图

4.4 仿鸮翼前缘蜗舌风机的数值模拟

和原型风机相同,将仿鸮翼前缘蜗舌风机分为 4 个区,总网格数为 5 263 259,其中进口区为 148 551,叶轮区为 1 193 160,蜗壳区为 3 867 148,出口区为 54 400。采用本文 2.2 节所述的流场模拟设置和

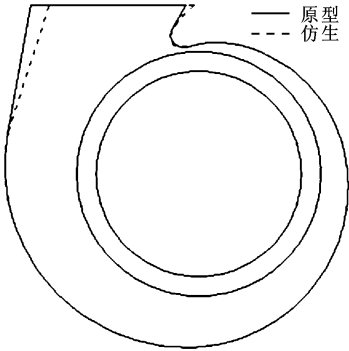


图 8 仿生和原型风机的蜗壳型线对比图

2.3 节噪声模拟方法,对仿鸮翼前缘蜗舌风机进行了数值计算。原型与仿鸮翼前缘蜗舌风机的模拟结果见表 4,二者噪声的 A 声级倍频程频谱如图 9 所示。

表 4 原型和仿鸮翼前缘蜗舌风机的模拟结果

风机	流量/ $\text{m}^3 \cdot \text{min}^{-1}$	出口全压/ Pa	效率/ $\%$	噪声/ dB
原型	16.0	65.2	39.4	70.6
仿生	17.9	79.6	43.2	69.0

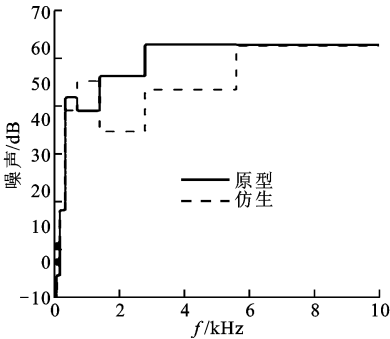


图 9 原型与仿鸮翼前缘蜗舌风机噪声的 A 声级倍频程频谱图

从表 4 可以看出,仿生蜗舌风机比原型风机的流量增大了 $1.9 \text{ m}^3/\text{min}$,出口全压提高了 14.4 Pa ,效率提高了 3.8% ,噪声降低了 1.6 dB 。可见,仿鸮翼前缘蜗舌风机的气动性能和噪声性能都明显优于原型风机。从图 9 可以看出,仿鸮翼前缘蜗舌风机在绝大部分频率范围内的 A 声级噪声都小于原型风机。

5 结果分析

从蜗舌区域压力云图(见图 10)中可以看出,原型蜗舌区域压力梯度多处呈明显的突变状态,而仿鸮翼前缘蜗舌的压力梯度在大部分区域分布比较均匀,压力梯度剧烈变化区域明显减小,梯度减小,表

明仿鸮翼前缘蜗舌具有较好的分流效果,叶轮出口气流对蜗舌顶部的冲击作用明显减弱,从而减小了旋转噪声,提高了风机效率。此外,在原型蜗舌上侧和下侧分别存在 2 个明显的逆压梯度区,逆压梯度区的存在使蜗舌区域流动容易产生回流,进而导致边界层分离,宽频噪声增大。采用仿鸮翼前缘蜗舌后逆压梯度区基本消失,蜗舌区域的流动得到优化,风机效率提高,蜗舌区域的宽频噪声减小。



图 10 蜗舌区域压力云图

从蜗舌区域涡量云图(见图 11)中可以看出,与原型蜗舌区域涡量相比(图 11 中箭头所示),仿鸮翼前缘蜗舌上侧和下侧的高涡量区基本消失,表明仿鸮翼前缘蜗舌区域比原型蜗舌区域的涡量明显减小,湍流边界层导致的蜗舌表面压力脉动减小,蜗舌区域的宽频噪声降低。

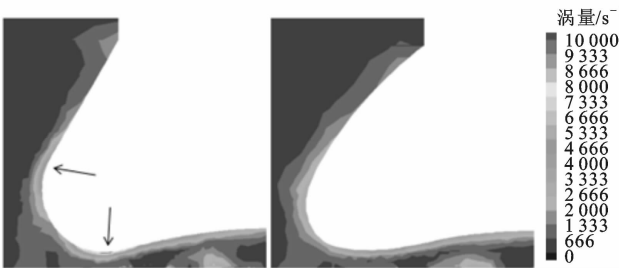


图 11 蜗舌区域涡量云图

分别选取原型蜗舌区域和仿鸮翼前缘蜗舌区域为噪声源,且用相应声压级大小直接反映蜗舌表面的压力脉动的强弱,如图 12 所示。从图 12 中多翼离心风机的噪声频谱可以看出,仿鸮翼前缘蜗舌区域的噪声明显低于原型蜗舌区域的噪声,表明仿生蜗舌的表面压力脉动明显低于原型蜗舌,宏观上表现为风机蜗舌区域的宽频噪声下降。

从涡核心区分布图(见图 13)可以看出,相比于原型蜗舌,仿生蜗舌上侧和下侧的涡脱落明显减少、变薄,根据涡声理论,声波的产生同流体中的旋涡和势流,以及旋涡之间的相互作用有密切关系,涡脱落的减少直接表明蜗舌区域噪声降低。

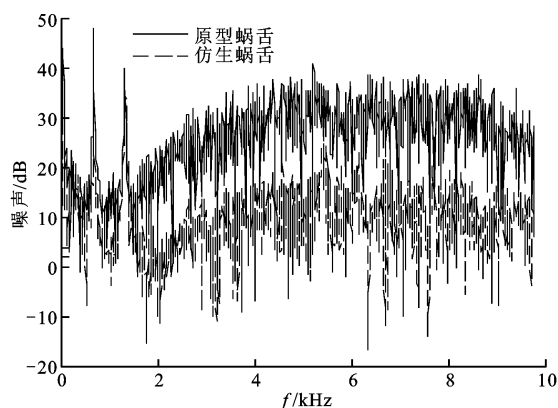


图12 原型蜗舌与仿生蜗舌的多翼离心风机噪声频谱对照图

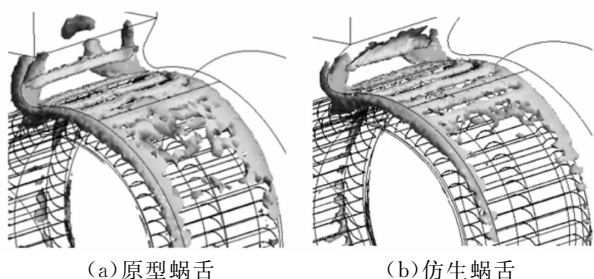


图13 蜗舌区域涡核心区分布图

6 结 论

(1)通过与试验结果的对比表明,本文建立的数值计算模型和基于 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型与 FW-H 方法相结合对多翼离心风机的性能和噪声的模拟是有效的。

(2)仿鸮翼前缘蜗舌在很大程度上改善了多翼离心风机的气动性能和噪声特性,与原型风机相比,在流量和压力分别提高 $1.9 \text{ m}^3/\text{min}$ 和 14.4 Pa 的同时,噪声降低了 1.6 dB 。

(3)采用仿鸮翼前缘蜗舌有效减小了气流对蜗舌的冲击作用,减少了蜗舌区域的涡脱落。由于仿鸮翼前缘蜗舌继承了长耳鸮低噪飞行的生物功能,所以在下一步的研究中可以考虑将鸮翼前缘形状扩展到各类中、低速风机蜗舌的仿生设计中。

参考文献:

- [1] 蔡建程. 前向离心风机基频噪声产生及传播特性的初步研究 [D]. 西安: 西安交通大学, 2011.
- [2] 赵婷, 赵付, 任刚, 等. 倾斜蜗舌对离心风机降噪影响的试验研究 [J]. 流体机械, 2012, 40(3): 1-7.
ZHAO Ting, ZHAO Cun, REN Gang, et al. Experimental study on the effect of inclined volute tongue on the noise reduction of centrifugal fan [J]. Fluid Ma-

chinery, 2012, 40(3): 1-7.

- [3] 李栋, 顾建明. 阶梯蜗舌蜗壳的降噪分析和实验 [J]. 流体机械, 2004, 32(2): 10-15.
LI Dong, GU Jianming. Practice and analysis to reduce the fan noise with step-tongue volute [J]. Fluid Machinery, 2004, 32(2): 10-15.
- [4] VAN HANDE D B. Experimental and theoretical study of the swirling flow in centrifugal compressor volutes [J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(1): 38-43.
- [5] 张帅帅, 罗亮. 蜗舌间隙对空调用贯流风机性能及噪声的影响 [J]. 制冷与空调, 2008(2): 6-9.
ZHANG Shuaishuai, LUO Liang. Influence of volute throat gap on the performance and aeroacoustic noise of cross-flow fan used by air-conditioning [J]. Refrigeration and Air-Conditioning, 2008(2): 6-9.
- [6] 梁之博, 季俊生, 黎本峰, 等. 翼型蜗舌技术在多翼离心风机中的应用 [J]. 电器, 2011(S1): 172-177.
LIANG Zhibo, JI Junsheng, LI Benfeng, et al. The application of airfoil tongue on multi-blade centrifugal fan [J]. China Appliance, 2011(S1): 172-177.
- [7] LILLEY G M. A study of the silent flight of the owl [R]. New York, USA: AIAA Inc., 1998: 5-6.
- [8] GRAHAM R R. The silent flight of owls [J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1934, 38: 837-843.
- [9] 韩忠华, 宋文萍, 乔志德. 基于 FW-H 方程的旋翼气动声学计算研究 [J]. 航空学报, 2003, 24(5): 400-404.
HAN Zhonghua, SONG Wenping, QIAO Zhide. Aeroacoustic calculation for helicopter rotor in hover and in forward flight based on FW-H equation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(5): 400-404.
- [10] YOUNSI M, BAKIR F, KOUIDRI S, et al. Numerical and experimental study of unsteady flow in a centrifugal fan [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers; Part A Journal of Power and Energy, 2007, 221(7): 1025-1036.
- [11] BACHMANN T W. Anatomical, morphometrical and biomechanical studies of barn owls' and pigeons' wings [D]. Aachen, Germany: RWTH Aachen University, 2010.
- [12] GRUSCHKA H D, BORCHERS I U, COBLE J G. Aerodynamic noise produced by a gliding owl [J]. Nature, 1971, 233: 409-411.
- [13] 廖庚华. 长耳鸮翅膀气动与声学特性及其仿生应用研究 [D]. 长春: 吉林大学, 2013.

(下转第 33 页)