

苍鹰翼尾缘结构的单元仿生叶片降噪机理研究

刘小民¹, 汤虎¹, 王星¹, 席光¹, 高德康²

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 浙江德意控股集团有限公司, 311215, 杭州)

摘要: 利用逆向工程方法提取苍鹰尾缘非光滑形态的降噪特征元素, 由此建立了仿生叶片结构模型; 采用基于 Smagorinsky 亚格子应力模型的大涡模拟, 结合基于 Lighthill 声类比的 FW-H 方程, 分别对仿生尾缘锯齿叶片和标准叶片的流道模型进行了三维流场及声场的数值计算; 通过分析仿生齿形结构对叶尾迹流场的影响, 研究了仿生尾缘齿形结构的气流噪声控制机理. 结果表明: 仿生尾缘锯齿结构叶片的总 A 计权声压级比标准叶片降低了 9.8 dB; 叶片尾缘锯齿结构可以改变流场噪声峰值的分布规律, 从而降低了噪声峰值, 且大部分频率范围内的气动噪声均有所降低; 仿生尾缘锯齿结构可以改变各截面尾迹涡的脱落位置, 从而增大了涡心之间的距离, 抑制了脱落涡对尾迹流动的扰动, 进而减小了叶片表面的非定常压力脉动和尾迹涡引起的气动噪声.

关键词: 苍鹰; 仿生叶片; 齿形尾缘; 流动控制; 降噪机理

中图分类号: TB535; TH432 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2012)01-0035-07

Noise-Reduction Mechanism of Bionic Coupling Blade Based on the Trailing Edge of Goshawk Wing

LIU Xiaomin¹, TANG Hu¹, WANG Xing¹, XI Guang¹, GAO Dekang²

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Zhejiang Dandy Kitchen Utensils Co. Ltd., Hangzhou 311215, China)

Abstract: A structural model of the bionic blade was established using the reverse reconstruction technique to extract the noise reduction characteristics of the non-smooth trailing edge shape of the goshawk wing. The LES with the Smagorinsky model and the FW-H equation based on Lighthill acoustic theory were adopted to simulate the flow field and the sound field of the bionic non-smooth trailing edge blade and the smooth blade. The aerodynamic noise control mechanism of the bionic tooth shaped trailing edge blade was examined on the basis of the analysis of the influence of the bionic tooth shaped structure on the trailing edge flow field. The results show that compared with the smooth blade, the total A-weighted sound pressure level of the bionic tooth shaped trailing edge blade decreases by 9.8 dB. The bionic structure changes the distribution of the peak aerodynamic noise, reduces the peak size, and in most of the frequency range, the aerodynamic noise drops. The bionic non-smooth trailing edge of the blade changes the location of vortex shedding in the different cross-section and increases the distance between the corresponding vortex centers, thus suppressing the chaotic flow in the wake region effectively. Therefore, for the bionic blade, the unsteady pressure pulsation on the blade surface is inhibited and the aerodynamic noise caused by the wake vortex is reduced.

Keywords: goshawk; bionic blade; tooth shaped trailing edge; flow control; noise-reduction mechanism

空气动力噪声是影响多翼离心风机稳定性及工作性能的主要因素, 涡流噪声是多翼离心风机气动噪声的主源之一. 由于多翼离心风机叶轮叶片曲率较大, 叶道短, 叶片对气流导向能力差, 叶片的过流叶表面容易形成紊流, 出现边界层脱流, 从而引发气流压力脉动, 所以叶片是产生涡流噪声的主要根源^[1]. 优化流动、控制边界层脱流是控制涡流噪声的关键. 目前, 国内外已经提出了许多降低风机涡流噪声的方法, 如方开翔^[2]采用叶片穿孔方法通过引导部分气流自叶片的高压面流向低压面, 促使叶片分离点向流动下方移动, 以降低叶片出口分离区的涡流强度和尺寸, 减小涡流噪声. Tarek 等^[3]在多翼离心风机叶轮的进出口通过加入紊流装置来抑制边界层过早出现, 减少叶道内的分离流动, 降低噪声. 苏强等^[4]在多翼离心风机叶轮的进口安装了整流丝网, 以对气流进行整流, 使得通过丝网的气流形成小尺度涡流, 紊流附面层的分离点沿叶片出口方向移动至下游, 涡流区相对宽度减小, 从而达到降低风机噪声的目的. 目前, 上述各种降噪方法在实际运用中均存在一定的局限性, 例如减小噪声的同时降低了风量和风压等.

如何降低涡流噪声是噪声控制中的重点和难点, 目前还没有理想的工程方法. 研究表明: 在自然界中, 苍鹰等生物在运动过程中几乎不发声, 这主要得益于苍鹰在长期适应周围生存环境的过程中, 形成了独特的体表降噪系统. 通过对苍鹰体表羽毛的生物耦合特征分析确定, 苍鹰体表覆羽各羽毛间呈现的条纹结构和羽毛端部的锯齿形态为降噪的主要因素^[5]. 条纹结构可以改变翅膀表面附面层气流流动的状态, 以使气流顺着条纹方向流动, 从而减小了紊流气体产生的涡流噪声和压力脉动; 锯齿形态可将尾随涡分割、离散成若干小涡, 从而获得涡量黏性耗散, 减小由尾随涡引起的气动噪声. 多翼离心风机的叶片比较薄, 条纹结构不便于工程实现, 因此本文试图提取苍鹰翼尾缘锯齿的降噪特征参数, 并将其应用于多翼离心风机的气动噪声控制, 为此提出了一种新型降噪结构——耦合仿生叶片.

通过建立苍鹰翼尾缘非光滑仿生模型, 采用基于动力 Smagorinsky 亚格子应力模型的大涡模拟 (LES), 结合基于 Lighthill 声类比的 FW-H 方程, 分别对仿生耦合模型和基准模型的噪声特性进行了数值分析, 旨在揭示基于苍鹰翼尾缘耦合仿生叶片的流动控制及降噪机理.

1 苍鹰翼尾缘非光滑仿生叶片

图 1 为苍鹰翼, 其羽毛为条纹状结构, 羽毛的尾部为锯齿结构^[6]. 苍鹰翼在展开飞行时的长度约为 400 mm 左右, 宽度在 200 mm 左右. 苍鹰翼尾缘锯齿的宽度 d 在 15~35 mm 之间, 间距 e 在 10~40 mm 之间, 高度 f 在 20~60 mm 之间. 图 2 为双吸多翼离心风机叶轮结构, 其由多个单圆弧叶片组成. 图 3 为单圆弧叶片结构, 叶片弦长 L 为 24 mm, 叶片展长 H 为 68 mm. 叶片的仿生结构按照几何相似设计原则确定. 由以上的几何尺寸可知: 苍鹰翼正压面面积 s 约为 $8\times10^4\text{ mm}^2$, 单圆弧叶片表面积为 $1\,632\text{ mm}^2$, 苍鹰翼和叶片面积之比约为 50. 按照比例相似原则, 将苍鹰翼的条纹结构和锯齿结构缩小 50 倍, 可确定仿生叶片锯齿结构的参数及取值范围, 详见表 1. 图 4 为仿生叶片的锯齿结构. 结合叶片弦长和展长, 风机叶片仿生锯齿结构参数取值如下: 锯齿宽度 d 为 0.4 mm, 锯齿间距 e 为 0.6 mm, 锯齿高度 f 为 0.8 mm.

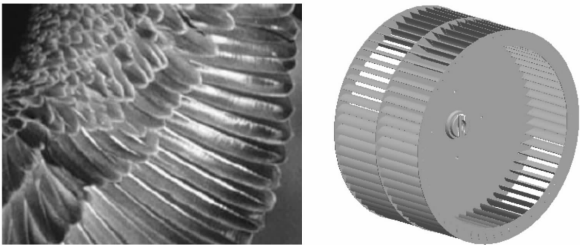


图 1 苍鹰翼的羽毛条纹和尾部锯齿结构

图 2 双吸多翼离心风机叶轮结构

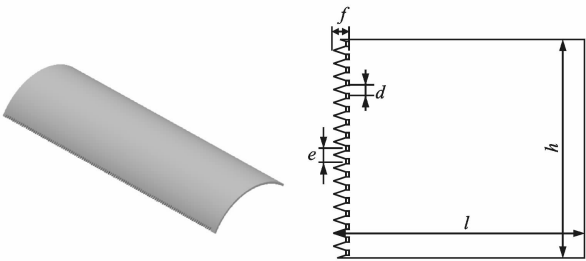


图 3 单圆弧叶片结构

图 4 仿生叶片锯齿形结构

表 1 苍鹰翼和仿生叶片的锯齿结构参数

锯齿结构	s/mm^2	d/mm	e/mm	f/mm
苍鹰翼	8×10^4	15~35	10~40	20~60
仿生叶片	24×68	0.3~0.7	0.2~0.8	0.4~1.2

2 数值计算方法

2.1 大涡模拟模型

LES 模型^[7]是在傅里叶空间或构型空间将随时间变化的 N-S 方程时间项滤掉而得到的控制方程,在计算时其可以过滤掉比过滤网格更小的旋涡,从而获得大涡动量方程。

对函数 $\phi(X, t)$ 的过滤可定义为

$$\bar{\phi}(X, t) = \int_D \phi(X', t) G(X - X') dX' \quad (1)$$

式中: D 为流场计算区域; G 为决定过滤尺寸的函数。在数值计算中,离散化采用如下过滤操作,即

$$\bar{\phi}(X, t) = \frac{1}{V} \int_v \phi(X', t) dX', \quad X' \in v \quad (2)$$

式中: V 为计算单元的体积。过滤函数 $G(X)$ 定义为

$$G(X) = \begin{cases} 1/V, & X' \in v \\ 0, & X' \notin v \end{cases} \quad (3)$$

通过过滤 N-S 方程,得到

$$\rho \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (4)$$

$$\rho \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{v}_i \bar{v}_j) = - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \mu \nabla^2 \bar{v}_i - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (5)$$

式中: $\tau_{ij} = \rho \bar{v}_i \bar{v}_j - \rho \bar{v}_i \bar{v}_j$ 为亚格子雷诺应力,用它可以实现大尺度脉动与小尺度脉动的动量传递。目前,常用的涡黏性模型方程为

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} = -2\mu_t \bar{S}_{ij} \quad (6)$$

式中: μ_t 为亚网格湍流黏性力; $\bar{S}_{ij}$ 定义如下

$$\bar{S}_{ij} = \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (7)$$

本文采用 Smagorinsky-Lilly 亚格子应力模型^[8]将亚网格尺度、网格尺度的相互作用与布朗运动产生的分子黏性相类比,由此提出亚网格黏性系数

$$\mu_t = \rho L_s^2 |\bar{S}| \quad (8)$$

式中: L_s 为网格的混合长度; $|\bar{S}| \equiv (2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ji})^{1/2}$ 。在数值计算中, L_s 可通过下式计算获得,即

$$L_s = \min(k_a d', C_s V^{1/3}) \quad (9)$$

式中: k_a 为 von Kármán 常数; d' 为任意网格单元到壁面的最小距离; C_s 为 Samagorinsky 常数。对于大部分流体流动来说, $C_s = 0.1$ 是一个理想的值。

2.2 FW-H 方程

Ffowcs Williams 和 Hawkings 在 Lighthill 的

声模拟理论基础上,进一步考虑流体中运动的固体边界对流体诱发噪声的影响,从而得到了物体在流体中运动发声的一个普适计算模型——FW-H 方程^[9],即

$$\left(\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right) p = \frac{\partial}{\partial t} [Q \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [F \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \quad (10)$$

该式等号右边第 1 项代表流体体积位移产生的声音,属于单极子源;第 2 项代表作用在流体边界上的脉动力产生的声音,属于偶极子源;第 3 项代表体积源产生的声音,属于四极子源。

利用自由空间格林函数求解式(10),其完备解由面积分和体积分组成。面积分表示单极子和偶极子声源以及部分四极子声源的作用,体积分表示在声源面以外的四极子声源。由于流动属于低亚音速不可压缩流动,单极子和四极子声源对声场的贡献可以忽略,因此有

$$p(x, t) = \frac{1}{4\pi c_0} \int_{f=0} \left[\frac{1}{R(1-M_R)^2} \frac{\partial (F_i R_i)}{\partial t} \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{F_i R_i - F_i M_i}{R(1-M_R)^2} \right] dS + \frac{1}{4\pi c_0} \cdot \int_{f=0} \left[\frac{F_i R_i \{ R(\partial M_R / \partial t) + c_0 (M_R - M^2) \}}{R^2 (1-M_R)^3} \right] dS \quad (11)$$

式中: M_R 为声源在传播方向上的运动马赫数。有关的参数表达式如下

$$M_i = \frac{v_i}{c_0}; \quad M_R = \frac{x_i - y_i}{R} M_i;$$

$$\frac{\partial M_R}{\partial t} = \frac{x_i - y_i}{R} \frac{\partial M_i}{\partial t} \quad (12)$$

$$\tau = t - R/c_0 \quad (13)$$

3 计算网格与边界条件

图 5 为多翼离心风机叶轮的单个通道的数值计算区域。通道上下边界条件为旋转周期性边界条件。由于叶片尾缘锯齿结构沿叶展方向周期性分布,所以计算域沿展向 2 倍于锯齿间距的长度。2 个尾缘锯齿应位于计算区域之中,叶片展向边界条件为平移周期性边界条件。叶轮的进口边界是从叶片进口起沿叶轮径向延伸至 $R_1 = 160$ mm 处,进口气流速度给定;叶轮的出口边界是从叶片出口起沿叶轮径向延伸至 $R_2 = 268$ mm 处,出口边界为自由出流边界;叶片壁面的边界条件为无滑移壁面。本文的锯齿宽度 d 为 0.4 mm,锯齿间距 e 为 0.6 mm,锯齿高

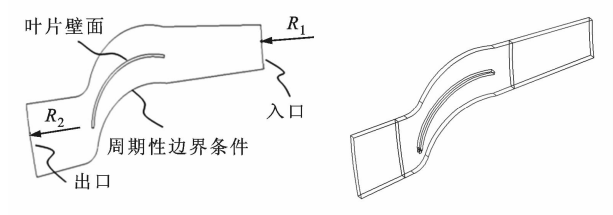


图 5 多翼离心风机叶轮的单个通道的数值计算区域

度 f 为 0.8 mm. 计算域网格由多块结构化六面体网格拼接而成,在叶片壁面附近及叶片尾缘齿与叶轮流道的混合区域进行网格加密处理. 图 6 为叶轮流道网格,网格数约为 190 万. 图 7 为叶片尾缘区域网格,网格数约为 1 万. 叶片表面第一层网格 $y^+ \approx 0.5 \sim 1$.

利用基于 $k-\omega$ 模型的 SST 湍流模型^[10]进行了稳态计算,稳态结果将作为非定常计算的初值;采用大涡模拟的 Smagorinsky 模型进行模拟,当非定常计算平稳后进行声场的模拟计算. 在流动区域的声场计算中,叶片表面的压力脉动将作为 FW-H 方程的声源项. 控制方程离散采用有限容积法进行,时间项为二阶迎风格式,对流项中非守恒部分为二阶迎风格式,守恒部分为二阶中心差分格式,扩散项为二阶中心差分格式,压力-速度耦合计算采用 SIMPLE 算法. 计算的时间步长满足 CFL 条件,该时间步长 $\Delta t=0.000\ 01\text{ s}$,总计算时间为 0.1 s.

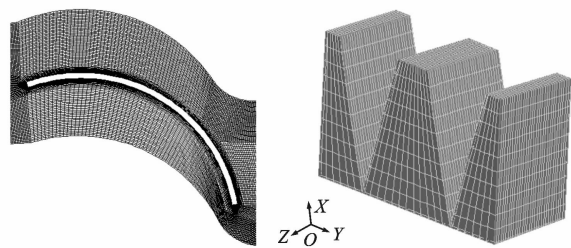


图 6 叶轮流道网格

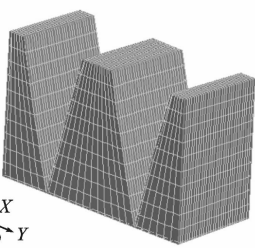


图 7 叶片尾缘区域网格

4 计算方法验证

对典型的 NACA0012 翼型在 $Re=3 \times 10^6$ 、来流湍流度为 1%、攻角为 10° 的工况下进行了数值模拟,以验证本文方法的正确性. 图 8 为翼型计算网格,其展向网格均匀分布,流向网格非均匀分布,在叶片壁面附近进行网格加密处理,壁面法向第一层网格的 $y^+ \approx 0.5 \sim 1$,时间步长 $\Delta t=1 \times 10^{-5}\text{ s}$. 图 9 为 NACA0012 叶片的表面时均压力系数 C_p 分布. 从图 9 可以看出,叶片吸力面的 C_p 分布与实验结果^[11]吻合.

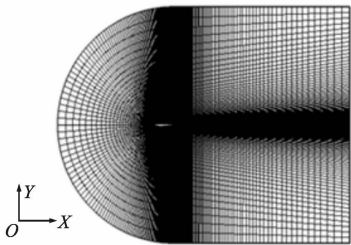


图 8 翼型计算网格

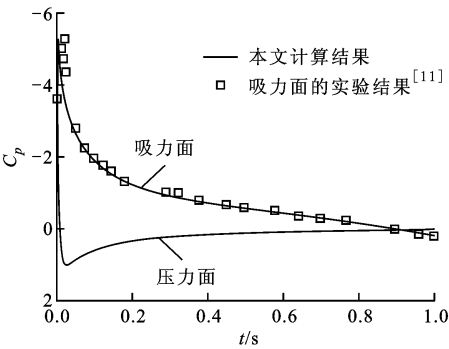


图 9 NACA0012 叶片的表面时均压力系数分布

5 数值分析与计算

在数值计算中,图 3 所示的单圆弧叶片将作为标准叶片,并在来流雷诺数 $Re=5\ 000$ 的条件下研究了标准叶片流道和仿生尾缘锯齿叶片流道的流场和声场特征,分析了仿生叶片尾缘流动控制和降噪的机理.

5.1 流场结果分析

图 10 为标准叶片流道的时均压力云图和流线,图 11 为标准叶片流道的涡量等值线. 从图 10、11 发现,叶轮流道尾迹区域的流动分离严重,还出现了尾迹涡. 吸力面和压力面的涡从叶片尾缘交替脱落,叶片表面具有强烈的压力脉动.

图 12 为标准叶片流通声源项云图. 根据 Powell 涡声理论导出的涡声方程,其声源项大小为

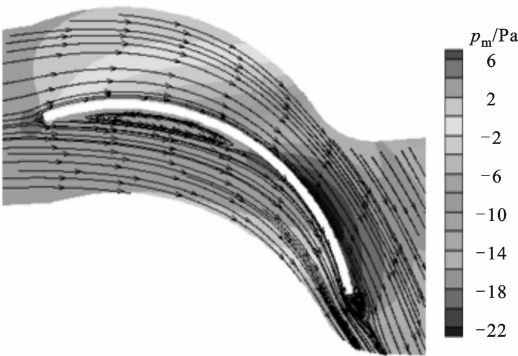


图 10 标准叶片流道的时均压力云图和流线

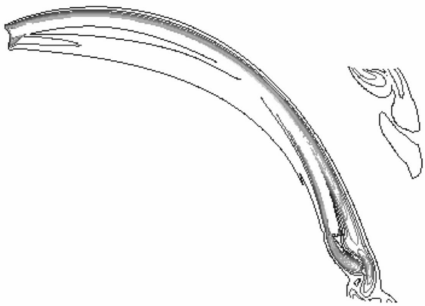


图 11 标准叶片流道的涡量等值线

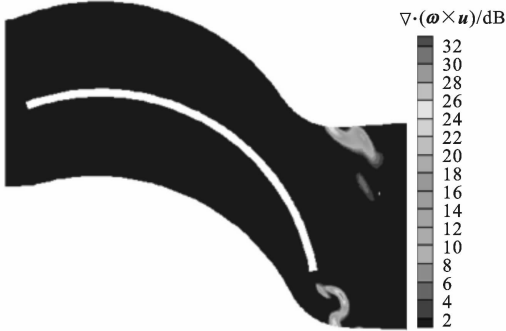


图 12 标准叶片流道声源项云图

$\nabla \cdot (\omega \times u)$. 从图 12 可以看出,主要的噪声源在叶轮的尾迹区域,表明叶片的过流叶表面容易形成紊流,出现边界层脱流,从而引起气流压力脉动噪声.

5.2 气动噪声结果分析

5.2.1 叶片表面压力脉动 图 13 为标准叶片和仿生叶片的表面压力脉动随时间的变化. 在本文声场计算中,叶片的表面压力脉动将作为声场计算的声源输入项. 流场中的气动噪声与压力的分布及变化是紧密相关的. 图 13 结果表明,仿生叶片的表面静压及表面压力脉动幅值比标准叶片小,即流场中仿生叶片的表面压力脉动比较小,可见采用仿生叶片气动噪声得到了控制.

5.2.2 声场的频谱分析 图 14 为叶片的表面噪声

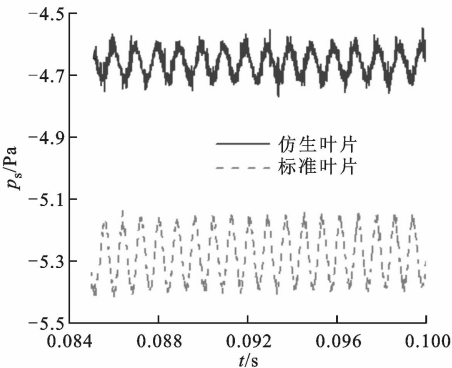


图 13 标准、仿生叶片的表面压力脉动随时间的变化

频谱. 模型流道的圆心为噪声的接受点,坐标为(0, 0, 0). 从图 14 可以看出,标准叶片的气动噪声频率在 1 kHz 和 2 kHz 处存在波峰,仿生叶片的气动噪声频率在 0.8 kHz 和 1.6 kHz 处也存在波峰且峰值明显降低. 大部分频率范围内的仿生叶片的气动噪声频率明显降低,声压级幅值约降低 10~15 dB. 图 15 为仿生和标准叶片 A 声压级的 1/3 倍频程噪声频谱. 标准叶片噪声频率在中心频率为 1 kHz 时为中高频, A 声压级最大,约为 56 dB; 仿生叶片在中心频率为 0.8 kHz 时,最大 A 声压级约为 46 dB 时,在其他频率上的最大 A 声压级均低于标准叶片.

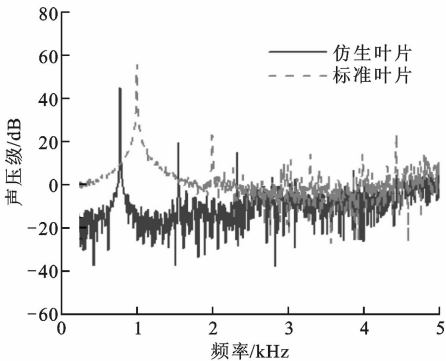


图 14 叶片的表面噪声频谱

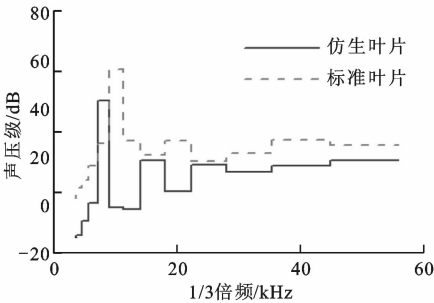


图 15 2 种叶片 A 声压级的 1/3 倍频程噪声频谱

表 2 为 2 种叶片的总 A 计权声压级. 从表 2 看出,仿生尾缘锯齿叶片可使得叶片的总 A 计权声压级降低 9.8 dB. 总 A 计权声压级 l_A 是由测得的 1/3 倍频的中心频率声压级在计入衰减和叠加后求得的,即

$$l_A = 10 \times \lg \sum_{i=1}^n [10^{-0.1 \times (l_{pi} + \Delta a_i)}] \quad (14)$$

式中: l_{pi} 为各中心频率的声压级; Δa_i 为各中心频率的 A 计权声压级衰减值.

5.3 仿生叶片尾缘锯齿结构降噪机理分析

图 16 为仿生叶片尾缘在 3 个观察截面上的位置,其沿 Z 方向分别为 0、0.15、0.3 mm.

表 2 2 种叶片总 A 计权声压级 dB

l_{pi}		Δl_{pi}
仿生叶片模型	标准模型	
46.6	56.4	9.8

注： Δl_{pi} 为仿生、标准叶片的 l_{pi} 差值。

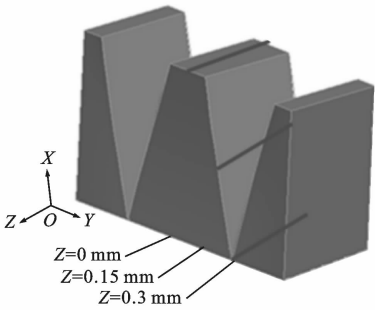
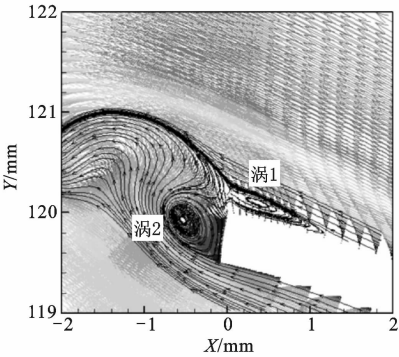
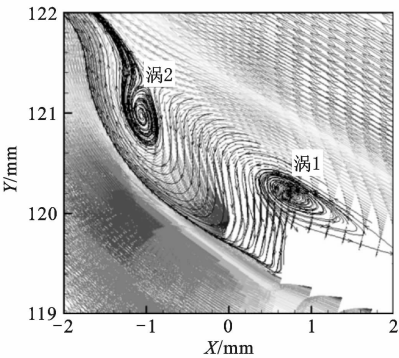


图 16 仿生叶片尾缘在 3 个观察截面上的位置

图 17 为 $Z=0$ mm 截面的速度矢量及流线分布,其中图 17a 为标准叶片尾缘的流场分布,图 17b 为仿生叶片尾缘的流场分布.从图 17a 可以看出,在叶片吸力面且靠近尾缘处,以及在叶片尾缘处端部,均存在脱落涡(涡 1、涡 2),涡 1、涡 2 之间的距离比较近,涡 2 下游流线(沿叶片尾迹气流方向)变化较为剧烈.从图 17b 可以看出,齿形结构使得涡 1 的脱



(a) 标准叶片尾缘

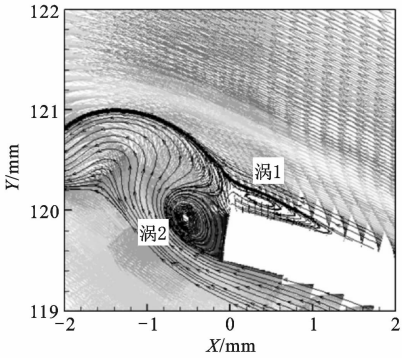


(b) 仿生叶片尾缘

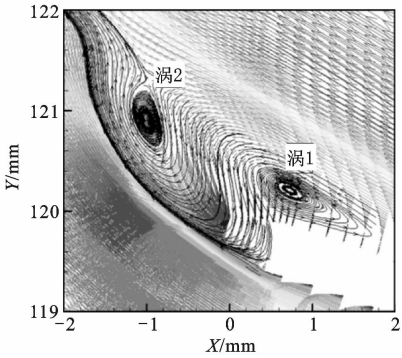
图 17 $Z=0$ mm 截面的速度矢量及流线分布

落位置沿叶片尾缘向右移动了 0.6 mm,涡 1 与涡 2 之间的相对距离增加,涡 2 下游流线(沿叶片尾迹气流方向)变化较为平缓.

图 18 为 $Z=0.15$ mm 截面的速度矢量及流线分布.从图 18 可以看出,标准叶片流场中 2 个涡的位置与图 17a 基本相同,仿生叶片尾缘流场中涡 1 脱落的位置沿叶片尾缘向右移动了 0.4 mm,涡 1 与涡 2 相对距离增加,涡 2 下游流线(沿叶片尾迹气流方向)变化较为平缓.



(a) 标准叶片尾缘

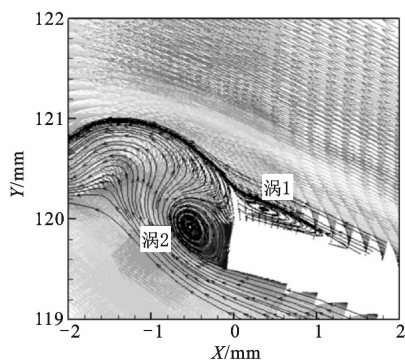


(b) 仿生叶片尾缘

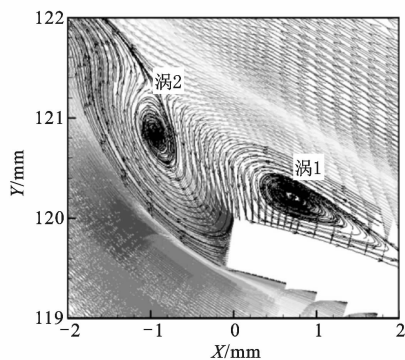
图 18 $Z=0.15$ mm 截面的速度矢量及流线分布

图 19 为 $Z=0.3$ mm 截面速度矢量及流线分布.从图 19 可以看出,虽然仿生叶片尾缘的位置与标准叶片相同,但是涡的脱落位置仍有差别,仿生下的涡 1 与涡 2 相对距离大于标准的情况,涡 2 下游流线(沿叶片尾迹气流方向)变化也比较平缓.

上述分析表明,采用齿形叶片,可使得各截面尾迹涡的脱落位置发生变化,各涡之间的相对距离增大,脱落涡之间的相互影响有所降低,下游叶片尾迹沿气流方向的变化比较平缓,脱落涡对尾迹流动的扰动减小,叶片尾缘流场压力脉动降低,尾迹涡引起的气动噪声减小.



(a) 标准叶片尾缘



(b) 仿生叶片尾缘

图 19 $Z=0.3$ mm 截面的速度矢量及流线分布

6 结 论

(1) 气流绕叶片表面流动时容易形成紊流,引发边界层脱流,且在叶轮流道尾迹区域形成强烈的尾迹涡,由此引起气流压力脉动噪声。

(2) 由气动声学计算模拟分析表明,仿生叶片尾缘的总 A 计权声压级比标准叶片降低了 9.8 dB,可见仿生结构可以改变流场噪声峰值的分布,降低噪声。

(3) 基于苍鹰翼尾缘锯齿形态的耦合仿生叶片设计,是多翼式离心风机气动噪声控制的有效方法之一。流场和声场的数值分析结果表明,采用仿生尾缘可以改变各截面尾迹涡的脱落位置,增大涡间距离,减小脱落涡对尾迹流动的扰动,降低叶片表面的压力脉动,最终使得尾迹涡引起的气动噪声显著减小。

参考文献:

- [1] 曹志坤. 抽油烟机用多翼离心风机本体降噪研究 [D]. 青岛:青岛理工大学, 2006.

- [2] 方开翔. 基于 Fluent 6.0 的风机流场模拟与噪声预估 [J]. 江苏科技大学学报, 2008, 29(4): 42-47.
FANG Kaixiang. Simulation of inside flow field and noise forecast for a fan based on fluent 6.0 [J]. Jiangsu University of Science and Technology, 2008, 29(4): 42-47.
- [3] TAREK M, SEUNG O. A study of impeller-diffuser-volute interaction in a centrifugal fan [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2005, 127(5): 84-90.
- [4] 苏强, 陈花玲. 前向式多叶片离心通风机噪声机理及治理研究: 二 整流丝网降噪的优化方法及实验研究 [J]. 噪声与振动控制, 1995, 15(2): 14-18.
SU Qiang, CHEN Hualing. Research on mechanism and reduction of noise for forward curved blade centrifugal fan: part 2 experiment and optimum study of the rectifier screen used as noise reduction [J]. Noise and Vibration Control, 1995, 15(2): 14-18.
- [5] 陈坤. 仿生耦合风机叶片模型降噪与增效研究 [D]. 吉林: 吉林大学, 2009.
- [6] 刘庆萍. 轴流风机叶片仿生降噪研究 [D]. 吉林: 吉林大学, 2006.
- [7] LIU Q, QI D. Computation of aerodynamic noise of centrifugal fan using large eddy simulation approach, acoustic analogy, and vortex sound theory [J]. Mechanical Engineering Science, 2007, 221(5): 1321-1332.
- [8] 马健锋, 袁民建. 不等距叶片离心风机气动噪声的数值与实验研究 [J]. 噪声与振动控制, 2008, 100(3): 86-90.
MA Jianfeng, YUAN Minjian. Experimental and numerical study of aeroacoustics of a centrifugal fan with non-isometric blade impeller [J]. Noise and Vibration Control, 2008, 100(3): 86-90.
- [9] SMAGORINSKY J. General circulation experiments with the primitive equations [J]. The Basic Experiment, 1963, 91(3): 99-164.
- [10] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [11] GREGORY N, O'REILLY C L. Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 aerofoil sections, including the effects of upper-surface roughness simulation hoar frost, R & M 3726 [R]. Washington DC, USA: NASA, 1970.

(编辑 苗凌)