

DOI: 10.7652/xjtuxb201503001

单圆弧等厚叶片前后缘多元耦合仿生设计及 降噪机理研究

刘小民, 赵嘉, 李典

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 采用计算流体力学(CFD)方法和实验测量方法分别研究了多元耦合仿生叶片的降噪机理及其对多翼离心风机气动性能和噪声特性的影响。基于逆向工程设计方法,通过提取苍鹰翼翅前后缘典型结构特征,设计了一种前缘波形结构耦合尾缘齿形结构的仿生叶片,同时对仿生叶片和多翼离心风机用单圆弧等厚度叶片的气动性能及流动和噪声特性进行了数值分析,通过比较揭示了多元耦合仿生叶片的降噪机理,得到仿生叶片尾缘的齿形结构可改变叶片尾缘脱落涡结构和频率、前缘的非光滑波形结构可减小叶片表面脉动以及气流对叶片前缘的冲击等结果。相对于原型叶片,仿生叶片的基频和倍频均有所下降,仿生叶片的 A 计权声压级降低了 2.1 dB。6 种仿生叶片应用于多翼离心风机的实验研究表明:仿生叶片前后缘结构设计参数会影响多翼离心风机的风量、风压和噪声;采用多元耦合仿生叶片,风机噪声最大下降 1.5 dB,而风机的风量和风压基本不变。

关键词: 多翼离心风机;多元耦合仿生设计;叶片;降噪;数值分析

中图分类号: TB535;TH432 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2015)03-0001-10

Noise Reduction Mechanism of Single-Arc Bionic Blade with Wave Shape Leading Edge Coupled with Serrated Trailing Edge

LIU Xiaomin, ZHAO Jia, LI Dian

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

Abstract: Noise-reduction mechanism for multi-factor coupling bionic design and the influence on aerodynamic performance and noise of multi-blade centrifugal fan are numerically and experimentally investigated. The noise-reduction characteristics of the leading edge and trailing edge structures of the goshawk wing are extracted, and multi-factor coupling bionic blade with the serrated trailing edge and non-smooth leading edge is designed by reverse reconstruction. The large eddy simulation coupled with the wall-adapting local eddy-viscosity model and the Ffowcs Williams-Hawkings equation are solved to simulate the flow field and the sound field of the bionic blade. By analyzing the flow characteristics, noise reduction mechanism of bionic blade is revealed. The serrated trailing edge structure alters the vortex shedding structure of the bionic blade to reduce the continuity and the shedding frequency, while the non-smooth leading structure effectively suppresses pressure fluctuation on blade surfaces and weakens airflow impact to leading edge of the bionic blade. Compared with the original blade, both the fundamental frequency and frequency multiplication of the bionic blade are reduced. A-weighted sound pressure level decreases by 2.1 dB. Six kinds of blade are applied to a multi-blade centrifugal fan, the effects of the

收稿日期: 2014-07-20。 作者简介: 刘小民(1971—),男,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: 2015-01-05 网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20150105.0852.003.html>

blades with different structure parameters on the performance and noise are experimentally studied. It is found that the maximum noise of the multi-blade centrifugal fan decreases by 1.5 dB but the flow rate and pressure remain unchanged.

Keywords: multi-blade centrifugal fan; multi-factor coupling bionic design; blade; noise reduction; numerical analysis

多翼离心风机具有流量系数大、压力系数高、噪声低、尺寸小等特点,被广泛应用于吸油烟机、空调等。叶轮是多翼离心风机的重要组成部分,然而叶轮叶片周期性击打空气引起的压力脉动、叶道出口处气体流动不均匀以及来流湍流噪声等,都是产生风机气动噪声的根源^[1]。Younsi 等通过数值求解非定常雷诺时均 Navier-Stokes 方程和 $k-\epsilon$ 切应力湍流模型,研究了多翼离心风机内转子与蜗壳的相互作用及其对风机噪声的影响^[2]。王嘉冰发现来流速度和进口气流角较小会导致叶片前缘吸力面边界层分离^[3]。周建华通过可视化丝线法测量了叶轮内部复杂的流动状况,发现叶轮叶片尾缘涡脱落以及吸力面出入口及蜗舌处的边界层分离是引起风机气动噪声的主要根源^[4]。Ken 用热线探针研究了叶轮出口处的流动状况,发现边界层分离、气流紊乱是主要的中低频噪声源^[5]。由此可见,叶片前后缘的改进对于改善风机性能、降低风机噪声具有重要的意义。

近年来,随着仿生学的发展,研究者们通过提取自然界生物在进化过程中产生的独有的降噪特征结构对叶片表面、叶片前缘和尾缘进行了仿生设计。刘庆萍实验发现,非光滑结构的仿生叶片、条纹型表面仿生叶片以及仿生锯齿前缘叶片的 A 声级噪声较原型叶片均有所降低^[6]。刘小民等的多翼离心风机齿形结构仿生设计表明,尾缘锯齿结构可改变叶片流场噪声峰值的分布,降低叶片峰值噪声^[7]。Oerlemans 通过实验测量发现,在低频段采用仿生叶片的风机噪声比原型风机降低了 0.6~3.2 dB,高频段噪声却有所增加^[8]。Jones 实验研究表明,前缘锯齿结构叶片的噪声较原型叶片降低了 1.4 dB,但气动性能有所降低^[9]。任露泉指出,前缘圆弧齿状非光滑结构能够有效延迟翼型附面层分离,降低翼型表面的压力脉动,从而达到降低气动噪声的目的^[10]。Stephan 等试图通过速度脉动和主频变化来揭示齿形结构对叶片表面边界层发展的影响,但并没有给出与流场密切相关的气动声场信息^[11]。Moreau 等通过实验给出了齿形尾缘结构对低雷诺数条件下平板气动声场的影响,得出降噪效果与 Strouhal 数和齿形波长有关的结论^[12]。然而,采用

Howe 理论^[13-14]获得的降噪效果与实验测量值有较大的差异。

以上研究主要是提取了仿生生物对象特有的某一单元结构特征,并应用于风机叶片设计,但并未考虑各种特征共同作用的结果。

本文采用大涡模拟 (large eddy simulation, LES) 和 Lighthill 声学理论对多翼离心风机进行了仿生叶片流场和声场的数值模拟,分析了仿生叶片的降噪机理。最后,将设计的仿生叶片引入到多翼离心风机,通过实验研究了不同叶片前后缘仿生结构参数对多翼离心风机的风量、风压和噪声的影响。

1 数值计算方法

1.1 大涡模拟

基于 LES 将尺度较大的湍流运动通过非定常 Navier-Stokes 方程进行求解。采用滤波函数对非定常不可压缩连续方程和 Navier-Stokes 方程进行处理,由此得到

$$\rho \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{v}_i \bar{v}_j) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \mu \nabla^2 \bar{v}_i - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

式中: ρ 为流体密度; $\bar{v}_i$ 、 $\bar{v}_j$ 分别是 x_i 、 x_j 方向上的流体分速度; μ 为动力黏性系数; $\bar{P}$ 为压强; τ_{ij} 为亚网格尺度应力, $\tau_{ij} = \rho \bar{v}_i \bar{v}_j - \rho \bar{v}_i \bar{v}_j$ 。在 LES 中,过滤后的亚网格尺度应力是未知的,要使得方程可解,需采用如下模型

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} = -2\mu_t \bar{S}_{ij} \quad (3)$$

式中: τ_{kk} 为各项同性的亚网格尺度应力; δ_{ij} 是克罗内克函数; μ_t 为亚网格尺度的湍动黏度; $\bar{S}_{ij}$ 为旋转率张量,即

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (4)$$

采用 Smagorinsky-Lilly 亚网格应力模型^[15], 可将亚网格尺度与网格尺度的相互作用类比于布朗运动的分子黏性,即

$$\mu_t = \rho L_s^2 |\bar{S}| \quad (5)$$

$$|\bar{S}| \equiv (2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij})^{1/2} \quad (6)$$

$$L_s = \min(k_a d, C_s V^{1/3}) \quad (7)$$

式中: L_s 为网格的混合长度; k_a 为 von Kármán 常数; d 为第一层网络离开壁面的最小距离; V 为计算单元的体积; C_s 为 Samagorinsky 常数。对大部分流体流动的数值计算,为了减少亚网格应力的扩散影响, $C_s = 0.1$ ^[16] 是比较理想的。

1.2 FW-H 方程

在进行三维非定常湍流流动 LES 的基础上,采用 FW-H(Ffowcs Williams-Hawkins)方程对气动声场进行了求解,以描述流场与移动壁面相互作用产生的气动噪声^[17-18],即

$$\left(\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2\right)p = \frac{\partial}{\partial t}[\mathbf{Q}\delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i}[F_i\delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}[T_{ij}H(f)] \quad (8)$$

式中: $\delta(f)$ 为狄拉克函数; $H(f)$ 为亥维赛函数; T_{ij} 是 Lighthill 应力张量。

方程(8)是在声学模拟理论的基础上,通过考虑流体中运动固体边界与流体作用而诱发噪声得到的,方程等号右边三项分别代表流体体位移引起的噪声、流体边界上脉动力引起的噪声和体积声源产生的噪声,分别属于单极子源、偶极子源和四极子源。对于本文计算,流动是不可压缩的,单极子和四极子声源项可忽略不计。

2 叶片多元耦合仿生设计

由于吸油烟机所用多翼离心风机的设计流量(15.6 m³/min)对应的叶轮进口气流速度与苍鹰正常的空中飞行速度接近,所以叶片前缘波形结构与叶片尾缘齿形结构可确定为等厚度单圆弧叶片耦合,再通过耦合属性分析^[19]建立耦合的可拓模型,将苍鹰翼前缘和尾缘独有的结构应用于多翼离心风机的叶片仿生设计。研究发现,苍鹰翅膀长度约 400 mm,宽度约 200 mm,面积 $A_p = 8 \times 10^4$ mm²。图 1 为苍鹰翅膀的结构分析图。苍鹰翅膀尾缘的锯齿形结构分别由齿宽、齿高、周期来描述,齿高 h_p 约为 10~18 mm,齿宽 d_p 约为 7~15 mm,周期 e_p 约为 10~20 mm;苍鹰翅膀前缘的波形结构采用波长和振幅来描述,波长约为 25~100 mm,振幅约为 5~20 mm。

如图 2 所示,本文多翼离心风机原型叶片为等厚度单圆弧叶片。该叶片宽度 w_m 为 24 mm,长度 l_m 为 68 mm,叶片面积 $A_m = 1\,632$ mm²。基于几何

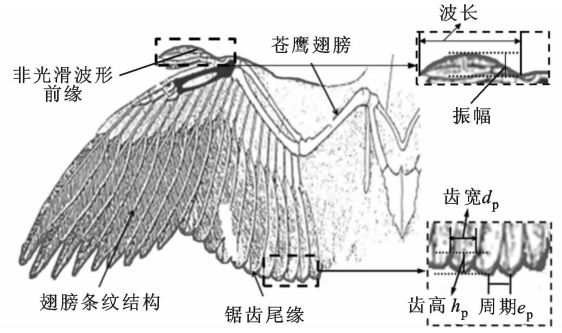


图 1 苍鹰翅膀结构分析图

相似法则,苍鹰翅膀面积与风机叶片面积之比 $k_A = A_p/A_m \approx 49$,因此仿生结构线性长度之比 $k_l = (k_A)^{1/2} = 7$ 。图 3 为基于以上分析设计获得的多元耦合仿生叶片。仿生叶片尾缘齿高 h_m 约 1.5~2.5 mm,齿宽 d_m 约 1~2 mm,周期 e_m 约 1.5~3 mm;风机前缘波长为 3.5~15 mm,振幅为 0.7~3 mm。图 4 为设计参数示意图。

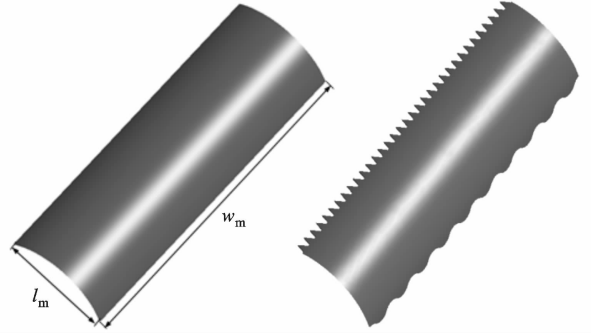


图 2 原型叶片

图 3 多元耦合仿生叶片

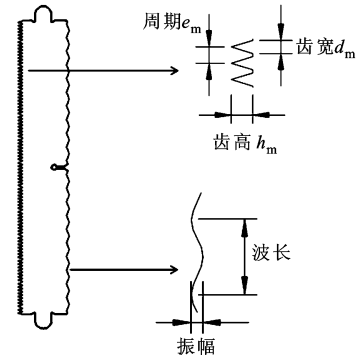


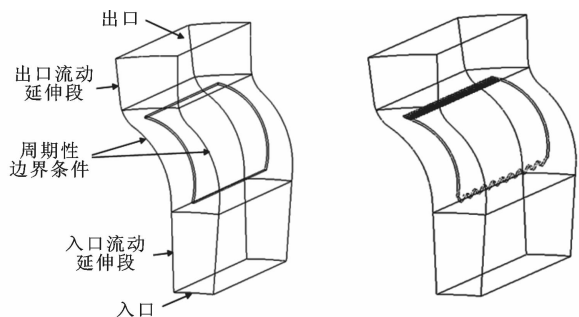
图 4 仿生叶片设计参数示意图

3 仿生、原型叶片的数值模拟

3.1 单流道计算模型

图 5 为原型叶片及多元耦合仿生叶片的单流道模型。对于原型叶片的单流道计算模型,选取整个叶轮流动区域的 1/60(叶片数为 60)作为单流道流动区域,流道入口、出口处带有延伸段,以保证流动

的稳定性,流道两侧设置了周期性边界条件,叶片固体壁面为绝热无滑移边界条件;对于仿生叶片计算模型,除叶片前后缘与原型叶片有所不同之外,其余设置均与原型叶片相同。



(a) 原型叶片单流道 (b) 仿生叶片单流道

图5 叶片单流道计算模型

3.2 数值模拟

3.2.1 网格划分 计算时采用了分块网格划分方法,入口区域、叶道区域、出口区域采用六面体结构化网格,相邻区域设置了公用的交接界面,叶片壁面及叶片前后缘进行了网格加密处理。图6为原型叶片与仿生叶片的网格无关性验证结果。由图6可以看出,当网格数分别为 1.824×10^6 和 2.194×10^6 时,出口压力基本不变。因此,本文计算时原型叶片和仿生叶片的网格数分别取为 1.824×10^6 和 2.194×10^6 。图7和图8分别为原型叶道网格及仿生叶片的前后缘网格,壁面处网格满足 $y^+ \leq 1$ 。

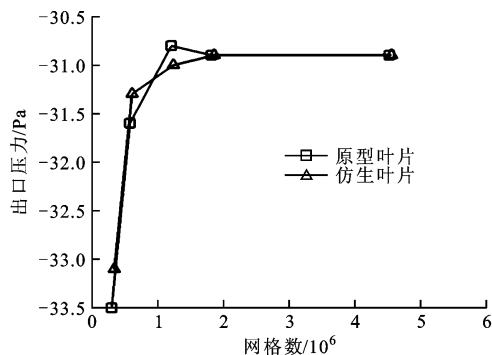


图6 网格无关性验证

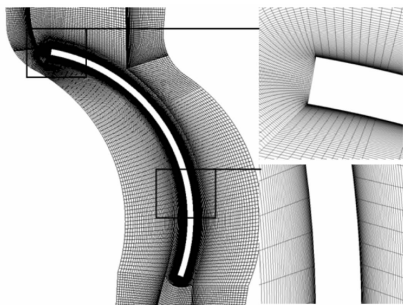
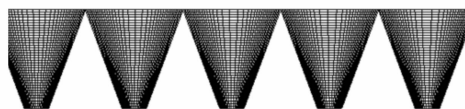


图7 原型叶片流道网格



(a) 仿生锯齿尾缘



(b) 仿生波形前缘

图8 仿生叶片的前后缘网格

3.2.2 计算模型及控制方程 在定常流动计算中,湍流采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型,压力速度耦合采用 SIMPLE 算法,湍流动能、湍流耗散项、动量方程的离散采用二阶迎风格式。定常流动计算收敛后,以定常计算结果作为非定常计算的初始值,三维非定常流动计算采用 LES 进行,计算获得的非定常流动结果将作为 FW-H 方程的输入项进行气动噪声计算。关于翼型数值计算方法和数值模型的有效性在文献[20]中已得到验证。

3.3 原型叶片计算

3.3.1 原型叶片的流场计算结果及分析 图9为原型叶片表面压力分布云图。由于叶片前缘受到了来流的冲击,所以叶片前缘端口处存在高压区域,压力最大值可达 32.88 Pa;在叶片吸力面靠近尾缘的区域存在较大的负压,且沿着叶片弦向逐渐改变,在接近尾缘端面时负压达到 -69.12 Pa。由此可见,在叶片尾缘区存在着逆压梯度,在低雷诺数的流动状态下,逆压梯度是引起边界层分离的一个重要因素。

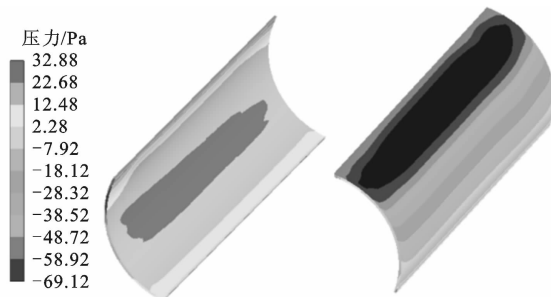


图9 原型叶片表面压力云图

单圆弧直叶片沿叶展方向的主流区在各个截面上的流动状态基本相同,为了减小壁面对流动的影响,可将观测面设置在叶片展向的中间截面位置,如图10所示。图11为观测面上静压分布及叶片尾缘流线分布。由图11可以看出,吸力面靠近尾缘端面处存在流动分离和明显的旋涡脱落现象。通过观察发现,叶片尾缘端面和吸力面尾缘处周期性地产生

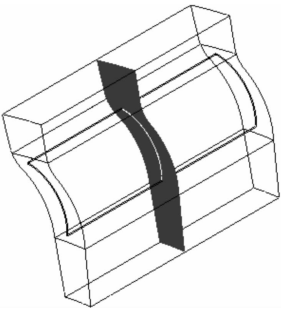


图 10 原型叶片单流道模型观测面

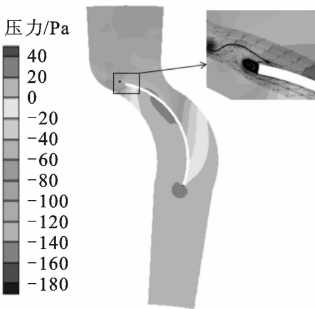


图 11 叶片观测面静压及尾缘流线分布

了旋涡,并随着时间的推移交替脱落。图 12 揭示了 1 个周期内叶片尾缘旋涡的产生和脱落过程。

由图 12 可以看出:在 0 周期,叶片尾缘端面处

产生初始旋涡,随着时间的推移,初始旋涡逐渐远离叶片尾端,同时在吸力面尾缘处产生了第 2 个旋涡且逐渐向尾端移动;当初始旋涡逐渐消失后,第 2 个

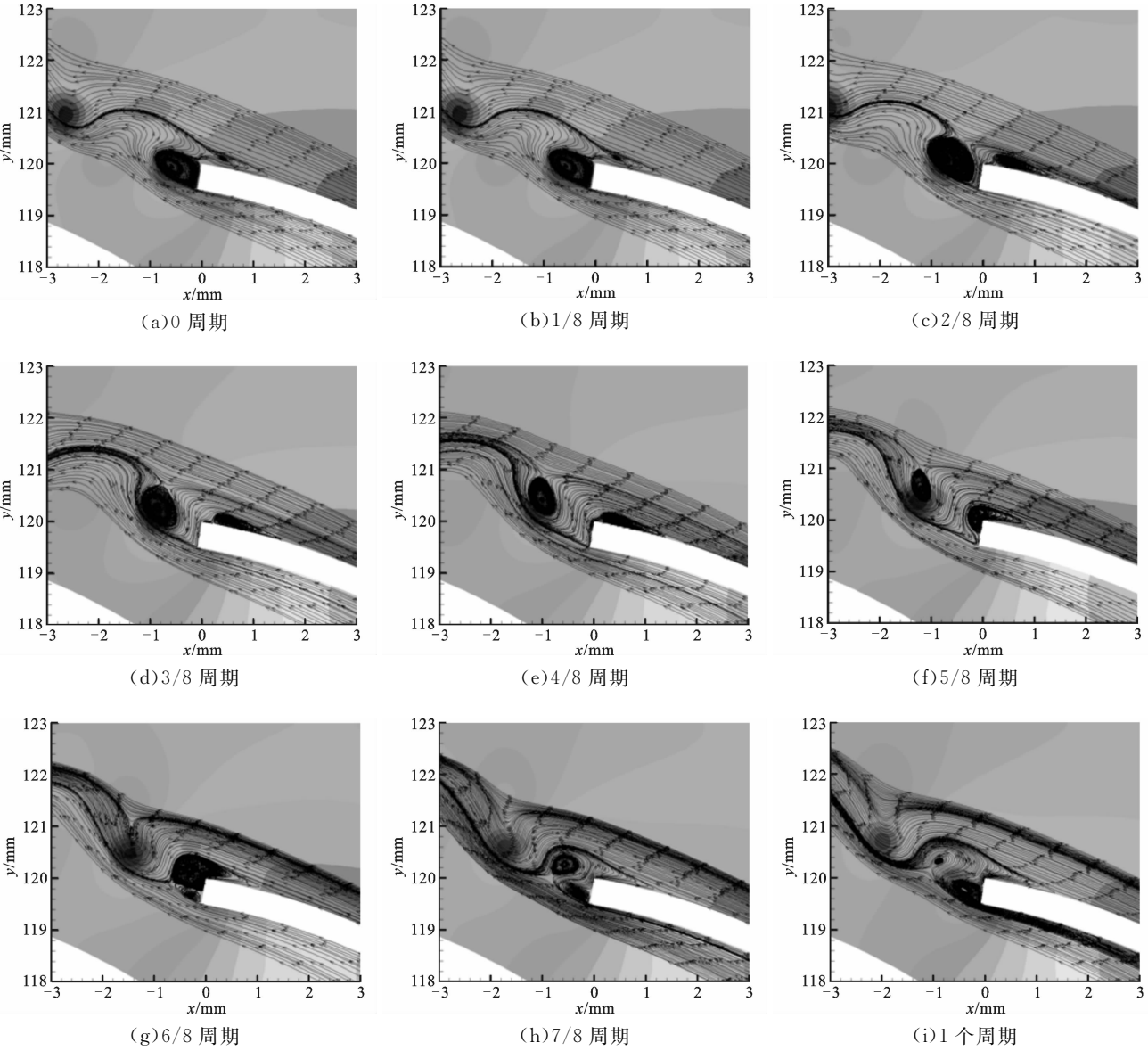


图 12 1 个周期内叶片尾缘旋涡产生和脱落过程

涡向尾端缓慢移动并有脱落的趋势,在此过程中第3个涡逐渐产生,如此交替循环,展示出了一个完整的尾缘旋涡脱落周期。最终,旋涡产生及脱落的周期为0.293 ms,旋涡脱落频率为3 420 Hz。

基于以上分析,原型叶片流场的主要问题是叶片前缘受到来流的冲击,叶片尾缘处存在着周期性的尾涡脱落。

3.3.2 原型叶片的噪声计算结果及分析 计算时选取叶片表面压力脉动作为原型叶片的噪声源。图13为计算时原型叶片表面的压力脉动示意。由图13可以看出,叶片表面压力在 $-31.2 \sim -29.6$ Pa之间波动,波动周期与旋涡脱落频率相对应,为0.293 ms。可见,叶片表面的压力随着旋涡的脱落而周期性变化。

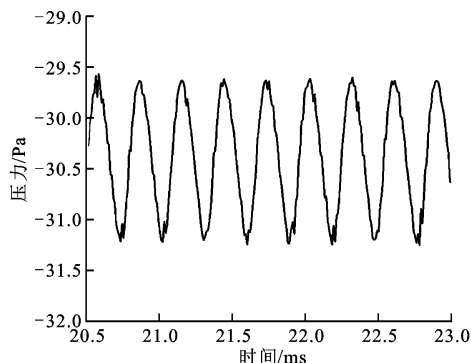


图13 计算时原型叶片表面的压力脉动示意

图14为原型叶片的噪声计算频谱。由图14可以看出:声压在频率为3 420 Hz时存在峰值,约为58 dB,此基频与尾缘旋涡脱落频率对应;在倍频为6 840 Hz处存在第2个峰值,约为38 dB。计算所得原型叶片的A计权声压为58.9 dB。

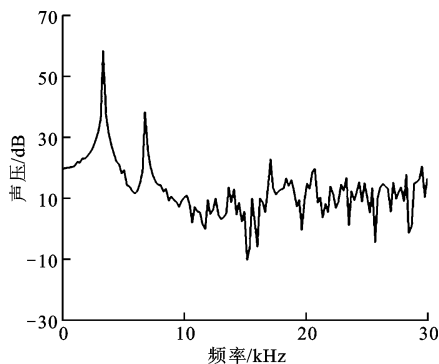


图14 原型叶片噪声频谱

噪声计算结果表明,影响原型叶片噪声有2个关键要素:1个是作为远场噪声声源的叶片表面压力脉动,其随旋涡脱落而周期性波动,并受叶片前缘气流的冲击和尾缘负压区分布的影响较大;另1个

是叶片尾缘的旋涡脱落,旋涡脱落频率与叶片表面的压力脉动及低频噪声的大小紧密相关。

3.4 仿生叶片计算

3.4.1 仿生叶片的流场计算结果及分析 针对原型叶片,引入多元耦合仿生设计进行了数值计算,从而获得了仿生叶片表面压力分布,如图15所示。由图15可以看出,仿生叶片的压力变化范围较原型叶片明显减小。由于引入了仿生波形结构,极大地缓解了叶片前缘受到的气流冲击,且在高压区域基本消失,所以叶片表面压力最大值由原型的32.88 Pa下降为30.07 Pa。尽管叶片尾缘的负压区域依然存在,但压力由原型叶片的 -69.12 Pa下降为 -50.52 Pa,这对叶片尾缘区域的边界层分离有所抑制。



图15 多元耦合叶片表面压力云图

图16为多元耦合仿生叶片单流道的涡核区域。由图16可以看出,涡核区域主要集中在齿形结构的齿尖和齿中,在两齿之间的齿根区几乎没有发现旋涡脱落。为了进一步揭示叶片尾缘的流动状态,本文选取了3个具有代表性的截面 S_1 、 S_2 、 S_3 进行流动分析。图17为仿生叶片单流道计算模型观测面位置示意,其中 S_1 为齿尖观测面, S_2 为齿中观测面, S_3 为齿根观测面。

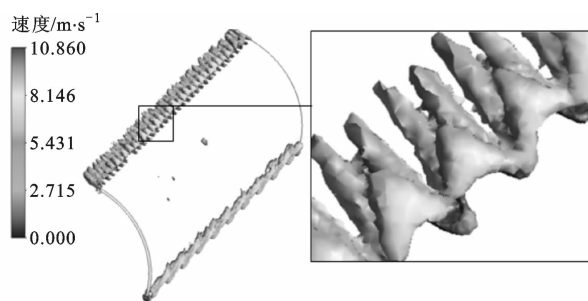


图16 多元耦合仿生叶片单流道的涡核区域

图18为叶片尾缘处3个观测面上的速度流线。由图18可以看出:在 S_1 上,同时存在3个旋涡(涡1、涡2、涡3),涡1位于叶片尾缘端部,涡2范围较大且位于叶片吸力面靠近尾缘处,涡3处于涡1下

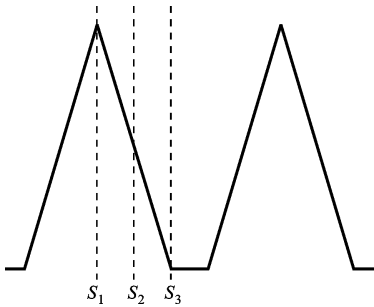
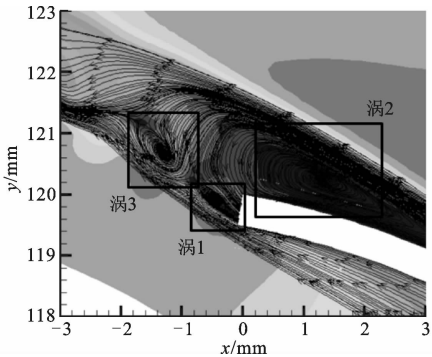
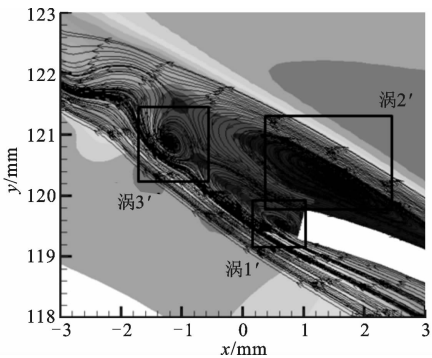


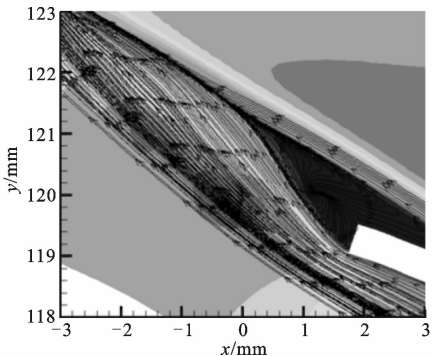
图 17 仿生叶片单流道计算模型观测面位置示意



(a) S_1



(b) S_2



(c) S_3

图 18 叶片尾缘处 3 个观测截面上的速度流线

游且距叶片约 1.2 mm 处;在 S_2 上,3 个旋涡依然存在(涡 1'、涡 2'、涡 3'),但相对位置均有所变化,涡 1'较涡 1 沿 x 方向偏移约 1.1 mm,涡 3'位置几

乎不变但与涡 1'之间的距离增加,涡 2'较之涡 2 范围有所缩小,同时偏离叶片壁面约 0.4 mm;在 S_3 上,旋涡几乎消失,流动状态更加平稳。因此,叶片尾缘的齿形仿生结构改变了旋涡脱落的同步性,削弱了旋涡脱落的连续性,进而改善了流动性能。

3.4.2 仿生叶片的噪声计算结果及分析 本文仍然选取叶片表面的压力脉动作为噪声源。图 19 为仿生叶片表面的压力脉动示意。由图 19 可以看出,压力波脉动范围由 $-31.2 \sim -29.6$ Pa 缩小至 $-30.9 \sim -29.5$ Pa,压力脉动幅度的降低抑制了仿生叶片的气动噪声。

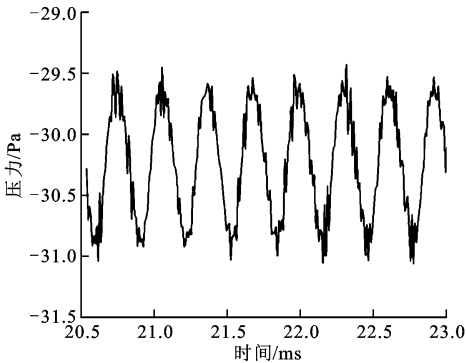


图 19 仿生叶片表面的压力脉动示意

图 20 为仿生叶片与原型叶片的噪声频谱对比。由图 20 可以看出:多元耦合仿生叶片的声压在 3 240、6 480 Hz 处存在峰值,分别为 56、36 dB,较原型叶片均有所下降;仿生叶片的基频为 3 240 Hz,较原型叶片的基频 3 410 Hz 有所下降。这表明采用叶片尾缘仿生结构,不仅改变了旋涡脱落的频率,而且降低了基频及倍频处的低频噪声。根据计算,仿生叶片的 A 计权声压为 56.8 dB,相对于原型叶片下降了 2.1 dB。

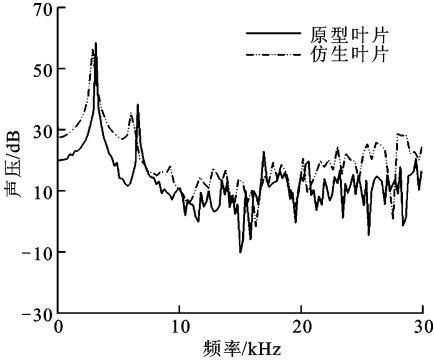


图 20 仿生叶片与原型叶片噪声频谱对比

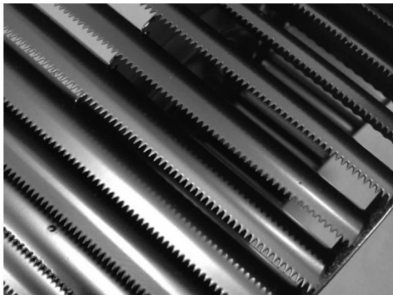
综上所述,基于多元耦合仿生设计的多翼离心风机叶片的改进设计,一方面降低了叶片表面的压力脉动,另一方面削弱了叶片尾缘旋涡脱落的连续

性,使得旋涡脱落频率下降,叶片的气动噪声降低。

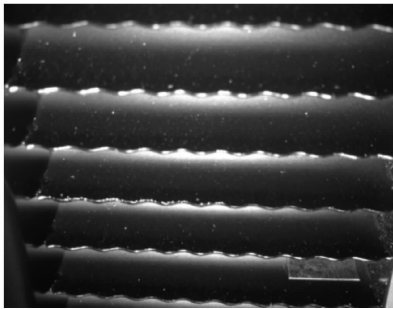
4 多翼离心风机实验

4.1 实验设计

图 21 为仿生叶轮结构。图 22 为 6 种仿生叶片设计结果。通过改变齿形尾缘的结构参数,获得了 3 种仿生叶片尾缘结构,即大齿形尾缘、中齿形尾缘和小齿形尾缘,分别用叶片序号 1、2、3 表示;通过改变波形前缘的结构参数,获得了 3 种仿生叶片前缘结构,即大波形前缘、中波形前缘和小波形前缘,分别用叶片序号 4、5、6 表示。表 1 为仿生叶片前缘和尾缘的结构参数。



(a) 仿生齿形尾缘



(b) 仿生波形前缘

图 21 仿生叶轮结构

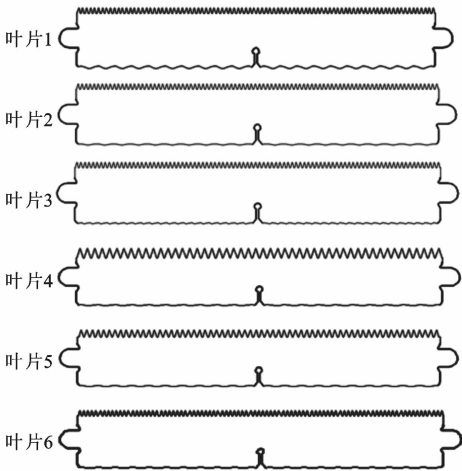


图 22 6 种仿生叶片设计结果

表 1 仿生叶片前缘和尾缘的结构参数

叶片 序号	尾缘参数			前缘参数	
	$h_m /$ mm	$d_m /$ mm	$e_m /$ mm	波长 / mm	振幅 / mm
1	2.0	1.8	2.5	6.8	3.0
2	2.0	1.8	2.5	6.8	0.7
3	2.0	1.8	2.5	3.4	0.7
4	2.5	2.3	3.0	6.8	0.7
5	2.0	1.8	2.5	6.8	0.7
6	1.5	1.3	2.0	6.8	0.7

4.2 实验方法

4.2.1 气动性能实验 根据《GB/T 17713—1999 外排式吸油烟机空气性能实验方法》建立了风机气动性能实验测量装置,如图 23 所示。风机出口通过连接器与空气性能实验装置相连。通过连接器的气流依次经过十字整流器、扩散段后进入减压筒,再经调解器从变直径孔板流出。这里需要说明的是,由于本文的多翼离心风机是为吸油烟机研发的,因此对风机气动性能和噪声测试均按照吸油烟机用多翼离心风机的实验测试要求进行。

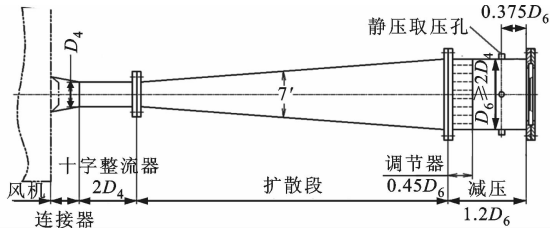


图 23 风机性能实验测试装置

4.2.2 噪声实验 噪声实验依照《GB/T 17713—1999 吸油烟机噪声实验方法》在半消声室中进行。采用全球包络法进行噪声测定,如图 24 所示。风机位于半消声室中央,4 个测试点 A、B、C、E 均布于半径为 1.414 m 的球表面与低于叶轮中心 1 m 的水平平面的交界处。

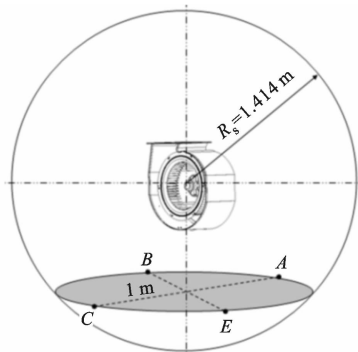


图 24 全球包络法示意

4.3 实验结果

表 2 为仿生叶片与原型叶片的风机性能实验测量结果。由表 1 可以看出,采用仿生叶片的风机噪声较原型风机均有所降低。

与原型叶片多翼离心风机相比,仿生叶片 1~叶片 3 的风机风量均有所增加,随着叶片前缘波形结构尺寸的减小,风量增量越大。风机风压基本在 356 Pa 左右,叶片 1 和叶片 3 的风机风压略有降低,叶片 2 的风机风压略有提高,但不管采用哪种尺度的前缘和尾缘仿生叶片,多翼离心风机噪声都有所降低,其中叶片 2 的风机噪声下降最为明显,相对于原型风机,噪声下降了 1.3 dB。

表 2 仿生叶片与原型叶片的风机性能实验测量结果

仿生叶片 序号	最大风量/ m ³ · min ⁻¹	最大风压/ Pa	最大噪声/ dB
1	15.61	355	69.0
2	15.73	358	68.1
3	15.77	354	68.6
4	15.36	355	68.9
5	15.70	358	68.5
6	15.78	360	67.9
原型叶片	15.59	356	69.4

与原型叶片多翼离心风机相比,仿生叶片 4~叶片 6 的风机噪声均有所降低,叶片 4 的风机风量和风压均有所下降,噪声下降最小,叶片 5 的风机风量和风压都有所提高,噪声下降了约 0.9 dB,叶片 6 的风机气动性能最好,噪声下降最大,为 1.5 dB。

综上分析,本文设计的多元耦合仿生叶片的多翼离心风机,相对风量和风压最优的叶片为中尺度波形前缘结构耦合了小尺度齿形尾缘结构,实验测量结果也证实了该结构叶片的多翼离心风机的风量和风压基本不变,而噪声下降程度较大。

5 结 论

采用数值计算方法揭示了多元耦合仿生设计叶片的流场特性及降噪机理,并将不同仿生设计叶片引入到了多翼离心风机设计之中,通过实验研究了仿生叶片前缘和尾缘结构参数对多翼离心风机的风量、风压和噪声的影响,主要结论如下。

(1)对多翼离心风机原型单圆弧等厚度叶片的研究表明:叶片前缘存在高压冲击区域,尾缘存在负压分离区域,同时受逆压梯度的作用,叶片尾缘也存在着周期性旋涡脱落的现象。由此可见,多翼离心

风机降噪的关键在于如何改善尾缘流动,降低叶片表面的压力脉动。

(2)较原型叶片,多元耦合仿生设计能够有效降低叶片表面的压力脉动及尾缘旋涡的脱落频率,使得叶片的基频和倍频发生变化,从而噪声下降了 2.1 dB。

(3)与原型多翼离心风机相比,采用小齿形尾缘结构耦合波形前缘结构的仿生叶片,风机噪声下降了 1.5 dB,而风量和风压基本不变。

关于不同工况下仿生叶片对多翼离心风机噪声和效率的影响以及对不等厚、非圆弧型仿生叶片降噪机理和降噪效果的研究都需要进一步研究。

参考文献:

[1] 成心德. 离心通风机 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2006.

[2] 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.

[3] 王嘉冰, 区颖达. 柜式空调用多翼离心风机内流场的数值分析 [J]. 风机技术, 2004, 56(4): 19-22.

WANG Jiabin, OU Yingda. Numerical analysis of internal flow field of multi-blade centrifugal fan for floor standing air-conditioner [J]. Compressor Blower & Fan Technology, 2004, 56(4): 19-22.

[4] 周建华. 前向多翼风机内部流场的可视化研究 [J]. 风机技术, 1998, 45(1): 11-13.

ZHOU Jianhua. Visualized research for interior flow-field in forward-curved multiwing fan [J]. Compressor Blower & Fan Technology, 1998, 45(1): 11-13.

[5] KEN M. Noise source of a multiblade fan [J]. The Japan Society of Mechanical Engineering, 1991, 91(6): 3837-3844.

[6] 刘庆萍. 轴流风机叶片仿生降噪研究 [D]. 长春: 吉林大学, 2006.

[7] 刘小民, 汤虎, 王星, 等. 苍鹰翼尾缘结构的单元仿生叶片降噪机理研究 [J]. 西安交通大学学报, 2012, 46(1): 35-41.

LIU Xiaomin, TANG Hu, WANG Xing, et al. Noise-reduction mechanism of bionic coupled blade based on the trailing edge of goshawk wing [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2012, 46(1): 35-41.

[8] FISHER M, MAEDER T, KÖGLER K. Reduction of wind turbine noise using optimized airfoils and trailing-edge serrations [J]. AIAA Journal, 2009, 47(6): 16-

- 18.
- [9] JONES L E, SANDBERG R D. Direct numerical simulations of noise generated by the flow over an airfoil with trailing edge serrations, AIAA 2009-3195 [R]. Reston, USA: AIAA, 2009.
- [10] 任露泉, 梁云虹. 生物耦合及其分类学与特征规律研究 [J]. 中国科学: E 科学技术, 2010, 40(1): 5-13. REN Luquan, LIANG Yunhong. Biological couplings; classification and characteristic rules [J]. Sci China Ser: E Tech Sci, 2010, 40(1): 5-13.
- [11] KLÄN S, KLAAS M, SCHRÖDER W. The influence of leading edge serrations on the flow field of an artificial owl wing [C]//28th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston, USA: AIAA, 2010: 4942.
- [12] MOREAU D J, BROOKS L A, DOOLAN C J. On the noise reduction mechanism of a flat plate serrated trailing edge at low-to-moderate Reynolds number [C]//33rd AIAA Aeroacoustics Conference. Reston, USA: AIAA, 2012: 2186.
- [13] HOWE M. Aerodynamic noise of a serrated trailing edge [J]. Journal of Fluids and Structures, 1991, 5(1): 33-45.
- [14] HOWE M. Noise produced by a sawtooth trailing edge [J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1991, 90(1): 482-487.
- [15] SMAGORINSKY J. General circulation experiments with the primitive equations [J]. The Basic Experiment, 1963, 91: 99-164.
- [16] ANSYS Inc. Fluent user guide and fluent theory guide [M]. 14.0 ed. Pittsburgh, USA: ANSYS Inc., 2011.
- [17] FARASSAT F, BRENTNER K S. The acoustic analogy and the prediction of the noise of rotating blades [J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 1998, 10(1/2/3/4): 155-170.
- [18] FLOWCS-WILLIAMS J E, HAWKINGS D L. Theory relating to the noise of rotating machinery [J]. Journal of Sound and Vibration, 1969, 10(1): 10-21.
- [19] 赵燕伟. 可拓设计 [M]. 北京: 科学出版社, 2010.
- [20] 赵嘉. 叶片多元耦合仿生降噪设计及其在多翼离心风机中的应用 [D]. 西安: 西安交通大学, 2014.

[本刊相关文献链接]

- 刘小民, 李烁. 仿鸮翼前缘蜗舌对多翼离心风机气动性能和噪声的影响. 2015, 49(1): 14-20. [doi:10.7652/xjtuxb201501003]
- 侯明明, 吴九汇, 姜宁. 旋转封闭薄壁球壳辐射噪声的多极展开方法. 2014, 48(7): 102-108. [doi:10.7652/xjtuxb201407018]
- 温选锋, 杨昕, 祁大同, 等. 椭圆形进口集流器对多翼离心风机性能影响的实验研究. 2011, 45(11): 45-51. [doi:10.7652/xjtuxb201111009]
- 董帆, 陈启明, 于跃平. 旋转声源延迟时间方程求解的数值研究. 2013, 47(7): 120-123. [doi:10.7652/xjtuxb201307022]
- 刘小民, 汤虎, 王星, 等. 苍鹰翼尾缘结构的单元仿生叶片降噪机理研究. 2012, 46(1): 35-41. [doi:10.7652/xjtuxb201201007]
- 周正, 卢傅安, 祁大同, 等. 一种离心风机蜗壳减振降噪的数值优化方法. 2011, 45(9): 59-64. [doi:10.7652/xjtuxb201109011]
- 顾媛媛, 袁民建, 毛义军, 等. 离心风机吸声蜗壳结构的数学物理模型及实验验证. 2011, 45(1): 83-88. [doi:10.7652/xjtuxb201101017]
- 蔡建程, 祁大同, 卢傅安, 等. 离心风机基频气动偶极子噪声的数值研究. 2009, 43(11): 66-70. [doi:10.7652/xjtuxb200911014]
- 李景银, 牛子宁, 梁亚勋. 可控减速法设计离心风机两元叶片的研究. 2009, 43(9): 67-70. [doi:10.7652/xjtuxb200909015]
- 蔡建程, 祁大同, 唐因. 离心风机蜗壳振动声辐射的定量预测. 2009, 43(9): 71-74. [doi:10.7652/xjtuxb200909016]
- 毛义军, 祁大同, 刘晓良. 蜗壳散射对离心风机气动噪声传播的影响. 2009, 43(5): 51-55. [doi:10.7652/xjtuxb200905011]
- 刘晓良, 袁民建, 毛义军, 等. 前向离心风机蜗壳出口结构的数值优化. 2009, 43(5): 61-65. [doi:10.7652/xjtuxb200905013]
- 毛义军, 祁大同, 刘晓良, 等. 离心风机气动噪声的数值预测. 2009, 43(3): 65-69. [doi:10.7652/xjtuxb200903014]
- 刘晓良, 祁大同, 刘天一, 等. 前向离心风机吸声蜗壳降噪的试验研究. 2009, 43(3): 92-96. [doi:10.7652/xjtuxb200903020]

(编辑 苗凌)