2019 年 9 月

生物、工程及交叉力学

# 自由涡尾迹方法中涡核尺寸对风力机 气动计算的影响<sup>1)</sup>

许波峰2) 刘冰冰 冯俊恒 左 潞

(河海大学能源与电气学院,南京 210016)

摘要 涡核模型中的涡核尺寸对自由涡尾迹 (free vortex wake, FVW) 方法准确预估风力机气动特性至关重要, 涡核尺寸包括初始涡核半径和由于耗散效应涡核半径在尾迹中的增长. FVW 方法中涡线控制方程离散采用三 步三阶预估校正格式,涡核模型采用经典 Lamb-Oseen 模型,并考虑了涡耗散效应和拉伸效应. 首先,通过气动 载荷和叶尖涡涡量平均值的分析得到初始涡核半径的取值范围; 然后,根据叶尖涡耗散特性的分析,确定体现 涡黏性耗散效应涡核半径增长的经验常数的取值; 最后,分析了涡核尺寸对叶尖涡结构的影响,进一步验证初 始涡核半径和涡黏性耗散经验常数的取值对风力机气动计算的影响. 结果表明: 当初始涡核半径大于 50% 弦长 时,FVW 方法收敛稳定且能准确预估风轮气动载荷; 综合风轮气动载荷和叶尖涡耗散特性,初始涡核半径取 60% 到 70% 弦长为宜,且对应的涡黏性耗散经验常数取值也不同;风轮气动载荷和叶尖涡结构的准确预估主 要受初始涡核半径影响,经验常数对其影响不大,而经验常数主要影响风轮下游尾流场叶尖涡的耗散特性.

关键词 风力机,自由涡尾迹,气动特性,涡核尺寸,黏性耗散效应

中图分类号: O355, TK89 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-18-440

# INFLUENCE OF VORTEX CORE SIZE ON AERODYNAMIC CALCULATION OF WIND TURBINE IN FREE VORTEX WAKE METHOD<sup>1)</sup>

Xu Bofeng<sup>2)</sup> Liu Bingbing Feng Junheng Zuo Lu

(Hohai University, School of Energy and Electrical Engineering, NanJing 210016, China)

Abstract The vortex core size in the vortex core model is very important for the accurate prediction of aerodynamic characteristics of wind turbines by the free vortex wake (FVW) method. The vortex core size includes the initial radius of the vortex core and the radius variation due to the viscous dissipation effect. In the FVW method, to solve the convection equation of the vortex filaments numerically, the three-step and third-order predictor-corrector scheme was used to approximate the derivatives. The classical Lamb-Oseen model was adopted as the vortex core model in which the effects of viscous diffusion and stretching were taken into account. Firstly, the initial radius of the vortex core was determined through the analysis of the airload and the mean value of the tip vortex vorticity. Secondly, the empirical constant that reflects the increase of the vortex core radius was determined based on the tip vortex dissipation characteristics. Finally, the effect of vortex core size on the shape of tip vortex line was analysed to further verify the influence of the initial radius

1) 国家自然科学基金项目资助 (51607058).

引用格式: 许波峰, 刘冰冰, 冯俊恒, 左潞. 自由涡尾迹方法中涡核尺寸对风力机气动计算的影响. 力学学报, 2019, 51(5): 1530-1537
Xu Bofeng, Liu Bingbing, Feng Junheng, Zuo Lu. Influence of vortex core size on aerodynamic calculation of wind turbine in free vortex wake method. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2019, 51(5): 1530-1537

<sup>2018-12-20</sup>收稿, 2019-08-18录用, 2019-08-18网络版发表.

<sup>2)</sup> 许波峰, 副教授, 主要研究方向: 风力机空气动力学. E-mail: bfxu1985@hhu.edu.cn

the chord length is recommended as the initial vortex core size in order to take into account both the airload prediction and the wake dissipation characteristics. Different empirical constants of the viscous dissipation effect correspond to different initial vortex core sizes. The blade airload and the wake geometry are mainly affected by the initial vortex core size, rather than the empirical constant of the viscous dissipation effect. However, the empirical constant mainly affects the vortex disspiation characteristics in the downstream wake field.

Key words wind turbine, free vortex wake, aerodynamic characteristics, vortex core size, viscous dissipation effect

# 引 言

自由涡尾迹 (free vortex wake, FVW) 方法中,最 基本的工作就是求解尾涡对空间点的诱导速度场, 通常是将涡线离散成微涡元求解再数值叠加.涡元 可以是曲线涡元,也可以简化为直线涡元.曲线涡元 考虑了涡线的弯曲,在物理上更接近于实际,但曲线 涡元对空间点的诱导速度难以获得解析解.直线涡元 比较简单,且具有解析解,所以一般情况下均采用直 线涡元.直线涡元的求解通常是运用 Biot-Sarvart 定 律.当空间点接近涡线时,由 Biot-Sarvart 定律诱导速 度公式计算得到的诱导速度值会迅速增大.如果空间 点正好处在涡线上,即自诱导计算,计算结果会产生 奇点.为避免这样的数值扰动,在计算风力机尾迹的 诱导速度时,必须考虑黏性的影响,其方法是引入涡 核模型.

涡核模型对涡尾迹方法计算风力机气动性能影 响很大<sup>[1-5]</sup>.涡核模型分层流模型和湍流模型,传 统的层流模型有 Rankine 模型 [6]、Scully 模型 [7] 和 Lamb-Oseen 模型<sup>[8]</sup>, 其中 Lamb-Oseen 模型在涡尾 迹方法中应用最为广泛 [9-11]. 近年来,一些湍流涡 核模型也开始应用在 FVW 方法中, 如 Ramasamy-Leishman 模型<sup>[12]</sup>、Vatistas 模型<sup>[13-14]</sup> 和 β-Vatistas 模 型<sup>[1]</sup>. 在应用涡核模型时, 涡核尺寸的确定至关重要. 涡核尺寸包括初始涡核半径和它在尾迹中的变化情 况. 不少学者对初始涡核半径对涡尾迹方法计算风 力机气动特性的影响做了一些研究. Basuno<sup>[15]</sup> 采用 预定涡尾迹方法研究了涡核尺寸对垂直轴风力机气 动性能计算的影响,表明涡核太小得不到收敛解.换 而言之,涡核尺寸必须足够大才能够消除数值奇点. Landahl<sup>[16]</sup> 指出,涡在破碎之前,涡核尺寸的量级约 是 0.06 倍弦长. 但是, Miller<sup>[17]</sup> 研究得到, 当涡核 尺寸增加到 0.6 倍弦长时, 气动特性才可能与实验

数据相吻合.因此,对于风力机叶片,为了避免取值 的随意性, Miller 建议可将涡核尺寸固定在 0.6 倍弦 长. 尾涡的耗散效应是由于流体的黏性引起, 与尾流 中湍流度变化也密切相关. Dobrev 等 [18] 采用激光技 术对风力机尾涡结构进行了详细的分析,发现风力 机叶尖涡的湍流度要比直升机桨尖涡的湍流度大, 且随着尾迹寿命角的增大,流动的湍流度变小.在 FVW 方法中, 耗散效应通常采用涡核半径随时间增 长的数学模型来表达. Bhagwat 等 [19-20] 提出一种广 义的黏性涡核模型,模型中总黏度与运动黏度之比 是有关涡雷诺数的函数,是准确模拟涡核增长的关 键.通过大量旋翼叶尖涡流场测量实验,确定模型中 的经验常数 a1 在 0.000 05~0.000 2 之间, 但到目前为 止,没有任何实验来说明风力机叶尖涡模拟时 a1 的 取值. 由于风力机叶尖涡的湍流度要比直升机桨尖 涡的湍流度大<sup>[21]</sup>,所以在采用 FVW 方法计算时, a1 通常取 0.000 2<sup>[2,22-23]</sup>.

本文通过分析最广泛应用的 Lamb-Oseen 模型的 涡核尺寸 (包括涡核初始半径和常数 *a*<sub>1</sub>) 对 FVW 方 法计算风力机气动特性的影响,来讨论涡核尺寸的 取值问题.不仅通过对风力机气动载荷的分析,还分 析了叶尖涡强度变化以及叶尖涡结构和涡核位置的 发展.

### 1 FVW 模型

FVW 方法中,叶片由置于 1/4 弦长处的附着涡 线代替,并离散成一系列直涡线段,每段附着涡环量 由对应叶素的气动特性确定;附着环量在空间和时 间上的变化分别采用尾随涡和脱体涡模拟,并从附 着涡线节点处拖出;尾迹涡线节点在当地流场作用 下自由移动.风轮尾迹长度为风轮直径的两倍,由近 尾迹和远尾迹组成,近尾迹由尾随涡线、脱体涡线和 叶尖涡组成,在 60° 尾迹寿命角后截断<sup>[2,22]</sup>,形成由 叶尖涡组成的远尾迹.在尾迹坐标系中,涡线对流控 制方程偏微分形式为

$$\frac{\partial \boldsymbol{r}(\psi,\zeta)}{\partial \psi} + \frac{\partial \boldsymbol{r}(\psi,\zeta)}{\partial \zeta} = \frac{1}{\Omega} \left[ \boldsymbol{V}_{\infty} + \boldsymbol{V}_{\text{ind}}\left(\boldsymbol{r}(\psi,\zeta)\right) \right] \quad (1)$$

式中, r 为涡线节点位置向量, m;  $\Omega$  为风轮转速, rad/s;  $V_{\infty}$  为自由流速度, m/s;  $V_{ind}$  为流场中所有涡 线对该节点的总诱导速度, m/s, 一般来说取周围节 点诱导速度的平均值.

涡线偏微分控制方程 (1) 的左侧采用三步三阶 预估 - 校正 (D3PC) 差分格式 <sup>[9]</sup> 进行离散. 方位角 的有效离散步长一般在 5°~20°<sup>[24-25]</sup>,本文取步长为 10°. 方程右侧的诱导速度求解则是将涡线离散成微 涡元求解再数值叠加,微涡元简化为直线涡元. 直线 涡元对空间点的诱导速度求解方法即是本文重点讨 论的涡核模型.

三维旋转效应是旋转叶片中重要的特征,主要体现在失速延迟,升力系数增大.采用 Du-Selig 三维旋转效应模型<sup>[26]</sup>修正自由涡尾迹方法计算时的翼型气动数据,以提高计算准确性.由于只分析定常轴向流状态,所以无需采用动态失速模型<sup>[27]</sup>进行修正.

#### 2 涡核模型

考虑一段有限长度的直线涡元,如图1所示,涡 元的起点和终点分别为 A 和 B,涡元强度用环量 Γ 表示.由 Biot-Sarvart 定律确定的涡元对空间点 P 的 诱导速度的解析表达式为

$$V_{\text{ind}} = \frac{\Gamma}{4\pi h} \left( \cos \theta_A - \cos \theta_B \right) \frac{\mathbf{r}_A \times \mathbf{r}_B}{|\mathbf{r}_A \times \mathbf{r}_B|}$$
(2)

式中各变量含义见图1标注.

当点 *P* 无限接近涡元 ( $h \rightarrow 0$ ) 或者正好落在涡 元上 (h = 0),式 (2) 会得出一个无穷大速度,这会 导致 FVW 方法无法收敛.为了避免此现象,需要用 涡核模型进行修正.本文采用经典的 Lamb-Oseen 模 型,即式 (2) 中 h 用下式 h' 代替

$$h' = \frac{\sqrt{r_{\rm c}^4 + h^4}}{h} \tag{3}$$

式中rc为涡核半径.



Fig. 1 Schematic diagram of vortex element solution

#### 2.1 耗散效应

涡核半径 r<sub>c</sub> 是一个极其重要的参数, 它关系到 诱导速度在空间中的具体分布, 还关系到尾迹形状 求解中的收敛问题. 由于黏性的影响, 涡存在耗散效 应, 所以必须考虑涡的耗散效应, 常用的有两种方 法: 一是固定涡核半径, 涡强度作指数率衰减<sup>[28]</sup>; 另一个是固定涡强度, 涡核半径随时间增长<sup>[9]</sup>. 在 FVW 方法数值求解中, 一般采用后一种方法. 涡核 半径随尾迹寿命角变化的规律采用 Bhagwat 等<sup>[20]</sup> 提 出的修正方法, 即

$$r_{\rm c}\left(\zeta\right) = \sqrt{r_0^2 + \frac{4\alpha_{\rm L}\delta\nu\zeta}{\varOmega}} \tag{4}$$

式中,  $\alpha_{\rm L}$  = 1.25643为 Lamb-Oseen 常数,表征了涡核的增大速率;  $\nu$ 为流体的层流运动黏性系数;  $\zeta$ 为尾迹寿命角, rad;  $r_0$ 为寿命角为零时的涡核半径,即初始涡核半径, m;  $\delta$ 为总黏度与运动黏度之比.

湍流对于涡核半径的影响目前尚不是很清楚, 很多学者的研究认为涡的耗散主要受黏性效应控 制,涡核半径增长率与涡雷诺数 ( $Re_v = \Gamma/v$ )相关, 且涡核的湍流效应在涡雷诺数大于 10<sup>5</sup>时才很明显.  $\delta$ 可以写成涡雷诺数的表达式

$$\delta = 1 + a_1 R e_v \tag{5}$$

式中, a1 为经验常数.

## 2.2 拉伸效应

风力机尾流中流体速度减小,尾迹沿径向扩 张,使得涡线向下游移动时受到拉力,涡元长度变 长.因为对流场作不可压缩假设,根据质量守恒定 律,涡元拉伸使得涡核半径变小.拉伸前涡元长度为 *l*,涡核半径为*r*<sub>c</sub>,定义涡元在Δ*t*时间内的线应变为

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} \tag{6}$$

应用 Ananthan 等<sup>[29]</sup> 提出了涡线拉伸效应理论,最 终考虑拉伸后,有效涡核半径随尾迹寿命角变化的 表达式为

$$r_{\rm c}\left(\zeta\right) = \sqrt{r_0^2 \frac{1}{1+\varepsilon} + \frac{4\alpha_{\rm L}\delta\nu\zeta}{\Omega}} \tag{7}$$

#### 2.3 影响涡核尺寸的关键参数

**FVW** 模型计算时,涡核尺寸是按照式 (7) 变化 的.式中的初始涡核半径 *r*<sub>0</sub> 和经验常数 *a*<sub>1</sub> 是影响 涡核尺寸的关键参数,但是并没有明确的理论值或 者实验值.学者们在计算时,基本是在前人研究的 基础上,经验的对两个参数进行取值.一般地,*r*<sub>0</sub> 取 0.6 倍弦长; *a*<sub>1</sub> 值则是根据旋翼研究中的结果,取 *a*<sub>1</sub> = 0.0002.本文在这些经验取值的基础上,进一 步分析两个参数对 FVW 模型计算风力机气动特性 的影响.

# 3 结果与讨论

采用美国可再生能源国家实验室第6期非定常 空气动力试验 (NREL Phase VI) 风力机<sup>[30]</sup>作为算例. 首先,根据功率系数 C<sub>P</sub>随初始涡核半径的变化以及 不同初始涡核半径下的叶尖涡涡量随尾迹寿命角的 变化,初步确定初始涡核半径的范围;其次,在合理 的初始涡核半径内,综合考虑对风力机低速轴扭矩 和叶尖涡涡量黏性耗散的影响,讨论 a<sub>1</sub> 的取值.

#### 3.1 初始涡核半径的确定

图 2 给出了 7.72 m/s, 10 m/s 和 15 m/s 风速下风 力机功率系数与初始涡核半径的关系, *a*<sub>1</sub> = 0.000 2. 可以看出,当初始涡核半径小于弦长 *c* 的 50% 时, 功率系数受到较大影响,而且收敛极不稳定,以至于 功率系数预估不准确;当大于 0.5*c* 时,功率系数逐 渐趋于一个稳定值,说明在进行叶片气动性能计算 时,初始涡核大小的取值以不小于 0.5*c* 为宜.







初始涡核具体取 0.5c 以上哪个尺寸需要做进一步探讨,通过分析叶尖涡涡量随时间(即尾迹寿命角)的变化情况,初步确定初始涡核的尺寸.计算结果与中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所在工程型大风洞中(实验段直径为 3.2 m)使用高分辨率相机获得的 PIV<sup>[31]</sup>测试结果(叶尖速比为 4.91)<sup>[32]</sup>进行对比,实验采用的是 NREL Phase VI 叶片的 1/8 缩比模型,为保证叶尖速比一致,计算 NREL Phase VI 模型时风速为 7.72 m/s.为方便与实验测得的涡量结果进行比较,将叶尖涡涡量进行无量纲化,无量纲叶尖涡涡量定义为

$$\overline{\omega}_{\rm vor} = \frac{2\omega_{\rm vor}BD}{V_{\infty}} \tag{8}$$

式中, $\omega_{vor}$ 为叶尖涡涡量,B为叶片数目,D为风轮 直径. 计算初始涡核半径从 0.5c 至 0.9c 情况下无量 纲叶尖涡涡量随尾迹寿命角的变化,如图 3 所示.可 以看出,随着尾迹寿命角的增大,涡量整体呈下降的 趋势,但下降趋势随着初始涡核半径的增加越来越 不明显.涡量的变化梯度均小于实验结果,这是因为 经验常数 $a_1 = 0.0002$ 取值偏小,使得黏度比 $\delta$ 偏小. 此外,当初始涡核半径介于 0.7c 与 0.8c 之间时,叶 尖涡涡量平均值与实验值接近.考虑增加 $a_1$ 即黏性 耗散效应加强后,涡量平均值会有所下降,所以初 步确定初始涡核半径为 0.6c 与 0.7c 之间,这与文献 [17]的研究结论基本吻合.



图 3 无量纲叶尖涡涡量随尾迹寿命角变化情况



#### 3.2 黏性耗散参数确定

黏性耗散效应在 FVW 数值计算时主要体现为 涡核半径随时间增长,其中经验常数 *a*<sub>1</sub> 的取值比较 关键.图 4 给出了 *a*<sub>1</sub> 取不同值时涡核半径与尾迹寿

学

报

命角的变化情况. 首先,涡核半径随着尾迹寿命角 的增大而增大;其次,当 *a*<sub>1</sub>取很小值 (0.000 1)时, 涡核半径几乎不变,相当于无黏流模拟,当 *a*<sub>1</sub> 增大 时,黏度比δ增大,涡黏性增强,涡核半径增大速率 变大.







在分析经验常数 *a*<sub>1</sub> 的取值对叶尖涡耗散的 影响之前,先分析其对风轮整体气动载荷的影响. 图 5 给出了 *r*<sub>0</sub> = 0.6*c* 时,不同 *a*<sub>1</sub> 值时低速轴转矩随 风速的变化,实验数据来自 NREL Phase VI 实验结 果 <sup>[33]</sup>. 计算结果随风速的总体变化趋势与实验值一 致,小风速下低速轴转矩与实验值吻合较好,大风速 下,FVW 方法中采用的静态的二维翼型数据加上三 维旋转效应修正很难准确预估叶片失速甚至深失速 状态下的气动特性,所以计算结果与实验值略有差 别.此外可以显著看出,*a*<sub>1</sub> 值改变,低速轴转矩并没 有显著变化,说明 *a*<sub>1</sub> 值对风力机的整体气动载荷影 响不大,所以之前学者们根据旋翼研究中的结果, 取 *a*<sub>1</sub> = 0.0002,对风力机叶片气动载荷的计算没有 影响.





Fig. 5 The variation of low-speed shaft torque along with the wind speed under different values of  $a_1$ 

理论上, *a*<sub>1</sub> 的取值直接影响叶尖涡涡量耗散特性. 图 6 和图 7 分别给出了初始涡核半径为 0.6*c* 和 0.7*c*, *a*<sub>1</sub> 取 0.0002, 0.001, 0.002, 0.005 和 0.01 时, 无量纲叶尖涡涡量随尾迹寿命角的变化情况. 可以 看出, 当 *a*<sub>1</sub> 增大, 涡量平均值减小, 涡量随着尾迹 寿命角的耗散速率增加. 在初始涡核半径为 0.6*c*, *a*<sub>1</sub> = 0.002 时叶尖涡涡量大小与耗散速率与实验数 据最为接近; 在初始涡核半径为 0.7*c*, *a*<sub>1</sub> = 0.001 时 与实验数据最为接近. 所以, 对于不同的初始涡核半径, 所取的经验常数 *a*<sub>1</sub> 也是不一样的.



图 6 不同 *a*<sub>1</sub> 取值时无量纲叶尖涡涡量随尾迹寿命角变化情况 (*r*<sub>0</sub> = 0.6*c*)

Fig. 6 Development of dimensionless vorticity levels of the blade tip vortex along with the wake age angle under different values of  $a_1$ 

 $(r_0 = 0.6c)$ 



图 7 不同 a1 取值时无量纲叶尖涡涡量随尾迹寿命角变化情况 (r<sub>0</sub> = 0.7c)

Fig. 7 Development of dimensionless vorticity levels of the blade tip vortex along with the wake age angle under different values of  $a_1$ 

 $(r_0 = 0.7c)$ 

### 3.3 涡核尺寸对叶尖涡的影响

采用 FVW 模型计算 NREL Phase VI 风力机 在叶尖速比为 4.91 时的叶尖涡流场,分析不同涡 核尺寸产生的影响. 图 8 给出了叶片竖直向上时 采用 PIV 技术测得的扣除来流速度后的流线结 果<sup>[32]</sup>,实验的有效测量区域为风轮前 120 mm 至风 轮后 893 mm (-0.19*R* ~ 1.43*R*),高度方向为 374 ~ 767 mm (0.60*R* ~ 1.23*R*),本文涡结构分析区域与实 验保持一致.

取上述分析确定后的涡核尺寸,即 $r_0 = 0.6c$ ,  $a_1 = 0.002$ 和 $r_0 = 0.7c$ , $a_1 = 0.001$ ,计算结果分别如 图 9 和图 10 所示.两图中,均看到与来流速度方向 相反的轴向诱导速度和向外扩张的径向诱导速度,



Fig. 8 Experimental result of streamlines in blade tip region with the wind speed subtracted from the local velocity<sup>[32]</sup>



图 9 扣除来流速度的叶尖区域流线计算结果 ( $r_0 = 0.6c$ ,  $a_1 = 0.002$ ) Fig. 9 Computational result of streamlines in blade tip region with the wind speed subtracted from the local velocity ( $r_0 = 0.6c$ ,  $a_1 = 0.002$ )





叶尖下游出现很清晰的扣除来流速度的叶尖涡结构,叶片后的流线形状基本与实验结果一致,叶尖涡的涡核位置和形状结构都与实验结果高度吻合.结果表明采用这两种涡核尺寸取值时 FVW 模型对叶尖流场结构和涡结构的捕捉基本准确.

图 11 和图 12 分别给出了 r<sub>0</sub> = 0.6c, a<sub>1</sub> = 0.000 2 和 r<sub>0</sub> = 0.4c, a<sub>1</sub> = 0.000 2 时的叶尖涡流场.对比 图 11 和图 9, r<sub>0</sub> 相同, a<sub>1</sub> 不同,叶尖涡结构和叶片 附近流场几乎没有变化,所以 a<sub>1</sub> 对叶片总体气动载 荷预估影响不大,与图 5 的分析基本一致.对比图 12 和图 11, r<sub>0</sub> 不同, a<sub>1</sub> 相同,由于初始涡核半径的改 变,叶尖涡结构和叶片附近流场出现明显变化,尤其 是叶片附近出现了额外的集中涡,严重影响了叶片 总体气动载荷的预估,这与图 2 的分析也保持一致. 此外, r<sub>0</sub> 减小,叶尖涡径向位置扩张有轻微的增加.

为了能够直观地看到涡核尺寸对叶尖涡涡 量计算的影响,图 13 ~ 图 15 分别给出  $r_0$  = 0.6c,  $a_1$  = 0.002,  $r_0$  = 0.6c,  $a_1$  =0.0002 和  $r_0$  =



 $(r_0 = 0.6c, a_1 = 0.0002)$ 

Fig. 11 Computational result of streamlines in blade tip region with the wind speed subtracted from the local velocity ( $r_0 = 0.6c$ ,  $a_1 = 0.0002$ )



图 12 扣除来流速度的叶尖区域流线计算结果 (r<sub>0</sub> = 0.4c, a<sub>1</sub> = 0.000 2)

Fig. 12 Computational result of streamlines in blade tip region with the wind speed subtracted from the local velocity ( $r_0 = 0.4c$ ,  $a_1 = 0.0002$ )

0.4c, a1 = 0.0002时的叶尖涡涡量分布. 对比图 13 和 图 14, a1 的变化对叶尖涡涡量平均值有影响, 当 a1 减小,涡量平均值增大,这与图6的分析一致.对比 图 14 和图 15, ro 太小, 叶片附近除叶尖外出现明显 集中涡,且涡量平均值也明显增大,这与图3的分析 一致.







图 14 叶尖涡涡量计算结果 (r0 = 0.6c, a1 = 0.0002)

Fig. 14 Vorticity result of tip vortex ( $r_0 = 0.6c$ ,  $a_1 = 0.0002$ )





# 4 结 论

本文采用 FVW 方法, 通过分析风轮气动载荷和 尾流场涡结构和涡量分布的变化来探讨 Lamb-Oseen 涡模型中涡核初始半径和耗散经验常数 a1 的取值问

题. 得到以下结论:

(1) 初始涡核半径 ro 小于 0.5c 时, 叶片气动载荷 预估不准确, FVW 方法收敛性差; ro 大于 0.5c 时, 叶片气动载荷预估准确, FVW 方法收敛性好: 基于 叶尖涡涡量分析, ro 取值在 0.6c 与 0.7c 之间比较合 适.

(2) 耗散经验常数 a1 越大, 叶尖涡涡量平均值 下降,耗散速率增大;不同的 r<sub>0</sub> 取值对应的 a<sub>1</sub> 取值 也不相同,当 $r_0 = 0.6c$ , $a_1 = 0.002$ 和 $r_0 = 0.7c$ , a1 = 0.001 时,叶片气动载荷、叶尖涡涡量耗散特 性、叶尖涡结构均与实验结果比较吻合.

(3) r0 主要影响叶片附近涡量场分布和叶尖涡形 状,从而对风轮整体气动载荷产生影响;a1 主要影响 风轮下游尾流场叶尖涡的耗散特性, 而对风轮整体 气动载荷影响不大.

#### 文 献 老

- 1 Xu BF, Feng JH, Wang TG, et al. Application of a turbulent vortex core model in the free vortex wake scheme to predict wind turbine aerodynamics. Journal of Renewable and Sustainable Energy, 2018, 10(2): 023303
- 2 Xu BF, Wang TG, Yuan Y, et al. A simplified free vortex wake model of wind turbines for axial steady conditions. Applied Sciences. 2018, 8(6): 866
- 3 Su K, Bliss D. A novel hybrid free-wake model for wind turbine performance and wake evolution. Renewable Energy, 2019, 131: 977-992
- 4 左潞, 唐植懿, 许波峰等. 涡模型对风力机气动特性的影响研究. 可再生能源, 2016, 34(10): 1491-1496 (Zuo Lu, Tang Zhiyi, Xu Bofeng, et al. Investigation of effects of vortex models on wind turbine aerodynamic characteristics. Renewable Energy Resources, 2016, 34(10): 1491-1496 (in Chinese))
- 5 吕品, 廖明夫, 王四季等. 基于升力面和全自由涡尾迹的风力机 气动模型及其参数影响. 机械设计与制造, 2017, 3: 52-55 (Lü Pin, Liao Mingfu, Wang Siji, et al. Predictions of wind turbine aerodynamics based on lifting surface theory with fully free vortex and the influence of the parameters. Machinery Design and Manufacture, 2017, 3: 52-55 (in Chinese))
- 6 Vatistas GH, Kozel V, Minh W. A simpler model for concentrated vortices. Experiments in Fluids, 1991, 11(1): 73-76
- 7 Scully MP. Computation of helicopter rotor wake geometry and its influence on rotor harmonic airloads. [PhD Thesis]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1975
- 8 Lamb H. Hydrodynamics. Cambridge: Cambridge University Press, 1932
- 9 Xu BF, Wang TG, Yuan Y, et al. Unsteady aerodynamic analysis for offshore floating wind turbines under different wind conditions. Philosophical Transactions of the Royal Society A, 2015, 373(2035): 20140080
- 10 Tang D, Bao SY, Luo LJ, et al. Study on the aeroelastic responses

of a wind turbine using a coupled multibody-FVW method. *Energy*, 2017, 141: 2300-2313

- 11 张蕴宁, 叶舟, 李春. 基于改进型升力面自由涡尾迹法的风力机性 能研究. 太阳能学报, 2017, 38(5): 1316-1323 (Zhang Yunning, Ye Zhou, Li Chun. Wind turbine aerodynamic performance simulation based on improved lifting surface freewake method. *Acta Energiae Solaris Sinica*, 2017, 38(5): 1316-1323 (in Chinese))
- 12 Sant T, del Campo V, Micallef D, et al. Evaluation of the lifting line vortex model approximation for estimating the local blade flow fields in horizontal-axis wind turbines. *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 2016, 8(2): 023302
- 13 Gupta S, Leishman JG. Validation of a free vortex wake model for wind turbine in yawed flow//Collection of Technical Papers - 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2006, 7: 4529-4543
- 14 Yu W, Ferreira CS, van Kuik G, et al. Verifying the blade element momentum method in unsteady, radially varied, axisymmetric loading using a vortex ring model. *Wind Energy*, 2017, 20: 269-288
- Basuno B. A prescribed wake model for vertical axis wind turbines. [PhD Thesis]. Glasgow: University of Glasgow, 1992
- Landahl MT. Roll-up model for rotor wake vortices. ASRL-TR-194-4, Massachusetts Institute of Technology, 1981
- 17 Miller RH. Methods for rotor aerodynamic and dynamic analysis. Progress in Aerospace Sciences, 1985, 22(2): 113-160
- 18 Dobrev I, Maalouf B, Troldborg N, et al. Investigation of the wind turbine vortex structure//14th Int Symp on Applications of the Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, 2008
- 19 Bhagwat MJ, Leishman JG. Correlation of helicopter tip vortex measurements. AIAA Journal, 2000, 38(2): 301-308
- 20 Bhagwat MJ, Leishman JG. Generalized viscous vortex core models for application to free-vortex wake and aeroacoustic calculations. American Helicopter Society 58th Annual National Forum Proceedings, Montreal, Canada, June 11-13, 2002
- 21 林孟达, 崔桂香, 张兆顺等. 飞机尾涡演变及快速预测的大涡模拟 研究. 力学学报, 2017, 49(6): 1185-1200 (Lin Mengda, Cui Guixiang, Zhang Zhaoshun, et al. Large eddy simulation and rapid prediction of aircraft tail vortex Evolution. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(6): 1185-1200 (in Chinese))
- 22 Gupta S. Development of a time-accutate viscous lagrangian vortex wake model for wind turbine application. [PhD thesis]. Maryland:

University of Maryland, 2006

- 23 Chkir S. Unsteady loads evaluation for a wind turbine rotor using free wake method. *Energy Procedia*, 2011, 6: 777-785
- 24 Bhagwat M, Leishman JG. Stability, consistency and convergence of time marching free-vortex rotor wake algorithms. *Journal of the American Helicopter Society*, 2001, 46(1): 59-71
- 25 Gupta S, Leishman JG. Accuracy of the induced velocity from helicoidal vortices using straight-line segmentation. *AIAA Journal*, 2005, 43(1): 29-40
- 26 Elgammi M, Sant T. A new stall delay algorithm for predicting the aerodynamics loads on wind turbine blades for axial and yawed conditions. *Wind Energy*, 2017, 20: 1645-1663
- 27 李国强,张卫国,陈立等.风力机叶片翼型动态试验技术研究.力 学学报,2018,50(4):751-765(Li Guoqiang, Zhang Weiguo, Chen Li, et al. Research on dynamic test technology for wind turbine blade airfoil. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(4):751-765(in Chinese))
- 28 Li Y, Calisal SM. A discrete vortex method for simulating a standalone tidal current turbine: Modeling and validation. *Journal of Offshore Mechanics and Arctic Engineering*, 2010, 132(3): 1102-1110
- 29 Ananthan S, Leishman JG, Ramasamy M. The role of filament stretching in the free-vortex modeling of rotor wakes. *Journal of the American Helicopter Society*, 2004, 49(2): 176-191
- 30 Hand MM, Simms DA, Fingersh LJ, et al. Unsteady aerodynamics experiment phase VI: Wind tunnel test configurations and available data campaign. Technical Report NREL/TP-500-29955, National Renewable Energy Laboratory, Golden, 2001
- 31 高天达,孙姣,范赢等. 基于 PIV 技术分析颗粒在湍流边界层中 的行为.力学学报, 2019, 51(1): 103-110 (Gao Tianda, Sun Jiao, Fan Ying, et al. Analysis of particle behavior in turbulent boundary layer based on PIV technique. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2019, 51(1): 103-110(in Chinese))
- 32 Xiao JP, Wu J, Chen L, et al. Particle image velocimetry (PIV) measurements of tip vortex wake structure of wind turbine. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2011, 32(6): 729-73
- 33 Simms D, Schreck S, Hand M, et al. NREL unsteady aerodynamics experiment in the NASA-Ames wind tunnel: A comparison of predictions to measurements. NREL/TP–500-29494, National Renewable Energy Laboratory, Golden, 2001