

DOI: 10.7652/xjtuxb201609018

仿鸮翼的三维仿生翼型叶片气动特性研究

李典, 刘小民, 杨罗娜

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 基于仿生逆向重构方法对具有静音飞行特性的长耳鸮翅膀进行拟合, 得到仿长耳鸮翅膀的三维叶片模型。采用大涡模拟方法对仿鸮翼型叶片流动进行数值模拟, 研究了 2 种雷诺数 ($Re=16\,000, 70\,000$) 下不同攻角时的鸮翼仿生叶片的流场结构, 揭示了仿鸮翼型叶片的流动控制机理。研究表明: 基于长耳鸮翅膀的仿生翼型叶片在 2 种雷诺数下均具有优异的升力特性, 其中 $Re=70\,000$ 时的升力系数相对较大, 最大升力系数为 1.26, 但流动失速攻角也相对较大; 靠近叶根处叶片前缘部分的上弯结构是仿生叶片具有较高升力系数的重要因素; 随着攻角的增大, 受沿叶片流动方向逆压梯度的影响, 叶片表面气流无法保持附面流动状态, 边界层逐渐发生分离, 在叶片下游处产生了明显的不规则涡结构, 从而导致流动恶化, 这也是仿生叶片产生涡流噪声的原因。

关键词: 仿生翼型; 长耳鸮翅膀; 气动性能; 旋涡结构; 数值模拟

中图分类号: TB17 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2016)09-0111-08

Aerodynamic Characteristics of 3D Bionic Blade Inspired by Owl Wing

LI Dian, LIU Xiaomin, YANG Luona

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

Abstract: Following reverse reconstruction ideals, as a bionic object, long-eared owl wing with silent flight characteristics is fitted to establish a three-dimensional bionic blade model. The flow over the bionic blade is simulated numerically with large-eddy simulation (LES) method. The flow structures at different angles of attack (AoA) are investigated to reveal the flow control mechanisms of bionic blade when Reynolds number gets 16 000 and 70 000 respectively. The numerical results show that the bionic blade based on the long-eared owl wing possesses excellent lift characteristics at two different Reynolds numbers. When Reynolds number is 70 000, the maximum lift coefficient of the bionic blade is 1.26 but with a larger stall angle. The important impact factor for the lift coefficient of the bionic blade is the bending structure near the leading edge from the blade root. Because of the influence of adverse pressure gradient, the airflow cannot be kept adhering to the blade surface and the boundary layer starts to separate gradually with decreasing of the angle of attack. The irregular vortex structures generated from the downstream of bionic blade lead to a deterioration of flow status over the bionic blade, which is also the reason of the vortex noise from bionic blade.

Keywords: bionic blade; long-eared owl wing; aerodynamic performance; vortex structure; numerical simulation

鸮类在长期的进化过程中经过自然选择形成了 与其灵动飞行和静音飞行相适应的翅膀结构和功能

收稿日期: 2016-04-06。 作者简介: 李典(1990—),男,博士生;刘小民(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 陕西省科学技术研究发展计划资助项目(2014K06-24);高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20120201110064)。

网络出版时间: 2016-06-14 网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20160614.1721.014.html>

特征,这就为翼型叶片仿生设计提供了生物灵感,以达到控制叶片表面流动分离、降低气动噪声的目的。

Graham 等首次开展了长耳鸮翅膀降噪特性的研究,发现长耳鸮的翅膀形态结构具有明显的降噪效果^[1]。Lilley 等研究表明,经过百万年的进化,鸮类翅膀的前缘梳状结构和尾缘齿状结构能够有效抑制鸮类飞行,特别是在捕食过程中的噪音^[2]。Klän 等研究表明,仿仓鸮翼型吸力面的气流分离主要与雷诺数与气流攻角有关^[3]。任露泉等数值模拟表明,仿生叶片的非光滑结构可降低叶片噪声 5~10 dB,且具有增加叶片升力的作用^[4]。徐成宇等发现,相对于原型叶片,仿生叶片在一定的波长和振幅范围内能够延迟失速攻角,减小流动分离^[5]。孙少明等建立了仿生耦合叶片吸声系数数值计算模型,并指出长耳鸮体表吸声特性源自长耳鸮翅膀表面多层形态与结构的耦合^[6]。

上述研究均为鸮类翅膀表面形态结构降噪特性的研究,并未考虑鸮类翅膀截面形状沿翅展方向的变化,尽管揭示了鸮翼表面生物结构的降噪特性并在叶片降噪仿生设计中有所应用,但不能真实反映鸮翼的气动性能。本文通过对长耳鸮翅膀的型线拟合,得到了反映长耳鸮翅膀三维特性的仿生重构模型;利用大涡模拟方法对三维仿生翼型光滑叶片流动进行模拟,研究了 2 种雷诺数下仿生叶片升阻系数随攻角的变化规律;基于涡声理论分析了叶片流场特性,揭示三维鸮翼仿生叶片表面的流动控制和降噪机理。该研究结果对叶轮机械及扑翼飞行器性能改进具有理论意义和应用价值。

1 仿生模型提取与重构

基于 Liu 等提出的仿生翼型提取方法^[7],结合廖庚华等对长耳鸮翅膀测量和拟合的结果^[8],提取了鸮翅典型截面的中弧线、厚度等主要几何特征,利用翼型理论将拟合的各截面翼型沿翅膀前缘线进行堆积,最后生成基于长耳鸮翅膀的三维仿生重构翼型叶片模型。

设翼型截面的中弧线坐标为 $Z_{(c)}$,厚度为 $Z_{(t)}$,拟合翼型的上、下表面坐标分别为 Z_{upp} 和 Z_{low} ,由此得到仿生叶片各个截面处翼型的轮廓线

$$Z_{\text{upp}} = Z_{(c)} + Z_{(t)} \tag{1}$$

$$Z_{\text{low}} = Z_{(c)} - Z_{(t)} \tag{2}$$

中弧线分布

$$\frac{Z_{(c)}}{c} = \frac{Z_{(c)\text{max}}}{c} \eta (1 - \eta) \sum_{n=1}^3 S_n (2\eta - 1)^{n-1} \tag{3}$$

式中: c 为翼型弦长; $\eta = x/c$ 为弦的相对位置坐标; $Z_{(c)\text{max}}$ 为中弧线分布的最大值; S_n 为待定系数, $S_1 = 3.936\ 2$, $S_2 = -0.770\ 5$, $S_3 = 0.848\ 5$ 。

厚度分布为

$$\frac{Z_{(t)}}{c} = \frac{Z_{(t)\text{max}}}{c} \sum_{n=1}^4 A_n (\eta^{n+1} - \eta^{1/2}) \tag{4}$$

式中: $Z_{(t)\text{max}}$ 为厚度分布的最大值; A_n 是待定系数, $A_1 = -29.486\ 1$, $A_2 = 66.456\ 5$, $A_3 = -59.806$, $A_4 = 19.043\ 9$ 。

翅膀翼展方向弦长分布修正关系式为

$$\frac{c}{b/2} = \frac{c_0}{b/2} [F_{\text{ok}}(\xi) + F_{\text{corr}}(\xi)] \tag{5}$$

式中: $b/2$ 为翅膀长度; $\xi = 2y/b$ 为展向比; y 为展向坐标; c_0 为翼根处弦长;

$$F_{\text{ok}}(\xi) = \begin{cases} 1, & 0 \leq \xi \leq 0.5 \\ 4\xi(1 - \xi), & 0.5 \leq \xi \leq 1 \end{cases} \tag{6}$$

$$F_{\text{corr}}(\xi) = \sum_{n=1}^5 E_n (\xi^{n+2} - \xi^8) \tag{7}$$

其中 E_n 为待定系数, $E_1 = 10.753$, $E_2 = -80.861$, $E_3 = 245.298$, $E_4 = -367.73$, $E_5 = 276.049$ 。

长耳鸮翅膀弯度和最大厚度分布函数拟合关系式分别为

$$\frac{z_{(c)\text{max}}}{c} = \frac{0.18}{1 + 7.31\xi^{2.77}} \tag{8}$$

$$\frac{z_{(t)\text{max}}}{c} = \frac{0.1}{1 + 14.86\xi^{3.52}} \tag{9}$$

长耳鸮翅膀前缘点分布为

$$\frac{2x}{b} = -0.003 + 0.077\xi + 0.192\xi^2 - 1.942\xi^3 + 3.752\xi^4 - 2.3\xi^5 \tag{10}$$

对长耳鸮翅膀的羽毛及前尾缘梳齿型结构进行光顺处理,得到长耳鸮翅膀的三维仿生重构模型。图 1 为由扫描获得的长耳鸮翅膀三维立体模型视图和沿 z 轴方向的平面视图,其中翅膀模型的主要结构参数见表 1。

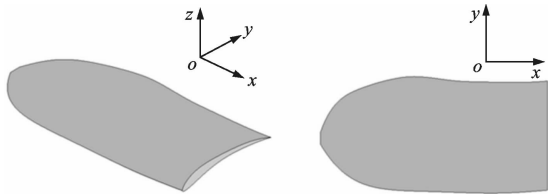


图 1 长耳鸮翅膀三维仿生重构模型

表 1 长耳鸮翅膀模型的主要结构参数

c_{max}/m	$Z_{(c)\text{max}}/\text{m}$	$Z_{(t)\text{max}}/\text{m}$	$Z_{(t)\text{max}} \cdot c^{-1}$
0.100 8	0.017 3	0.009 6	0.095 2

2 数值计算方法

以长耳鸚靠近猎物时典型的滑翔飞行及快速捕食时的特征速度为参考,模拟飞行速度为 2 m/s 和 10 m/s 时鸚翼叶片模型的流动状况,2 种速度对应的弦长雷诺数分别约为 16 000 和 70 000,马赫数约为 0.006 和 0.029,计算时流动为黏性不可压缩流动。采用 Spalart-Allmaras 单方程模型完成了定常流动的数值计算,基于 WALE 模型进行了大涡模拟。数值求解方法是基于压力-速度耦合的 SIMPLE 算法,离散格式取二阶迎风格式。非定常计算的时间步长为 1×10^{-5} s,满足 Courant-Friedrichs-Lewy 条件^[9]。非定常模拟计算的时间步数为 30 000,以保证气流可以完整地流过整个计算域,达到捕捉整个流场细节的目的,从而有效保证计算结果的准确性。

2.1 大涡模拟

采用大涡模拟 (LES)^[10] 方法可以求解比网格尺度大的湍流运动,忽略对全尺度范围上涡的非定常模拟。计算时使用滤波函数,从湍流非定常运动方程中将尺度较小的涡滤掉,进而分解、获得大尺度涡流场的动量方程。滤波后的瞬态变量可定义为

$$\bar{\phi}(X, t) = \int_D \phi(X', t) G(X, X') dX' \quad (11)$$

式中: D 为计算的流动区域; $G(X, X')$ 为求解涡尺度的滤波函数。式(11)又可表达为

$$\bar{\phi}(X, t) = \frac{1}{V} \int_v \phi(X', t) dX', \quad X' \in v \quad (12)$$

式中: V 为控制单元的体积大小; $G(X, X')$ 可表示为

$$G(X, X') = \begin{cases} 1/V, & X' \in v \\ 0, & X' \notin v \end{cases} \quad (13)$$

对非定常状态下的 Navier-Stokes 方程及连续方程进行滤波处理后可得

$$\rho \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (14)$$

$$\rho \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{v}_i \bar{v}_j) = - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \mu \nabla^2 \bar{v}_i - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (15)$$

式中: $\tau_{ij} = \rho \bar{v}_i \bar{v}_j - \rho \bar{v}_i \bar{v}_j$ 为 Subgrid-Scale 应力,用来描述小尺度涡运动的作用。涡黏性模型方程为

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} = -2\mu_t \bar{S}_{ij} \quad (16)$$

式中: τ_{kk} 为各项同性的亚格子应力; δ_{ij} 为克罗内克函数; $\bar{S}_{ij}$ 为旋转率张量

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (17)$$

μ_t 为亚格子尺度的湍动黏度

$$\mu_t = \rho L_s^2 |\bar{S}| \quad (18)$$

其中

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

$$L_s = \min(k_a d, C_s V^{1/3}) \quad (19)$$

d 为网格单元到壁面的最近距离; k_a 为冯·卡门常数; $C_s = 0.1$ 。

2.2 边界条件及网格划分

图 2 为计算域示意图。根据一般鸚翼的典型尺寸,取翅膀根部截面翼型弦长 c 为 0.1 m,翼根处截面前端为原点,模型前端距速度进口和压力出口边界分别为 $10c$ 和 $20c$,距上界和下界为 $4c$ 。 $Re = 16\ 000, 70\ 000$ 时出口绝对压力均取 101.3 kPa,模型表面为无滑移壁面边界条件,翼根处的边界为对称面,其余设为滑移壁面边界条件,以减小壁面黏性作用的影响。采用适用于复杂边界的非结构化网格,并对翅膀附近网格施加边界层,保证垂直壁面第一层网格 $y^+ < 1$ 。为验证计算结果的有效性,在攻角为 5° 时针对仿生鸚翼流动进行了网格无关性验证,即流动雷诺数 $Re = 70\ 000$,分别采用 5 万、24 万、51 万、139 万、273 万和 314 万等 6 种网格进行模拟对比。结果表明,当网格单元数大于 273 万时升力系数变化小于 1%,故本文采用的网格单元数为 273 万。具体网格如图 3 所示。

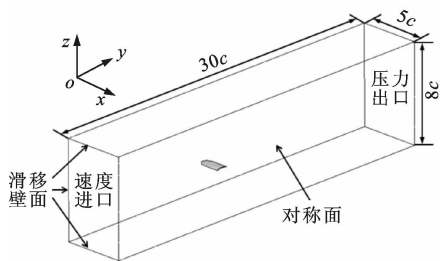


图 2 计算域示意图

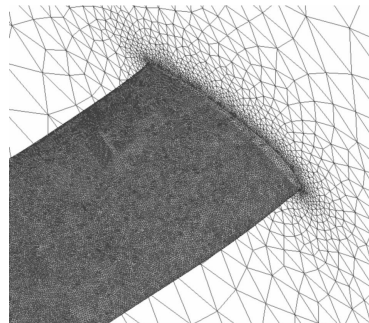


图 3 仿生翼型叶片附近网格划分

3 计算结果分析

3.1 升阻力系数

升力系数及阻力系数分别为

$$C_Y = Y / (0.5 \rho U^2 B) \quad (20)$$

$$C_P = P / (0.5 \rho U^2 B) \quad (21)$$

式中: Y 和 P 分别为升力和阻力; ρ 为空气密度; U 为自由来流速度; B 为翅膀在水平方向的投影面积。

图4、图5分别为2种雷诺数下仿生翼型叶片升力系数随攻角变化及升力系数-阻力系数曲线。由图可知,当气流流过仿生叶片时,因各截面翼型的中弧线弯度较大,翼上附着的涡对应的环量会导致翼型上、下表面流体速度和压力不对称,由此产生压力差,从而产生升力。由库塔-儒科夫斯基理论可知,随着攻角的增大,叶片上表面后缘气流出现分离,绕翼型叶片的环量相应增加,叶片上表面的气流速度加快,升力系数升高。由于自由来流速度的差异,使得雷诺数为70 000时的叶片升力系数均略大于雷诺数为16 000时的叶片升力系数,最大升力系数为1.26。

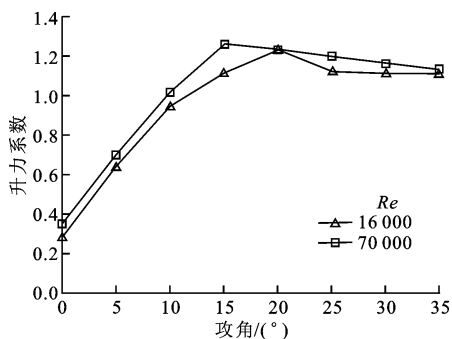


图4 升力系数随攻角的变化

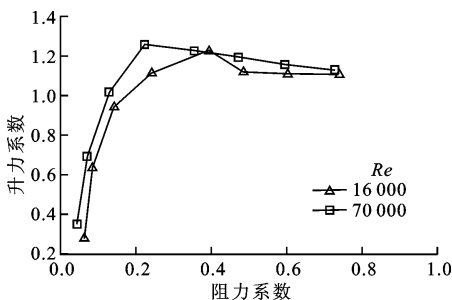


图5 升力系数-阻力系数变化曲线

低雷诺数时,因气流流动速度较慢,较大攻角下的流体在叶片表面仍能保持附体流动,气流分离程度减小,升力系数下降缓慢,一定程度上延迟了失速攻角。当攻角增大到20°时,叶片上表面气流无力

顶住后缘处存在的逆压区,气流加剧分离。分离后的主流不再增大压差,分离区内的气流会形成部分倒流,升力系数逐渐下降,但因翅膀的特殊结构,下降趋势并不明显。2种雷诺数下的阻力系数均随攻角的增加而增大,最初增幅较小,随后增幅明显增大。原因是:小攻角时,气流大多附着在仿生叶片表面,其阻力主要表现为摩擦阻力;攻角增大到一定程度时,气流无法在叶片表面上继续保持附面流动,分离区扩大,压差阻力显著增加,阻力系数也出现较大的增长。随着雷诺数的增加,仿生叶片的最小阻力系数减小,升阻比相应增大。

3.2 速度分布

根据长耳鸮典型飞行姿态及起飞、捕食时等特殊姿态,结合构建其三维翅膀主体结构的20%、40%、60%和80%典型截面,分别给出了0°及20°攻角在2种雷诺数下长耳鸮翅膀典型截面处的速度云图及流线图,如图6~图9所示。通过流线可以清楚地观察到气流分离的位置,以此来分析仿长耳鸮翅膀的仿生翼型叶片在不同工况下的流场特性。由图6和图8可以看出,0°攻角下不同雷诺数对流动状况的影响较小,气流流过叶片上表面时均为先减速后加速,并在叶片中游附近速度达到最大值,表明气流紧贴叶片壁面流动,使得气流流动过程中产生的阻力减小,叶片近表面处边界层的流速加快,从而抑制了边界层的分离。在叶片下表面中上游位置,因靠近翼根处翼型特殊的上弯结构,叶片表面产生了小范围的旋涡流动,而在靠近翼尖处的翼型未见明显旋涡。低雷诺数下旋涡更小,从而有效地延迟了流动失速的发生。由图7和图9可以看出:当攻角为20°时,随着雷诺数的增大,旋涡区逐渐远离翼型,表明此时流动阻力减小,叶片的气动性能相对较优。气流在流过压力面时,受气流的冲击,气流在压力面前缘处开始减速,之后逐渐加速流过压力面,但未见旋涡流动状态;气流在通过吸力面时,由于叶片上表面的凸起结构,使得气流在一定攻角下无法保持贴壁绕流,在凸起后远离叶片上表面的气流流向远端,贴近叶片上表面的气流经过转弯、拉伸逐渐形成回流旋涡区,随着叶片截面沿展向的变化,旋涡位置发生显著变化。随着叶片截面翼型厚度的变薄,前缘弯度逐渐减小,叶片尾缘区的旋涡越来越大,流动阻力逐渐增加。在40%截面处,由于叶片前缘弯度较大而改变了旋涡的位置,减小了尾迹涡的范围和强度,使得仿生叶片具有更优异的气动性能。

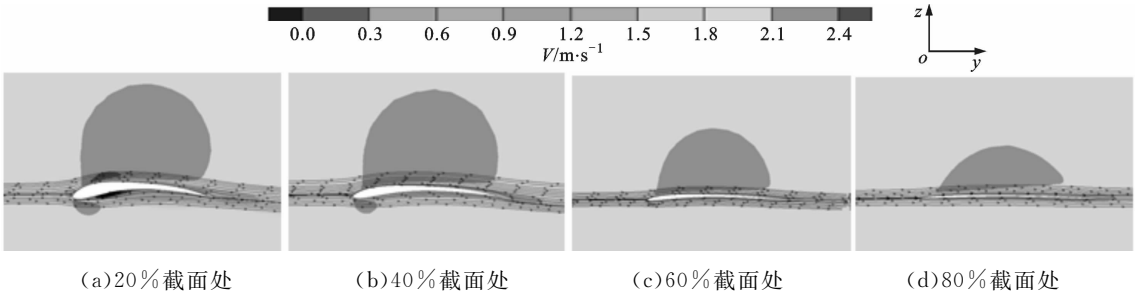


图 6 0°攻角、 $Re=16\,000$ 时叶片近场速度云图

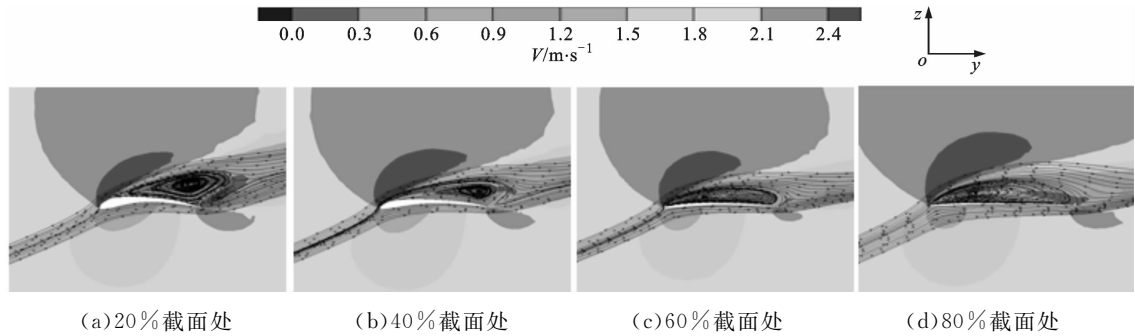


图 7 20°攻角、 $Re=16\,000$ 时叶片近场速度云图

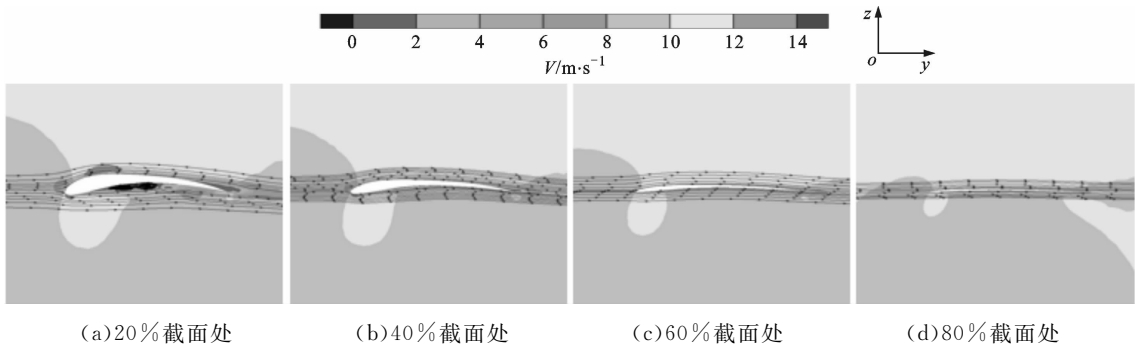


图 8 0°攻角、 $Re=70\,000$ 时叶片近场速度云图

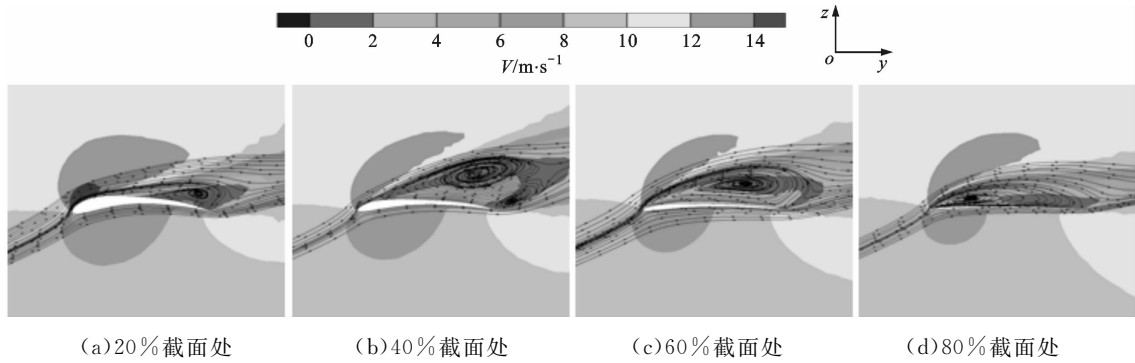


图 9 20°攻角、 $Re=70\,000$ 时叶片近场速度云图

3.3 压力分布

图 10 分别为 0°、20° 攻角下雷诺数分别为 16 000 和 70 000 时仿生叶片表面及叶片典型截面处的压力云图。如图 10 所示,当攻角为 0° 时,2 种

雷诺数下气流流过仿生叶片的叶片表面及其附近区域压力的变化规律基本一致。受水平方向来流的影响,叶片前缘出现局部高压区,各截面前缘的高压区域沿叶开展方向逐渐减小。气流流经叶片上表面,并

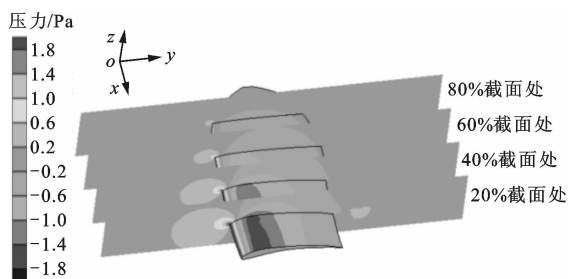
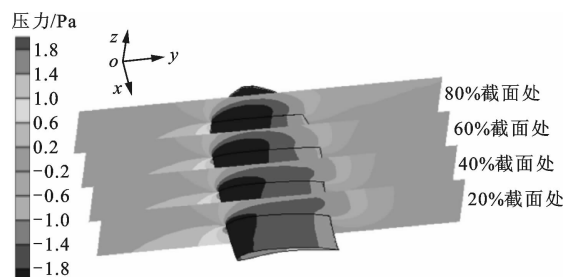
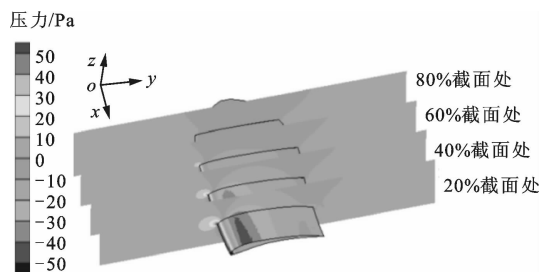
(a) 0°攻角、 $Re=16\ 000$ (b) 0°攻角、 $Re=70\ 000$ (c) 20°攻角、 $Re=16\ 000$ (d) 20°攻角、 $Re=70\ 000$

图10 不同工况条件下仿生叶片近场压力云图

在上表面靠近叶片根部前缘处出现较为明显的负压区,该负压高峰区出现在叶片上表面凸起处,呈“山峰”型。这是因为叶片上表面靠近叶根处的弯度较大,其加快了气流的流速,降低了相应区域的压力,使得上、下表面出现压力差,进而产生了升力,这也说明叶片弯度是影响叶片升阻比的重要因素,且靠近叶根附近处的翼型具有更高的升力系数。当攻角为 0°时,雷诺数大小对仿生叶片表面压力分布的影响不大。当攻角为 20°时,气流绕流流过叶片时,在吸力面前缘处 2 种雷诺数下的气流均加速,压力逐

渐减小,此时叶片吸力面气流顺压流动,气流可以保持附面流动而不发生分离,压力能转化为动能,故此处产生较大的升力。同时,叶片负压区的范围沿叶展方向逐渐扩大,在叶尖附近负压区压力均达到峰值。随着气流沿弦向向下游推移,在叶片中下游处,速度增至峰值后开始逐渐下降,压力增大,顺压流动逐渐过渡到逆压流动,边界层开始发生分离。随着分离区的不断扩大,压差阻力随之增大,叶片的气动性能下降。在叶片压力面前缘,由于气流冲击产生高压区,使得叶片上、下表面形成明显的压力差,这表明在一定攻角下,叶根附近叶片压力面前缘是叶片升力产生的主要部位。为了增大叶片产生的升力,在仿生叶片设计中应充分保证叶片前缘仿生结构的准确性和合理性。

3.4 涡结构分布

为了更好地捕捉仿生叶片表面的流动状态,分析了不同工况下气流流过仿生叶片表面时产生的流动分离的位置及大小,本文采用第二不变量 $Q^{[11]}$ 的等值面来比较不同攻角下叶片压力面和吸力面附近的旋涡运动状态。 Q 准则的表达式如下

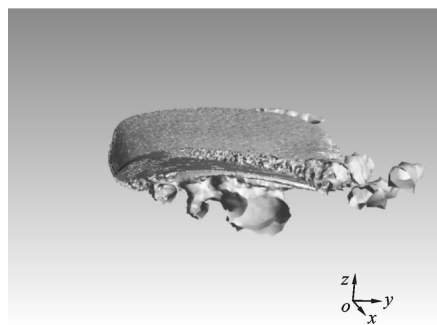
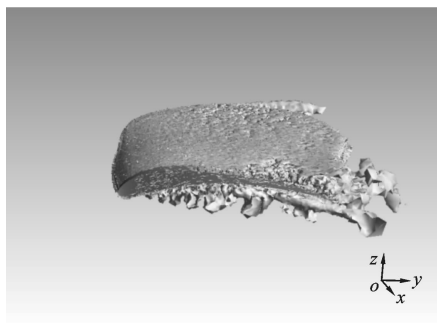
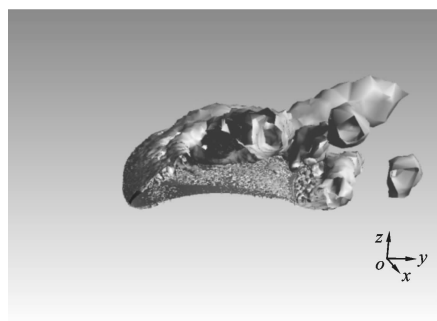
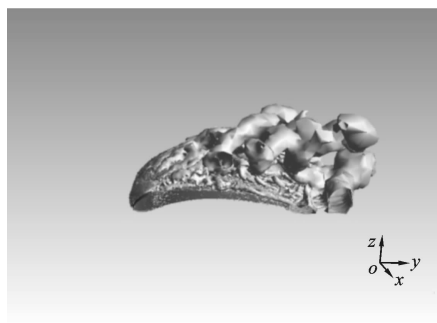
$$Q = -\frac{1}{2}(\sigma_{ij}\sigma_{ij} - \omega_{ij}\omega_{ij}) \quad (22)$$

$$\sigma_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \quad (23)$$

$$\omega_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \quad (24)$$

式中: σ_{ij} 为应变率幅值,其定义和计算与式(17)相同; ω_{ij} 为涡量幅值; u_i 和 u_j 分别表示自由来流速度 u 在 i 和 j 方向上的速度分量。

图 11 为 $Q=5$ 时叶片近表面的瞬态流场的涡结构。当攻角为 0°时,因仿生叶片沿展向各截面处翼型上表面较为平缓,水平来流经过叶片上表面时能够始终保持附面流动状态,其产生的流动阻力比较小。仿生叶片下表面中游处弯度较大,气流流过该位置时产生了局部旋涡,但旋涡区域并不大,所以 2 种雷诺数下仿生叶片表面的流动状态基本一致,表明长耳鸮在水平滑翔飞行时具有较好的气动性能。当攻角为 20°时,叶片吸力面中游处因受逆压梯度的影响,气流无法保持附面流动,前、后压差作用使得边界层内的气流减速,气流难以克服逆压,边界层开始逐渐发生分离。在主流区的流体作用下,分离区的气流被带走,气流经过拉伸、旋转后产生回流。气流流经叶片下游后,在剪切层的开尔文-亥姆霍兹不稳定性^[12]的作用下,叶片尾缘及其下游产生了明显的不规则涡结构并导致流动恶化。根据涡声

(a) 0° 攻角、 $Re=16\ 000$ (b) 0° 攻角、 $Re=70\ 000$ (c) 20° 攻角、 $Re=16\ 000$ (d) 20° 攻角、 $Re=70\ 000$ 图 11 $Q=5$ 时仿生叶片瞬态流场的涡结构图

理论,叶片尾缘涡及涡脱落是叶片的主要气动噪声源,进而解释了当攻角增大到一定程度时,升阻比由上升转为下降。大尺度涡饱和后逐渐破碎成小尺度涡,并最终转化为小尺度湍流涡。当雷诺数为 16 000 时,流动涡结构更加复杂,这是由气流动速较

慢导致在逆压梯度的作用下气流的支持运动更加紊乱的缘故。

4 结 论

通过对 2 种运动状态、不同攻角下的仿长耳鸮翅膀的三维仿生叶片模型进行数值模拟表明,仿鸮翼叶片具有良好的气动性能,主要结论如下。

(1) 仿鸮翼叶片在 2 种雷诺数下均具有较高的升力系数,且随着攻角的变化呈现先增后降的趋势。仿生叶片在雷诺数为 70 000 时的升力系数大于雷诺数为 16 000 时的升力系数,最大升力系数约为 1.26。

(2) 2 种雷诺数下叶片的阻力系数均随攻角的增加而增大,增幅逐渐增加。压力云图表明,靠近叶根处叶片前缘的上弯结构可有效提高仿生叶片的升力系数, 0° 攻角时雷诺数大小对仿生叶片表面压力分布的影响不大。

(3) 一定攻角下,受叶片表面沿流动方向逆压梯度的影响,叶片表面气流无法保持附面流动状态,在压差的作用下边界层内的气流减速,边界层逐渐发生分离,气流流经叶片尾缘及其下游后产生了明显的不规则涡结构,从而导致流动恶化。这也解释了当攻角增大到一定程度时,叶片升阻比由上升转为下降的原因。

参考文献:

- [1] GRAHAM R R. The silent flight of owls [J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1934, 38: 837-843.
- [2] LILLEY G M. A study of the silent flight of the owl: AIAA 2340 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 1998.
- [3] KLÄN S, BACHMANN T, KLAAS M, et al. Experimental analysis of the flow field over a novel owl based airfoil [J]. Experiments in Fluids, 2009, 46 (5): 975-989.
- [4] 任露泉, 孙少明, 徐成宇. 鸮翼前缘非光滑形态消声降噪机理 [J]. 吉林大学学报(工学版), 2008, 38(增刊 1): 126-131.
REN Luquan, SUN Shaoming, XU Chenyu. Noise reduction mechanism of non-smooth leading edge of owl wing [J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2008, 38(s1): 126-131.
- [5] 徐成宇, 钱志辉, 刘庆平, 等. 基于长耳鸮翼前缘的仿生耦合翼型气动性能 [J]. 吉林大学学报(工学版), 2010, 40(1): 108-112.
XU Chengyu, QIAN Zhihui, LIU Qingping, et al. Aerodynamic performance of bionic coupled foils based on leading edge of long-eared owl wing [J]. Journal of

- Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2010, 40(1): 108-112.
- [6] 孙少明, 任露泉, 徐成宇. 长耳鸮皮肤和覆羽耦合吸声降噪特性研究 [J]. 噪声与振动控制, 2008, 28(3): 119-123.
- SUN Shaoming, REN Luquan, XU Chengyu. Research on coupling sound absorption property of owl skin and feather [J]. Noise and Vibration Control, 2008, 28(3): 119-123.
- [7] LIU T, KUYKENDOLL K, RHEW R, et al. Avian wing geometry and kinematics [J]. AIAA Journal, 2006, 44(5): 954-963.
- [8] 廖庚华, 杨莹, 胡钦超, 等. 长耳鸮翅膀的三维建模 [J]. 吉林大学学报(工学版), 2012, 42(增刊1): 423-427.
- LIAO Genghua, YANG Ying, HU Qinchao, et al. Three-dimensional modeling of long-eared wing [J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2012, 42(s1): 423-427.
- [9] 葛长江, 葛美辰, 梁平, 等. 基于鸮翼的仿生翼型噪声机理研究 [J]. 农业机械学报, 2013, 44(增刊1): 292-296.
- GE Changjiang, GE Meichen, LIANG Ping, et al. Investigation of noise mechanism based on owl wing [J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2013, 44(s1): 292-296.
- [10] LIU Q, QID T, TANG H. Computation of aerodynamic noise of centrifugal fan using large eddy simulation approach, acoustic analogy, and vortex sound theory [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part C Journal of Mechanical Engineering Science, 2007, 221(11): 1321-1332.
- [11] HUNT J C R, WRAY A A, MOIN P. Eddies, streams, and convergence zones in turbulent flows; CTR-S88 [R]. Stanford, CA, USA: Center for Turbulence Research, 1988: 193-208.
- [12] KIM T, JEON M, LEE S, et al. Numerical simulation of flatback airfoil aerodynamic noise [J]. Renewable Energy, 2014, 65(5): 192-201.

(编辑 苗凌)

(上接第79页)

- particulate filter (DPF) [J]. Industrial and Engineering Chemistry Research, 2010, 49: 10358-10363.
- [18] VINCENZO P, PAOLO C, EUGENIO M, et al. Catalytic DPF microwave assisted active regeneration [J]. Fuel, 2015, 140: 50-61.
- [19] VINCENZO P, PAOLO C, EUGENIO M, et al. Study of the catalyst load for a microwave susceptible catalytic DPF [J]. Catalysis Today, 2013, 216: 185-193.
- [20] CARLO B, SILVANA D I, CHIARA G, et al. Detailed characterization of particulate emissions of an automotive catalyzed DPF using actual regeneration strategies [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 39: 45-53.
- [21] PEREZ V R, BUENO-LOPEZ A. Catalytic regeneration of diesel particulate filters; comparison of Pt and CePr active phases [J]. Chemical Engineering Journal, 2015, 279: 79-85.
- [22] KUROKI T, FUJISHIMA H, OTSUKA K, et al. Continuous operation of commercial-scale plasma-chemical after treatment system of smoke tube boiler emission with oxidation reduction potential and pH control [J]. Thin Solid Films, 2008, 516(19): 6704-6709.
- [23] SHI Y X, CAI Y X, LI X H, et al. Experiment study on the DPF regeneration based on non-thermal plasma technology [J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 325/326: 1347-1351.
- [24] 施蕴曦, 蔡忆昔, 李小华, 等. NTP喷射系统再生柴油机颗粒捕集器的试验研究 [J]. 工程热物理学报, 2015, 36(12): 2754-2759.
- SHI Yunxi, CAI Yixi, LI Xiaohua, et al. Experimental study on DPF regeneration based on non-thermal plasma injection system [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(12): 2754-2759.
- [25] 李康华, 蔡忆昔, 李小华, 等. 水冷式低温等离子体反应器的性能试验 [J]. 农业工程学, 2012, 28(22): 69-75.
- LI Kanghua, CAI Yixi, LI Xiaohua, et al. Performance test of water-cooled low-temperature plasma reactor [J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2012, 28(22): 69-75.

(编辑 苗凌)