

文章编号: 1000-4750(2008)10-0054-06

风力机叶片的非定常气动特性计算方法的改进

*伍 艳¹, 谢 华², 王同光³

(1. 空军第一航空学院, 河南, 信阳 464000; 2. 武汉大学水利水电学院, 武汉 430072; 3. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 该文从日常的风力机气动设计和研究出发, 在考虑非定常条件下翼型绕流物理特性的基础上改进动态失速的半经验模型, 先得到二维时的计算结果(即不考虑旋转影响的计算结果), 再在考虑紊流的情况下分析离心力和哥氏力对附面层分离的影响来计算风力机叶片的非定常气动特性, 得到三维时的计算结果(即考虑旋转影响的计算结果)。分析比较二维和三维时的计算结果, 可知采用考虑旋转影响的计算方法改善了原来二维时的计算方法, 所得结果与实验值吻合得较好。

关键词: 流体力学; 非定常空气动力学; 三维旋转效应; 风力机; 动态失速; 附面层

中图分类号: V211.3 文献标识码: A

MODIFICATION OF CALCULATING UNSTEADY AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF WIND TURBINE BLADES

*WU Yan¹, XIE Hua², WANG Tong-guang³

(1. The First Aeronautical Institute of Air Force, Xinyang, Henan 464000, China;

2. College of Water Resource and Hydropower, Wuhan University, Wuhan 430072, China;

3. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A rational calculating method for the unsteady aerodynamic characteristics of the wind turbine blades is presented in this paper. By modifying the unsteady aerodynamic and dynamic stall model, the classical momentum-blade element theory is improved to account for yaw effect in a quasi-steady manner for wind turbines, and then the two-dimensional (2-D) results are deduced. While the three-dimensional (3-D) rotational effect which changes the blade aerodynamic characteristics greatly compared to its non-rotating counterpart is not considered in the 2-D model. Based on the 2-D model, the effects of the centrifugal pumping and Coriolis force on the flow separation under the turbulence condition are analyzed, and the analytical relationship between the 3-D rotational effect and the flow separation are obtained, which is coupled to the 2-D model to give the 3-D results. Both the calculated 2-D and 3-D results are compared with experimental data at different wind velocities and yawed angles of the wind turbine, showing that the calculation is improved by the inclusion of the 3-D rotational effects.

Key words: fluid mechanics; unsteady aerodynamics; three-dimensional rotational effect; wind turbine; dynamic stall; boundary layer

风力机总是在非定常空气动力环境中运行, 非定常因素包括大气紊流、风剪切、风向的变化(侧偏

风)和塔影效应等, 这些现象使叶片受到非定常气动载荷的作用, 对风力机的气动性能和结构疲劳寿命

收稿日期: 2007-05-10; 修改日期: 2007-10-09

基金项目: 航空科学基金资助项目(02A52003)

作者简介: *伍 艳(1975—), 女, 重庆涪陵人, 讲师, 硕士, 从事计算流体力学研究(E-mail: wuyan_nuaa@163.com);

谢 华(1975—), 男, 陕西汉中, 讲师, 博士, 从事水利水电工程的教学与科研(E-mail: xiehua@whu.edu.cn);

王同光(1962—), 男, 山东人, 教授, 博士, 博导, 从事计算流体力学研究(E-mail: tgwang@nuaa.edu.cn).

产生很大的影响。

本文采用两种方法计算风力机叶片的非定常气动特性,第一种方法在考虑非定常条件下翼型绕流物理特性的基础上改进动态失速的半经验模型来计算风力机叶片的二维非定常气动特性,第二种方法在前者基础上再考虑紊流的情况下离心力和哥氏力对附面层分离的影响来计算风力机叶片的三维非定常气动特性。这两种方法通过算例分别给出风力机叶片非定常气动载荷的二维和三维计算结果,并与实验数据进行比较,结果表明考虑旋转影响后得到的三维计算结果,尤其在靠近叶片根部,预估的气动特性比二维时更合理,较好地再现了叶片的非定常气动载荷分布。

1 计算方法

1.1 不考虑旋转影响的非定常气动载荷计算

通过阶跃响应的叠加来模拟翼型的附着流动。总的阶跃响应假设由两部分组成:一是非环量项(即脉冲项),它开始时是脉冲的并且随时间迅速衰减;二是环量项,它很快增长到接近定常状态的值并保持稳定。环量项和非环量项都可由递推的方法得到。

根据 Kirchhoff 流动理论^[1]将分离点与翼型气动力联系起来,从而模拟分离时气动力的非线性特性。在动态条件下,引入一阶滞后来模拟翼型分离时的动态响应:

$$C_n = C_{n\alpha}(\alpha - \alpha_0) \left(\frac{1 + \sqrt{f}}{2} \right)^2 \quad (1)$$

其中: $C_{n\alpha}$ 为翼型法向力曲线斜率,可用升力线斜率 $C_{l\alpha}$ 来近似; α 和 α_0 分别为迎角和零升迎角; C_n 为定常情况下叶片的法向力系数; f 为分离点。

重新整理式(1),即可得分离点和迎角的关系式:

$$f = 4 \left[\sqrt{\frac{C_n}{C_{n\alpha}(\alpha_e - \alpha_0)} - \frac{1}{2}} \right]^2 \quad (2)$$

由 Kirchhoff 理论不能直接得出俯仰力矩的一般表达式,因此还必须用其它方法来解决这个问题。根据翼型的静态实验数据,任意迎角对应的压力中心可以由 $(C_m - C_{m_0})/C_n$ 比值决定。该比值与分离点 f 之间,用最小二乘法可拟合出一个多项式如下:

$$\frac{(C_m - C_{m_0})}{C_n} = K_0 + K_1(1 - f) + K_2 \sin(\pi f^m) \quad (3)$$

式(3)中: C_{m_0} 为零升力俯仰力矩系数; K_0 为 1/4 弦长点与气动中心的距离; 常数 K_1 表示分离流区域增长对压力中心的直接影响。常数 K_2 表示失速时力矩的形状,不同的翼型可以通过改变该式的 K_0, K_1, K_2 和 m 值,得到最佳的比值 C_m/C_n 。

为了计算非定常翼型气动特性,通过一阶滞后的方法来考虑前缘压力和附面层对动态条件的滞后响应,从而将式(1)~式(3)给出的静态气动特性与非定常动态气动特性联系起来。

对于非定常流,与法向力对应的前缘压力有滞后,而滞后的法向力系数:

$$C'_n = \frac{C_n}{1 + T_p s} \quad (4)$$

其中: s 为 Laplace 变量; T_p 为 L-B 模型中定义的时间常数。对应的非定常有效迎角为:

$$\alpha' = \frac{C'_n}{C_{n\alpha}} + \alpha_0 \quad (5)$$

将上式(5)代入式(2),可以得到与前缘压力响应滞后有关的后缘分离点:

$$f' = g(\alpha', r) \quad (6)$$

另外,非定常附面层对动态条件的响应同样用一阶滞后方式处理,得到最后的非定常分离点:

$$f'' = \frac{f'}{1 + T_f s} \quad (7)$$

其中 T_f 为 L-B 模型中定义的经验常数。

最后,将式(7)得到的 f'' 代替式(1)、式(3)中的 f ,可以求出环量项对法向力和俯仰力矩的贡献,总的法向力、俯仰力矩的表达式中还包括了非定常的环量项和非环量项,这样计算得出的结果就是二维非定常气动载荷计算的结果。

1.2 考虑旋转影响的非定常气动载荷计算

大量的理论和实验研究都证实了旋转对叶片的升阻力有影响^[2-5]。由于旋转的作用,在叶片的附面层内,离心力引起边界层气流的径向流动,使得边界层减薄,而哥氏力对弦向流场产生正压梯度,这两者共同作用的结果,使失速分离点延迟,叶片气动特性大大改变,这种由旋转带来的影响就被称为三维旋转效应。当计算涉及到三维旋转效应时,可以用三维积分边界层方程的方法或 CFD 方法求解,但这两种计算方法都较为复杂,如果不用数值计算方法就能预估三维旋转效应影响,那

么该方法就可以起到大大提高计算效率、简化计算的作用。

通过数值计算的结果和相关的理论分析^[6-9], 可以知道影响三维作用效果的关键参数有弦长与径向距离的比值 c/r 、以及叶尖速比 $\lambda = \Omega R/V_0$, 这里 R 为半径, V_0 为风速。研究表明^[1,6-8], 在相同的速度比 λ 下, 分离的延迟随着 c/r 的增加而增加; 同样在相同的 c/r 下, 随着 Ω 的增加, 离心力的作用越大, 分离点位置 S 增加, 失速延迟。但是, 对于旋转机械来说, Ω 并非其相似参数, 而应该是组合参数叶尖速比 λ 。 λ 对分离点的影响似乎并非单调的。显而易见, 当 $\lambda \rightarrow 0$ (对应于 $\Omega \rightarrow 0$) 时, 旋转情况下的分离点应该逐渐趋近于静止时的值; 而当 $\lambda \rightarrow \infty$ (对应于 $\Omega \rightarrow \infty$) 时, 旋转情况下的分离点应该逐渐趋近于一个常值。相比之下, c/r 是更为重要的因子, 极大地影响着旋转作用效果, 图 1 的计算结果^[9]对此给出了清楚的证明。图 1 给出了在三维(3-D)和二维(2-D)两种情况下分离点位置 S 和径向位置 r 的关系, 三维时对应的转速 $\Omega = 72\text{rpm}$, 弦长 $C = 0.5\text{m}$; 二维时对应的转速 $\Omega = 0\text{rpm}$, 弦长和雷诺数都与三维时相同。可以看出, 旋转时与静止时比较, 分离的延迟随着径向位置的增加(c/r 减小)而变弱。

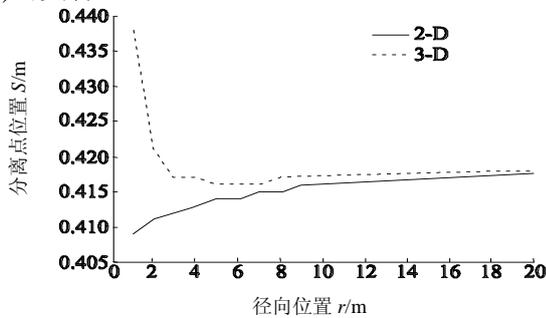


图 1 径向位置对分离点的影响

Fig.1 Influence of radial location on separation position

综合上述分析, 我们提出由于三维旋转效应引起的分离延迟表达式如下, 其中 f_{3D} 和 f 分别为三维和二维时被弦长无量纲化的分离点弦向位置(由前缘算起), λ_r 为当地叶尖速比, $\lambda_r = \frac{\lambda \cdot r}{R}$ 。

$$\Delta f = f_{3D} - f = \frac{1}{4} \frac{\left(\frac{c}{r}\right)^{1+\frac{1}{2\sqrt{\lambda_r}}}}{1+\left(\frac{c}{r}\right)^{\frac{1}{\lambda_r}}} \quad (8)$$

式(8)中, c/r 趋于零时, Δf 也趋于零, 同时 Δf 随着 c/r 的增加而增加。因为通常 $c/r < 1$, 所以当 λ 趋

于零时, Δf 也趋于零; 同时, 对于给定的径向距离 r , 当 λ 趋于无穷大时, Δf 趋于常数 $c/8r$ 。

将图 1 的结果转换成无量纲的 Δf , 并与式(2)进行比较, 见图 2 和图 3。从中可以看出, 简单的解析表达式(8)较好地再现了复杂的数值计算结果。由于旋转对流动分离影响的复杂性和对其进行准确数值计算的困难性, 可以考虑用式(8)计算三维旋转效应引起的失速延迟。明显地, 这使三维旋转效应的计算变得大为简单方便。

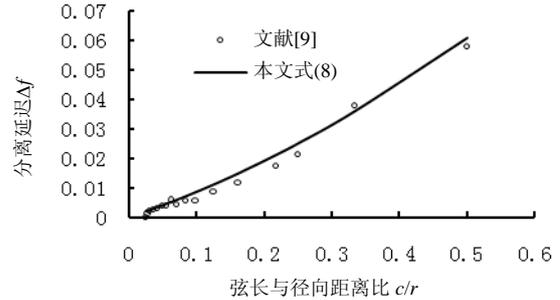


图2 c/r 对 Δf 的影响

Fig.2 Influence of c/r on Δf

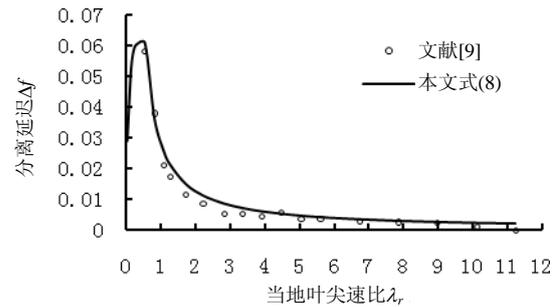


图3 λ_r 对 Δf 的影响

Fig.3 Influence of λ_r on Δf

假设 Kirchhoff 流动理论在三维情况下仍然有效, 那么由式(2)可以将三维后缘分离点 f_{3D} 与三维定常法向力系数联系起来:

$$f_{3D} = 4 \left[\sqrt{\frac{C_{n,3D}}{C_{n\alpha}(\alpha - \alpha_0)} - \frac{1}{2}} \right]^2 \quad (9)$$

将式(9)依次代入式(4)、式(5)、式(2)和式(7), 最后得到的 f_{3D}'' 代替式(1)中的 f , 可以求出环量项对法向力的贡献; 同样, 计算动态失速涡诱导的法向力时, 分离点也取 f_{3D}'' 的值。总的三维非定常法向力系数是环量项、脉冲项和涡诱导项之和。

因为三维旋转效应在附着流区域非常小, 主要表现在分离流区域^[5,10], 所以, 我们可以考虑将三维旋转效应所引起的翼型压力变化限定在分离区内, 即从分离点 f 到后缘点的范围内。这样, 如果只考虑一阶近似, 即假设压力增量在分离区是均匀

分布的,那么可以导出三维旋转效应产生的俯仰力矩系数的增量分别为:

$$\Delta C_m = -\frac{\Delta C_n}{2} \left[\frac{1+2f_{3D}''}{2} - \frac{y_f^2}{c^2(1-f_{3D}'')} \right] \quad (10)$$

其中: ΔC_n 是三维旋转效应产生的非定常法向力系数增量; y_f 是翼型分离点与弦线的竖向距离。

这样,在二维时求得的俯仰力矩系数的基础上由式(10)进行修正,可得风力机叶片的三维非定常俯仰力矩系数计算结果。

2 计算结果分析

下面分别给出不考虑三维旋转效应(图中对应2D)和考虑三维旋转效应(图中对应3D)时风力机叶片非定常气动载荷的计算结果,并与实验数据进行比较。

算例采用二叶片上风式水平轴风力机,其半径为5.029 m,转速为72 rpm,叶片翼型为S809,桨距固定。用来和计算结果比较的实验数据^[11]来源于美国可再生能源国家实验室(NREL)在NASA-Ames风洞进行的第六期非定常空气动力学实验。

叶片非定常气动载荷的计算采用Leishman-Beddoes的二维非定常和动态失速模型^[12]。定常条件下由于三维旋转效应对气动载荷的影响由式(8)通过Kirchhoff流动理论确定,而这一结果必须与Leishman-Beddoes动态失速模型有机地结合起来(具体见参考文献[13]),才能计算三维旋转效应下风力机叶片的非定常气动特性。

由图4—图6可以看出,无论是二维还是三维非定常计算方法的结果都较好地给出了叶片气动载荷随方位角变化的趋势。但是,二维计算的 C_n 和 C_m 其数值量在接近根部处($r/R=0.3$)与实验结果相差悬殊。当考虑了三维旋转效应后,计算结果得到明显改善。考虑到引用的实验值是在外场测得的结果,对应的风速和侧偏角都是平均值, C_n 的三维计算与实验的吻合程度是令人满意的。

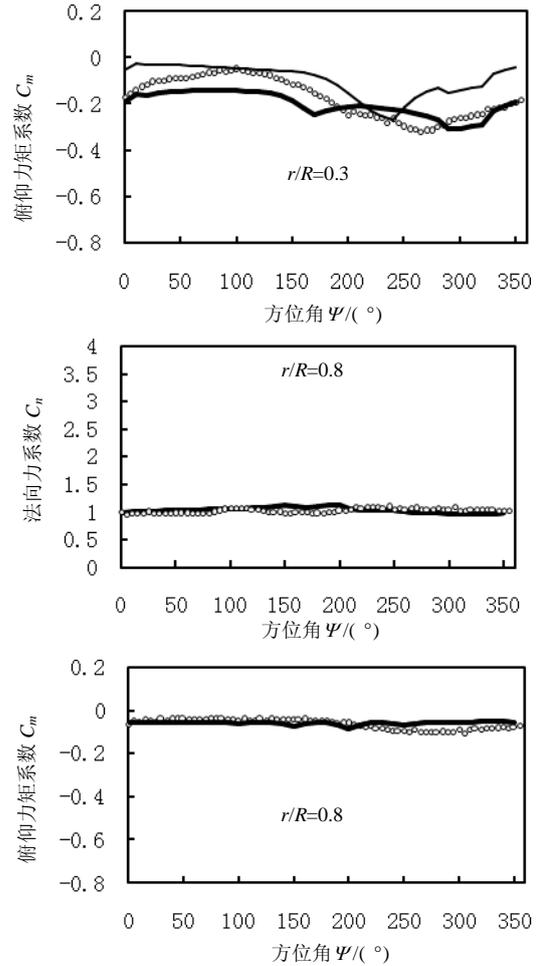
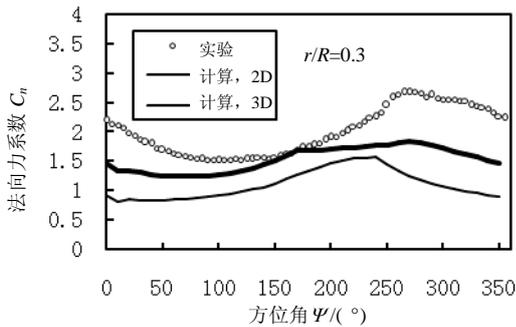
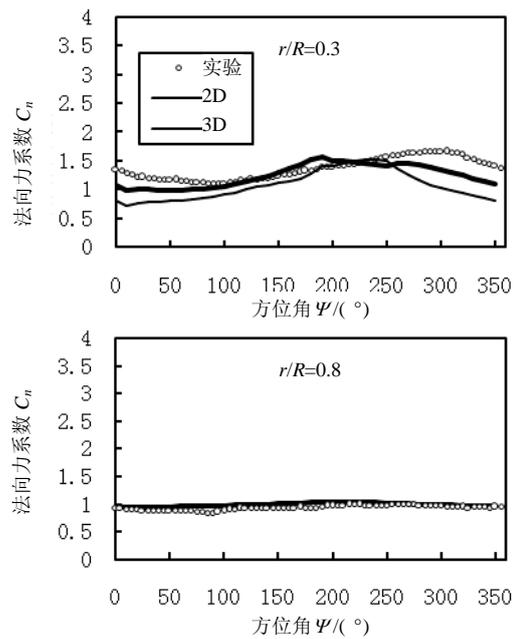


图4 风速13 m/s和侧偏角10°时叶片气动载荷的计算和实验比较
Fig.4 Comparison of blade aerodynamic loading between calculation and experiment at wind speed of 13 m/s and yaw angle of 10°



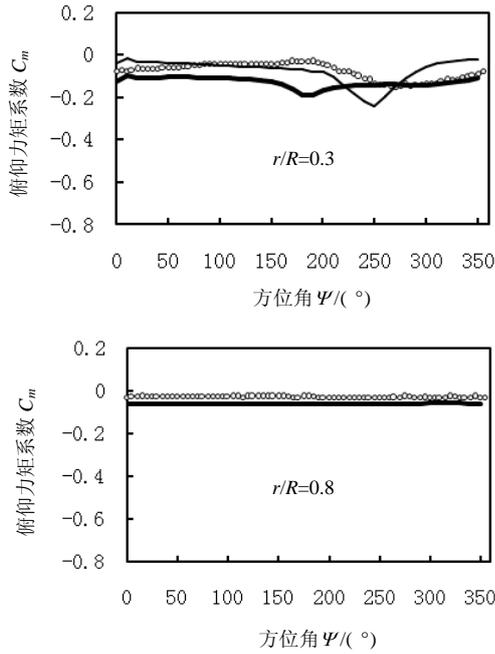


图5 风速10 m/s和侧偏角10°时叶片气动载荷的计算和实验比较

Fig.5 Comparison of blade aerodynamic loading between calculation and experiment at wind speed of 10 m/s and yaw angle of 10°

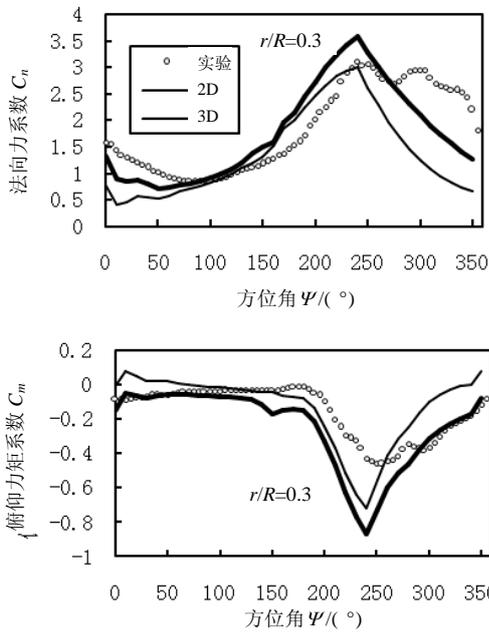


图6 风速13 m/s和侧偏角30°时叶片气动载荷的计算和实验比较

Fig.6 Comparison of blade aerodynamic loading between calculation and experiment at wind speed of 13 m/s and yaw angle of 30°

特别是非定常俯仰力矩 C_m 既取决于整个法向

力的非定常变化,又取决于压力中心随分离点的非定常移动,而对于 C_m 的计算来说,三维时的计算结果与非定常实验值符合得较好。这说明通过本文所提出的解析表达式(8)来模拟三维旋转效应对气流分离点的影响是可行的。

观察侧偏角不太大时,如侧偏角为10°时的图4和图5,会发现风速较小时三维旋转效应的影响较小,风速较大时由于叶片会有明显的分离流,因而三维旋转效应的影响更明显。如图5中风速为10m/s时计算的 C_n, C_m 在 r/R 为0.3时考虑三维旋转效应的计算值和不考虑三维旋转效应的计算值差别不大;而风速为13m/s(图4)在叶片根部 r/R 为0.3时三维旋转效应对 $C_n、C_m$ 的影响比图5中的明显。

对相同的 r/R ,侧偏角为常数、风速由小变大时,同一方位角所对应的迎角也逐渐增大(如图7),而迎角变大就给非定常模拟增加了难度,所以风速为13m/s(图4)时的 C_n 和 C_m 计算值与风速为10m/s(图5)时的相比吻合得不太好。

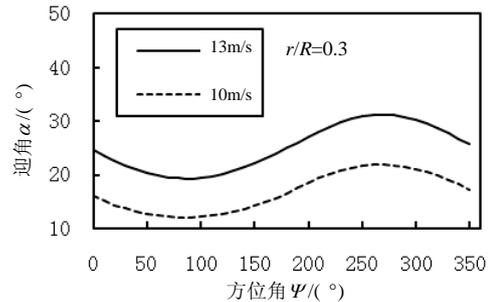


图7 侧偏角10°风速分别为10m/s和13m/s时迎角随方位角的变化

Fig.7 Relationship between incidence and azimuth at wind speed of 10 m/s and 13 m/s and yaw angle of 10°

比较图4和图6,会发现在接近根部处($r/R=0.3$)风速为常数、侧偏角较小时三维旋转效应越明显,例如风速为13m/s时三维旋转效应对图4中 $C_n、C_m$ 的影响要比图6中的大。

3 结论

本文先介绍了不考虑三维旋转效应的非定常气动载荷求解方法;然后又介绍了考虑三维旋转效应的非定常气动载荷求解方法,该方法以三维边界层积分方程求分离点位置的方法为基础,建立了一种简单的预估分离点位置的解析模型。由此,可以很方便直接计算出三维旋转效应对旋转叶片气流分离的影响,这样一来,对于复杂的非定常计算,

考虑三维旋转效应的计算就简单化了。计算结果表明,当三维旋转效应应用于叶片非定常气动特性计算时,能大大改善计算结果。分析比较二维和三维两种计算结果,可知考虑三维旋转效应的计算方法更为合理。

参考文献:

- [1] Thwaites B. Incompressible aerodynamics [M]. New York: Dover Publications, In., 1960.
- [2] Schlichting H. Boundary-layer theory [M]. New York: McGraw-Hill, 1997.
- [3] Banks W H H, Gradd G E. Delaying effect of rotation on laminar separation [J]. AIAA Journal, 1963, 1(4): 941—942.
- [4] McCroskey W J, Yaggy P F. Laminar boundary layers on helicopter rotors in forward flight [J]. AIAA Journal, 1968, 6(10): 1919—1926.
- [5] Ronsten G. Static pressure measurements on a rotating and a non-rotating 2.375m wind turbine blade-comparison with 2D calculations [J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1992, 39(1-3): 105—118.
- [6] Snel H, Houwink R, Bosschers J. Sectional prediction of lift coefficients on rotating wind turbine blades in stall [R]. Retten, Netherland: NECN Report, ECN-C-93-052, 1994.
- [7] Du Z, Selig M D. A 3-D stall-delay model for horizontal axis wind turbine performance prediction [C]. A Collection of the 1998 ASME Wind Energy Symposium, Reno NV, 1998: 9—19.
- [8] Lakshminarayana B, Govindan T R. Analysis of turbulent boundary layer on cascade and rotor blades of turbomachinery [J]. AIAA Journal, 1981, 19(10): 1333—1341.
- [9] Du Z, Selig M S. The effect of rotation on the boundary layer of a wind turbine blade [J]. Renewable Energy, 2000, 20(2): 167—181.
- [10] Narramore J C, Vermeland. Navier-Stokes calculations of inboard stall delay due to rotation [J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(1): 73—78.
- [11] Simms D, Schreck S, Hand M, Fingersh L J. NREL unsteady aerodynamics experiment in the NASA-Ames wind tunnel: A comparison of predictions to measurements [R]. Golden Colorado: National Renewable Energy Laboratory NREL/TP-500-29494, 2001.
- [12] Leishman J G, Beddoes T S. A semi-empirical model for dynamic stall [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(3): 3—17.
- [13] Wang T G. Unsteady aerodynamic modeling of horizontal axis wind turbine performance [D]. Glasgow, UK: University of Glasgow, 1999.