

基于通用型线和网格重构的风力机翼型设计

孙振业, 陈进, 谢翌, 蒋传鸿
(重庆大学机械传动国家重点实验室, 重庆 400044)

摘 要: 现有翼型表达大都基于控制点和初始成熟翼型, 设计空间小因而不利于选出高性能翼型. 基于 Joukowski 保角变换通用翼型形线表征形式, 编程集成 ICEM 和 FLUENT 完成翼型生成、大变形网格重构、边界条件生成和流场解算, 采用改进遗传算法进行高升阻比风力机翼型多学科联合设计. 结果表明本平台设计的翼型在设计、非设计工况下以及主要攻角范围内有较高升力系数和升阻比. 该型线集成表达和流场计算多学科设计方法, 也为类似气动优化设计提供参考.

关 键 词: 风力机; 翼型型线; 参数化表达; CFD; 耦合设计

中图分类号: TK 83; TH 12 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-3026(2015)09-1310-06

Design of Wind Turbine Airfoils Based on General Profile and Mesh Reconstitution

SUN Zhen-ye, CHEN Jin, XIE Yi, JIANG Chuan-hong

(State Key Laboratory of Mechanical Transmission, Chongqing University, Chongqing 400044, China.
Corresponding author: CHEN Jin, E-mail: chenjin413@cqu.edu.cn)

Abstract: Most of the airfoil representations do not have a large enough domain to select the optimal airfoil in that they mainly depend on control points and initial airfoils. Based on the parametric profile representation, which originated from Joukowski conformal transformation, an improved genetic algorithm was designed to obtain airfoils with a high lift-to-drag ratio. ICEM and FLUENT were coupled to generate airfoils, reconstruct mesh, set boundary conditions and calculate aerodynamic performances. The results showed that the new airfoil has a higher lift coefficient and lift-to-drag ratio in on-design and off-design operation conditions and at the main range of attack angles. This multidisciplinary design integrates well parametric representation and CFD simulation, which can also provide a reference for similar aerodynamic optimization designs.

Key words: wind turbine; airfoil profile; parametric representation; computational fluid dynamics (CFD); coupling design

风力机专用翼型是在航空翼型的基础上发展起来的. 比较著名的有几种: 美国 NREL 的 S 系列^[1], 荷兰的 DU 系列^[2-3] 以及瑞典 FFA 的 FFA-W 系列, 丹麦 RISØ 的 Risø 系列^[4]. Gopalathenam 等^[5] 发展了一种可用于多点设计的反设计法, 可以根据流体约束确定相应的不同翼型段. Drelaf^[6] 基于牛顿法编写了 XFOIL 程序用于翼型设计. Veers 等^[7] 提出了一种尺寸较短、尾部平滑的新型翼型, 通过分析表明这种翼型具有更高的升力系数. 丹麦 RISØ 的 Fuglsang

等^[8] 采用 XFOIL 软件以及数学方法分别对 Risø 系列翼型进行优化分析, 优化主要是从前缘入手. Ribeiro 等^[9] 采用 2 条 B 样条分别表达翼型的上下表面, 每个样条用 6 个控制点. 余莉等^[10] 在 ISIGHT 平台下通过基准航空翼型 NACA4412 和固定的前后缘点一起确定翼型形状. 现有翼型表达大都是基于控制点和原有成熟翼型, 优化时对翼型形状参数进行局部调整. 在前人研究基础上, 本文从翼型的底层形状表征寻求方法, 寻找一种设计空间丰富且可控、包含多样翼型曲线的通用

收稿日期: 2013-12-31

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51175526); 国家高技术研究发展计划项目(2012AA051301).

作者简介: 孙振业(1990-), 男, 山东德州人, 重庆大学博士研究生; 陈进(1956-), 男, 重庆人, 重庆大学教授, 博士生导师.

表示形式.

基于位势流和无黏流的流场分析不能反映真实流动的物理机制. CFD 求解的是黏性可压 N-S 方程, 能够更加细致地模拟翼型绕流的物理特征本质. 文献[11]在 ISIGHT 平台下采用基于基准翼型的动网格方法执行优化设计, 文献[12]在 HyPerworks 软件下基于网格变形进行翼型优化. 本文采用集成表达, 在富含各种可能翼型的设计空间内选取种群. 在优化中种群变化较大, 翼型的变化空间比较大, 基于动网格的方法不太适用, 此处采用大变形网格重构技术. 最终基于通用型线理论和多学科设计方法, 得到了相对厚度 18% 翼型, 并分析其性能.

1 翼型参数化型线表达理论

基于 Joukowski 保角变换的通用翼型表征形式^[13-15]是一种易于优化和扩展构成的翼型表达形式. 基于 Joukowski 保角变换思想, 复平面 Z 上的一偏心圆 Z_c 可以变换成另一复平面上类似翼型的曲线:

$$\zeta = f(Z_c) = Z_c + a^2/Z_c. \quad (1)$$

同时为了保证翼型的后缘呈现尖角, Z_c 平面上的圆需要经过 $x=a$ 这个点, 其中 a 为 1/4 倍翼型弦长. 这样 ζ 平面上的翼型坐标就可以表示为

$$\left. \begin{aligned} \eta &= (r + a^2/r) \cos \theta, \\ \varphi &= (r + a^2/r) \sin \theta. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: η 为横坐标; φ 为纵坐标; r 为翼型在复平面的矢径长度; θ 为幅角. 翼型变换如图 1 所示.

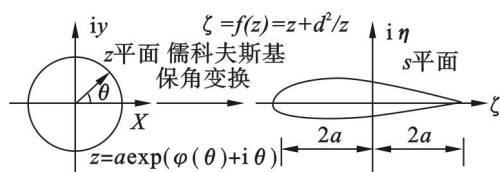


图1 翼型变换

Fig. 1 Airfoil transformation

基于西奥道生的表达思想, 采用一个简单并且通用的拟圆公式:

$$Z_c = ap(\theta)e^{i\theta}. \quad (3)$$

式中: $ap(\theta)$ 为拟圆矢径; θ 为幅角. 通过选取不同的 $p(\theta)$ 就可以变换出各种有不同厚度、弯度、后缘夹角及前缘半径的翼型. 翼型形状函数用高阶多项式对 $p(\theta)$ 表达:

$$p(\theta) = \sum_{k=0}^n C_k \theta_k. \quad (4)$$

其中: k 为多项式的阶数; C_k 为第 k 阶多项式的系

数; $p(\theta) = \sum_{k=0}^n C_k \theta_k$. 通过选取不同的 C_k 就可以表达任意形状的翼型.

2 集成耦合设计流程

为了实现集成设计, 流程分为自编程序耦合翼型形状生成、ICEM 网格划分、FLUENT 流场分析、优化设计 4 个子模块. 耦合设计流程如图 2 所示: 1) 由翼型形线表达理论生成翼型形状数据文件, 并将符合要求的翼型坐标点通过 I/O 操作保存为文本文件; 2) ICEM 调用翼型形状数据文件, 读入命令流文件, 自动重构网格并生成非结构网格输出; 3) 流场计算模块调用网格, 设置翼型气动计算各流场参数, 气动计算收敛后将气动系数 I/O 存档于数据文件; 4) 读取气动数据文件, 计算适应度值, 然后进行相应的遗传算法交叉变异等操作, 得到新的翼型函数系数, 使新的系数有利于产生高适应度值的翼型. 再由新的翼型函数系数, 得到新的翼型数据. 重复步骤 1) ~ 4), 判断是否满足终止准则, 若不满足则继续生成新一代种群, 直到优化收敛.

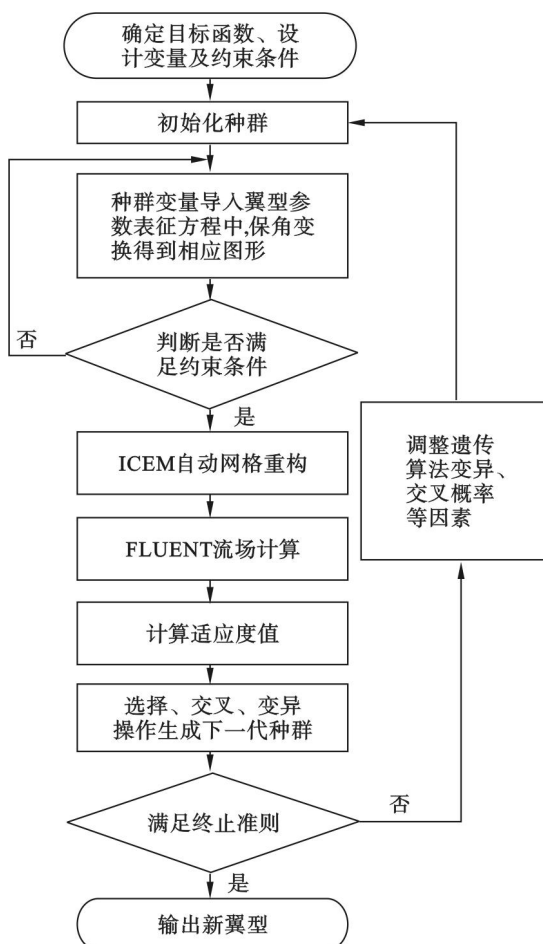


图2 集成耦合设计流程

Fig. 2 Coupling design chart flow

2.1 网格重构方法

计算域网格重构在 ICEM 中进行,应用分块组合网格技术,划分不同部件和区域,设置不同部件上网格节点的分布规律,进而控制此区域网格疏密等属性.再构成一个整体流场网格,划分情况如图 3 所示.将组合生成的整体网格转化为 FLUENT 可以识别的非结构网格.

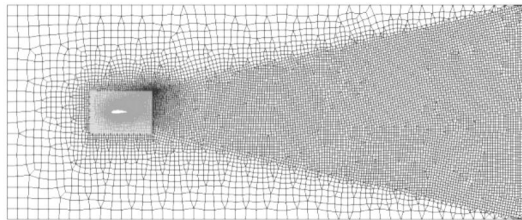


图 3 流场网格
Fig. 3 Grids of flow field

采用分块组合划分,在不同区域采用不同精度的网格,对流场参数变化梯度比较大的敏感区域(翼型前后缘及边界层)以及尾流区域进行加密.保证计算精度基础上极大减少计算资源,这对于多达几千次的优化计算来说尤为重要.翼型表面边界层网格划分情况如图 4,图 5 所示.翼型表面第一层网格高度为 1×10^{-5} m,增长率为 1.17,共 30 层边界层网格.表面 Y^+ 值控制在 10 以内^[16-18].

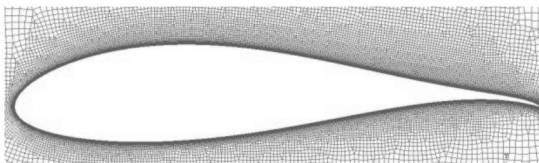


图 4 翼型附近网格
Fig. 4 Grids near airfoil

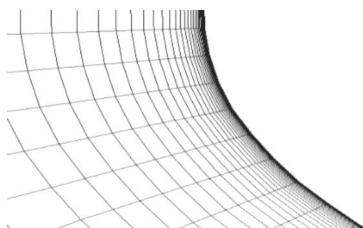


图 5 边界层网格
Fig. 5 Boundary layer grids

2.2 流场计算方法及验证

采用二维连续性方程和二维不可压缩 N-S 方程.质量守恒方程为

$$\nabla(V) = 0. \quad (5)$$

动量守恒方程为

$$\rho \frac{dV}{dt} = \rho F + \nabla P + \mu \nabla^2 V. \quad (6)$$

气动计算在 FLUENT 中完成,编程读入网格

文件,设置边界条件等各种流场及计算参数的设置.采用二维双精度定常求解器,分离式求解器求解稳态 N-S 方程.选取 S-A 湍流模型,控制方程对流、压力等项均采用二阶格式进行离散,速度和压力耦合采用 SIMPLE 算法.无穷远处来流速度为入口边界条件,施加给图 3 中左侧、上侧、下侧三个边界;标准大气压强为出口边界条件,施加给图 3 中右侧边界;翼型边界条件为标准无滑移壁面,收敛精度标准为 10^{-6} .

为了验证本文流场计算方法的可靠性,本文计算了 WT180 翼型^[19]在 43.822 m/s 工况风速下的气动性能,并在攻角 $-8^\circ, 0^\circ, 25^\circ$ 下与该翼型在西北工业大学 NF-3 风洞得出的试验结果进行对比,翼型表面压力分布如图 6 所示.在 -8° 和 0° 攻角下,计算的压力系数分布与实验值在大部分区域高度一致.在 25° 攻角下,由于大分离非稳态流动特性,在翼型前缘吸力面计算和实验差别较大.由于本文在设计攻角下优化翼型,不涉及大分离流动状态,所以验证了 CFD 方法的可信性和精确性.

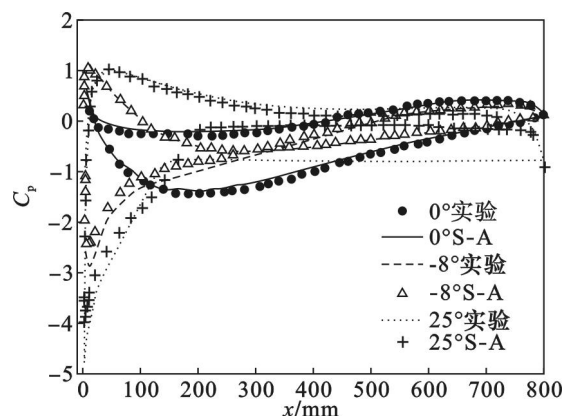


图 6 三种不同攻角下的压力分布对比
Fig. 6 Comparison of pressure distribution at three different attack angles

3 翼型设计算例与分析

3.1 目标函数、设计变量及约束条件

叶片展向的 70% ~ 90% 处为主要功率产生区域,本文优化相对厚度为 0.18 的叶尖翼型.叶尖翼型应有较高的升阻比,有助于减小风轮实度、增大启动力矩.以翼型在设计攻角 α_d 下升阻比最大作为目标函数:

$$f(X) = \max(C_l/C_d). \quad (7)$$

式中, C_l, C_d 为翼型升力系数和阻力系数.

设计工况雷诺数 $Re = 3 \times 10^6$, 马赫数 $Ma = 0.102$,光滑翼面条件.考虑翼型设计空间覆盖特

性和型线自由度特性的影响, 选取 $\rho(\theta)$ 第2到第9项系数作为设计的变量:

$$X = (C1, C2, C3, C4, C5, C6, C7, C8). \quad (8)$$

翼型型线的设计空间要足够大, 这样才能选出优秀种群. 边界约束条件为

$$X_{\min} \leq X \leq X_{\max}. \quad (9)$$

为使变换后翼型具有前圆后尖、表面光滑过度以及尾缘闭合的流线型特性, 复平面上拟圆需通过变换奇点 $(a, 0)$, x 轴方向偏置 $\varepsilon \times a$, y 轴方向偏置 $-\nabla \times a$, 则翼型设计的形状函数控制方程(系数控制方程)为

$$\left. \begin{aligned} C_0 &= 1, \\ \sum_{k=1}^n 2^k \pi^k C^k &= 0, \\ \sum_{k=1}^n \pi^k C^k &= \varepsilon, \\ \sum_{k=0}^n (3^k - 1) \pi^k / (2^k C^k) &= -\nabla \times a. \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

翼型应具有较高的升力系数, 设计攻角下翼型的升力系数

$$C_l > C_{l\min}. \quad (11)$$

翼型气动扭矩中心一般在 0.25 倍弦长位置. 考虑与其他翼型的相互兼容性和扭矩特性, 翼型最大厚度位置的约束条件为

$$0.24 \leq L_{\max} \leq 0.35. \quad (12)$$

为控制风轮工作时的噪声, 翼型应具有尖尾缘特性:

$$y_{u,0.99} - y_{l,0.99} \leq 0.01. \quad (13)$$

式中, $y_{u,0.99}$, $y_{l,0.99}$ 分别表示弦向位置为 0.99 倍弦长时翼型上、下翼面的 y 坐标值.

3.2 翼型几何特性分析

采用改进遗传算法, 当种群规模取值较大时, 全局搜索能力增强, 收敛所需代数降低; 但它并不是愈大愈好, 当种群规模增大时, 收敛时间在开始会降低; 当种群达到一定规模, 收敛时间又会上升. 进化代数取得较大时, 对种群规模的要求也会降低. 本文的变量有 8 个, 取种群规模约为变量个数的 4 倍(30). 根据程序调试, 取最大进化代数 200 代、初始交叉算子为 0.7、初始变异算子为 0.2. 在标准遗传算法中, 交叉与变异概率是固定点. 当变异和交叉的概率较大时, 会破坏已经得到的优良个体, 而概率较小时会依赖于初始种群的选择, 会引起种群未成熟收敛现象. 因此需要在进化中, 不断控制交叉变异操作. 本文算法在进化开始保持当前一个最优解、采用初始交叉变异概率,

随着进化进行, 逐渐增加最优解的保留个数, 减小交叉变异概率、搜索步长, 此举既能扩大搜索空间, 又不破坏已经得到的最优解, 能迅速逼近最优解, 且避免震荡的产生. 优化得到了相对厚度为 0.180 的性能优良的风力机专用翼型 CF180.

表 1 给出了 CF180 及两种相同厚度的国际知名翼型的几何特性, 翼型轮廓对比如图 7 所示. 与 NACA633-418 翼型、DU96W180 翼型对比, CF180 翼型 T_{\max} 在弦长方向 29.0%, 而另外两者分别为 34.5%, 35.5%. CF180 的最大厚度处更靠近翼型气动中心, 且具有更大的前缘半径和上翼面厚度, 这有利于翼型气动性能的提高. CF180 的最大弯度为 0.063, NACA633-418, DU96W180 分别为 0.044, 0.050.

表 1 各翼型几何参数
Table 1 Geometrical parameter of airfoils

翼型名称	最大厚度 T_{\max}	T_{\max} 弦向位置	最大弯度 C_{\max}	C_{\max} 弦向位置
CF180	0.180	0.290	0.063	0.540
NACA 633-418	0.180	0.345	0.044	0.515
DU96 W180	0.180	0.355	0.050	0.365

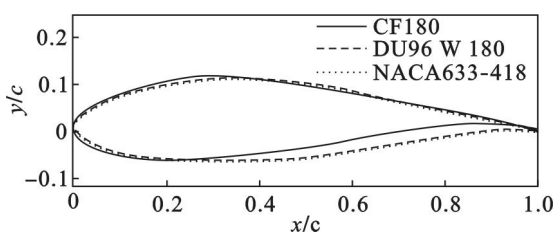


图 7 各翼型形线对比

Fig. 7 Comparison of airfoil profiles

3.3 翼型气动特性

图 8 所示为三种翼型在相同工况条件下(雷诺数 $Re = 3 \times 10^6$, 马赫数 $Ma = 0.102$, 同为自由转捩或固定转捩条件模拟粗糙或光滑翼面条件)、不同攻角范围内的气动特性对比. 在主要攻角范围内, 粗糙壁面以及光滑条件下, CF180 新翼型的升力系数和升阻比都大于 NACA633-418 翼型和 DU96W180 翼型, 主要气动参数见表 2.

自由转捩工况时, CF180 在攻角为 11° 时取得最大升力系数 1.690, 在攻角为 5° 时获得最大升阻比 160.840, 大幅优于 NACA633-418 的 1.416(攻角为 13°) 和 136.167(攻角为 5°), 增幅分别为 19.4% 和 18.1%. DU96W180 在攻角为 11° 有最大升力系数 1.287, 在攻角为 6° 有最大升阻比 158.651. CF180 相对 DU96W180 的增幅分

别为31.1%和1.4%。虽然从最大升阻比数据看,相对增幅较小,但从 0° 到 13° 攻角范围内看,升阻比平均提高了39.5%。

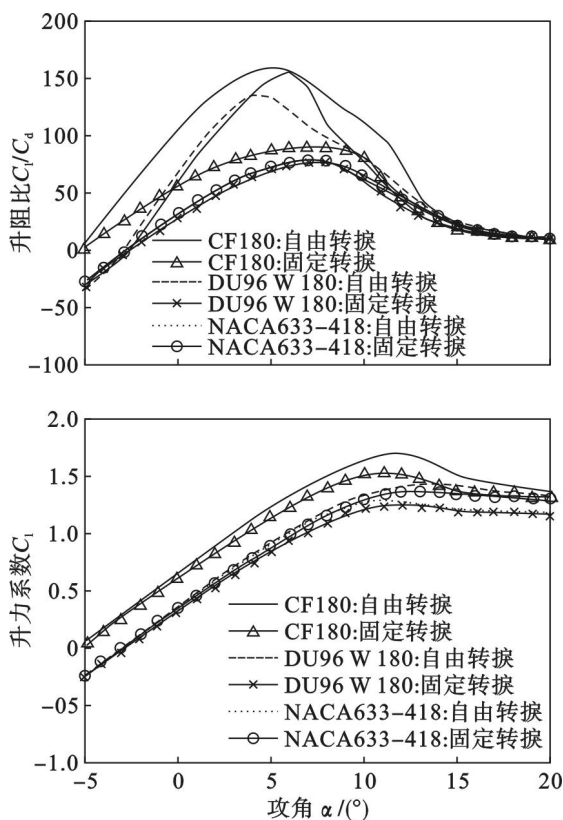


图8 各翼型的气动性能

Fig. 8 Aerodynamic performances of airfoils

表2 各翼型气动参数

Table 2 Aerodynamic parameter of airfoils

翼型名称	最大升力 系数 $C_{l_{max}}$		最大升阻比 (C_l/C_d) _{max}	
	自由 转捩	固定 转捩	自由 转捩	固定 转捩
CF180	1.690	1.540	160.840	91.057
NACA633-418	1.416	1.363	136.167	79.551
DU96W180	1.287	1.257	158.651	76.654

固定转捩工况时,吸力面1%弦长位置处施加固定转捩($X_{tr}=0.01$),压力面10%弦长位置处施加固定转捩($X_{tp}=0.01$)模拟翼型粗糙条件。CF180在攻角为 11° 时取得最大升力系数1.540,在攻角为 7° 时获得最大升阻比91.057。NACA633-418在攻角为 13° 时取得最大升力系数1.363,在攻角为 7° 时获得最大升阻比79.551。CF180相对NACA633-418的增幅分别为13.0%和14.5%。DU96W180在攻角为 12° 时取得最大升力系数1.257,在攻角为 7° 时获得最大升阻比76.654。CF180相对DU96W180的增幅分别为22.5%和18.8%。可看出叶片表面粗糙度增

加时,新翼型仍可保持较高升力系数和升阻比。综上所述,新翼型在设计工况和非设计工况下、主要攻角范围内有较高的升力系数和升阻比。

4 结 论

1) 采用通用翼型形线表达和CFD相结合的方法,体现了集成表达使用方便、设计空间丰富且可控的优点。

2) 耦合翼型生成、网格重构、边界条件生成和流场解算,摆脱了控制点、初始翼型和流场计算等方面的限制因素。

3) NACA翼型是低攻角航空翼型,对于风力机来说性能明显较差。DU96W180翼型是风力机知名翼型,尤其在失速段表现良好。CF180新翼型在设计和非设计工况下都有良好的气动性能。

参考文献:

- [1] Tangler J L, Somers D M. Status of the special purpose airfoil families [C]// Proceedings of WINDPOWER '87. San Francisco, 1987: 229-335.
- [2] Timmer W A, van Tooi P. Summary of the Delft University wind turbine dedicated airfoils [J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2003, 125(4): 488-496.
- [3] Van Rooij R, Timmer W A. Roughness sensitivity considerations for thick rotor blade airfoils [J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2003, 125(4): 468-478.
- [4] Fuglsang P, Bak C, Gaunaa M, et al. Design and verification of the Risø-B1 airfoil family for wind turbines [J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2004, 126(4): 1002-1010.
- [5] Gopalathenam A, Selig M S. Multipoint inverse methods for multielement airfoil design [J]. *Journal of Aircraft*, 1998, 35(3): 398-404.
- [6] Drela M. XFOIL: an analysis and design system for low Reynolds number airfoils [M]. Berlin: Springer Heidelberg, 1989: 1-12.
- [7] Veers P S, Ashwill T D, Sutherland H J, et al. Trends in the design, manufacture and evaluation of wind turbine blades [J]. *Wind Energy*, 2003, 6(3): 245-259.
- [8] Fuglsang P, Bak C. Development of the Risø wind turbine airfoils [J]. *Wind Energy*, 2004, 7(2): 145-162.
- [9] Ribeiro A F P, Awruch A M, Gomes H M. An airfoil optimization technique for wind turbines [J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2012, 36(10): 4898-4907.
- [10] 余莉, 呼政魁, 程涵, 等. 风力机翼型的多学科设计优化 [J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(5): 697-700.
(Yu Li, Hu Zheng-kui, Cheng Han, et al. Multidisciplinary design optimization for wind turbine airfoil [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2011, 43(5): 697-700.)
- [11] 朱雄峰, 郭正, 侯中喜, 等. 基于动网格的翼型设计优化

- [J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(2): 1-6.
(Zhu Xiong-feng, Guo Zheng, Hou Zhong-xi, et al. Dynamic mesh based airfoil design optimization [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2013, 35(2): 1-6.)
- [12] 闵新勇, 董湘怀, 邹旭辉. 基于网格变形法的风机翼型气动性能优化[J]. 太阳能学报, 2011, 32(9): 1303-1308.
(Min Xin-yong, Dong Xiang-huai, Wu Xu-hui. Aerodynamic optimization of a wind turbine airfoil by mesh morphing technique [J]. *Acta Energetica Solaris Sinica*, 2011, 32(9): 1303-1308.)
- [13] Wang Q, Chen J, Pang X, et al. A new direct design method for the medium thickness wind turbine airfoil [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2013, 43: 287-301.
- [14] Cheng J, Zhu W, Fischer A, et al. Design and validation of the high performance and low noise CQU-DTU-LN1 airfoils [J]. *Wind Energy*, 2013, 17(12): 1817-1833.
- [15] Chen J, Zhang S Q, Hou Y, et al. Parametric geometry representations for wind turbine blade shapes [J]. *High Technology Letters*, 2011, 17(3): 325-332.
- [16] Chen J, Wang Q, Pang X, et al. Improvement of airfoil design using smooth curvature technique [J]. *Renewable Energy*, 2013, 51: 426-435.
- [17] Lanzafame R, Mauro S, Messina M. Wind turbine CFD modeling using a correlation-based transitional model [J]. *Renewable Energy*, 2013, 52: 31-39.
- [18] Ram K R, Lal S, Ahmed M R. Low Reynolds number airfoil optimization for wind turbine applications using genetic algorithm [J]. *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 2013, 5(5): 052007, 1-15.
- [19] 张石强, 陈进, 沈文忠, 等. 基于多目标遗传算法的风力机翼型形状优化[J]. 太阳能学报, 2011, 32(8): 1269-1274.
(Zhang Shi-qiang, Chen Jin, Shen Wen-zhong, et al. Multi-objective optimization of wind turbine airfoil profile based on genetic algorithm [J]. *Acta Energetica Solaris Sinica*, 2011, 32(8): 1269-1274.)

(上接第 1304 页)

3) 用 95% 乙醇代替水配制的敏化液性质稳定, 可长时间放置, 不易变质失效。但是, 使用该敏化液敏化的表面在水解过程中由于乙醇的扩散作用可能会使 $\text{Sn}(\text{OH})_2$ 膜破碎, 对后续活化层的质量和纳米线的制备产生不利影响。

参考文献:

- [1] Lupu N. Electrodeposited nanowires and their applications [M]. Croatia: InTech, 2010: 61-64, 86, 214-215.
- [2] Zhang L D, Fang X S, Ye C H. Controlled growth of nanomaterials [M]. Singapore: World Scientific, 2007: 167-175, 269-272.
- [3] Huang C C, Lo C C, Tseng Y C, et al. Magnetostructural phase transition in electroless-plated Ni nanoarrays [J]. *Journal of Applied Physics*, 2011, 109(11): 113905-1-13905-7.
- [4] Geckeler K E, Nishide H. Advanced nanomaterials [M]. Weinheim: Wiley-VCH, 2010: 200-202.
- [5] 倪星元, 姚兰芳, 沈军, 等. 纳米材料制备技术 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2007: 259.
(Ni Xing-yuan, Yao Lan-fang, Shen Jun, et al. Preparation technology of nano material [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2007: 259.)
- [6] Wu S S, Liu W L, Tsai T K, et al. Growth behavior of electroless copper on silicon substrate [J]. *Journal of University of Science and Technology Beijing*, 2007, 14(1): 67-71.
- [7] Niazi A R, Li S K, Wang Y C, et al. Parameters optimization of electroless deposition of Cu on Cr-coated diamond [J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2014, 24(1): 136-145.
- [8] 任鑫, 黄新民, 张胡海, 等. 化学沉积法制备铜纳米管与纳米线 [J]. 金属功能材料, 2006, 13(5): 1-4.
(Ren Xin, Huang Xin-min, Zhang Hu-hai, et al. Fabrication of Cu nanotubes and nanowires by electroless deposition [J]. *Metallic Functional Materials*, 2006, 13(5): 1-4.)
- [9] 赵文珍. 材料表面工程导论 [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1998: 221-225.
(Zhao Wen-zhen. Introduction to materials' surface engineering [M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1998: 221-225.)
- [10] 胡文彬, 刘磊, 作亚婷. 难镀基材的化学镀镍技术 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2003: 115-117.
(Hu Wen-bin, Liu Lei, Wu Ya-ting. Technology of electroless nickel plating on difficult-to-plate substrates [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2003: 115-117.)