排灌机械工程学报
Journal of Drainage and Irrigation Machinery Engineering
2013 年 10 月 Oct. 2013 | 第 31 卷 第 10 期 Vol. 31 No. 10

doi:10.3969/j.issn.1674-8530.2013.10.011

柔性翼型主动控制与气动特性分析

叶舟，赵海洋，高伟，李春
（上海理工大学能源与动力工程学院，上海 200093）


叶舟

摘要：为了降低风力机大型化带来的叶片长度与重量增加导致的疲劳载荷，改善叶片气动性能，以尾缘摆角为控制变量，借助 Fluent 中的 UDF 接口，采用 C 语言编制控制程序，实现了翼型柔性变形；分析了原始翼型与尾缘柔性变形后翼型的静态升力特性和静态阻力特性；对比了攻角变化与摆角变化对翼型气动特性的影响；研究了摆动周期内的柔性翼型表面静压分布及其动态升阻特性变化规律. 结果表明：与原始翼型相比，适当的尾缘变形可增大升力系数，减小阻力系数，从而更加高效地实现流场主动控制；翼型尾部柔性变化使得翼型压力面和吸力面功能交替变化，可实现对整个翼型升阻特性的控制.

关键词：柔性翼型；主动控制；气动特性；风力机；尾缘；数值模拟
中图分类号：S277.9　**文献标志码**：A　**文章编号**：1674-8530(2013)10-0884-04

叶舟，赵海洋，高伟，等. 柔性翼型主动控制与气动特性分析[J]. 排灌机械工程学报，2013，31(10)：884-887，893.

Analysis on active control and aerodynamic characteristics of flexible airfoil

Ye Zhou, *Zhao Haiyang*, *Gao Wei*, *Li Chun*
(School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China)

Abstract: In order to reduce the fatigue load of large scale wind turbine caused by the increasing blade length and weight, and to improve blade aerodynamic performance, the flexible deformation of airfoil was realized by considering the trailing edge swing angle as control variable, and the static lift-drag characteristics of both original and deformed airfoil were analyzed. Different influences on aerodynamic characteristics by changing the angle of attack or the swing angle were compared, and the static surface pressure distribution of the flexible airfoil and its dynamic lift-drag characteristics were studied. The results show that compared with the original airfoil, proper trailing edge deformation can improve the lift coefficient, and can reduce the resistance coefficient. Therefore, more efficient active control of flow field can be achieved. Alternate change of functions of airfoil pressure side and suction surface can be achieved by the airfoil flexible deformation, which can realize the control of airfoil aerodynamic performance. Compared with the rigid airfoil, both static and dynamic characteristics of flexible airfoil show different changing law.

Key words: flexible airfoil; active control; aerodynamic characteristics; wind turbine; trailing edge; numerical simulation

流体工程

收稿日期：2012-12-07；**网络出版时间**：2013-10-16
网络出版地址：http://www.cnki.net/kcms/detail/32.1814.TH.20131016.1011.006.html
基金项目：国家自然科学基金资助项目(51176129)；上海市教育委员会科研创新项目(13YZ066，13ZZ120)
作者简介：叶舟(1973—)，男，河南信阳人，副教授(ye-pei-yu@163.com)，主要从事流体机械及工程研究.
赵海洋(1987—)，男，河北廊坊人，硕士研究生(haiyang_zhao@yeah.net)，主要从事流体机械及工程研究.

风力机已成为人类建造的最大旋转动力机械，其叶片长度随功率不断增加，必然导致柔性变形，从而引发气动性能变化，形成了典型的非线性流固耦合问题. 研究表明，当叶片为柔性结构时，尤其是当翼型尾缘结构发生改变时，流场与结构的相互作用表现出强烈的非定常时域特性[1-2]，这不仅对叶片气动性能产生严重影响，而且在较大程度上决定了叶片颤振、载荷响应、工况范围以及功率输出稳定性.

目前，柔性结构研究主要集中于航空航天领域的智能变形机翼，而在风力机叶片方面基本侧重于材料、结构性能[3-5]和控制机构[6-8]. 自 Andrew 首次系统地在 50 kW 叶片上应用智能柔性结构以来，针对柔性叶片的研究始终基于翼型结构不变的弯扭联合设计[9-11]，相关文献中提出的自适应风力机叶片，虽然考虑了叶片展向整体弯曲与扭转，但整个叶片的升阻力和力矩仍基于固定结构翼型的气动特性[12-14]，并未涉及由于翼型变形而引发的结构与非定常气动效应.

事实上，翼型柔性设计不仅可显著改善叶片气动性能，而且可极大提升其结构性能，通过主动控制翼型尾缘形状，降低疲劳载荷.

文中选取 NREL S809 翼型，通过参数化技术实现其尾缘柔性变形，研究风力机叶片翼型柔性变形后的静态气动特性，以及在持续变形过程中的动态气动特性，分析柔性翼型表面压力分布和气动特性随尾缘柔性变形强度的变化规律，为进一步实现风力机柔性叶片设计及主动控制方案提供参考依据.

1　翼型柔性变形控制策略

图 1 为选取的 NREL S809 柔性翼型摆角及变形示意图.

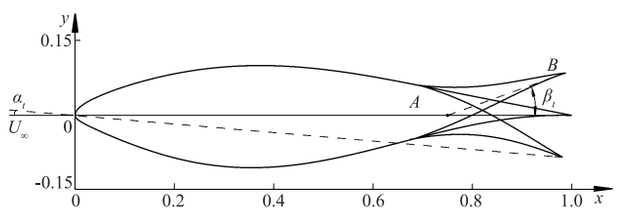


图 1　柔性翼型摆角及变形示意图

Fig. 1　Pendulum angle and deformation of flexible airfoil

以翼型距尾缘 0.25c（c 为翼型弦长）处的 A 点作为参考点，实现尾缘区域柔性摆动. 来流风速方向 U_∞ 保持不变，则当尾缘向下摆动时导致攻角 α_t 增大，故定义从原始位置按顺时针旋转时摆角 β_t（任一时刻翼型尾缘中弧线在 A 点处的切线与原弦线夹角）为正. 翼型尾缘按正弦规律柔性摆动：

$$\beta_t = \beta_0 + \sin\left(\frac{t}{T}\right)\beta_{\max}, \tag{1}$$

式中：β_0 为初始时刻摆角，$\beta_{\max}$ 为尾缘最大摆角，t 为时间，T 为摆动周期.

尾缘中弧线采用二次曲线描述：

$$y = a_1 x^2 + a_2 x + a_3, \tag{2}$$

式中：x，y 为相对于弦长 c 的无因次位置（以下简称位置）.

对应任一摆角 β_t，上述二次曲线可通过以下条件确定：

1）参考点 $A(x_A, y_A)$ 及尾缘点 $B(x_B, y_B)$ 在曲线上；

2）曲线在点 A 保持与原中弧线相切，其斜率为 $y'_A = k$；

3）直线 AB 斜率为 $k_{\overline{AB}} = -\tan(\beta_0 + \beta_t)$；

4）弧长 $\overset{\frown}{AB}$ 保持不变.

根据上述条件可形成如下方程：

$$y_A = a_1 x_A^2 + a_2 x_A + a_3, \tag{3}$$

$$y_B = a_1 x_B^2 + a_2 x_B + a_3, \tag{4}$$

$$2a_1 x_A + a_2 = -\tan\beta_0, \tag{5}$$

$$\frac{y_B - y_A}{x_B - x_A} = -\tan(\beta_0 + \beta_t), \tag{6}$$

$$\int_{\overset{\frown}{AB}} \sqrt{1 + y'^2}\,\mathrm{d}s = s_0, \tag{7}$$

式中：s_0 为初始时刻翼型尾缘中弧线 A，B 两点间弧长.

对于尾缘柔性变形后翼型，按照攻角定义，其值对应为

$$\alpha_t = -\arctan(y_B / x_B), \tag{8}$$

摆角与攻角的对应关系可用以下近似关系式表示：

$$\alpha_t = -\arctan\left(\frac{\sin\beta_t}{3 + \cos\beta_t}\right). \tag{9}$$

2　流场网格划分及计算条件

常用的动网格技术有以下 3 种[15]：① 滑移网格技术；② 重构动网格技术；③ 变形动网格技术. 文中采用重构动网格技术，流场计算域如图 2 所示. 计算域由上游来流区、动态网格区和下游尾迹区 3 部分组成. 其中，上游来流区为 10c 半圆形区域，下游尾流区为边长 20c ×20c 的正方形区域.

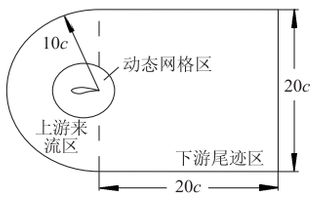


图2 流场计算域示意图

Fig. 2 Flow field calculation domain schematic

图3为计算域网格分布,其中翼型前缘、尾缘、压力面和吸力面进行了网格局部加密处理. 计算域网格总数为36 774,动网格区网格数为18 760,约为总网格数的51%.

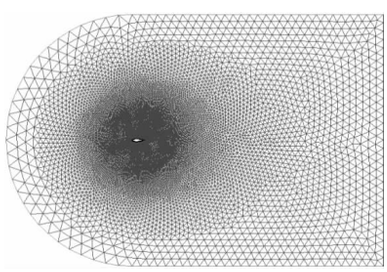


图3 计算域网格划分

Fig. 3 Calculation domain mesh

静态气动特性采用势流方程与边界层方程耦合计算,动态气动特性采用RANS方程与 $k-\varepsilon$ 湍流模型计算,来流雷诺数 $Re=8.0\times10^5$. 边界条件为速度进口、压力出口,翼型上下表面采用无滑移固壁条件. 初始时刻摆角为0°,尾缘柔性摆动周期为2 s,时间步长为0.01 s,摆角变化范围为 $-25°\sim25°$.

3 结果与分析

3.1 静态气动特性

3.1.1 原始翼型与变形翼型

图4为NREL S809原始翼型及其尾缘柔性变形15°翼型(以下简称变形翼型)的静态升力系数 C_L 和静态阻力系数 C_D 随攻角变化关系.

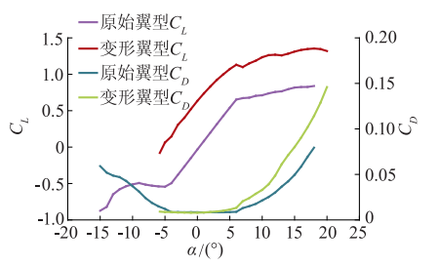


图4 原始翼型与变形翼型气动特性

Fig. 4 Aerodynamic characteristics of original and deformed airfoil

由图4可知,在攻角 $-5°\sim20°$ 内,变形翼型升力系数总体上大于原始翼型升力系数,增幅约为55%. 在正常攻角范围内,原始翼型升力系数随攻角的增大而增大,其中0°~5°攻角区间为线性区域(完全附着流动),而5°~18°攻角区间则为非线性区域(转捩流动或部分分离流动). 原始翼型0°~18°攻角时的升力系数为0~1.0,而要满足该升力系数范围,变形翼型攻角只需在 $-5°\sim5°$ 区间变化即可,且在整个区间内的升力系数与攻角均保持线性关系(完全附着流动). 当变形翼型运行于5°~20°攻角范围时,虽处于非线性区域,但其升力系数仍随攻角增大而增大. 原始翼型0°~18°攻角时的阻力系数变化范围为0.008 2~0.081 9;变形翼型 $-5°\sim5°$ 攻角时的阻力系数变化范围为0.007 1~0.011 8. 这表明,在满足相同升力系数所对应的攻角范围内,原始翼型阻力系数变化幅值比(最大值与最小值之比)达9.99,而变形翼型阻力系数变化幅值比仅为1.66,且前者阻力系数最大值约为后者阻力系数最大值的6.94倍.

3.1.2 攻角特性与摆角特性

摆角是衡量翼型尾缘柔性变形大小的直观指标,考察攻角与摆角的变化对升阻特性的影响具有重要意义. 图5为攻角 α 和摆角 β 对翼型气动特性的影响.

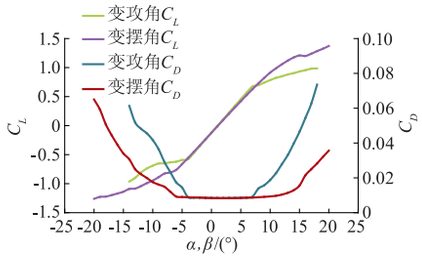


图5 攻角/摆角变化对升阻特性的影响

Fig. 5 Influence on aerodynamic characteristics by changing attack angle/pendulum angle

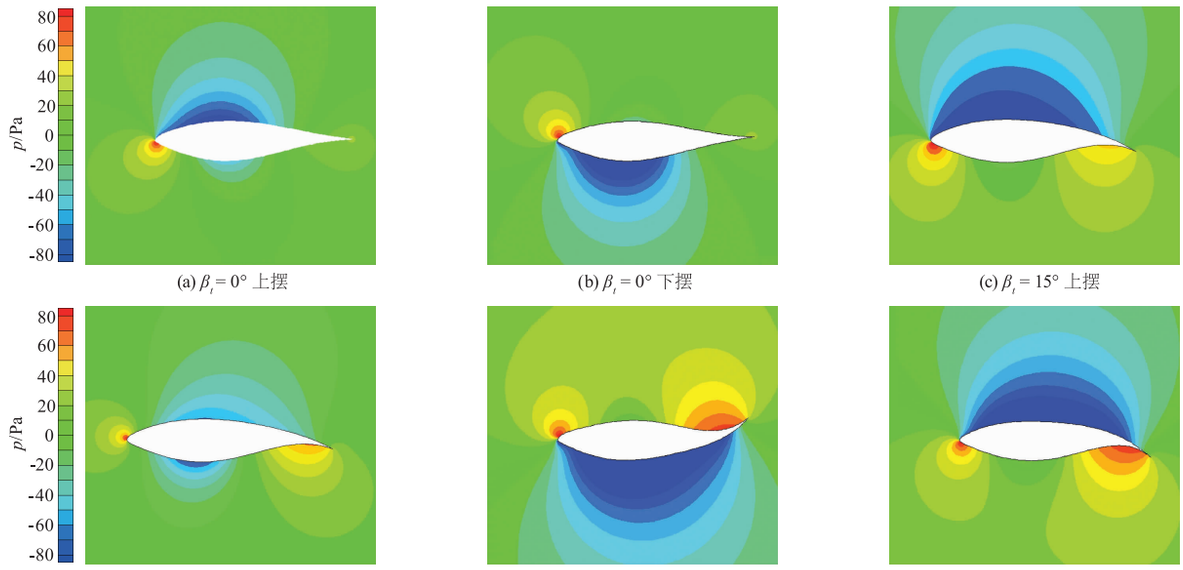
由图5可知,在0°~6°范围内,攻角与摆角对翼型升力系数和阻力系数的影响几乎相同;而在大于6°范围内,改变摆角大小可获得更大升力系数和更小阻力系数. 显然,通过翼型柔性变形控制调节风力机气动性能比传统的改变攻角方式更具优势.

3.2 动态气动特性

图6为一个摆动周期内,尾缘动态柔性变化过程中的翼型表面静压分布.

由图6可知,在1个摆动周期内,翼型压力面和吸力面压力呈周期性变化. 初始时刻翼型下表面为

压力面，当尾部向上摆至一定程度时，翼型上表面转换为压力面. 翼型尾部柔性变化正是通过这种压力面和吸力面功能的不断交替变化实现对整个翼型气动性能的控制.



(a) $\beta_t = 0°$ 上摆　(b) $\beta_t = 0°$ 下摆　(c) $\beta_t = 15°$ 上摆

(d) $\beta_t = 15°$ 下摆　(e) $\beta_t = -25°$ 上摆　(f) $\beta_t = -25°$ 下摆

图 6　摆动周期内柔性翼型表面静压分布

Fig. 6　Surface static pressure distribution of flexible airfoil in a swing cycle

图 7 为摆动周期内柔性翼型动态气动特性.

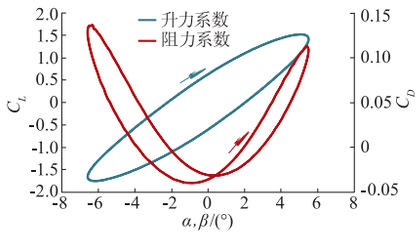


图 7　摆动周期内柔性翼型动态气动特性

Fig. 7　Dynamic aerodynamic characteristics of flexible airfoil in a swing cycle

由图 7 可知，在 1 个摆动周期内，柔性翼型动态升力系数和动态阻力系数随攻角（摆角）变化形成封闭曲线，且动态气动特性对于攻角（摆角）的响应具有明显迟滞效应.

4　结　论

1）通过参数化控制技术实现了翼型尾缘的柔性变形，并在此基础上对比了攻角变化与摆角变化对翼型气动特性的影响，为风力机叶片气动性能调节与控制提供了一种可行策略.

2）尾缘柔性变形对整个翼型气动特性影响较大，适当的尾缘柔性变形，可提供更大的气动升力，同时可大幅减小气动阻力.

3）尾缘柔性摆动可改变翼型表面的静压分布，从而实现其压力面与吸力面功能的交替变化. 与传统变桨技术相比，柔性翼型技术在风力机流场主动控制方面更具优势.

参考文献（References）

[1] Yang T, Wei M, Zhao H. Numerical study of flexible flapping wing propulsion[J]. AIAA J, 2010, 48(12): 2909 – 2915.

[2] Andersen P B, Gaunaa M, Bak C, et al. A dynamic stall model for airfoils with deformable trailing edges [J]. Wind Energy, 2009, 12(8): 734 – 751.

[3] Sharma R N, Madawala U K. The concept of a smart wind turbine system[J]. Renewable Energy, 2012, 39 (1): 403 – 410.

[4] 乐挺，王立新，艾俊强. 变体飞机设计的主要关键技术[J]. 飞行力学，2009，27(5)：6 – 10.
Yue Ting, Wang Lixin, Ai Junqiang. Key technology in morphing aircraft design[J]. Flight Dynamics, 2009, 27 (5): 6 – 10. (in Chinese)

[5] 李哲，葛文杰，王和平. 柔性变形机翼后缘拓扑优化设计[J]. 计算机仿真，2009，26(3)：62 – 65.
Li Zhe, Ge Wenjie, Wang Heping. Topology optimization design of shape changing complant mechanism for wing trailing edge[J]. Computer Simulation, 2009, 26 (3): 62 – 65. (in Chinese)

（下转第 893 页）