

局部瞬态风况下风力机叶片载荷计算

陈 刚, 陈 进, 庞晓平

(重庆大学机械传动国家重点实验室, 重庆 400044)

摘 要: 对叶素动量理论(BEM)进行改进, 动量理论的计算仍在风轮坐标系下进行, 而叶素理论的计算在叶片的局部坐标系下进行。在局部坐标系下能更准确地利用二维翼型的特性来计算气动载荷, 同时也能更好地调用 Beddoes-Leishman(B-L)模型, 从而全面考虑到风轮锥角、局部风况甚至叶片弯曲变形的影响。再将动量理论和叶素理论统一在风轮坐标系下完成迭代。采用 B-L 模型预测二维翼型的动态气动性能时应用切向力分离点计算分离流切向力, 从而提高模型对动态气动阻力的预测精度。结合改进的 BEM 理论和动态效应模型对 Tjaereborg 2 MW 风力机进行仿真, 所得叶根挥舞弯矩相比经典 BEM 更接近测试值。

关键词: 风力机; 叶素动量理论改进; 动态入流; 叶片瞬态载荷

中图分类号: TK83

文献标志码: A

0 引 言

风力机在正常运行时, 由于风况(速度/方向)随时间不断变化, 造成风力机受载不稳定^[1]。此外, 随着风力机尺寸不断增大, 风况沿叶片展向的分布相差很大, 使得整个风轮上的风况不能被视作相同。这种在空间上非均匀分布以及在时间上非稳定分布的风况下的风力机叶片载荷计算日益受到关注。非定常 CFD 计算方法虽可分析风力机性能和载荷变化规律, 但这需要制作整个流域的网格并在叶片表面保持一定的网格密度^[2]。对于大型风力机而言, 庞大的网格数量使得 CFD 方法费时费力。此外, CFD 计算方法依赖于湍流模型及其参数的设置会受到很大的主观因素影响。叶素动量理论(BEM)作为经典的风力机空气动力分析方法, 有计算速度快的优点。对于非稳态风况, 国内外的学者已进行较多研究, 主流方法是采用动态入流模型^[3-4], 然后将其嵌入到 BEM 理论中, 但对于非均匀风况若直接在风轮上计算气动力, 会使得二维翼型的气动特性不能得到准确运用, 从而造成较大偏差。大型风力机在风轮上各局部位的风况相差很大, 如果对风力机叶片作瞬态或疲劳分析, 上述经典 BEM 可能对气动载荷的计算造成很大误差。

综上, 本文提出一种 BEM 的改进方法, 可将叶素理论的计算转换到叶片局部坐标系下进行, 从而得到各个叶片的局部诱导速度和攻角, 使二维翼型的气动特性得到准确运用。再将叶素理论计算的气动载荷转换到风轮坐标系下, 使之等于动量理论计算的气动载荷, 然后迭代求解方程。在叶片局部坐标系下利用叶素理论计算气动载荷能充分考虑叶片局部风况的影响, 也能考虑风轮锥角的影响, 若叶片受载变弯, 只需要建立好风轮坐标系与局部坐标系的转换关系, 便可考虑到叶片弯曲对气动载荷的影响。

1 风力机局部坐标系的建立及转换

风力机可简化为一个有根树系统。根据 IEC 61400 标准, 可按从根到枝的顺序逐个建立坐标系——地基坐标系^(g)、塔顶坐标系^(t)、机舱坐标系⁽ⁿ⁾、轴承坐标系^(s)、风轮坐标系^(r)、叶片参考坐标系^(b)、叶片局部坐标系^(l)。如图 1 所示, 在各坐标系中, 分别用上标(g)、(t)、(n)、(s)、(r)、(b)、(l)加以区分; $e_1 \sim e_3$ 分别表示坐标轴基矢; o 表示坐标原点; H^{tower} 、 L^{shaft} 、 R^{hub} 、 L_i^{blade} 分别表示塔架高度、主轴长度、轮毂半径、相应叶片局部坐标系到叶片参考坐标系在 z 方向的距离(本文将叶片沿展向分成 I 个截面, 因此每个叶片会有 I 个叶片局部坐标

收稿日期: 2017-09-18

基金项目: 国家高技术研究发展(863)计划(2012AA051301); 国家自然科学基金(51175526)

通信作者: 陈 进(1956—), 男, 博士、教授、博士生导师, 主要从事可再生能源装备设计理论及方法方面的研究。

chenjin413@cqu.edu.cn

系); β_i 、 γ 、 $\psi_{b,i}$ 、 ξ 、 τ 分别表示偏航角(图中的 β_i 为偏航角)、仰角、方位角(图中的 $\psi_{b,i}$)、风轮锥角和相应叶片局部坐标系对叶片参考坐标系 z 轴的转角(该转角 τ 包含安装角和叶片扭角)。

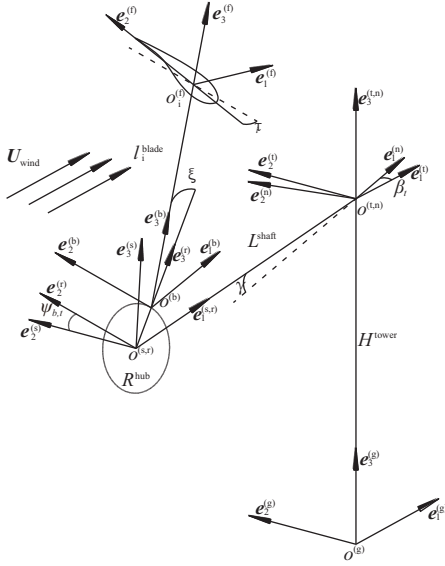


图1 风力机坐标系

Fig. 1 Coordinates frame of wind turbine

相邻坐标系之间可通过旋转变换和平移变换进行转换,其中旋转变换关系如式(1)、式(2)所示:

$$T_3^{(g2t)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$T_{3,t}^{(t2n)} = \begin{bmatrix} \cos \beta_i & \sin \beta_i & 0 \\ -\sin \beta_i & \cos \beta_i & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$T_2^{(n2s)} = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$T_{1,b,i}^{(s2r)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi_{b,i} & \sin \psi_{b,i} \\ 0 & -\sin \psi_{b,i} & \cos \psi_{b,i} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$T_2^{(r2b)} = \begin{bmatrix} \cos \xi & 0 & -\sin \xi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \xi & 0 & \cos \xi \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$T_{b,i,t}^{(b2f)} = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式(6)可参考文献[5]。在式(1)~式(6)中,等式左侧上标表示从一个坐标系转换到相邻坐标系;下标中的数字表示旋转所绕的坐标基轴, b 、 i 、 t 分别表示叶片编号、截面编号和时间编号。若下标中含有 b 、 i 、 t 表明该变量与叶片、截面位置和时间相关。

T_{11} 、 T_{12} 、 \dots 、 T_{33} 为矩阵的分量;式(7)中 x 和 y 分别表示叶片截面位置在 $e_1^{(b)}$ 和 $e_2^{(b)}$ 方向的位移。

$$\begin{cases} T_{11} = \cos(\tau_i + \hat{\tau}_i)(1 - 0.5y'^2) \\ T_{12} = \sin(\tau_i + \hat{\tau}_i - y'\eta')(1 - 0.5x'^2) \\ T_{13} = -x' \sin(\tau_i + \hat{\tau}_i) - y' \cos(\tau_i + \hat{\tau}_i) \\ T_{21} = -\sin(\tau_i + \hat{\tau}_i)(1 - 0.5x'^2) \\ T_{22} = \cos(\tau_i + \hat{\tau}_i - y'\eta')(1 - 0.5x'^2) \\ T_{23} = -x' \cos(\tau_i + \hat{\tau}_i) + y' \sin(\tau_i + \hat{\tau}_i) \\ T_{31} = y'; T_{32} = x' \\ T_{33} = 1 - 0.5y'^2 - 0.5x'^2 \end{cases} \quad (7)$$

计算风力机叶片载荷会用到矢量和位置的坐标转换,其中矢量转换只需要考虑旋转变换,而位置转换还需要考虑平移变换。因此将矢量坐标转换和位置坐标转换区分为:

$$e^{(f)} = T_{3,i}^{(b2f)} T_2^{(r2b)} T_{1,b,i}^{(s2r)} T_2^{(n2s)} T_{3,t}^{(t2n)} T_3^{(g2t)} e^{(g)} \quad (8)$$

$$X^{(f)} = T_{3,i}^{(b2f)} (X^{(g)} - [0 \ 0 \ H_{\text{tower}}]^T) \quad (9)$$

$$X^{(n)} = T_{3,t}^{(t2n)} X^{(t)} \quad (10)$$

$$X^{(s)} = T_2^{(n2s)} X^{(n)} - [L_{\text{shaft}} \ 0 \ 0]^T \quad (11)$$

$$X^{(r)} = T_{1,b,i}^{(s2r)} X^{(s)} \quad (12)$$

$$X^{(b)} = T_2^{(r2b)} (X^{(r)} - [0 \ 0 \ R_{\text{hub}}]^T) \quad (13)$$

$$X^{(f)} = T_{3,i}^{(b2f)} (X^{(b)} - l_i^{\text{blade}}) \quad (14)$$

式(8)为矢量的转换链,式(9)~式(14)为位置在相邻坐标系之间的转换链。

2 BEM改进理论

在风力机坐标系建立好后,计算叶片载荷所需的全部变量均可在该坐标系统中进行表示和转换。本文在模拟风力机正常发电时,计算叶片截面的瞬态气动载荷和质量载荷。根据前言所述,风力机在空间域上受到非均匀风况,这种风况可以用多点 3D 湍流^[6]来模拟,即在风轮多个点上分别输入局部风况。然而在整机载荷测试的试验中,测风塔通常只能测得有限点处的风况,因此在仿真过程中风轮其他点上的风况需要通过风剪切进行扩展。

根据位置坐标转换,轮毂高度(轴承坐标系原点在地基坐标系的位置)计算为:

$$\hat{H}^{(g)} = \mathbf{TX}^{(s2g)} [0 \ 0 \ 0]^T \quad (15)$$

式中, $\mathbf{TX}^{(s2g)}$ ——轴承坐标系到地基坐标系的位置坐标转换,可通过式(11) → 式(10) → 式(9)计算得到。下文用到此类转换可同理按式(9)~式(14)推导。

同理,截面高度(叶片局部坐标系原点在地基坐标系的位置)计算如式(16)所示:

$$H_{b,i,t}^{(g)} = \mathbf{TX}_{b,i,t}^{(f2g)} [0 \ 0 \ 0]^T \quad (16)$$

风剪切是指在垂直方向上风速随高度的增加而增加,风速计算常用指数模型^[7],可表示为:

$$U_{b,i,t}^{(g)} = U_t^{(g)} \left(\frac{H_{3,b,i,t}^{(g)}}{\hat{H}_3^{(g)}} \right)^{\text{cut}} \quad (17)$$

式中, $U_{b,i,t}^{(g)}$ ——扩展后的风况,可看出该风况与 b 、 i 、 t 均相关,体现风轮上的非均匀分布; $\hat{U}_t^{(g)}$ ——地基坐标系下的轮毂风况,即为仿真分析的输入风况; cut ——风剪切因子。

2.1 叶素理论

叶素理论需要在叶片局部坐标系下进行计算,风速与叶片截面的相对速度可表示为:

$$\mathbf{v}_{b,i,t}^{(f)} = \mathbf{U}_{b,i,t}^{(f)} - \mathbf{V}_{i,t}^{(f)} + \hat{\mathbf{u}}_{b,i,t}^{(f)} \quad (18)$$

根据相对速度,则翼型所在二维平面的相对风速、攻角和入流角可分别表示为:

$$v^{(f),\text{rel}} = \sqrt{v_{1,b,i,t}^{(f)2} + v_{2,b,i,t}^{(f)2}} \quad (19)$$

$$\alpha_{b,i,t}^{(f)} = \tan^{-1} \left(\frac{v_{1,b,i,t}^{(f)}}{v_{2,b,i,t}^{(f)}} \right) \quad (20)$$

$$\varphi_{b,i,t}^{(b)} = \tan^{-1} \left(\frac{v_{1,b,i,t}^{(b)}}{v_{2,b,i,t}^{(b)}} \right) \quad (21)$$

式中, $\mathbf{U}_{b,i,t}^{(f)}$ ——绝对风速; $\mathbf{V}_{i,t}^{(f)}$ ——牵连速度; $\hat{\mathbf{u}}_{b,i,t}^{(f)}$ ——诱导速度(下文将详述)。这些速度均为叶片局部坐标系下表征的,需要从其他坐标系下转换而来。

$\mathbf{U}_{b,i,t}^{(f)}$ 由地基坐标系下的风速转换得到:

$$\mathbf{U}_{b,i,t}^{(f)} = \mathbf{T} \mathbf{e}_{b,i,t}^{(g2f)} \mathbf{U}_{b,i,t}^{(g)} \quad (22)$$

式中, $\mathbf{T} \mathbf{e}_{b,i,t}^{(g2f)}$ ——地基坐标系到叶片局部坐标系的矢量坐标转换,可通过式(8)求逆得到,下文用到此类转换可通过式(8)推导。

$\mathbf{V}_{i,t}^{(f)}$ 由风轮坐标系下的速度转换得到:

$$\mathbf{V}_{i,t}^{(f)} = \mathbf{T} \mathbf{e}_{b,i,t}^{(r2f)} (\boldsymbol{\Omega}_t^{(s)} \times \mathbf{r}_i^{(r)}) \quad (23)$$

式中, $\boldsymbol{\Omega}_t^{(s)}$ ——风轮角速度; $\mathbf{r}_i^{(r)}$ ——叶片局部坐标系原点在风轮坐标系的位置。

$$\mathbf{r}_i^{(r)} = \mathbf{T} \mathbf{X}_{b,i,t}^{(f2r)} [0 \quad 0 \quad 0]^T \quad (24)$$

风力机从风中吸收能量转化为电能。当风速较小时,风轮总是尽量正对来流以获取更多风能,但真实风况的速度和方向始终在变化,且其变化频率很快,风力机偏航系统无法跟踪,因此风轮不能时刻正对来流,本文称这种情况为被动偏航(被动偏航会在坐标系转换中自动考虑到);当风速较大时,为满足稳定的功率输出以适应电网需求,风力机主动偏转一定角度以获取适量风能,本文称这种情况为主动偏航,主动偏航角可用 β 表示,如式(2)所示。风力机实际的偏航为主动偏航与被

动偏航的叠加。偏航会导致诱导速度随方位角变化,而方位角是在轴承坐标系下表征的,所以处理偏航问题需要在轴承坐标系下进行。

尾流风速与主轴的夹角(斜交角)可表示为:

$$\chi_{i,t}^{(s)} = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{\bar{U}_{2,i,t}^{(s)2} + \bar{U}_{3,i,t}^{(s)2}}}{\bar{U}_{1,i,t}^{(s)} + u_{1,i,t}^{(r)}} \right) \quad (25)$$

式中, $u_{2,i,t}^{(r)}$ ——风轮轴向诱导速度(待定);

$\bar{U}_{1,i,t}^{(s)}$ 、 $\bar{U}_{2,i,t}^{(s)}$ 、 $\bar{U}_{3,i,t}^{(s)}$ —— $\bar{U}_{i,t}^{(s)}$ 的分量, $\bar{U}_{i,t}^{(s)} = \frac{1}{B} \sum_{b=1}^B U_{b,i,t}^{(s)}$ 表示各叶片上的风况对偏航的贡献, B 为叶片数。

$\mathbf{U}_{b,i,t}^{(s)}$ 由地基坐标系下的风速转换得到:

$$\mathbf{U}_{b,i,t}^{(s)} = \mathbf{T} \mathbf{e}_t^{(g2s)} \mathbf{U}_{b,i,t}^{(g)} \quad (26)$$

根据偏航模型,诱导速度修正因子随方位角的变化为:

$$F_{b,i,t}^{(r),\text{sa}} = 1 + \frac{15\pi}{32} \frac{r_{3,i}^{(r)}}{R} \tan \frac{\chi_{i,t}^{(s)}}{2} \cos(\psi_{b,t}^{(s)} - \psi^*) \quad (27)$$

式中, $\psi_{b,t}^{(s)}$ ——各叶片方位角, $\psi_{b,t}^{(s)} = \psi_{1,t}^{(s)} - 2\pi(b-1)/B$, $\psi_{1,t}^{(s)} = \int \Omega_{1,t}^{(s)} dt$ 是第一个叶片的方位角; ψ^* ——向尾流最

深处时的方位角, $\psi^* = -\tan^{-1} \left(\frac{\bar{U}_{2,t}^{(s)}}{\bar{U}_{3,t}^{(s)}} \right)$ 。

由于叶片数 B 为有限个数,需引入 Prandtl 叶尖损失因子:

$$F_{b,i,t}^{(r)} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left[\exp \left(-\frac{B}{2} \frac{R^{(r)} - r_{3,i}^{(r)}}{r_{3,i}^{(r)} \sin \varphi_{b,i,t}^{(b)}} \right) \right] \quad (28)$$

式中, R ——风轮半径; φ ——入流角。

风轮诱导速度的修正(包括偏航修正和叶尖损失修正)可表示为:

$$\hat{\mathbf{u}}_{b,i,t}^{(r)} = \begin{bmatrix} u_{1,i,t}^{(r)} F_{b,i,t}^{(r)} F_{b,i,t}^{(r),\text{sa}} \\ u_{2,i,t}^{(r)} F_{b,i,t}^{(r)} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (29)$$

由于式(18)中的诱导速度在叶片局部坐标系下表征,因此需要将式(29)中的诱导速度转换到叶片局部坐标系下:

$$\hat{\mathbf{u}}_{b,i,t}^{(f)} = \mathbf{T} \mathbf{e}_{b,i,t}^{(r2f)} \hat{\mathbf{u}}_{b,i,t}^{(r)} \quad (30)$$

将式(26)、式(27)和式(30)分别代入式(18),便可得到翼型所在二维平面的相对风速(式(19))、攻角(式(20))、入流角(式(21)),再结合该截面翼型的气动特性就可求得截面载荷:

$$\mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{air,BE}} = \begin{bmatrix} 0.5\rho C_{l,i}^{(f),\text{rel}} (cl_{b,i,t}^{(f)} v_{2,b,i,t}^{(f)} + cd_{b,i,t}^{(f)} v_{1,b,i,t}^{(f)}) \\ 0.5\rho C_{d,i}^{(f),\text{rel}} (cd_{b,i,t}^{(f)} v_{2,b,i,t}^{(f)} - cl_{b,i,t}^{(f)} v_{1,b,i,t}^{(f)}) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$\mathbf{M}_{b,i,t}^{(f),\text{air, BE}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.5\rho C_i^2 v_{b,i,t}^{(f),\text{air}2} cm_{b,i,t}^{(f)} \end{bmatrix} + \mathbf{s}_i^{(f),\text{air}} \times \mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{air}} \quad (32)$$

式中, $\mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{air, BE}}$ ——根据叶素理论计算的气动力;
 $\mathbf{M}_{b,i,t}^{(f),\text{air, BE}}$ ——根据叶素理论计算的气动力矩, 上标 BE 代表叶素理论; ρ ——空气密度; C_i ——弦长; $\mathbf{s}_i^{(f),\text{air}}$ ——叶片局部坐标系下弹性中心到气动中心的矢径;
 cm ——力矩系数。

2.2 动量理论

动量理论将风轮简化为一维桨盘, 因此需要在风轮坐标系下进行计算, 偏航时风轮坐标系下的载荷可表示为:

$$\mathbf{f}_{i,t}^{(r),\text{air, M}} = \begin{bmatrix} -4\pi\rho r_{3,i}^{(r)} u_{1,i,t}^{(r)} \sqrt{(\bar{U}_{1,t}^{(s)} + u_{1,i,t}^{(r)})^2 + \bar{U}_{2,t}^{(s)2} + \bar{U}_{3,t}^{(s)2}} \\ -4\pi\rho r_{3,i}^{(r)} u_{2,i,t}^{(r)} \sqrt{(\bar{U}_{1,t}^{(s)} + u_{1,i,t}^{(r)})^2 + \bar{U}_{2,t}^{(s)2} + \bar{U}_{3,t}^{(s)2}} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (33)$$

当轴向诱导速度过大, 简单的动量理论不再适用。若 $-u_{1,i,t}^{(r)} > \frac{1}{3}|\bar{U}^{(s)}|$, 本文采用 Glauert 修正模型:

$$\mathbf{f}_{1,i,t}^{(r),\text{air, M}} = -\pi\rho r_{3,i}^{(r)} (3u_{1,i,t}^{(r)} |\bar{U}^{(s)}| + 4u_{1,i,t}^{(r)} |\bar{U}^{(s)}| + 5u_{1,i,t}^{(r)2}) \bar{c} \quad (34)$$

式中, \bar{c} ——函数连续因子 (保证分段函数连续); 上标 M 代表动量理论。

由于式 (31) 中的载荷是在叶片局部坐标系下表征的, 因此需要将它转换到风轮坐标系:

$$\mathbf{f}_{b,i,t}^{(r),\text{air, BE}} = \mathbf{T} \mathbf{e}_i^{(f2r)} \mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{air, BE}} \quad (35)$$

根据叶素动量理论, 在风轮坐标系下, 各叶片用叶素理论计算所得载荷的累积与动量理论计算所得载荷相同, 即:

$$\sum_{b=1}^B \mathbf{f}_{b,i,t}^{(r),\text{air, BE}} = \mathbf{f}_{i,t}^{(r),\text{air, M}} \quad (36)$$

迭代求解式 (36) 便可求得风轮诱导速度 $\hat{u}_{b,i,t}^{(r)}$ 和叶片截面气动载荷 $\mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{air}}$ 、 $\mathbf{M}_{b,i,t}^{(f),\text{air}}$ 。

2.3 质量载荷

由于重力方向始终与 $\mathbf{e}_3^{(g)}$ 相反, 因此重力在叶片局部坐标系下可表示为:

$$\mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{gra}} = \mathbf{T} \mathbf{e}_{b,i,t}^{(g2f)} [0 \quad 0 \quad -\text{gra}]^T m_i \quad (37)$$

离心力在风轮坐标系下求得, 因此离心力在叶片局部坐标系下可表示为:

$$\mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{cen}} = \mathbf{T} \mathbf{e}_{b,i,t}^{(f2l)} (\boldsymbol{\Omega}_t^{(s)} \times \mathbf{r}_i^{(r)} \times \boldsymbol{\Omega}_t^{(s)}) m_i \quad (38)$$

质量载荷在叶片局部坐标系下可表示为:

$$\mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{mass}} = \mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{gra}} + \mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{cen}} \quad (39)$$

$$\mathbf{M}_{b,i,t}^{(f),\text{mass}} = \mathbf{s}_i^{(f),\text{mass}} \times \mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{mass}} \quad (40)$$

式中, $\mathbf{s}_i^{(f),\text{mass}}$ ——叶片局部坐标系下弹性中心到质心的矢径; 上标 cen、gra 和 mass ——离心载荷、重力载荷和质量载荷。

2.4 叶片载荷

叶片局部坐标系下叶片所受力和力矩可表示为:

$$\mathbf{f}_{b,i,t}^{(f)} = \mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{air}} + \mathbf{f}_{b,i,t}^{(f),\text{mass}} \quad (41)$$

$$\mathbf{M}_{b,i,t}^{(f)} = \mathbf{M}_{b,i,t}^{(f),\text{air}} + \mathbf{M}_{b,i,t}^{(f),\text{mass}} \quad (42)$$

叶根弯矩可通过叶片截面载荷累积得到:

$$\mathbf{M}_{b,t}^{\text{bending}} = \int_0^{l_{\text{blade}}} \left\{ \begin{bmatrix} 0 & 0 & l_i^{\text{blade}} \end{bmatrix}^T \times \mathbf{T} \mathbf{e}_{b,i,t}^{(f2l)} \mathbf{f}_{b,i,t}^{(f)} + \mathbf{T} \mathbf{e}_{b,i,t}^{(f2l)} \mathbf{M}_{b,i,t}^{(f)} \right\} dl_i \quad (43)$$

3 动态效应

风力机正常运行时, 风况在时间域上的非稳定分布和在空间域上的非均匀分布都会导致叶片局部坐标系下的二维翼型处于非稳态运行, 其攻角和来流速度随时间变化。而目前由静态理论计算的载荷只有动态实测值的 50%~70%^[8], 因此计算叶片截面载荷需要考虑到动态入流的影响。本文采用实用性强的半经验 B-L 模型^[9-10], 由于原模型在预测动态气动阻力时误差较大, 本文使用切向力分离点来预测分离流切向力, 提高了模型对动态气动阻力的预测精度。

3.1 B-L 模型

模型根据动态气流的影响可分为附着流、分离流和动态涡 3 个过程。模型将升力系数和阻力系数转换为法向力 (与 $\mathbf{e}_1^{(f)}$ 方向相同) 和切向力 (与 $\mathbf{e}_2^{(f)}$ 方向相同) 进行计算。

3.1.1 附着流

附着流主要考虑尾流分离效应和气流加速效应对法向力的影响, 前者为环量, 用 $c_{n,t}^c$ 表示; 后者为非环量, 用 $c_{n,t}^l$ 表示。环量可表示为:

$$c_{n,t}^c = s_\alpha (\alpha_t - x_t - y_t - \alpha_0) \quad (44)$$

$$\begin{cases} x_t = x_{t-1} e^{-b_1 g^2 ds} + A_1 d\alpha_t e^{-0.5b_1 g^2 ds} \\ y_t = y_{t-1} e^{-b_2 g^2 ds} + A_2 d\alpha_t e^{-0.5b_2 g^2 ds} \end{cases} \quad (45)$$

式中, s_α ——法向力系数曲线的斜率; α_0 ——零升力攻角; ds ——无量纲时间, 其中 $ds = 2v^{(f),\text{rel}} dt / C_i$; A_1 、 A_2 、 b_1 、 b_2 ——经验常数; $g = \sqrt{1 - Ma^2}$, 其中 Ma 为马赫数, $Ma = v^{(f),\text{rel}} / v_a$, v_a 代表声速。

非环量可表示为:

$$c_{n,t}^l = \frac{3C_i}{v^{(f),\text{rel}}} \left(\frac{d\alpha_t}{dt} - D_t \right) \quad (46)$$

$$D_t = D_{t-1} e^{-\frac{dt}{K_a T_t}} + \frac{d\alpha_t - d\alpha_{t-1}}{dt} e^{-\frac{dt}{2K_a T_t}} \quad (47)$$

式中, $K_a = \frac{0.75}{1 - Ma + \pi g^2 Ma^2 (A_1 b_1 + A_2 b_2)}$; $T_t = C_t / v_a$ 。

总的法向力将二者叠加,即:

$$c_{n,t}^p = c_{n,t}^c + c_{n,t}^l \quad (48)$$

3.1.2 分离流

动态分离点的确定是计算分离流效应的关键。法向力和切向力可分别表示为后缘分离点 f 的函数,根据 Kirchhoff 流动理论^[9]可表示为:

$$c_{n,t} = s_\alpha (\alpha_t - \alpha_0) \left(\frac{1 + \sqrt{f_{n,t}}}{2} \right) \quad (49)$$

$$c_{c,t} = s_\alpha (\alpha_t - \alpha_0) \tan(\alpha_t) \sqrt{f_{c,t}} \quad (50)$$

式中, $f_{n,t}$ 、 $f_{c,t}$ ——法向力分离点和切向力分离点。

在动态时,由于非稳定的压力分布,法向力系数有一定滞后,滞后方程可表示为:

$$c_{n,t}^* = c_{n,t}^p - D_{p,t} \quad (51)$$

$$D_{p,t} = D_{p,t-1} e^{-\frac{dt}{T_p}} + (c_{n,t}^p - c_{n,t-1}^p) e^{-\frac{dt}{2T_p}} \quad (52)$$

式中, T_p ——法向力时间常数。

根据滞后的法向力 $c_{n,t}^*$, 可得到其等效攻角为:

$$\alpha_t^* = c_{n,t}^* / s_\alpha + \alpha_0 \quad (53)$$

根据 Kirchhoff 流动理论可得到等效攻角所对应的分离点为:

$$f_{n,t}^* = \left[2 \sqrt{\frac{c_{n,t}^*}{s_\alpha (\alpha_t^* - \alpha_0)}} - 1 \right]^2 \quad (54)$$

$$f_{c,t}^* = \left[\frac{c_{c,t}^*}{s_\alpha (\alpha_t^* - \alpha_0) \tan(\alpha_t^*)} \right]^2 \quad (55)$$

由于非稳定的边界层效应,分离点有一定滞后,滞后方程可表示为:

$$f_{n,t}^{**} = f_{n,t}^* - D_{nf,t} \quad (56)$$

$$D_{nf,t} = D_{nf,t-1} e^{-\frac{dt}{T_f}} + (f_{n,t}^* - f_{n,t-1}^*) e^{-\frac{dt}{2T_f}} \quad (57)$$

$$f_{c,t}^{**} = f_{c,t}^* - D_{cf,t} \quad (58)$$

$$D_{cf,t} = D_{cf,t-1} e^{-\frac{dt}{T_f}} + (f_{c,t}^* - f_{c,t-1}^*) e^{-\frac{dt}{2T_f}} \quad (59)$$

式中, T_f ——分离点时间常数。

再根据 Kirchhoff 流动理论可得到分离流法向力和切向力:

$$c_{n,t}^f = s_\alpha (\alpha_t^* - \alpha_0) \left(\frac{1 + \sqrt{f_{n,t}^{**}}}{2} \right) \quad (60)$$

$$c_{c,t}^f = s_\alpha (\alpha_t^* - \alpha_0) \tan(\alpha_t^*) \sqrt{f_{c,t}^{**}} \quad (61)$$

由于俯仰力矩系数与分离点无确定的函数关系,本文直接将其对攻角作一阶延迟处理:

$$\alpha_{m,t}^* = \alpha_t - D_{m,t} \quad (62)$$

$$D_{m,t} = D_{m,t-1} e^{-\frac{dt}{T_m}} + (\alpha_t^* - \alpha_{t-1}^*) e^{-\frac{dt}{2T_m}} \quad (63)$$

式中, T_m ——俯仰力矩时间常数。

然后对相应的攻角插值得到分离流俯仰力矩系数:

$$c_{m,t}^f = c_m(\alpha_{m,t}^*) \quad (64)$$

3.1.3 动态涡

若法向力 $c_{n,t}^*$ 上升并超过某临界值 c_{nl} , 前缘会产生涡分离。用附着流和分离流之差表示涡流反馈,即:

$$c_{v,t} = c_{n,t}^c - c_{n,t}^f \quad (65)$$

由涡流引起的法向力和切向力系数可分别表示为:

$$c_{n,t}^v = \begin{cases} c_{n,t-1}^v e^{-\frac{dt}{T_v}} + (c_{v,t} - c_{v,t-1}) e^{-\frac{dt}{2T_v}}, & 0 \leq t_v \leq T_{vl} \text{ \& } c_{v,t} - c_{v,t-1} > 0 \\ c_{n,t-1}^v e^{-\frac{dt}{T_v}}, & \end{cases} \quad (66)$$

$$c_{c,t}^v = c_{n,t}^v \alpha_t^* \left(\frac{1 - t_v}{T_{vl}} \right) \quad (67)$$

式中, T_v ——涡分离时间常数; T_{vl} ——涡累积时间常数; t_v ——涡流的无量纲累积时间。

$$t_v = \begin{cases} t_v + ds, & c_{n,t}^* \geq c_{nl} \\ 0, & c_{n,t}^* < c_{nl} \text{ \& } d\alpha_t > 0 \end{cases} \quad (68)$$

由涡流引起的俯仰力矩系数可表示为:

$$c_{m,t}^v = \begin{cases} -0.25(1 - \cos \frac{\pi t_v}{T_{vl}}) c_{n,t}^v, & 0 \leq t_v \leq T_{vl} \\ 0, & \end{cases} \quad (69)$$

将上述附着流、分离流、动态涡 3 个过程叠加得到完整的动态载荷气动系数:

$$\begin{cases} c_{n,t}^{\text{dyn}} = c_{n,t}^l + c_{n,t}^f + c_{n,t}^v \\ c_{c,t}^{\text{dyn}} = c_{c,t}^f + c_{c,t}^v \\ c_{m,t}^{\text{dyn}} = c_{m,t}^f + c_{m,t}^v \end{cases} \quad (70)$$

式中, 上标 dyn、l、f 和 v ——动态系数、附着流非环量、分离流和动态涡。

翼型升力系数和阻力系数可表示为:

$$\begin{cases} cl_{b,i,t}^{\text{dyn}} = c_{n,b,i,t}^{\text{dyn}} \cos(\alpha_{b,i,t}) + c_{c,b,i,t}^{\text{dyn}} \sin(\alpha_{b,i,t}) \\ cd_{b,i,t}^{\text{dyn}} = c_{n,b,i,t}^{\text{dyn}} \sin(\alpha_{b,i,t}) + c_{c,b,i,t}^{\text{dyn}} \cos(\alpha_{b,i,t}) + cd_0 \end{cases} \quad (71)$$

式中, cd_0 ——翼型最小阻力系数。

将式(71)中的升力、阻力系数代入式(31)便可得到截面力载荷;将式(70)中的俯仰力矩系数代入式(32)便可得到截面力矩载荷。式(44)~式(70)中,为简化表达式,下标中的 b, i 均被省略。但在不同时间点的不同截面位置的不同叶片上,均需要调用该动态入流计算模型。若叶片数为 B , 截面数为 I , 时间点数为 T , 则需要调用 $B \times I \times T$ 次。

3.2 B-L 模型验证

风力机在正常发电时其翼型攻角范围一般为 $3^\circ \sim 12^\circ$, 因此可把该攻角范围内的正弦震荡作为算例来计算动态载荷并与实验数据对比。本文采用 ($\alpha_i = 8 + 3.5 \sin[(2Mav_0 k/C)t]$, $Ma = 0.09$, 缩减频率 $k = 0.059$) 作为算例, 用 B-L 模型计算 NACA4415 翼型动态载荷并与犹他大学的测试数据^[11]对比, 如图 2 所示。

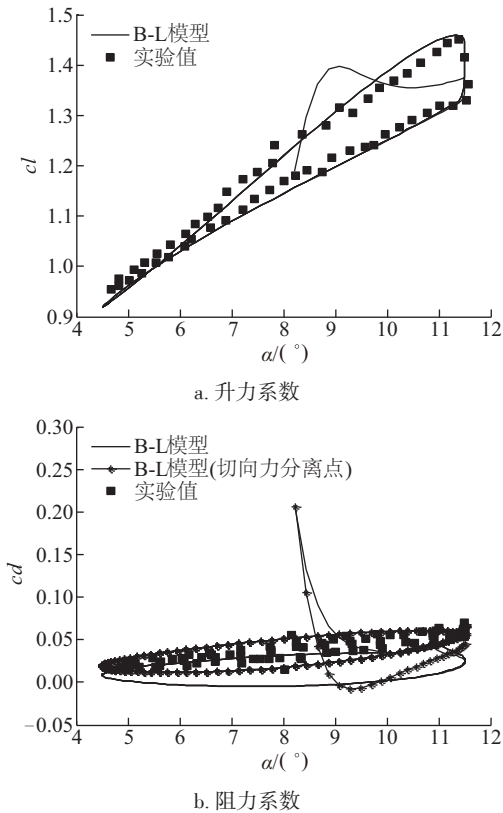


图2 NACA4415翼型动态升力系数和阻力系数计算结果与实验数据对比

Fig. 2 Unsteady lift coefficient and unsteady drag coefficient of airfoil NACA4415 in comparison with experimental data

图 2 可看出经过 $1/4$ 个周期的迭代之后, B-L 模型趋于收敛, 用切向力分离点预测动态效应的气动阻力比原 B-L 模型(法向力分离点预测动态效应的气动阻力)更加准确。预测的动态载荷在该工况下能够较好的吻合实验数据, 足以将此模型用于计算非稳态工况下叶片的气动载荷。

4 算 例

4.1 风力机参数及其工况

利用所建立的载荷计算模型对 Tjaereborg 2 MW 水

平轴风力机^[12]进行仿真, 风力机参数和仿真参数如表 1 所示。

表 1 风力机参数和仿真参数

Table 1 Parameters of wind turbine and simulation

参数	数值	参数	数值
叶片数量 B	3	锥角 $\xi / (^\circ)$	0
塔架高度 H_{tower} / m	60.65	额定风速 $U^{rated} / m \cdot s^{-1}$	14
主轴长度 L^{shaft} / m	-6.76	额定转速 $r \cdot min^{-1}$	22.36
轮毂半径 R^{hub} / m	1.46	叶片截面数 I	11
叶片长度 L^{blade} / m	29	时间点数量 T	500
仰角 $\gamma / (^\circ)$	3	时间步长 dt / s	0.04

表 1 中的部分参数为负值, 是采用了标准的坐标转换造成的, 其实际值为该参数的绝对值。根据 Tjaereborg 2 MW 整机测试^[13], 本文对其正常发电工况进行仿真, 根据测风塔在不同高度处所测风况, 进行拟合得到风剪切因子 $cut = 0.16$ 。轮毂处平均风速为 10.3 m/s , 小于额定风速, 因此主动偏航角 $\beta = 0^\circ$, 但由于 3D 湍流风的影响, 存在被动偏航, 风轮仍然处于偏航状态。根据所测风速和风向, 将风况在地基坐标系下分解成 3 个分量, 如图 3 所示。

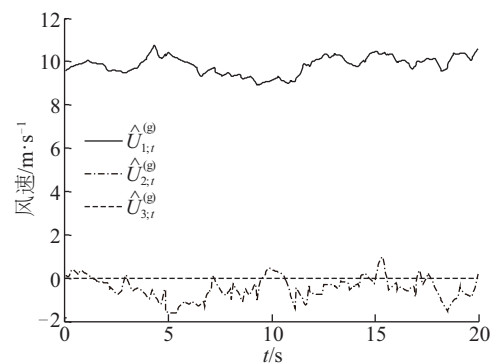


图3 地基坐标系下轮毂位置的3D湍流风况

Fig. 3 3D turbulent wind at hub in ground frame

4.2 仿真结果

结合改进的 BEM 理论和改进的动态效应模型编制计算机程序对 Tjaereborg 2 MW 风力机和上述风况进行仿真, 计算叶根挥舞弯矩和摆振弯矩。叶根挥舞弯矩的仿真结果与测试数据对比如图 4 所示。经典 BEM 理论由于未考虑风轮局部风况, 所得的叶根挥舞弯矩与测试结果的相差较大; 改进的 BEM 理论考轮到风况在风轮上的非均匀分布, 所得挥舞弯矩相比经典 BEM 更靠近测试结果。

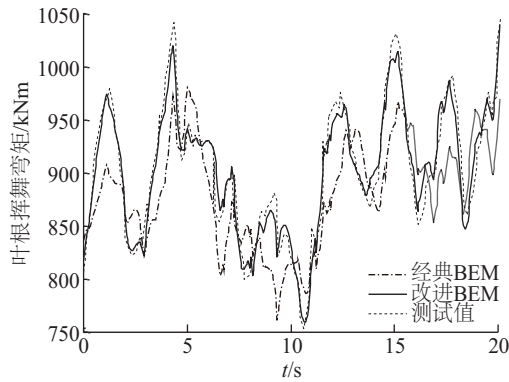


图4 叶根挥舞弯矩

Fig. 4 Flap-wise moment at blade root

叶根摆振弯矩的仿真结果与测试数据对比如图 5 所示。改进 BEM 与经典 BEM 计算得到的叶根摆振弯矩很接近。这是由于摆振弯矩主要来源于质量载荷,而本文对 BEM 理论的改进主要是气动载荷,因此二者很接近。

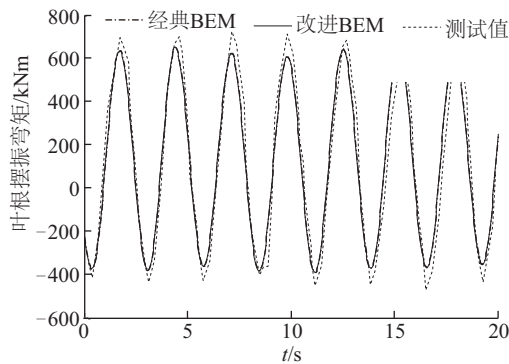


图5 叶根摆振弯矩

Fig. 5 Edge-wise moment at blade root

5 结 论

本文将叶素理论的计算转换到叶片局部坐标系下进行,能够有效地处理风况在整个风轮上分布不均匀的问题,同时也能够更准确地利用二维翼型的气动特性,从而得到更准确的气动载荷。另外,由于 B-L 模型用于二维翼型非稳态入流的气动载荷计算,因此将其嵌入到 BEM 理论时只需在局部坐标系下就可完成,更加简洁高效。

若需要考虑叶片受载变形,只需要建立好风轮坐标系与局部坐标系的转换关系,便可以考虑到叶片弯曲对气动载荷的影响,对气动弹性耦合模型中的气动载荷计算部分具有参考价值。

[参考文献]

- [1] FADAEINEDJAD R, MOALLEM M. The impact of tower shadow, yaw error, and wind shears on power quality in a wind-diesel system[J]. IEEE transactions on energy conversion, 2009, 24(1): 102-111.
- [2] 范忠瑶, 康顺. 风力机叶片三维数值计算方法确认研究[J]. 太阳能学报, 2010, 31(3): 279-285.
FAN Z Y, KANG S. Validation studies of three dimensional numerical calculations of wind turbine blade [J]. Acta energiae solaris sinica, 2010, 31(3): 279-285.
- [3] LARSEN J W, NIELSEN S R K, KRENK S. Dynamic stall model for wind turbine airfoils[J]. Journal of fluids and structures, 2007, 23(7): 959-982.
- [4] 刘雄, 张宪民, 陈严, 等. 基于 Beddoes-Leishman 动态失速模型的水平轴风力机动态气动载荷计算方法[J]. 太阳能学报, 2008, 29(12): 1449-1455.
LIU X, ZHANG X M, CHEN Y, et al. Transient aerodynamic load prediction of horizontal axis wind turbine based on the Beddoes-Leishman model [J]. Acta energiae solaris sinica, 2008, 29(12): 1449-1455.
- [5] HODGES D H, DOWELL E H. Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted nonuniform rotor blades[R]. NASA/TN D-7818, Moffett Field, CA: NASA Ames Research Center, 1974.
- [6] ESDU 86010. Characteristics of atmospheric turbulence near the ground. Part III: Variations in space and time for strong winds (neutral atmosphere) [M/OL]. Engineering Sciences Data Unit, 1986(amended 1991).
- [7] DOLAN D S L, LEHN P W. Simulation model of wind turbine 3d torque oscillations due to wind shear and tower shadow[J]. IEEE transactions on energy conversion, 2006, 21(3): 717-724.
- [8] 胡丹梅. 水平轴风力机尾迹气动特性研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2006.
HU D M. Study on horizontal-axis wind turbine wake aerodynamics [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2006.
- [9] 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.
- [10] LEISHMAN J, BEDDOES T. A generalized model for

- airfoil unsteady aerodynamic behavior and dynamic stall using the indicial method [C]// 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington DC, 1986.
- [11] PIERCE K G. Wind turbine load prediction using the Beddoes-Leishman model for unsteady aerodynamic and dynamic stall[D]. Logan: The University of Utah, 1996.
- [12] ELSAM PROJEKT A/S. The Tjaereborg wind turbine, final report for CEC [R]. DG XII contract EN3W. 0048, Elsam Projekt A/S, DK, Report EP92/334, September 1992.
- [13] ELSAM PROJEKT A/S. The Tjaereborg wind turbine loads during normal operation mode for CEC [R]. DG XII. Elsam Projekt A/S, DK, Report EP94/456. June 1994.

LOADS COMPUTATION OF WIND TURBINE BLADE IN LOCAL TRANSIENT WINDS

Chen Gang, Chen Jin, Pang Xiaoping

(State Key Laboratory of Mechanical Transmission, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: A improvement of blade element momentum (BEM) is presented. The momentum theory is applied in the rotor coordinate, while the blade element theory is applied in the local coordinate. The 2-D airfoil has more ascendant on aero-loads in the local coordinate. At the same time, it can better call the Beddoes Leishman (B-L) model, so as to consider comprehensively the impacts of the coning angle, the local winds, even the blade bending deformation. The B-L model is applied to predict the 2-D airfoils' aerodynamic performance when considering the unsteady of the winds. The B-L model is improved to predict the tangent force using the tangent separating point, which makes the predicting of the aero-drag force be more accuracy. The Tjaereborg-2 MW wind turbine is simulated combining the improved BEM theory and the B-L model, the calculated flap-bending moment calculated at blade root is closer to the measured data.

Keywords: wind turbine; improved blade element momentum; dynamic inflow; blade transient loads