

相对弯度对钝尾缘改型提升翼型气动性能的影响*

张旭¹ 李伟² 邢静忠¹

(1. 天津工业大学天津市现代机电装备技术重点实验室, 天津 300387;

2. 天津城建大学能源与安全工程学院, 天津 300384)

摘要: 研究不同弯度的风力机专用翼型修改前后的气动性能, 揭示相对弯度对钝尾缘改型增升效果的影响规律。利用 XFOIL 软件, 对低速翼型 S809、S823 和 S830 进行尾缘厚度对称分布的钝尾缘改型。采用 S-A 和 $k-\omega$ SST 湍流模型模拟翼型原型的气动性能, 并用实验数据比较两模型的计算精度。进而基于精度较高的 $k-\omega$ SST 湍流模型, 计算了修改后翼型的升、阻力系数、升阻比和三者增幅, 以及翼型表面压力系数分布。结果表明: 对低速翼型进行钝尾缘改型时, 随相对弯度增大, 升力系数增幅在一定攻角范围内先增大后减小, 升阻比增幅在一定攻角之前呈递增趋势; 相对弯度约为 2.5% 弦长的翼型增升效果最佳, 且大弯度翼型不适合钝尾缘改型。

关键词: 风力机 相对弯度 钝尾缘改型 气动性能 增升效果

中图分类号: TK83 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1298(2014)08-0214-06

引言

叶片是风力发电机组的核心部件之一, 其翼型气动性能直接影响风电机组的风能利用率^[1]。因此, 改善叶片翼型的气动性能是目前风电技术的研究热点^[2-3]。进行钝尾缘改型和增大相对弯度是两种提升翼型气动性能的有效措施。钝尾缘改型在结构上使叶片能承担更大的压力载荷, 在气动特性方面提高了升力系数^[4-5]。而适当增大相对弯度同样也可以提高翼型升力和风能利用系数^[6-7]。

针对钝尾缘改型和相对弯度变化对翼型气动性能的影响, 国内外学者开展了一系列数值和实验研究。Standish 等^[8]利用 4 种不同的数值求解方法计算分析了几种钝尾缘翼型的气动性能, 研究表明钝尾缘增加了翼型的最大升力系数和升力线斜率, 减小了对前缘粗糙的敏感度。杨瑞等^[9]采用计算流体动力学方法(CFD)模拟并对比了薄、钝尾缘翼型的气动性能, 发现钝尾缘翼型增大了最大升力系数和升力曲线斜率, 降低了前缘粗糙度对升力特性的影响。马林静等^[10]考察了尾缘厚度对风力机翼型气动性能的影响, 结果表明尾缘厚度在一定范围内增大时, 升、阻力系数增大, 升阻比先增后降。李仁年等^[7]数值研究了弯度对风力机翼型原型气动特性的影响, 结果显示在一定范围内大弯度翼型有更

高的升、阻力系数和升阻比。申振华等^[6,11]通过压力面的“涡轮化”改造增加了翼型弯度, 并进行了风洞对比实验, 研究表明翼型“涡轮化”可以显著提高风力机的风能利用系数。上述研究均在单独考虑钝尾缘改型和翼型弯度增大情况下进行, 而在钝尾缘改型时相对弯度对翼型气动性能影响的研究并未涉及。

本文利用低速翼型分析设计软件 XFOIL, 对不同弯度风力机翼型进行对称钝尾缘改型。基于计算流体动力学软件 Fluent, 采用经实验数据验证选取的较高精度湍流模型, 数值计算翼型原型及其钝尾缘改型的气动性能, 研究相对弯度对钝尾缘改型提升翼型气动性能效果的影响。

1 钝尾缘翼型

选用美国可再生能源实验室(NREL)风力机专用 S 系列翼型 S809、S823 和 S830 为研究对象, 此三翼型具有 21% 的最大相对厚度以及最大相对弯度分别为 0.95%、2.48% 和 4.46%, 翼型型线如图 1 所示。

利用 XFOIL 软件, 在不改变原始翼型最大相对弯度、最大弯度位置、厚度和弦长的情况下, 采用对称加厚方式对 S809、S823 和 S830 翼型进行钝尾缘改型。当尾缘厚度为 2% 弦长时, S809、S823 和

收稿日期: 2013-09-22 修回日期: 2013-11-12

* 天津市自然科学基金青年资助项目(13JQJNC07000)、天津市高等学校科技发展基金资助项目(20130425)和国家自然科学基金资助项目(11102134)

作者简介: 张旭, 副教授, 博士后, 主要从事风力机空气动力学和结构力学研究, E-mail: zhangxu@tjpu.edu.cn

S830 翼型钝尾缘改型型线如图 1 所示, 对应编号为 S809_1、S823_1 和 S830_1。

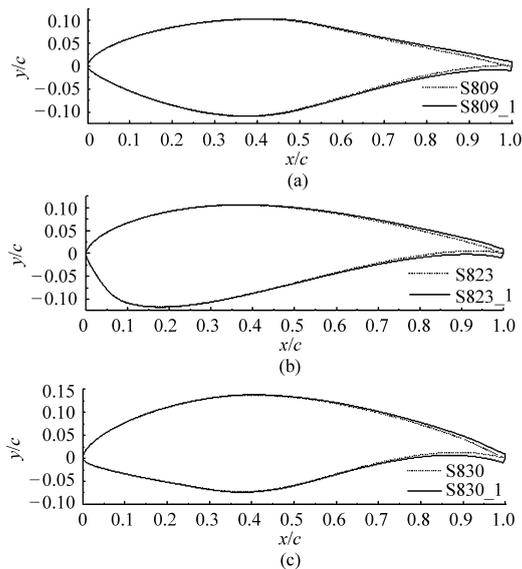


图 1 翼型原型及改型型线图

Fig. 1 Profiles of original and modified airfoils

2 数值计算模型和方法

应用 CFD 方法, 采用 Fluent 软件对 S809 和 FFA-W3-241 翼型原型进行二维数值模拟, 并对比分析数值计算结果与实验数据。

2.1 几何模型及计算域

翼型原型及其钝尾缘改型的数值模型均由弦长无量纲化, 取弦长为 1 m。利用 CFD 软件 Fluent 的前处理器 Gambit 生成图 2a 所示的翼型几何模型、计算域及网格。计算域由一个直径为 25 倍弦长的半圆形和一个长为 20 倍弦长、宽为 25 倍弦长的矩形构成, 翼型位于半圆中心附近。计算网格采用 C 型四边形网格, 并在近壁面处进行加密处理, 如图 2b 所示。经过网格独立性验证, 确定网格总数约为 7 万。

2.2 控制方程

风力机一般在低马赫数范围内工作, 因此假设翼型扰流为不可压缩流动^[12]。其控制方程为连续性方程和二维不可压缩 N-S 方程

$$\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial u_x}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_x}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_x}{\partial y} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\mu}{\rho} \left(\frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial y^2} \right) \\ \frac{\partial u_y}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_y}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_y}{\partial y} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\mu}{\rho} \left(\frac{\partial^2 u_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial y^2} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

式中 ρ ——空气密度

μ ——空气动力粘性系数

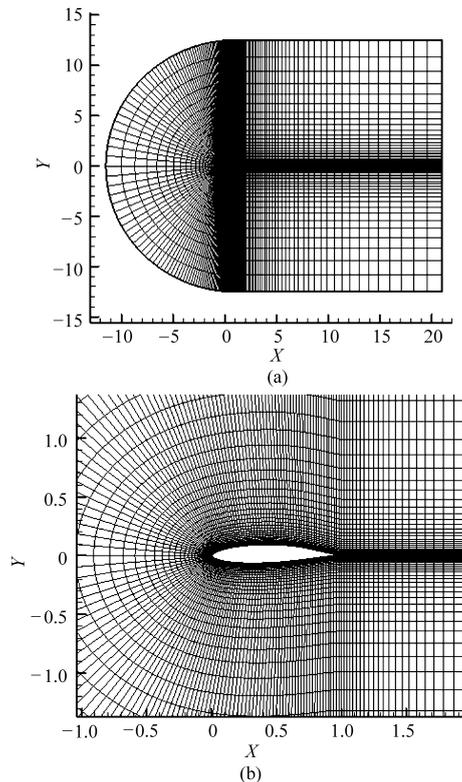


图 2 翼型计算域及网格

Fig. 2 Calculated domain and grid of airfoil

(a) 计算域及网格 (b) 局部网格

采用工程中广泛使用的 S-A 和 $k-\omega$ SST 湍流模型分别封闭上述控制方程组^[13]。

2.3 计算方法

利用 Fluent 软件进行翼型气动性能数值模拟。通过比较 S-A 和 $k-\omega$ SST 模型的计算精度, 选取适合本文研究的湍流模型。各方程离散格式均采用二阶迎风格式, 压力和速度耦合采用 SIMPLE 算法。

计算域左侧进流边界设定为速度入口边界条件, 由雷诺数 $Re = 1 \times 10^6$ 确定, 湍流强度为 1%; 计算域右侧出流边界设定为压力出口边界条件, 表压力给定 0 Pa; 翼型表面设定为固壁绝热无滑移边界条件。

2.4 湍流模型比较和适应性验证

以 S809 翼型和瑞典宇航研究院设计的最大相对厚度为 24.1% 的 FFA-W3-241 翼型为例, 分别采用 S-A 和 $k-\omega$ SST 湍流模型计算攻角在 $-5^\circ \sim 20^\circ$ 之间变化时翼型的升、阻力系数。并与文献[14]和[15]中的风洞实验结果进行对比, 如图 3 和图 4 所示。由图可知: 基于 $k-\omega$ SST 湍流模型计算得到的升、阻力系数与实验值吻合更好。因此, 采用 $k-\omega$ SST 模型进行模拟计算。

3 计算结果及分析

数值计算 S809、S823 和 S830 翼型及其钝尾缘

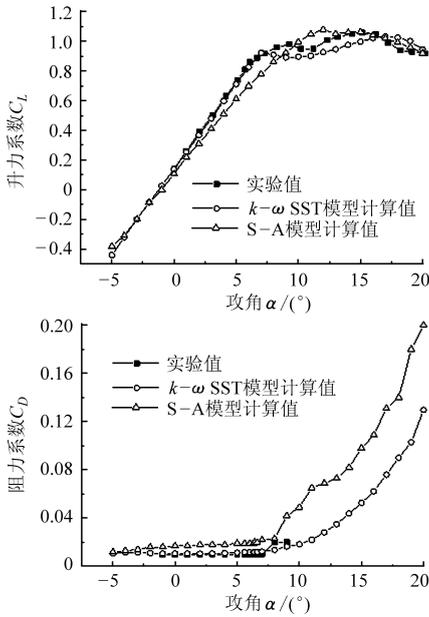


图3 S809翼型计算值与实验值比较

Fig.3 Comparison of calculated and experimental data for S809 airfoil

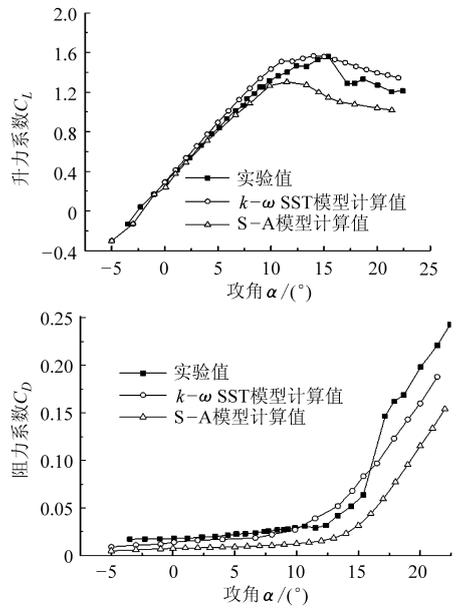


图4 FFA-W3-241翼型计算值与实验值比较

Fig.4 Comparison of calculated and experimental data for FFA-W3-241 airfoil

改型的气动性能,分析相对弯度对翼型的升、阻力系数、升阻比和三者增幅以及翼型表面压力系数分布的影响,获得了钝尾缘改型时翼型气动性能随相对弯度变化的规律。

3.1 不同弯度翼型原型的气动性能

对原始 S809、S823 和 S830 翼型的气动性能进行数值模拟,得到升力系数、阻力系数和升阻比随攻角变化的曲线,如图 5 所示。由图 5a 和图 5c 可以看出,S809、S823 和 S830 翼型的升力系数和升阻比最大值均随相对弯度增大呈递增趋势。由图 5b 可知,11°攻角之前,S809、S823 和 S830 翼型的阻力系数非常接近;11°攻角之后,阻力系数随相对弯度增大而增大。

3.2 不同弯度翼型钝尾缘改型的气动性能

采用 XFOIL 软件对 S809、S823 和 S830 翼型进行钝尾缘改型后,研究相对弯度对改型翼型气动性能的影响。通过数值计算得到钝尾缘翼型的升力系数、阻力系数和升阻比随攻角变化的曲线,如图 6 所

示。

由图 6a 可知,S809_1、S823_1 和 S830_1 钝尾缘翼型的升力系数随相对弯度增大而增大,且 S823_1 和 S830_1 翼型的升力系数在 12°攻角之后很接近。由图 6b 可知,S809_1、S823_1 和 S830_1 钝尾缘翼型的阻力系数在 10°攻角之前非常接近;超过 10°攻角之后,阻力系数随相对弯度增大呈递增趋势。由图 6c 可知,此 3 种钝尾缘翼型的升阻比在 8°攻角之前随相对弯度增大而增大;攻角大于 8°后,相比 S809_1 和 S823_1 翼型,S830_1 翼型的升阻比下降很快。

3.3 相对弯度对钝尾缘改型提升翼型气动性能效果的影响

通过分析图 7 所示 S809、S823 和 S830 翼型钝尾缘改型前后的升、阻力系数增幅和升阻比增幅随攻角变化的曲线,得到相对弯度对钝尾缘改型时翼型气动性能改善效果的影响规律。其中,气动参数的增幅为改型后与改型前的差值与改型前数值的比值。

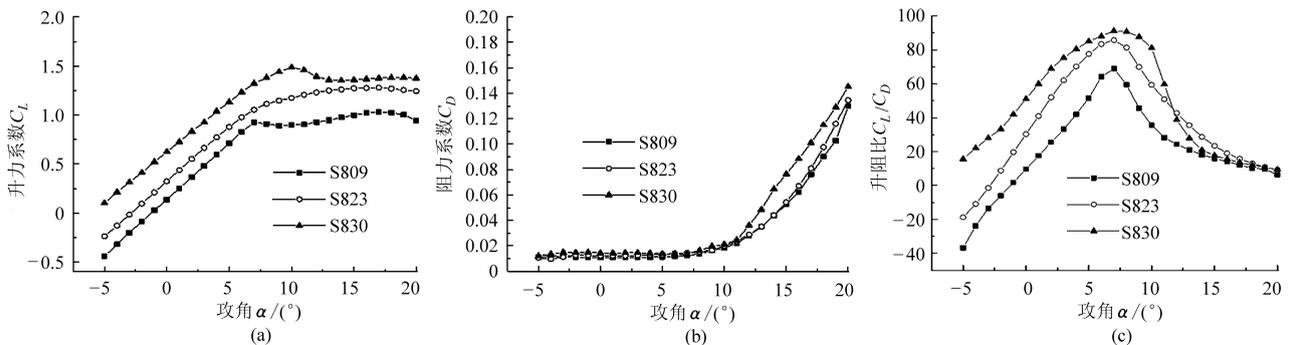


图5 翼型原型的升、阻力系数及升阻比

Fig.5 Lift and drag coefficients and lift-drag ratios of original airfoils

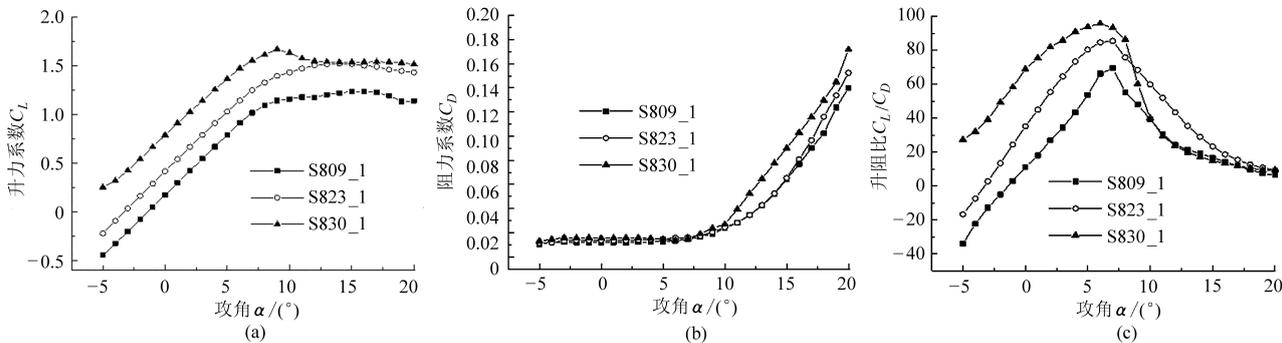


图 6 钝尾缘翼型的升、阻力系数及升阻比

Fig. 6 Lift and drag coefficients and lift-drag ratios of blunt trailing-edge airfoils

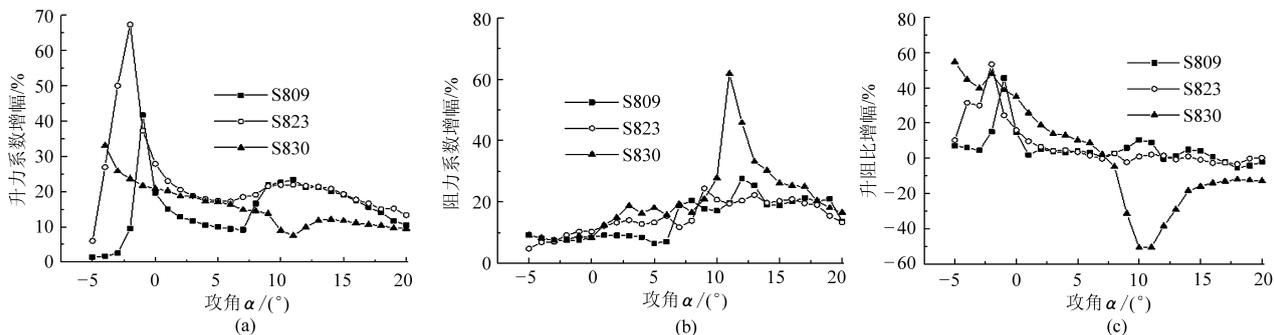


图 7 升、阻力系数及升阻比的增幅曲线

Fig. 7 Increment curves of lift and drag coefficients and lift-drag ratios

由图 7a 可知,升力系数增幅在 8° 攻角之前随相对弯度增大呈先增大后减小的趋势;超过 8° 攻角之后,相对弯度小于 2.5% 弦长的翼型的升力系数增幅随相对弯度增大变化很小,而弯度大于 2.5% 弦长的翼型的升力系数增幅明显减小。攻角小于 0° 时,S823 翼型升力系数的增幅最大,且在 -2° 攻角达到最大值 68%;攻角在 0° ~ 8° 范围内,S823 和 S830 翼型升力系数的增幅接近,且明显高于 S809 翼型的增幅;攻角大于 8° 后,S809 和 S823 翼型升力系数的增幅十分接近,且均从 20% 缓慢下降到 10% 左右,而 S830 翼型升力系数的增幅基本保持在 10%。从图 7a 还可以看出,相对弯度为 2.48% 弦长的 S823 翼型升力系数的平均增幅最大,为 23%。也就是说钝尾缘改型时,相对弯度约为 2.5% 弦长的翼型增升效果最好。

由图 7b 看出,小于 9° 攻角时,S809、S823 和 S830 翼型阻力系数的增幅随相对弯度增大变化不大,且变化趋势类似,均从 10% 左右缓慢增加至约 20%。超过 9° 攻角之后,S809 和 S823 翼型阻力系数的增幅随相对弯度增大变化不明显,保持在 20% 左右;而 S830 翼型阻力系数的增幅却急剧升高,并在 11° 攻角达到最大值 62%,随后逐渐减小到约 15%。

由图 7c 可知,S809、S823 和 S830 翼型升阻比的增幅在 7° 攻角之前随相对弯度增大而增大;大于

7° 攻角之后,升阻比增幅随相对弯度增大而减小。从图 7c 还可以看出,S809 和 S823 翼型升阻比的增幅随攻角增加呈先增大后减小的趋势,平均增幅分别为 5.3% 和 7.3%;而 S830 翼型升阻比的增幅却随之呈现先减小后增大的趋势,小于 7° 攻角时为正值,超过 7° 攻角之后快速下降,并在 11° 攻角达到最低值 -50%,平均增幅为 1.8%。可见,大弯度翼型升阻比的平均增幅很小,且大攻角时增幅为负值,因而其不宜进行钝尾缘改型。

3.4 翼型改型前后的表面压力系数分布

为研究钝尾缘改型时相对弯度对翼型气动性能影响规律的原因,对 S809、S823 和 S830 翼型及其钝尾缘改型进行翼型表面压力系数计算,结果如图 8 所示。

从图 8 看出,S809、S823 和 S830 翼型进行钝尾缘改型后,压力面的压力系数增大,吸力面的压力系数减小,上、下翼面的压差增大,压力系数分布曲线包围的面积增加,使得升力系数增大。

由图 8 还可以看出,钝尾缘改型前后,S809、S823 和 S830 翼型的压力曲线所包围面积的改变量在 8° 攻角之前随相对弯度增大呈递增趋势;攻角大于 8° 后,S809 和 S823 翼型的压力曲线所包围面积的改变量较大,而 S830 翼型的改变量较小,即当相对弯度大于 2.5% 弦长后压力曲线所包围面积的改变量随相对弯度增大呈减小的趋势。翼型压力曲线

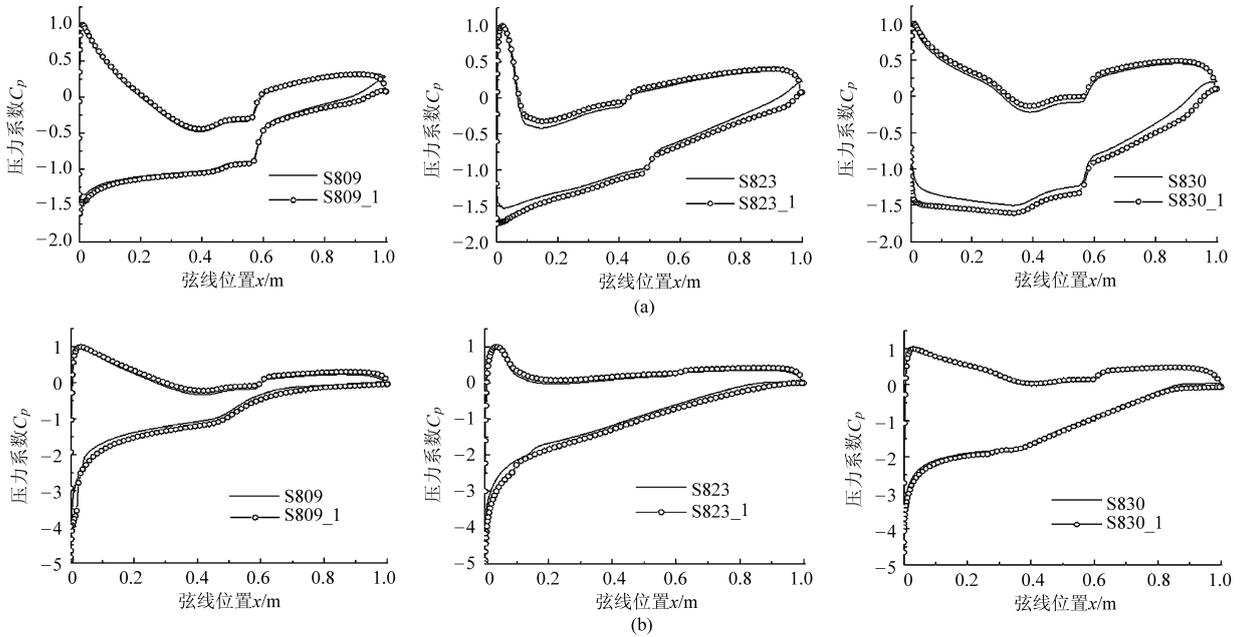


图8 压力系数分布曲线

Fig. 8 Distributions of pressure coefficients

(a) $\alpha = 7^\circ$ (b) $\alpha = 10^\circ$

所围面积的改变量增大或减小时,升力系数增幅也随之增大或减小。这些压力曲线所围面积改变量的变化特点说明了钝尾缘改型时升力系数增幅随相对弯度的变化规律。

4 结论

(1)一定弯度范围内的低速翼型进行钝尾缘改型后,气动性能有明显改善。

(2)低速翼型及其钝尾缘改型的升力系数和升阻比的最大值均随相对弯度增大而增大,阻力系数

在大攻角时也随之增大。

(3)低速翼型进行钝尾缘改型时,升力系数增幅在一定攻角之前随相对弯度增大呈先增后降的趋势,且弯度约为2.5%弦长的翼型的增升效果最理想;阻力系数增幅在相对弯度超过一定范围后明显增大;升阻比增幅在一定攻角之前随相对弯度增大而增大,一定攻角之后呈减小的趋势。

(4)建议对相对弯度较小的低速翼型进行钝尾缘改型。

参 考 文 献

- 刘雄,陈严,叶枝全.增加风力机叶片翼型后缘厚度对气动性能的影响[J].太阳能学报,2006,27(5):489-495.
Liu Xiong, Chen Yan, Ye Zhiquan. Analysis on the influence of aerodynamic performance enlarging the airfoil's trailing edge thickness[J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2006, 27(5): 489-495. (in Chinese)
- Andersen P B, Gaunaa M, Bak C, et al. Load alleviation on wind turbine blades using variable airfoil geometry [J]. Wind Engineering, 2005, 29(2): 169-182.
- 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 Zhengkui, Cheng Han, et al. Multidisciplinary design optimization for wind turbine airfoil [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(5): 697-700. (in Chinese)
- Deman T, Earl H D. Aerodynamic loading for an airfoil with an oscillating Gurney flap [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1245-1257.
- Baker J P, Mayda E A, van Dam C P. Experimental analysis of thick blunt trailing-edge wind turbine airfoils [J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2006, 128(4): 422-431.
- 申振华,于国亮.翼型弯度对风力机性能的影响[J].动力工程,2007,27(1):136-139.
Shen Zhenhua, Yu Guoliang. Influence of airfoil's camber on the performance of wind turbines [J]. Journal of Power Engineering, 2007, 27(1): 136-139. (in Chinese)
- 李仁年,张士昂,杨瑞,等.风力机的翼型弯度对风力机翼型气动性能的影响[J].流体机械,2009,37(5):17-21.
Li Rennian, Zhang Shiang, Yang Rui, et al. Effect of aerofoil camber on airfoil aerodynamic performance [J]. Fluid Machinery, 2009, 37(5): 17-21. (in Chinese)
- Standish K J, van Dam C P. Aerodynamic analysis of blunt trailing edge airfoils [J]. ASME Journal of Solar Energy Engineering,

- 2003, 125(4): 479 – 487.
- 9 杨瑞, 李仁年, 张士昂, 等. 钝尾缘风力机翼型气动性能计算分析[J]. 机械工程学报, 2010, 46(2): 106 – 110.
Yang Rui, Li Rennian, Zhang Shiang, et al. Computational analyses on aerodynamic characteristics of flatback wind turbine airfoils [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(2): 106 – 110. (in Chinese)
- 10 马林静, 陈江, 杜刚, 等. 尾缘厚度对风力机翼型气动特性影响参数化研究[J]. 太阳能学报, 2010, 31(8): 1060 – 1067.
Ma Linjing, Chen Jiang, Du Gang, et al. Parametric research on influence of trailing edge's thickness to aerodynamic performance for wind turbine airfoils [J]. Acta Energeticae Solaris Sinica, 2010, 31(8): 1060 – 1067. (in Chinese)
- 11 申振华, 于国亮, 申鸿焯, 等. 增大叶片弯度提高风力机性能的实验研究[J]. 太阳能学报, 2007, 28(8): 830 – 833.
Shen Zhenhua, Yu Guoliang, Shen Hongye, et al. The experimental study of enhancement of wind turbine performance by increasing blade camber [J]. Acta Energeticae Solaris Sinica, 2007, 28(8): 830 – 833. (in Chinese)
- 12 杨从新, 巫发明, 张玉良. 基于滑移网格的垂直轴风力机非定常数值模拟[J]. 农业机械学报, 2009, 40(6): 98 – 102.
Yang Congxin, Wu Faming, Zhang Yuliang. Numerical simulation on unsteady rotated flow of a vertical axis wind turbine based on moving meshes [J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2009, 40(6): 98 – 102. (in Chinese)
- 13 Abba A, Cercignani A C, Valdetaro L. Analysis of subgrid scale models [J]. Computers & Mathematics with Applications, 2003, 46(4): 521 – 535.
- 14 Somers D M. Design and experimental results for the S809 airfoil [R]. Golden, Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 1997.
- 15 Fuglsang P, Antoniou I, Dahl K S, et al. Wind tunnel tests of the FFA – W3 – 241, FFA – W3 – 301 and NACA 63 – 430 airfoils [R]. Roskilde: Ris National Laboratory, 1998.

Effect of Relative Camber on Improving Airfoil Aerodynamic Performance by Blunt Trailing-edge Modification

Zhang Xu¹ Li Wei² Xing Jingzhong¹

(1. Tianjin Key Laboratory of Advanced Mechatronics Equipment Technology, Tianjin Polytechnic University, Tianjin 300387, China
2. School of Energy and Safety Engineering, Tianjin Chengjian University, Tianjin 300384, China)

Abstract: The aerodynamic performance of original and modified airfoils with different camber for wind turbine was studied. The effects of relative camber on lift enhancement effect of blunt trailing-edge modification were revealed. The low-speed airfoil S809, S823 and S830 were modified to blunt trailing-edge airfoils of symmetrical trailing-edge thickness by XFOIL. The aerodynamic performance of original airfoils was simulated with $S - A$ and $k - \omega$ SST turbulence model, respectively. And the numerical results were compared with the experimental data. Based on $k - \omega$ SST turbulence model with higher accuracy, the lift and drag coefficients, lift-drag ratios, their increments and airfoil surface pressure distributions of modified airfoils were calculated. The results showed that when the relative camber increased, the increment of lift coefficient increased first and then decreased in a certain range of attack angle, and the increment of lift-drag ratio increased before certain attack angle for blunt trailing-edge modification airfoils. The modified airfoil, whose relative camber was about 2.5% chord length, had the best lift enhancement effect, and the airfoil with large camber was unsuitable for the blunt trailing-edge modification.

Key words: Wind turbine Relative camber Blunt trailing-edge modification Aerodynamic performance Lift enhancement effect