

风力机智能叶片非定常气动特性分析

张文广¹, 王奕枫², 刘瑞杰²

(1. 华北电力大学, 新能源电力系统国家重点实验室, 北京 102206; 2. 华北电力大学控制与计算机工程学院, 北京 102206)

摘 要: 为研究大型风力机智能叶片的非定常气动特性,以具有尾缘襟翼的 NREL 5 MW 参考风力机为研究对象,改进动态失速模型并修正动态尾流模型,建立风力机智能叶片的非定常气动模型。进而,通过仿真验证所建模型的准确性。最后,研究在不同尾缘襟翼角度下翼型升力系数、叶根挥舞弯矩和风力机功率的变化规律。结果表明,所建模型可较准确模拟翼型周围的非定常流动状态;尾缘襟翼可减小动态失速效应,有利于降低疲劳载荷、抑制功率波动。

关键词: 风力机; 非定常空气动力学; 气动特性; 智能叶片; 尾缘襟翼

中图分类号: TK83

文献标识码: A

0 引 言

近年来,风力机趋向大型化及柔性化,大尺寸叶片的柔性形变和风的非定常流动影响了风力机的气动特性和载荷分布,加剧了风力机的疲劳载荷与极限载荷^[1]。尾缘襟翼作为一种风力机智能叶片技术,通过改变翼型形状快速调节叶片的动态气动性能,从而实现主动降载^[2,3]。因此,准确、实时计算智能叶片的非定常气动载荷显得尤为重要。

国内外学者对风力机叶片的气动模型做了大量研究。Gaertner^[4]建立动态失速模型,验证了该模型在计算叶片非定常气动载荷方面的准确性。李俊^[5]综合 GDW 与 BEM 理论建立非定常气动模型,仿真表明该模型可有效反映风速变化与叶片响应之间的迟滞现象。李媛等^[6]使用 CFD 方法模拟全迎角翼型绕流气动特性,并对比分析二维翼型全迎角绕流的特点,但 CFD 方法很难在工程中进行快速、高效地计算。Couchman 等^[2]建立具有尾缘襟翼的定常叶片气动模型并进行降载控制,表明尾缘襟翼具有一定降载能力。上述研究分别验证了非定常气动模型以及尾缘襟翼对风力机叶片气动载荷的影响,但对于综合考虑动态失速模型与动态尾流模型的非定常气动模型,以及尾缘襟翼对风力机叶片非定常气动模型的影响,国内外相关研究还

较少。

因此,本文以具有尾缘襟翼的 NREL 5 MW 参考风力机为研究对象,改进动态失速模型并修正动态尾流模型,建立风力机智能叶片非定常气动模型,并与文献[7]中具有尾缘襟翼的定常气动模型进行对比验证,分析尾缘襟翼对所建模型气动性能的影响。

1 研究对象

本文以 NREL 5 MW 参考风力机^[8]为研究对象,其主要参数见表 1。

表 1 NREL 5 MW 参考风力机参数^[8]

Table 1 Parameters for NREL 5 MW reference wind turbine^[8]

参数	数值	参数	数值
额定功率/MW	5	切出风速/ $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	25
叶片数量	3	额定风速/ $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	11.4
叶轮直径/m	126	额定叶轮转速/ $\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$	12.1
轮毂直径/m	3	额定叶尖速度/ $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	80
轮毂高度/m	90	叶轮质量/t	110
切入风速/ $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	3	机舱质量/t	240

NREL 5 MW 参考风力机叶片总长 61.500 m,由 8 种翼型组成^[9],本文参考文献[9]中所得到的最优尾缘襟翼参数,在每个叶片的 49.675~60.130 m 处

收稿日期: 2017-10-25

基金项目: 国家重点研发计划(2017YFB0602105); 北京市共建项目

通信作者: 张文广(1975—), 男, 博士、副教授, 主要从事风力机振动检测及主动控制方面的研究。zwg@ncepu.edu.cn

安装尾缘襟翼,长度为 10.455 m,占弦比为 25%。具有尾缘襟翼的 NREL 5 MW 参考风力机叶片结构如图 1 所示。

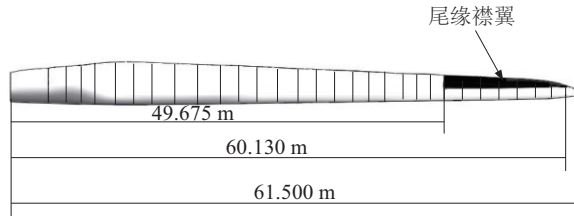


图 1 具有尾缘襟翼的 5 MW 参考风力机叶片结构

Fig. 1 Structure of 5 MW reference wind turbine blade with TEF

2 非定常气动建模

受大气湍流、风剪切、塔架等非定常气动环境的影响,风力机叶片所经历的相对风速大小及方向都是随时间和空间变化的^[10],直接影响攻角的变化以及尾流的平衡。与定常气动模型相比,非定常气动模型主要考虑时间延迟等影响,可更准确地计算叶片的气动载荷。本文的非定常气动模型主要包括 3 个部分:动态失速改进模型、动态尾流修正模型以及智能叶片翼型升阻力系数计算方法。

2.1 动态失速改进模型

风力机实际运行时,周围环境气流处于非定常流动状态,此时翼型攻角是动态变化的。非定常情况下气动力变化是个复杂的动态过程,翼型气动特性与攻角的静态关系不再成立,会发生动态失速现象^[11]。如果仍使用静态翼型数据计算风力机叶片载荷,会造成一定误差,因此需要使用动态失速模型计算非定常气动载荷。

Beddoes-Leishman (B-L) 模型是工程中应用较多的一种半经验模型。它更多地考虑动态翼型的绕流物理特性,通过准确的静态数据,能较好地模拟翼型的动态失速特性^[11]。经典 B-L 模型仅根据攻角 α 计算法向力系数 C_N , 本文在其基础上,将攻角 α 、襟翼角 β 同时作为输入量对法向力系数 C_N 进行计算,建立适用于 NREL 5 MW 参考风力机智能叶片的动态失速改进模型。由图 2 可计算得到动态升力系数 C_L^{dyn} 、动态阻力系数 C_D^{dyn} , 其中 N 表示法向力方向, A 表示切向力方向。该动态失速模型主要分为:非定常附着流的模拟、非定常分离流的模拟、动态涡的模拟。

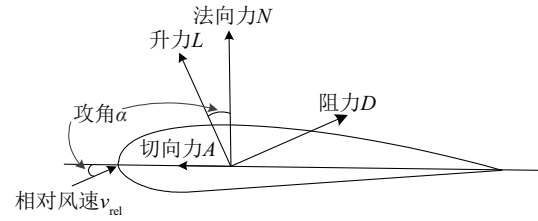


图 2 叶片上的局部力

Fig. 2 Local loads on a blade

2.1.1 非定常附着流的模拟

准确模拟附着流的气动特性是求解非定常气动力的前提条件。这里使用攻角 α 的阶跃响应模拟非定常附着流的气动特性。阶跃响应分为环量项与非环量项 2 个部分。

环量项部分产生的法向力系数 $C_N^{p,c}$ 为:

$$C_N^{p,c} = C_{n,\alpha} \alpha_c(\beta) \quad (1)$$

式中, $C_{n,\alpha}$ ——法向力系数在 $\beta=0^\circ$ 时线性附着流区的斜率; $\alpha_c(\beta)$ 可通过 Duhamel 积分^[4]求解:

$$\begin{cases} \alpha_c = \alpha_n(\beta) - X_n - Y_n \\ X_n = X_{n-1} e^{-b_1 \xi^2 \Delta s} + A_1 \Delta \alpha_n(\beta) e^{-b_1 \xi^2 \Delta s/2} \\ Y_n = Y_{n-1} e^{-b_2 \xi^2 \Delta s} + A_2 \Delta \alpha_n(\beta) e^{-b_2 \xi^2 \Delta s/2} \end{cases} \quad (2)$$

式中, A_1 、 A_2 、 b_1 、 b_2 ——根据不同叶片翼型数据给出的经验常数^[4]; $\alpha_n(\beta)$ ——当前时刻指定襟翼角 β 下的攻角; s ——速度在翼型上行进的用半弦长度量的距离,在差值函数中表示为 $\Delta s = (2/c)U\Delta t$ ^[11], c 为弦长, U 为局部风速; X_n 、 Y_n ——差值函数,为脱落尾涡的时间历程; ξ ——与马赫数有关的系数, $\xi = \sqrt{1-M^2}$, M 为马赫数。

非环量项部分产生的法向力系数 $C_N^{p,nc}$ 为:

$$\begin{cases} C_N^{p,nc} = \frac{4k_\alpha T_1}{M} (K_{\alpha_n} - K'_{\alpha_n}) \\ T_1 = c/\lambda \\ K_{\alpha_n} = \frac{\alpha_n(\beta) - \alpha_{n-1}(\beta)}{\Delta t} \\ K'_{\alpha_n} = K'_{\alpha_{n-1}} e^{-\Delta t/(2k_\alpha T_1)} + (K_{\alpha_n} - K_{\alpha_{n-1}}) e^{-\Delta t/(2k_\alpha T_1)} \\ k_\alpha = 0.75[(1-M) + \pi \xi^2 M^2 (A_1 b_1 + A_2 b_2)]^{-1} \end{cases} \quad (3)$$

式中, λ ——当地声速。

因此,非定常附着流中的法向力系数 C_N^p 为:

$$C_N^p = C_N^{p,c} + C_N^{p,nc} \quad (4)$$

2.1.2 非定常分离流的模拟

非定常分离流的模拟是模拟翼型分离点的动

态变化对翼型气动特性的影响。分离点在翼型表面的位置用分离点相对弦长的比值 f 来表示 ($f=x/c$, x 为翼型前缘到分离点的位置)。

根据 Kirchhoff-Helmholtz 理论^[4], 非定常分离流中的法向力系数 C_N^f 为:

$$C_N^f = C_{n,\alpha} \left[\frac{1 + \sqrt{f''(\alpha, \beta)}}{2} \right]^2 [\alpha_f - \alpha_0(\beta)] \quad (5)$$

式中, α_f ——有效攻角; $\alpha_0(\beta)$ ——指定襟翼角 β 下零升力时的攻角; $f''(\alpha, \beta)$ ——考虑时间延迟后的动态分离点, 可由式(6)求得:

$$\begin{cases} f_n''(\alpha, \beta) = f_n'(\alpha, \beta) - D_{f_n} \\ D_{f_n} = D_{f_{n-1}} e^{-\Delta s/T_f} + [f_n'(\alpha, \beta) - f_{n-1}'(\alpha, \beta)] e^{-\Delta s/2T_f} \end{cases} \quad (6)$$

式中, $f'(\alpha, \beta)$ ——根据 α_f 、 β 和 Gupta 等^[12]改进的分离点分段函数求出的有效分离点。

非定常分离流中的切向力系数 C_A^f 为:

$$C_A^f = \eta_e C_{n,\alpha} \sqrt{f''(\alpha, \beta)} \alpha \sin(\alpha) \quad (7)$$

式中, η_e ——恢复因子, 通常取 0.85~1.00。

2.1.3 动态涡的模拟

当环流升力增大到一定值时, 会发生涡流的产生和分离^[11]。涡流引起的法向力变化 C_{v_n} 可根据线性非定常环量法向力与非线性升力的偏差近似得到, 其中非线性升力 C_{v_n} 可由 Kirchhoff-Helmholtz 理论得到:

$$C_{v_n} = C_{N_n}^{p,c} \left[1 - \frac{1 + f_n''(\alpha, \beta)}{4} \right] \quad (8)$$

当涡流进入尾流后, 还会对升力产生影响。考虑到粘性力与湍流的影响, 需加入时间延迟, 则由涡流引起的瞬时法向力系数 $C_{N_n}^v$:

$$C_{N_n}^v = C_{N_{n-1}}^v e^{-\Delta s/T_v} + (C_{v_n} - C_{v_{n-1}}) e^{-\Delta s/2T_v} \quad (9)$$

式中, T_v ——时间常数, 与涡流延迟的速率有关。

综上所述, 最终得到总的法向力系数 C_N 、切向力系数 C_A 、动态升力系数 C_L^{dyn} 、动态阻力系数 C_D^{dyn} , 分别为:

$$C_N = C_N^p + C_N^f + C_N^v \quad (10)$$

$$C_A = C_A^f \quad (11)$$

$$C_L^{\text{dyn}} = C_N \cos(\alpha) + C_A \sin(\alpha) \quad (12)$$

$$C_D^{\text{dyn}} = C_N \sin(\alpha) - C_A \cos(\alpha) \quad (13)$$

2.2 动态尾流修正模型

经典定常叶素动量理论中计算的诱导速度是准稳态的, 这意味着尾流与入流已处于平衡状态。但在风力机实际运行中, 如果入流发生变化, 那么尾流与入流达到平衡前存在一定时间延迟, 这时需要使用动态尾流模型进行模拟。本文基于 Øye 模型, 建立智能叶片的动态尾流修正模型。

2.2.1 Øye 动态尾流模型

风流经叶片的相对速度 v_{rel} 如图 3 所示, 其中 ϕ 为入流角, θ_t 为扭角, θ_p 为桨距角, v_0 为经过坐标变换^[10]后的当地风速, v_{rot} 为叶轮转速, W 为诱导速度。

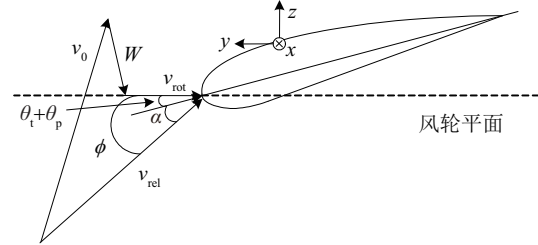


图3 某叶片的局部速度三角形

Fig. 3 Velocity triangle seen locally on a blade

根据文献[10]的诱导速度与推力表达式, 诱导速度法向分量 W_N 与切向分量 W_A 分别表示为:

$$W_N = W_z = \frac{-BL \cos \phi}{4\pi \rho r F \left| v_0 + f_g \vec{n}(\vec{n} \cdot \vec{W}) \right|} \quad (14)$$

$$W_A = W_y = \frac{-BL \sin \phi}{4\pi \rho r F \left| v_0 + f_g \vec{n}(\vec{n} \cdot \vec{W}) \right|} \quad (15)$$

式中, B ——叶片数量; ρ ——空气密度; r ——局部半径; L 、 F 、 f_g ——文献[10]中计算的升力、普朗特叶尖损失因子以及葛劳渥特修正; \vec{n} ——推力方向的单位向量。

在动态尾流模型中, 当推力变化时, 为获取载荷和功率的时间特性, 需对诱导速度使用动态滤波器^[10], 这个滤波器由 2 个一阶微分方程组成:

$$W_{\text{int}} + \tau_1 \frac{dW_{\text{int}}}{dt} = W_{\text{qs}} + k \cdot \tau_1 \frac{dW_{\text{qs}}}{dt} \quad (16)$$

$$W + \tau_2 \frac{dW}{dt} = W_{\text{int}} \quad (17)$$

式中, W_{qs} ——根据 W_N 与 W_A 求出的诱导速度准稳态解; W_{int} ——中间值; W ——诱导速度的最终滤波值; τ_1 、 τ_2 ——时间常数, $\tau_1 = 1.1R/(1 - 1.3a)v_0$,

$\tau_2 = [0.39 - 0.26 \times (r/R)^2] \cdot \tau_1$, 其中 R 为风轮半径;
 $k = 0.6$; a —— 轴向诱导因子, $a = W_N / |\vec{v}_0|$ 。

解析求解诱导速度时,所有变量初始值均设为 0。当 W 确定后,攻角 α 可计算为:

$$\alpha = \phi - (\theta_t + \theta_p) \quad (18)$$

式中, ϕ —— 入流角, $\phi = \arctan \frac{v_{rel,z}}{-v_{rel,y}}$, 通过 α 查表得到静态升力系数 C_L^{st} 和静态阻力系数 C_D^{st} , 最后计算出 Øye 模型中的法向载荷 P_z 与切向载荷 P_y :

$$\begin{cases} P_z = L \cos \phi + D \sin \phi \\ P_y = L \sin \phi - D \cos \phi \end{cases} \quad (19)$$

其中:

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho |v_{rel}|^2 c C_L^{st} \\ D = \frac{1}{2} \rho |v_{rel}|^2 c C_D^{st} \end{cases} \quad (20)$$

2.2.2 Øye 动态尾流模型修正

本文在 Øye 模型的基础上做如下修正: 1) 参考文献[7]中的定常模型计算出诱导速度, 并将其作为动态尾流修正模型的初始值; 2) 与前文建立的动态失速模型相结合, 使用动态升力系数 C_L^{dyn} 和动态阻力系数 C_D^{dyn} 计算诱导速度 W 。

使用动态失速模型得到动态升力系数 C_L^{dyn} 和动态阻力系数 C_D^{dyn} , 分别代替 C_L^{st} 和 C_D^{st} , 得到新的升力系数 L 与阻力系数 D :

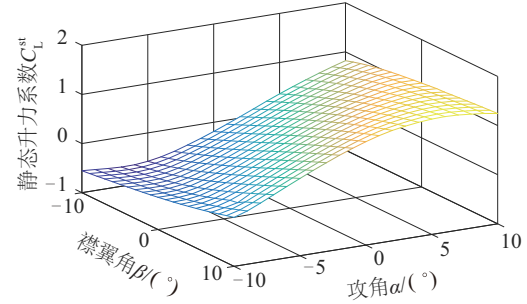
$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho |v_{rel}|^2 c C_L^{dyn} \\ D = \frac{1}{2} \rho |v_{rel}|^2 c C_D^{dyn} \end{cases} \quad (21)$$

最终得到智能叶片动态尾流修正模型中的法向载荷 P_z 与切向载荷 P_y 。

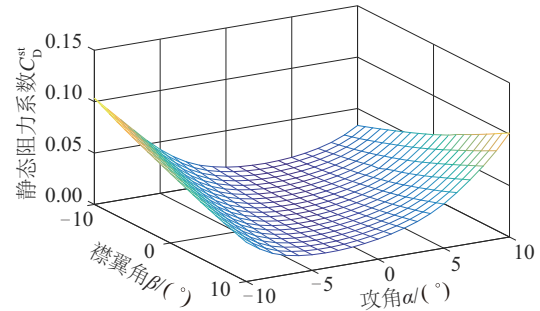
2.3 智能叶片翼型升阻力系数计算

改变尾缘襟翼角 β 会引起翼型升阻力系数的变化, 因此在所建模型中将襟翼所在的翼型作为一种新的翼型, 即每个叶片具有 9 种翼型。根据文献[9]中提出的方法, 襟翼位于第 23~29 叶素段上。本文在翼型 NACA64_A17 的基础上, 使用 XFOIL^[13] 得到 $-10^\circ, -9^\circ, \dots, 0^\circ, \dots, 9^\circ, 10^\circ$ 共 21 种襟翼角 β 下的翼型数据。参考文献[14]中的网格划分方法, 并通过 Fluent^[15] 的分析计算, 得到这 21 种翼型的静态升力系数 C_L^{st} 和静态阻力系数 C_D^{st} 随着攻角 α 变化的数据

表, 从而得到 $C_L^{st}(\alpha, \beta)$ 和 $C_D^{st}(\alpha, \beta)$ 随着攻角 α 以及襟翼角 β 变化的二维数据表, 如图 4 所示。指定攻角 α 以及襟翼角 β 下的 $C_L^{st}(\alpha, \beta)$ 和 $C_D^{st}(\alpha, \beta)$ 可通过线性插值法查表得到。



a. C_L^{st} 在不同角度下的变化



b. C_D^{st} 在不同角度下的变化

图 4 C_L^{st}, C_D^{st} 在不同 α 和 β 下的变化

Fig. 4 Change of C_L^{st}, C_D^{st} with different α and β

综上所述, 本文改进动态失速模型并修正动态尾流模型, 建立风力机智能叶片非定常气动模型, 该模型计算流程图如图 5 所示。

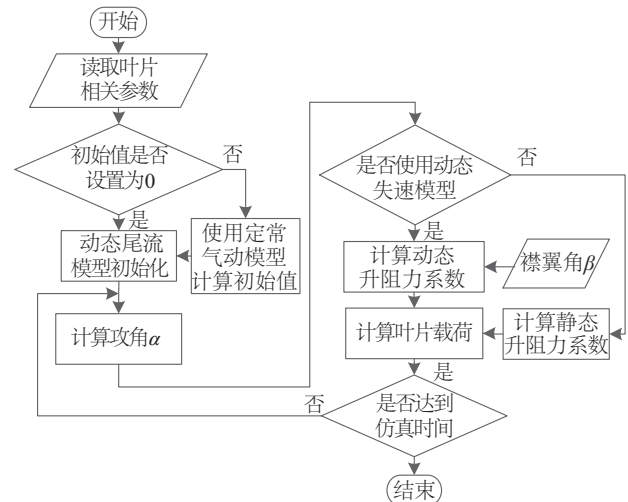


图 5 非定常气动模型流程图

Fig. 5 Flowchart of unsteady aerodynamic model

3 仿真与分析

本节通过 Matlab/Simulink 分别验证动态失速改进模型、动态尾流修正模型, 分析智能叶片气动性能。NREL 5 MW 参考风力机的额定风速为 11.4 m/s, 因此本节选取该风速进行仿真。

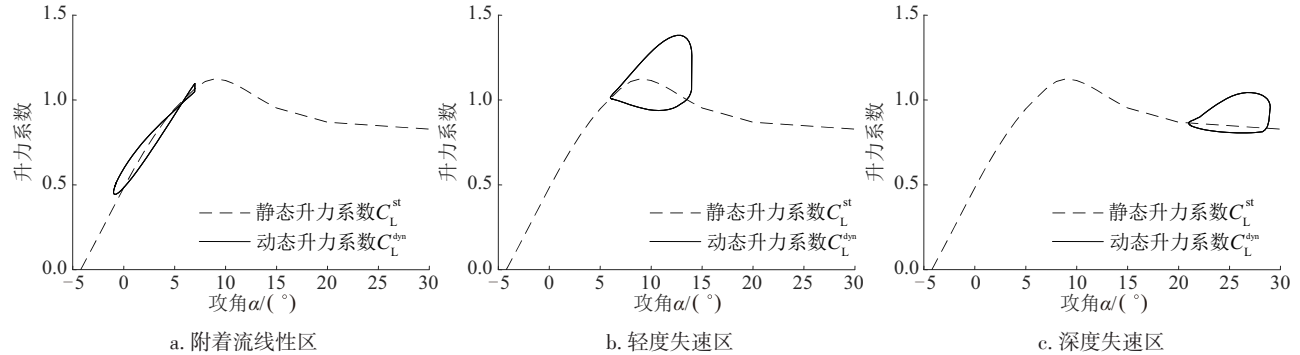


图6 3种失速区域的升力系数曲线

Fig. 6 Lift coefficient curves in three stall areas

由图 6a 可看出: 当平均攻角处于附着流线性区时, 动态升力系数与静态升力系数较为接近, 二者基本呈线性变化。由图 6b 可看出: 当平均攻角处于轻度失速区时, 升力系数曲线出现迟滞闭环。当攻角增大时, 翼型处于上仰过程, 气流从附着流区进入轻度失速区, 动态失速点攻角大于静态失速攻角; 当攻角减小时, 翼型处于下俯过程, 气流回到附着流区, 此时气流再次附着的攻角小于静态失速攻角, 这说明本文建立的动态失速模型可反映出升力系数随攻角变化的时间延迟, 体现了动态失速效应。由图 6c 可看出: 当平均攻角处于深度失速区时, 翼型的深度失速区出现明显的迟滞闭环, 失速现象更加明显。

因此, 从以上 3 种攻角变化区域可看出, 本文建立的动态失速改进模型可较好模拟地翼型周围的非定常流动状态。

3.2 动态尾流修正模型验证

在 11.4 m/s 额定风况下, 改变叶片的桨距角大小, 当时间 $t=30$ s 时, 桨距角从 0° 阶跃变化到 3.7° ; 在 $t=30$ s 时, 桨距角又阶跃变化回 0° 。Øye 模型、动态尾流修正模型以及定常气动模型 3 种模型各自对应的风力机功率响应曲线, 如图 7 所示。由图 7 可看出: 当桨距角突变时, 与定常叶素动量

3.1 动态失速改进模型验证

在 11.4 m/s 额定风况下, 选取 3 种攻角 α 周期性变化区域: 附着流线性区 ($\alpha=3^\circ \pm 4^\circ$)、轻度失速区 ($\alpha=10^\circ \pm 4^\circ$) 和深度失速区 ($\alpha=25^\circ \pm 4^\circ$)。对比动态失速模型得到的动态升力系数 C_L^{dyn} 与静态插值法得到的静态升力系数 C_L^{st} , 结果如图 6 所示。

模型相比, Øye 模型与本文的动态尾流修正模型的功率迅速改变至峰值, 经过 10 s 才达到新的稳定状态, 更能体现桨距角突变的动态影响, 并且在本文动态尾流修正模型中, 功率滞后到达稳态值, 与风力机实际运行情况相符。这说明本文建立的动态尾流修正模型可较准确地模拟风力机气动性能的过冲现象。

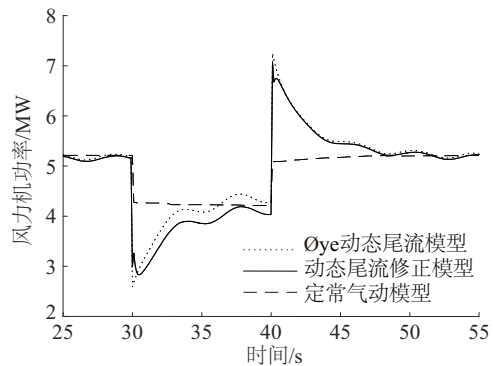


图7 风力机功率响应曲线

Fig. 7 Wind turbine power response curve

3.3 智能叶片气动性能分析

本节使用动态失速改进模型与动态尾流修正模型, 分析尾缘襟翼对翼型升力系数、叶根挥舞弯矩以及风力机功率的影响。

3.3.1 尾缘襟翼对翼型升力系数的影响

1) 在 11.4 m/s 额定风况下, 在具有尾缘襟翼的翼型中, 选取攻角 α 的变化区域为轻度失速区, 襟翼角 β 分别为 -3° 、 0° 、 3° 时的动态升力系数曲线与相应的静态升力系数曲线, 如图 8 所示。

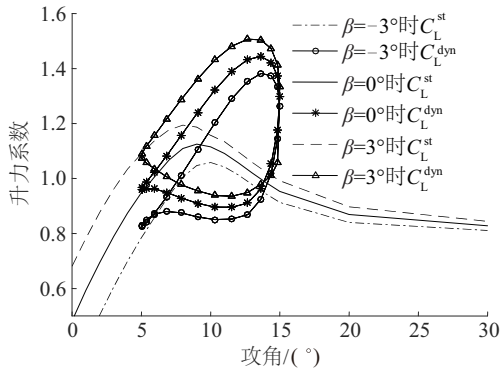


图 8 襟翼角固定变化时的升力系数对比

Fig. 8 Comparison of lift coefficient when TEF angle is fixedly changed

从图 8 可看出: 与襟翼角 $\beta=0^\circ$ 时相比, 襟翼角 $\beta=3^\circ$ 时, 静态、动态升力系数均有所增加, 失速点有所减小; 襟翼角 $\beta=-3^\circ$ 时, 静态、动态升力系数均有所减小, 失速点有所增大。由此可得, 尾缘襟翼可改变动态失速迟滞环的形状。

2) 在其他条件不变的情况下, 选取襟翼角 β 变化区域为 $-3^\circ \sim +3^\circ$ 的周期变化, 攻角和襟翼角的变化曲线如图 9 所示。 $\beta=-3^\circ \sim 3^\circ$ 的动态升力系数 C_L^{dyn} 、 $\beta=0^\circ$ 的静态升力系数 C_L^{st} 和 $\beta=0^\circ$ 的动态升力系数 C_L^{dyn} 3 种升力系数曲线如图 10 所示。

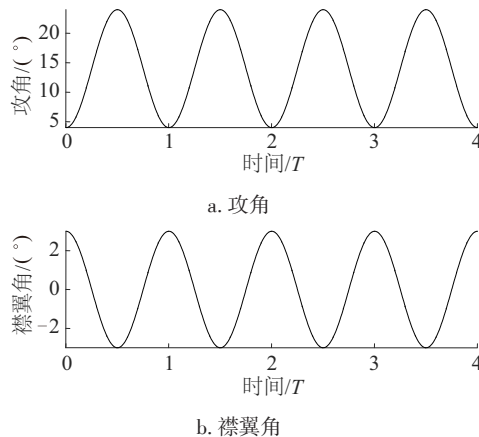


图 9 攻角 α 和襟翼角 β 的变化曲线

Fig. 9 Curves of angle of attack α and TEF β

由图 9、图 10 可看出: 在轻度失速区内, 当襟翼角 β 在 $-3^\circ \sim +3^\circ$ 内进行周期性变化时, 动态升力系数曲线的迟滞闭环斜率比 $\beta=0^\circ$ 时的更小。与襟翼角 $\beta=0^\circ$ 时的动态升力系数最大值相比, 襟翼角 $\beta=-3^\circ \sim +3^\circ$ 时的动态升力系数最大值减小了 8.1%。因此, 尾缘襟翼可改变动态升力系数的变化范围, 在一定程度上减小动态失速效应。

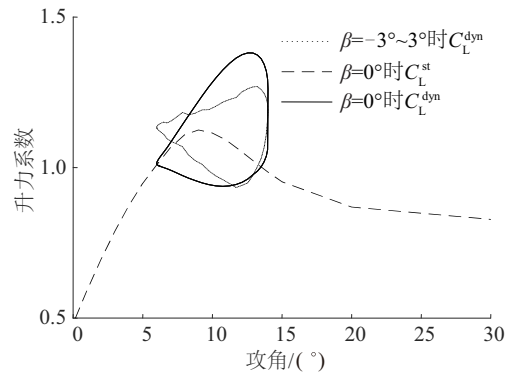


图 10 襟翼角周期变化时的升力系数对比

Fig. 10 Comparison of lift coefficient when TEF angle cyclically changed

3.3.2 尾缘襟翼对叶根挥舞弯矩的影响

在 11.4 m/s 额定风况下, 改变叶片的桨距角大小, 在 $t=30$ s 时, 桨距角从 0° 阶跃变化到 3.7° ; 在 $t=40$ s 时, 桨距角又阶跃变化回 0° 。在桨距角变化时, 将襟翼角 β 分别设置为 -3° 、 0° 和 3° 。叶片 1 在不同襟翼角下的叶根挥舞弯矩对比如图 11 所示。表 2 为桨距角变化时, 叶片 1 在 3 种襟翼角下叶根挥舞弯矩平均值。

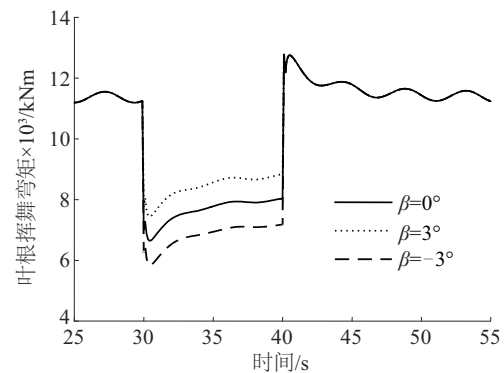


图 11 襟翼角 β 变化时的叶根挥舞弯矩对比

Fig. 11 Comparison of flapwise root moment when TEF angle β changed

表2 3种襟翼角下的叶根挥舞弯矩平均值

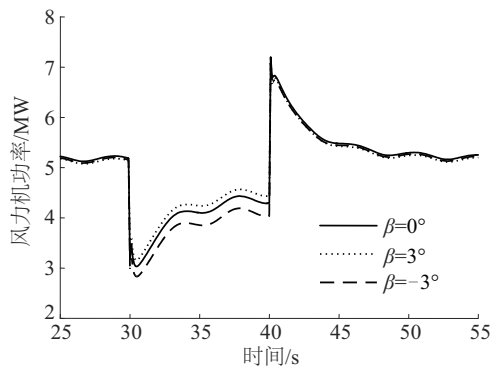
Table 2 Flapwise root moment average with three TEF angles

襟翼角 $\beta / (^\circ)$	叶根挥舞弯矩 平均值/kNm	叶根挥舞弯矩 平均值变化率/%
-3	6810.5	-10.80
0	7635.5	0
3	8417.7	10.24

可看出:改变襟翼角可改变叶根挥舞弯矩的大小。在桨距角突变过程中,与襟翼角 $\beta=0^\circ$ 时相比,襟翼角 $\beta=-3^\circ$ 与襟翼角 $\beta=3^\circ$ 时的叶根挥舞弯矩平均值变化率分别为-10.80%和10.24%。因此,利用襟翼角变化对叶根挥舞弯矩的影响,对襟翼进行主动控制时可减小叶根挥舞弯矩波动、降低叶片疲劳载荷。

3.3.3 尾缘襟翼对风力机功率的影响

在11.4 m/s 额定风况下,改变叶片的桨距角大小,在 $t=30$ s时,桨距角从 0° 阶跃变化到 3.7° ;在 $t=40$ s时,桨距角又阶跃变化回 0° 。襟翼角分别为 -3° 、 0° 、 3° 时的风力机功率曲线如图12所示。

图12 襟翼角 β 变化时的风力机功率响应曲线Fig. 12 Wind turbine power response curves when TEF angle β changed

由图12可看出:改变襟翼角同样可改变风力机功率的大小。在桨距角突变过程中,与襟翼角 $\beta=0^\circ$ 时相比,当襟翼角为负时,风力机功率减小;当襟翼角为正时,风力机的功率增加。因此,利用襟翼角的变化对风力机功率波动的影响,对襟翼进行主动控制时可抑制风力机功率波动。

4 结 论

本文改进动态失速模型并修正动态尾流模型,

建立风力机智能叶片非定常气动模型。通过与定常叶素动量模型相比较,验证所建模型在计算风力机叶片非定常气动载荷方面的准确性,同时分析尾缘襟翼对所建模型气动性能的影响,得到以下结论:

1)对于具有尾缘襟翼的翼型,当攻角处于轻度失速区和深度失速区时,翼型的升力系数出现明显的动态失速现象。当翼型做周期性俯仰运动时,本文建立的动态失速改进模型可较准确模拟翼型周围的非定常流动状态。

2)对于NREL 5 MW参考风力机,当叶片的桨距角快速变化时,与定常叶素动量模型相比,本文建立的动态尾流修正模型可较准确模拟风力机气动性能的过冲现象。

3)在风力机叶片非定常气动模型中加入尾缘襟翼,仿真结果表明:尾缘襟翼可减小动态失速效应,有利于降低叶片疲劳载荷、抑制风力机功率波动,为尾缘襟翼的实时主动控制奠定了研究基础。

[参考文献]

- [1] Barlas T K, Wingerden W V, Hulskamp A W, et al. Smart dynamic rotor control using active flaps on a small-scale wind turbine: aeroelastic modeling and comparison with wind tunnel measurements[J]. Wind Energy, 2013, 16(8): 1287—1301.
- [2] Couchman I, Castaignet D, Poulsen N K, et al. Active load reduction by means of trailing edge flaps on a wind turbine blade[A]. 2014 American Control Conference [C], Portland, USA, 2014.
- [3] Jain R, Yeo H, Chopra I. Investigation of trailing-edge flap gap effects on rotor performance using high-fidelity analysis[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(1): 140—151.
- [4] Gaertner E M. Modeling Dynamic stall for a free vortex wake model of a floating offshore wind turbine[D]. Amherst: University of Massachusetts-Amherst, 2014.
- [5] 李俊. 大型风电机组整机及关键部件仿真分析与优化设计研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2011.
- [6] 李媛, 康顺, 范忠瑶, 等. 全迎角风力机翼型气动特性数值分析[J]. 太阳能学报, 2012, 33(7): 1106—1111.
- [6] Li Yuan, Kang Shun, Fan Zhongyao, et al. Numerical investigation of aerodynamic performances of wind

- turbine airfoils at all angle of attack [J]. *Acta Energiæ Solaris Sinica*, 2012, 33(7): 1106—1111.
- [7] 张文广, 白雪剑. 智能叶片风力机建模及多目标尾缘襟翼控制 [J]. *动力工程学报*, 2018, 38(4): 321—328.
- [7] Zhang Wenguang, Bai Xuejian. Modeling of smart blade wind turbine and multi-target trailing edge flaps control [J]. *Journal of Chinese Society Power Engineering*, 2018, 38(4): 321—328.
- [8] Jonkman J, Butterfield S, Musial W, et al. Definition of a 5- MW reference wind turbine for offshore system development[R]. Colorado, National Renewable Energy Laboratory, 2009.
- [9] 张文广, 李腾飞, 刘吉臻, 等. 尾缘襟翼结构参数对大型风力机气动性能影响的仿真研究 [J]. *可再生能源*, 2016, 34(12): 1826—1833.
- [9] Zhang Wenguang, Li Tengfei, Liu Jizhen, et al. Simulation study on trailing edge flaps structure parameters affecting aerodynamic performance of large wind turbines [J]. *Renewable Energy Resources*, 2016, 34(12): 1826—1833.
- [10] Hansen Martin O L. *Aerodynamics of Wind Turbines* [M]. Third Edition. New York, U.S: Routledge, 2015: 81—84.
- [11] 廖明夫, 宋文萍, 王四季, 等. 风力机设计理论与结构动力学 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2014: 133—134.
- [11] Liao Mingfu, Song Wenping, Wang Siji, et al. *Wind turbine design theory and structural dynamics* [M]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University Press, 2014: 133—134.
- [12] Gupta S, Leishman J G. Dynamic stall modelling of the S809 aerofoil and comparison with experiments [J]. *Wind Energy*, 2006, 9(6): 521—547.
- [13] Drela M. XFOIL: An analysis and design system for low reynolds number airfoils [A]. *Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics* [C], University of Notre Dame, 1989.
- [14] 郝文星, 叶 舟, 李 春, 等. 基于柔性尾缘襟翼风力机翼型性能主动控制研究 [J]. *太阳能学报*, 2017, 38(5): 1339—1345.
- [14] Hao Wenxing, Ye Zhou, Li Chun, et al. Study of active control for wind turbine airfoil performance based on deformable trailing edge flap [J]. *Acta Energiæ Solaris Sinica*, 2017, 38(5): 1339—1345.
- [15] ANSYS FLUENT in ANSYS Workbench User' s Guide [M]. Fluent Inc. Canonsburg, PA, 2012: 79—86.

ANALYSIS OF UNSTEADY AERODYNAMIC PERFORMANCE ON WIND TURBINE SMART BLADE

Zhang Wenguang¹, Wang Yifeng², Liu Ruijie²

(1. State Key Laboratory of Alternate Electrical Power System with Renewable Energy Sources,

North China Electric Power University, Beijing 102206, China;

2. School of Control and Computer Engineering, North China Electric Power University, Beijing 102206, China)

Abstract: To research the unsteady aerodynamic performance of large-scale wind turbine smart blade, the National Renewable Energy Laboratory (NREL) 5 MW reference wind turbine with trailing edge flaps (TEFs) was selected as the study object. The unsteady aerodynamic model of wind turbine smart blade was developed including the improved dynamic stall model and the modified dynamic wake model. Then, simulations were run out to verify the accuracy of the present model. At last, the change law of the lift coefficient, the flapwise root moment and the power of wind turbine were studied under different TEF angel conditions. Results show that the present model can simulate the unsteady flow around the airfoil with high accuracy. The TEF can mitigate the dynamic stall effect and reduce the fatigue load and suppress the power fluctuation.

Keywords: wind turbine; unsteady aerodynamics; aerodynamic performance; smart blade; trailing edge flap