

DOI: 10.3901/JME.2022.04.174

# 后掠风力机叶片非定常气弹耦合模型与响应分析\*

郭坤翔 夏鸿建 李德源 黄俊东

(广东工业大学机电工程学院 广州 510006)

**摘要:** 后掠叶片外展段后掠, 弹性轴与扭转轴分离, 致使叶片非线性变形显著, 气流沿叶片展向流动和气弹耦合特性增强。为精确分析后掠叶片结构与气动之间的耦合关系, 采用螺旋尾涡升力线模型结合修正的 B-L 动态失速模型, 并计及积叠线瞬时变形对诱导速度的影响, 计算非定常气动载荷; 叶片结构部分通过超级单元将后掠叶片离散成多体系统, 借鉴成熟的多体递归建模技术, 实现转动叶片的高效组装与数值求解。通过模拟 NREL 5 MW 直叶片的稳态响应, 验证计算模型的有效性与精度; 然后分析 5 MW 后掠叶片, 在变桨距和不变桨距情况下的非定常气动响应。数值仿真结果表明, 该模型能有效地模拟后掠叶片非线性变形和非定常气动特性, 能为新型降载增效后掠叶片的气动性能、疲劳载荷谱分析与结构优化设计提供有效数值分析方法。

**关键词:** 风力机; 后掠叶片; 升力线; B-L 模型; 气弹耦合

**中图分类号:** TK83

## Unsteady Aeroelastic Coupling Model and Dynamic Response Analysis of Back-swept Blade on Wind Turbines

GUO Kunxiang XIA Hongjian LI Deyuan HUANG Jundong

(School of Mechanical and Electrical Engineering, Guangdong University of Technology, Guangzhou 510006)

**Abstract:** The elastic shaft of back-swept blade is separated from the torsion shaft which resulting in the nonlinear deformation of blade structure, three-dimensional flow. It significantly enhances aero-elastic coupling characteristics of rotating blade. In order to accurately analyse the coupling relationship between the structure and aerodynamics of the back-swept blade, the helicoidal wake vortex lift line method combined with the modified B-L dynamic stall model is used to calculate the unsteady aerodynamic load. And, the influence of instantaneous deformation of the stack line on the induction speed is also taken into account. To model the structure of blade with nonlinear deformation, the super-element is adopted to discretize the back-swept blade into a multi-body system, and the multi-body recursive formulation is used to conduct the efficient assembly of dynamic equations and numerical solution of the rotating blade. The effectiveness and accuracy of the simulation model are verified by analysing the steady-state response of NREL 5 MW straight blades. Then, the unsteady response of 5 MW back-swept blade with pitch and no pitch is also analysed. Numerical results show that the proposed method can effectively simulate the nonlinear deformation and unsteady aerodynamic characteristics of the back-swept blade and it can provide an effective numerical analysis method for the aerodynamic performance simulation, fatigue load spectrum analysis and structural optimization design of back-swept blade with the load-alleviating function.

**Key words:** wind turbines; back-swept blade; lift line; B-L model; aeroelastic coupling

## 0 前言

后掠型风机叶片作为一种自适应被动降载的气动布局, 近年来受到了研究者的广泛关注<sup>[1]</sup>。后

掠指叶片外展段积叠线在旋转平面内向尾缘方向弯曲而成的一种结构形式。由于积叠线弯曲, 叶片在运转状态下展向的三维流动显著, 在结构方面弹性轴与扭转轴相分离, 致使叶片在复杂载荷作用下产生较大的弯曲与扭转变形且耦合特性突出, 需要深入研究其气弹耦合特性。为设计自重轻, 效率高的后掠型叶片并保证机组安全稳定运行, 提供优化设

\* 国家自然科学基金(51776044, 51105079)和广东省科技(2017A010104016, 2020A1515010844)资助项目。20210309 收到初稿, 20210903 收到修改稿

计理论和方法<sup>[2]</sup>。

后掠叶片在结构和空气动力学方面表现出强烈的非线性。一方面, 叶片结构在气动载荷作用下, 表现出强非线性。需要采用恰当的非线性动力学模型表达这种几何非线性效应<sup>[2]</sup>。后掠叶片具有细长和弯曲的外形, 截面形状和大小沿展向变化, 气弹分析时一般采用一维梁结构模型处理<sup>[3]</sup>。KALLESØE<sup>[4]</sup>采用非线性二阶 Bernoulli-Euler 梁理论, 研究了 5 MW 柔性叶片较大的弯曲变形对气弹稳定性的影响; ZHOU 等<sup>[5-6]</sup>考虑叶片较大的弯曲与扭转变形, 采用几何精确梁理论(Geometrically exact beam theory, GEBT)建立系统的动力学模型, 提高了风力机叶片气弹分析的精度。然而风力机机械部分为一类典型多体系统, 叶片结构梁模型能有效描述结构非线性变形, 但叶片在转动条件下, 对动力刚化等特性需要建立二阶离散精度, 才能准确表达<sup>[7-8]</sup>。为此, 本文通过将柔性叶片离散为由运动副和力元联接的多体系统<sup>[9-10]</sup>, 应用计算多体系统动力学理论建立叶片非线性气弹耦合方程, 能用较少的自由度准确地展现柔性转动叶片的非线性振动特性, 并可采用多体系统递归建模技术, 实现程序化建立转动叶片动力学方程并数值求解, 方便研究与工程应用<sup>[11]</sup>。

另一方面, 与直叶片相比, 后掠叶片的三维流动显著, 导致叶素动量理论(Blade-element theory, BEM)的二维基本假设失效。螺旋尾涡升力线模型中叶片用环量连续变化的升力线来代替, 通过附着涡几何形式的变化对叶片的几何特征进行表征<sup>[12]</sup>。根据 Helmholtz 涡量守恒定理, 由附着涡和尾涡构成流动模型, 通过 Biot-Savart 定理求解诱导速度, 提高了该模型的三维流场分析能力, 同时尾涡模型的引入, 增加了模型对尾流分析的可靠性<sup>[13-14]</sup>。BRAATEN 等<sup>[15]</sup>通过直叶片和后掠叶片的气动载荷对比分析, 表明该方法在叶片三维气动特性模拟上取得了较好的效果。同时, 后掠叶片由于其突出的挥舞弯曲与扭转变形的耦合特性, 使得叶片经常运行在大攻角失速或准失速状态下, 气动载荷分析需对叶片翼型动态失速等非定常特性进行准确模拟<sup>[16]</sup>。DUMITRESCU 等<sup>[17]</sup>应用升力线模型结合 B-L 动态失速模型分析了直叶片非定常气动载荷。但现有研究对后掠叶片气动载荷受弯扭非线性变形的影响及后掠叶片非定常气动特性对结构振动变形的耦合还鲜见报道。

本文通过“超级单元”<sup>[9]</sup>方法将后掠叶片离散为若干个由运动副和力元联接的刚体, 应用

Roberson-Wittenburg 递推建模方法, 结合非定常气动模型建立叶片非线性气弹耦合方程。其中, 非定常气动载荷计算采用螺旋尾涡升力线模型结合修正的 B-L 动态失速模型, 建立了控制点诱导速度数值分析模型, 模型中计及积叠线瞬时变形对诱导速度的影响。研究了非线性动力学方程的数值求解方法, 通过编制的 Matlab 程序, 实现了大型后掠风力机叶片气弹耦合时域响应分析; 并通过对直叶片和后掠叶片在稳定工况下响应的对比分析, 证明了后掠型叶片采用升力线模型的有效性和正确性。算例分析了 NREL 5 MW 风力机后掠叶片在变桨和不变桨条件下的响应时程。研究工作对于后掠叶片降载机理研究、气弹稳定性分析以及疲劳载荷谱的计算等均具有重要意义。

## 1 后掠叶片非线性气弹耦合模型

随着风力机叶片柔性的增加, 在运行过程中后掠叶片的弯扭耦合变形会显著影响叶片的气动特性, 所以建立恰当的后掠叶片气弹耦合模型, 对该类型风力机气动载荷计算和时域响应分析至关重要。本文在后掠叶片非线性结构基础上, 结合非定常气动模型建立后掠型叶片气弹耦合模型。

### 1.1 后掠叶片结构非线性模型

由于后掠叶片非线性结构变形明显, 采用“超级单元”方法能将后掠叶片离散为由运动副和力元联接的多体系统<sup>[9-10]</sup>, 从而通过较少的自由度精确地展现后掠叶片的非线性振动特性, 并可由规范化的多体递归建模技术和数值积分技术, 实现叶片动力学求解。

为了准确描述叶片的变形, 采用“超级单元”建立叶片结构模型。其中, 每个单元由 4 个刚体(B1~B4)组成, 刚体之间通过运动副、弹簧和阻尼器连接<sup>[9-10]</sup>描述叶片的挥舞、摆振和扭转变形, 如图 1 所示<sup>[10]</sup>。叶片非线性结构模型可由数个“超级单元”构成, 如图 2 所示。

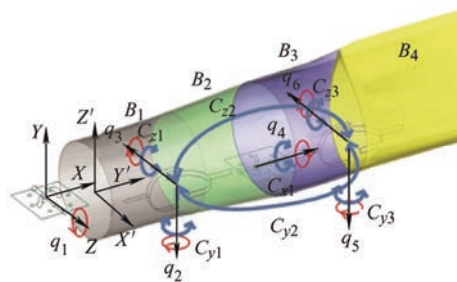


图 1 超级单元模型

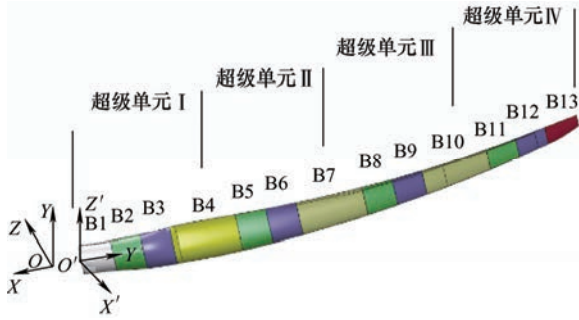


图 2 后掠叶片的离散与相关坐标系

应用计算多体动力学中的 R-W 方法, 取各铰的转动为广义坐标, 则从叶片的拓扑构形可得其广义坐标阵  $\mathbf{q}(t)$  为

$$\mathbf{q}(t) = (q_1(t), \dots, q_s(t))^T \quad (1)$$

式中,  $q_i(t)$  对时间的一阶和二阶导数  $\dot{q}(t)$ 、 $\ddot{q}(t)$  分别称为广义速度和广义加速度,  $s$  为系统自由度。叶片的动力学方程具体形式如下

$$\mathbf{Z}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{\Phi}_q^T \mathbf{\lambda} = \mathbf{z} \quad (2)$$

式中,  $\mathbf{Z}$  称为广义质量阵,  $\mathbf{z}$  称为广义力阵, 包含气动力与机械载荷相关项,  $\mathbf{\Phi}_q$  为约束方程的雅可比矩阵,  $\mathbf{\lambda}$  为拉格朗日乘子阵, 拉格朗日乘子项  $\mathbf{\Phi}_q^T \mathbf{\lambda}$  表示刚体间所有理想约束力的贡献, 其具体表达形式可参阅文献[18]。求解时, 需要运动约束联立求解。

## 1.2 基于升力线模型的后掠叶片气动载荷计算

考虑到叶片展向流动显著和后掠叶片积叠线弯曲的特点, 采用升力线气动模型模拟后掠叶片流场三维流动。

升力线模型的核心思想是将风力机叶片三维流场中的涡量分布简化为一根涡量沿展向变化的线涡, 表征叶片与流场之间的相互作用。该线涡代表了三维流场中真实的叶片环量分布, 因而该线涡也称作附着涡。附着涡设置在翼型的气动中心处, 即 1/4 弦长处, 由 Helmholtz 第二定理可知, 在无黏流体环境中, 涡量并不能在流体内部终止, 而只能延伸至流体边界或构成环, 变化的涡量会从附着涡上脱落形成尾涡, 如图 3 所示<sup>[12]</sup>。

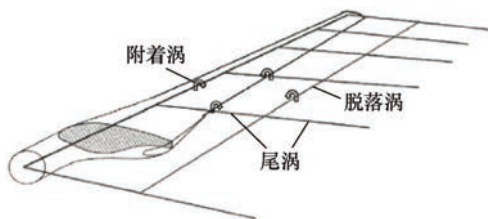


图 3 升力线模型示意图

针对风力机叶片的气动特点, 本文采用刚性尾涡模型, 通过计算附着涡上控制点的诱导速度, 获得该位置处的有效攻角, 从而实现翼型气动力计算。

由于后掠叶片附着涡线是空间曲线, 需要考虑附着涡对控制点诱导速度的贡献。将附着涡和螺旋尾涡离散为多段直线涡, 并利用 Biot-Savart 公式求出叶片上控制点的诱导速度。

螺旋尾涡从附着涡上脱落流向叶片下游无限远处, 形成诱导速度场。采用刚性尾涡模型, 尾流坐标系如图 4 所示。

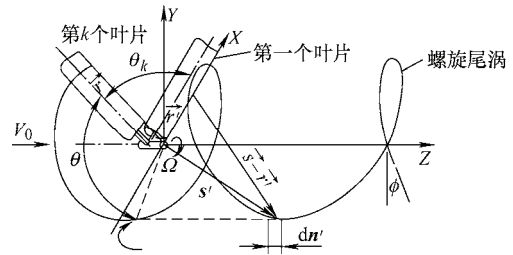


图 4 螺旋尾涡示意

文献[19]指出, 诱导速度  $\mathbf{W}_n$  垂直于未受扰动相对风速  $\mathbf{W}'$ , 并给出了附着涡任意位置  $r'$  (已知惯性坐标  $(x', y', z')$ ) 处由所有尾涡引起的诱导速度  $\mathbf{W}_{n1}$  为

$$\begin{aligned} \mathbf{W}_{n1}(\xi') &= \int_{\xi_{hub}}^1 \frac{d\Gamma}{d\xi} \sum_{K=1}^N \int \frac{N_1 \xi' + N_2 \lambda_0}{D_1^{3/2} D_2^{3/2}} d\theta d\xi \\ R_L &= R \cos \psi, \quad N_1 = \xi'^2 - \xi \xi' \cos(\theta + \theta_k) \\ N_2 &= \frac{V_0}{\Omega R} \left[ \xi(\theta \sin(\theta + \theta_k) + \cos(\theta + \theta_k)) - \xi' \right] \\ D_1 &= \xi'^2 + \xi'^2 - 2\xi \xi' \cos(\theta + \theta_k) + \left( \frac{V_0 \theta}{R \Omega} \right)^2 \\ D_2 &= \lambda_0^2 + \xi'^2 \quad \theta_k = \frac{2\pi(N-K)}{N} \end{aligned} \quad (3)$$

式中,  $R$  为风轮半径,  $\xi = x/R$ ,  $\xi' = x'/R$  为叶片上展向无量纲位置参数,  $\lambda_0 = V_0 / R \Omega \cos \Lambda$ ,  $\Lambda$  为当地后掠角,  $\psi$  为风轮锥角,  $\Omega$  为风轮转动角速度,  $\theta$  为螺旋尾流的方位角,  $\theta_k$  为控制点所在的叶片与发出尾流的叶片之间的夹角,  $N$  为叶片数,  $K$  为控制点所在叶片序号, 尾流远端对控制点的诱导速度贡献逐渐减弱, 可取适当圈数计算即可。

附着涡线为空间曲线, 涡量开始于轮毂沿着叶片径向流向叶尖, 形成诱导速度场, 附着涡坐标系如图 5 所示。

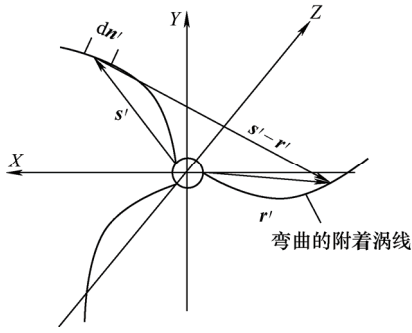


图5 附着涡示意图

由 Biot-Savart 公式, 附着涡上某一直线涡微段  $dn'$  对叶片展向位置  $r'$  处的诱导速度

$$dW_{i2} = \frac{\Gamma(\xi)(s' - r') \times dn'}{4\pi |s' - r'|^3} = \frac{\Gamma(\xi)}{4\pi} (dw_{x2}i + dw_{y2}j + dw_{z2}k) \quad (4)$$

式中,  $dW_{i2}$  为附着涡诱导速度,  $dn'$  为附着涡上的微段向量,  $s'$  为轮毂中心指向微段  $dn'$  的向量。 $dn'$  和  $s'$  是展向位置  $r$  的函数, 与积叠线形状有关。附着涡诱导速度垂直于相对风速, 经过叶片积分得到所有叶片附着涡对控制点引起的诱导速度  $W_{n2}$  为

$$W_{n2}(\xi') = \int_{\xi_{hub}}^1 \sum_{K=1}^N \frac{\Gamma(\xi)}{4\pi} (dw_{z2} \cos \phi - dw_{y2} \sin \phi) d\xi$$

$$\phi = \arctan \frac{V_0 + V_h}{\Omega r' \cos \Lambda + V_b} \quad (5)$$

式中,  $\phi$  为入流角,  $V_h$  和  $V_b$  分别叶片的挥舞、摆振速度。当  $N=K$ , 积分在点  $r = r'$  处, 即  $|s' - r'| = 0$ , 式(4)中分子和分母均为 0, 这不符合物理实际。实际上, 由于黏性的作用会使得靠近涡线的中心速度趋于有限值, 即形成所谓的黏性涡核<sup>[12]</sup>。类似地建立粘性涡核模型修正 Biot-Savart 公式, 即在计算诱导速度时引入黏性修正因子  $K_v$

$$K_v = \frac{L^4}{1 + L^4} \quad L = \frac{|s' - r'|}{r_e} \quad (6)$$

式中,  $r_e$  为涡核的有效半径。黏性涡核模型修正 Biot-Savart 公式如式(8)所示

$$W_{n2}(\xi') = \int_{\xi_{hub}}^1 \sum_{K=1}^N \frac{\Gamma(\xi)}{4\pi} K_v (dw_{z2} \cos \phi - dw_{y2} \sin \phi) d\xi \quad (7)$$

控制点上的总的诱导速度为

$$W_n = W_{n1} + W_{n2} \quad (8)$$

诱导速度表达式(3)、(7)中环量项  $\Gamma(\xi)$  未知。

设附着涡环量为 Fourier 级数, 并且满足边界条件  $\Gamma(\xi_{hub}) = \Gamma(1) = 0$ , 设环量函数为

$$\Gamma(\xi) = \sum_{m=1}^{\infty} A_m \sin \left[ m\pi \left( \frac{\xi - \xi_{hub}}{1 - \xi_{hub}} \right) \right] \quad (9)$$

无穷级数求和可近似用有限项求和来计算, 项数  $M$  越多, 环量  $\Gamma(\xi)$  的计算越精确, 但  $M$  不宜取太大, 一般  $M=9$  即可<sup>[19]</sup>。根据 Kutta-Joukowski 定理可知, 环量与升力系数之间的关系为

$$\Gamma = 0.5cW C_L \quad (10)$$

式中,  $C_L$  为升力系数,  $W$  为来流风速。

联立式(3)和式(7)~(10), 代入  $M$  个控制点的已知数据, 即可得到  $M$  个方程, 方程组中只有  $A_m$  未知, 求解该方程组可以得到  $A_m$  的初值, 利用迭代法<sup>[19]</sup>, 可以得到更高数值精度的有效攻角  $\alpha_e$ 。迭代结束得到有效攻角  $\alpha_e$  和诱导攻角  $\alpha_i$ , 通过二维翼型数据表插值得到升阻力系数  $C_L$  和  $C_D$  后可以通过沿着叶片径向积分得到轴向推力  $F$ 、转动力矩  $Q$  和转动功率  $P$

$$F = \int_{\xi_{hub}}^1 \left( \frac{1}{2} \rho N c W^2 \right) (C_L \cos \phi' + C_D \sin \phi') R \cos \psi d\xi$$

$$Q = \int_{\xi_{hub}}^1 \left( \frac{1}{2} \rho N c W^2 \right) (C_L \sin \phi' - C_D \cos \phi') R^2 \cos \psi \cos \Lambda \xi d\xi$$

$$P = \int_{\xi_{hub}}^1 \left( \frac{1}{2} \rho N c W^2 \right) (C_L \sin \phi' - C_D \cos \phi') R^2 \Omega \cos \psi \cos \Lambda \xi d\xi$$

$$\phi' = \arctan \frac{V_0 + V_h}{\Omega r' \cos \Lambda + V_b} - \alpha_i$$

$$W = \frac{\sqrt{(V_0 + V_h)^2 + (\Omega r + V_b)^2}}{\cos \alpha_i} \quad \alpha_i = \frac{W_n}{W} \quad (11)$$

式中,  $\rho$  为空气密度,  $N$  为叶片数,  $W$  为截面位置受扰动的相对风速,  $\phi'$  为实际入流角,  $R$  为风轮半径,  $\psi$  为风轮锥角,  $\Lambda$  为当地后掠角,  $\xi$  为叶片展向无量纲单位化参数。

### 1.3 后掠叶片气弹耦合模型验证算例

在后掠叶片气弹耦合方程式(2)的基础上, 引入气动载荷计算式(11), 可进行后掠叶片在某风速下的气弹耦合分析。该气弹耦合方程是一个非线性方程, 一般采用数值方法进行求解。在求解动力学微分方程的每一个时间步, 调用升力线气动模块, 计算出该时刻的气动载荷; 然后将这些载荷作为外力加载到动力学模块, 计算出下一时间步中各广义坐标与广义速度的值, 再传到气动模块, 如此循环直至设定的仿真时间  $t_{end}$ 。



### 1.3.1 直叶片气动性能与结构响应分析

为验证建立的升力线模型与气弹模型的准确性和可行性,本文以 NREL 实验室发布的 5 MW 风力机直叶片数据<sup>[20]</sup>,采用叶素动量理论计算气动载荷为对比算例<sup>[21]</sup>。此处直叶片积叠线形状为直线。根据文献[10],将叶片离散为四个“超级单元”,13 个刚体,共 21 个自由度。

利用建立的程序计算叶片在来流风速 5~25 m/s 下的稳态气动性能和响应,并与基于修正叶素动量理论(BEM)的 HAWC 软件计算的结果对比<sup>[21]</sup>,结果如图 6 所示。从各风速的分析结果可知,升力线模型计算的风轮功率和轴向推力与修正 BEM 计算结果一致,叶尖挥舞和变桨距角与 BEM 变化趋势一致,两者在 15 m/s 以上的较大风速下,差异逐渐增加,这是由于分析时文献采用的结构模型与本文结构模型不同带来的建模误差。因此数值算例表明,升力线理论建立的后掠叶片气弹耦合模型在直叶片条件下,与传统叶素动量理论结果基本一致,验证了本文方法的有效性与准确性。

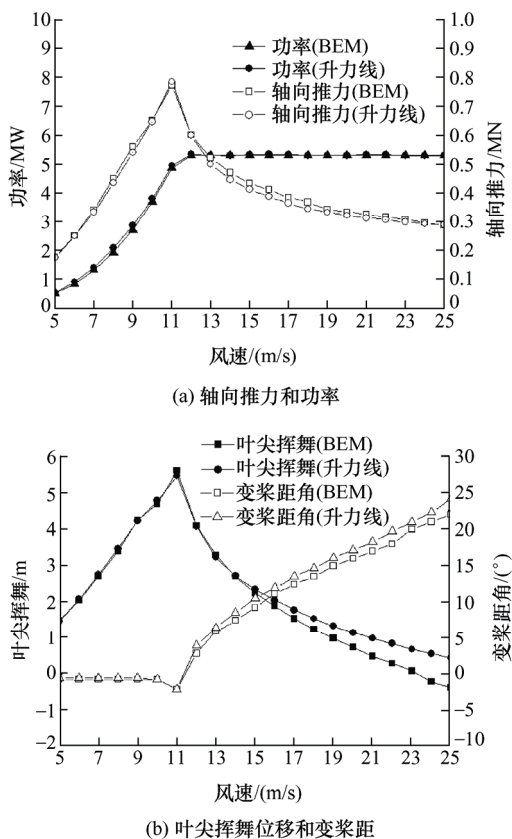


图6 采用升力线理论和叶素动量理论计算的稳态结果

### 1.3.2 后掠叶片稳态响应分析

后掠叶片在气弹耦合振动过程中,叶片结构变形导致积叠线形状也随之变化。采用文献[21]后掠叶片积叠线形状。具体表达式

$$r = \{x, y(x), 0\}^T \quad x \in [-63, -1.5]$$

$$y(x) = a \left( \frac{x-1.5}{R_0} \right) - b \left( \frac{x-1.5}{R_0} \right)^2 \quad (12)$$

此处分别取  $a=8$ ,  $b=12$ , 即叶尖后掠 4 m,  $R_0$  为叶片长度 61.5 m。则根据式(12)积叠线形状

$$s' = [x \cdot \cos \theta_k - y(x) \cdot \sin \theta_k] i + [x \cdot \sin \theta_k + y(x) \cdot \cos \theta_k] j + 0k$$

$$ds' = [\cos \theta_k - y'(x) \cdot \sin \theta_k] i + [\sin \theta_k + y'(x) \cdot \cos \theta_k] j + 0k dx$$

$$y'(x) = \frac{a}{R_0} - 2b \left( \frac{x-1.5}{R_0^2} \right) \quad r = xi + y(x)j + 0k$$

$$\Delta = \arctan \left( \frac{a}{R_0} - 2b \left( \frac{x-1.5}{R_0^2} \right) \right) \quad (13)$$

分析了后掠叶片在来流风速 5~25 m/s 的稳态响应。在低风速时保持尖速比 8.7, 额定风速 11.4 m/s 后, 保持额定转速 12.1 r/min。

图 7 为直叶片和后掠 4 m 叶片稳态下叶尖挥舞和变桨距角变化曲线, 在变桨距角最小值时对应着叶片叶尖挥舞最大值。由于叶片积叠线后掠, 相同条件下后掠叶片切向力要乘上后掠角余弦值, 转动扭矩比直叶片要小; 要使得后掠叶片获得与直叶片相近的转动扭矩则需要增大气动载荷, 所以后掠叶片变桨距角比直叶片小。

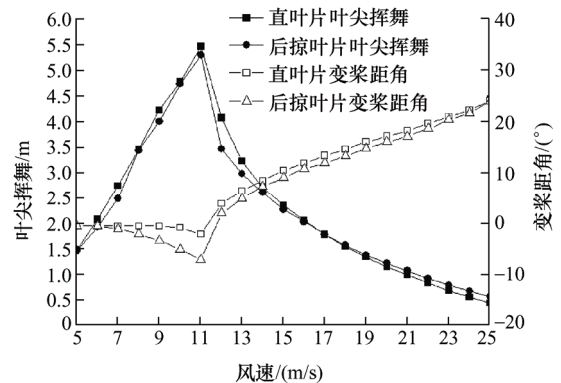


图7 直叶片和后掠4m叶片叶尖挥舞和变桨距角变化曲线

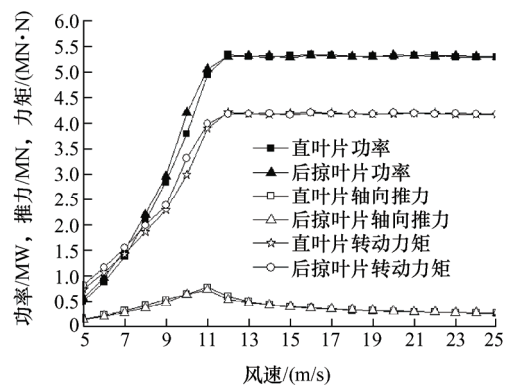


图8 直叶片和后掠4m叶片功率、轴向推力和转动扭矩变化曲线

图 8 为直叶片和后掠 4 m 叶片稳态下功率、轴向推力和转动扭矩随风速的变化曲线, 在风速 5~12 m/s 范围, 后掠叶片功率均比直叶片要稍高, 而轴向推力要略微比直叶片低。主要是由于, 与同位置的直叶片相比, 式(11)由于后掠角  $\lambda$  的存在, 使得入流角  $\phi$  增大, 在叶尖部分后掠效果越显著入流角  $\phi$  增大越明显, 这使得风轮功率变大而轴向推力减小。考虑附着涡诱导速度的情况下, 直叶片结构变形后附着涡的形状也近似直线, 这使得附着涡对诱导速度的贡献有限; 后掠叶片相比之下附着涡贡献的诱导速度使有效攻角增大。变桨距角在额定风速以后逐渐增大, 使得功率保持在 5.3 MW 左右, 结合具体风场年风速分布来看(一般 7~10 m/s 风速时段较多), 后掠叶片风力机在叶片载荷不变或稍有下降的情况下, 年均发电量会有所提高。

## 2 后掠叶片非定常气弹耦合响应

风力机叶片运行过程中, 风速是随高度和时间变化的量, 气流沿叶片展向和弦向流动, 并产生流动分离和涡旋脱落。耦合上叶片的弯曲振动和扭转振动, 使得叶片的非定常气动效应显著, 即翼型气动系数的瞬时值不同于静态值。由于流动的复杂性, 目前利用半经验模型来求解非定常气动载荷仍占据主导地位, 其中 B-L 模型受到研究者的重视和认可<sup>[22]</sup>。针对风力机运行特点, 加入 B-L 动态失速模型来分析后掠叶片的非定常效应。

### 2.1 基于 B-L(动态失速)模型的气动载荷分析

文献[22]针对风力机的翼型和实际运行特点对 B-L 模型进行化简, 忽略了流动的可压缩效应和开始于前缘的流动分离, 考虑了风力机气动特性, 使得修正后的地 B-L 模型更加简洁、实用。通过引入四个状态变量  $x_i$ ,  $i=1\sim 4$ , 组成 B-L 动态失速模型的状态空间方程组

$$\begin{cases} \dot{x}_1 + T_u^{-1}(b_1 + c\dot{V}_0 / (2V_0^2))x_1 = b_1 A_1 T_u^{-1} \alpha_{3/4} \\ \dot{x}_2 + T_u^{-1}(b_2 + c\dot{V}_0 / (2V_0^2))x_2 = b_2 A_2 T_u^{-1} \alpha_{3/4} \\ \dot{x}_3 + T_p^{-1} x_3 = T_p^{-1} (C_{L,\alpha}(\alpha_e - \alpha_0) + \pi T_u \dot{\alpha}) \\ \dot{x}_4 + T_f^{-1} x_4 = T_f^{-1} f^s(x_3 / C_{L,\alpha} + \alpha_0) \end{cases} \quad (13)$$

式中,  $V_0$  是随时间变化的来流风速,  $T_u$  是一个时间常数取决于来流风速下的结构状态,  $A_1$ 、 $A_2$ 、 $b_1$ 、 $b_2$  是常数,  $c$  为翼型截面弦长,  $\alpha_{3/4}$  是弦长 3/4 处的几何攻角,  $T_p$  是关于压力滞后的时间常数,  $T_f$  是关于边界层滞后的时间常数,  $C_{L,\alpha}$  是升力曲线的斜率,  $\alpha_e$  是有效攻角,  $\alpha_0$  是零升力攻角,  $\alpha$  是几何

攻角,  $f^s$  是静态分离点。通过求解式(13), 得到四个状态变量  $x_i$  的值, 从而求出动态升力、阻力和力矩系数  $C_L^{dyn}$ 、 $C_D^{dyn}$ 、 $C_M^{dyn}$

$$\begin{cases} C_L^{dyn} = C_{L,\alpha}(\alpha_e - \alpha_0)x_4 + C_L^{fs}(\alpha_e)(1 - x_4) + \pi T_u \dot{\alpha} \\ C_D^{dyn} = C_D^{st}(\alpha_e) + (\alpha - \alpha_e)C_L^{dyn} + \\ (C_D^{st}(\alpha_e) - C_{D0}) \left( \frac{\sqrt{f^s(\alpha_e)} - \sqrt{x_4}}{2} - \frac{f^s(\alpha_e) - x_4}{4} \right) \\ C_M^{dyn} = C_M^{st}(\alpha_e) + C_L^{dyn}(\alpha^s(x_4) - \\ \alpha^s(f^s(\alpha_e))) - \frac{\pi}{2} T_u \alpha \end{cases} \quad (14)$$

式中,  $C_L^{fs}$  是完全分离时的升力系数,  $C_D^{st}$  和  $C_M^{st}$  是静态的阻力系数和力矩系数,  $C_{D0}$  是零升力对应的阻力系数,  $\alpha^s$  是等效压力中心, 参数的具体表达形式可参阅文献[22]。通过引入 B-L 动态失速模型, 将获得动态气动力系数代入式(11)计算即可得到每个时刻的非定常气动载荷。

### 2.2 后掠叶片非定常气弹响应数值模拟

根据升力线理论与修正的 B-L 动态失速模型建立非定常气动载荷模型。以上述叶尖后掠 4 m 的后掠叶片为对象, 考虑高度风剪切, 在轮毂中心风速为 18 m/s 的工况下, 仿真模拟了正常变桨距(以保证风轮功率均值为 5.3 MW 左右)和如果控制系统没有来得及变桨距工况, 对比分析动态失速对叶片性能的影响, 两种工况模拟了结合有 B-L 模型(动态数据)和没有 B-L 模型(静态数据)的情况, 计算结果基于叶根坐标, 仿真时间为 50 s, 变桨距角 14.54°。

图 9 所示为后掠叶片在变桨和不变桨两种工况下动、静态叶尖挥舞的时域响应。其中变桨比不变桨的叶尖挥舞变形更小; 变桨距使得叶片翼型攻角远离失速攻角。如图 10a 所示, 叶展 39% 翼型截面攻角在 2°~4° 波动, 此时动、静态翼型气动数据差异不大<sup>[23]</sup>, 所以叶片叶尖挥舞变形模拟结果基本相同; 但不变桨的工况下, 攻角在 17° 左右波动, 该截面翼型进入深度失速, 叶尖挥舞动态数据出现明显的高频变化成分即所谓的非定常效应。

图 10 所示为后掠叶片叶展 39% 和 75% 位置的翼型截面攻角在变桨和不变桨两种工况下的时域响应。翼展 39% 翼型截面处, 在变桨工况下动态数据与静态数据基本一致; 该翼型截面的静态失速攻角为 12°, 在不变桨工况下翼型攻角处于失速范围, 动态失速导致翼型攻角变化加剧并伴随明显的高频振动。翼展 75% 翼型截面处, 该翼型截面的静态失速攻角为 14.5°, 在变桨和不变桨工况下攻角均不

在失速范围;在变桨工况下,动态数据和静态数据基本一致,说明在该工况下后掠叶片未出现失速或小部分翼型失速对整个叶片影响不大;但在无变桨的工况下,动态数据与静态数据对比有明显振动,说明即使该翼型仍处于未失速状态,但其他进入失速翼型,将引起整个叶片弯曲和扭转振动加大,使该翼型的攻角也发生明显的高频振动,这也说明了结构振动对气动特性的反馈作用。

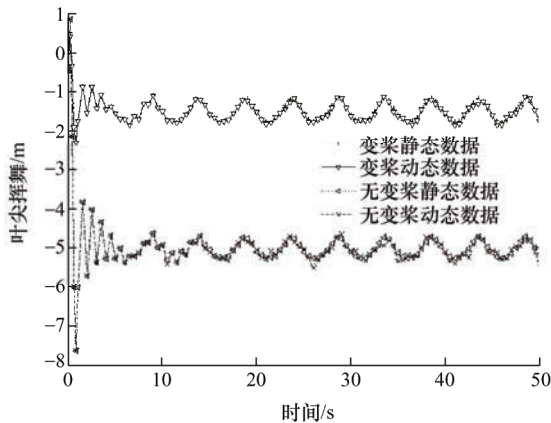
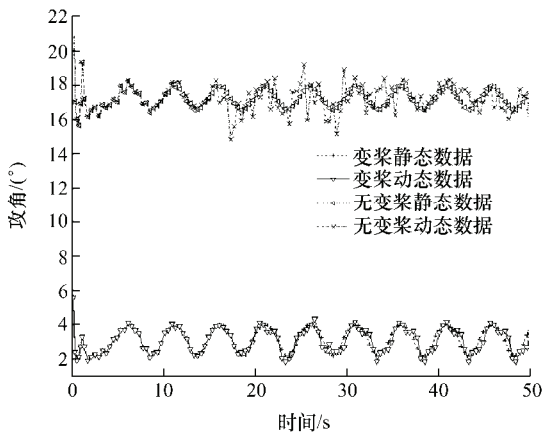
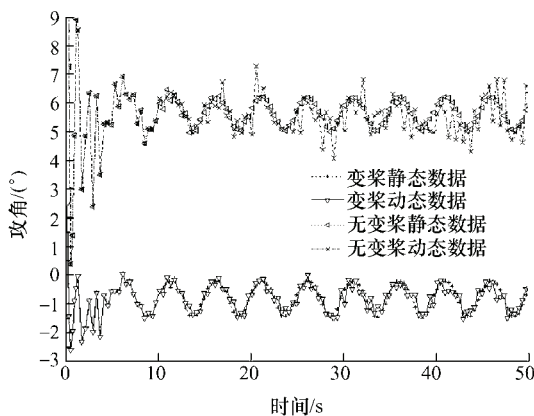


图9 后掠叶片叶尖挥舞时域响应



(a) 叶展39%翼型截面



(b) 叶展75%翼型截面

图10 翼型截面攻角的时域响应

叶根挥舞力矩的时域响应能体现叶片整体的气动特性,图11为后掠叶片在变桨和无变桨工况下的叶根挥舞力矩时域响应。在变桨工况下,动态数据与静态数据基本一致,说明在该工况下叶片运行在稳定状态,没有发生失速。在无变桨工况下,动态气动载荷变化比静态变化更剧烈,幅度和频率都显著增加,说明后掠叶片在该工况下由于较多翼型出现动态失速,导致叶根的载荷快速且强烈变化。进而引起叶片弯曲与扭转振动的加剧,反过来又影响各翼型攻角和气动载荷发生耦合效应(图10),气弹两方面相互作用和影响。

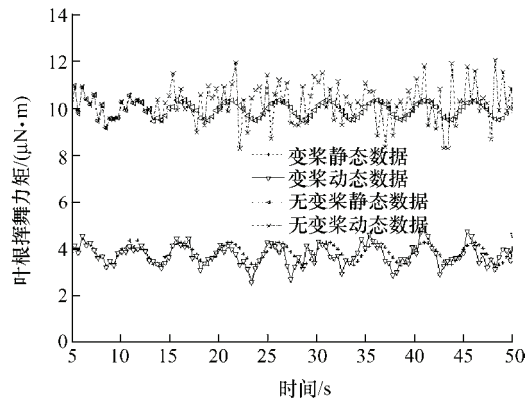


图11 叶根挥舞力矩时域响应

### 3 结论

针对风力机后掠叶片积叠线弯曲所形成的独特结构和流场特性,建立了后掠叶片非定常气弹耦合模型,开发了相应的分析程序。结构上,利用超级单元对叶片进行离散;气动模型则基于螺旋尾涡升力线结合修正的B-L动态失速模型进行分析。通过对5 MW风力机相同直径的直叶片与后掠4米叶片风轮在不同风况下的性能和响应分析对比,验证了建立的气弹耦合模型的正确性和程序的有效性,得到如下结论。

(1) 后掠叶片采用超级单元方法离散为多体系统,能用较少的自由度准确地展现后掠叶片的非线性变形与振动特性,并可便捷地程序化建立动力学方程并数值求解,是一种方便实用的后掠叶片非线性动力学建模方法。

(2) 对于积叠线弯曲的、三维流动显著的后掠叶片,所建立的螺旋尾涡升力线数值分析模型,无需引入轮毂或叶尖损失等修正模型即可以满足工程要求的精度。诱导速度的求解考虑了各叶片之间的相互诱导和尾流效应,相比于叶素动量理论而言可以提高三维流动效应计算能力和展现叶片的后掠和

变形对气动载荷的影响。

(3) 即使对于变桨矩型风力机, 后掠叶片部分截面在某些工况下, 如突发阵风来不及变桨矩, 可能进入失速状态, 建立的非定常气动模型能较好地反映叶片翼型的动态失速特性对叶片气动载荷的影响, B-L 模型较定常模型得到的叶根力矩均值相差不大, 但波动幅度显著增加, 高频振动成分增加, 影响后掠叶片疲劳载荷谱。

(4) 算例表明, 通过叶片积叠线形状的适当设计, 在风轮扫略面积基本不变的情况下, 可以实现风轮输出年平均功率有所增加, 而风轮的推力均值有所下降的目标, 从而保证风力机整机功率输出性能并提高叶片疲劳寿命。

### 参 考 文 献

- [1] MCKENNA R, OSTMANV P, FICHTNER W. Key challenges and prospects for large wind turbines[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2016, 53: 1212-1221.
- [2] HANSEN M H. Aeroelastic instability problems for wind turbines[J]. *Wind Energy*, 2007, 10: 551-577.
- [3] LIN Wang, LIU Xiongwei, ATHANASIOS K. State of the art in the aeroelasticity of wind turbine blades: Aeroelastic modelling[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2016, 64: 195-210.
- [4] KALLESØE BS. Effect of steady deflections on the aeroelastic stability of a turbine blade[J]. *Wind Energy*, 2011, 14: 209-224.
- [5] ZHOU Xiandong, HUANG Kefu, LI Zheng. Effects of bend-twist coupling on flutter limits of composite wind turbine blades[J]. *Composite Structures*, 2018, 192: 317-326.
- [6] LIN Wang, LIU Xiongwei, NATHALIE R, et al. Nonlinear aeroelastic modelling for wind turbine blades based on blade element momentum theory and geometrically exact beam theory[J]. *Energy*, 2014, 76: 487-501.
- [7] 刘锦阳, 洪嘉振. 刚-柔耦合动力学系统的建模理论研究[J]. *力学学报*, 2002(3): 408-415.  
LIU Jinyang, HONG Jiazhen. Study on dynamic modeling theory of rigid-flexible coupling systems[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2002(3): 408-415.
- [8] 蔡国平, 洪嘉振. 中心刚体-柔性悬臂梁系统的动力特性研究[J]. *航空学报*, 2004(3): 248-253.  
CAI Guoping, HONG Jiazhen. Dynamic analysis of a flexible hub-beam system[J]. *ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2004(3): 248-253.
- [9] ZHAO Xueyong, PETER M, WU Jingyan. A new multibody modelling methodology for wind turbine structures using a cardanic joint beam element[J]. *Renewable Energy*, 2007, 32: 532-546.
- [10] 李德源, 汪显能, 莫文威, 等. 动态气动载荷和构件振动对风力机气弹特性的影响分析[J]. *机械工程学报*, 2016, 52(14): 165-173.  
LI Deyuan, WANG Xianneng, MO Wenwei, et al. Analysis on the influence of dynamic aerodynamic loads and component vibration of a wind turbine on aeroelastic loads[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2016, 52(14): 165-173.
- [11] MOHAMMED K A, MEYER N. Flexible multibody dynamic modeling of a floating wind turbine[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2018, 142-143: 518-529.
- [12] 王强. 水平轴风力机三维空气动力学计算模型研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2014.  
WANG Qiang. Study on 3D aerodynamic computational models of HAWT[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2014.
- [13] CHATTOT J J. Helicoidal vortex model for wind turbine aeroelastic simulation[J]. *Comput Struct* 2007, 85: 1072-1079.
- [14] QIU Yongxing, WANG Xiaodong, KANG S, et al. Predictions of unsteady HAWT aerodynamics in yawing and pitching using the free vortex method[J]. *Renewable Energy*, 2014, 70: 93-106.
- [15] BRAATEN M E, GOPINATH A. Aero-structural analysis of wind turbine blades with sweep and winglets: Coupling a vortex line method to ADAMS/AeroDyn[C]// American Society of Mechanical Engineers. ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, June 6-10, 2011, British Columbia, Canada: ASME, 2011: 821-829.
- [16] 陈洪胜, 石可重, 徐建中. 水平轴风力机叶片后掠改型的失速延迟效应研究[J]. *太阳能学报*, 2014, 35(8): 1311-1318.  
CHEN Hongsheng, SHI Kezhong, XU Jianzhong. Stall delay effect of aft-swept blade of horizontal axis wind turbine[J]. *Journal of Acta Energiæ Solaris Sinica*, 2014, 35(8): 1311-1318.
- [17] DUMITRESCU H, CARDOS V. Predictions of unsteady aerodynamics by lifting line theory[J]. *Mathematical and Computer Modelling*, 2001, 33: 469-481.
- [18] AHMED A S. Dynamics of multibody systems[M]. New York: Cambridge University Press, 2010.
- [19] JENG D R, KEITH T G, ALIAKBARKHANAFJEH A. Aerodynamic performance prediction of horizontal axis wind turbines [C/CD]//Wind Turbine Dynamics. Wind



- Turbine Dynamics, 1981.
- [20] JONKMAN J, BUTTERFIELD S, MUSIAL W, et al. Definition of a 5-MW reference wind turbine for offshore system development[R]. NREL/TP-500-38060, 2009.
- [21] HANSEN M. Aeroelastic properties of backward swept blades[R]. AIAA 2011-260, 2011.
- [22] HANSEN M H, GAUNAA M, MADSEN H A. A Beddoes-leishman type dynamic stall model in state-space and indicial formulations[R]. Roskilde: Ris  $\phi$  National Laboratory [Ris  $\phi$  -r-154], 2004.
- [23] 李德源, 汪显能, 莫文威, 等. 非定常条件下风力机柔性叶片气弹耦合分析[J]. 太阳能学报, 2017, 38(4): 966-975.
- LI Deyuan, WANG Xianneng, MO Wenwei, et al. Aeroelastic coupling analysis of flexible blades of wind turbine under unsteady conditions[J]. Journal of Acta Energiae Solaris Sinica, 2017, 38(4): 966-975.
- 
- 作者简介: 郭坤翔, 男, 1993 年出生。主要研究方向为风力机气动载荷和结构响应分析。  
E-mail: 173965281@qq.cpm
- 夏鸿建(通信作者), 男, 1978 年出生, 博士, 副教授。主要研究方向为机械系统动力学与机械振动。  
E-mail: hjxia@gdut.edu.cn
- 李德源, 男, 1965 年出生, 博士, 教授, 硕士研究生导师。主要研究方向为风力机结构与动力学分析, 机械振动。  
E-mail: lidey@gdut.edu.cn
- 黄俊东, 男, 1993 年出生。主要研究方向为风力机结构与动力学分析。  
E-mail: 644293777@qq.com