

# 轴流风机仿生叶片降噪试验研究及机理分析

孙少明<sup>1,2</sup>, 徐成宇<sup>1</sup>, 任露泉<sup>1</sup>, 张永智<sup>3</sup>

(1. 吉林大学 地面机械仿生技术教育部重点实验室, 长春 130022; 2. 中国科学院 合肥智能机械研究所 安徽省仿生感知与先进机器人技术重点实验室, 合肥 230031; 3. 吉林大学 机械科学与工程学院, 长春 130022)

**摘要:**根据长耳鸮翼前缘非光滑形态降噪特性,设计了仿生前缘非光滑轴流风机叶片。试验研究表明:仿生非光滑叶片在50~2000 Hz的频段上噪声值明显小于原型风机叶片,最大降噪率为2.52%;影响仿生非光滑叶片降噪效果的主次因素为非光滑单元间距 $t$ 、非光滑单元高度 $h$ 和非光滑单元个数。计算机模拟分析表明,仿生前缘非光滑形态降噪机理主要为:减少翼型表面紊流附面层压力脉动并延缓翼型后部涡流分离脱落;有效减少气流流经前后翼型表面时翼型间扰流作用,起到良好的导流作用,使后翼型来流平稳,气流噪声降低。

**关键词:**工程仿生学;非光滑表面;噪声测试;轴流风机;降噪机理分析

**中图分类号:** TB17    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1671-5497(2009)02-0382-06

## Experimental research on noise reduction of bionic axial fan blade and mechanism analysis

SUN Shao-ming<sup>1,2</sup>, XU Cheng-yu<sup>1</sup>, REN Lu-quan<sup>1</sup>, ZHANG Yong-zhi<sup>3</sup>

(1. Key Laboratory for Terrain-Machine Bionics Engineering, Ministry of Education, Jilin University, Changchun 130022, China; 2. Key Laboratory of Biomimetic Sensing Robot Technology of Anhui Province, Institute of Intelligent Machines, Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China; 3. College of Mechanical Science and Engineering, Jilin University, Changchun 130022, China)

**Abstract:** According to the fact that the long-eared owl wing with non-smooth leading edge demonstrates a remarkable reduction of the flight noise a kind of bionic axial fan blade with non-smooth leading edge was designed. The pilot experiments show that the noise level of the bionic non-smooth blade in the 50~2000 Hz frequency range is remarkable lower than that of the prototype blade, the maximal noise reduction rate is 2.52%. The factors affecting the noise reduction of the bionic non-smooth blade are in the order of importance as follows: the interval, the height and the number of the non-smooth element. The computer simulation analysis shows that the noise reduction mechanism of the non-smooth leading morphology consists in the reducing the airfoil surface turbulent boundary layer pressure pulsation, retarding the rear airfoil shedding vortex separation, reducing the chaos airflow among the airfoils, thus rectifying the flow around the subsequent airfoil to control the turbulence breakaway, all these results in reduction of the turbulent flow noise.

**收稿日期:** 2008-01-07.

**基金项目:** 国家自然科学基金重点项目(50635030); 国家“985”工程仿生科技创新平台建设项目; 吉林省科技厅发展计划项目(2007546); 吉林省产业技术研究与开发专项项目.

**作者简介:** 孙少明(1978-), 男, 博士研究生. 研究方向: 工程仿生学. E-mail: smsun@iim. ac. cn

**通信作者:** 任露泉(1944-), 男, 教授, 博士生导师, 中国科学院院士. 研究方向: 工程仿生学. E-mail: lrqen@jlu. edu. cn

**Key words:** engineering bionics; non-smooth surface; noise measurement; axial fan; noise reduction mechanism

随着轴流风机在通风、空调、冷却设备和交通工具中的应用日益广泛,风机噪声的影响日渐受到重视,针对轴流风机噪声控制方面的研究已成为当前气动声学领域研究的热点。现有研究表明<sup>[1-4]</sup>,鸮类在长期适应周围生存环境的过程中,形成了独特的非光滑体表降噪系统,能快速在介质中运动且不发出噪声,有利于其捕食或躲避天敌。作者在对长耳鸮等动物体表特征进行观察研究的基础上,将生物非光滑体表形态的降噪特性运用到轴流风机噪声控制领域,选择了对噪声影响较大的 3 个因素进行正交试验设计,对仿生非光滑翼边轴流风机叶片的降噪特性进行对比试验研究,并在此基础上结合气动声学的相关理论,分析了仿生非光滑叶片降噪机理。

## 1 仿生类比信息提取

长耳鸮是著名的猛禽,以啮齿目的鼠类为主要食物。长耳鸮树栖,留鸟,生活习性是喜欢夜间活动,飞行迅速且无声。长耳鸮作为鸮形目鸟类的典型代表动物,其飞行消音的功能主要来源于其体表羽毛,特别是动力羽毛的特殊结构。长耳鸮翼羽毛柔软蓬松,翼边缘轮廓为连续的圆弧齿状曲线;飞羽端部边缘(见图 1)呈沿曲线分布的锯齿状几何非光滑形态。长耳鸮翼的特殊形态对其飞行过程中气流噪声控制具有重要作用。

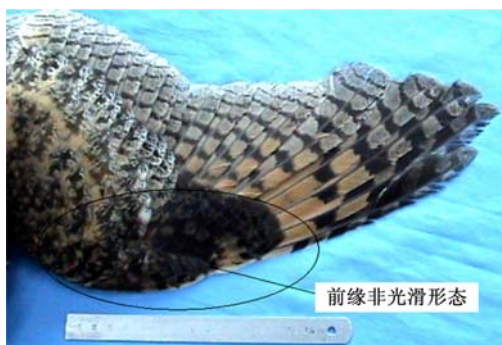


图 1 长耳鸮翼前缘非光滑形态

利用 3D Scanner 激光扫描仪系统对长耳鸮的翼进行测量,提取其前缘非光滑形态特征信息,进行逆向重建建模(如图 2 所示),发现其前缘呈圆滑过渡的近似正弦线状连续突起形态,测量得到翼前缘凸起高度与凸起中线间距之比约为 0.2。

由三维逆向造型得到的鸮翼模型为非对称模型,不适于与标准轴流风机叶片进行对比分析。本文提取长耳鸮翼前缘非光滑形态特征,以常用轴流风机叶片翼型为基准,进行仿生前缘非光滑改形设计,建立仿生信息量化模型。

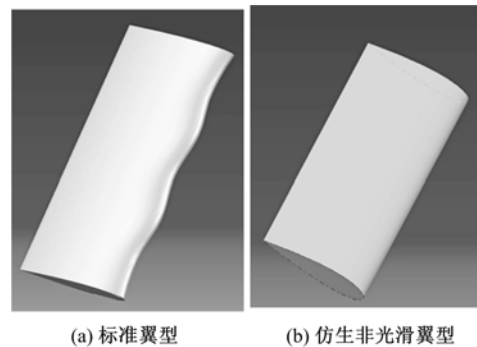


图 2 仿生前缘非光滑形态

Fig. 2 Bionic non-smooth leading-edge characteristic

## 2 仿生非光滑叶片降噪试验与分析

### 2.1 试验准备和方法

轴流风机仿生降噪叶片气动噪声测试在吉林大学测试中心半消声室中进行,消声室空间尺寸为  $8.9\text{ m} \times 7.6\text{ m} \times 3.6\text{ m}$ ,自由场半径  $3.5\text{ m}$ ,低频截止频率为  $50\text{ Hz}$ ,背景噪声总声压级  $25\text{ dB}$ 。声学性能测试系统包括丹麦 B&K2230 型精密声级计、B&K1625 型 1/3 倍频程频谱分析仪和 B&K3560 pulse 多分析仪。测量脉冲范围为  $0 \sim 73\text{ dB}$ ,总量程为  $24 \sim 130\text{ dB}$ 。测量方法遵循 GB/T2888—1991 标准。仿生降噪叶片气动声学性能测试试验台依据国家标准 GB1236—1985 搭建,风机噪声测点在风机出口  $45^\circ$  方向  $1\text{ m}$  处,测量内容是 1/3 倍频噪声频谱和总声压级。测试装置如图 3 所示。

将仿生前缘非光滑翼型形态应用于低噪声轴流风机叶片前缘改形设计,非光滑形态参数根据

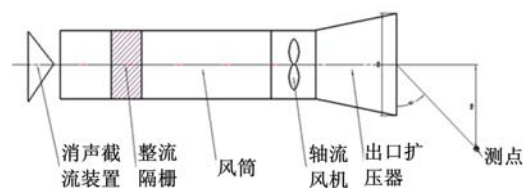


图 3 测试装置图

Fig. 3 Testing equipment

对长耳鸮的翼进行测量得到。试验叶片采用数控线切割机床加工,叶片直径  $D$  为 400 mm,叶片厚度为 1.0 mm,叶片材料为工程塑料。

2.2 试验方案与结果分析

根据对长耳鸮翅膀的测量计算并结合轴流风机叶片设计要求,试验叶片采用圆弧锯齿形,前缘仿生非光滑形态参数如表 1 所示。主要考虑试验叶片的 3 种形态因素,即非光滑单元个数、非光滑单元高度  $h$ 、非光滑单元间距  $t$ ,每个因素取 4 个水平。不考察因素间交互作用,采用  $L_{16}(4^5)$  正交试验设计<sup>[5]</sup>,测试指标为风机出风口噪声峰值,该值越小越好,其几何尺寸如图 4 所示。

由于轴流风机在低转速时背景噪声对试验指标影响较大,所以将仿生降噪风机转速定为 1800 r/min 和 2200 r/min 两种工况分别测试。试验时,在相同风机转速条件下,每个试件测试 5 次,取其气动噪声峰值的平均值。由于本试验是对比试验,0 号试验(光滑叶片试验)数据的准确性尤为重要,因此采取多次分阶段测量法,在 4 号、8 号、12 号、16 号试件试验后,分别对 0 号试件测试 5 次,得到 4 组气动噪声平均值,然后再取这 4 组值的平均值作为光滑叶片测量值,以尽量减少试验误差,采用抽样检验,求得误差估计值  $\sigma$  分别

为:0.279(风机转速 1800 r/min)和 0.256(风机转速 2200 r/min)。

采用极差分析方法计算试验结果,见表 2。

表 1 因素水平表  
Table 1 Factor-level table

水平	因素		
	A 非光滑单元个数	B 非光滑单元高度 $h$ /mm	C 非光滑单元间距 $t$ /mm
1	2	4.0	22
2	3	4.5	25
3	4	5.0	28
4	5	5.5	30

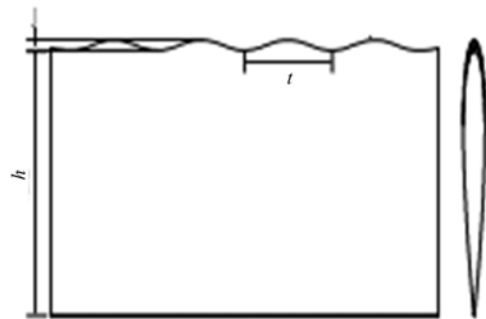


图 4 前缘仿生非光滑形态尺寸参数

Fig. 4 Dimensions and parameters of the bionic non-smooth leading-edge configuration

表 2 试验方案和试验结果分析

Table 2 Test scheme and analysis of results

试验号	因素			试验结果			
	A 非光滑单元个数	B 非光滑单元高度 $h$ /mm	C 非光滑单元间距 $t$ /mm	风机转速 1800 r/min		风机转速 2200 r/min	
				气动噪声值 /dB	降噪率 $\eta_A$ /%	气动噪声值 /dB	降噪率 $\eta_A$ /%
1	2	4.0	22	70.9	0.56	75.3	0.40
2	2	4.5	25	70.7	0.83	74.8	1.10
3	2	5.0	28	70.3	1.40	74.4	1.59
4	2	5.5	30	69.7	2.24	73.9	1.32
5	3	4.0	25	70.4	1.26	74.7	1.19
6	3	4.5	22	70.1	1.68	74.5	1.46
7	3	5.0	30	69.5	2.52	73.8	2.38
8	3	5.5	28	69.8	2.10	73.6	1.98
9	4	4.0	28	71.0	0.42	74.4	1.59
10	4	4.5	30	70.2	1.54	74.2	0.53
11	4	5.0	22	70.4	1.26	74.8	1.10
12	4	5.5	25	70.7	0.84	74.3	1.72
13	5	4.0	30	70.3	1.40	75.1	0.66
14	5	4.5	28	70.2	1.54	74.5	0.93
15	5	5.0	25	70.5	1.12	73.7	1.85
16	5	5.5	22	70.8	0.70	74.6	0.66
0	0	0.0	0	71.3	0.00	75.6	0.00

续表 2

	因 素			试验结果			
	A 非光滑 单元个数	B 非光滑单元 高度 $h/mm$	C 非光滑单元 间距 $t/mm$	风机转速 1800 r/min		风机转速 2200 r/min	
				气动噪声值 /dB	降噪率 $\eta_A/\%$	气动噪声值 /dB	降噪率 $\eta_A/\%$
$\bar{y}_{j1}$	70.400	70.650	70.550	风机转速 1800 r/min:			
$\bar{y}_{j2}$	69.950	70.300	70.575	$\bar{y} = \sum_{i=1}^{16} \bar{y}_j = 70.677$			
$\bar{y}_{j3}$	70.575	70.175	70.325	主次因素: C, A, B			
$\bar{y}_{j4}$	70.450	70.250	69.925	优 水平: $C_4, A_2, B_3$			
$R_j$	0.625	0.475	0.650	最优组合: $C_4 A_2 B_3$			
$\bar{y}_{j1}$	74.775	74.875	74.925	风机转速 2200 r/min:			
$\bar{y}_{j2}$	74.275	74.850	74.500	$\bar{y} = \sum_{i=1}^{16} \bar{y}_j = 74.638$			
$\bar{y}_{j3}$	74.675	74.375	74.375	主次因素: C, A, B			
$\bar{y}_{j4}$	74.825	74.450	74.750	优 水平: $C_3, A_2, B_3$			
$R_j$	0.550	0.500	0.560	最优组合: $C_3 A_2 B_3$			

由表 2 可得,在风机转速为 1800 r/min 时, 主次因素为 C、A、B,优水平为  $C_4, A_2, B_3$ ;在风机转速为 2200 r/min 时,主次因素为 C、A、B, 优水平为  $C_3, A_2, B_3$ 。由于不考虑因素间交互作用的影响,表 2 中未排布空列。表中,  $R_j$  为各因素对应的极差;降噪率  $\eta_A$ (或称降噪百分率)表示仿生非光滑前缘形态的降噪效果,其计算公式为

$$\eta_A = \frac{A - A_x}{A} \times 100\%$$

式中:  $\eta_A$  为不同非光滑单元的降噪率;  $A_x$  为仿生非光滑叶片气动噪声测值;  $A$  为光滑叶片气动噪声测值。

由以上分析得出,影响因素的主次顺序为  $C > A > B$ ,优组合为  $C_4 A_2 B_3$ ,最优模型为 7 号试件,最大降噪值约 2 dB,最大降噪率为 2.52%。图 5 所示为 7 号仿生非光滑叶片与光滑叶片的 A 计权 1/3 倍频程气动噪声频谱。图中频谱曲线

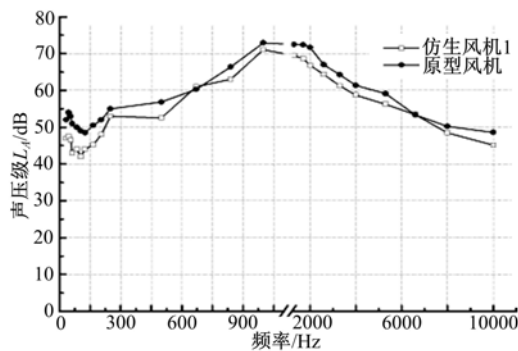


图 5 噪声频谱对比分析图

Fig. 5 Comparison of sound pressure level

均较为平坦,噪声范围覆盖了从低频 100 Hz 到高频 10 kHz 的主要频段,反映出宽频噪声的特点;仿生非光滑风机在整个频段的总声压级  $L_A$  均低于原型风机,在 50~2000 Hz 的频段上噪声值明显小于原型风机。

### 3 仿生非光滑形态降噪机理数值模拟分析

轴流风机叶片气动噪声主要是涡流噪声,涡流噪声的形成有两个主要原因<sup>[6]</sup>。一是气流流经叶片时产生的紊流附面层导致的叶片上的压力脉动;二是附层面发展到一定程度导致的尾涡脱落引起的叶片边缘的压力脉动。本文数值模拟是通过对比分析光滑模型与仿生非光滑模型对各自绕流场的影响,进而得出仿生前缘非光滑形态的降噪机理。计算平台为 Comsol3.3,计算区域和网格划分采用 MSC Patran v 2006 实现。计算对象的仿生非光滑单元参数根据试验结果确定,分别为:非光滑单元个数 3 个,非光滑单元高度  $h=5$  mm,非光滑单元间距  $t=30$  mm。

#### 3.1 控制方程

流场基本控制方程为雷诺平均 N-S 方程 (RNS)和流体连续性方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (2)$$

式中:  $\rho$  为空气密度;  $u_i, u_j$  分别为  $x_i, x_j$  方向上的时均流速 ( $i, j=1, 2, 3$ );  $\mu$  为平均运动黏性系数;  $p$  为气体压强。

湍流模型采用 SST  $k-\omega$  两方程模型

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (4)$$

式中:  $k$  为湍流动能;  $\omega$  为湍流频率;  $G_k, G_\omega$  为湍流生成项;  $Y_k, Y_\omega$  为湍流耗散项;  $D_\omega$  为交叉扩散项;  $\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}, \Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega}$ ;  $\mu_t$  为湍流运动黏性系数;  $\sigma_k, \sigma_\omega$  分别为  $k$  和  $\omega$  的湍流普朗特数。

该模型对湍流黏性项的定义进行了修正, 考虑了主要的湍流剪切应力的输运过程, 使 SST  $k-\omega$  模型在性能上要优于标准  $k-\omega$  和  $k-\epsilon$  模型。

### 3.2 计算模型和网格划分

以风机叶片常用标准翼型 NACA0012 为原型, 在标准翼型前缘进行仿生非光滑改形设计得到仿生模型(如图 6 所示)。为模拟分析仿生非光滑形态对叶片间流场的影响, 每个模型都设计为双翼型前后排列。

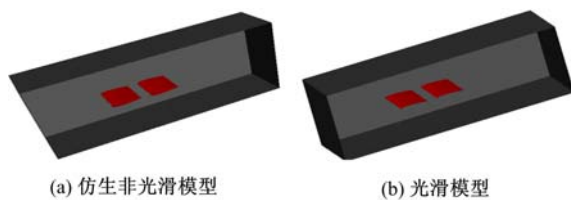


图 6 计算模型

Fig. 6 Computational model

计算域及网格如图 7 所示, 翼型弦长为  $C$ , 计算域的左边界距翼型前缘为  $5C$ , 右边界距翼型尾缘为  $10C$ , 上下边界距翼型弦线为  $2.5C$ 。计算网格在翼剖面上采用 O 型贴体网格, 沿展向网格为 H 型, 在翼梢采用网格延拓技术。计算域网格为四面体与六面体网格组成的混合网格, 全流场总体网格数为 814 558。为保证计算精度, 网格划分时采取如下措施: 在来流方向上进行网格细化; 合理布置边界层区域内的网格, 壁面附近法向的网格尺度约为翼弦的  $1/10^4$ , 翼型前缘非光滑形态、后缘、翼梢处适当加密。除非光滑前缘外, 标准翼

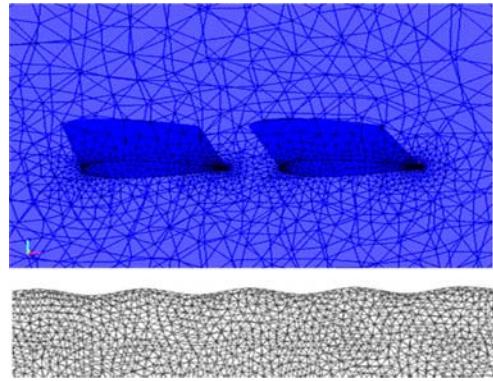


图 7 外流场网格及仿生非光滑前缘表面网格

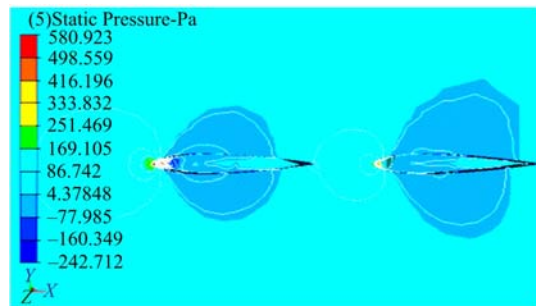
Fig. 7 Computational grid of bionic airfoil surface and external flow field

型与仿生非光滑翼型取相同的网格参数。本文计算方法和计算程序的可靠性已在以前的二维和三维机翼的计算研究<sup>[7-9]</sup>中得以验证。

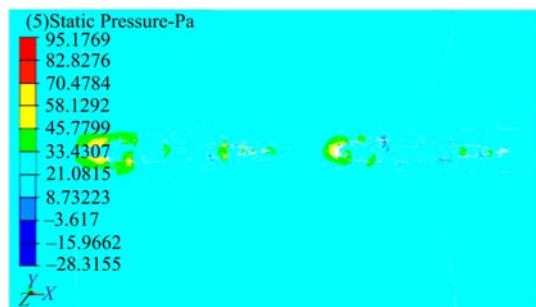
### 3.3 降噪机理分析

气流流经翼型表面时, 气流噪声产生的重要原因<sup>[8-9]</sup>有: 紊流附面层的产生导致翼型表面发生压力脉动及涡流分离脱落; 经过前翼型表面产生的扰动流影响后翼型来流稳定性, 使其表面压力脉动加剧, 气流噪声增加。

图 8 所示为两种模型的表面流场压力云图。从图中可以看出, 气流流经光滑模型表面时, 压力



(a) 仿生非光滑模型



(b) 光滑模型

图 8 翼型表面及外流场压力云图

Fig. 8 Contours of pressure plotted for airfoil surface

脉动明显,且呈不连续的破碎状云图分布,而仿生非光滑模型表面流场各压力区段之间过渡较为平缓,压力值波动较小,从而可使紊流附面层压力脉动幅度降低;光滑翼型表面压力进入负压区的弦向位置距离前缘较近,仿生非光滑前缘翼型表面压力进入负压区的弦向位置与前缘距离明显增大,可见仿生非光滑形态能够有效延缓翼型绕流场附面层分离,减少声能产生;仿生非光滑前缘可以减弱双翼型模型中前后翼型之间流场的干扰作用,仿生非光滑模型可有效减少气流流经前翼型表面时产生的压力脉动,并可明显抑制分离涡流产生,起到良好的导流作用,使后翼型来流平稳,气流噪声降低。

图 9 为两种翼型表面气流速度等值线云图。从图中可以看出,光滑翼型表面流速分布波动明显,在后缘处出现紊乱气流,会增大气流噪声的产生;而仿生非光滑翼型表面的速度分布比较均匀,呈较平稳的变化趋势。翼型表面气流速度分布得到优化后,对翼型后部气流干扰减少,进而导致翼型表面紊流边界层压力脉动强度降低,最终增加边界层的稳定性,从而降低了由于翼面边界层脉动压力产生的气流噪声。同时,仿生非光滑形态的这种整流作用也可减少前后翼型间气流干扰,

使后翼型来流趋向平稳,减少噪声的产生。

## 4 结 论

(1) 风机噪声对比试验表明,在风机转速为常用转速(1800、2300 r/min)时,采用仿生非光滑叶片降低风机噪声是可行的,最大降噪值约 2 dB。影响仿生非光滑叶片降噪效果的主次因素为:非光滑单元间距  $t$ 、非光滑单元高度  $h$ 、非光滑单元个数。

(2) 数值模拟表明,仿生非光滑前缘形态可使翼型表面紊流附面层压力脉动幅度降低,有效延缓翼型绕流场附面层分离,减少声能产生;仿生非光滑前缘可减弱双翼型模型中前后翼型之间流场的干扰作用,使后翼型来流平稳,气流噪声降低。

(3) 综合实验研究和数值分析可知,将仿生前缘非光滑形态应用于新型叶片设计可成为有效控制轴流风机气动噪声的方法。

## 参考文献:

- [1] Lilley Geoffrey M. The radiated noise from isotropic turbulence[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 1994, 6(5/6):281-301.
- [2] Lilley Geoffrey M. A study of the silent flight of the owl[C] // AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Toulouse, France, 1998.
- [3] Gao W. The Outside Morphology and Measure of a Bird, Classification of Birds[M]. Changchun: North-east Normal University Press, 1992.
- [4] Johnson C L, Reynolds R T. Responses of mexican spotted owls to low-flying military jet aircraft[R]. US-DA Forest Service Research Note, RMRS-RN-12, 2002.
- [5] 任露泉. 试验优化设计与分析[M]. 2 版. 北京:高等教育出版社, 2003.
- [6] Cheng L, Shi D Z, Li Y L. Experimental study of fan's noise caused by making saw-shaped of fans[J]. *Bulletin of Science and Technology*, 1997, 13(2):93-96.
- [7] Choudhari M M, Lockard D P, Macaraeq M G, et al. Aeroacoustic experiments in the NASA langley low-turbulence pressure tunnel[R]. Langley Research Center, 2002.
- [8] Shen W Z, Sensen J N. Aeroacoustic modeling of turbulent airfoil flows[J]. *AIAA Journal*, 2001, 39 (6): 1057-1064.
- [9] Lockard D P, Morris P J. Radiated noise from airfoils in realistic mean flows[J]. *AIAA Journal*, 1998, 36 (6):907-914.

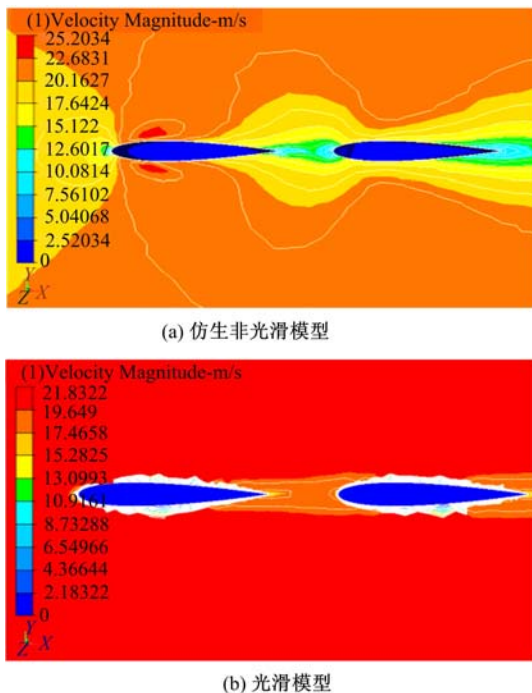


图 9 翼型表面气流速度等值线云图

Fig. 9 Contours of velocity plotted for external flow field over airfoil surface