

基于伴随方法的低风速风电机组翼型优化研究

田 德, 吴志学, 罗 涛, 路 宏, 王若愚

(新能源电力系统国家重点实验室(华北电力大学), 北京 102206)

摘 要: 以提高翼型的升阻比为优化目标, 基于CFD(computational fluid dynamics)数值模拟, 利用基于控制理论的伴随(Adjoint)方法及网格快速变形理论, 在低风速条件下, 分别对水平轴风电机组叶片通常使用的传统航空翼型NACA0012和风电机组专用翼型S8036进行仿真优化研究。结果表明: 结合基于控制理论的伴随算法及网格快速变形方法, 可有效改进优化2种不同类型翼型的气动性能。在相同的流场条件下, 优化得到的翼型分别与初始翼型NACA0012和S8036相比, 升阻比分别提高8.75%和16.74%。

关键词: 升阻比; 风电机组; 气动外形; 伴随方法; 翼型优化

中图分类号: TK83

文献标识码: A

0 引 言

风能是一种储量巨大、分布广泛的可再生清洁能源, 可利用的风能在全世界范围内分布非常广泛。我国可利用的风能资源达 2.53×10^8 kW, 因此风力发电逐渐成为我国可持续发展战略的重要组成部分^[1]。为了提高风能利用率, 设计、选择、优化风力机翼型显得十分重要。目前, 水平轴风电机组叶片通常使用2种翼型: 1) 航空翼型及其修型; 2) 风电机组翼型(如瑞典 FFA-W 系列、美国的 NREL S 系列和荷兰的 DU 系列等)。我国对翼型的研究起步较晚, 特别是适用于低风速条件下的翼型研究还处于初级阶段, 目前主要是对国外的先进翼型进行消化和改进^[2]。在翼型的优化设计中, 全局搜索算法和梯度算法是2种常用的优化方法。典型的全局搜索算法有基因遗传算法、粒子群算法等。文献[3~6]应用进化算法及其改进算法对常用翼型进行优化并取得了不错的效果。

相对于进化算法, 梯度优化算法具有计算量小、收敛速度快等特点, 特别是在复杂气动外形设计以及多变量优化领域优势明显。目前, 在梯度优化算法中, 20世纪90年代初由 Jameson 提出的 Adjoint 方法, 即基于控制理论的伴随方法在梯度精确求解、复杂气动外形设计、计算花费等方面具

有明显优势。罗佳琪等^[7]利用 Adjoint 方法对高速翼型进行优化研究, 验证了方法的可靠性。樊艳红等^[8]应用 Adjoint 方法对风电机组翼型进行优化研究, 提高了 Adjoint 方法的鲁棒性。利用 CFD 计算软件 Fluent 对风电机组叶片通常使用的航空翼型以及风电机组翼型(分别以 NACA0012 和 NREL S8036 为例)进行气动性能计算, 在翼型原始气动特性计算的基础上, 在低风速条件下, 运用 Adjoint 及网格快速变形方法以升阻比为优化目标对上述翼型进行优化研究。

1 气动外形 Adjoint 优化方法

Adjoint 方法即基于控制理论的伴随方法, Jameson^[9-13]团队对此进行了深入研究。在进行气动外形优化时, 通常把气动特性中的升力系数、阻力系数、升阻比等作为优化目标, 以 I 表示。而物体所处环境中的流体变量(ω)和物理外形函数(S)决定了其气动特性, 因此可构造函数:

$$I = I(\omega, S) \quad (1)$$

当形函数发生变化时, 有:

$$\delta I = \left[\frac{\partial I^I}{\partial \omega} \right] \delta \omega + \left[\frac{\partial I^I}{\partial S} \right]_{II} \delta S \quad (2)$$

式(2)中, 下标 I、II 用来区分由于流体变量 $\delta \omega$ 和形状变量 δS 的变化对目标函数造成的影响。利

用控制理论,引入流场控制方程作为约束条件,最终达到消除式(2)中流体变量项 $\delta\omega$ 的目的,使最终的梯度表达式只与形状变量 δS 有关。在流域 D 中流体控制方程可写成:

$$R(\omega, S) = 0 \quad (3)$$

将式(3)进行微分计算得:

$$\delta R = \left[\frac{\partial R}{\partial \omega} \right]_i \delta \omega + \left[\frac{\partial R}{\partial S} \right]_{ii} \delta S = 0 \quad (4)$$

将式(4)代入式(2)中,并引入拉格朗日算子 ψ 可得:

$$\delta I = \left\{ \frac{\partial I^T}{\partial \omega} - \psi^T \left[\frac{\partial R}{\partial \omega} \right]_i \right\} \delta \omega + \left\{ \frac{\partial I}{\partial \omega} - \psi^T \left[\frac{\partial R}{\partial \omega} \right]_{ii} \right\} \delta S \quad (5)$$

由式(5)可知,选取合适的 ψ 值使:

$$\left[\frac{\partial R}{\partial \omega} \right]^T \psi = \frac{\partial I}{\partial \omega} \quad (6)$$

则原式(1)可表示为:

$$\delta I = g \delta S \quad (7)$$

$$g = \frac{\partial I^T}{\partial S} - \psi^T \left[\frac{\partial R}{\partial S} \right] \quad (8)$$

选取合适的形状变化使:

$$\delta S = -\lambda g \quad (9)$$

式(9)中 λ 为一个极小的正数,因此式(7)可变化为:

$$\delta I = -\lambda g g^T \delta S < 0 \quad (10)$$

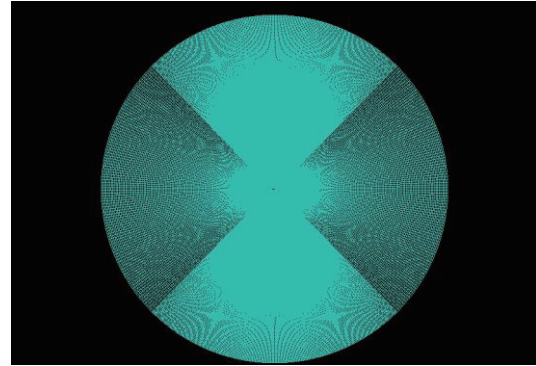
由式(10)可知,伴随方法能保证每次外形的修改方向都朝着收敛方向发展,最终达到最小值。经过以上推导可知:选择合适的拉格朗日算子可使目标函数的梯度不再依赖于流体变量,对于多个变量的优化问题,只需进行一次 Adjoint 方程计算,因而无需计算额外的流场方程。伴随方程的计算量与流场控制方程的计算量相当,每个计算循环的计算量相当于 2 次流场计算。相对于传统的梯度计算,Adjoint 方法计算的目标函数梯度值只与形状变化有关,不受变量数量的限制。因此 Adjoint 方法在多变量气动优化及复杂气动外形优化领域具有优势明显。在流体计算中通常以 N-S 方程作为流场约束方程即控制方程。

2 翼型气动性能仿真分析过程

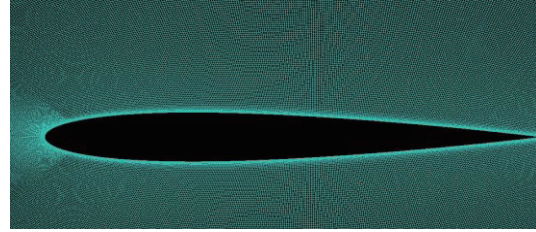
2.1 模型的建立与网格划分

从实际应用和研究目的考虑,以 NACA0012 和

S8036 翼型为例进行仿真研究。仿真过程中的流场区域为风场,为了保证仿真结果的准确性,以半径为 25 倍翼型弦长的圆形域作为流域,采用结构化网格并在 1.5 倍弦长范围内进行网格加密处理。整体计算区域网格模型如图 1a 所示。根据李德顺等^[14]对网格无关性及风洞试验的研究结果,网格边界层第 1 层高度为 2.3×10^{-4} m,网格节点数量约为 3.2×10^5 ,局部网格划分如图 1b 所示。



a. 整体网格划分



b. 局部网格划分

图1 计算区域网格模型

Fig. 1 Mesh model of computational domain

2.2 网格快速变形方法

网格变形技术是通过改变网格的节点坐标,使对应的网格模型形状发生变化,进而达到网格快速变形的目的。在此次优化过程中网格变形原理基于伯恩斯坦多项式,并利用 Adjoint 计算模拟结果作为网格变形驱动力。在优化过程中首先要选择 1 个区域作为网格变形区即控制体,控制体内的坐标控制点与网格节点存在映射关系,利用坐标控制点带动网格节点运动进而实现网格的快速变形。

假设 q 为控制区域内的网格节点,其空间位置由控制点 (u, v, w) 决定。在 $l \times m \times n$ 的控制体内,其中 u, v, w 分别与坐标轴 i, j, k 方向相对应。网格节点 q 的位置与控制点之间的线性关系式如式(11):

$$x_q = \sum_{i,j,k=0}^{l,m,n} \xi^{ijk} B_{i,l}(u^q) B_{j,m}(v^q) B_{k,n}(w^q) \quad (11)$$

式中, $B_{i,j}(u)$ ——第 1 阶伯恩斯坦多项式, $B_{i,j}(u) = \binom{l}{i} u^i (1-u)^{l-i}, i=0,1,\dots,l; \binom{l}{i}$ ——二项式系数, $\binom{l}{i} = \frac{l!}{i!(l-i)!}$; ξ^{ijk} ——控制点的坐标。

控制体内网格的变形是由一个或多个控制点的移动映射到网格节点,从而进行平滑移动。目标函数的变化情况可由式(12)进行估算。

$$\delta\tau = \sum_{i,j,k=0}^{l,m,n} \delta\xi^{ijk} \sum \frac{\partial\tau}{\partial x^q} B_{i,l}(u^q) B_{j,m}(v^q) B_{k,n}(w^q) \quad (12)$$

式中, $\delta\xi^{ijk}$ ——控制点位置的调整; $\sum \frac{\partial\tau}{\partial x^q} B_{i,l}(u^q) B_{j,m}(v^q) B_{k,n}(w^q)$ ——控制点的敏感区域, 用 W^{ijk} 表示。

经过梯度计算后, 令 $\delta\xi^{ijk} = \lambda W^{ijk}$ (λ 的默认值为 1), 从而求出网格变形后的光滑边界, 进而改进设计^[15,16]。网格快速变形区域如图 2 所示。

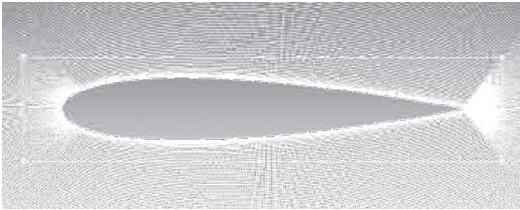


图2 网格快速变形区域

Fig. 2 Mesh fast deformation region

2.3 流场分析设置

2.3.1 湍流模型

为使仿真结果更加可靠, 且结合后续 Adjoint 计算, 使用能量方程, 考虑热交换。当空气流经翼型表面时, 存在边界层分离, 而 $k-\varepsilon$ 标准计算模型在近壁面区有较好的精度和稳定性。在李德顺等^[14]的研究中已通过风洞试验证明了该算法的可靠性, 同时 $k-\varepsilon$ 标准计算模型可很好地和以后的 Adjoint 计算相匹配, 因此湍流模型选择 $k-\varepsilon$ 标准计算模型。

2.3.2 边界条件及求解方法

由于视空气为不可压缩流体, 因此进口边界条件采用速度入口 (velocity-inlet), 环境温度设为 296.75 K, 相对压力值为 0 Pa。出口边界条件选择压力出口 (pressure-outlet), 相对静压为 0 Pa。翼型边界采用固定、无滑移的壁面条件, 温度为 296.75 K,

雷诺数为 2×10^6 。压力速度耦合采用 Coupled 算法, 空间和时间离散格式采用二阶迎风格式, 并采用基于压力的耦合隐式求解器进行数值模拟计算。

2.3.3 数值仿真结果

通过仿真分析翼型的气动特性, 得到 NACA0012 和 S8036 翼型在攻角 $0^\circ \sim 15^\circ$ 时的升阻比变化, 如图 3 所示。由图 3 可知, NACA0012 翼型在攻角为 8° 时取得最大升阻比, S8036 翼型在攻角为 9° 时取得最大升阻比。由于此次优化研究的目标为提高原有翼型的升阻比, 因此着重分析研究此时翼型的气动特性, 在之后的优化工作中将分别取攻角为 8° 和 9° 时分别作为 2 种翼型优化攻角, 并在此攻角下对翼型进行气动性能优化研究。

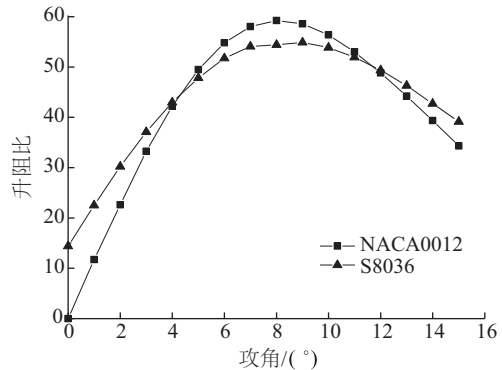


图3 初始翼型的升阻比

Fig. 3 Lift drag ratios of initial airfoils

3 Adjoint 气动优化设计流程

对于风电机使用的组翼型而言, 其升阻比是最为重要的性能指标, 特别是对低风速地区而言, 高升阻比的翼型可满足风电机组在低风速下的启动要求。在翼型设计过程中, 一般期望得到较大升力的同时保持阻力较小, 所以将翼型的升阻比作为目标函数, 建立翼型优化极值模型:

$$f(x) = \max(C_l/C_d) \quad (13)$$

采用 Adjoint 方法对翼型进行气动优化首先需计算目标函数 (升阻比) 的梯度信息, 并根据梯度计算所得结果调整翼型的几何外形, 在保证翼型光滑平滑的基础上, 利用网格快速变形方法对新生成的翼型进行局部网格划分。网格划分结束后再次对新得到的翼型进行气动性能计算, 将计算结果与初始值进行比较, 不断重复上述过程直至满足设计要求。具体优化流程如图 4 所示。

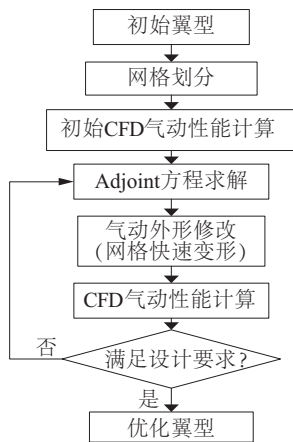


图4 优化设计流程

Fig. 4 Optimization design process

4 优化算例结果及分析

4.1 NACA0012翼型

根据气动仿真结果,选择在攻角为 8° 时、以升阻比为目标函数对NACA0012翼型进行气动性能优化。经过10次迭代计算,目标函数达到稳定值。在计算过程中,优化翼型升力、阻力以及升阻比的变化曲线如图5所示。由图5可知,当迭代计算在第7次后,升阻比的变化趋于稳定。在第7次迭代后,虽然升阻比有微小的提高,但其阻力值已逐渐大于初始翼型,因此选择第7次的计算结果作为此次优化最终结果。经过优化后的翼型外形变化如图6所示。经过计算可知,优化后的翼型升阻比为64.40,与初始翼型相比,升阻比提高了8.75%。图7分别为初始翼型和优化翼型在攻角为 8° 时翼型表面的压力云图。由图7可清楚看到,优化后的翼型由于气动外形的变化在尾缘底部产生了

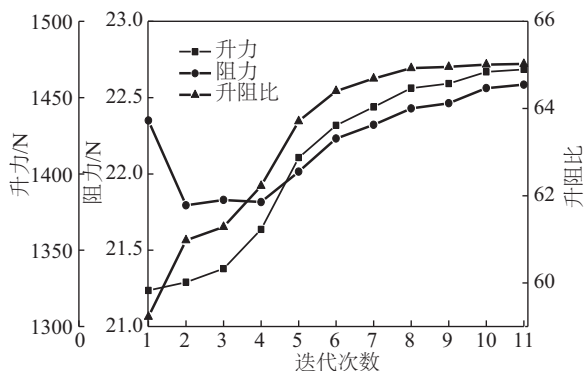


图5 NACA0012翼型优化过程气动性能变化

Fig. 5 Aerodynamic performance variations during NACA0012 airfoil optimization process

一个新的高压区,它的出现增大了翼型上下表面的压差,进而增加了翼型的升阻比。翼型表面压力系数曲线如图8所示。

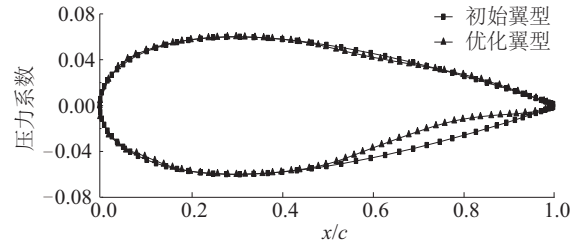
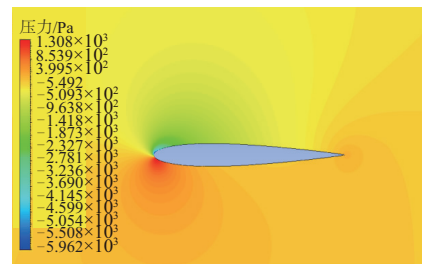
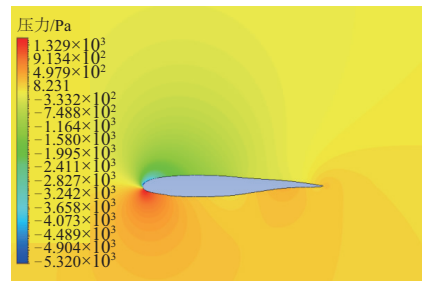


图6 NACA0012翼型优化翼型与初始翼型气动外形对比

Fig. 6 Comparison of aerodynamic profiles of NACA0012 before and after optimization



a. 初始翼型



b. 优化翼型

图7 NACA0012翼型优化前后压力云图

Fig. 7 Pressure nephogram of NACA0012 airfoil before and after optimization

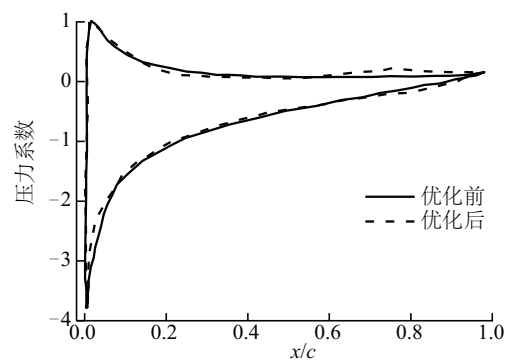


图8 NACA0012翼型优化前后压力系数

Fig. 8 Pressure coefficients of NACA0012 airfoil before and after optimization

4.2 S8036 翼型

S8036 翼型的优化过程与 NACA0012 翼型的优化过程类似,根据气动计算结果选择攻角为 9° 时,以升阻比作为目标函数对 S8036 翼型,进行气动性能优化。在迭代优化过程中,优化翼型升力、阻力以及升阻比的变化曲线如图 9 所示。由图 9 可知,经过 14 迭代计算后,翼型的升阻比变化趋于稳定。优化后的翼型外形变化如图 10 所示。

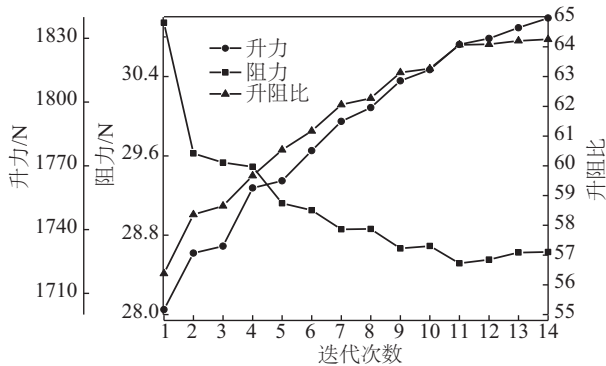


图 9 S8036 翼型优化过程气动性能变化

Fig. 9 Aerodynamic performance variations during S8036 airfoil optimization process

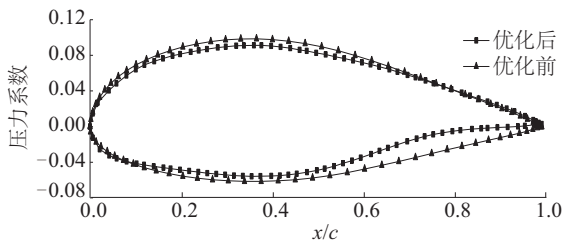


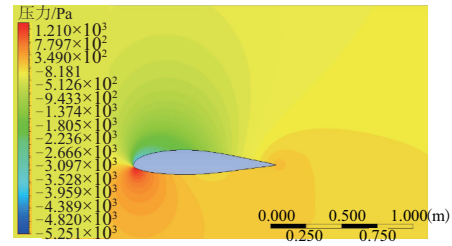
图 10 S8036 翼型优化翼型与初始翼型气动外形对比

Fig. 10 Comparison of aerodynamic profiles of S8036 before and after optimization

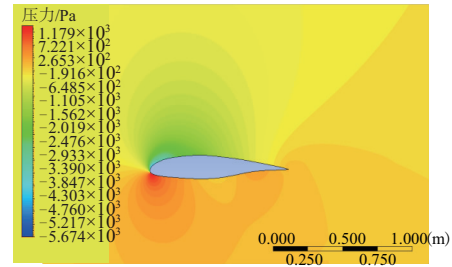
经过计算可知,优化后的翼型升阻比为 64.10,与初始翼型相比,升阻比提高了 16.74%。图 11 为初始翼型和优化翼型在攻角为 9° 时的压力云图。由图 11 可知,与初始翼型相比,优化后翼型后缘弯度增加,前缘半径略有增大,翼型尾部的高压区域明显增大,翼型上下表面压差增大。翼型表面压力系数曲线如图 12 所示。

在 2 次优化迭代计算中,新翼型的尾缘形状变化相似,尾缘弯度较初始翼型增加明显,在此流动条件下,流经下翼面的流体流速减慢,进而在翼型尾部产生了 1 新的高气压区,翼型压力面的压力

增加,在吸力面的压力变化不大的情况下,翼型升力增加。由图 8 和图 12 可看到,优化后的翼型压力系数曲线包围区域面积增大,这与图 7 和图 11 得到的结论一致,因而新翼型的升阻比增大。根据叶素理论,翼型的升阻比和风力机风轮捕获的能量系数成正比关系,优化后的翼型能提高风力机的输出功率,进而降低风电机组发电成本。



a. 初始翼型



b. 优化翼型

图 11 S8036 翼型优化前后压力云图

Fig. 11 Pressure nephogram of S8036 airfoil before and after optimization

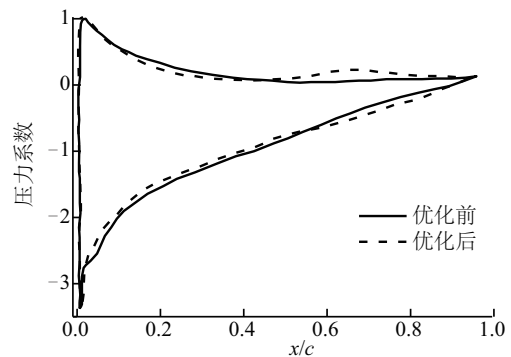


图 12 S8036 翼型优化前后压力系数曲线

Fig. 12 Pressure coefficients of S8036 airfoil before and after optimization

5 结 论

高升阻比翼型更能满足低风速风电机组的启动要求,为了提高风电机组常用翼型 NACA0012 与 S8036 在最佳攻角下的升阻比,利用 Adjoint 及网格

快速变形方法,在低风速来流条件下,通过 Fluent 软件模拟计算得到主要结论如下:

1)结合基于控制理论的伴随方法与网格快速变形方法的优化流程适用于传统的航空翼型和风电机组翼型在低风速条件下的优化设计,在此次优化计算中 NACA0012 和 S8036 翼型的升阻比分别提高了 8.75%和 16.74%。

2)在此次翼型优化过程中,翼型前缘形状的变化并不明显,主要是通过改变翼型后缘的弯度来提升翼型的升阻比。

3)利用局部网格快速变形方法,节约了网格划分的时间及网格计算量,避免了因为人工划分网格所导致的不确定性因素。

[参考文献]

- [1] 林俊杰,田 德,邓 英. 浓缩风能装置流场仿真与优化设计[J]. 太阳能学报, 2016, 37(7): 1891—1899.
- [1] Lin Junjie, Tian De, Deng Ying. Flow field simulation and optimization design of concentrated wind energy device[J]. Acta Energiæ Solaris Sinica, 2016, 37(7): 1891—1899.
- [2] 赵 旭,肖 俊,席德科. 水平轴风力机翼型设计与动态失速数值模拟[J]. 太阳能学报, 2009, 30(3): 348—354.
- [2] Zhao Xu, Xiao Jun, Xi Deke. The design of airfoils and the simulation of dynamic staff of horizontal axis wind turbine[J]. Acta Energiæ Solaris Sinica, 2009, 30(3): 348—354.
- [3] 隋洪涛,陈红全. 多目标翼型优化设计基因算法研究[J]. 空气动力学学报, 2000, 18(2): 236—240.
- [3] Sui Hongtao, Chen Hongquan. Multi-target airfoil optimization design of genetic algorithm [J]. Journal of Aerodynamics, 2000, 18(2): 236—240.
- [4] 张 磊,陈红全. 基于 CST 参数化的翼型优化遗传算法研究[J]. 航空计算技术, 2011, 41(6): 53—57.
- [4] Zhang Lei, Chen Hongquan. Research on genetic algorithm for aerodynamic shape optimization based on CST[J]. Aviation Computing Technology, 2011, 41(6): 53—57.
- [5] Shahrokhi A, Jahangirian A. Airfoil shape parameterization for optimum Navier-Stokes design with genetic algorithm[J]. Aerospace Science & Technology, 2007, 11(6): 443—450.
- [6] Timnak N, Jahangirian A. Multi-point optimization of transonic airfoils using an enhanced genetic algorithm [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering, 2017, 232(7): 1347—1360.
- [7] Luo Jiaqi, Xiong Juntao, Liu Feng. Aerodynamic design optimization by using a continuous adjoint method [J]. Science China, 2014, 57(7): 1363—1375.
- [8] 樊艳红,宋文萍,韩忠华. 提高基于 Adjoint 方法翼型优化设计鲁棒性的研究[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(4): 547—555.
- [8] Fan Yanhong, Song Wenping, Han Zhonghua. Improving robustness of adjoint-based airfoil optimization design [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(4): 547—555.
- [9] Jameson A. Aerodynamic design via control theory [J]. Journal of Scientific Computing, 1988, 3(3): 233—260.
- [10] Yoon S, Jameson A. Lower-upper symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. AIAA Journal, 1988, 26(9): 1025—1038.
- [11] Jameson A, Reuther J. Control theory based airfoil design using the Euler equations [A]. Preceedings of AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization [C], Panama, 1994, 206—222.
- [12] Reuther J, Jameson A. Aerodynamic shape optimization of wing and wing-body configurations using control theory [A]. 27th International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics [C], DOI: 10.2514/6.1995-123, 1995.
- [13] Jameson A, Shankaran S, Martinelli L. Continuous adjoint method for unstructured grids [J]. AIAA Journal, 2008, 46(5): 1226—1239.
- [14] 李德顺,董 麟,刘 宜,等. 风沙环境对 NACA-0012 翼型气动性能的影响[J]. 兰州理工大学学报, 2015, 41(6): 54—59.
- [14] Li Deshun, Dong Lin, Liu Yi, et al. Influence of wind and sand environment on the aerodynamic performance of NACA-0012 airfoil [J]. Journal of Lanzhou University of Technology, 2015, 41(6): 54—59.
- [15] Elsayed K. Design of a novel gas cyclone vortex finder using the adjoint method [J]. Separation & Purification Technology, 2015, 142: 274—286.
- [16] Wang Y, Qin N, Zhao N. Delaunay graph and radial basis function for fast quality mesh deformation [J]. Journal of Computational Physics, 2015, 294 (C): 149—172.

OPTIMIZATION RESEARCH ON LOW WIND SPEED WIND TURBINE AIRFOIL BASED ON ADJOINT METHOD

Tian De, Wu Zhixue, Luo Tao, Lu Hong, Wang Ruoyu

*(State Key Laboratory for Alternate Electrical Power System with Renewable Energy Source, North China Electric Power University,
Beijing 102206, China)*

Abstract: To improve the airfoil lift to drag ratio, the simulation and optimization research has been performed on the traditional aviation airfoil NACA0012 and the wind turbine airfoil S8036, respectively. Under the condition of low wind speed, always used in horizontal axis wind turbines, with the adjoint (based on the control theory) and the fast mesh deformation methods, based on the CFD (Computational Fluid Dynamics) numerical simulation. The results showed that two kinds of airfoils' aerodynamic characteristics could be improved effectively, combining the adjoint (based on the control theory) and the fast mesh deformation methods. Compared with the initial airfoils NACA0012 and S8036, lift-to-drag ratios of optimized airfoils were improved by 8.75% and 16.74%, respectively under the same fluid conditions.

Keywords: lift drag ratio; wind turbines; aerodynamic configurations; Adjoint method; airfoil optimization