

仿海鸥翼型动静态气动特性的数值模拟

吴立明¹, 王雷¹, 刘小民¹, 马列², 席光¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 广东美的制冷设备有限公司, 528311, 广东佛山)

摘要: 为了寻求一种具有良好稳定性和高升阻比的翼型, 从而提高叶轮机械和飞行器的气动性能和稳定性, 受到具有良好滑行性能的海鸥翅膀独特的翼型结构的启发, 首先进行了海鸥翅膀翼型型线的提取与仿生重构, 然后通过数值模拟, 揭示了不同雷诺数条件和不同攻角下仿海鸥翼型的气动性能与流场特性, 并与 NACA4412 翼型性能进行了比较。研究表明: 在翼型静态气动特性中, 不同雷诺数下仿海鸥翼型的升力系数和升阻比均大于 NACA4412 翼型的, 仿海鸥翼型具有良好的气动性能; 在动态气动特性中, 不同雷诺数下仿海鸥翼型的升力系数峰值同样大于 NACA4412 翼型的, 同时仿海鸥翼型的失速涡小于 NACA4412 翼型的失速涡。因此, 仿海鸥翼型具有升阻比高、稳定性优异的特点, 这些气动特性均有利于旋转叶轮机械和飞行器的平稳运行。

关键词: 翼型; 仿生设计; 海鸥翅膀; 气动性能; 数值模拟

中图分类号: TK01 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202012011 **文章编号:** 0253-987X(2020)12-0088-10



OSID 码

Numerical Simulation on the Static and Dynamic Aerodynamic Characteristics of Bionic Seagull Airfoil

WU Liming¹, WANG Lei¹, LIU Xiaomin¹, MA Lie², XI Guang¹

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

2. Guangdong Midea Air-Conditioning Equipment Co. Ltd., Foshan, Guangdong 528311, China)

Abstract: This study is to find an airfoil with good stability and high lift drag ratio and to improve the aerodynamic performance and stability of turbomachinery and aircrafts. Inspired by the unique airfoil structure of seagull wing with perfect gliding performance, the airfoil profile of seagull wing is extracted and restructured firstly. Then the aerodynamic performance and flow field characteristics of the bionic seagull airfoil under different Reynolds numbers and different angles of attack are revealed through numerical simulation and are compared with those of the NACA4412 airfoil. The results show that in the static aerodynamic characteristics of airfoil, the lift coefficient of the bionic seagull airfoil at different Reynolds numbers is higher than that of NACA4412 airfoil, and the lift to drag ratio is higher than that of NACA4412 airfoil, which means the bionic seagull airfoil has higher efficiency. In the dynamic aerodynamic characteristics, the peak value of lift coefficient of the bionic seagull airfoil at different Reynolds numbers is also higher than that of NACA4412 airfoil, while the stall vortex of the seagull airfoil is smaller than that of NACA4412 airfoil. Therefore, the bionic seagull airfoil has the characteristics of high lift to drag ratio and excellent stability, and these aerodynamic characteristics are beneficial to the

收稿日期: 2020-04-27。 作者简介: 吴立明(1987—),男,博士生;刘小民(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51676152)。

网络出版时间: 2020-07-20

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20200718.1523.002.html>

smooth operation of rotating turbomachinery and aircrafts.

Keywords: airfoil; bionic design; seagull wing; aerodynamic performance; numerical simulation

翼型气动性能包括静态气动特性与动态气动特性,其中动态气动特性不仅具有静态气动特性的特征,还体现出非定常分离的强黏性 or 无黏相互作用的性质^[1]。翼型是旋转叶轮机机械和飞行器的基本组成单元,翼型的性能决定了旋转叶轮机机械和飞行器的性能。然而旋转叶轮机机械和飞行器运行工况复杂,传统的翼型很难在这样的条件下高效工作,同时风速的不断变化影响着旋转叶轮机机械的工作效率和飞行器的平稳运行。因此,在旋转叶轮机机械或飞行器的气动设计与优化中,不仅仅要研究翼型的静态气动特性,还要关注翼型的动态气动特性。

随着仿生学的发展,人们开始从大自然中寻找灵感以解决工程问题。仿生学与流动控制理论的结合,促进了仿生流动控制技术的发展。通过仿生流动控制技术可以实现降噪^[2-4]、延迟失速^[5-7]、减阻^[8-10]的目的。李典等对 4 种鸟类翅膀 40% 截面处翼型的气动性能和噪声特性进行了研究,结果表明海鸥翼型的升阻比最大,而鸢翼具有优良的降噪特性^[11]。蔡畅等研究了仿生波状前缘对翼型静态失速性能的影响,揭示了大攻角下波状仿生前缘改变翼型失速性能的机理^[12]。Tian 等提取了猫头鹰翅膀的翼型并将其应用在风力涡轮机叶片的设计中,发现猫头鹰翅膀翼型在相对厚度为 50% 的情况下产生了较好的升力系数和失速特性,有利于提高风力涡轮叶片性能^[13]。Stephan 等通过实验研究了仿仓鸢机翼的气动特性,得出仿生机翼在吸力面添加丝绒结构可有效抑制流动分离,具有更高的失速角^[14]。海鸥不惧海风能够平稳飞行,且海鸥翼型具有较高的升阻比,因此,海鸥成为人们设计高效率翼型的仿生对象。Xin 等把仿海鸥翼型和传统的 NACA4412 翼型设计成直翼,采用数值模拟和实验研究的方法分析了 2 种翼型的气动性能,发现在 $Re = 3 \times 10^5$ 的工况下,海鸥翼型比 NACA4412 翼型升力系数提升 13%,升阻比提高 46.83%^[15]。Tian 等通过风洞实验和数值模拟得出海鸥翼型具有良好的气动性能,其升力系数和升阻比均大于 NACA4412 翼型,当攻角大于临界角时,NACA4412 翼型和海鸥翼型均进入失速状态,但是在失速工况下,海鸥翼型的气动性能仍优于 NACA4412 翼型^[16]。

综上所述,仿生翼型具有优良的气动性能和噪声特性,但以往研究多集中在对比分析基准翼型与

仿生翼型静态气动特性的差异,对仿生翼型动态气动性能的研究还比较少。受海鸥翅膀良好滑翔性能的启发,本文提取海鸥翅膀 40% 截面翼型进行仿生重构,研究海鸥翼型与 NACA4412 翼型在不同雷诺数下的静态与动态气动特性,为旋转叶轮机机械和飞行器的气动设计提供理论依据。

1 数值计算方法

1.1 翼型选取

NACA4412 翼型是旋转叶轮机机械和飞行器的常用翼型之一,本文以 NACA4412 翼型为基准翼型。为了寻找一种具有更好气动特性的翼型,选取海鸥翅膀 40% 截面翼型作为研究对象^[17],研究该仿生翼型是否具有优异的静态及动态气动性能。

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

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

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

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

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

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

其中, $\eta = x/c$ 为无量纲弦坐标比, $Z_{(c)\max}$ 为翼型最大弧度坐标, $Z_{(t)\max}$ 为翼型最大厚度坐标。 $Z_{(c)\max}$ 和 $Z_{(t)\max}$ 的关系式如下

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

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

其中, ξ 为翼型展向比,取 $\xi = 0.4$ 。

方程(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。通过最小二乘法得到多项式系数:其中 $S_1 = 3.873\ 5$, $S_2 = -0.807$, $S_3 = 0.771$, $A_1 = -15.246$, $A_2 = 26.482$, $A_3 = -18.975$, $A_4 = 4.623\ 2$ 。求解式(3)~(6),得到海鸥翅膀 40% 截面处的翼型上下表面的相对坐标 y/c ,由坐标绘制出仿海鸥翼型,其结构如图 1 所示。

1.2 计算模型

1.2.1 静态气动特性计算模型 将翼型表面设为无滑移边界条件,远场边界距离翼型壁面等于 20 倍

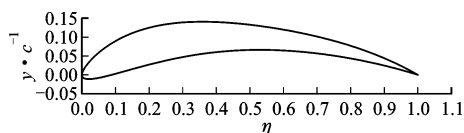


图1 仿海鸥翅膀40%截面处的翼型结构示意图

弦长,边界条件定义为压力远场。采用 ANSYS FLUENT 17.0 软件对二维仿生翼型进行数值模拟。选取 SST $k-\omega$ 模型^[18] 作为湍流模型,时间、空间离散格式采用二阶迎风格式,采用压力基的隐式求解器。由于结构化网格收敛快、计算效率高,故采用结构化网格,网格细节如图2所示。文中数值模拟的雷诺数分别为 1.0×10^5 和 3.0×10^5 , Y^+ 设置为1,对应的第一层网格高度分别为 3×10^{-5} m 和 1.4×10^{-5} m。图3给出了网格无关性验证结果,网格数最终选为98万。

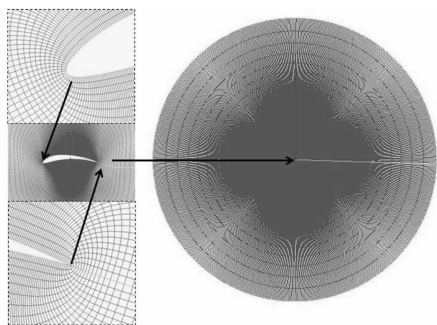


图2 仿海鸥翼型网格布置

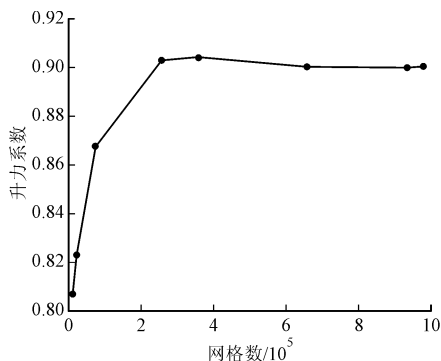


图3 网格无关性验证

1.2.2 动态气动特性计算模型 在动态气动特性数值计算中,采用滑移网格(mesh motin)模型计算翼型的瞬态俯仰运动。滑移网格模型可以处理瞬态运动而不涉及网格变形,考虑到计算效率与准确性,翼型动态气动特性的数值计算同样采用结构化网格。

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

$$\alpha(t) = \alpha_m - \Delta\alpha \cos(2\pi ft) \quad (7)$$

式中: α 为攻角; $\alpha_m = \Delta\alpha = 10^\circ$,翼型俯仰振荡运动的

折合频率设定为 $k=0.05$ 。分别采用 DES 和 SST $k-\omega$ 模型,对 NACA0015 翼型雷诺数为 3.4×10^5 (基于来流速度 25 m/s 和弦长 0.2 m) 的工况进行数值计算,结果如图4所示,发现两者在整个动态失速过程中的趋势一致,采用 DES 模型计算出的升力系数略大于 SST $k-\omega$ 模型计算出的升力系数峰值。

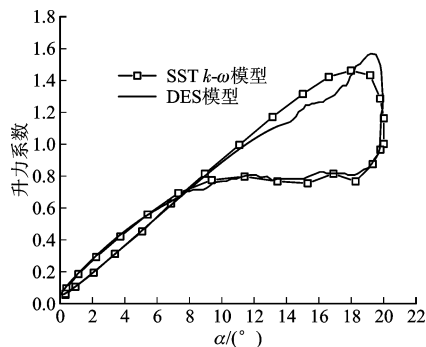
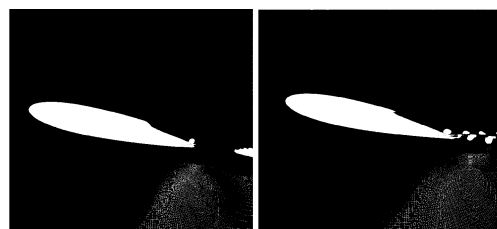
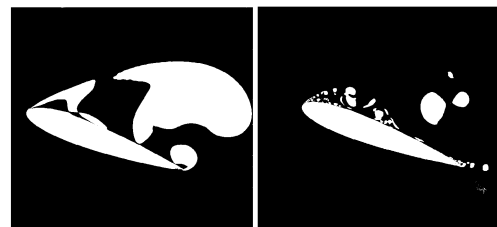


图4 NACA0015 翼型动态失速升力系数迟滞对比曲线

图5给出了2种湍流模型所计算的 8° 和 20° 攻角下的 Q 判据涡量等值面图,可以看出 DES 模型能够更精细地捕捉到流场中小尺度涡结构,流场形态更加丰富;SST $k-\omega$ 模型属于 RANS 方法,因采用时均化处理,简化了对流场速度脉动的求解,仅能捕捉大尺度的涡结构。从一个周期的计算耗时来看,DES 模型需要 22 h, SST $k-\omega$ 模型需要 13 h, SST $k-\omega$ 模型一个周期可以节省 41% 的计算时间。由于本文不涉及微细结构对翼型气动性能影响的分析,不需要捕捉精细的流场结构,因此综合考虑计算耗时以及计算精度等因素,采用 SST $k-\omega$ 模型作为数值计算的湍流模型。

SST $k-\omega$ 模型

DES模型

(a) NACA0015 翼型, $\alpha = 8^\circ$ (上仰)SST $k-\omega$ 模型

DES模型

(b) NACA0015 翼型, $\alpha = 20^\circ$ (上仰)图5 NACA0015 翼型 Q 判据涡量等值面图

非定常动态失速计算采用零攻角下翼型定常流场为初始条件,以节省计算时间。在非定常计算中,将时间步长设置为 10^{-5} s,如图 6 所示,在经过第一个周期之后,翼型的升力系数开始呈周期性变化,翼型俯仰振荡的非定常计算结果满足周期性要求。文中选取第 2 个周期的计算数据作为分析依据。

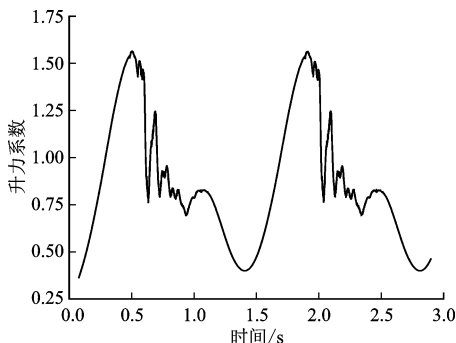


图 6 翼型升力系数周期性验证

2 数值计算方法与验证

文中仿海鸥翼型(以下简称海鸥翼型)的 $Re \geq 1.0 \times 10^5$, 大于等于海鸥翼型典型雷诺数 (1.0×10^5), 对其绕流作出全湍流假设, 并选取 SST $k-\omega$ 模型作为湍流模型。参照 Koca 等的实验参数^[19], 数值模拟了 NACA4412 翼型在雷诺数为 5.0×10^4 时的静态失速特性。NACA4412 翼型的临界攻角为 12° , 超过 12° 之后随着攻角的增加, 翼型表面分离面积增大, 升力逐渐减小。翼型静态升力系数特性曲线如图 7 所示, 将本文计算结果与文献^[19]的实验结果进行对比, 发现两者吻合较好, 证明了本文翼型静态气动特性计算模型的有效性; 在此雷诺数下, 层流(Laminar)模型无法准确模拟翼型的气动特性, 说明选择全湍流模型是可行的。

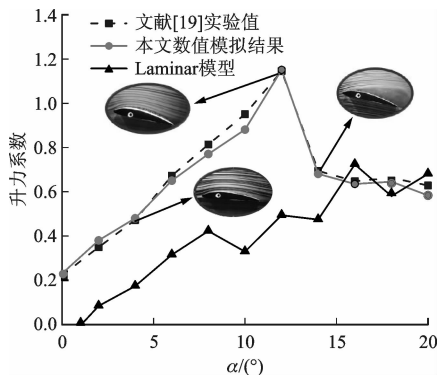


图 7 NACA4412 翼型静态升力系数特性曲线

同理, 将本文动态失速升力系数计算结果与 Achal 等实验结果^[20]对比, 结果见图 8。NACA0015

翼型在俯仰振动动态失速中有 5 个阶段(见图 8①~⑤)。第一阶段, 动态过程失速开始时, 机翼开始俯仰运动①。在这个阶段随着 α 的增大, 升力逐渐增大。当 α 超过静态失速角时, 升力继续增加, 这是动态失速的第二阶段②。随着 α 的增大, 翼型到达动态失速的第三阶段, 即分离涡形成并逐渐脱落形成涡对③。接下来翼型进入第 4 个阶段: 完全失速状态④。动态失速的最后阶段是流动再附过程⑤。在第③~⑤阶段, 由于翼型失速后的强非线性现象, 虽然出现了一定的计算误差, 但数值计算结果与实验结果趋势一致, 整体吻合较好, 证明了动态气动特性计算模型的有效性。

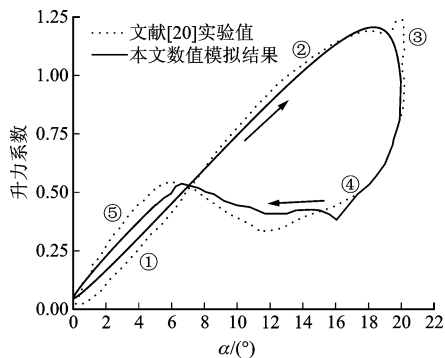


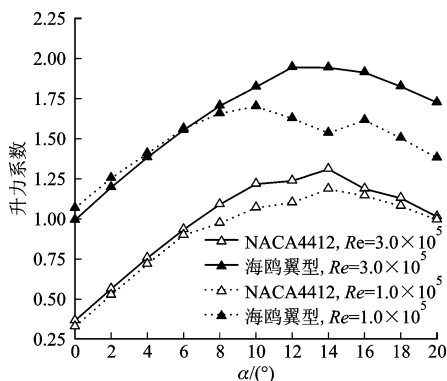
图 8 NACA0015 翼型动态失速升力系数迟滞曲线

3 结果与分析

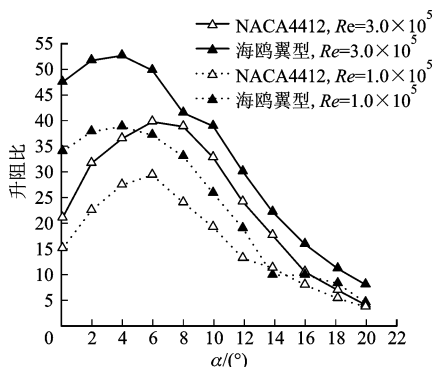
3.1 2 种翼型静态气动特性分析

3.1.1 升力系数及升阻比 图 9 给出了 2 种翼型在 2 种工况下的静态气动特性曲线。在 $Re = 1.0 \times 10^5$ 工况下, 海鸥翼型首先处于线性增长区 ($\alpha = 0^\circ \sim 10^\circ$), 升力系数逐渐增加, 此后海鸥翼型进入轻度失速区 ($\alpha = 10^\circ \sim 16^\circ$), 升力系数缓慢下降, 在 $\alpha = 16^\circ$ 时, 升力系数剧烈下降, 进入深度失速区。在此工况下, NACA4412 翼型失速角大于海鸥翼型的失速角, 为 $\alpha = 14^\circ$ 。如图 9a 所示, 在 $\alpha = 0^\circ \sim 20^\circ$ 范围内海鸥翼型的升力系数均大于 NACA4412 翼型的升力系数。在图 9b 中, 在 $Re = 1.0 \times 10^5$ 下海鸥的升阻比在各攻角下同样大于 NACA4412 翼型的升阻比, 并且海鸥翼型高升阻比范围 ($0^\circ \sim 6^\circ$) 大于 NACA4412 翼型高升阻比范围 ($4^\circ \sim 6^\circ$), 海鸥翼型工况适应性优于 NACA4412 翼型。总体来看, 在 $Re = 1.0 \times 10^5$ 下海鸥翼型的气动特性优于 NACA4412 翼型的气动特性。

当 $Re = 3.0 \times 10^5$ 时, 与 $Re = 1.0 \times 10^5$ 工况相类似, NACA4412 翼型和海鸥翼型首先处于线性增



(a) 升力系数特性曲线



(b) 升阻比特性曲线

图9 2种翼型静态失速特性对比图

长区($\alpha=0^\circ\sim 14^\circ$),升力系数逐渐增加,此后进入失速区($\alpha=14^\circ\sim 20^\circ$),对比2种翼型的失速过程可以发现:海鸥翼型在进入失速区之后,升力系数曲线较平缓,升力系数下降缓慢,而NACA4412翼型升力系数曲线变化陡峭,在失速区域的升力系数下降较快。在此工况下,如图9a所示,海鸥翼型跟NACA4412翼型的失速攻角基本相同为 $\alpha=14^\circ$ 。对比图9b中2种翼型的升阻比发现,在 $Re=3.0\times 10^5$ 工况下,海鸥翼型在各攻角下的升阻比同样大于NACA4412翼型的升阻比,具有更高的气动效率。

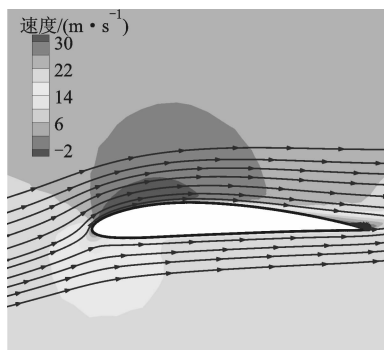
3.1.2 流场特性及压力系数分布 图10给出了 Re

$=3.0\times 10^5$ 工况下NACA4412翼型和海鸥翼型在 $\alpha=8^\circ, 14^\circ, 20^\circ$ 的速度流线与压力系数分布图。可以看出,当 $\alpha=8^\circ$ 时,2种翼型尾部开始出现流动分离现象。当攻角增大到 14° 时,2种翼型达到临界攻角,2种翼型吸力面的流动分离增强,分离面积变大。当攻角达到 20° 时,2种翼型处于完全失速状态。从图10中可以看出,每个攻角下,海鸥翼型压力系数所围面积大于NACA4412翼型压力系数所围面积,即海鸥翼型的升力系数大于NACA4412翼型升力系数,这与图9a中海鸥翼型升力系数大于NACA4412翼型升力系数的结论一致。在 $\alpha=8^\circ$ 和 14° 时,由于海鸥翼型相对弯度的增大,翼型1/4弦长处的压差增加较明显,压差的增加提高了翼型的升力。当 $\alpha=20^\circ$ 时,海鸥翼型前缘压差增加最显著,可以为翼型提供足够的抬头力矩,以提升力翼型的负载能力。

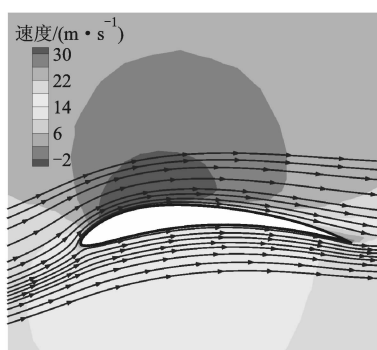
在这2个工况条件下,海鸥翼型的失速角与NACA4412翼型基本相同,并且海鸥翼型具有更大的升力系数与升阻比,即更高的气动效率。因此,海鸥翼型的静态气动特性优于NACA4412翼型的静态气动特性。

3.2 2种翼型动态气动特性分析

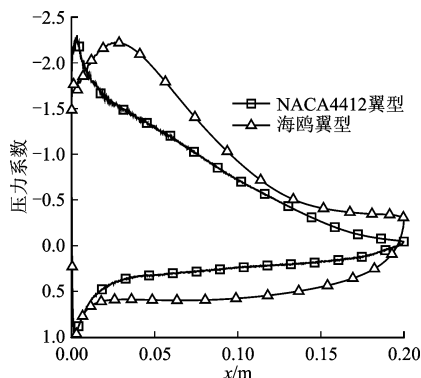
3.2.1 翼型升力系数对比 图11为2种翼型在 $Re=1.0\times 10^5$ 的工况下动态失速升力迟滞曲线,横坐标 x 表示翼型的弦长。可以看出,与 $Re=1\times 10^5$ 时的静态气动特性类似,海鸥翼型的动态失速角(14°)略小于NACA4412翼型的失速角(16°),但海鸥翼型在 $\alpha=14^\circ\sim 20^\circ$ 内翼型升力系数下降平缓,而NACA4412翼型升力系数在 $\alpha=14^\circ\sim 20^\circ$ 范围内急剧下降。同时在整个俯仰振荡过程中,除了 $16^\circ\sim 19^\circ$ 攻角以外,海鸥翼型升力系数均大于NACA4412翼型的升力系数,并且海鸥翼型升力系数峰值比NACA4412翼型升力系数峰值高出20%。当雷诺



(a) NACA4412 翼型速度流线

($\alpha=8^\circ$)

(b) 海鸥翼型速度流线

($\alpha=8^\circ$)

(c) 压力系数分布曲线

($\alpha=8^\circ$)

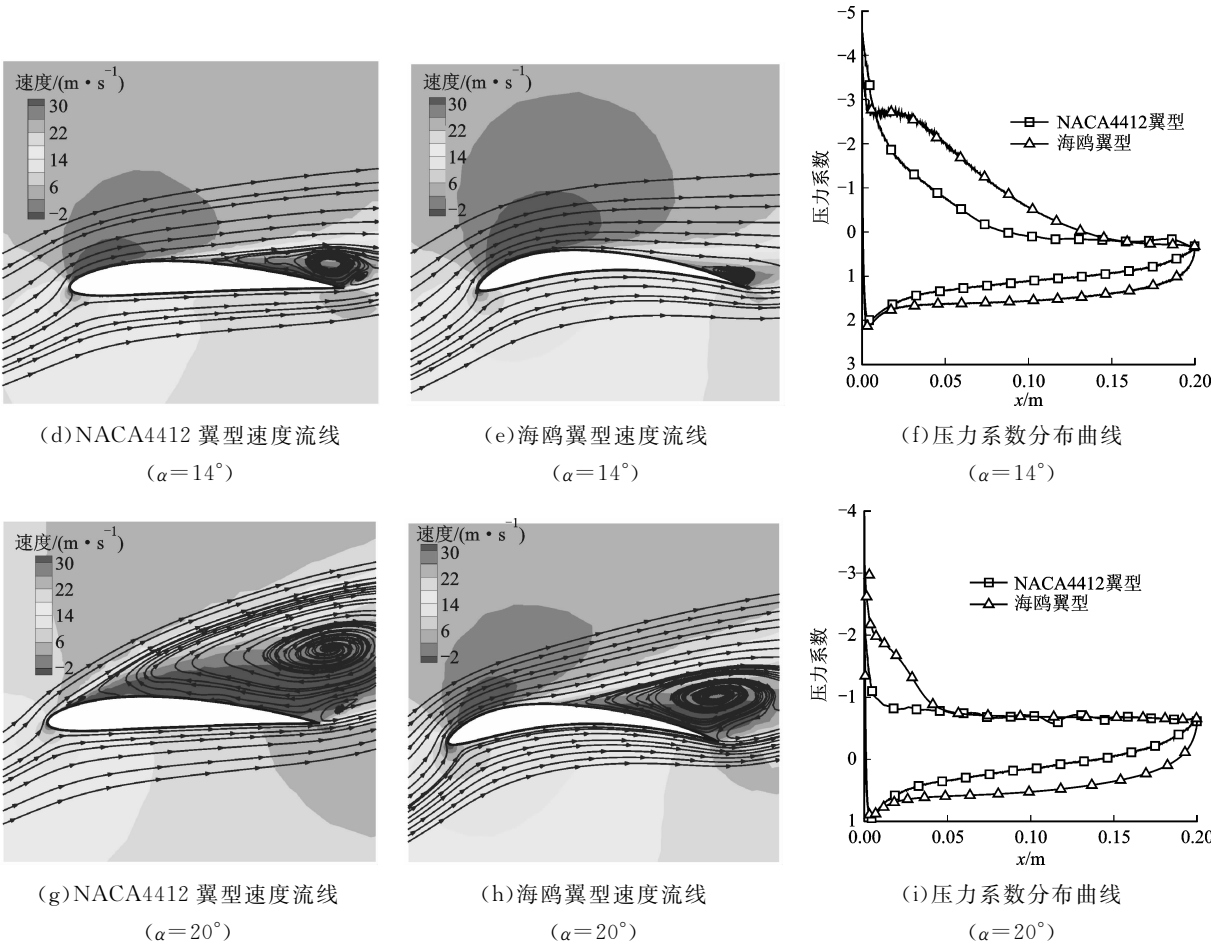


图 10 翼型静态失速过程中速度流线及压力系数分布图

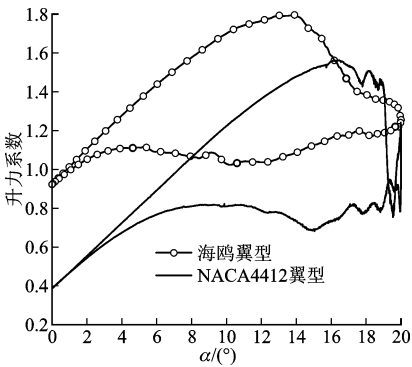


图 11 翼型升力迟滞曲线($Re=1.0\times10^5$)

数增大到 $Re=6.0\times10^5$ 时,海鸥翼型的升力系数峰值比 NACA4412 翼型的升力系数峰值高出 7.1%,同时在此雷诺数下海鸥的动态失速角为大于 NACA4412 翼型的失速角(见图 12)。NACA4412 翼型在 $\alpha=14^\circ\sim20^\circ$ 的上仰过程中升力系数剧烈振荡,海鸥翼型的升力系数曲线则比较平缓。

从图 11 和图 12 可以看出,在 2 种雷诺数下的俯仰振荡运动中,海鸥翼型的升力系数峰值均大于 NACA4412 翼型升力系数峰值,同时海鸥翼型的振

荡幅度远小于 NACA4412 翼型的振荡幅度,说明海鸥翼型在非定常工况下同样具有更优异的稳定性。

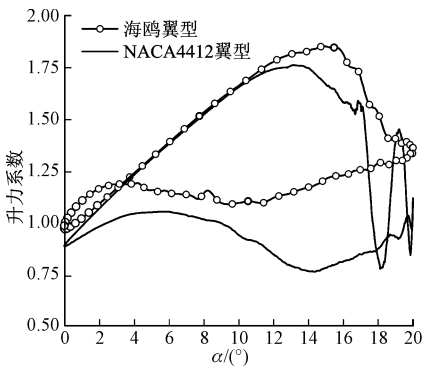


图 12 翼型升力迟滞曲线($Re=6.0\times10^5$)

3.2.2 翼型涡量对比 为进一步对比分析 2 种翼型动态失速过程中的稳定性,以 $Re=1.0\times10^5$ 工况为例,给出了 NACA4412 和海鸥翼型在俯仰振荡过程中典型攻角下的涡量云图。如图 13 所示,在 $\alpha=14^\circ$ 时,NACA4412 翼型涡量附着在翼型上表面,没有出现涡脱落现象,而海鸥翼型吸力面开始出现分

离涡,这与图 11 中海鸥翼型在此雷诺数下动态失速角小于 NACA4412 翼型的失速角的结论一致。当 2 种翼型上仰运动到 $\alpha=17.5^\circ$ 时,空气黏度对流动的影响增大,翼型吸力面出现流动分离现象。此时 NACA4412 翼型表面的分离涡大于海鸥翼型表面的分离涡,说明 NACA4412 翼型的升力变化剧烈,气动性能开始恶化。当 2 种翼型上仰到 $\alpha=20^\circ$ 时,2 种翼型表面均出现较大面积的流动分离,并进入深度失速,升力系数进一步减小。在此攻角下,海鸥翼型表面的分离涡仍然小于 NACA4412 翼型表面的分离涡,表明海鸥翼型升力系数变化的剧烈程度小于 NACA4412 翼型升力系数的变化程度。在翼型逐渐下俯过程中,当 $\alpha=17.5^\circ$ 时,2 种翼型吸力面的分离涡比 $\alpha=20^\circ$ 时强度减小,气流开始再附着过程。在此攻角下,海鸥翼型的失速涡同样小于 NACA4412 翼型的失速涡,解释了图 11 中翼型失速后

NACA4412 翼型在 $\alpha=16^\circ\sim 20^\circ$ 上仰和 $20^\circ\sim 16^\circ$ 下俯范围内 NACA4412 翼型升力系数所围面积大于海鸥翼型的原因。从图 12 可以清楚地看到,在 $Re=6.0\times 10^5$ 工况下,海鸥翼型升力系数曲线所围面积明显小于 NACA4412 翼型升力系数所围面积,即在此雷诺数下海鸥翼型具有更好的稳定性,同时海鸥翼型的升力系数峰值比 NACA4412 大 7.1%,并且海鸥翼型的失速角大于 NACA4412 翼型的失速角。在此雷诺数下,海鸥翼型具有更高的升力系数峰值以及更好的稳定性。

总体来看,在动态失速过程中,2 种雷诺数下海鸥翼型的升力系数峰值大于 NACA4412 翼型升力系数峰值,并且海鸥翼型升力系数变化平稳,在动态失速中的具有更小的分离涡,即在俯仰运动过程中具有更好的平稳性,可以为旋转叶轮机械和飞行器的设计提供良好的基础翼型。

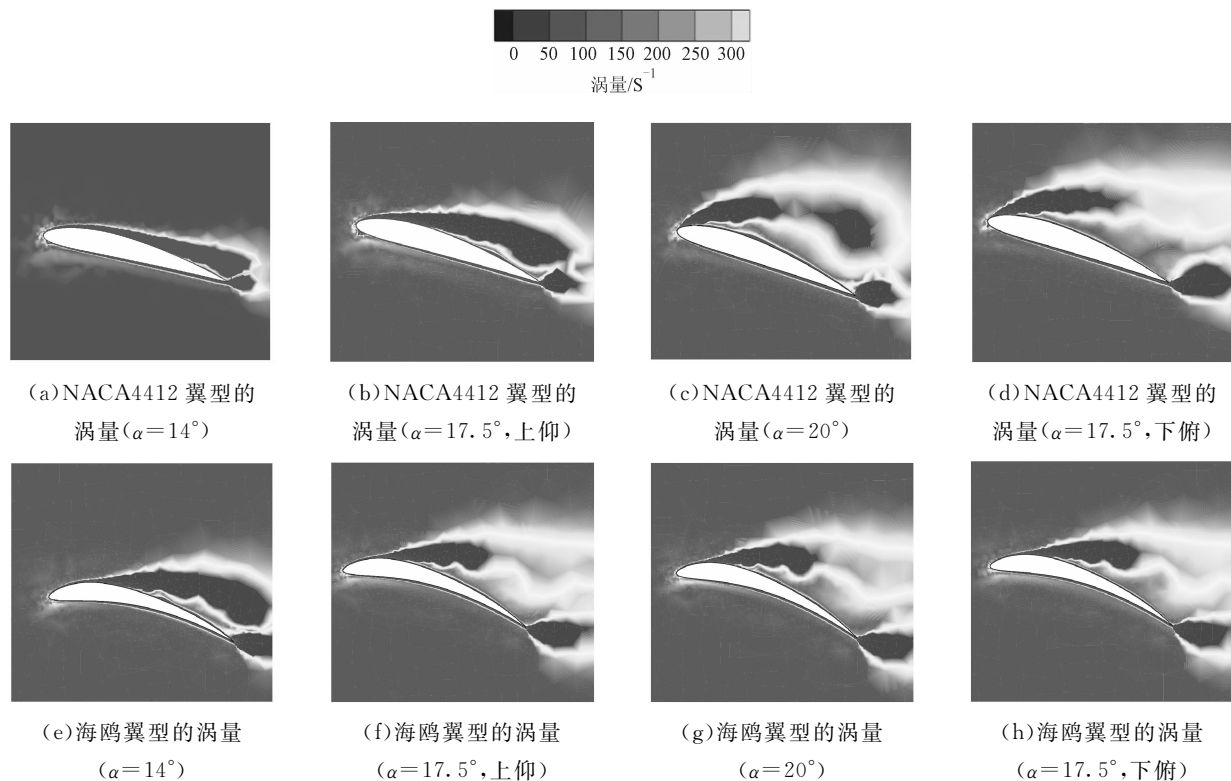


图 13 翼型动态气动特性中涡量云图

3.3 海鸥翼型静态气动特性与动态气动特性对比

3.3.1 翼型升力系数 图 14 给出了在 $Re=1.0\times 10^5$ 工况下,海鸥翼型静态气动特性和动态气动特性的对比情况。可以看出,翼型的非定常俯仰运动明显延缓了翼型的失速过程,增大了翼型的失速攻角,提升了翼型升力峰值。海鸥翼型的动态失速升力系数峰值为 1.8,静态失速升力系数峰值为 1.65,海鸥翼型动态失速升力系数峰值比静态失速峰值高

出 9%;动态失速攻角为 14° ,静态失速攻角为 10° ,动态失速角比静态失速角高出 40%。

3.3.2 流场特性及压力系数分布 为了进一步分析鸥翼型动态失速过程中的非定常效应,图 15 给出了 $Re=1.0\times 10^5$ 工况下海鸥翼型在不同攻角下静态失速与动态失速过程中速度流线及压力系数分布图。当攻角达到 10° 时,如图 15c 所示,海鸥翼型在动态失速中尾缘压差增大,前缘压差减小,总体来

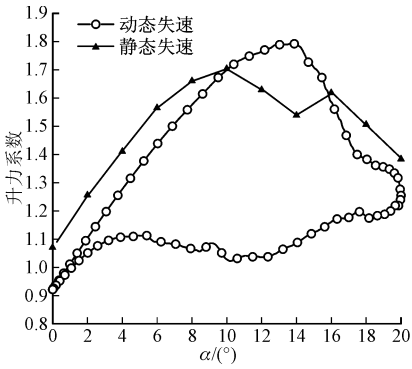


图 14 海鸥翼型动态气动特性中升力系数

看,此时海鸥翼型动态失速与静态失速中的压力系数分布基本相同,验证了图 14 中在 $\alpha=10^\circ$ 下,海鸥动态失速升力系数与静态失速升力系数相等的结论。在动态失速过程中,海鸥翼型由于非定常效应,引起失速动态延缓,可以看到在此攻角下动态失速中海鸥翼型尾缘流动分离减弱,使翼型吸力面更好地保持附着流动。当 $\alpha=15^\circ$ 时,海鸥翼型在动态失速过程中的翼型前 50% 弦长处压差明显大于静态失速中压差,为翼型提供了更大的升力。在此攻角下,动态失速中翼型尾缘的分离程度小于静态失

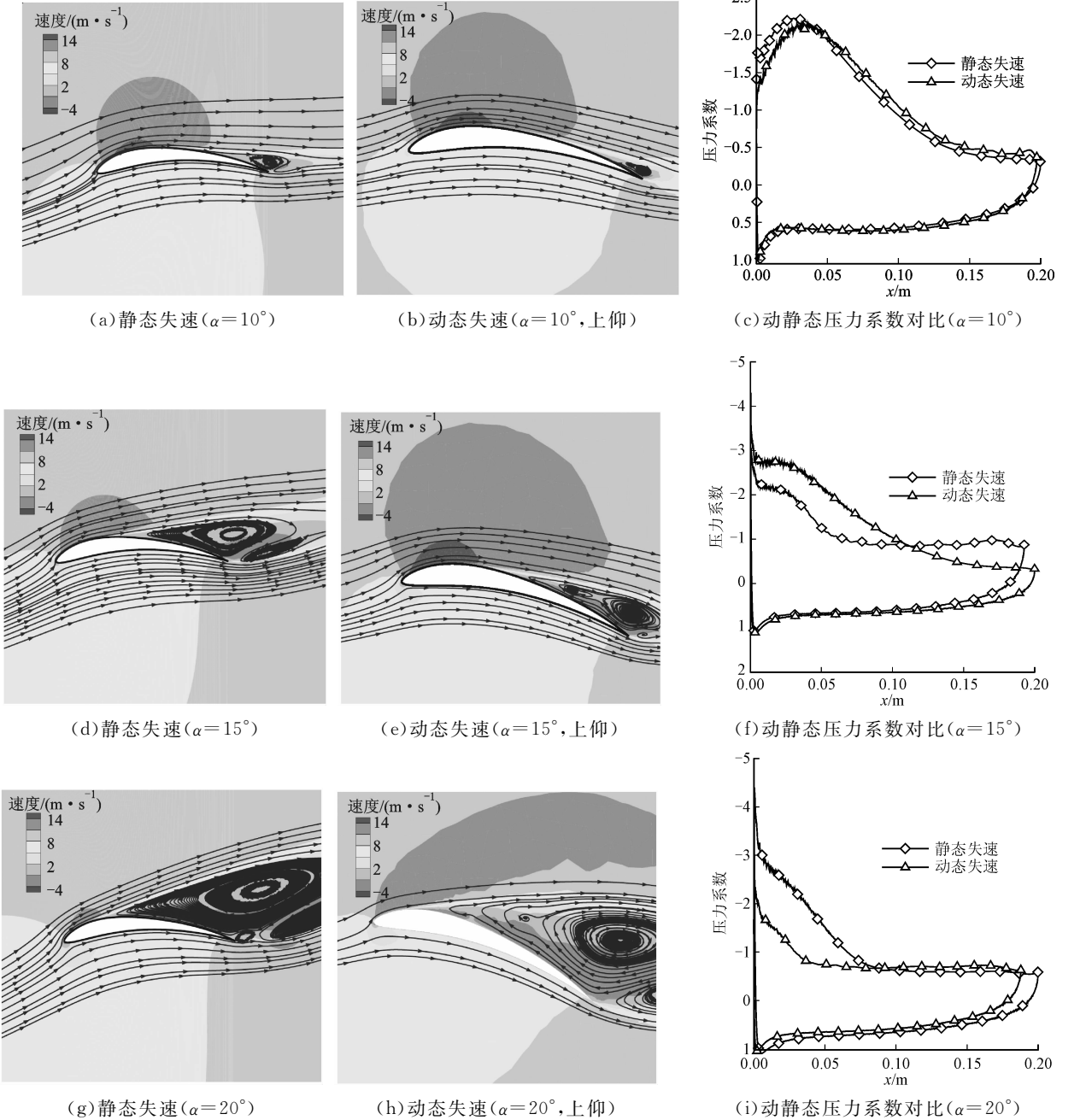


图 15 海鸥翼型静态气动特性与动态气动特性对比

速中翼型尾缘的分离程度,更直观地揭示了非定常运动所产生的动态效应而延缓气流分离和失速发生的原因。当 $\alpha=20^\circ$ 时,海鸥翼型动态失速过程中的压差略小于静态失速中的压差,因此,在 $\alpha=20^\circ$ 时海鸥翼型动态失速中的升力系数小于静态失速过程中的升力系数。

4 结 论

由于文中雷诺数大于等于海鸥翼型典型雷诺数($Re=1.0\times 10^5$),故对仿海鸥翼型和NACA4412翼型的绕流流场进行了全湍流假设,并选用SST $k-\omega$ 模型作为湍流模型,对NACA4412翼型和仿海鸥翼型流动进行了数值模拟,研究了不同雷诺数条件下基准翼型和仿生翼型的静态和动态气动特性。本文的主要结论如下。

(1)在静态气动特性中,不同雷诺数下仿海鸥翼型的升力系数都大于NACA4412翼型的升力系数,尤其在 $Re=3.0\times 10^5$ 工况下,在失速角相同的条件下,仿海鸥翼型升力峰值增大50%,升阻比增大30%,具有优异的静态气动特性。

(2)在动态气动特性中,不同雷诺数下仿海鸥翼型的升力系数峰值仍大于NACA4412翼型的升力系数峰值,同时仿海鸥翼型的动态失速升力迟滞曲线所围面积小于NACA4412升力迟滞曲线所围面积。可见,仿海鸥翼型在不同工况下的动态失速过程中翼型升力系数变化平缓,具有更好的平稳性,有利于飞行器或旋转叶轮机械在非定常工况下的平稳运行。

(3)与静态气动特性相比,在动态气动特性分析中,由于非定常效应的影响,引起翼型动态失速延缓。以 $Re=1.0\times 10^5$ 工况为例,仿海鸥翼型动态失速升力系数峰值比静态失速升力系数峰值高出9%,动态失速角比静态失速角高出40%。

参考文献:

- [1] 满洪海, 杜刚, 陈江. 风力机翼型动态失速数值模拟[J]. 太阳能学报, 2012, 33(10): 1641-1647.
MAN Honghai, DU Gang, CHEN Jiang. Investigation of dynamic stall of wind turbine airfoil [J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2012, 33(10): 1641-1647.
- [2] 乔渭阳, 全帆, 陈伟杰, 等. 仿生学气动噪声控制研究的历史、现状和进展[J]. 空气动力学报, 2018, 36(1): 98-121.
QIAO Weiyang, TONG Fan, CHEN Weijie, et al. Review on aerodynamic noise reduction with bionic

configuration [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2018, 36(1): 98-121.

- [3] 程颢颐, 乔渭阳, 陈伟杰, 等. 基于仿生学结构的翼型降噪实验研究[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(10): 2159-2170.
CHENG Haoyi, QIAO Weiyang, CHEN Weijie, et al. An experimental study of the noise reduction with bionic airfoil [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(10): 2159-2170.
- [4] 葛长江, 叶辉, 胡兴军, 等. 鸮翼后缘噪声的预测技控制[J]. 吉林大学学报(工学版), 2016, 46(6): 1981-1986.
GE Changjiang, YE Hui, HU Xingjun, et al. Prediction and control of trailing edge noise on owl wings [J]. Journal of Jilin University(Engineering and Technology Edition), 2016, 46(6): 1981-1986.
- [5] 张仕栋, 胡文蓉. 仿生波状前缘机翼动态失速控制的数值研究[J]. 水动力学研究与进展, 2015, 30(1): 24-32.
ZHANG Shidong, HU Wenrong. The numerical study of bionic wavy leading-edge wing in dynamic stall control [J]. Chinese Journal of Hydrodynamics, 2015, 30(1): 24-32.
- [6] 朱华, 陈榴, 于永迪, 等. 仿生波状前缘抑制叶栅角区分离的作用[J]. 风机技术, 2019, 61(5): 1-5.
ZHU Hua, CHEN Liu, YU Yongdi, et al. Control of corner separation by bionic leading-edge tubercles in compressor cascades [J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2019, 61(5): 1-5.
- [7] 王国付, 张明明, 徐建中. 仿鲸鱼鳍翼段气动控制实验研究[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(10): 1842-1846.
WANG Guofu, ZHANG Mingming, XU Jianzhong. Experimental study on bionic wavy edge aerodynamic characteristics of airfoil [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(10): 1842-1846.
- [8] 田晓杰, 刘运祥, 刘贵杰, 等. 仿金枪鱼三维建模及流场受力分析[J]. 中国海洋大学学报, 2019, 49(11): 139-144.
TIAN Xiaojie, LIU Yunxiang, LIU Guijie, et al. Tuna 3D-modeling and stress calculation in flow field [J]. Periodical of Ocean University of China, 2019, 49(11): 139-144.
- [9] 冯艳艳, 唐亚鸣, 时安德, 等. 仿生刀齿减阻性能数值模拟[J]. 机械设计与制造工程, 2020, 49(3): 1-4.
FENG Yanyan, TANG Yaming, SHI Ande, et al. The numerical simulation on the drag reduction property of bionic dredging cutter teeth [J]. Machine Design

- and Manufacturing Engineering, 2020, 49(3): 1-4.
- [10] 代翠, 陈怡平, 董亮, 等. 离心泵叶片仿生非光滑结构的布置位置 [J]. 排灌机械工程学报, 2020, 38(3): 241-247.
- DAI Cui, CHEN Yiping, DONG Liang, et al. Layout position of bionic non-smooth structure on blades of centrifugal pump [J]. Journal of Drainage and Irrigation Machinery Engineering, 2020, 38(3): 241-247.
- [11] 李典, 刘小民. 几种仿生翼型气动性能及噪声特性研究 [J]. 工程热物理学报, 2015, 36(12): 2629-2632.
- LI Dian, LIU Xiaomin. Numerical study on aerodynamic performance and noise characteristic of several bionic airfoils [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(12): 2629-2632.
- [12] 蔡畅, 左志钢, 刘树红, 等. 波状前缘对风力机翼型失速性能影响数值分析 [J]. 工程热物理学报, 2015, 36(3): 531-534.
- CAI Chang, ZUO Zhigang, LIU Shuhong, et al. Numerical analysis on the influence of wavy leading edge on stall characteristics of a wind turbine airfoil [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(3): 531-534.
- [13] 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(1): 8504638.
- [14] STEPHAN K, THOMAS B, MICHAEL K, et al. Experimental analysis of the flow over a novel owl based airfoil [J]. Experimental Fluids, 2009, 46(11): 975-989.
- [15] XIN Hua, WEI Shao, ZHNAG Chunhua, et al. Based on imitation seagull airfoil UVA wing numerical simulation [J]. Applied Mechanics and Materials, 2012, 271(12): 791-796.
- [16] TIAN Weijun, LIU Fangyuan, CONG Qian, et al. Study on aerodynamic performance of the bionic airfoil based on the swallow's wing [J]. Journal of Mechanics in Medicine and Biology, 2013, 13(6): 1-10.
- [17] LIU T S, KUYKENDOLL K, RHEW R, et al. Avian wing geometry and kinematics [J]. AIAA Journal, 2006, 44(5): 954-963.
- [18] 詹枫州, 叶舟, 徐学昊, 等. 结构参数对仿生翅片翼气动性能影响 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(7): 171-177.
- ZHAN Congzhou, YE Zhou, XU Xuehao, et al. Influence of structural parameters on aerodynamic performance of biomimetic finned wings [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(7): 171-177.
- [19] KOCA K, GENÇ M S, AÇIKEL H H, et al. Identification of flow phenomena over NACA4412 wind turbine airfoil at low Reynolds numbers and role of laminar separation bubble on flow evolution [J]. AIAA Journal, 2017, 144(1): 750-764.
- [20] ACHAL S, DAVID C, NATHAN W, et al. Control of dynamic stall over a NACA0015 airfoil using plasma actuators [J]. AIAA Journal, 2017, 56(1): 1-12.

[本刊相关文献链接]

张庆, 董彦非, 李恒, 等. 展向自适应机翼总体气动特性分析. 2020, 54(10): 174-184. [doi:10.7652/xjtuxb202010022]

刘刚, 王雷, 刘小民. 叶尖小翼对轴流风机气动性能及噪声特性影响的数值研究. 2020, 54(7): 104-112. [doi:10.7652/xjtuxb202007013]

熊仲萱, 王梦豪, 刘小民, 等. 采用仿鱼形叶片的多翼离心风机性能研究. 2018, 52(11): 22-29. [doi:10.7652/xjtuxb201811004]

王梦豪, 吴立明, 刘小民, 等. 采用仿鸭翼叶片降低空调离心风机气动噪声的研究. 2018, 52(6): 55-61. [doi:10.7652/xjtuxb201806009]

陈刚, 苑宗敬, 张鸿志, 等. 几何参数对三维仿生运动翼推进性能的影响研究. 2017, 51(9): 131-137. [doi:10.7652/xjtuxb201709019]

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. 2017, 51(1): 88-96. [doi:10.7652/xjtuxb201701014]

李典, 刘小民, 杨罗娜. 仿鸭翼的三维仿生翼型叶片气动特性研究. 2016, 50(9): 111-118. [doi:10.7652/xjtuxb201609018]

兰艾青, 王志恒, 于洪石, 等. 合成射流激励位置对控制翼型大攻角分离流动影响的数值研究. 2016, 50(7): 110-117. [doi:10.7652/xjtuxb201607017]

刘小民, 魏铭, 杨罗娜, 等. 内凹式蜗舌对多翼离心风机气动性能和噪声的影响. 2017, 51(12): 128-135. [doi:10.7652/xjtuxb201712019]

(编辑 亢列梅)