

几种仿生翼型动态失速特性的数值分析

吴立明¹, 姜怡欣¹, 刘小民¹, 覃万翔², 席光¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 广东顺威精密塑料股份有限公司, 528305, 广东佛山)

摘要: 为提高叶轮机械运行的稳定性,常需要设计获得一种具有高升力特性和良好稳定性的翼型。受自然界中具有不同飞行特性的鸟类翅膀的启发,本文首先以海鸥、雀鹰、长耳鸮、水鸭 4 种鸟类为仿生对象,对沿翅膀展向 40% 截面位置处的翅膀轮廓形状进行仿生重构,获得 4 种仿生翼型。然后,对 4 种仿生翼型的动态失速特性进行数值模拟,通过对比分析 4 种仿生翼型的动态气动特性得出:在 $Re=2.0\times10^5$ 工况下,仿海鸥翼型的平稳性最好,阻力峰值在 4 种仿生翼型中最低;仿雀鹰翼型仅上仰阶段的升力系数小于仿海鸥翼型,仿雀鹰翼型的平稳性与仿海鸥翼型类似;尽管仿长耳鸮翼型的升力系数峰值最大,但是其动态迟滞现象明显;仿水鸭翼型产生的阻力最大,平稳性也相对较差。综上,仿海鸥翼型具有良好的稳定性和较低的阻力峰值,从而为叶轮机械优化设计和气动性能改善提供了有价值的参考翼型。

关键词: 仿生翼型;动态失速;升阻比;流动控制;叶轮机械

中图分类号: TK01;TK5 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202209001 **文章编号:** 0253-987X(2022)09-0001-09



OSID 码

Numerical Analysis of Dynamic Stall Characteristics of Several Bionic Airfoils

WU Liming¹, JIANG Yixin¹, LIU Xiaomin¹, QIN Wanxiang², XI Guang¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. Guangdong Sunwill Precision Plastics Co., Ltd., Foshan, Guangdong 528305, China)

Abstract: The aerodynamic performance of the airfoil determines the quality of the final product of turbomachinery. To improve the operation stability of turbomachinery, it is necessary to design an airfoil with high lift characteristics and good stability. Inspired by the wings of birds with different flight characteristics in nature, four kinds of bird (seagull, hawk, long-eared owl, and teal) are taken as the bionic objects in this paper. Firstly, four bionic airfoils are obtained by reconstructing of the wing profile at 40% cross-section along the wingspan. Secondly, the dynamic stall characteristics of the four bionic airfoils are numerically simulated. Finally, the dynamic aerodynamic characteristics of the four bionic airfoils are analyzed and compared. The results show that under the condition of $Re=2.0\times10^5$, the seagull airfoil has the best stability and the lowest drag coefficient among the four bionic airfoils, the hawk airfoil has a lift coefficient lower than that of the seagull airfoil only in the nose-up pitch phase and has a stability similar to that of the seagull airfoil, the owl airfoil has the largest lift coefficient but has obvious dynamic hysteresis, the seagull airfoil has the largest drag coefficient and poor stability. In conclusion,

the bionic seagull airfoil has good stability and low drag coefficient, which provides a valuable reference airfoil for the optimization design and the aerodynamic performance improvement of turbo-machinery.

Keywords: bionic airfoil; dynamic stall; lift-drag ratio; flow control; turbo-machinery

翼型是叶轮机械和飞行器的基本组成单元,当翼型发生动态失速时,迎角的剧烈变化会引起翼型强烈的气动载荷变化和非常分离,使得叶轮机械和飞行器的气动性能恶化,甚至降低结构寿命。因此,对翼型的动失速研究及控制是十分重要的^[1-3]。随着仿生学和流动控制的发展,仿生流动控制^[4-6]逐渐成为具有重要发展前景的流动控制技术之一。受鸟类自由飞翔能力的启发,研究者试图从鸟类翅膀功能和结构的研究中,提出和发展新的翼型失速控制方法,以达到不同应用场景下提升翼型气动性能的目的^[7]。

Liu 等^[8]对海鸥、秋沙鸭、水鸭和长耳鸮的翅膀进行了 3D 点云扫描,并对不同截面的翼型进行了逆向重构。同时他们基于拍摄的海鸥(seagull)、鹤(crane)、鹅(goose)的飞行视频,给出了这些鸟类飞行过程中翅膀的运动学方程,为仿生翼型和扑翼运动提供了研究基础。廖庚华^[9]对长耳鸮和雀鹰翅膀进行了几何参数测量,建立了滑翔姿态的仿生翼型,研究发现三维雀鹰翅膀翼型的气动特性要优于长耳鸮翅膀的气动特性,这主要是由于两种翼型的厚度分布、弯度等因素的影响。为了揭示鸟翼特征结构与其气动性能的关系,李丹宇等^[10]基于红嘴相思鸟、黑尾蜡嘴雀、八哥和家鸽的翅膀重构了沿展向方向不同截面位置出的仿生翼型,数值分析了不同攻角和雷诺数条件下仿生翼型的气动性能。Ge 等^[11]基于 3D 长耳鸮翅膀的扫描点云数据,通过提取翅膀结构参数,重构了仿长耳鸮 3D 直翼型。在此基础上,研究了前缘缝翼对仿生直翼型气动性能的影响,前缘缝翼可以提高升力系数峰值和延缓失速。Wang 等^[12]在仿生光滑鸮翼的基础上,采用多元耦合仿生设计方法,对仿生光滑鸮翼进行了降噪设计和优化研究,获得了前尾缘非光滑的多元耦合仿生翼型。与 NACA0012 翼型对比发现,仿生光滑翼型和多元耦合仿生翼型的噪声均有所下降,多元耦合仿鸮翼的气动噪声比仿生光滑鸮翼的气动噪声降低了 9.94 dB。Klän 等^[13]对光滑仿鸮翼和添加绒毛的鸮翼分别进行了研究,发现吸力面添加绒毛的鸮翼在大攻角和高雷诺数条件下的流动分离尺寸明显减小。詹枫州等^[14]以鸟类覆羽为仿生对象,在 NA-

CA0018 翼型吸力面布置仿生翅片翼,当翅片翼处于最佳控制角时翼型升力系数最大可以增大 12.76%,16°攻角时升力系数增大 23.79%。侯宇飞等^[15]受座头鲸良好的动态倾转特性的启发,采用仿生波状前缘翼面来实现 SC1095 翼型的动态失速控制。结果表明采用正弦前缘,翼型在最大迎角附近的失速特性得到缓和,载荷变化平缓。陈柳等^[16]基于座头鲸鳍肢前缘的不规则凸节对于空化的控制作用,应用于泵叶片的抗空化设计。研究结果表明,仿生凸节对于轴流泵叶片的剖面薄翼空化同样具有良好的控制效果。汪睿等^[17]基于鸽子翅膀的扫描,逆向重构出了鸽子的 3D 光滑翼型和非光滑翼型,采用数值模拟方法对两种翼型的气动性能进行分析,研究发现非光滑翼型在大攻角下具有更好的气动性能和流动控制能力,在一定程度上揭示了鸽子在大攻角下高效飞行的原因。许风玉^[18]将座头鲸鳍前缘波状结构以及鸮类尾缘锯齿结构进行组合设计,用于控制轴流散热风扇转静干涉噪声,计算和实验结果表明,在不同运行工况条件下,组合仿生设计对风扇的降噪效果是不同的。王雷等^[19]从长耳鸮静音飞行的翅膀结构特征及其前缘和尾缘结构获取灵感,采用多元耦合仿生叶片实现轴流风机增效和降噪,结果表明,采用多元耦合仿生叶片的轴流风机在风量增加 4.69% 的同时,噪声降低了 2.0 dB(A)。Tian 等^[20]对具有不同厚度的仿猫头鹰翼型的气动性能进行研究,筛选出气动性能优异的翼型,用以进行风力机叶片性能的优化设计,有效提升了风力机的发电效率。

从以上研究可以看出,仿生翼型及其表面非光滑结构在降低翼型气动噪声和静态失速控制方面具有较大的潜能,但是关于不同仿生翼型的动态失速特性的研究还鲜有报道。基于此,本文针对 4 种具有不同飞行特性的鸟类,采用逆向工程技术方法,重构获得了 4 种鸟类沿翅膀展向 40% 截面位置处的仿生翼型,并采用数值模拟方法对 4 种仿生翼型的俯仰振荡非定常流场进行研究,揭示了 4 种仿生翼型在不同攻角下的气动性能和动态失速特性,以期对叶轮机械和飞行器的优化设计提供理论支撑。

1 仿生翼型的建立

长耳鸮、海鸥、水鸭、雀鹰的翅膀在展向比大于 0.7 的位置处只有初级飞羽,没有覆羽,而且充分展开的初级飞羽也分开较大,不能形成连续的翼型。有研究表明,这 4 种鸟类翅膀沿展向 40% 截面位置处的气动性能表现优异,升阻比最大^[8-9]。因此,本文选择具有不同飞翔特性的长耳鸮、海鸥、水鸭和雀鹰作为仿生对象,如图 1 所示。提取这 4 种鸟类翅膀 40% 截面位置处的翼型型线进行重构,获得仿生翼型。

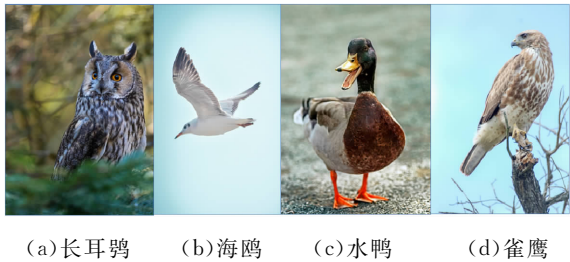


图 1 4 种不同的鸟类

Fig. 1 Four different kinds of birds

翼型型线通过中弧线和厚度的关系得到,相应的型线控制方程如下

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

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

式中: Z_u 和 Z_l 分别为上、下表面的型线分布坐标; $Z_{(c)}$ 为翼型中弧线分布坐标; $Z_{(t)}$ 为翼型厚度分布坐标。 $Z_{(c)}$ 和 $Z_{(t)}$ 的计算公式如下

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

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

式中: $\eta = x/c$ 为无量纲化弦长坐标; $Z_{(c)\max}$ 为翼型最大弧度坐标; $Z_{(t)\max}$ 为翼型最大厚度坐标。

基于文献[8]的研究,海鸥翼型弯度和最大厚度分布函数拟合关系式分别如下

$$\frac{Z_{(c)\max}}{c} = 0.14 / (1 + 1.33 \xi^{1.4}) \tag{5}$$

$$\frac{Z_{(t)\max}}{c} = 0.1 / (1 + 3.546 \xi^{1.4}) \tag{6}$$

水鸭翼型弯度和最大厚度分布函数拟合关系式分别如下

$$\frac{Z_{(c)\max}}{c} = 0.11 / (1 + 4 \xi^{1.4}) \tag{7}$$

$$\frac{Z_{(t)\max}}{c} = 0.05 / (1 + 4 \xi^{1.4}) \tag{8}$$

长耳鸮翼型弯度和最大厚度分布函数拟合关系式分别如下

$$\frac{Z_{(c)\max}}{c} = 0.18 / (1 + 7.31 \xi^{2.77}) \tag{9}$$

$$\frac{Z_{(t)\max}}{c} = 0.1 / (1 + 14.86 \xi^{3.52}) \tag{10}$$

式中: ξ 为翼型展向比,取 $\xi = 0.4$ 。

式(3)和(4)中的系数 S_n 和 A_n 分别是描述翼型中弧线和厚度分布的多项式系数。通过最小二乘法拟合得到各多项式系数的数值,从而获得 4 种仿生翼型的具体型线。4 种仿生翼型函数表达式中的系数如表 1 所示。

表 1 4 种仿生翼型函数表达式中的系数

Table 1 Coefficients in the function expressions of four kinds of bionic airfoils

系数	长耳鸮	海鸥	水鸭	雀鹰
S_1	3.936 2	3.873 5	3.991 7	3.771 7
S_2	0.770 5	-0.807 0	-0.367 7	-1.503 9
S_3	0.848 5	0.771 0	0.023 9	0.685 9
A_1	-29.486 1	-15.246 0	1.780 4	-38.916 8
A_2	66.456 5	26.482 0	-13.687 5	103.575 0
A_3	-59.806 0	-18.975 0	18.276 0	-108.536 9
A_4	19.043 9	4.623 2	-8.279 0	39.873 4

采用软件 Geomagic Studio 将雀鹰仿生翼型的坐标导出,再利用软件 Matlab 进行上下翼面坐标拟合,得出雀鹰翼型上翼面的坐标满足方程^[21]为

$$y_{up} = 0.000\ 6x^3 - 0.036\ 7x^2 + 1.109\ 4x + 1.198\ 5 \tag{11}$$

雀鹰翼型下翼面的坐标满足方程为

$$y_{low} = -0.011x^3 + 0.045x^2 - 0.379\ 3x - 1.362\ 3 \tag{12}$$

据此得到 4 种鸟类的仿生翼型,如图 2 所示。

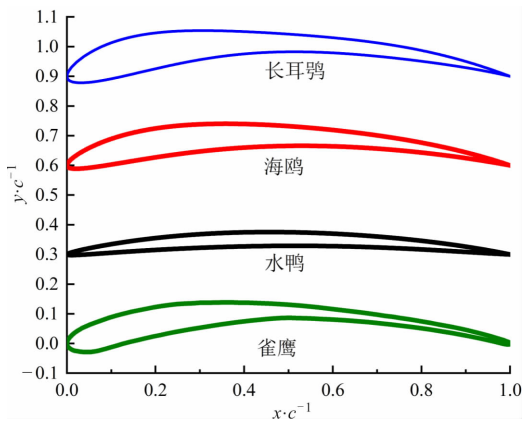


图 2 4 种鸟类的仿生翼型

Fig. 2 Bionic airfoils based on the four kinds of bird wings

2 网格划分及数值计算方法

2.1 计算域与网格划分

对翼型动态失速的模拟需要动网格技术,动网格技术包括滑移网格和动网格两种模型,考虑到滑移网格模型不涉及网格变形问题,本文采用滑移网格模型对翼型的动态失速进行数值模拟。进出口边界与翼型表面的距离为 $20c$,其中 c 代表翼型的弦长。采用速度进口和压力出口的边界条件,进口速度设定为 14.6 m/s ,出口压力设定为 0 Pa 。计算域和划分网格见图 3。

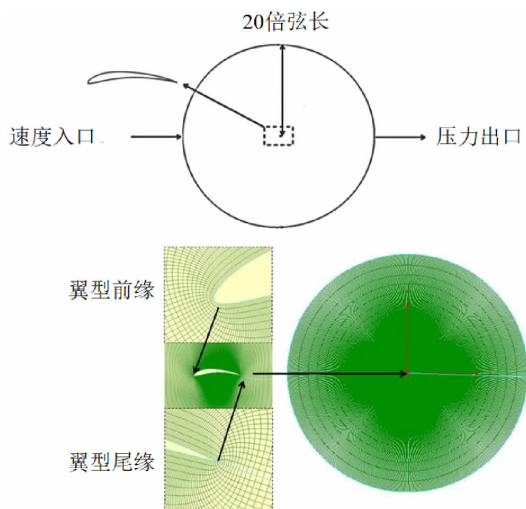


图3 计算域和网格

Fig. 3 Computational domains and grids

2.2 边界条件及湍流模型

翼型绕 $1/4$ 弦长处,在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 攻角范围内做俯仰振荡,运动方程为

$$\alpha(t) = \alpha_m - \Delta\alpha \cos(2\pi ft) \quad (13)$$

式中: $\alpha(t)$ 为攻角; α_m 为平均攻角; $\Delta\alpha$ 为振幅,给定 $\alpha_m = \Delta\alpha = 10^\circ$; f 为俯仰运动的频率。翼型俯仰运动频率通常用折合频率 F 表示: $F = \pi fc/u$,其中 c 代表翼型弦长, u 代表来流速度。经过换算,得到 $F = 0.05$ 。翼型表面设定为无滑移边界。对于湍流计算,采用计算流体力学商业软件 ANSYS FLUENT 中的 SST $k-\omega$ 湍流模型^[22-23]。

2.3 计算准确性验证

目前对仿生翼型动态特性的研究相对匮乏,基本没有仿生翼型动态失速特性的实验数据可供参考,为了验证本文动态失速数值计算的有效性,选用具有较多实验数据的 NACA0012 翼型^[24] 作为动态失速计算准确性验证的基准翼型。同时,与文献[25-26]的数值计算结果进行对比,图 4 为翼型动态

失速计算准确性的验证结果。

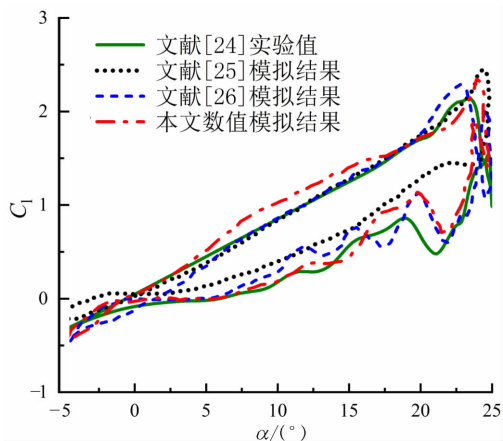


图4 动态失速计算准确性验证

Fig. 4 The accuracy verification of numerical results on the dynamic stall of the airfoil

图 4 中,实验中的升力由翼型上不同位置的表面压力测量计算得到,数值计算结果也是基于相同雷诺数和缩减频率下的 SST $k-\omega$ 湍流模型(详见 ANSYS FLUENT 软件说明手册)基础上进行的。目前,采用的数值计算模型可以在一定程度上有效预测数值结果的变化趋势。在上冲阶段,升力系数(C_l)与实验结果一致,但失速比实验提前出现。这主要是因为非定常雷诺时均法具有一定的数值耗散性,降低了流动强度,从而使得湍动能的计算值较小。因此,流动分离点可能发生上游偏移,加速了失速的发展和出现。另一方面,在风洞实验测量中,对高衰减频率下表面压力值的实验测量也是难以得到准确的测量结果。

从以上分析可以看出,尽管数值计算数值与实验值有一定的误差,但是采用 SST $k-\omega$ 湍流模型的数值计算可以预测出翼型动态失速过程中的升力系数变化趋势。

3 结果与分析

3.1 升阻力系数

图 5 给出了 4 种翼型在 $Re = 2.0 \times 10^5$ 工况下的动态升力曲线。如图 5 所示,所有翼型的升力系数在动态失速开始阶段,翼型升力系数随着攻角的增大保持线性增长,超过一定攻角后,翼型升力系数增长缓慢。当翼型攻角大于动态失速角时,翼型升力系数逐渐下降。翼型达到最大攻角 20° 之后,翼型开始进入下俯阶段,随着攻角的减小,翼型表面的流动开始重新附着。在 4 种翼型中,水鸭翼型的升

力系数峰值最小,为 1.75。同时,水鸭的动态失速角在 4 种翼型中也是最小的,为 15° 。水鸭翼型的升力系数在 $\alpha=18^\circ\sim 20^\circ$ 的范围内波动剧烈,动态载荷的剧烈波动不利于叶轮机械和飞行器的性能优化设计。长耳鸮翼型升力系数峰值为 2.2,在 4 种仿生翼型中为最大,动态升力系数的迟滞曲线环的面积也最大,说明其动态失速的稳定性差。雀鹰翼型的升力系数在上仰阶段明显小于海鸥翼型的升力系数,同样其升力系数的迟滞环面积大于海鸥翼型,稳定性劣于海鸥翼型。综上,海鸥翼型不仅具有较高的动态升力系数峰值 1.94,而且其动态迟滞环面积较小,稳定性优于其他 3 种仿生翼型。

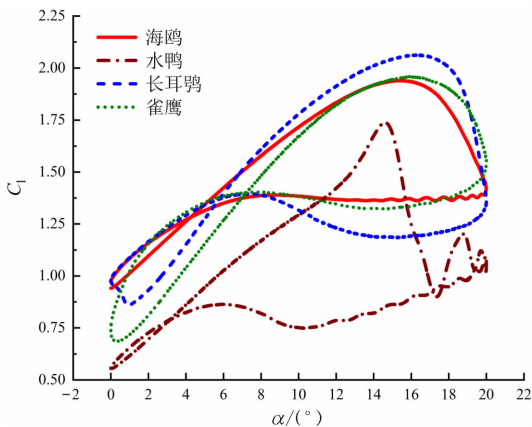


图5 不同翼型的升力系数动态迟滞曲线

Fig. 5 The hysteresis curves of dynamic lift coefficient on the different bionic airfoils

图 6 给出了 4 种翼型在 $Re=2.0\times 10^5$ 工况下的动态阻力曲线。如图 6 所示,水鸭翼型的阻力系数峰值为 0.43,明显大于其他 3 种仿生翼型的阻力系数,水鸭翼型的阻力系数峰值比海鸥翼型升力系数的峰值 0.25 高 39%。鸮翼翼型的阻力系数峰值次之,为 0.32,鸮翼翼型的阻力系数峰值比海鸥翼型阻力系数峰值高 22%。雀鹰翼型的阻力系数峰值与海鸥翼型的阻力系数峰值比较接近,数值为 0.25。在翼型下俯的过程中,雀鹰的阻力系数峰值与海鸥翼型的阻力系数峰值基本相同,而在翼型上仰的过程中,雀鹰的阻力系数峰值大于海鸥翼型的阻力系数峰值。

综合图 5 和图 6 可以看出,水鸭翼型的最大升力系数最小,最大阻力系数最大,同时其动态升力系数迟滞环面积较大,稳定性较差。长耳鸮翼型的升力系数峰值最大,稳定性较差。雀鹰的升力系数在上仰阶段小于海鸥翼型的升力系数。因此,从翼型的升阻力系数、动态迟滞效应、稳定性来看,在 $Re=$

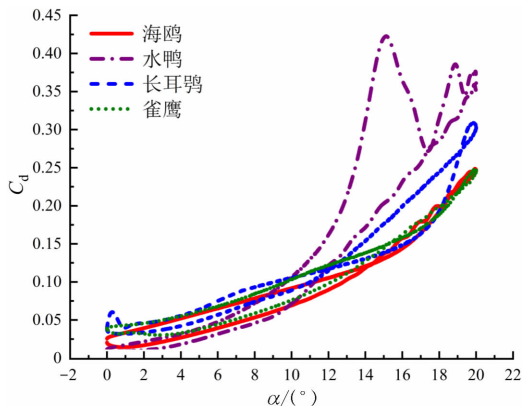


图6 不同翼型的阻力系数动态迟滞曲线

Fig. 6 The hysteresis curves of dynamic drag coefficient on the different bionic airfoils

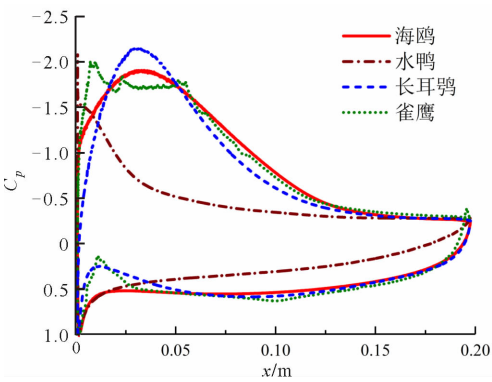
2.0×10^5 工况下,海鸥翼型的整体性能最优。

3.2 压力系数及流场特性

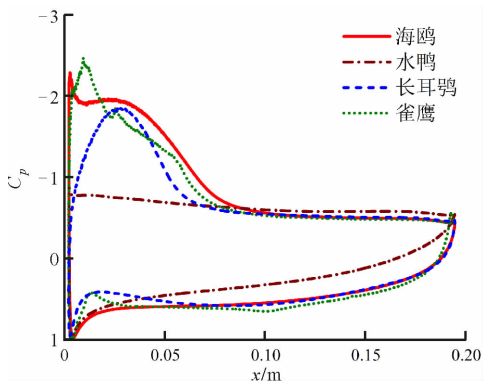
为进一步分析翼型升力系数的变化原因,并探究 4 种仿生翼型的动态气动特性,对上仰阶段 8.85° 、 15.77° 、 19.32° 、 19.98° 这 4 个攻角和下俯阶段 15.88° 、 10.44° 这 2 个攻角下的流场特征进行对比分析。图 7 给出 4 种翼型在各攻角下的压力系数变化曲线。

如图 7(a)所示,在 $\alpha=8.85^\circ$ 时,压力系数包围面积能够反映出翼型升力系数的大小,此攻角下长耳鸮翼型压力系数所围面积最大,故长耳鸮翼型在此攻角下的升力系数最大。长耳鸮翼型、海鸥翼型、雀鹰翼型的压力系数在弦长的 25% 处达到峰值,而水鸭翼型由于前缘较薄,压力系数的峰值在此攻角下出现前缘处,且水鸭翼型前缘驻点形成了较高的压差 ($C_p=-2.3\sim 1.0$)。雀鹰翼型在前缘的弯度比较小,压力系数在弦长的前 25% 区域内变化相对平缓,压力系数从前缘到弦长的 25% 处呈现一个平台 ($0.01\text{ m}<x<0.06\text{ m}$)。在此攻角下,4 种仿生翼型的上表面大部分处于流动附着状态,逆压梯度存在于翼型表面附近,沿流动方向的压力会持续上升。

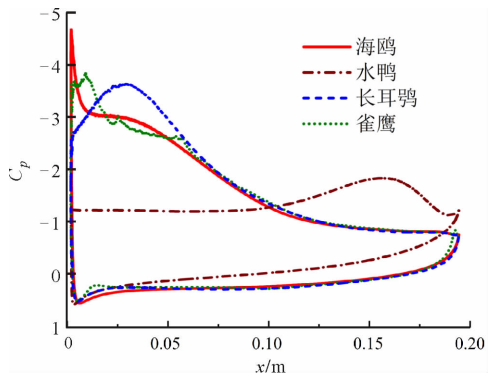
当 $\alpha=15.77^\circ$ 时,长耳鸮翼型压力系数所围面积同样最大,故长耳鸮翼型在此攻角下的升力系数最大。长耳鸮翼型的压力系数在弦长的 25% 处达到峰值,海鸥翼型、雀鹰翼型的压力系数峰值处于翼型的前缘,而水鸭翼型压力系数的峰值出现在翼型 80% 的弦长处,表现为低头力矩。此时,海鸥翼型、雀鹰翼型和长耳鸮翼型的驻点附近压差变大,吸力面的压力系数增长速度变快,压力面压力系数降低速度变慢;在吸力面的尾缘处 ($0.15\text{ m}<x<0.2$



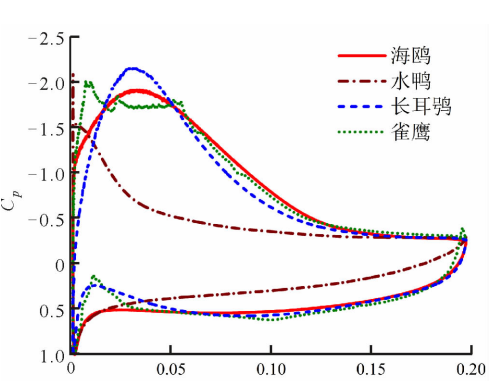
(a) $\alpha=8.85^\circ$ 上仰



(e) $\alpha=15.88^\circ$ 下俯



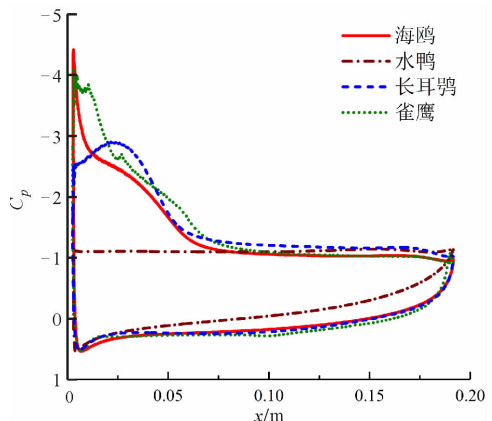
(b) $\alpha=15.77^\circ$ 上仰



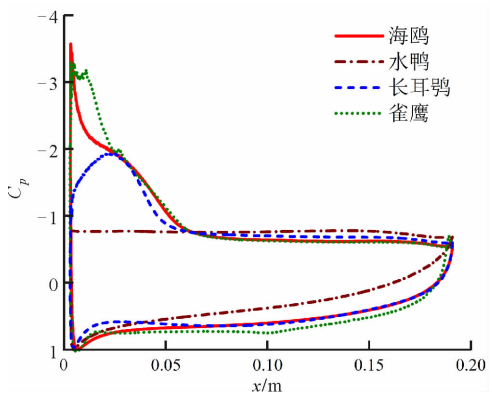
(f) $\alpha=10.44^\circ$ 下俯

图 7 不同时刻翼型的压力系数

Fig. 7 The pressure coefficient of bionic airfoil at different times



(c) $\alpha=19.32^\circ$ 上仰



(d) $\alpha=19.98^\circ$ 上仰

m), 由于边界层的流动开始分离, 属于能量比较低的滞止区, 因而压力系数变化开始趋于平稳。此时, 水鸭翼型的吸力面出现严重的流动分离, 低压区后移, C_p 峰值减小。

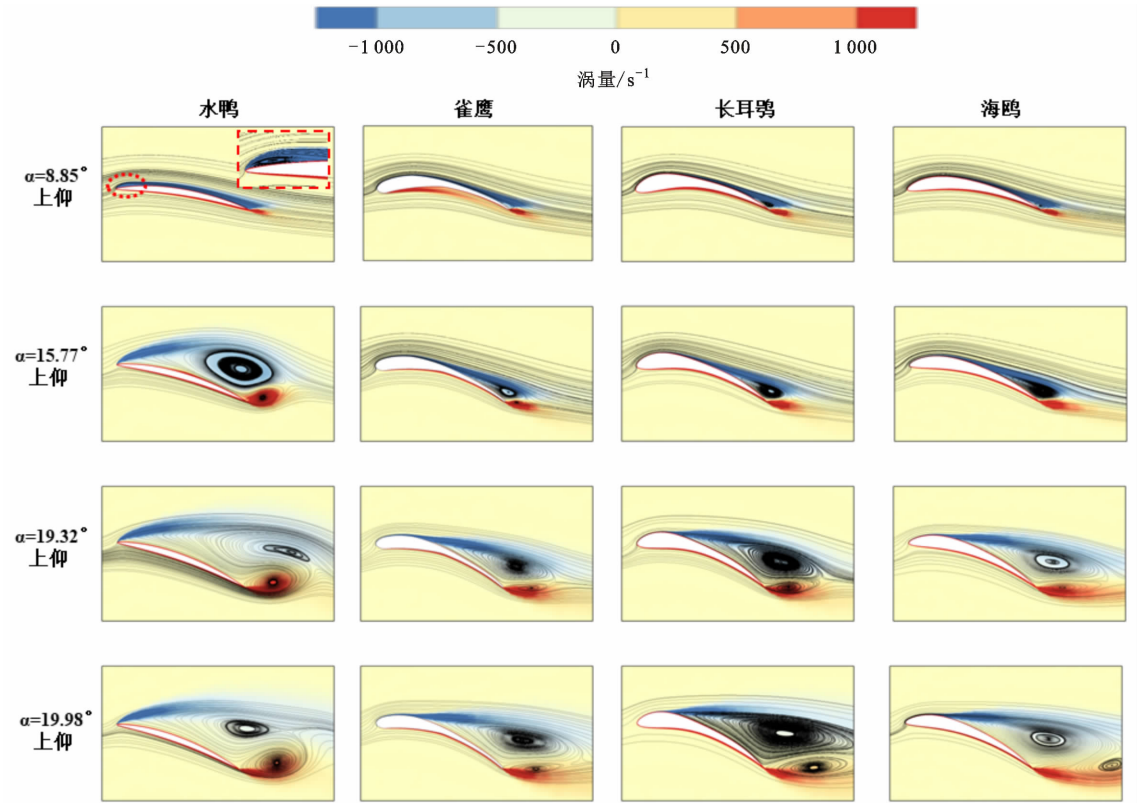
当 $\alpha=19.32^\circ$ 时, 4 种翼型进入失速区域, 翼型的升力系数开始下降, 压力系数所围面积开始减小。水鸭翼型的气流分离程度最大, 翼型上下表面的压差显著减小。由于气流的分离, 海鸥翼型、长耳鸮翼型和雀鹰翼型弦长后 50% 的压差增大, 造成翼型升力的减小。此时, 水鸭翼型的分离线在前缘驻点附近, 流体在前缘就进入流动分离, 故驻点附近形成的压差较低。当翼型上扬到最大攻角 19.98° 处, 翼型处于完全失速的状态, 与 $\alpha=19.98^\circ$ 时相比翼型吸力面的流动分离情况进一步加剧, 此时 4 种翼型的压力系数所围成的面积明显降低。4 种翼型的升力系数较失速前也会明显减小。

接下来翼型开始进入下俯阶段, 随着攻角的减小, 翼型表面的流动分离情况开始改善。从图 7(e) 可以看出, 海鸥翼型压力系数所围面积最大, 升力系

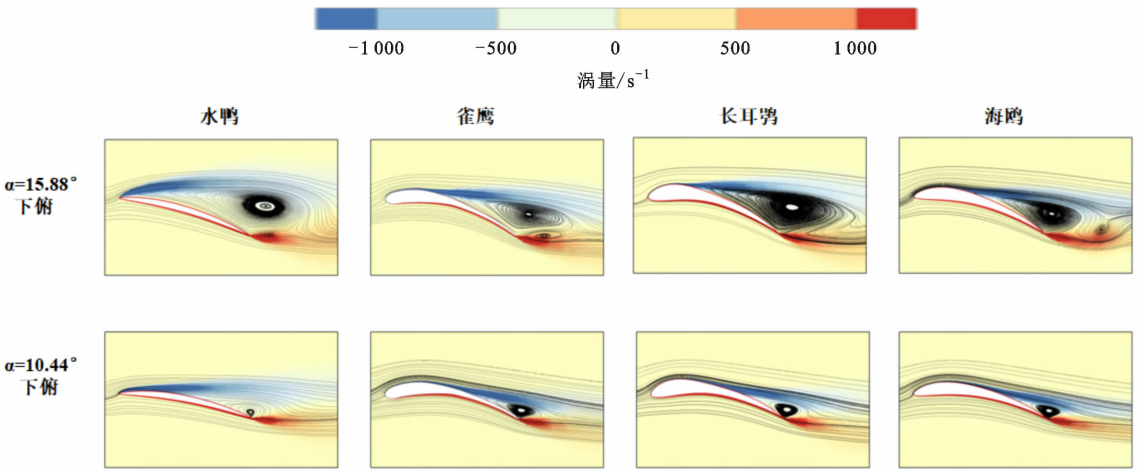
数回升最快,这与图 5 反映出的趋势比较一致。其他翼型的动态迟滞现象比海鸥翼型严重。当 $\alpha=10.44^\circ$ 时,如图 7(f)所示,海鸥翼型上下表面的压差最大,此时海鸥翼型在 4 种仿生翼型中的升力系数最大。

图 8 给出了 4 种仿生翼型在不同攻角下的涡量流线图。在上扬阶段中当 $\alpha=8.85^\circ$ 时,水鸭翼型在前缘出现了分离涡。其余 3 种各翼型表面流动附

着,只有长耳鸮翼型在翼型尾缘处出现了极小的分离涡。当 $\alpha=15.77^\circ$ 时,分离涡覆盖了几几乎水鸭翼型全部吸力面,接着分离涡向下游移动,低压区向后移动,此攻角下,雀鹰、长耳鸮和海鸥翼型仅在尾缘出现流动分离。当 $\alpha=19.32^\circ$ 时,水鸭翼型表面产生了逆时针涡结构,流场结构更加复杂,并引起气动性能的进一步恶化。长耳鸮、海鸥翼型的分离程度次之,此攻角下雀鹰翼型的流动分离程度最小。随着攻角



(a) 上扬阶段翼型的涡量及流线图



(b) 下俯阶段翼型的涡量及流线图

图 8 不同翼型的涡量及流线分布

Fig. 8 The distributions of vorticity and streamline of different bionic airfoils

进一步增大,翼型达到最大迎角 19.98° 时,结合图 5 看到由于低压区和分离涡逐渐远离以及涡诱导产生的速度损失,造成翼型升力系数骤降。随着攻角开始下俯,翼型表面的流动分离逐渐减小,并最终重新附着。

综上所述,通过翼型流场的可视化,可看到水鸭翼型首先在前缘形成分离涡,属于前缘失速类型,随后该分离涡在翼型上表面运动,引起二次分离涡,造成水鸭翼型的升力系数和阻力系数的剧烈变化。雀鹰、长耳鸮、海鸥翼型的流动分离主要由尾缘分离引起,分离涡的影响范围主要集中在尾缘附近,属于轻失速类型。从图 8 中也可以看出,在整个动态失速过程中,水鸭翼型在上仰和下俯阶段同一攻角下的流场差异较大,显现出来的动态失速迟滞效应明显,水鸭翼型的稳定性最差。海鸥翼型在下俯过冲中的气流再附着过程快于雀鹰翼型和长耳鸮翼型,因此海鸥翼型在动态失速过程中的迟滞效应最小,并且动态稳定性最好。

4 结 论

本文针对长耳鸮、海鸥、水鸭、雀鹰 4 种鸟类翅膀进行了仿生翼型的重构,采用数值模拟计算方法对雷诺数 $Re=2.0 \times 10^5$ 工况下仿生翼型的动态失速特性进行了数值研究,得到的主要结论如下。

(1) 4 种仿生翼型中,仿海鸥翼型动态升力系数所形成的迟滞环最小,稳定性最好。同时,仿海鸥翼型具有较高的动态升力系数峰值($C_{l_{\max}}=1.94$)和较低的阻力系数峰值($C_{d_{\max}}=0.25$),这种翼型适用于高效、稳定的飞行器设计。

(2) 仿水鸭翼型动态升力系数所形成的迟滞环最大,稳定性差,并且具有较低的气动性能,即仿水鸭翼型产生的升力小($C_{l_{\max}}=1.75$)、阻力大($C_{d_{\max}}=0.43$);仿雀鹰翼型的稳定性与仿海鸥翼型的稳定性差不多,但是在上仰阶段,仿雀鹰翼型的升力系数小于仿海鸥翼型。在这 4 种仿生翼型中,仿长耳鸮翼型的动态升力系数峰值最大($C_{l_{\max}}=2.2$),但是稳定性低于仿海鸥翼型。

参考文献:

- [1] 李莉颖. 近失速 NACA0015 翼型主动流动控制的分离涡模拟 [D]. 北京: 清华大学, 2016.
- [2] 欧阳炎, 寇西平, 郭洪涛, 等. 带连续变弯度后缘操纵面机翼的动态失速减缓 [J]. 航空工程进展, 2021, 12(6): 39-49.

- OUYANG Yan, KOU Xiping, GUO Hongtao, et al. Alleviation of dynamic stall moments by morphing flap [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(6): 39-49.
- [3] CORKE T C, THOMAS F O. Dynamic stall in pitching airfoils: aerodynamic damping and compressibility effects [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2015, 47(1): 479-505.
- [4] HRYNUK J T, BOHL D G. The effects of leading-edge tubercles on dynamic stall [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2020, 893: A5.
- [5] ROHMAWATI I, ARAI H, NAKASHIMA T, et al. Effect of wavy leading edge on pitching rectangular wing [J]. Journal of Aero Aqua Bio-Mechanisms, 2020, 9(1): 1-7.
- [6] FLORES MEZARINA J A, GARCIA-RIBEIRO D, BRAVO-MOSQUERA P D, et al. Aerodynamic effects of asymmetrical leading edge protuberances on a rectangular wing [C]//25th ABCM International Congress of Mechanical Engineering. Rio de Janeiro, Brazil: ABCM, 2019: COB-2019-1141.
- [7] KULFAN B M. Paleo-aerodynamic explorations: part I evolution of biological and technical flight [C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2010: AIAA 2010-154.
- [8] LIU Tianshu, KUYKENDOLL K, RHEW R, et al. Avian wing geometry and kinematics [J]. AIAA Journal, 2006, 44(5): 954-963.
- [9] 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.
- [10] 李丹宇, 刘小民, 李典. 仿生翼几何特征与气动性能的关系初探 [J]. 西安交通大学学报, 2017, 51(1): 88-96.
- LI Danyu, LIU Xiaomin, LI Dian. Study on the relationship between geometric features and aerodynamic performance of bionic wings [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(1): 88-96.
- [11] GE Changjiang, REN Luquan, LIANG Ping, et al. High-lift effect of bionic slat based on owl wing [J]. Journal of Bionic Engineering, 2013, 10(4): 456-463.
- [12] WANG Menghao, LIU Xiaomin. Numerical investigation of aerodynamic and acoustic characteristics of bionic airfoils inspired by bird wing [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(11): 4004-4016.
- [13] KLÄN S, BACHMANN T, KLAAS M, et al. Exper-

- imental analysis of the flow field over a novel owl based airfoil [J]. *Experiments in Fluids*, 2009, 46(5): 975-989.
- [14] 詹枫州, 叶舟, 韩彦军, 等. 仿生翅片翼动态平衡及气动性能研究 [J]. *太阳能学报*, 2021, 42(2): 115-121.
- ZHAN Zongzhou, YE Zhou, HAN Yanjun, et al. Research on dynamic balance and aerodynamic performance of bionic fin wings [J]. *Acta Energetica Sinica*, 2021, 42(2): 115-121.
- [15] 侯宇飞, 李志平. 仿生正弦前缘对翼面动态失速的影响 [J]. *航空学报*, 2020, 41(1): 139-151.
- HOU Yufei, LI Zhiping. Effect of bionic sinusoidal leading-edge on dynamic stall of airfoil [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(1): 139-151.
- [16] 陈柳, 曹琳琳, 赵国寿, 等. 仿生前缘流动与空化控制机理的数值研究 [J]. *工程热物理学报*, 2019, 40(10): 2291-2298.
- CHEN Liu, CAO Linlin, ZHAO Guoshou, et al. Numerical study on the mechanism of flow and cavitation control by leading-edge tubercles on hydrofoil [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2019, 40(10): 2291-2298.
- [17] 汪睿, 李典, 刘小民. 鸟翼表面非光滑结构流动控制机理研究 [J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(1): 144-150.
- WANG Rui, LI Dian, LIU Xiaomin. Numerical study on flow control mechanism of non-smooth surface structures of bird wings [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(1): 144-150.
- [18] 许凤玉. 轴流散热风扇转静干涉噪声仿生控制研究 [D]. 长春: 长春理工大学, 2020.
- [19] 王雷, 刘小民, 刘刚, 等. 轴流风机仿生耦合叶片降噪机理研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2020, 54(11): 81-90.
- WANG Lei, LIU Xiaomin, LIU Gang, et al. Noise reduction mechanism of bionic coupled blades of axial flow fan [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2020, 54(11): 81-90.
- [20] TIAN Weijun, YANG Zhen, ZHANG Qi, et al. Bionic design of wind turbine blade based on long-eared owl's airfoil [J]. *Applied Bionics and Biomechanics*, 2017, 2017: 8504638.
- [21] 中国矿业大学银川学院. 水平轴风力发电机叶片的雀鹰翼型仿生方法: 中国, CN201610190572. X [P]. 2016-08-10.
- [22] YOON H S, HUNG P A, JUNG J H, et al. Effect of the wavy leading edge on hydrodynamic characteristics for flow around low aspect ratio wing [J]. *Computers & Fluids*, 2011, 49(1): 276-289.
- [23] GHARALI K, JOHNSON D A. Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2013, 42: 228-244.
- [24] LEE T, GERONTAKOS P. Investigation of flow over an oscillating airfoil [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2004, 512: 313-341.
- [25] WANG Shengyi, INGHAM D B, MA Lin, et al. Turbulence modeling of deep dynamic stall at relatively low Reynolds number [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2012, 33: 191-209.
- [26] KARBASIAN H R, KIM K C. Numerical investigations on flow structure and behavior of vortices in the dynamic stall of an oscillating pitching hydrofoil [J]. *Ocean Engineering*, 2016, 127: 200-211.

(编辑 荆树蓉 杜秀杰)