

基于涡面元法的风力机叶片翼型优化设计

张永恒¹, 林志敏¹, 王良璧¹, 严军², 刘颖²

1. 兰州交通大学机电工程学院, 兰州 730070
2. 西北师范大学化学化工学院, 兰州 730070

摘要 针对风力机翼型反设计问题,通过求解由涡量表达的面元流函数方程,直接得到面元节点速度;通过计算沿流线的伯努利方程获得面元的压力系数,进而求得升力系数和力矩系数。应用所述涡面元法以NACA2412为初始翼型,以NACA4412压力系数为目标值,获得满足目标压力系数的新翼型。根据新翼型对一小型风力机进行优化设计。计算表明基于涡面元法的翼型反设计有较高精度,较广适应性。通过凸函数表达翼型几何参数,能满足不同初始翼型的优化设计及风力机叶片的设计要求。

关键词 风力机翼型;涡面元法;翼型优化

中图分类号 TK83

文献标志码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2015.04.013

Optimization design of airfoil for wind turbine blade based on vortex panel method

ZHANG Yongheng¹, LIN Zhimin¹, WANG Liangbi¹, YAN Jun², LIU Ying²

1. School of Mechanical Engineering, Lanzhou Jiaotong University, Lanzhou 730070, China
2. School of Chemistry and Chemical Engineering, Northwest Normal University, Lanzhou 730070, China

Abstract To solve the problems in the inverse design of airfoil for wind turbine blade, the stream function equations expressed by vorticity were solved and the velocities at the panel nodes were directly obtained. The other parameters such as pressure coefficient, lifting coefficient as well as torque coefficient can be calculated via the Bernoulli equation. A new airfoil was obtained by using vortex panel method, taking NACA2412 as the original geometrical shape and the pressure coefficients of NACA2412 airfoil as the target. Optimization design for a small wind turbine was conducted by incorporating the newly obtained airfoil. Numerical test showed that the inverse design based on vortex panel method had high accuracy and wide adaptation. By using bump function to represent the geometry of the airfoil, optimization designs can be achieved for different initial airfoil geometry and wind turbine blade.

Keywords wind turbine airfoil; vortex panel method; optimization design

风力机叶片沿展向由一种翼型剖面或几种翼型剖面的叶素组成^[1,2],以满足对叶片气动性能的要求。因此,获得翼型气动性能是叶片设计的基础。随着计算机的发展,获得翼型气动性能的方法已从单纯依赖实验与经验相结合的方法发展到可大量地依赖数值模拟的方法。其中以面元法为基础的翼型气动性能计算方法,应用方便、灵活、能满足一定的

设计要求,在实际设计中得到广泛使用^[3-5]。根据预期的翼型性能获得对应翼型几何形状的设计称为翼型反设计^[6,7],其基本过程为确定初始翼型;确定与初始翼型面元节点对应的气动参数,如各节点的压力系数;确定翼型上下面坐标修正的函数表达式,或进行翼型参数化表达^[5-8];确定优化算法,以预期性能参数为目标,通过修正翼型几何形状,使翼型气动性

收稿日期:2014-08-25;修回日期:2014-12-30

基金项目:甘肃省自然科学基金项目(1107RJZA136)

作者简介:张永恒,教授,研究方向为动力机械及工程,电子邮箱:zhangyh@mail.lzjtu.cn

引用格式:张永恒,林志敏,王良璧,等.基于涡面元法的风力机叶片翼型优化设计[J].科技导报,2015,33(4):76-79.

能不断逼近预期的性能。文献[6]将目前常用的翼型参数化方法分为型函数扰动法、控制点法及复合映射法,具体有7种实现方法。多项式型函数及 Hicks-Henne 型函数属于第一类,且前者在计算精度方面优于后者^[4,6]。需要指出的是型函数扰动法中采用的多项式型函数具有非整数次幂,当自变量在0~1之间变化时,函数曲线呈现单峰或凸(或凹)的性质,文献[4]将此函数称为“bump function”。本文结合具体实例说明涡面元法的实现及其在风力机翼型反设计中的应用。

1 涡面元法基本原理

对于无黏性、不可压缩二维流动,其速度场可用流函数 Ψ 或势函数 Φ 表示。若在直角坐标系中速度 $v=ui+vj$,则用流函数 Ψ 及势函数 Φ 定义的速度分量分别表示为

$$u = \frac{\partial \Phi}{\partial x}, v = \frac{\partial \Phi}{\partial y} \quad (1)$$

$$u = \frac{\partial \Psi}{\partial y}, v = -\frac{\partial \Psi}{\partial x} \quad (2)$$

由于平面势流满足叠加原理,一些绕柱体的流动可通过基本势流的叠加得到,并且柱体表面为等流函数线。据此,在翼型表面放置一系列的点涡,在给定点上的流函数为所有点对该点作用产生的流函数的叠加,且等于常数,若有 n 个点,则可列出 n 个这样的方程。以给定点作用的点涡强度为未知量,加上翼型后缘点单值性条件便可解得点涡强度,考虑到涡强度与速度的关系,由伯努利方程等可得到压力系数等参数。将图1所示的翼型从后缘点沿逆时针方向划分为 n 个单元,相邻分割点用直线连接,单元的中点称为节点,将强度为 $\gamma_{0,j}$ 的点涡置于节点 j ,该点涡对 i 单元产生的流函数为

$$\delta\Psi_{ij} = \int_{\Delta_j} \frac{\gamma_{0,j}}{2\pi} \ln(|r-r_i|) ds \quad (3)$$

翼型上所有节点上的点涡对 i 单元流函数的贡献为

$$\Psi_i^* = \sum_{j=1}^n \int_{\Delta_j} \frac{\gamma_{0,j}}{2\pi} \ln(|r-r_i|) ds \quad (4)$$

考虑到均匀来流 v_∞ ,则 i 单元的流函数为

$$\Psi_i = u_\infty y_i - v_\infty x_i - \sum_{j=1}^n \int_{\Delta_j} \frac{\gamma_{0,j}}{2\pi} \ln(|r-r_i|) ds = C \quad (5)$$

整理式(5)得

$$u_\infty y_i - v_\infty x_i - \sum_{j=1}^n \gamma_{0,j} A_{i,j} - C = 0 \quad (6)$$

式中, $A_{i,j} = \int_{\Delta_j} \frac{1}{2\pi} \ln(|r-r_i|) ds$,称为节点 j 处的点涡对 i 单元流函数的影响系数。式(6)共可列出 n 个,未知量包括常数 C 在内共有 $n+1$ 个,尚需补充一个方程。根据翼型后缘的单值性条件,即库塔条件,得

$$\gamma_{0TE-upper} = -\gamma_{0TE-lower} \quad (7)$$

沿流线列伯努利方程,得

$$p + \frac{1}{2} \rho(u^2 + v^2) = p_\infty + \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \quad (8)$$

式中, $V_\infty^2 = u_\infty^2 + v_\infty^2$ 。定义压力系数:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} = 1 - \frac{u^2 + v^2}{V_\infty^2} = 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \quad (9)$$

根据速度与点涡强度的关系,可得

$$c_p = 1 - \frac{\gamma_0^2}{V_\infty^2} \quad (10)$$

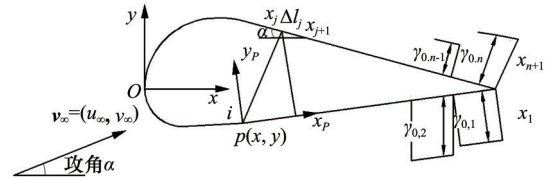


图1 翼型表面元划分

Fig.1 Element division for airfoil surface

2 优化模型

设预期的压力系数为 $c_{p,d}$,由某一翼型算得的压力系数为 $c_{p,a}$,则目标函数为

$$f_{obj} = \sum_{i=1}^n (c_{p,d,i} - c_{p,a,i})^2 \quad (11)$$

沿翼型弦长方向,对于给定的 x 坐标,上弦 y 坐标值应大于约束条件为下弦 y 坐标值,故约束条件为

$$y_{u,i} \geq y_{l,i} \quad (12)$$

翼型上下面坐标表示为

$$y_i = y_{0,i} + \sum_{k=1}^m a_k p_k(x_i), i = 1, 2, \dots, n \quad (13)$$

式中, $p_k(x)$ 为扰动函数或凸函数,取扰动函数的形式为^[3,5,9]

$$p_k(x) = \begin{cases} -4(x^{(k+1)/10} - 0.5)^2 + 1 & 1 \leq k \leq 4 \\ -4(x^{(k+2)/10} - 0.5)^2 + 1 & k = 5 \\ -4(x - 0.5)^2 + 1 & k = 6 \\ -4(x^{(k-5)} - 0.5)^2 + 1 & 7 \leq k \leq 9 \\ -4(x^{(k-4)} - 0.5)^2 + 1 & k = 10 \\ -4(x^{(k+1)} - 0.5)^2 + 1 & k = 11 \end{cases} \quad (14)$$

取翼型弦长为1,则由式(14)描述的各函数的曲线如图2所示。优化模型设计变量为式(13)中的各系数 a_k 。

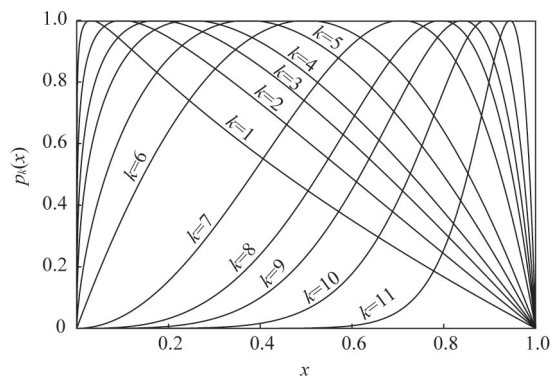


图2 扰动函数曲线

Fig.2 Bump function curves

由式(11)~(13)定义的优化模型可用不同的优化方法求解,利用 Matlab 优化工具箱函数 fmincon 可方便地求解该问

题。该函数应用SQP将每一步迭代降阶为一个易于寻优的二次规划子问题。

3 算例及分析

3.1 初始翼型与目标压力系数数据的生成

选NACA4412翼型压力系数为目标值, NACA2412翼型为初始翼型。翼型数据由XFOIL软件生成。由XFOIL生成翼型几何坐标文件的命令为

```
NACA2412
PANE
SAVE NACA2412XY.DAT
由XFOIL生成翼型几何坐标文件的命令为
NACA4412
PANE
OPER
A5
CPWR NACA4412_CP.DAT
```

命令PANE将坐标点扩展至160个点,使面元分割更为光滑。XFOIL软件求出的分割点自动在翼型前缘加密,保证面元法计算的精度。

3.2 翼型反设计计算

以NACA4412翼型压力系数为预期目标,经计算得到满足预期压力系数的翼型。图3、图4为初始翼型与优化后翼型几何形状及翼型表面压力系数分布。对照图3、图4可知,优化后翼型的压力系数与预期压力系数完全吻合,但翼型几何形状与初始翼型及选定为目标压力系数的翼型均不相同,这

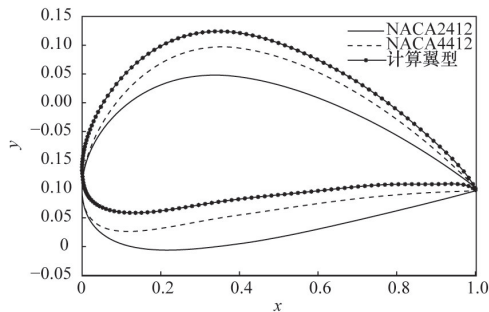


图3 优化后翼型与初始翼型比较

Fig. 3 Comparison of optimized airfoil with original airfoil

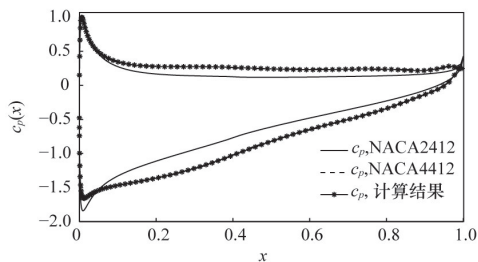


图4 优化后翼型与初始翼型压力系数比较

Fig.4 Comparison of pressure coefficients of optimized airfoil with that original airfoil

说明所得翼型是满足预期压力系数精度要求的其中一个解。由翼型表面分布压力得初始翼型升力系数和力矩系数分别为 $C_L=0.8579$, $C_m=0.0632$, 优化后翼型的升力系数和力矩系数分别为 $C_L=1.1095$, $C_m=0.11503$ 。分别提高29.33%和82.01%,取得较好的优化效果。

3.3 涡面元法的适用性

本文所述涡面元法针对绕翼型的不可压无旋流动,未考虑流体黏性对流动及翼型特性的影响。而实际流体不仅有黏性而且由于雷诺数的不同,流体处于不同的流态。流体外掠翼型时,翼型上下表面压力随来流攻角和雷诺数的改变而发生变化。流体绕流翼型时的阻力包括摩擦阻力和压差阻力两部分,基于不可压势流理论的面元法因未考虑流体黏性,阻力中只包含压差阻力。考虑到实际流体的黏性作用,文献[10]通过将绕流翼型的边界层流动与边界层外的势流流动耦合来计算翼型的气动特性,对S809翼型的数值实验表明,计算结果与XFOIL计算结果一致。文献[6]应用XFOIL软件比较了有黏性和无黏性的时翼型表面压力系数分布、升力系数及阻力系数随攻角的变化,认为攻角在 $-5^\circ \sim 5^\circ$ 范围内有黏性和无黏性时的升力系数基本相等。文献[11]对S809翼型气动性的计算表明,在攻角从 $0^\circ \sim 8^\circ$ 的范围内用XFOIL软件计算结果比Fluent软件计算结果更接近实验结果。图5给出针对NACA2412翼型,攻角为 5° 时,应用涡面元法及XFOIL软件计算得出的翼型表面压力系数分布。考虑流体黏性时XFOIL软件采用的计算方法与文献[12]介绍的边界层耦合方法基本相同。由图5可以看出,在攻角为 5° 时,除尾流外两者计算结果能很好地吻合。综合相关文献的研究结果,可以认为涡面元法在雷诺数较大时($Re > 10^6$)及攻角在 $-5^\circ \sim 8^\circ$ 范围内能较精确地获得翼型表面的压力分布特性。

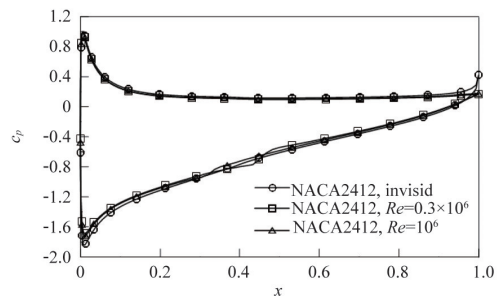


图5 NACA2412翼型表面压力系数分布比较

Fig. 5 Comparison of surface pressure coefficient distribution obtained with different methods

3.4 风力机叶片设计实例

风力机叶片沿径向可以根据需要选择不同的翼型,这里认为整个叶片断面均采用满足目标压力系数并经过优化后的翼型。叶片设计采用叶素动量理论。

设风力机功率为5 kW,传动装置效率 $\eta=0.8$,叶片数 $B=3$,设计风速 $V_\infty=6.5$ m/s,初选风能利用系数 $C_p=0.4$ 。风速范围取为4~11 m/s。风轮直径 D ,风力机转速 Ω 按式

(15)、式(16)计算。

$$D = \sqrt{\frac{8P}{\pi\rho\eta C_p V_\infty^3}} \quad (15)$$

$$\Omega = V_\infty \lambda_{tip} \frac{D}{2}, n = \frac{30\Omega}{\pi} \quad (16)$$

式(16)中, λ_{tip} 为叶尖速比, $\lambda_{tip} = \frac{\Omega D}{2V_\infty}$ 。

叶片设计的目的就是在满足设计功率和运行风速的条件下,确定叶片沿径向各断面翼型的弦长、浆矩角,使风能利用系数 C_p 最大。

叶片弦长从叶片根部至叶尖逐渐变小,设弦长按式(17)所示的指数规律均匀变化。

$$c = b_1 \left(\frac{r}{R}\right)^{b_2} \quad (17)$$

式中,系数 b_1 与指数 b_2 根据叶根及叶尖弦长确定。叶片几何及叶轮性能参数按式(18)、式(19)定义的优化模型确定。

$$\text{Max } C_{p,wind} = \sum_{i=1}^n f(V_{\infty,i}) C_{p,i} \quad (18)$$

$$\text{s.t. } \begin{cases} c_{tip,min} \leq c_{tip} \leq c_{tip,max} \\ c_{root,min} \leq c_{root} \leq c_{root,max} \\ \lambda_{tip,min} \leq \lambda_{tip} \leq \lambda_{tip,max} \end{cases} \quad (19)$$

式(18)中, $f(V_{\infty,i})$ 为风速分布函数,设风速按 Weibull 概率密度函数分布。取叶根弦长 c_{root} 变化范围为 0.4~0.7 m; 叶尖弦长 c_{tip} 变化范围为 0.2~0.3 m; 叶尖速比 λ_{tip} 范围为 5~8。

根据选定的翼型,得出叶轮直径为 9.0 m; 设计风速下叶轮转速为 89 r/min; 叶尖速比为 6。叶片几何参数见表 1。

表 1 叶片几何参数

Table 1 Geometry parameters of wind turbine blade

半径/m	弦长/m	浆矩角/(°)
0.45	0.50	37.6
1.35	0.32	15.2
2.25	0.26	5.88
3.15	0.23	1.42
4.05	0.20	-1.77

图 6 为叶轮风能利用系数随风速变化曲线。

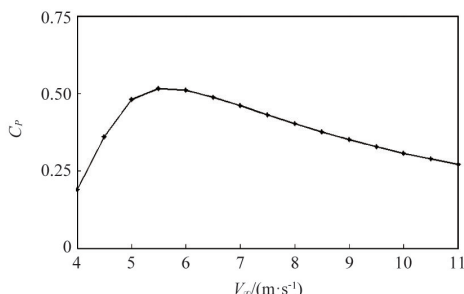


图 6 风轮风能利用系数随风速的变化

Fig. 6 Variation of wind turbine power coefficient with wind speed

由图 6 可见,在 $V_\infty = 4 \sim 11$ m/s 的范围内,最大风能利用系数出现在 $V_\infty = 5.5$ m/s 处,其值为 0.5145,风速在 4.5~8.0 m/s 范

围内风能利用系数平均值为 0.4552。计算表明根据所选翼型设计的风轮具有较好的性能。

4 结论

基于涡面元法的翼型反设计对选定的若干种初始翼型都能达到所要求的精度,不仅适应性强而且易于推广,能够满足风力机叶片设计要求。在获得满足预期性能的翼型几何形状后经缩放可用于实际叶片的设计。用凸函数族表达修正的翼型能够较快地收敛到目标值,通过实例验证该方法能够全面、灵活地表达风力机翼型。

参考文献 (References)

- [1] 刘雄, 陈严, 叶枝全. 水平轴风力机风轮叶片优化设计模型研究[J]. 汕头大学学报: 自然科学版, 2006, 21(1): 44-49.
Liu Xiong, Chen Yan, Ye Zhiquan. Research on the HAWT rotor blades optimization[J]. Journal of Shantou University: Natural Science Edition, 2006, 21(1): 44-49.
- [2] 李仁年, 郭杏威, 杨瑞. 基于 Matlab 的 1.5 MW 风力机叶片设计和优化方法[J]. 甘肃科学学报, 2012, 24(4): 73-76.
Li Rennian, Guo Xingwei, Yang Rui. The design of 1.5 MW wind turbine blade and its optimization based on the matlab[J]. Journal of Gansu Sciences, 2012, 24(4): 73-76.
- [3] Nicholas K B. Design and analysis of low Reynolds number airfoils [R]. Georgia: Georgia Technique, 2002: 1-32.
- [4] 李仁年, 陈晓明, 杨瑞, 等. 基于面元法对风力机翼型气动优化的研究[J]. 甘肃科学学报, 2010, 22(3): 97-101.
Li Rennian, Chen Xiaoming, Yan Rui, et al. Based on panel method for wind-based aerodynamic optimization of the wing[J]. Journal of Gansu Sciences, 2010, 22(3): 97-101.
- [5] 孙勤. 水平轴风力机翼型优化设计方法的研究[D]. 长沙: 湘潭大学, 2013.
Sun Qin. Research on optimal design of airfoil for horizontal-axis wind turbines[D]. Changsha: Xiangtan University, 2013.
- [6] 南向谊, 刘波, 王掩刚. 风力机叶片的剖面翼型反设计优化技术[J]. 风机技术, 2005(4): 13-18.
Nan Xiangyi, Liu Bo, Wang Yangang. Optimization technique in inverse design of fan blade aerofoil[J]. Fan Technology, 2005(4): 13-18.
- [7] 张扬, 白俊强, 朱军, 等. 改进 Hicks-Henne 型函数法在翼型参数化中的应用[J]. 飞行力学, 2011, 29(5): 35-38.
Zhang Yang, Bai Junqiang, Zhu Jun, et al. Application of improved Hicks-Henne shape function to airfoil parameterization[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(5): 35-38.
- [8] 宋显成, 陈江, 杜刚, 等. 风力机翼型参数化方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(3): 301-306.
Song Xiancheng, Chen Jiang, Du Gang, et al. Parametric representation method for wind turbine airfoils[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(3): 301-306.
- [9] Arvind Santhanakrishnan, Jamey Jacob. Shape optimization and flight testing of wing with oscillating camber[R]. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics(AIAA), 2003: 1-12.
- [10] 何玉林, 李海锋, 金鑫, 等. 风力机叶片翼型气动性能模型[J]. 机械科学与技术, 2010, 29(12): 1589-1594.
He Yulin, Li Haifeng, Jin Xin, et al. Aerodynamic characteristics model of airfoils for wind turbine blades[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2010, 29(12): 1589-1594.
- [11] 龚曙光, 彭秋明, 谢桂兰, 等. 10 kW 风力机叶片翼型气动性能的模拟及其优化[J]. 太阳能学报, 2013, 34(10): 1673-1677.
Gong Shuguang, Peng Qiuming, Xie Guilian, et al. Simulation of aerodynamic performance and optimization of airfoil for 10 kW wind turbines blade[J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2013, 34(10): 1673-1677.

(责任编辑 赵业玲)