

基于 DES 方法的变形叶片气动性能数值模拟研究

胡煜,黄胜美,王莹

(上海理工大学 能源与动力工程学院,上海 200093)

摘要:针对适用于垂直轴风力机的叶片,以 NACA0012 作为基准翼型,采用 DES 湍流模型,在来流雷诺数 $Re = 1 \times 10^6$ 的情况下进行了等厚度翼型中弧线主动变形运动的数值模拟研究。选用弦长 $c = 0.601$ m,展向长度 $B = 1$ m,攻角 α 为 15° (浅失速攻角)和 18° (深失速攻角),变形频率 f 为 0.5, 2 和 5 Hz,变形幅值 $\bar{A}$ 为 $0.1c$ 的参数条件,对比变形翼型与不变形翼型的气动性能。研究表明:在深失速攻角下变形翼型相较于不变形翼型,其升力系数提升 52% 以上,阻力系数减小 64% 以上,气动性能可得到有效提升,且变形翼型在特定工况下能有效减小翼型表面分离区及分离涡尺度。

关键词:变形翼型;DES 模拟;失速攻角

中图分类号:TK83 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.12.020

[引用本文格式]胡煜,黄胜美,王莹.基于 DES 方法的变形叶片气动性能数值模拟研究[J].热能动力工程,2021,36(12):134-141. HU Yu, HUANG Sheng-xian, WANG Ying. Numerical simulation study on aerodynamic performance of deformed blades based on DES method[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(12):134-141.

Numerical Simulation Study on Aerodynamic Performance of Deformed Blades based on DES Method

HU Yu, HUANG Sheng-xian, WANG Ying

(School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai, China, Post Code:200093)

Abstract: Aiming at the blades suitable for vertical axis wind turbine, the NACA0012 was taken as the reference airfoil, the DES turbulence model was adopted to carry out the numerical simulation and research of active deformation movement of mean camber line of airfoils with equal thickness, under the condition of the Reynolds number Re of incoming flow of 1×10^6 . The aerodynamic performances of deformed and undeformed airfoils were compared, under the parameter conditions of the chord length c of 0.601 m, the spanwise length B of 1 m, the attack angle α of 15° (shallow stall angle of attack) and 18° (deep stall angle of attack), the deformation frequency f of 0.5 Hz, 2 Hz and 5 Hz, and the deformation amplitude $\bar{A}$ of $0.1c$. The research results show that at the deep stall angle of attack, the lift force coefficient of the deformed airfoil is increased by more than 52% and the drag coefficient is reduced by more than 64% compared with those of the undeformed airfoil, and the aerodynamic performance can be effectively improved. Moreover, the deformed airfoil can effectively reduce the surface separation area and the separation vortex size of the airfoil under specific working conditions.

Key words: deformed airfoil, DES simulation, stall angle of attack

收稿日期:2020-09-21; 修订日期:2021-04-01

基金项目:国家自然科学基金(51406117);上海市科技启明星计划(19QC1400200)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51406117); Scientific Technology Phosphorus Plan of Shanghai(19QC1400200)

作者简介:胡煜(1995-),男,江苏江阴人,上海理工大学硕士研究生。

通讯作者:王莹(1984-),女,浙江海宁人,上海理工大学副教授。

引 言

垂直轴风力机运行过程中其叶片周围的气动特性较为复杂,如何采用有效的流动控制方法抑制翼型流动分离,对提高垂直轴风力机的气动性能起着至关重要的作用。随着材料与自动化控制技术的不断发展,国内外学者针对变形翼型进行研究,发展出变后掠、变弯度、变形翼面面积和变展弦比等多种方式。其中,变弯度翼型可以有效地控制翼型表面的流动分离状况,大大提升其气动性能。在实验方面,Bilgen 等人^[1]提出了一种新型的双向变曲率翼型设计方法,使其成为一种高效的可变升力提升装置。Liu 等人^[2]设计制作了一种弯度主动变形的机翼模型,通过风洞实验揭示了机翼变弯度连续准定常变形下的流动分离特性。Wang 等人^[3-4]提出一种单输入驱动下可实现前后缘同步主动变形的垂直轴风力机叶片模型,研究了不同变形因子下叶片的气动性能。尹维龙等人^[5]数值模拟研究了翼型在改变厚度与弯度情况下的气动特性变化,分析了不同变形幅值、变形速度与变形加速度对非定常气动力系数的影响。程春晓等人^[6]以柔性后缘可连续变弯度二元机翼为研究对象进行气动力数值模拟研究,从压力分布、流场结构和机翼变形方式等方面分析了可变形机翼的气动特性。王晓宏等人^[7-9]数值模拟了儒可夫斯基翼型连续改变厚度、弯度所引起的气动特性变化,分析了不同变形幅度、变形速度以及变形加速度对非定常升力系数的影响。从已有文献看,合适条件下的变形翼型能提升翼型的气动性能,从而提高垂直轴风力机效率,但目前研究多为二维数值模拟,缺乏三维变弯度单翼形的相关研究。

本文针对适用于垂直轴风力机的三维翼型进行等厚度中弧线主动变形运动的数值模拟研究,以 NACA0012 作为基准翼型,在雷诺数为 $Re = 1 \times 10^6$ 情况下,15°浅失速攻角和 18°深失速攻角下针对变形频率对气动性能影响进行研究。

1 数值模型与验证

1.1 分离涡模拟方法 (DES 方法)

基本的 DES 模型是从 S - A 模型发展而来的,主要是将 S - A 模型中的特征长度尺度 d 替换

为 $\hat{d}$ 。

$$\hat{d} = \min(d, C_{DES}\Delta) \tag{1}$$

式中: C_{DES} 是模型常数,取 0.65; Δ —当地最大网格尺度,m。

在近壁面边界层内 $d \leq \Delta$,此时 DES 模型实质上就是 RANS 模型,而在远离壁面处 $d \geq \Delta$,此时 DES 模型实质上就是 LES 模型。但是,当近壁面网格足够细化或边界层足够薄时,模型近壁面的 RANS 方法将转化为 LES 方法,DDES 的核心思想就是为了解决这个问题。在 DDDES 模型中,特征长度尺度 $\hat{d}$ 被重新定义。

$$\hat{d} = d - f_d \cdot \max(0, d - C_{DES}\Delta) \tag{2}$$

$$f_d = 1 - \tanh(|8r_d|^3) \tag{3}$$

$$r_d = \frac{\mu_1 + \mu}{\sqrt{0.5(S^2 + \Omega^2)}\kappa^2 d^2} \tag{4}$$

式中: S —应变率张量; Ω —涡量张量; r_d —延迟因子; κ —卡门常数,取 0.41; d —湍流特征长度。

由于函数 f_d 的引入,在近壁面 $\hat{d}$ 受到了 d 的限制,因而 RANS 模型得到了有效保证;在远离壁面的分离区,DDDES 和 DES 是等价的。

1.2 翼型等厚度变形控制方法

翼型变形是通过在基准翼型上构造函数来叠加中弧线,以此控制翼型的等厚度变形:

$$y(x, t) = -\bar{A}/l^2 x(x - 2l)g(t) \tag{5}$$

式中: x —随体坐标系下沿弦向的坐标,m; $\bar{A}$ —中弧线变形幅值,m; l —最大变形位置,m; $g(t)$ —时变函数。

图 1 为翼型主动变形示意图,翼型最大变形位置在 0.4c 处,弧线变形幅值 $\bar{A}$ 为 0.1c。 $\bar{A}$ 是翼型变形量达到最大时的翼型变形后中弧线与原始对称翼型中弧线的最大距离。

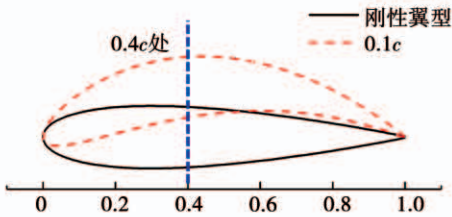


图 1 翼型主动变形示意图

Fig.1 Schematic diagram of airfoil with active deformation

1.3 网格与模型验证

选用 NACA0012 翼型作为基准翼型,来流雷诺数 $Re = 1 \times 10^6$,选用 DES 湍流模型,翼型弦长 $c = 0.601\text{ m}$ 且展向长度 $B = 1\text{ m}$ 。变形翼型采用的变形频率 f 分别为 0.5,2 与 5 Hz,变形幅值 $\bar{A}$ 为 0.1 c 。翼型端部网格和翼型周向网格分布如图 2 所示。

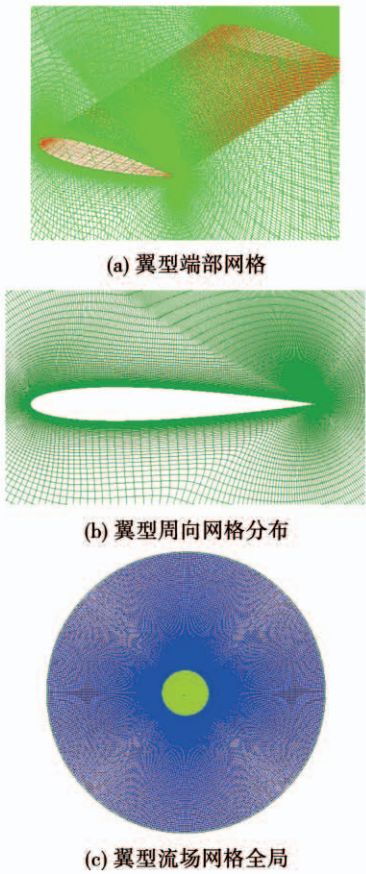


图 2 三维网格图

Fig. 2 Three-dimensional diagrams of grids

计算采用全结构网格,计算域分为内部翼型实现变形的动网格区域与外部静止网格区域,两者交界处具有相同大小和数量一致的网格,以减少界面通量传递的误差,保证参数的连续性。远场采用压力远场边界条件,翼型壁面采用无滑移固壁边界条件,使用求解压力耦合方程的 PISO 分离算法求解。通过 UDF 调用网格变化的宏使得可变形翼型的轮廓连续变化,同时采用两种网格重构方法(光顺法和局部重构法)对变形区域的网格进行重构,保证了翼型变形过程中较高的网格质量。

计算网格翼型周向节点个数为 1 161,翼型展向节点为 30,总网格量为 314 万。这套网格是通过验证网格数分别为 101 万、209 万、314 万和 403 万的 4 套网格后所选取出来的。使用 4 套网格分别计算了刚性翼型从攻角 0°到 18°的绕流算例,如图 3 所示。在 14°攻角时才出现微小差别,且第 3,4 套网格的计算结果比较接近,综合计算资源与计算精确度的考虑,选取了第 3 套 314 万网格作为计算时的基准网格。

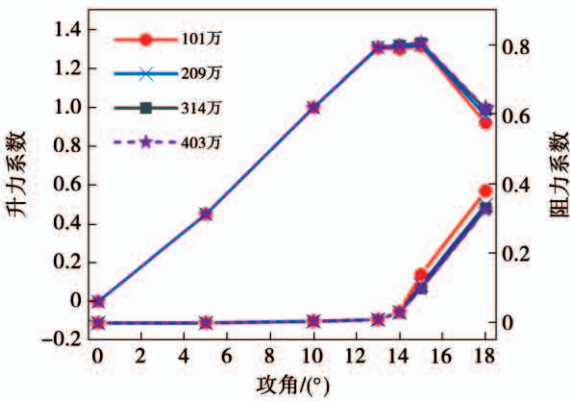


图 3 不同网格数量对比

Fig. 3 Comparison of grids with different numbers

为验证数值方法的可靠性与准确性,首先与文献[10]中的实验数据进行对比,图 4 是本文 DES 模拟结果与文献[10]的对比。由图可见,在小攻角范围内数值模拟结果与实验值几乎一致,失速攻角较实验值差值有所增大,模拟所得升力系数值以及阻力系数值均高于实验测试值。由文献[11]可知,数值模拟通常会高估失速点,并得到相对于实验值较高的阻力系数。因此总体来看,所得数值模拟结果是可靠的。

2 结果分析

2.1 攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时的主动变形翼型

在攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时,翼型处于轻失速攻角区间。图 5 给出了变形翼型与刚性翼型升阻力系数的对比。可以看到,变形翼型相较刚性翼型升力系数与阻力系数波动幅度更大,并且升力系数与阻力系数

都显著提升,变形频率 2 Hz 时的升力系数相比 0.5 Hz 稍有提升而阻力系数稍有减小。

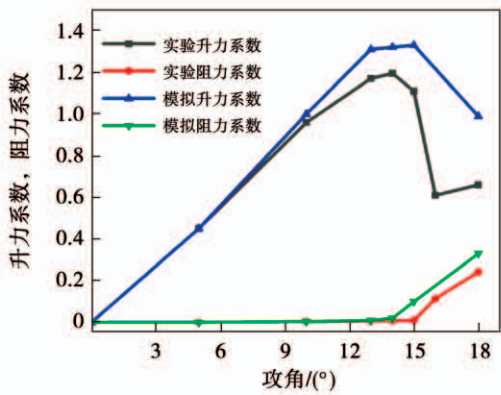


图 4 模拟计算结果与文献实验结果对比

Fig. 4 Comparison of simulated calculation results and experimental results in reference literatures

图 6 给出了变形翼型在单个变形周期内的空气动力系数,其中变形幅度 $\bar{A}$ 为 0.1c,图中箭头所标识的方向描述了翼型开始变形至最大变形幅值(变形上行),翼型再从最大变形幅值恢复至初始形状时(变形下行)一个周期中翼型弯度的变化过程。图 6 (a) 中,变形翼型阻力系数在原型时小于刚性翼型,但随着变形时弯度逐渐增大阻力系数也随之增大,大于刚性翼型;下行过程相同弯度位置的阻力系数小于上行过程。频率增大使变形翼型在原型附近的阻力系数减小,即变形频率 5 Hz 时变形至原型附近的阻力系数小于 0.5 Hz 与 2 Hz 时的值,而变形至最大弯度时阻力系数大于 2 Hz 时的值。由图 6(b) 可知,变形翼型升力系数处于原型时小于刚性翼型,且变形过程中随着弯度增大而增大,在最大变形幅度 0.1c 时升力系数达到最大值;翼型下行过程中的升力系数大于上行过程,变形频率为 2 Hz 的翼型升力系数除了最大变形弯度处,始终大于 0.5 Hz 时的值。变形频率为 5 Hz 时的翼型升力系数大于 0.5 Hz 但小于 2 Hz 时的值。由图 6(c) 可以看到,翼型变形过程中随着弯度增大升阻比减小,上行过程的升阻比小于下行过程;变形频率为 0.5 Hz 的变形翼型升阻比始终小于刚性翼型,而变形频率为 2 和 5

Hz 变形翼型在变化到原型附近能提升升阻比,且频率 5 Hz 时提升更大,说明变形翼型在攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时,低变形频率不能很好地提升翼型气动性能,而高变形频率在变形翼型变形到原型附近时能提升其气动性能,随着弯度增加其气动性能下降。

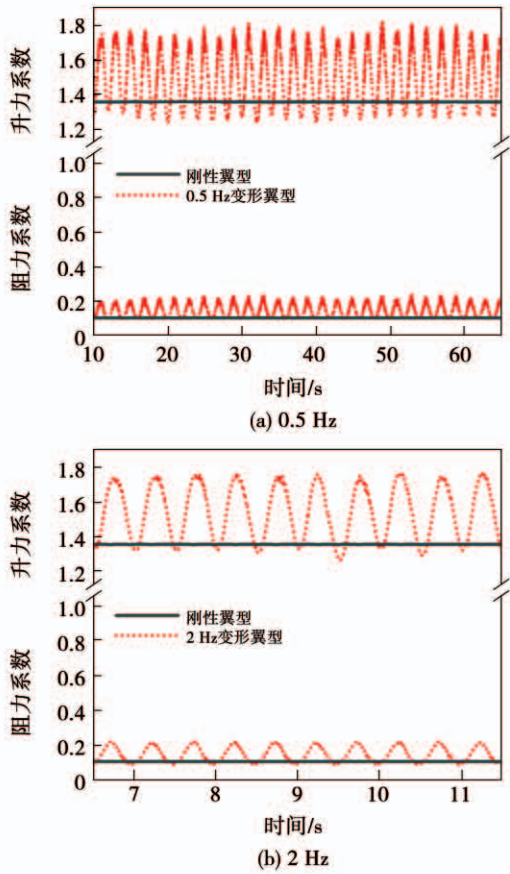


图 5 攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时刚性翼型与变形翼型升阻力系数对比

Fig. 5 Comparison of lifting drag coefficients between rigid and deformed airfoils when $\alpha = 15^\circ$

图 7 为攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时刚性翼型及单个变形周期内 3 种不同变形频率翼型瞬时流线图。其中, t_1 表示变形至原始翼型时刻, t_3 表示变形上行至最大变形幅度时刻。攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时,刚性翼型上翼面后段的附面层在快要接近尾缘时逐渐加厚,把主流向外推移,压强逐渐降低,逆压梯度的增加使得附面层气流开始分离而形成尺度较小的涡流。从 0.5 Hz 时 t_1 时刻变形翼型吸力面的分离点向前缘移动,分离处的主流和涡流区的压强变得更低,尾缘处已经

形成了一个尺度较大的分离泡,尾缘有从下翼面形成的二次分离涡,致使翼型的压差阻力增大。变形翼型上行过程中尾缘分离泡逐渐增大,二次分离涡的尺度增大,在 t_3 时刻翼型变形到最大弯度时,翼型上的分离区域面积达到最大。

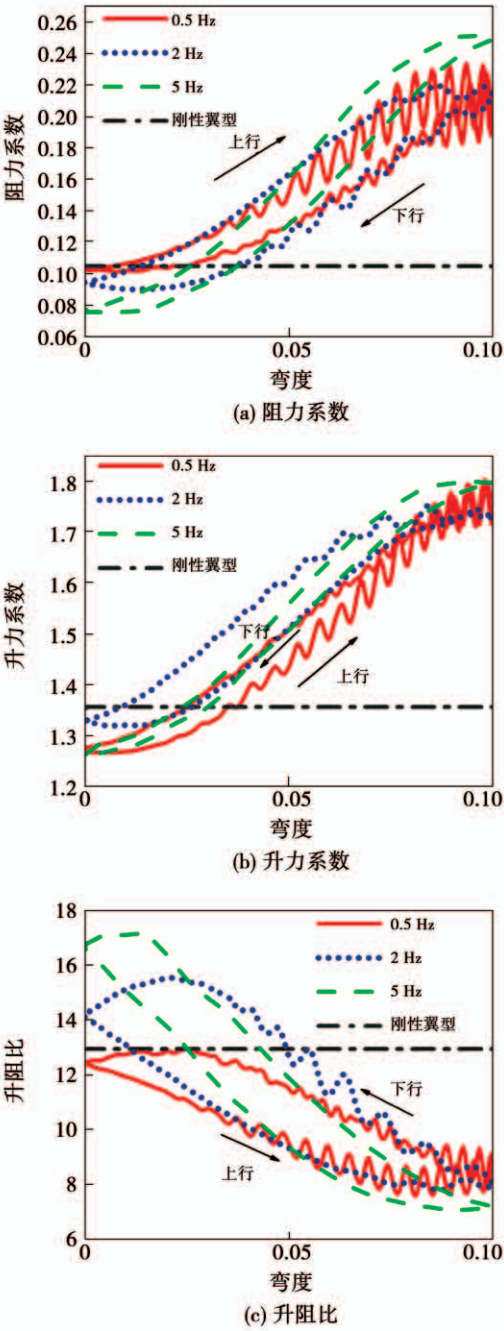


图6 攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时,刚性翼型与变形翼型一个周期内的空气动力系数

Fig. 6 Aerodynamic coefficients of rigid and deformed airfoils within a period when $\alpha = 15^\circ$

2 Hz 与 5 Hz 时变形翼型在 t_1 时刻,其吸力面流场从前缘至后缘均为附体流动,吸力面细长的自由剪切层从前缘延伸至尾缘,与 0.5 Hz 变形翼型表面涡的变化规律相似,尾缘的分离区域随着变形弯度的增加而增加。不同的是,在 t_1 时刻基本不分离, t_3 时刻涡尺度减小,且 5 Hz 时变形翼型的分离区与相比 2 Hz 更小。由此也能说明,高变形频率翼型具有更好的气动性能。

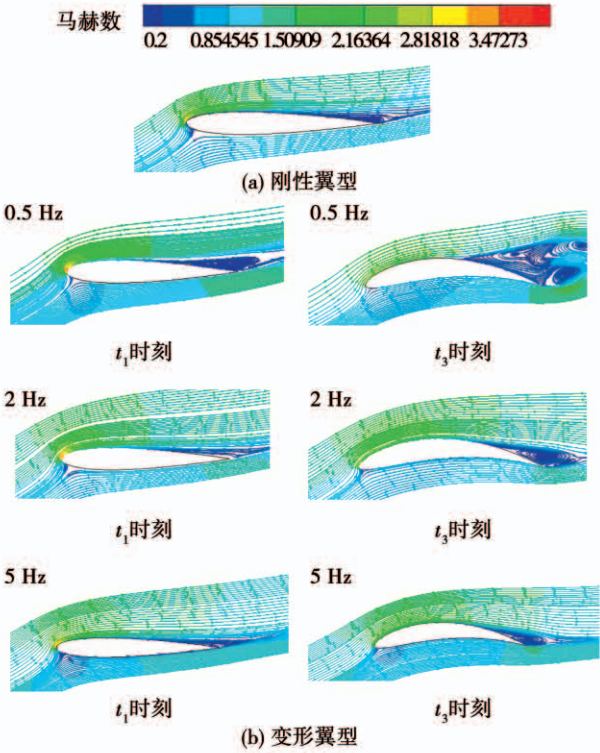


图7 攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时,刚性翼型与变形翼型的流线图
Fig. 7 Streamline diagrams of rigid and deformed airfoils when $\alpha = 15^\circ$

刚性翼型与变形翼型利用速度梯度张量 Q 准则识别的三维涡结构如图 8 所示。可以明显看到,刚性翼型吸力面尾缘有尺度较小的涡结构,而变形翼型随着弯度增加分离点逐渐前移且分离区域面积逐渐增大,因此阻力系数增大,并且吸力面涡之结构尺度明显增大,在靠近最大变形弯度处翼型表面脱落涡的尺度较大,此时有较大气动力振幅。变形频率 2 Hz 与 5 Hz 时的涡尺度相似,且与 0.5 Hz 时相比,翼型变形至原型时的分离涡尺度更小,因此恢复到原型附近时气动性能更好,且翼型变形至最大弯度处时,变形频率为 2 Hz 与 5 Hz 翼型吸力面上的涡

结构相比 0.5 Hz 时同样也更小。

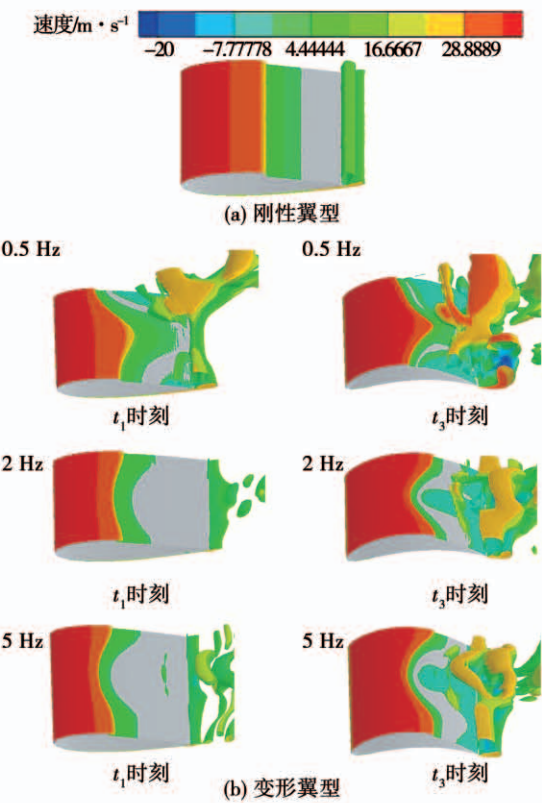


图 8 攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时,刚性翼型与变形翼型的涡结构
Fig. 8 Vortex structures of rigid and deformed airfoils when $\alpha = 15^\circ$

2.2 攻角 $\alpha = 18^\circ$ 时的主动变形翼型

在攻角 $\alpha = 18^\circ$ 时,处于深失速攻角区间,与 15° 时相比气动性能明显恶化,阻力系数大幅提高,升力系数明显下降。图 9 给出了变形翼型与刚性翼型升阻力系数的对比。可以看到,变形翼型相较刚性翼型升力系数提升 1.5 倍以上,阻力系数减小 50% 以上,且 2 Hz 变形频率翼型相比 0.5 Hz 变形频率翼型升力系数提升更大。

图 10 中变形翼型在一个变形周期的气动力参数曲线与 15° 时相似。由 10(a) 可知,变形翼型阻力系数始终小于刚性翼型,相比于 0.5 Hz 与 2 Hz 变形频率翼型,5 Hz 翼型的阻力系数变化范围较小,且在原型处阻力系数最小。由图 10(b) 可知,变形翼型升力系数始终大于刚性翼型,变形频率 2 Hz 时的升力系数始终大于 0.5 Hz 时的值,变形频率 2 Hz 与 5 Hz 相比,升力系数变化规律相似,曲线围成的面积更大。由图 10(c) 可以看到,变形翼型升阻比

始终大于刚性翼型,这是升力系数增加且阻力系数同时减少的结果,且变形翼型在原型附近的升阻比更大。变形频率 5 Hz 时曲线呈现“8 字型”,在原型附近时升阻比有很大提升。变形频率大于 0.5 与 2 Hz 时,随着变形幅度增大,升阻比逐渐减小,变形至最大弯度处升阻比减小到与其他频率相同。因此,在攻角 $\alpha = 18^\circ$ 处,变形翼型在变形过程中的气动性能均能得到有效改善,且高变形频率翼型在变化到原型附近时的升阻比提升更大。大变形幅度 0.1c 能有效改善深失速状态下的翼型气动性能,但对浅失速时提升效果不明显。

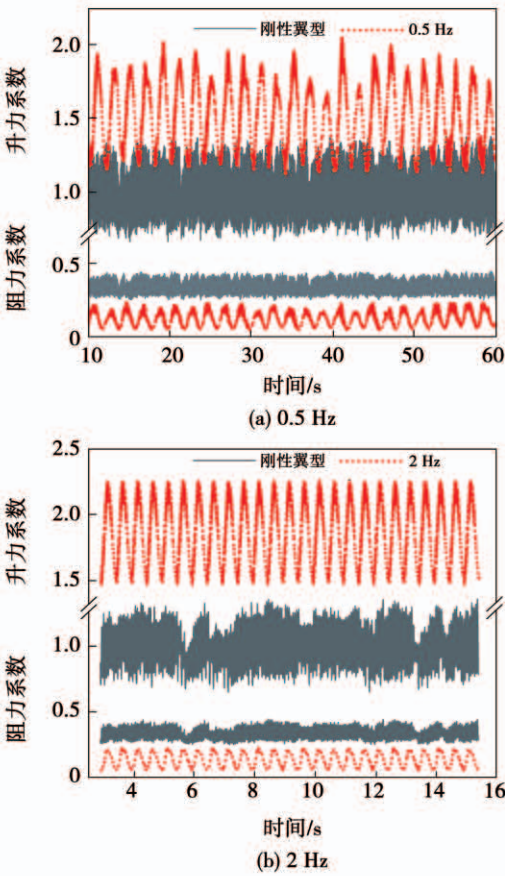


图 9 攻角 $\alpha = 18^\circ$ 时刚性翼型与变形翼型升阻力系数对比

Fig. 9 Comparison of lifting drag coefficients between rigid and deformed airfoils when $\alpha = 18^\circ$

图 11 为攻角 $\alpha = 18^\circ$ 时刚性翼型与 2 Hz 及 5 Hz 下单个变弯度周期内变形翼型的瞬时流线图。攻角 $\alpha = 18^\circ$ 时,刚性翼型处于深失速区,吸力面上有大尺度分离涡以及诱导产生的二次分离涡,且分离点

已位于前缘附近形成一个尺度较大的分离泡覆盖在吸力面上方。与攻角 $\alpha = 15^\circ$ 相比,分离区面积同样随着翼型弯度的增加而增加,但变形翼型上的分离区面积始终小于刚性翼型。 t_1 时刻 5 Hz 相比 2 Hz 的分离区域减小,因此原型附近有更高的升阻比,而 t_3 时刻分离区域差别不大。

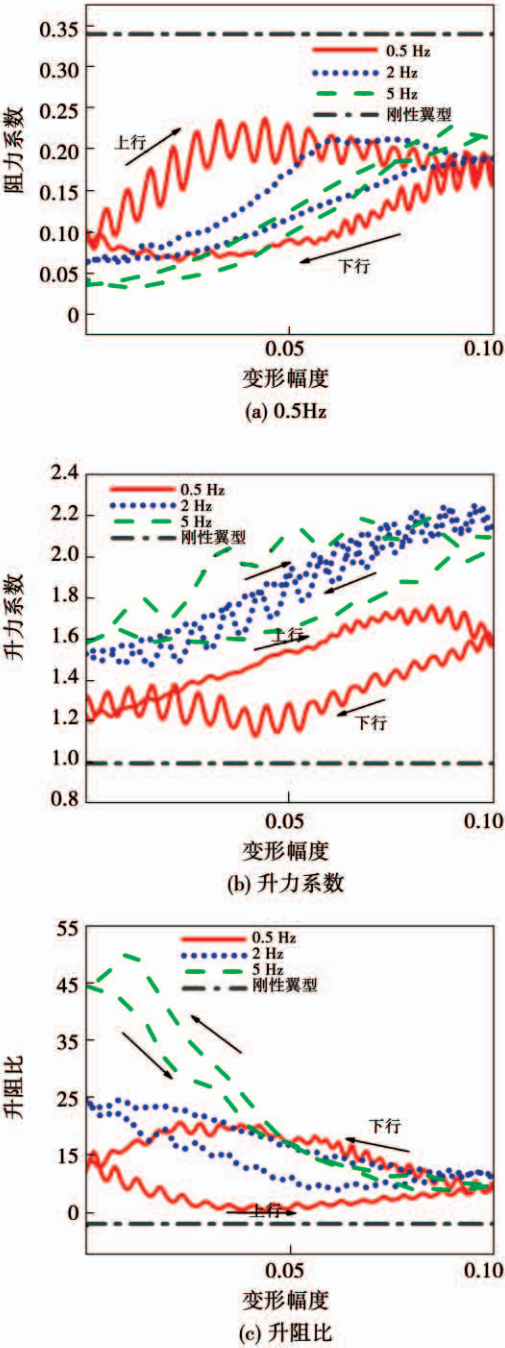


图 10 攻角 $\alpha = 18^\circ$ 时刚性和变形翼型一个周期内的空气动力系数

Fig. 10 Aerodynamic coefficients of rigid and deformed airfoils within a period when $\alpha = 18^\circ$

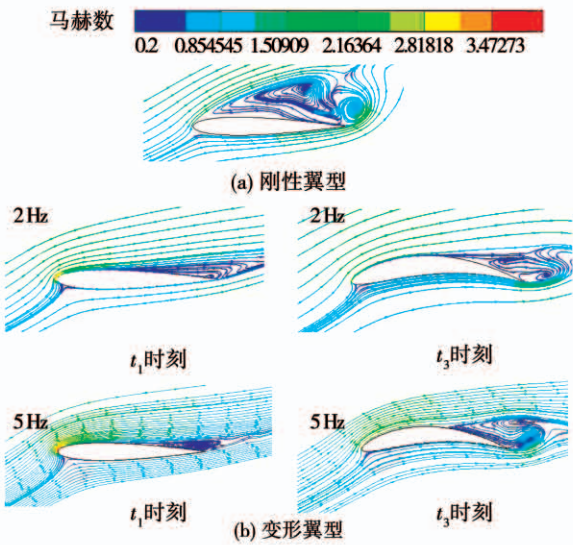


图 11 攻角 $\alpha = 18^\circ$ 时,刚性翼型与变形翼型的流线图
Fig. 11 Streamline diagrams of rigid and deformed airfoils when $\alpha = 18^\circ$

图 12 为刚性翼型与变形翼型的涡结构。与攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时相比,刚性翼型的涡结构显著增加。此时,2 Hz 与 5 Hz 变形翼型相较刚性翼型吸力面上的分离涡尺度明显减小,且分离区域减小,分离点始终位于尾缘附近,前缘涡生成明显被抑制。随着变形弯度的增加,翼型表面脱落的分离涡尺度逐渐增加。

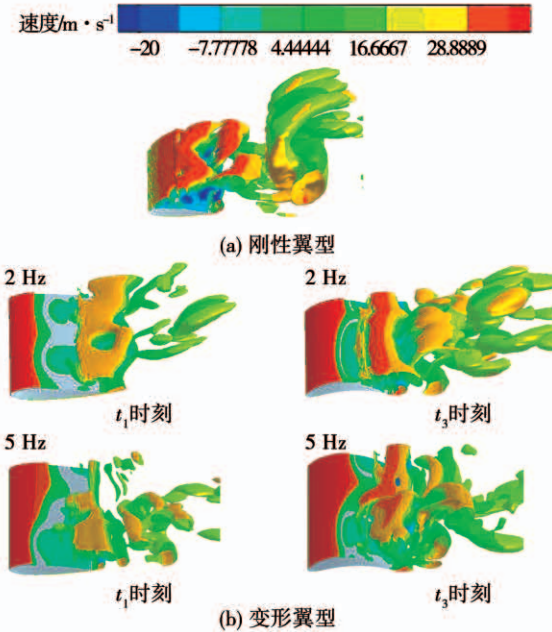


图 12 攻角 $\alpha = 18^\circ$ 时,刚性翼型与变形翼型的涡结构
Fig. 12 Vortex structures of rigid and deformed airfoils when $\alpha = 18^\circ$

3 结 论

针对适用于垂直轴风力机的叶片,对给定运动规律的等厚度中弧线主动变形翼型的非定常气动性能进行了数值模拟,分析失速攻角为 15° 与 18° 、变形频率为 0.5, 2 和 5 Hz 及变形幅度为 $0.1c$ 时,变形翼型对流动控制效果的影响。得出结论:

(1) 当 $\alpha = 15^\circ$, 即轻失速攻角下,翼型变形增加了吸力面的分离涡结构,同时提高了翼型的升力系数与阻力系数,不能提高气动性能;高变形频率 2 Hz 与 5 Hz,翼型变形到原型附近较刚性翼型流动分离减小,升阻比大于 0.5 Hz,且变形频率为 5 Hz 时,原型附近的升阻比提升更大,其气动性能更优。

(2) 当 $\alpha = 18^\circ$, 即深失速攻角下,变形翼型显著改善了翼型吸力面的流场并抑制前缘涡生成,升力系数提升 1.5 倍以上,阻力系数减小 50% 以上,使得一个变形周期内翼型的升阻比得到较大提升。同时,变形翼型分离区域显著减小,且分离区位置向尾缘偏移。高变形频率在翼型变化至原型附近时升阻比提升更大,有利于提高叶片的气动性能。

(3) 垂直轴风力机叶片采用给定运动规律的等厚度中弧线主动变形,在大攻角深失速状态下能有效提升效率。5 Hz 变形频率对翼型气动性能提升效果更好,但频率过大不利于整体翼型的稳定性。

参考文献:

- [1] BILGEN O, KOCHERSBERGER K B, INMAN D J, et al. Novel, bi-directional, variable camber airfoil via macro-fiber composite actuators[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 303–314.
- [2] YUN Liu, WEN Chao-yang, JI Ming-yang. A visualization study of the near-wall behaviors of an oblique plate at different angles of attack[J]. Journal of Visualization, 2011, 14(2): 141–148.
- [3] WANG Y, TONG H, SIMA H, et al. Experimental study on aerodynamic performance of deformable blade for vertical axis wind turbine[J]. Energy, 2019, 181: 187–201.
- [4] 童 慧. 适用于垂直轴风力机的变形叶片气动特性实验与仿真研究动力机械及工程[D]. 上海: 上海理工大学, 2019.
- [5] TONG Hui. Experimental and simulation study on aerodynamic performance of deformable blade for vertical axis wing turbine [D]. Shanghai: University of Shanghai for Science and Technology, 2019.
- [5] 尹维龙, 冷劲松, 陈 钱, 等. 可连续光滑偏转后缘的变弯度翼型气动特性分析[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(1): 46–53.
- YIN Wei-long, LENG Jin-song, CHEN Qian, et al. Aerodynamic characteristics analysis of a variable camber airfoil with continuous smooth deflecting trailing edge [J]. Journal of Aerodynamics, 2010, 28(1): 46–53.
- [6] 程春晓, 李道春, 向锦武, 等. 柔性后缘可变形机翼气动特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(2): 360–367.
- CHENG Chun-xiao, LI Dao-chun, XIANG Jin-wu, et al. Aerodynamic analysis of a deformable wing with flexible trailing edge [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2): 360–367.
- [7] 王晓宏, 赖李健. 可变形儒可夫斯基翼型非定常气动力的研究 [J]. 力学季刊. 2009, 30(4): 495–501.
- WANG Xiao-hong, LAI Li-jian. Study on the unsteady aerodynamic force of deformable Rukowsky airfoil [J]. Mechanics Quarterly, 2009, 30(4): 495–501.
- [8] 陈 钱, 尹维龙, 白 鹏, 等. 可变后掠角及展长的翼身组合体系统设计与特性分析[J]. 航空学报 2010, 31(3): 506–513.
- CHEN Qian, YIN Wei-long, BAI Peng, et al. Design and characteristic analysis of wing body assembly system with variable sweep angle and span [J]. Journal of Aviation, 2010, 31(3): 506–513.
- [9] 陈 钱, 白 鹏, 尹维龙, 等. 可连续光滑偏转后缘的变弯度翼型气动特性分析[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(1): 46–52.
- CHEN Qian, BAI Peng, YIN Wei-long, et al. Aerodynamic characteristics analysis of a variable camber airfoil with continuous smooth deflecting trailing edge [J]. Journal of Aerodynamics, 2010, 28(1): 46–52.
- [10] SHELDHAHL R E, KLIMAS P C. Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines [A]. SAND80–2114, Sandia, 1981.
- [11] TEODOR K. Investigation of 2D airfoils equipped with a trailing edge flaps [D]. Copenhagen: Technical University of Denmark, 2011.

(丛 敏 编辑)