

doi:10.6041/j.issn.1000-1298.2014.06.032

# 小型风力机翼羽仿生耦合桨叶结构研究\*

高艺 徐成宇 曹国华

(长春理工大学机电工程学院, 长春 130022)

**摘要:** 针对小型风力发电机叶片径向气流利用率低的问题,采用仿生耦合技术,对长耳鸮翼羽结构加以研究。利用3D Scanner激光扫描仪系统逆向重构了鸮的翼羽结构,建立了仿生耦合桨叶结构模型,通过对NACA 0015基准翼型和仿生翼型进行对比计算,发现仿生翼型的升力随着节距与弦长比值 $s/c$ 的减小而增加,当仿生耦合翼型节距与弦长比值 $s/c=0.33$ 时,失速攻角达到 $16^\circ$ ,最大升力系数约为1.26,比基准翼型高13.5%。

**关键词:** 小型风力发电机 桨叶 仿生耦合 翼型

**中图分类号:** TB17; TK83 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1298(2014)06-0212-04

## 引言

开发设计具有“轻风启动,微风发电”功能的家用小型风力机叶片专用翼型是风力机发展中的一个重要问题<sup>[1]</sup>。鸮类具有翼羽序贯排列构成的翼型,可无声高速飞行扑食,鸮类翼羽结构为叶片设计提供了天然的生物蓝本与仿生设计模型。基于仿生原理,研究具有高升力、低阻力的仿生翼型叶片是小型风机专用翼型发展的热点。

目前各国学者对生物翼羽前缘非光滑突起的流体控制研究,主要通过一系列模型的风洞、水洞和计算模拟试验。试验表明,与相同大小的平滑前缘相比,耦合前缘凹凸的动力增加了8%,阻力减少了32%,并且运动噪声相对较小<sup>[2-6]</sup>。主流观点认为,改善流动的关键在于其凹凸的前缘产生反向旋转的漩涡,漩涡向流体中注入动力,这能使流体紧贴表面,而不是像前缘光滑那样使流体与表面分开,延迟了转捩点<sup>[7-13]</sup>。

传统风力机桨叶叶面设计过于强调表面光滑,使桨叶叶面上的气流形成自中心向叶尖的径向流动,这样的气流会使桨叶效率下降。工程上为了提高气流的利用率,在桨叶迎风面上设置翼刀,使翼刀与桨叶横截面方向一致,与叶面垂直,利用翼刀对气流的阻挡作用减少桨叶的径向气流,以使气流动能损失减少,而更多转化为对桨叶的推动力。但是翼刀与桨叶铆接,在桨叶旋转过程中有脱落的危险,降低了桨叶结构的安全性及其功能的稳定性<sup>[14]</sup>。因

此,本研究依据仿生耦合技术<sup>[15-18]</sup>通过翼型仿生“序贯排列”方式,在叶片前缘迎风面形成连续的仿生耦合凹凸结构来阻挡叶片径向气流的流动,使气流动能损失减少,从而更多的转化为对叶片的推动力。

## 1 长耳鸮翼羽重构与特征曲线分析

### 1.1 测量设备

选用非接触式激光测量的方法对长耳鸮翼的三维几何数据进行测量。使用的三维数据测量设备是吉林大学工程仿生教育部重点实验室的3D Scanner激光扫描仪,主要技术参数如下:最大扫描体积 $550\text{ mm} \times 450\text{ mm} \times 450\text{ mm}$ ;扫描精度 $0.2\text{ mm}$ 。

测量控制系统为RISCAN系统,RISCAN系统可控制激光扫描仪的三维运动。在测量过程中,可以调节激光扫描仪的激光探头在三维方向上的位置,来确定被测量物体的 $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 3个方向的扫描范围。测量长耳鸮翼样本时,确定激光探头扫描的范围为 $350\text{ mm} \times 300\text{ mm} \times 300\text{ mm}$ 。

### 1.2 翼羽序贯排列方式重构与分析

利用3D Scanner激光扫描仪系统对长耳鸮的翼羽进行测量,提取其形态特征信息,借助CATIA软件中NURBS拟合算法,对点云曲线和曲面进行重建,图1为长耳鸮翼羽结构逆向重构曲线,可见其翼羽呈现特有的序贯排列方式,构成连续“梳状”形态。对长耳鸮翼羽序贯排列的量化分析可知,翼羽凸起高度与弦长比值,大部分集中在 $0.025 \sim 0.1$ 之

收稿日期:2014-03-17 修回日期:2014-04-14

\* 国家高技术研究发展计划(863计划)资助项目(2012AA0902)和吉林省科技发展计划资助项目(20120415)

作者简介:高艺,副教授,主要从事工程装备仿生减阻技术研究,E-mail: gaoyi@cust.edu.cn

通讯作者:曹国华,教授,博士生导师,主要从事工程仿生学研究,E-mail: caogh@cust.edu.cn

间,而翼羽间相邻凸起的距离与弦长比在 0.23 ~ 0.48 之间,前缘凸起的最大厚度与弦长比在 0.12 ~ 0.20 之间,其均值为 0.15。

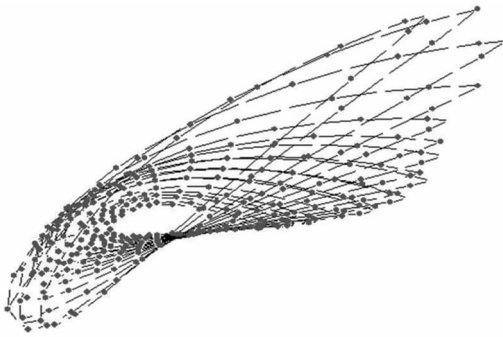


图 1 长耳鸮翼羽结构逆向重构曲线

Fig. 1 Reverse remodeling curve of owl wings

## 2 流体动力学基本规律及力学分析

考虑静止翼列对流体的作用后,进而分析旋转翼列与流体之间的相互作用。翼列以速度  $u$  在切线方向运动,流体以速度  $W_1$  及入口角  $\beta_1$  流入翼列,以速度  $W_2$  及出口角  $\beta_2$  流出翼列。依速度三角向量关系图(图 2),  $W_1$  与  $u$  的合成向量为  $C_1$ ,而  $W_2$  与  $u$  的合成向量为  $C_2$ 。有

$$W_{1u} = u + C_{1u} \quad (1)$$

$$W_{2u} = u + C_{2u} = u + C_{1u} - \Delta C_u \quad (2)$$

$$W_1 = (C_m^2 + W_{1u}^2)^{1/2} = [C_m^2 + (u + C_{1u})^2]^{1/2} \quad (3)$$

$$W_2 = (C_m^2 + W_{2u}^2)^{1/2} \quad (4)$$

$$W_{\infty u} = \frac{1}{2}(W_{1u} + W_{2u}) \quad (5)$$

$$W_{\infty} = \left[ C_m^2 + \left( u + C_{1u} - \frac{1}{2}\Delta C_u \right)^2 \right]^{1/2} \quad (6)$$

- 式中  $W_1$ ——流体流入叶片的相对速度, m/s  
 $W_2$ ——流体流出叶片的相对速度, m/s  
 $W_{\infty}$ ——流体流经叶片的相对平均速度, m/s  
 $W_{1u}$ —— $W_1$  在径向的速度分量, m/s  
 $W_{2u}$ —— $W_2$  在径向的速度分量, m/s  
 $W_{\infty u}$ —— $W_{\infty}$  在径向的速度分量, m/s  
 $\Delta C_u$ ——流体流经翼列的径向速度差, m/s  
 $u$ ——翼列旋转速度, m/s  
 $C_m$ ——轴向的速度分量, m/s

换言之,  $C_1$  与  $C_2$  才是流体实际流入与流出翼列的速度,  $\alpha'_1$  与  $\alpha'_2$  才是实际流体流入与流出翼列的入口角与出口角。就相对速度而言,流体流经翼列的静压差及翼列所受的作用力表示为

$$\Delta P_{\text{static}} = \frac{1}{2}\rho(W_1^2 - W_2^2) = \frac{1}{2}\rho(W_{1u} + W_{2u})(W_{1u} - W_{2u})$$

即 
$$\Delta P_{\text{static}} = \rho W_{\infty u} \Delta C_u \quad (7)$$

流体对于旋转翼列的轴向作用力

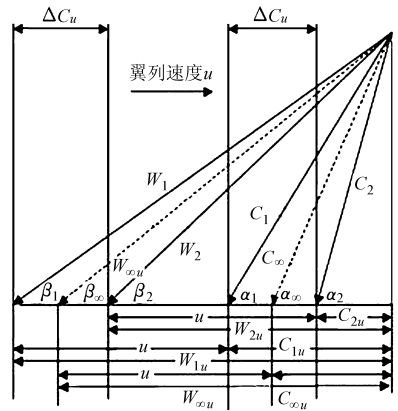


图 2 旋转翼列对流体作用示意图

Fig. 2 Rotational airfoil for fluid effect diagram

$$F_y = \frac{1}{2}\rho(W_1^2 - W_2^2)bs = \rho bs W_{\infty u} \Delta C_u \quad (8)$$

式中  $\rho$ ——流体密度, kg/m<sup>3</sup>

$b$ ——叶片展长, m

$s$ ——径向节距, m

同理,流体对于旋转翼列的径向作用力,是流体在径向方向的动量变化量所产生的,即旋转翼列对流体的径向作用力为

$$F_x = \rho bs C_m \Delta C_u \quad (9)$$

流体对旋转翼列的作用力可由式(8)和式(9)计算出。

## 3 仿生耦合叶片翼型设计

如图 3 所示,流体流经翼列时,会产生一个升力,其方向垂直平均流场。升力表示为

$$H = \frac{1}{2}C_L \rho W_{\infty}^2 bs \quad (10)$$

式中  $H$ ——升力, N  $C_L$ ——升力系数

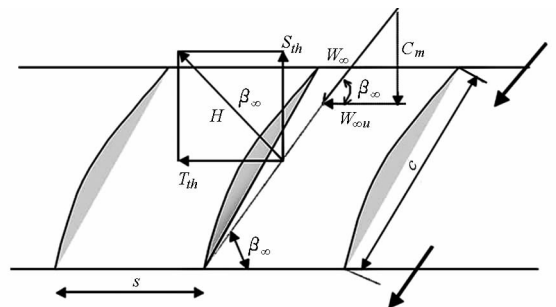


图 3 无摩擦阻力叶片计算示意图

Fig. 3 Calculation of no frictional resistance of blade

升力在轴向及径向方向的分量分别表示为  $S_{th}$  及  $T_{th}$ ,由式(9)可知旋转翼列对流体的径向方向作用力,升力在径向方向的分量等于旋转翼列在径向方向所受的作用力,即

$$S_{th} = H \cos \beta_{\infty} \quad (11)$$

$$T_{th} = H \sin \beta_{\infty} \quad (12)$$

升力在径向方向的分量等于旋转翼列对流体的径向

方向作用力,即

$$T_{th} = F_x = \rho b s C_m (W_{1u} - W_{2u}) = \rho b s C_m \Delta C_u \quad (13)$$

可推出 
$$C_L = 2 \frac{s \Delta C_u}{c W_\infty} \quad (14)$$

从式(14)可以看出,叶片节距  $s$  与弦长  $c$  的选取,直接影响叶片的升力系数  $C_L$ 。因此,仿生“序贯排列”叶片翼型用波峰、波谷、节距 3 个值来限定,其波谷到尾缘的距离设为翼型的基本弦长;用长耳鸮翅膀扫描后得到的翼羽凸起高度与弦长的比值,来确定波峰到尾缘的距离为翼型基本弦长  $c$  的 1.025 ~ 1.1 倍;用翼羽间相邻凸起距离与弦长的比值  $s/c$  来确定节距与弦长比,分别为 1、0.5、0.33、0.25;前缘凸起最大厚度与弦长比的均值为 0.15,因此,对照的基准翼型采用工程试验常选用的 NACA 0015 翼型。仿生序贯排列叶片翼型如图 4 所示,图 5 为仿生序贯排列叶片翼型前缘示意图。

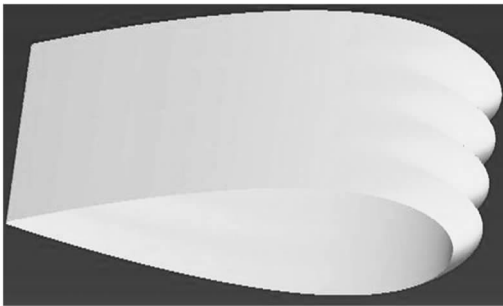


图 4 仿生序贯排列叶片翼型模型

Fig. 4 Sequential arrangement model of airfoil

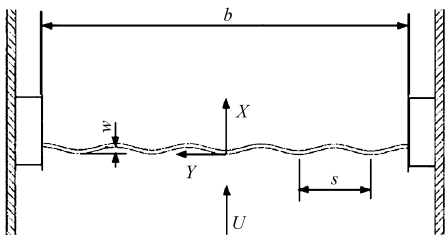


图 5 仿生序贯排列叶片翼型前缘示意图

Fig. 5 Sequential arrangement leading edge of airfoil

#### 4 翼型仿生“序贯排列”方式对流体高升力性能的影响

数值模拟的对象为低速流动下翼型的绕流流动,来流参数中基于翼型弦长的雷诺数为  $1.6 \times 10^5$ ,马赫数为 0.03 ~ 0.09。图 6 为仿生翼型“序贯排列”方式对翼型升力系数的影响。结果表明,当仿生耦合翼型“序贯排列”节距与弦长之比  $s/c$  分

别为 1、0.5、0.33、0.25,振幅  $w = 0.05c$  时,仿生翼型的升力系数和失速攻角均比 NACA 0015 基准翼型有所提高,尤其是在基准翼型的大攻角区升力系数有明显提高;另外,可以看到仿生翼型的升力系数随着节距比的减小而增加,当仿生耦合翼型节距比  $s/c = 0.33$  时,失速攻角达到  $16^\circ$ ,最大升力系数约为 1.26,比基准翼型提高 13.5%,即可以在相同的来流条件下获取更多的能量。但当仿生耦合翼型节距比  $s/c = 0.25$  时,升力曲线则不持续增加,反而有一定的下降。这表明,仿生翼型的弦长、展长、流速和耦合前缘的振幅  $w$  一定时,存在一个对升力系数影响最佳的仿生耦合翼型节距比值。

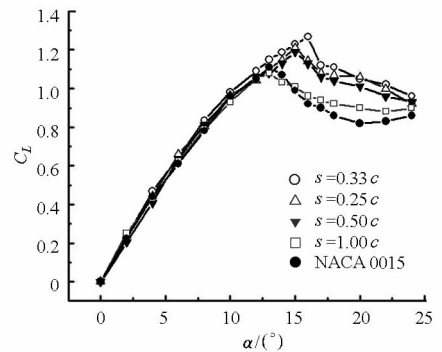


图 6 仿生前缘节距对升力系数的影响

Fig. 6 Influence of bionic leading edge pitch to lift

有规律的翼型仿生“序贯排列”形成仿生耦合前缘凹凸结构表面,仿生前缘凹凸结构表面对壁面边界层的控制行为主要表现为,仿生前缘凹凸结构表面对壁面低速流体进行了有效的切割,抑制了低速流体的径向运动,减弱了湍流猝发时形成的低速条带的不稳定性,从而进一步削弱了湍流猝发强度,减小了能量损耗,同时提高了桨叶的升力系数。

#### 5 结论

(1) 利用 3D Scanner 激光扫描仪系统逆向重构了鸮的翼羽结构,其翼羽凸起高度与弦长的比值,大部分集中在 0.025 ~ 0.1 之间,而翼羽间相邻凸起的距离与弦长比值在 0.23 ~ 0.48 之间。

(2) 建立了仿生耦合桨叶结构模型公式。

(3) 计算表明,在仿生翼型的弦长、展长、流速和耦合前缘的振幅  $w$  一定时,升力随着节距与弦长之比  $s/c$  的减小而增加,在节距比值  $s/c = 0.33$  时,失速攻角达到  $16^\circ$ ,最大升力系数约为 1.26,比基准翼型提高 13.5%。

#### 参 考 文 献

- Hu Danmei, Hua Ouyang, Du Zhaohui. A study on stall-delay for horizontal axis wind turbine[J]. Renewable Energy, 2006, 31(6): 821 - 836.

- 2 Miklošović D S, Murray M M, Howle L E, et al. Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (*Megaptera novaeangliae*) flippers[J]. *Physics of Fluids*, 2004, 16 (5):39–42.
- 3 Fish F E, Battle J M. Hydrodynamic design of the humpback whale flipper[J]. *Journal of Morphology*, 1995, 225 (1): 51–60.
- 4 葛长江,葛美辰,任露泉,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):292–296.  
Ge Changjiang, Ge Meichen, Ren Luquan, et al. Investigation of noise mechanism based on owl wing[J]. *Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery*, 2013,44(Supp.):292–296. (in Chinese)
- 5 任露泉,孙少明,徐成宇. 鸮翼前缘非光滑形态消声降噪机理研究[J]. *吉林大学学报:工学版*,2008,38(增刊):126–131.  
Ren Luquan, Sun Shaoming, Xu Chengyu. Noise reduction mechanism of non-smooth leading edge of owl wing[J]. *Journal of Jilin University: Engineering and Technology Edition*, 2008,38(Supp.):126–131. (in Chinese)
- 6 Lilley G M. A study of the silent flight of the owl[C]. *AIAA Paper* 1998–2340,1998.
- 7 Geyer T, Sarradj E, Frizsche C. Measurement of the noise generation at trailing edge of porous airfoils[J]. *Experiment in Fluids*, 2010,48(2):291–308.
- 8 van Nierop E A, Alben S, Brenner M P. How bumps on whale flippers delay stall: an aerodynamic model[J]. *Physical Review Letters*, 2008, 100(5): 054502-1–054502-4.
- 9 Kroeger R A, Grushlca H D. Low speed aerodynamics for ultra-quiet flight[R]. *AFFDL/TR*, 1971: 971–975.
- 10 Lee S J, Jang Y G. Control of flow around a NACA 0012 airfoil with a micro-riblet film[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2005, 20(5): 659–672.
- 11 Huo F P, Li Y H, Chen Z Y. Suggestions for improve wind turbine blade characteristics[J]. *Wind Engineering*, 2001, 25(2): 105–114.
- 12 Zuo H L, Chen Z Y. A number investigation of the effect on airfoil lift-drag ratio of locally enhanced surface roughness[J]. *Wind Engineering*, 1998, 22(3): 143–148.
- 13 McMasters J, Henderson M. Low-speed single element airfoil synthesis[J]. *Technical Soaring*, 1980, 6: 1–21.
- 14 陈舒. 一种风力发电机桨叶:中国,CN1415854[P]. 2003–05–07.
- 15 王晶,张成春,张春艳,等. 客车后舱门开口对发动机舱体散热的影响[J]. *农业机械学报*,2012,43(9):31–36.  
Wang Jing, Zhang Chengchun, Zhang Chunyan, et al. Effect of back door opening of bus engine cabin on under hood heat dissipation[J]. *Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery*, 2012,43(9):31–36. (in Chinese)
- 16 田丽梅,任露泉,韩志武,等. 仿生非光滑表面脱附与减阻技术在工程上的应用[J]. *农业机械学报*, 2005, 36(3):138–142.  
Tian Limei, Ren Luquan, Han Zhiwu, et al. Applications of anti-adhesion and anti-resistance of biomimetic non-smooth surface in engineering[J]. *Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery*,2005,36(3):138–142. (in Chinese)
- 17 Liu Y, Liu J D, Li S Y, et al. Biomimetic superhydrophobic surface of high adhesion fabricated with micronano binary structure on aluminum alloy[J]. *ACS Applied Materials & Interfaces*, 2013, 5(18):8907–8914.
- 18 Lucey A D, Carpenter P W. Boundary layer instability over compliant walls: comparison between theory and experiment[J]. *Physics of Fluids*, 1995, 7(10): 2355–2363.

## Investigation of Bionic Coupling Blades Structure for Small Wind Turbine Wing Feathers

Gao Yi Xu Chengyu Cao Guohua

(College of Mechanical and Electric Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China)

**Abstract:** With the aim to solve the specific problem of low utilization rate of small wind turbine generator blade radial flow, in order to investigate the long eared owl wing structure, the bionic coupling technology was adopted. The wing structure of the reverse reconstruction for the long eared owl was built by 3D Scanner laser scanner system and the bionic coupling blades structure theory model was established based on the wing feathers of sequential arrangement way. Through the comparison of the baseline NACA 0015 airfoil and the bionic coupling blades structure airfoil, the lift coefficient for the bionic coupling blades structure airfoil increases with blade pitch and chord length ratio  $s/c$  decreases. When  $s/c = 0.33$ , the  $C_L$  value is the highest at  $\alpha = 16^\circ$ ,  $C_L = 1.26$ , which increases by 13.5% than baseline foil.

**Key words:** Small wind turbine Blade Bionic coupling Airfoil