

风力机专用翼型低雷诺数气动特性实验研究

薛丁云^{1,3}, 杨 科^{1,2,4}, 张 磊^{1,2,4}, 李星星^{1,2,4}

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190; 2. 国家能源风电叶片研发(实验)中心, 北京 100190;
3. 中国科学院大学, 北京 100049; 4. 中国科学院风能利用重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 采用表面压力测量法,在小型回流式低速风洞中开展 DU91-W2-250 翼型在低雷诺数($Re < 3 \times 10^5$)条件下的气动特性实验研究,获得边界层自由和前缘固定转捩条件下翼型的升力系数、阻力系数和表面压力分布特性。在自由转捩条件下,翼型发生层流分离的临界雷诺数为 1.7×10^5 ,且雷诺数越低,层流分离发生时的攻角越小。层流分离使得翼型升力系数和阻力系数发生跳跃性变化。通过在前缘增加粗糙带,强制边界层发生转捩,可消除前缘层流分离引起的失速,使翼型的气动力系数随攻角稳定变化。

关键词: 风力机; 翼型; 低雷诺数; 层流分离

中图分类号: TK83

文献标识码: A

0 引 言

DU91-W2-250 是荷兰代尔夫特理工大学(Delft University of Technology)设计的风力机专用翼型 DUxx-W-xxx 系列翼型族之一,广泛应用于风力机的设计中。Timmer 等^[1]测量了 DU91-W2-250 翼型雷诺数(Re)在 10^6 数量级下的气动数据。由于风力机运行状态复杂, Re 范围远大于此,为了更准确分析风力机的载荷特性,有必要研究低雷诺数($Re < 3 \times 10^5$)条件下翼型的气动特性。同时,低雷诺数条件下翼型的气动特性也可应用于缩比风力机模型的研究^[2]。

低雷诺数条件下,受粘性效应和非定常效应的影响,翼型表现出与高雷诺数条件下不同的气动特性。Carmichael 等^[3]研究发现在低雷诺数条件下,翼型表面会出现层流分离;且当 Re 相对较低时,分离剪切层转捩后无法再附,形成范围较宽的尾迹;当 Re 相对较高时,湍流剪切层能够再附于表面而形成湍流边界层。除 Re 以外,这两种状态的发生还依赖于攻角等条件。Gross 等^[4]通过实验研究了电动滑翔机的机翼在低雷诺数条件下的气动特性,并与数值模型进行对比,发现翼型低 Re 气动特性复杂,数值

模拟很难发现低雷诺数条件下翼型的气动特性。Wata 等^[5]在研究翼型 SG6043-Eppler 422 时,发现 Xfoil 的计算结果在较低雷诺数下与风洞实验结果不一致。黄宸武等^[6]通过实验研究了 S809 翼型在低雷诺数条件下的气动特性,实验发现由于吸力面层流分离泡的产生与发展,翼型气动特性出现反升力现象,在 $0^\circ \sim 7^\circ$ 攻角有一个升、阻力系数的升降波动。Gomes 等^[7]研究了 S809 翼型在低雷诺数条件下的阻力系数随攻角的变化,发现 $0^\circ \sim 2^\circ$ 攻角,阻力系数出现突升。

本文为探索 DU 91-W2-250 翼型低雷诺数下的气动特性,补充低雷诺数气动数据而开展实验研究。采用表面压力法研究光滑翼型以及固定转捩条件下, Re 从 1.0×10^5 到 3.0×10^5 的气动特性。

1 实验方法介绍

1.1 实验模型

DU91-W2-250 翼型几何形状如图 1 所示。实验模型弦长 150 mm,展弦比 3.2,竖直安装于风洞内,旋转中心位于弦线中心处,即距离前缘 75 mm,模型底部与二元攻角系统的电动转台连接。测压孔为单排,位于展向中心,吸力面与压力面共布置

收稿日期: 2016-03-04

基金项目: 国家自然科学基金(51306184); 中国科学院院地合作项目: 应用于风力机的涡流发生器增功技术研发与示范

通信作者: 张 磊(1981—),男,博士、副研究员,主要从事风力机叶片气动性能方面的研究。zhanglei@iet.cn

47 个直径为 0.6 mm 的测压孔。

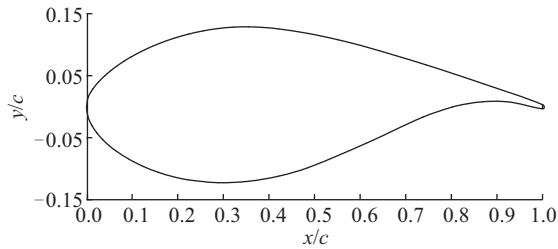


图1 DU91-W2-250翼型几何形状

Fig. 1 The airfoil shape of DU91-W2-250

1.2 风洞及仪器

本风洞为中国科学院工程热物理研究所的低速回流式风洞。实验段长 4 m, 宽 0.5 m, 高 0.5 m。风速范围为 3~40 m/s, 湍流度约为 0.3%。实验中采用 64 通道 ESP-64 压力扫描阀系统, 传感器量程 ± 6895 Pa, 测量精度 $\pm 0.05\%$ F.S.。采样频率 325 Hz, 采样时间 6 s。攻角系统精度为 $\pm 0.05^\circ$ 。

1.3 数据处理及修正方法

采用表面压力系数积分, 得到翼型不同攻角下的升力系数和阻力系数。并依据文献[8~10]提供的实验修正方法对实验结果进行固体阻塞修正、尾流阻塞修正以及升力效应修正。

2 实验结果分析

2.1 重复性测量精度

实验重复性验证在 Re 为 2×10^5 的条件下进行, 独立测量 7 次, 得到翼型不同攻角下的升力系数与阻力系数, 统计获得其标准差, 见表 1。本实验装置的重复性测量精度除在少数分离或失速攻角下的标准差超过高速风洞和低速风洞测力实验精度指标(中国国家军用标准: GJB 1061—91), 即升力系数标准差 < 0.004 , 阻力系数标准差 < 0.0005 , 其余均优于合格指标。

2.2 自由转捩条件下翼型气动特性分析

自由转捩条件下, DU91-W2-250 翼型在不同雷诺数条件下的升力系数和阻力系数随攻角变化曲线如图 2、图 3 所示。当 $Re = 1.0 \times 10^5$ 时, 攻角在 $-20^\circ \sim 0^\circ$ 范围内, 升力曲线维持良好线性规则; 攻角大于 1° 时, 升力系数出现突降, 阻力系数出现突升, 阻力

系数的变化与 Gomes^[7]的测试结果吻合; 直到大于 3° 时, 升力系数重新以与突降前相似的斜率线性增加。当 Re 增加到 1.2×10^5 时, 升力系数突降的攻角以及阻力系数恢复的攻角增加到 2° ; 而在 11° 时, 升力系数突然上升, 阻力系数突然下降, 说明流动状态再一次剧烈变化, 之后它们的变化与高 Re 下失速现象相同。当 Re 持续增加到 1.5×10^5 之后, 升力系数突降的攻角以及阻力系数突升的攻角增加到 4° ; 而后, 升力系数随攻角变化的斜率较之前增大。当 Re 持续增加到 1.7×10^5 之后, 升力系数和阻力系数随攻角的跳跃性变化消失; 在攻角 4° 时, 升力系数和阻力系数随攻角变化的斜率突然增大。当 Re 持续增加到 2.0×10^5 之后, 升力系数和阻力系数随攻角的变化趋势与 $Re = 1.7 \times 10^5$ 时相似。当 Re 持续增加到 3.0×10^5 之后, 翼型的升力系数和阻力系数随攻角的变化曲线与该翼型在 Re 为 10^6 数量级下的曲线趋势一致, 但在线性区, 升力系数随攻角变化的斜率偏小, 最大升力系数偏小, 失速攻角延迟^[1]。

表1 重复性测量精度实验结果

Table 1 Experimental results of repetitive accuracy

测量说明	攻角 $\alpha/(^\circ)$	标准差 σ	
		C_l	C_d
连续 攻角 测量	0	0.0025	0.00015
	1	0.0034	0.00027
	2	0.0029	0.00019
	3	0.0022	0.00033
	4	0.0017	0.00025
	5	0.0019	0.00016
	6	0.0027	0.00011
	7	0.0017	0.00027
	8	0.0022	0.00021
	9	0.0022	0.00015
独立 攻角 测量	10	0.0007	0.00025
	14	0.0024	0.00074
	18	0.0010	0.00092
	22	0.0033	0.00115
	26	0.0068	0.00315
	30	0.0052	0.00290

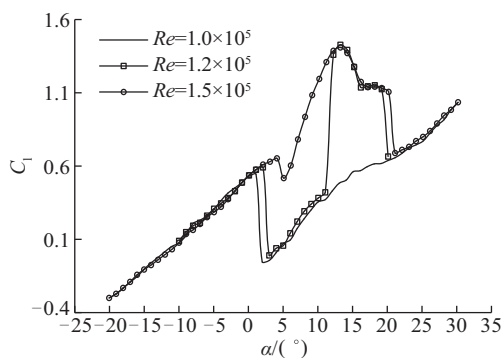
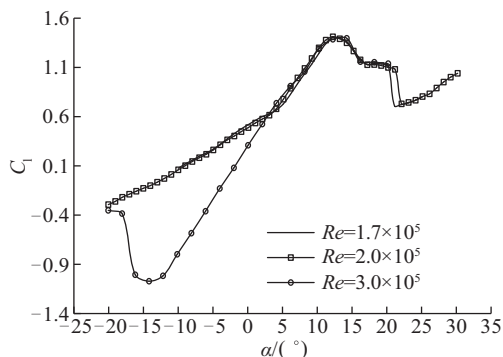
a. $Re < 1.5 \times 10^5$ 的升力特性b. $Re > 1.7 \times 10^5$ 的升力特性

图2 自由转捩条件下升力系数曲线

Fig. 2 The curves of lift coefficients under free transition

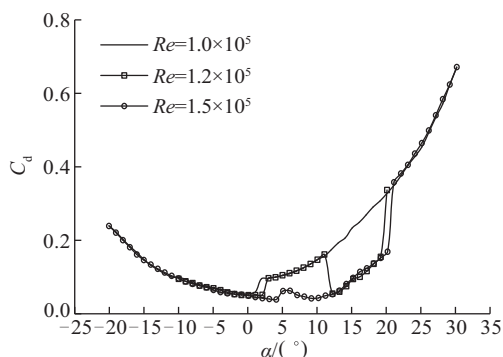
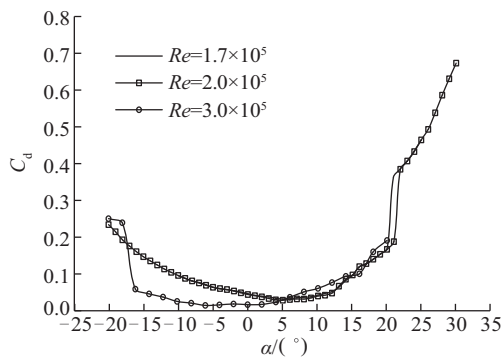
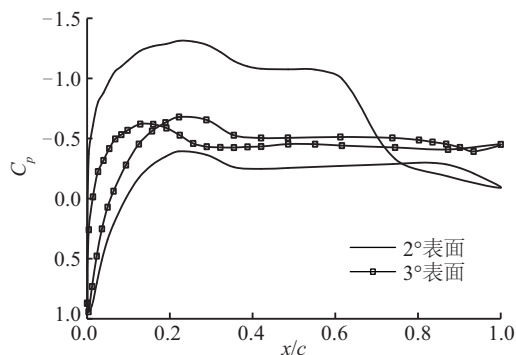
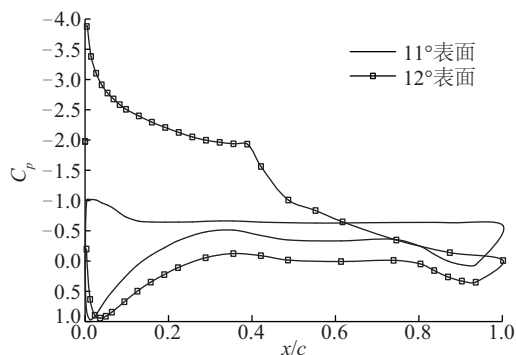
a. $Re < 1.5 \times 10^5$ 的阻力特性b. $Re > 1.7 \times 10^5$ 的阻力特性

图3 自由转捩条件下阻力系数曲线

Fig. 3 The curves of drag coefficients under free transition

为了探索翼型升力系数和阻力系数发生跳跃性变化的原因,选取 $Re=1.2 \times 10^5$, 观察不同攻角的表面压力分布变化。如图4所示,攻角为 2° 时,吸力面前缘压力急剧下降,至中部变得平稳;在吸力面中部形成层流分离泡,开始于 $0.2c$,并于 $0.6c$ 再附。攻角为 3° 时,吸力面中部的层流分离泡,开始于 $0.2c$ 且无法再附,导致升力系数降低。从翼型几何形状可看出,翼型吸力面从中部到尾缘表面曲率变化大。因此, Re 较低时,边界层层流范围较大,边界层动量较小,导致翼型吸力面中部出现层流分离。当攻角小于 2° 时,层流分离后能够再附。当攻角大于 2° 时,层流分离后无法再附,导致升力系数出现突降。攻角为 11° 时,翼型吸力面中部和尾缘压力变化平缓,说明吸力面流动分离依然存在。攻角为 12° 时,吸力面中部流动发生转捩,流动分离消失,升力系数出现突升。

a. 攻角从 $2^\circ \sim 3^\circ$ 表面压力急剧变化特性b. 攻角从 $11^\circ \sim 12^\circ$ 表面压力急剧变化特性图4 翼型在 Re 为 1.2×10^5 下不同攻角的表面压力分布比较Fig. 4 Comparisons of surface pressure under different angle of attack at $Re=1.2 \times 10^5$

2.3 固定转捩下翼型气动特性分析

将厚度为 0.2 mm 的美纹纸粘贴在翼型吸力面

5% c 弦长处^[11],翼型在固定转捩条件下的升力系数随攻角变化曲线如图 5 所示。在 $Re=1.0\times 10^5$ 时,翼型线性区升力系数的突降消失。当 Re 增加到 1.2×10^5 时,翼型线性区升力系数的突降消失,但最大升力系数降低。当 Re 持续增加到 1.5×10^5 后,翼型线性区升力系数的突降消失,最大升力系数降低。当 Re 持续增加到 1.7×10^5 后,升力系数随攻角变化的斜率偏小,最大升力系数偏小,失速攻角延迟。在 $Re=3.0\times 10^5$ 时,固定转捩条件下,翼型线性区升力系数随攻角变化的斜率与自由转捩条件下一致,最大升力系数偏小,失速攻角延迟。

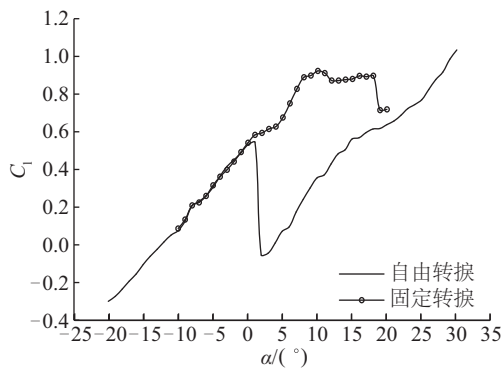
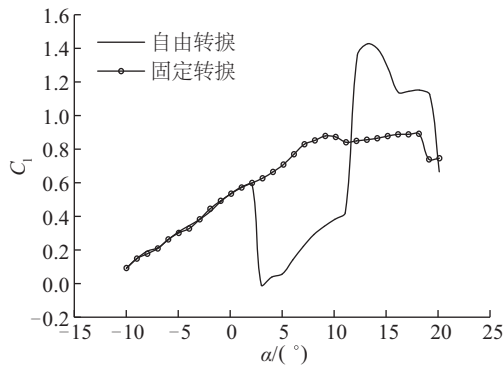
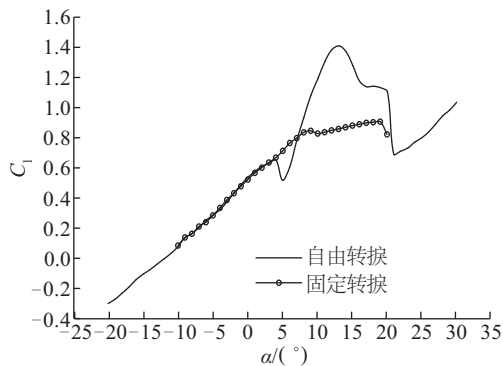
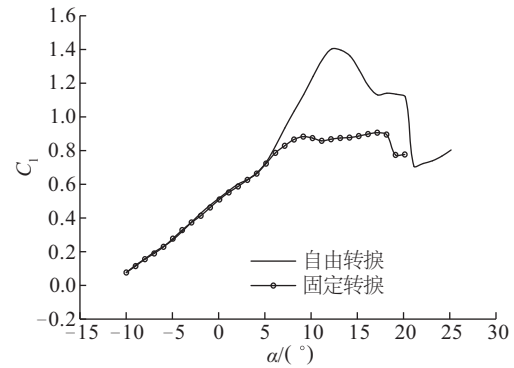
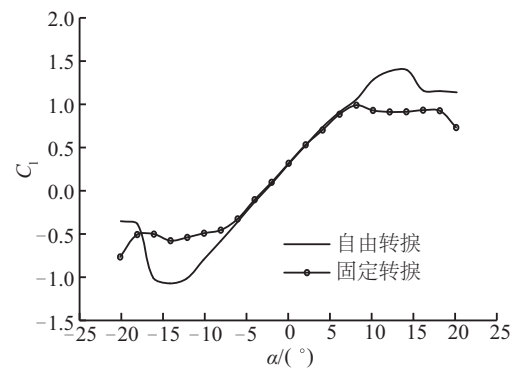
a. $Re=1.0\times 10^5$ b. $Re=1.2\times 10^5$ c. $Re=1.5\times 10^5$ d. $Re=1.7\times 10^5$ e. $Re=3.0\times 10^5$

图 5 固定转捩条件下升力系数曲线

Fig. 5 The curves of lift coefficients under fixed transition

为了探索固定转捩对翼型线性区气动特性的影响,选取两个攻角,观察不同 Re 下的表面压力变化。如图 6 所示,在 $Re=1.0\times 10^5$ 、攻角为 5° 时,自由转捩条件下,翼型吸力面前缘发生层流分离,压力变化较为平缓;固定转捩条件下,吸力面中部出现层流分离泡,之后流动转捩为湍流,自由转捩条件下的流动分离消失,故升力系数明显上升。攻角为 12° 时,自由转捩条件下,翼型吸力面前缘发生层流分离;固定转捩条件下,吸力面中部出现湍流分离。在 $Re=1.2\times 10^5$ 、攻角为 5° 时,表面压力分布与 $Re=1.0\times 10^5$ 时较为一致。攻角为 12° 时,自由转捩条件下,吸力面中部流动发生转捩,流动分离消失;固定转捩条件下,吸力面中部出现湍流分离,故升力系数降低。在 $Re=1.7\times 10^5$ 、攻角为 5° 时,自由转捩条件下,吸力面中部出现层流分离泡,之后流动发生转捩,未出现层流分离;固定转捩条件下,未出现层流分离泡,层流直接转变为湍流。攻角为 12° 时,自由转捩条件下,吸力面转捩点较攻角为 5° 时提前;固定转捩条件下,吸力面中部出现湍流分离,故升力系数降低。

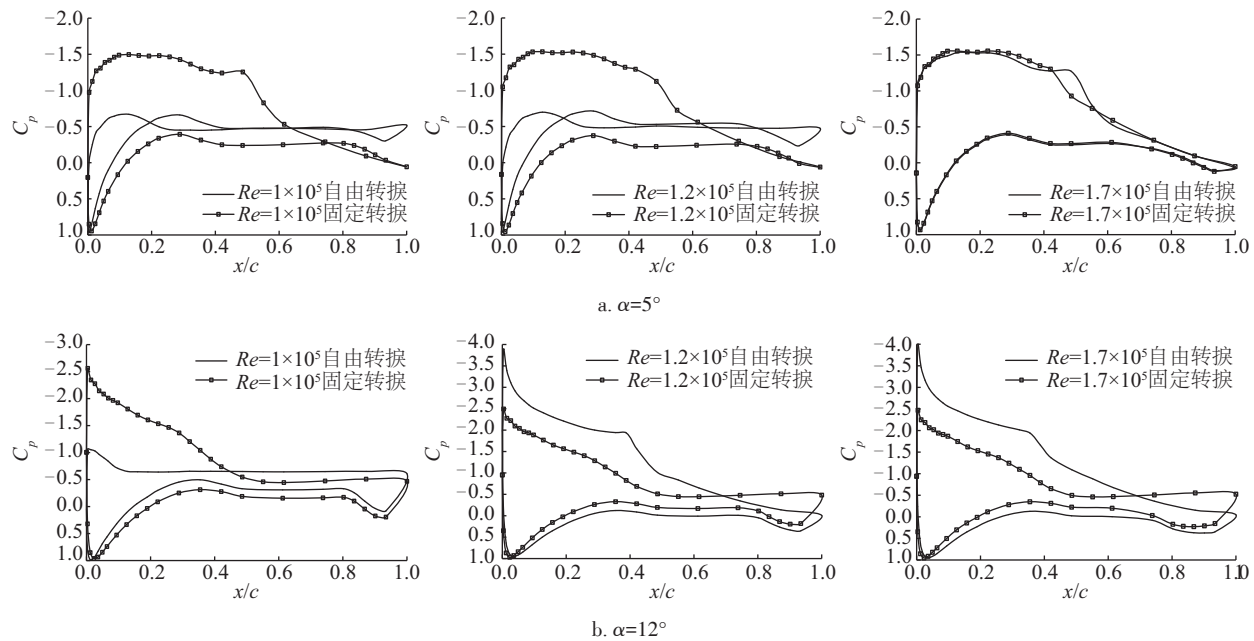
图6 不同 Re 翼型表面压力分布比较

Fig. 6 Comparisons of surface pressure at different Reynolds number

2.4 翼型气动参数实验结果

翼型在自由和固定转捩条件下各气动参数的实验结果如表2所示。

表2 自由和固定转捩条件下DU91-W2-250翼型各气动参数

Table 2 Aerodynamic parameters of DU91-W2-250 airfoil under free and fixed transition conditions

$Re \times 10^5$	C_{lmax}	$(C_l/C_d)_{max}$	C_{lmax}	$(C_l/C_d)_{max}$
1.0	1.03(30.2)	9.89(0.1)	0.9(10.2)	26.60(7.1)
1.2	1.43(13.3)	24.75(12.2)	0.8(18.2)	25.96(6.1)
1.5	1.41(13.2)	27.69(10.2)	0.9(19.2)	25.54(6.1)
1.7	1.40(12.2)	29.86(9.2)	0.9(17.2)	26.72(6.1)
2.0	1.41(12.2)	34.29(8.2)	—	—
3.0	1.39(14.2)	30.86(4.1)	0.99(8.2)	29.50(2.1)

注:括号内数值为 $\alpha/(^\circ)$ 。

3 结 论

本文对风力机专用翼型 DU91-W2-250 进行低雷诺数下的风洞实验研究,得到不同雷诺数下的气动性能。通过实验结果可得出以下结论:

- 1) 低 Re 下,层流分离的产生和发展,使得翼型气动特性更为复杂。
- 2) 自由转捩下,随着 Re 的不同,翼型的气动特

性出现显著差异。当 Re 在 $1.0 \times 10^5 \sim 1.7 \times 10^5$ 时,翼型出现层流分离,导致升力系数和阻力系数在线性区产生跳跃性变化。随着雷诺数的降低,发生层流分离的攻角变小。当 $Re = 1.0 \times 10^5$ 时,层流分离转捩后无法再附。当 Re 在 $1.2 \times 10^5 \sim 1.7 \times 10^5$ 时,层流分离转捩后可再附,导致升力系数和阻力系数再度发生跳跃性变化。当 Re 在 $1.7 \times 10^5 \sim 3.0 \times 10^5$ 时,翼型的升力系数随攻角变化的斜率比大雷诺数下的斜率偏小。

3) 固定转捩下,当 Re 在 $1.0 \times 10^5 \sim 1.7 \times 10^5$ 时,固定转捩使翼型的升、阻力系数的跳跃性变化消失。当 Re 在 $1.7 \times 10^5 \sim 3.0 \times 10^5$,固定转捩使翼型的最大升力系数下降,线性段斜率减小,失速攻角延迟。

符号表

σ	标准差	C_l	自由转捩升力系数
c	翼型弦长, m	C_d	自由转捩阻力系数
α	攻角, $(^\circ)$	C_l'	固定转捩升力系数
Re	雷诺数	C_p	压力系数
x/c	弦向相对位置	C_d'	固定转捩阻力系数
y/c	法向相对位置		

[参考文献]

- [1] Timmer W A, Van Rooij R P J O M. Summary of the Delft university wind turbine dedicated airfoils[J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2003, 125: 488—

- 496.
- [2] Ridder E J D, Otto W, Zondervan G J, et al. Development of a scaled-down floating wind turbine for offshore basin testing[A]. International Conference on Ocean, Offshore and Arctic Engineering[C], San Francisco, California, USA, 2014.
- [3] Carmichael B H. Low Reynolds number airfoil survey [R]. Technical NASA CR 165803, Vol.I, 1981.
- [4] Gross A, Pearman C, Kremer R, et al. 1/5 scale model of aeromot 200s super ximango for scaled flight research [A]. 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference [C], Hawaii, USA, 2008.
- [5] Wata J, Faizal M, Talu B, et al. Studies on a low Reynolds number airfoil for small wind turbine applications[J]. Science China Technological Sciences, 2011, 54(7): 1684—1688
- [6] 黄宸武. S809风力机专用翼型低雷诺数气动特性实验研究[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(11): 2197—2201.
- [6] Huang Chenwu. Experimental study on aerodynamic characteristics of S809 dedicated wind turbine airfoil at low Reynolds numbers[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(11): 2197—2201.
- [7] Gomes A O. Experimental analysis of an S809 airfoil[J]. Thermal Engineering, 2014, 13(2): 28—32
- [8] 王铁成. 空气动力学实验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995, 132—135.
- [8] Wang Tiecheng. Air dynamic test technique [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995, 132—135.
- [9] Barlow J B, Rae W H, Pope A. Low-speed wind tunnel testing (3rd Ed.) [M]. New York: John Wiley and Sons Inc, 1999.
- [10] 王勋年. 低速风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002, 150—155.
- [10] Wang Xunnian. Low speed wind tunnel test [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002: 150—155
- [11] Braslow A L, Knox E C. Simplified method for the determination of critical height of distributed roughness particles for boundary-layer transition at Mach numbers from 0 to 5[R]. NACA Technical Note 4363, 1958, 5—6.

EXPERIMENTAL STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF SPECIAL AIRFOIL OF WIND TURBINE AT LOW REYNOLDS NUMBERS

Xue Dingyun^{1,3}, Yang Ke^{1,2,4}, Zhang Lei^{1,2,4}, Li Xingxing^{1,2,4}

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. National Energy Wind Turbine Blade R & D Center, Beijing 100190, China;

3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

4. Key Laboratory of Wind Energy Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Using the surface pressure measurement method, the experimental study of aerodynamic characteristics of the DU91-W2-250 airfoil at low Reynolds number ($Re < 3 \times 10^5$) is carried out in a small reflow, low speed wind tunnel to obtain the lift coefficient, drag coefficient and surface pressure distribution performance of the airfoil under the boundary layer free and front edge fixed transition conditions. Under the free transition condition, the critical Reynolds number for laminar flow separation of airfoil is 1.7×10^5 , and the lower the Reynolds number is, the smaller the angle of attack is when laminar separation occurs. The laminar flow separation causes jump change of lift coefficients and drag coefficients of airfoil. By increasing the rough zone at the leading edge and forcing the transition of the boundary layer, the stall caused by laminar flow separation at the leading edge can be eliminated and make the aerodynamic coefficients of the airfoil change steadily with the angle of attack.

Keywords: wind turbine; airfoil; low Reynolds number; laminar flow separation