

# 三维动态失速模型在风力机气动特性计算中的应用

吕超 王同光 许波峰

(南京航空航天大学江苏省风力机设计高技术研究重点实验室,南京,210016)

**摘要:**为了适应风力机叶片的大展弦比、旋转和只有单侧叶尖涡的特点,对已建立的适用于小展弦比直机翼的三维动态失速模型进行了一系列的修正,然后用于风力机三维非定常气动特性计算。该动态失速模型所必须的气动输入参数将由动量叶素理论方法计算得到。本文将动量叶素理论、三维动态失速模型、三维旋转效应模型适当耦合起来,获得了风力机叶片的三维非定常气动特性计算方法。应用上述方法计算得到了不同工况下的风力机叶片各截面的非定常气动载荷结果,并与风洞实验结果以及用二维动态失速模型计算的结果进行比较,对计算方法和计算结果进行了详细的分析和讨论。本文模型相比于二维模型,能够更好地仿真风力机叶片的三维动态失速气动特性,尤其在叶片外部截面效果更佳。

**关键词:**非定常空气动力学;风力机;三维动态失速;分离流;涡运动

**中图分类号:**V211.3      **文献标识码:**A      **文章编号:**1005-2615(2011)05-0707-06

## Application of 3-D Dynamic Stall Model in Wind Turbine Aerodynamic Performance Prediction

LüChao, Wang Tongguang, Xu Bofeng

(Jiangsu Key Laboratory of Hi-Tech Research for Wind Turbine Design,  
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** A 3-D dynamic stall model based on a low aspect ratio rectangular wing is modified for the rotating wind turbine blade with high aspect ratio. Only one tip vortex is trailed and is appropriately coupled with the blade element theory and 3-D rotational effect model for the calculation of both the wind turbine gross performance and 3-D unsteady aerodynamic airloads in different flow environments. The comparison between the calculated results and the experimental data demonstrates that the wind turbine unsteady aerodynamic performance prediction is improved when the 3-D dynamic stall model is included. For completeness, both the scheme and the calculated results are discussed. It is demonstrated that the 3-D dynamic stall characteristic of the wind turbine blade is simulated better by the propose model than by other models.

**Key words:** unsteady aerodynamic; wind turbine; 3D dynamic stall; separation flow; vortex motion

动态失速是一种由于来流或迎角出现周期性或非周期性的非定常变化而影响翼型、机翼或者叶片的气动性能的现象。风力机运行环境的非定常性尤其突出,因此动态失速在风力机运行过程中十分普遍,究其原因如下:偏航运动、大气湍流、风剪切、

大气边界层及塔影效应等。因此,动态失速的研究对风力机的空气动力学研究有重要的意义。动态失速的研究尤其是二维动态失速已取得了较为丰硕的成果。无论是通过实验手段还是数值计算,二维动态失速的过程与机理已经较为清晰地展现在人

**基金项目:**国家重点基础研究发展计划(“九七三”计划)(2007CB714600)资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

**收稿日期:**2011-04-29; **修订日期:**2011-07-20

**通讯作者:**王同光,男,教授,博士生导师,1962年3月生,E-mail:tgwang@nuaa.edu.cn。

们面前,并由此发展出很多可用于工程应用的数学模型,其中较为著名的有L-B模型<sup>[1-2]</sup>,ONERA<sup>[3]</sup>模型等。虽然二维动态失速模型已经能用于工程中进行非定常气动性能的预测,但是即使相对理想的二维模型也不能模拟三维特性。而三维情况下的动态失速现象,其复杂程度又大大超过了二维情况,研究三维动态失速会面临更大的困难。

本文将一个已有的三维动态失速模型<sup>[4]</sup>应用到水平轴风力机叶片的非定常气动特性的模拟上。但是该模型是基于三维直机翼的动态绕流建模的,而三维直机翼的动态失速情况和风力机叶片又有着明显的区别。因此,要对其进行一系列的修正。

## 1 风力机叶片与直机翼的区别及其对三维动态失速建模的影响

笔者已经建立了能用于预测三维直机翼的非定常流动的三维动态失速模型,且经过算例证明模拟效果良好<sup>[4]</sup>。但是,若将这个模型直接套用到风力机上,结果必然是非常令人失望的。因为,风力机叶片与直机翼有着很大的区别。

首先从几何上看:

(1)直机翼延展向弦长为定值,而风力机叶片延展向弦长是变化的。

(2)用来建模的直机翼展弦比仅为3,而风力机叶片的展弦比很大,一般能达到10以上。若展弦比大,叶尖涡与动态失速涡的相互作用在离叶尖远的区域影响很小,因此三维效应在直机翼上要更明显一些。

(3)直机翼延展向没有扭角,而风力机叶片普遍存在延展向变化的扭角分布。

然后从运动形式上看:风力机叶片是旋转的,而直机翼只是俯仰运动,这又会造成不同:

(1)直机翼两侧都会向下游拖出叶尖涡,而风力机旋转导致只有一侧有叶尖涡。

(2)直机翼延展向各个截面来流速度都相同,而风力机叶片因为旋转导致各截面的线速度不同,所以延展向各个截面的来流速度都不相同。

综上,风力机叶片的大展弦比和只有单侧叶尖涡的特点使得在风力机叶片的叶根处受三维效应影响较小,而在叶尖处才显示出明显的三维特性。而同一时刻叶片各截面的迎角都不相同,在叶根处明显平均迎角很大且变化幅度很大,而靠近叶尖处则平均迎角小且变化幅度小。这是风力机叶片与直机翼之间最具有影响力的区别,将大大地影响风力机上的动态失速建模。

本文将结合风力机叶片的特点建立适用风力机叶片的三维动态失速模型,将该模型与叶素动量理论方法<sup>[5-6]</sup>进行耦合,并加入Du<sup>[7]</sup>提出的三维旋转效应延时模型,快速计算风力机在各种非定常情况下的气动特性。

## 2 风力机叶片的三维动态失速模拟

### 2.1 附着流模拟

附着流动的建模沿用之前的直机翼三维动态失速模型的附着流建模方法<sup>[4]</sup>,即经典的阶跃响应的方法。其中特别注意的是,环量项中的法向力系数的斜率 $C_{n\alpha}$ 延展向是变化的,且均小于二维翼型的值。在风力机叶片上从叶根开始向叶尖递减,这一点与直机翼有区别,直机翼是从中间截面向两侧叶尖递减。具体取值由风洞实验确定。

### 2.2 动态失速开始判据

由于风力机叶片各截面的迎角延展向有很大的变化,与直机翼的所有截面都是一个迎角的情况有很大的不同。图1中显示了风力机叶片在5个展向位置的迎角随方位角变化的示意图。5个展向位置分别为:0.30R,0.47R,0.63R,0.80R,0.95R。叶片长5.029 m,转速为72 r/min,叶片截面翼型为S809,风速13 m/s,偏航30°。数据来自NREL的非定常空气动力实验<sup>[8]</sup>。

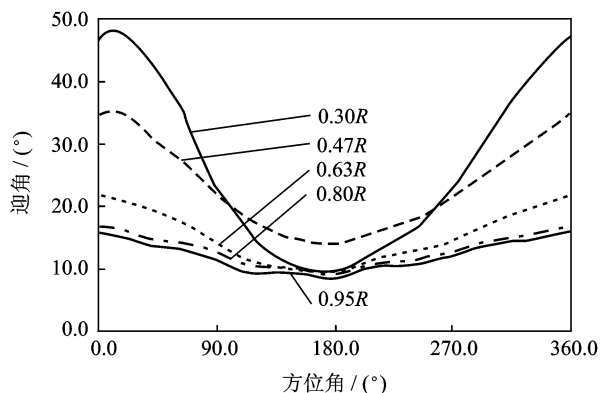


图1 风力机叶片各截面迎角随方位变化图

从图1中明显看出,越靠近叶根,平均迎角越大,迎角变化范围也越大,越靠近叶尖,平均迎角变小,且变化的幅度也明显变小。也就是说,在一个旋转周期内,叶根某截面的迎角范围在10~50°之间俯仰,而叶尖则在10~15°之间俯仰。在同一时刻,整个叶片上,叶根区域可能已经进入失速迎角而叶尖还处于附着迎角。因此,无法在叶片上看到像三维直机翼一样贯穿整个展向的动态失速涡结构。一般的,更靠近叶根的截面会由于迎角更大而更早期

达到动态失速开始的迎角。

所以风力机叶片上的动态失速开始的标志不能简单地用关于迎角的经验公式<sup>[4]</sup>来表达,需要更加接近物理事实的判据。Beddoes<sup>[9-10]</sup>指出:即使处于非定常的情况下,给定迎角的翼型的压力梯度发生了较大变化,是否达到临界前缘压力仍然可以被当做是预测动态失速是否从前缘分离出来的首要因素。

因此,本节将前缘压力达到临界值的时刻定义为失速的开始时刻,而前缘压力与法向力系数 $C_n$ 有关,为了避免计算前缘压力,在实际的工程应用中,可转化为计算法向力系数,于是失速开始时刻即法向力系数达到临界值的时刻。通过对静态实验数据的分析,可以得到一个临界法向力系数 $C_{n_1}$ 与临界前缘压力对应。 $C_{n_1}$ 是从俯仰力矩突变或者弦向力失速时刻对应的法向力系数。

然而,非定常情况下,法向力系数 $C_n(t)$ 随迎角变化有滞后效应。同样,前缘压力与 $C_n(t)$ 有关,显然也表现有滞后效应。因此,非定常条件下, $C_n$ 必须引入一阶滞后,对于一个离散的采样, $C_n(t)$ 写成如下递推形式

$$C'_n(N) = C_n(N) - D_p(N) \quad (1)$$

式中

$$C_n(N) = C'_n(N) + C_n^c(N) \quad (2)$$

$C'_n(N)$ 为附着流模拟中的脉冲项; $C_n^c(N)$ 为环量项<sup>[1-2]</sup>;插值函数 $D_p$ 表达如下

$$D_p(N) = D_p(N-1)\exp\left(\frac{\Delta S}{T_p}\right) + [C_n(N) - C_n(N-1)]\exp\left(\frac{\Delta S}{2T_p}\right) \quad (3)$$

$T_p$ 为马赫数的函数,由非定常实验数据得到。量纲一时间 $S$ 表示以来流速度 $W$ 经过的半个弦长 $c$ 的个数来度量的时间, $S=2Wt/c$ ,则 $\Delta S=2W\Delta t/c$ 。因此,当 $C'_n > C_{n_1}$ 时,前缘分离开始,动态失速涡产生。显然,随着俯仰率的增大,动态失速开始将被延迟到更大的迎角下发生。而且 $C'_n < C_{n_1}$ 也能作为流动恢复附着的判据。

由于附着流动的三维特性,参考格拉斯哥大学的直机翼非定常实验<sup>[11]</sup>,法向力系数的斜率 $C_{n_a}$ 从叶根开始向叶尖递减,而 $C_n^c(N)$ 也从叶根开始向叶尖递减,这将导致 $C'_n(N)$ 在同一迎角下在叶尖处小于在叶根处的值,从而满足动态失速开始的三维特点,即在更靠近叶尖的截面,动态失速将在更大的迎角下开始。

### 2.3 分离流动模拟

二维分离的模拟由Kirchhoff流动理论<sup>[12]</sup>可

以得到,即如式(4,5)所示,其中的 $\alpha'$ 是引入一阶滞后后的法向力系数对应的迎角,表示如下

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

式中

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

$\alpha_0$ 为零升迎角。

$C'_n(N)$ 由式(1,2)得到,对应翼型的非定常前缘压力响应,另外还存在非定常边界层响应也将影响后缘分离点,可引入一阶滞后。对于一个离散的采样过程,可表示为如下形式

$$f''(N) = f'(N) - D_f(N) \quad (6)$$

式中插值函数为

$$D_f(N) = D_f(N-1)\exp\left(\frac{\Delta S}{T_f}\right) + [f'(N) - f'(N-1)]\exp\left(\frac{\Delta S}{2T_f}\right) \quad (7)$$

对于三维的情况,叶尖涡对叶片各截面的下洗作用受控于两个因素:(1)叶尖涡自身的强度,(2)截面到叶尖涡的距离。本文中,分别用当地叶尖速比和叶片的展弦比来表达叶尖涡的下洗作用对分离的延时。

$$f''_{3D} = f'' \left( 1 + \frac{\gamma_r}{K_r \lambda} \right) \quad (8)$$

式中: $K_r$ 取自非定常实验数据; $\lambda$ 为展弦比; $\gamma_r$ 为当地叶尖速比。

$$\gamma_r = \frac{\Omega r}{W} \quad (9)$$

$W$ 为来流速度, $\Omega$ 为风轮转速。

### 2.4 三维动态失速涡模拟

一般来说,动态失速过程包含前缘动态失速涡的形成和其随后从机翼上表面分离并延弦向向下游移动。在二维的L-B模型中,总的涡法向力系数 $C_n^v$ 以指数形式随时间衰减,但与此同时又会有一个新的增量补充进来。本文将这个过程表示成如下形式

$$C_n^v(N) = C_n^v(N-1)\exp\left(-\frac{\Delta S}{T_v}\right) + [C_n^v(N) - C_n^v(N-1)]\exp\left(-\frac{\Delta S}{2T_v}\right) \quad (10)$$

补充进来的增量延展向表示为

$$C_n^v(N) = C_n^c(N) \left\{ 1 - \left[ \frac{1 + \sqrt{f''_{3D}(N)}}{2} \right]^2 \right\} m_v \frac{\tau_v}{\tau_{vt}} \cdot K_{v-3D} \quad (11)$$

式中, $\tau_v$ 表示量纲一的涡时间参数,是用来记录涡

移动时间的。 $\tau_v=0$ 表示动态失速开始时,涡从翼型上表面发展到一定强度并开始分离向下游移动的时刻; $\tau_v=\tau_{vd}$ 表示涡到达后缘并即将脱落的时刻。涡衰减时间常数 $T_v$ 和涡通过翼弦的时间常数 $\tau_{vd}$ 都可以由非定常实验数据得到。 $m_v$ 代表涡的强度,取决于俯仰率,显然俯仰率越大,动态失速涡强度越大,而俯仰率为0时,动态失速涡强度也为0,符合静态的情况。 $K_{v\_3D}$ 表示涡的强度延展向的变化,对于风力机叶片, $K_{v\_3D}$ 的值由叶根向叶尖递减。 $K_{v\_3D}$ 和 $m_v$ 的值均由风洞实验数据决定。

当达到临界条件时,气动载荷会发生突然的变化。在涡移动的过程中,假设涡法向力连续,当涡经过一个适当的时间间隔到达翼型后缘并脱落进尾流中时,涡法向力就终止累积。

三维动态失速涡诱导升力的模拟是一大难点,由于动态失速涡在各个截面出现的时间不同,所以没有直机翼上贯穿展向的 $\Omega$ 型的涡结构,也没有涡的隆起,动态失速涡的三维效应就很大程度地被削弱了。然而,风力机叶片上的三维动态失速涡到底是什么形式,还没有任何实验的显示结果能给出分析,所以本节把三维动态失速涡当做二维情况处理。今后的工作可以补充这方面的信息,让建模更有物理依据。尽管如此,二维动态失速涡的模拟也在学术界获得了肯定,在工程中也获得广泛应用。

### 3 三维动态失速模型与风力机气动特性计算的耦合

本文只计算法向力系数,因此三维旋转效应中较复杂的切向力系数的修正被忽略,从而使动量叶素理论与三维动态失速模型以及三维旋转效应模型的耦合比较简单,下面作简要介绍。

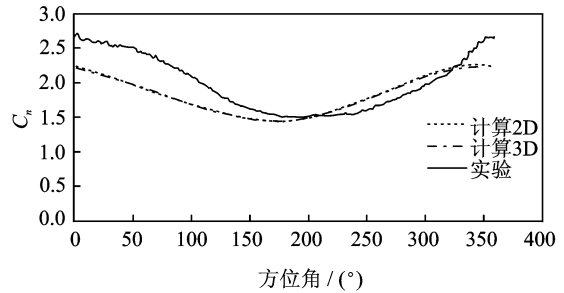
三维旋转效应模型中需要输入二维的升力系数 $C_l$ 和阻力系数 $C_d$ 的值,这由叶素动量理论直接提供,经过模型计算后输出三维旋转效应延迟修正后的法向力系数的值,作为三维动态失速输入的法向力系数静态值。

三维动态失速模型的计算还需要输入叶片入流速度 $W$ 、瞬时迎角 $\alpha$ 等变量的值,这些变量可由动量叶素理论直接提供。

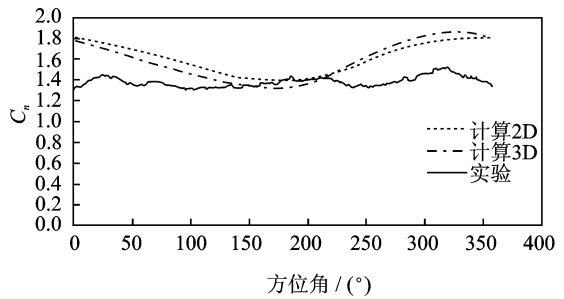
### 4 算例分析

算例的对比对象将采用两叶片上风向水平轴风力机,叶片长为5.029 m,转速为72 r/min,叶片截面翼型为S809,定桨距。实验结果数据来自NREL非定常空气动力学实验<sup>[8]</sup>。

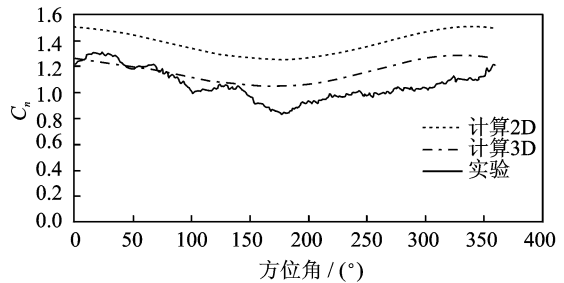
计算了2种工况(风速13 m/s,偏航10°时和风速10 m/s,偏航30°时)下的叶片的5个截面的 $C_n$ ,叶片展向位置 $r/R$ 分别为0.30,0.47,0.63,0.80,0.95。计算结果如图2,3所示。用三维动态失速模型的计



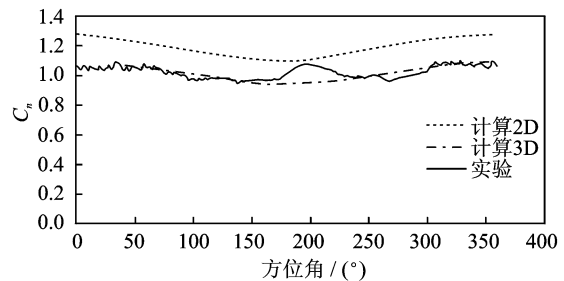
(a) 展向0.30  $r/R$ 截面



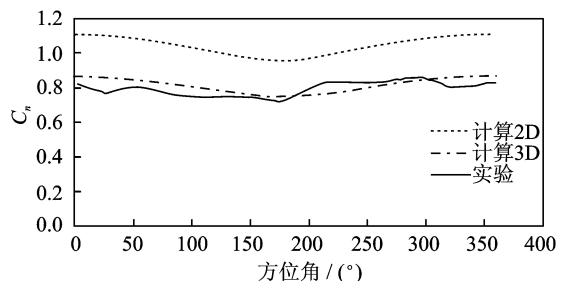
(b) 展向0.47  $r/R$ 截面



(c) 展向0.63  $r/R$ 截面



(d) 展向0.80  $r/R$ 截面



(e) 展向0.95  $r/R$ 截面

图2 风速13 m/s 偏航10°工况计算结果

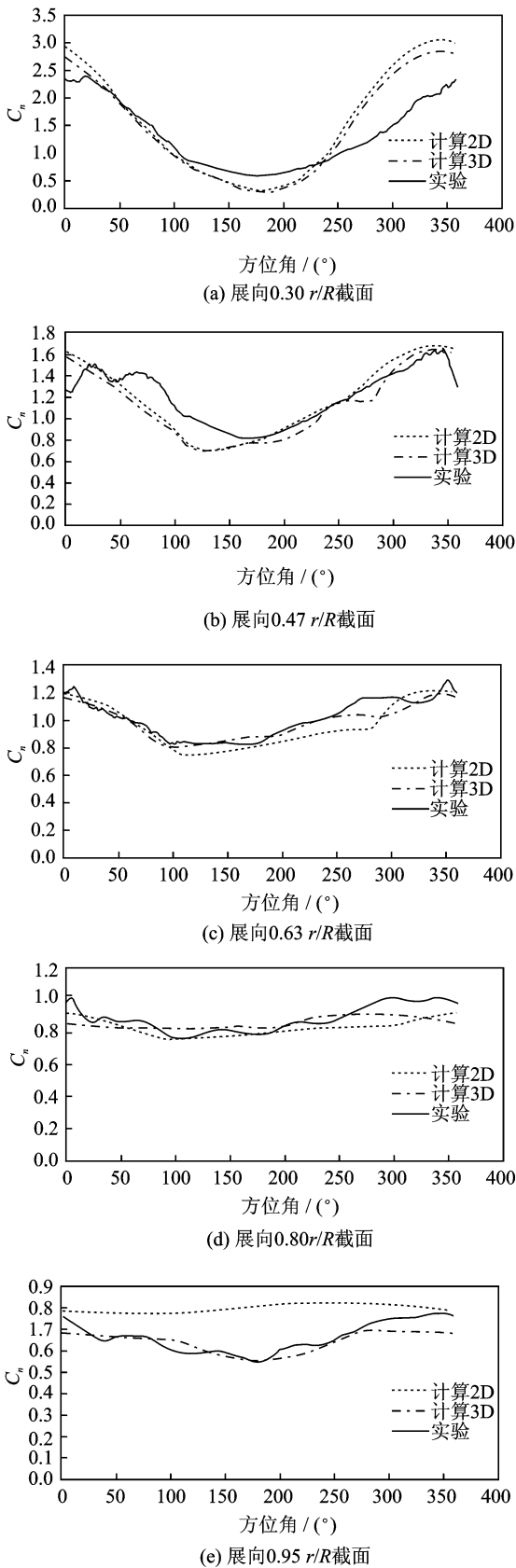


图3 风速10 m/s 偏航30°工况计算结果

算结果图中对应“计算3D”,用点划线表示,用二维动态失速模型的计算结果对应图中的“计算2D”,

用虚线表示,实验结果对应图中的“实验”,用实线表示。

从计算结果与实验结果的对比情况来看,三维的动态失速模型在靠近叶尖附近的结果要明显好于二维模型,尤其是在展向0.95截面的结果,能和实验值吻合得较好,而二维模型在展向0.95截面与实验值有较大的误差。在叶尖,附着流动提供大部分的法向力,而三维情况下叶尖的法向力系数的斜率要明显小于二维情况,所以二维模型的结果比实验值普遍偏大。在靠近叶根的截面,三维和二维的差别很小,结果均令人满意。因为叶根处离叶尖涡很远,三维模型中在叶根附近修正量已经很小,不足以对结果产生大的改观。

### 5 结束语

本文建立了能用于风力机叶片的三维动态失速模型,并将其应用到水平轴风力机的气动特性计算中。计算方法为经典的叶素动量理论方法,并加入了三维旋转效应模型。本文的三维模型针对风力机叶片只有单侧有叶尖涡且旋转的特点,对附着流、动态失速开始判据和分离流进行修正,使其能达到模拟风力机叶片的三维流动。而由于同一时刻叶片上的迎角处处不同,动态失速涡无法延展向同时出现,无法形成如直机翼中的涡结构,因此动态失速涡的模拟沿用二维的模拟方法,这一点需要从以后进一步的实验和理论研究中获取新的可靠的建模信息。

经过多种不同风速不同偏航角的工况的计算,三维动态失速模型在靠近叶尖的截面能体现出明显的优势,能比二维模型更接近实验结果。而在靠近叶根截面,三维模型与二维模型相差不大,均能较好地模拟风力机叶片的气动特性。

### 参考文献:

- [1] Gupta S, Leishman J G. Dynamic stall modelling of the S809 aerofoil and comparison with experiments [J]. Wind Energy, 2006,9(6):521-547.
- [2] 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.
- [3] Petot D. Differential equation modeling of dynamic stall[J]. La Recherche Aerospatiale (English Edition), 1989(5): 59-72.
- [4] Lü Chao, Wang Tongguang. Modeling three-dimen-

- sional dynamic stall[J]. *Applied Mathematics and Mechanics (English Edition)*, 2011, 32(4):393-400.
- [5] 刘雄, 陈严, 叶枝全. 水平轴风力机气动性能计算模型[J]. *太阳能学报*, 2005, 26(6):792-800.
- [6] Tangler J, Kocurek J D. Wind turbine post-stall airfoil performance characteristics guidelines for blade-element momentum methods [R]. NREL/CP-500-36900. Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 2004.
- [7] Du Z, Selig M S. A 3-D stall-delay model for horizontal axis wind turbine performance prediction[R]. AIAA Paper 98-0021, 1998.
- [8] Simms D, Schreck S, Hand M, et al. NREL unsteady aerodynamics experiment in the NASA-ames wind tunnel: a comparison of predictions to measurements [R]. NREL/TP-500-29494. Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 2001.
- [9] Beddoes T S. Onset of leading edge separation effects under dynamic conditions and low mach number [C]//Presented at the 34th Annual National Forum of the American Helicopter Society. Washington, DC:[s. n.], 1978:15-17.
- [10] Pierce K, Hansen A C. Prediction of wind turbine rotor loads using the Beddoes-Leishman model for dynamic stall[J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 1995, 117(3):200-204.
- [11] Ferrechia A. Analysis of three dimensional dynamic stall[D]. Glasgow:the Faculty of Engineering, University of Glasgow, 2000.
- [12] Bisplinghoff R L, Ashley H, Halfman R L. *Aeroelasticity*[M]. New York: Dover Publications Inc., 1996.