

基于自由涡尾迹法和面元法全耦合风力机气动特性计算

许波峰 王同光

(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: 风力机气动特性主要由叶片贡献,但是处在流场下游的机身(包括机舱和塔架)对其也会产生影响。基于自由涡尾迹方法与面元法,得到了一个较为完备的风力机叶片与机身气动干扰的迭代计算方法。在该方法中,叶片用位于 1/4 弦线的一根升力涡线代替,结合叶片尾缘拖出的涡线建立自由涡尾迹模型,机身绕流模拟采用了一阶面元方法,将自由涡尾迹方法和面元法耦合模拟风力机主要气动特性。最后用该分析方法计算了 NREL phase VI 风力机的气动特性,与实验结果进行比较和分析,验证了全耦合模型的有效性。

关键词: 风力机; 叶片; 机身; 自由尾迹; 面元法

中图分类号: O355; TK89

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)05-0592-06

Wind Turbine Aerodynamic Performance Prediction Based on Free-Wake/Panel Model Coupled Method

Xu Bofeng, Wang Tongguang

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

Abstract: The aerodynamic performance of a wind turbine mainly depends on its blades. It is also influenced by its fuselage including nacelle and tower. A free-wake/panel model coupled method is presented to investigate the aerodynamic interactions of wind turbine rotor and fuselage. In this method, a free-wake model is established in which the blade is replaced by a lift line set at a quarter chord position and vortex filaments extend from the trailing edge of blade. One-order panel method is used to calculate the potential flow around nacelle and tower. Finally, the aerodynamic performance of the NREL phase VI wind turbine is calculated using the coupled algorithm and the results are compared with the experimental data for validation.

Key words: wind turbine; rotor; fuselage; free-wake; panel method

迄今为止,风力机气动性能计算仍在研究和发展中,准确的预估一直都是难点。目前,主要方法有叶素动量理论、涡尾迹和计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)方法。叶素动量理论因为模型比较简单,容易理解,计算快捷,工程上已被广泛应用,但是需要经过多种修正才能得到满意的结果。而且叶素动量理论仅局限于做单独风轮的气动特性计算,对叶片与机身的气动干扰无法预测。CFD 方法近些年随着计算机技术的高速发展得到了长足的进步,但是人们还没有足够的信心将

其用在风力机计算中。首先是计算量大,很难找到其他像湍流模型、动静网格的匹配问题等等,这些都对 CFD 方法计算风力机流场产生极大限制。涡尾迹方法对于低速不可压流动能够给出比较准确的结果,而且计算量也大大小于 CFD,所以涡尾迹方法在风力机计算中越来越被重视。相比于刚性和预定涡尾迹,自由涡尾迹允许涡线随当地气流速度自由地移动,能计算出实际尾迹的扩张和畸变,因此是一种更准确且物理上正确的方法^[1]。Wang 和 Coton 等人^[2]用预定涡尾迹计算风力机气动性能,

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;江苏省创新学者攀登(BK2008044)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:** 2011-08-11

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。

将近尾迹分成3个子尾迹区分别建立描述函数。van Garrel^[3], Sant等人^[4]在将自由涡尾迹应用于风力机性能计算中都做了相关研究。

风力机除叶片受到气流作用,其机身包括机舱及塔架也会对流场产生干扰。由于叶片根部对风力机的气动力贡献很小,一般都认为机舱主要影响叶片根部的流动,对风力机气动特性影响更小,可以忽略不计。塔架处在叶片下游且与风轮平面的安全距离使得塔架的影响也可以忽略。所以,大部分的风力机气动特性计算都是在单独的风轮模型下进行。但是,Masson等人^[5]在做机舱顶部测风仪测量值与自由来流之间的关系分析时,提出只有充分考虑根部圆柱段的气动特性才能保证气动性能计算结果的准确性。机舱及塔架毕竟处在风力机近尾迹流场中,因此,考虑它们的干扰才能更准确地计算风力机的气动特性。国内外基本都用CFD的方法分析风轮与机身的气动干扰,但是超大的计算成本使得该方法很难应用于实际的工程中,所以亟需发展一种快速且精度又能满足要求的模型来解决这一问题。

鉴于此,本文建立了一种自由涡尾迹与面元全耦合模型。其中风轮建立尾迹模型,机身建立面元模型,计算涡和源间的相互诱导使风轮与机身的气动干扰。利用该耦合模型计算了NREL phase VI风力机的气动特性,并与实验数据进行对比。

1 计算方法

1.1 自由涡尾迹方法

由于风力机均处在低速流场中,先对流场作无粘不可压假设。气流流过风轮平面时,叶片的翼型在某个迎角下产生的升阻力为风轮提供了旋转的转矩及轴向的推力。风力机叶片作为一个升力体,可以用一根升力线来代替。根据假设,流场中沿涡管涡强不变,且涡管不能中止于流体内部,所以升力线上涡强的变化量从叶片尾缘拖出,沿当地流速自由向下游移动,这样,叶片下游形成一条条涡线。可以建立一个涡尾迹模型来准确描述这些涡线的移动情况及相互间的干扰。

坐标系采用固定坐标系 (X, Y, Z) 和柱坐标系 (r, ψ, z) 。固定坐标系用来定义整个尾迹坐标,风轮中心为坐标原点, Z 轴沿风轮轴线,指向后方; Y 轴垂直于 Z 轴,竖直向下; X 轴由右手系确定。柱坐标系用来定义叶片控制点坐标,原点也是风轮中心, z 轴与固定坐标系中 Z 轴重合; r 轴沿叶片径向指向叶尖; ψ 则是 x 轴顺时针旋转时的叶片方位角。模型中叶片与 X 轴重合时方位角为0,随着顺时针旋转方位角增大。

采用一阶升力线方法,即代替叶片的升力线置在距前缘1/4弦长处,且每个叶素的控制点也在

1/4弦线处。涡线从叶素边界尾缘拖出并向下游自由移动,至距风轮平面两倍风轮直径距离处截断。这样,风轮尾迹的圈数为

$$N_C = \text{int} \left(\frac{\Omega D}{\pi V_\infty} \right) + 1 \quad (1)$$

式中: D 为风轮直径; V_∞ 为来流速度; Ω 为风轮旋转角速度;int表示取整数。

升力线上沿展向变化的附着涡环量表征了叶片各截面的翼型特征,尾迹中的尾随涡和脱体涡分别表示了附着涡环量沿展向及方位角上的变化,如图1所示。对环量场的描述可以写为

$$d\Gamma = \frac{\partial \Gamma}{\partial r} dr + \frac{\partial \Gamma}{\partial t} dt \quad (2)$$

对该方程离散,直接用相邻叶素的环量差和相邻方位角的环量差表示尾迹中涡元的强度。

取一段涡线为研究对象,在自由尾迹方法中,根据涡线随当地流速自由移动的假设,涡线控制方程的偏微分形式为

$$\frac{\partial r(\psi, \zeta)}{\partial \psi} + \frac{\partial r(\psi, \zeta)}{\partial \zeta} = \frac{1}{\Omega} [V_\infty + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}(\psi, \zeta), t)] \quad (3)$$

式中: \mathbf{r} 为尾迹中涡线控制点的位置矢量; ψ 为叶片方位角; ζ 为尾迹寿命角; \mathbf{V}_{ind} 为该控制点的诱导速度。对该方程采用五点中心差分离散,并假设方位角和尾迹寿命角的步长相同。对离散方程进行迭代求解时,用伪隐式方法和松弛技术来提高迭代的稳定性和收敛速度。尾迹涡元节点位置迭代方程如下

$$\mathbf{r}_{j+1, k+1}^n = (1 - \omega) \mathbf{r}_{j+1, k+1}^{n-1} + \omega \mathbf{r}_{j+1, k+1}^n \quad (4)$$

式中:下标 j 和 k 分别表示方位角和寿命角的定位;上标表示迭代步;常数 ω 为松弛因子($\omega=0.5$)。

涡元对控制点的诱导速度求解是涡尾迹方法中

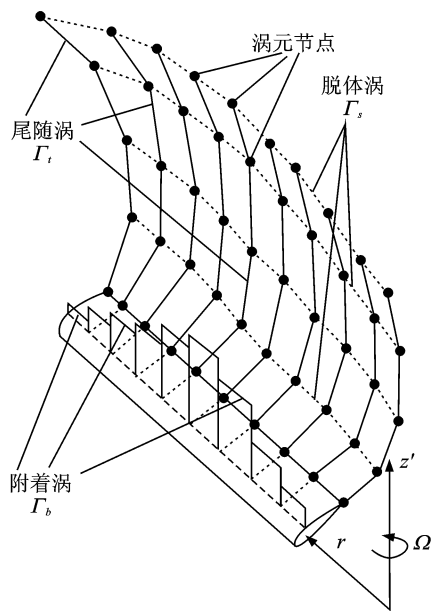


图1 尾迹分析示意图

的关键步骤,本文通过 Biot-Savart 定律,将每段涡元近似成直线,采用 Lamb-Ossen 涡核修正^[6],则涡元 AB 对流场中一点的诱导速度为

$$\mathbf{V} = \frac{\Gamma_v}{4\pi} \frac{\mathbf{r}_A \times \mathbf{r}_B}{|\mathbf{r}_A \times \mathbf{r}_B|^2} \left(\frac{\mathbf{r}_A \cdot \mathbf{r}_{AB}}{r_A} - \frac{\mathbf{r}_B \cdot \mathbf{r}_{AB}}{r_B} \right) \frac{h^2}{\sqrt{r_c^4 + h^4}} \quad (5)$$

式中: Γ_v 为涡元强度; \mathbf{r}_A 和 \mathbf{r}_B 为涡元节点至求解点矢量; \mathbf{r}_{AB} 为涡元矢量; h 为点到涡元直线的距离; r_c 为涡核半径。考虑由于粘性引起的耗散效应,涡核可以表示为

$$r_c(\zeta) = \sqrt{r_0^2 + 4\alpha_L(\nu + a_1\Gamma_v) \frac{\zeta}{\Omega}} \quad (6)$$

式中: r_0 为初始涡核半径; $\alpha_L = 1.25643$, 为 Lamb-Ossen 常数; ν 为空气运动粘性系数; 常数 $a_1 = 0.1$ ^[7]; ζ 为尾迹寿命角; Ω 为风轮旋转角速度。本文中初始涡核半径在附着涡中 $r_0 = 0.1c$, 在尾涡中 $r_0 = 0.05R$ 。

1.2 面元法

面元法中,在机身外表面上布置足够数量的点,以相邻 4 个点作一四边形平面,用该平面代替物面,最终机身外形可以用许多块这样的平面面元的组合来代表^[8]。每块面元都对应一个面元坐标系 (ξ, η, ζ) , 见图 2, 坐标原点取面元 4 个角点的平均坐标点, 两对角线向量 \mathbf{T}_1 和 \mathbf{T}_2 叉乘得到面元平面的法向量 \mathbf{N} , 单位法向量 \mathbf{n} 作为一个坐标向量, 另外两个位于面元平面内, 其中一个为对角线单位向量 \mathbf{t}_1 , 另一个坐标向量 $\mathbf{b} = \mathbf{n} \times \mathbf{t}_1$ 。

机身属于非升力体,通过表面源\汇的叠加便可满足流场的模拟。若机身表面 S 上任一点 q 处源强度为 $\sigma(q)$, 则空间某点 P 的速度位可表示为

$$\varphi = \iint_S \frac{\sigma(q)}{r(P, q)} dS \quad (7)$$

式中 $r(P, q)$ 为点 P 到点 q 的距离。机身表面 Neumann 边界条件为

$$(\mathbf{V}_\infty + \nabla\varphi) \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (8)$$

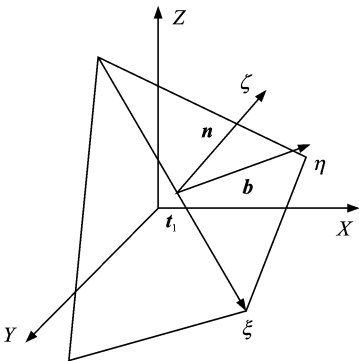


图 2 面元坐标系

式中 \mathbf{n} 为面元的法向单位向量。若 P 点在机身表面上, 记作 p , 运用 Neumann 边界条件, 并假设每个面元上分布的源强度为常值, 得到边界条件的离散形式

$$\sum_{j=1}^N A_{ij} \sigma_j = -\mathbf{n}_i \cdot \mathbf{V}_\infty \quad (9)$$

式中: σ_j 为表面第 j 面元源强度; A_{ij} 为第 j 面元单位源强度对第 i 面元控制点的法向诱导速度, 称作空气动力影响系数。该式左边表示 p 点的总诱导速度法向分量, 它与来流在此点的法向分量即等号右边正好抵消。需要注意的是, 式中的 \mathbf{V}_∞ 在本文中包括了来流速度和尾迹对 p 点诱导速度之和。

面源对空间点 P 的诱导速度求解是在面元坐标系下进行的。假设点 P 在面元坐标系中的坐标为 (x, y, z) , 面元上点坐标为 $(\xi, \eta, 0)$, 由式(7)得到点 P 在单位源强度扰动下的速度位为

$$\varphi = \iint_S \frac{d\xi d\eta}{\sqrt{(x - \xi)^2 + (y - \eta)^2 + z^2}} \quad (10)$$

速度位的 3 个偏导数为单位源强度在 P 点的 3 个方向的诱导速度。假设由式(10)求出机身表面第 j 面元上单位面源对第 i 面元控制点诱导速度 \mathbf{V}_{ij} , 则空气动力影响系数 A_{ij} 可表示为

$$A_{ij} = \mathbf{n}_i \cdot \mathbf{V}_{ij} \quad (11)$$

式中 \mathbf{n}_i 为第 i 面元的单位外法线向量。得到 A_{ij} 之后, 对源强度分布求解的问题便转化为求解线性方程组(9), 由于矩阵 A_{ij} 是主对角占优矩阵, 式(9)的求解就比较简单。本文采用了 Gauss-Siedel 迭代方法求解, 迭代方程如下

$$\sigma_i^{(m+1)} = \frac{1}{A_{ii}} \left[-\mathbf{n}_i \cdot \mathbf{V}_\infty - \sum_{j=1}^{i-1} A_{ij} \sigma_j^{(m+1)} - \sum_{j=i+1}^N A_{ij} \sigma_j^{(m)} \right] \quad (12)$$

求出机身的源强度分布, 机身对空间任一点的诱导速度便不难求出。

2 全耦合迭代求解

自由尾迹法和面元法的耦合应计算以下干扰的影响:

(1) 叶片附着涡线和尾迹涡线在机身面元控制点处产生的诱导影响计入式(2)的 \mathbf{V}_∞ 中, 并影响机身面元源强度的分布。

(2) 机舱面元对叶片和尾迹各节点产生的附加诱导影响计入涡线控制方程的 \mathbf{V}_∞ 中, 并影响尾迹涡线的自由运动。

考虑以上的相互影响后, 耦合计算模型的计算流程便很清楚, 见图 3, 迭代收敛条件是新旧尾迹的残差小于 0.0001。最后求出叶片各截面的入流条件, 得到风力机的气动性能。

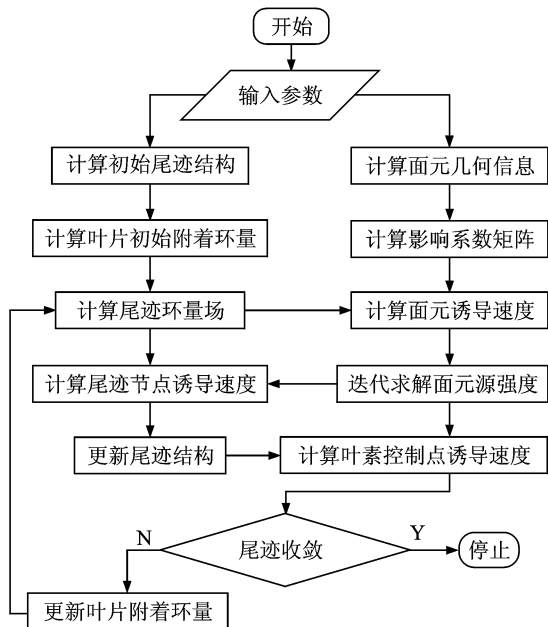


图 3 计算流程

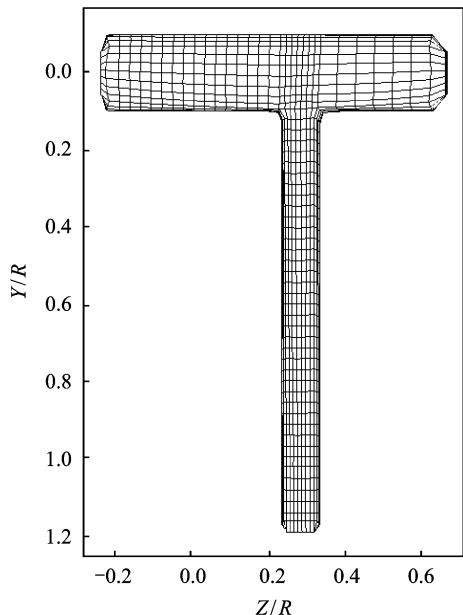


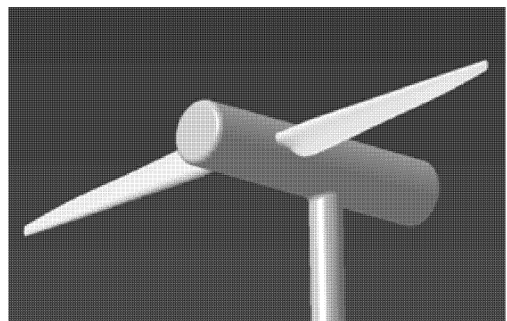
图 5 机身面元网格

3 计算结果及分析

本文的算例是美国可再生能源国家实验室(NREL)第六期非定常空气动力实验风力机^[9]。该风力机有两个叶片,风轮半径为 5.029 m,转速为 72 r/min。机舱简化为长 4.5 m,直径 1 m 的圆柱体,塔架简化为长 6 m,直径 0.5 m 的圆柱体。实体模型图与计算模型图比较见图 4,机身的面元网格划分见图 5。



(a) 实体模型图



(b) 计算模型图

图 4 模型比较图

本文主要计算了无偏航状态 7,10,13,15,20 和 25 m/s 风速,偏航角为 30°,10 m/s 风速,考虑无机身干扰和有机身干扰,无机身干扰用本文中的自由涡尾迹计算程序,而有机身干扰应用本文的全耦合计算程序。

3.1 尾迹形状分析

图 6 是在 7 m/s 风速下尾迹在 X-Z 平面上投影的散点图,图 7 是 10 m/s 风速下风轮后尾迹的形状。从两图均可以看出,尾迹有明显的扩张,当尾迹寿命角在 90~180°,外侧的涡线开始在叶片尖部卷起成一个大的叶尖涡,除此之外,叶片内侧的涡线也会卷起成一个很强的叶根涡。

风力机机舱径向尺寸 $R_{nacelle}$ 相对与风轮半径很小,本算例中 $R_{nacelle}/R=0.1$,而计算时叶根涡线 $r_1/R=0.25$,塔架距风轮平面 $0.28R$,即如果没有偏航,涡线与机舱不会交错。因此,理论上机舱及塔架对风轮气动性能的影响并不会太大。实际计算结果也是如此,在无偏航定常状态下,机舱及塔架对尾迹形状的影响很小。而在偏航状态下(图 8),偏

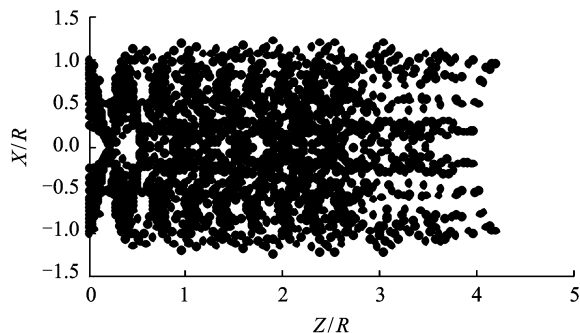
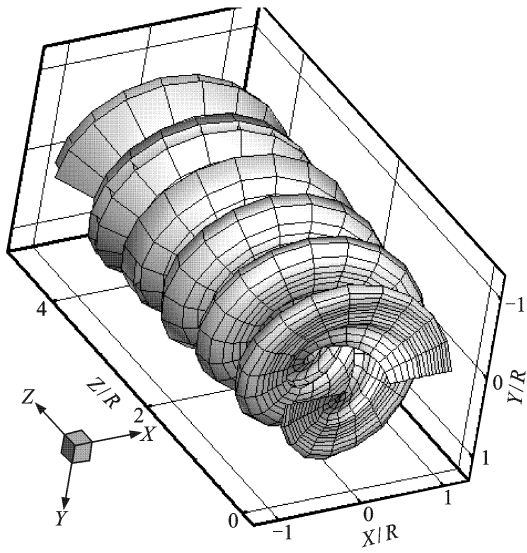
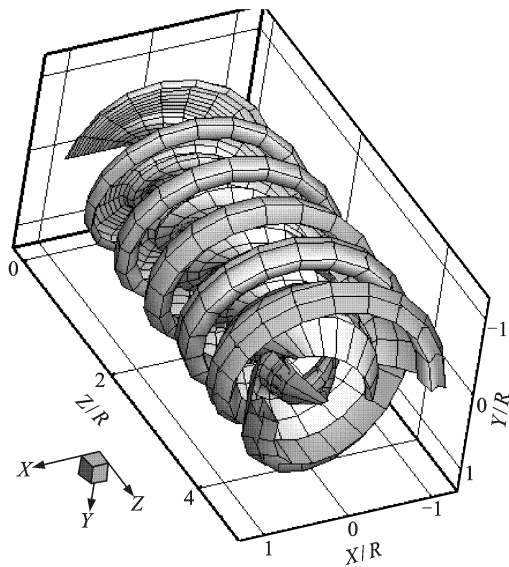


图 6 尾迹 X-Z 平面投影散点图

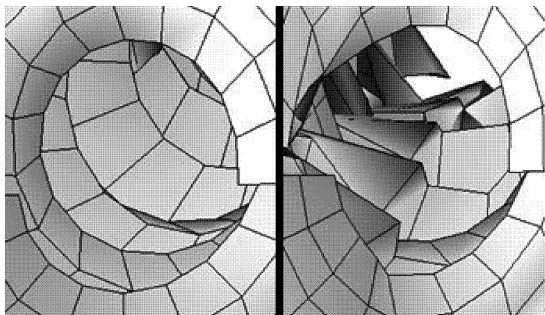


(a) 前视图



(b) 后视图

图7 10 m/s 风速无偏航风轮后尾迹形状



(a) 无机身干扰

(b) 有机身干扰

图8 机身干扰尾迹畸变

航角为 30° , 10 m/s 风速下无机身干扰和有机身干扰的尾迹根部形状, 在有机身干扰下, 尾迹形状出现明显畸变。

3.2 功率系数

计算无偏航不同风速下 NREL 风力机的功率系数, 图 9 是功率系数 C_p 随风速的变化曲线。图中, 实心圆点表示实验数据, 空心方框表示无机身干扰的功率系数计算值, 实心三角形表示全耦合模型计算的功率系数, 叉点是 CFD 结果。计算值与实验数据的比较, 两者与实验值变化趋势一致, 低风速下计算值比实验值偏低。功率值偏低的一个主要原因是三维旋转效应, 出现失速延迟, 尖速比 λ 是影响失速延迟的关键参数之一, λ 越大分离点越延迟, 实际功率变得更大。CFD 方法计算结果比本文结果更接近实验值^[10], 这是由于 CFD 在处理三维流场时具有优越性, 但是本文模型如果考虑三维旋转效应, 不仅可以提高准确度, 甚至在计算成本上更胜于 CFD 方法。从图中还可以看出, 加入机身干扰后, 功率系数稍有增大, 由于机舱和塔架相对风轮旋转平面尺度很小, 而且是无偏航状态, 所以功率系数变化不明显, 这与 CFD 的计算结果类似^[11]。随着风速的增大, 风轮后尾迹单圈的跨度变大, 在机身影响范围内尾涡密度减小, 这样机身的干扰会越来越弱。

图 9 中的功率系数均是旋转一周的平均值。图 10, 11 分别给出 10 m/s 下无偏航和偏航角 30° 时功率系数随方位角的变化。有偏航角的尾迹相对于竖直轴线尾迹不再对称, 引起尾迹对旋转叶片的诱

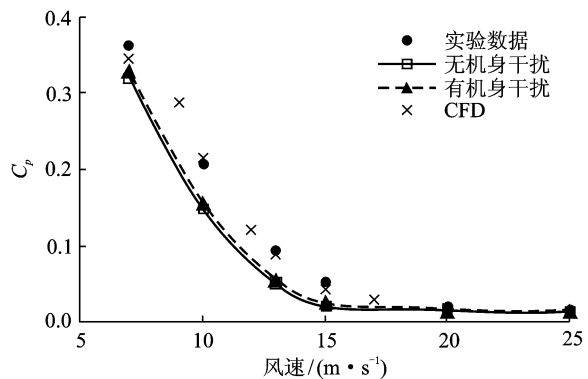


图9 无偏航功率系数随风速变化

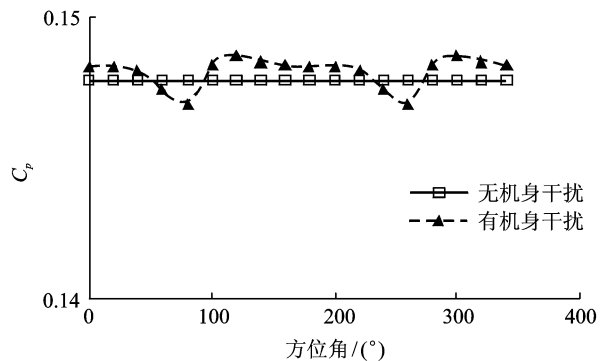


图10 无偏航 10 m/s 风速功率系数随方位角变化

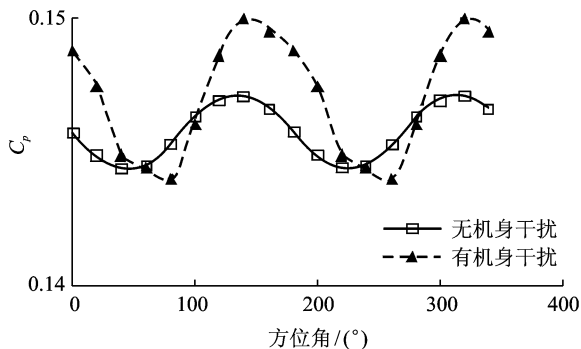


图 11 偏航 30°, 10 m/s 风速功率系数随方位角变化

导作用呈周期性变化,功率系数也同样周期性变化。因为是两叶片,所以变化周期为 π 。机身面元对尾迹的诱导作用使总的诱导速度增大,因此有机身干扰的功率系数平均值会增大。而且,偏航情况下机身的干扰会加剧尾迹的不对称性以及畸变,使功率系数的变化幅度增大。在 90° 和 270° 方位角时,由于“塔影”效应的影响,功率系数减小。

3.3 诱导速度因子

图 12 中给出了偏航 30° , 10 m/s 风速,风轮平面内不同径向位置轴向诱导因子 a 随方位角的分布,实线是无机身干扰,虚线是有机身干扰。由于机舱处于风轮中心,所以对叶根影响很明显,往叶尖方向影响越来越小,到靠近叶尖处可以忽略不计。 90° 方位角处能看到明显的“塔影”效应。侧偏及受机身干扰影响的尾迹和机身三者的综合影响形成了图 12 中风轮平面内诱导速度的变化趋势,该结果也验证了图 11 中功率系数的变化。在风轮平面的 $90^\circ\sim 180^\circ$ 和 $270^\circ\sim 360^\circ$ 方位角区域内,机身的诱导速度对于叶素坐标系而言是下洗速度,使得总的诱导速度增加;而在其他方位角则相反。

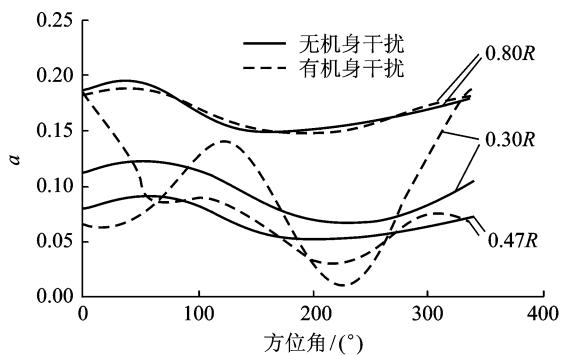


图 12 偏航 30°, 10 m/s 轴向诱导因子随方位角分布

4 结束语

本文采用自由涡尾迹方法与面元法相耦合对风力机气动性能进行预估,实现了该耦合方法在风

力机计算中的应用。自由涡尾迹方法中涡线随当地流速自由移动,能很好地模拟涡线扩张及卷起,除了有一根叶尖涡的卷起,还有一根很强的叶根涡卷起并向下游自由移动。

经算例验证,该耦合方法可以很好地计算风力机整机的气动性能,可以有效地用于风力机机身对叶片气动干扰计算及分析。机舱在风轮根部有比较明显的影响,风轮根部的尾迹出现畸变,往叶尖影响越来越弱。塔架的存在使得在风轮 90° 方位角处诱导速度有一个突变。有机身干扰的情况下,风轮偏航角越大,机身对性能影响越大。

参考文献:

- [1] 高正. 直升机空气动力学的新成果[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999.
- [2] Wang T G, Coton F N. Prediction of the unsteady aerodynamic characteristics of horizontal-axis wind turbines including three-dimensional effects[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A: Journal of Power and Energy, 2000, 214 (A5): 385-400.
- [3] van Garrel A. Development of a wind turbine aerodynamics simulation module [R]. ECN-C-03-079. Netherlands; Netherlands Energy Research Foundation ECN, 2003.
- [4] Sant T, van Kuik G, van Bussel G J W. Estimating the angle of attack from blade pressure measurements on the NREL phase VI rotor using a free wake vortex model: axial conditions[J]. Wind Energy, 2006, 9(6): 549-577.
- [5] Masson C, Smaili A. Numerical study of turbulent flow around a wind turbine nacelle[J]. Wind Energy, 2006, 9(3): 281-298.
- [6] Lamb H. Hydrodynamics [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1932.
- [7] Roura M, Cuerva A, Sanz-Andres A, et al. A panel method free-wake code for aeroelastic rotor predictions[J]. Wind Energy, 2010, 13(4): 357-371.
- [8] Hess J L. Panel methods in computational fluid dynamics[J]. Ann Rev Fluid Mech, 1990, 22: 255-274.
- [9] Acker T L, Hand M M. Unsteady aerodynamics experiment phase VI wind tunnel test configurations and available data campaigns [R]. NREL/TP-500-29955. Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 2001.
- [10] 钟伟, 王同光. 转捩对风力机翼型和叶片失速特性影响的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2009, 29(3): 385-390.
- [11] 范忠瑶, 康顺, 赵萍, 等. 机舱对风轮气动性能模拟结果的影响[EB/OL]. [2009-10-01]. <http://d.g.wanfangdata.com.cn/Conference/7169215.aspx>.