

一种新的尾迹-地面干扰修正方法

陈仁良 辛 冀 李 攀

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京, 210016)

摘要:在使用涡尾迹方法对处于地面效应状态下的旋翼进行气动计算时,会出现由于部分涡丝运动至地面下方而导致的尾迹迭代不易收敛、尾迹结构计算不够准确等问题。针对这一问题,基于空气的低速不可压理论,提出了一种新的尾迹-地面干扰修正办法。该方法与之前的方法相比,能将地面附近的涡丝修正到更准确的位置。算例表明,引入该方法的计算模型,获得的尾迹位置总体精度提高,尾迹迭代的收敛速度也有所增加。

关键词:旋翼;自由尾迹;地面效应;干扰修正

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2012)05-0694-06

New Rectification Method for Interaction of Rotor Wake Vortices and Ground

Chen Renliang, Xin Ji, Li Pan

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: When predicting the rotor aerodynamics in ground effect with a vortex wake method, part of the wake vortices may move below the ground. The "non-physical" phenomenon makes it hard for the wake to be iterated to convergence and the wake geometry to be predicted correctly. To solve this problem, a new method called "Constant Volume Rectification" is proposed for the problem based on low-speed incompressible flow theory. The new approach is found on theoretical basis, and it can rectify the vortices near the ground to a proper position. Examples show that the determination model incorporating the method predicts the locations of the vortices near ground accurately, and the wake iteration convergence rate is accelerated to some extent.

Key words: rotors; free-wake; ground effect; interaction rectification

地面效应(In ground effect, IGE)是直升机的一种特殊的飞行状态,在直升机起飞降落、武装直升机贴地机动时均会出现。

在 IGE 状态下,旋翼尾迹受地面的影响会对桨叶附近流场产生强烈的干扰作用,导致直升机附近流场非常复杂、旋翼性能不规则变化,对直升机的操纵性、稳定性造成不利的影 响,使驾驶员的操纵负担增加。

国内外近 30 年来在旋翼空气动力学的理论建模方面已取得巨大进展,对于多种旋翼气动干扰问题已能够获得满足要求的计算结果。但是对 IGE 状态下

旋翼流场的数值模拟仍存在许多尚未解决的问题,也成为近年来国内外直升机界研究的热点之一^[1-4]。

自由尾迹方法是一种计算速度较快、精度较高且能够保证流场涡量守恒的旋翼空气动力学计算模型。但由于该模型以 Lagrange 法描述流场,导致将其用于旋翼 IGE 状态计算时,很容易出现部分尾迹涡丝落入地面下方的“非物理”现象(地面不能穿透)。这种由于时间和空间离散所导致的数值问题会造成尾迹结构失真、尾迹迭代难以收敛,是自由尾迹计算中必须解决的一个问题。

目前已有的文献中仅见到 Griffiths 提出过一

种“等比例修正方法”^[1-2]对这种尾迹-地面干扰中出现的“失真”问题进行修正解决。但该方法纯强制性地按尾迹比例压缩到地面上方,修正结果只能在定常飞行状态下作为旋翼自由尾迹迭代的初始尾迹使用。另外,在某些情况下也可以通过缩小计算中的时间和空间离散步长来避免非物理现象,但无法从根本上解决这一问题,而且还会大大增加自由尾迹模型的计算量。

本文根据旋翼流场中低速气流“不可压缩”理论,提出了一种新的尾迹-地面干扰修正方法。该方法仅对落入地面下方的尾迹涡元位置进行修正,能够比较快速地得到地面效应中收敛的自由尾迹。将计算得到的尾迹结构同实验进行对比,结果显示包括地面附近涡丝在内的涡线上所有节点的位置都能计算正确。

1 计算模型

1.1 自由尾迹模型

本文以升力面方法^[4-5]离散桨叶,以直涡元离散桨尖涡,模型示意图如图1所示。其中 ψ 表示桨叶方位角, ζ 表示涡线节点的寿命角。

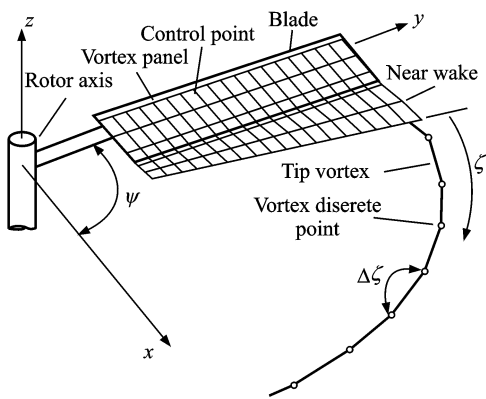


图1 桨叶升力面和桨尖涡线示意图

各自由尾迹节点随当地流场速度运动,其控制方程为^[6]

$$\frac{\partial \mathbf{r}(\psi, \zeta)}{\partial \psi} + \frac{\partial \mathbf{r}(\psi, \zeta)}{\partial \zeta} = \frac{\mathbf{v}_{\text{loc}}(\mathbf{r}(\psi, \zeta), t)}{\Omega} \quad (1)$$

采用五点中心差分对式(11)进行离散,然后采用收敛性较好的伪隐性预估修正算法(Pseudo-implicit predictor and corrector, PIPC)^[7]对离散方程进行迭代求解。

桨尖涡从桨叶拖出后,其中的涡量集中区域——涡核的半径会随着涡丝的运动发展而不断变化,这一变化主要由涡核中的分子动量扩散、湍流粘性扩散和涡元伸缩效应决定。Ananthan^[8]综合考虑

了这3种效应,总结出的涡核计算公式如下

$$r_c(\zeta, \epsilon) = \sqrt{r_0^2 + \frac{4\alpha(1+a_1\text{Re}_v)\nu}{\Omega} \int_{\zeta_0}^{\zeta} (1+\epsilon(\zeta))^{-1} d\zeta} \quad (2)$$

式中: a_1 表示涡元的湍流粘性系数,取值见文献[9]; $\epsilon(\zeta)$ 表示涡元上 ζ 寿命角处 $d\zeta$ 微段在 $d\zeta/\Omega$ 时间段上发生的应变。

1.2 地面模型

因为镜像法仅能对无限地面的干扰进行模拟,本文以应用范围较广的面元法对地面进行建模。地面离散网格以均布源面元作为其位势单元,单个面元对空间点的诱导速度计算公式见文献[10],各面元上源强度根据法向不可穿透条件解出^[1]。

为避免矩形网格影响尾迹产生“噪声”现象^[1],本文采用呈环式分布的梯形面元网格对地面进行离散^[2],以旋翼桨毂为坐标原点,环式网格中心的坐标按式(3)估算

$$\begin{cases} x_{\text{mid}} = h \cdot \frac{v_{\infty}}{v_i} \\ y_{\text{mid}} = 0 \\ z_{\text{mid}} = -h \end{cases} \quad (3)$$

式中: h 为旋翼高度; v_{∞} 为直升机前飞速度; v_i 为旋翼平均诱导速度,可根据目标 C_T 值求出^[11]。

1.3 对“非物理”尾迹的修正

图2所示是Griffiths提出的一种“等比例修正法”^[1]:当迭代中出现尾迹进入地面下方的情况时,根据旋翼高度和旋翼相比涡线最低点高度的比例,对所有尾迹节点的轴向坐标进行等比例压缩。使尾迹再次整体处于地面上方,继续计算。

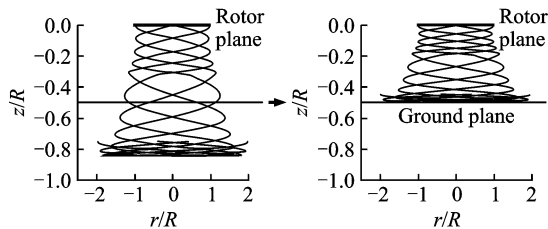


图2 $h=0.5R$ 高度旋翼修正前与修正后的尾迹涡线图

但是这种“强制压缩”的方法没有理论依据,由图2可见,经过地面强烈干扰的尾迹中部明显与其他部分不协调。因此无法判别修正后的尾迹是否正确,只能在旋翼定常飞行状态中将它用作初始尾迹重新开始迭代。

由于旋翼流场是一种低速流场,因而其中的气体行为可用不可压流理论进行解释,即流场速度 v 满足式(4)

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \quad (4)$$

据此,本文对于进入地面下方的尾迹采用了一种“等体积法”进行修正。其原理如图3所示,假设落入地面下方的涡线节点位于一个壁厚为小量 δr 的薄壁中空“圆管气团”上,“圆管”下底与地面重合。参考动量——叶素理论^[11]中将旋翼流场按径向位置离散为一个一个管状区域然后分别处理的做法,本文将该节点对应的这个“圆管气团”视为一个

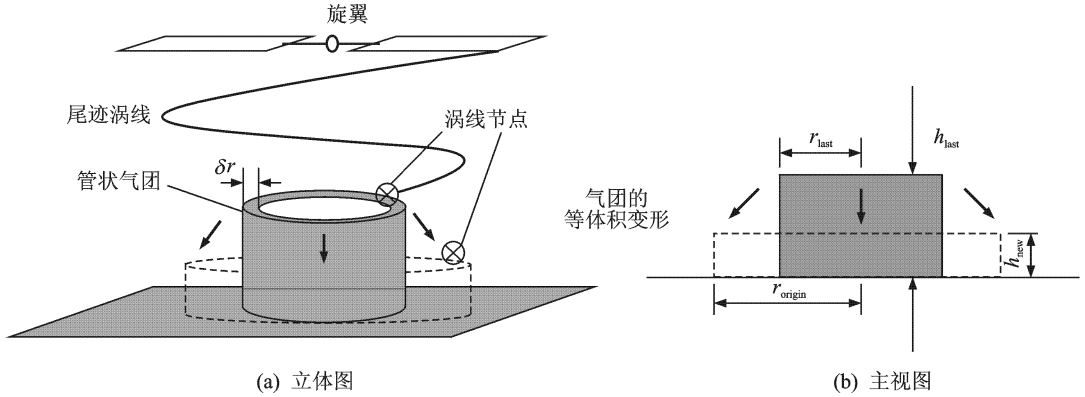


图3 “气团”等体积变形示意图

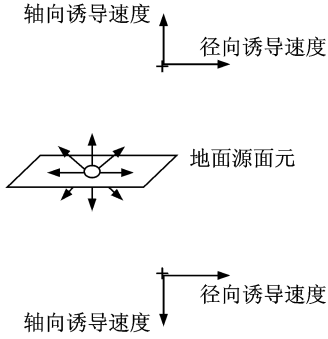


图4 地面源面元对其上方和下方对称点的诱导速度方向示意图

本文空间坐标系以桨毂中心为原点,悬停状态下的“圆管气团”半径 r 可按式(5)直接计算。而在前飞状态下,则按式(6)先对节点所在的尾迹第 k 周涡线上所有节点的平面坐标计算平均值,认为它是圆心,然后计算节点半径。

$$r = \sqrt{x^2 + y^2} \quad (5)$$

$$\begin{cases} x_0 = \frac{\sum_{i=(k-1) \cdot n_{\text{turn}}+1}^{k \cdot n_{\text{turn}}} x_i}{n_{\text{turn}}} \\ y_0 = \frac{\sum_{i=(k-1) \cdot n_{\text{turn}}+1}^{k \cdot n_{\text{turn}}} y_i}{n_{\text{turn}}} \\ r = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2} \end{cases} \quad (6)$$

整体,随着该节点更加靠近地面,“圆管”的底面半径也进一步扩大,但整个“气团”的体积不变,可以据此求解圆管的新高度 h_{new} 。

这样,求解“气团”高度的问题就转变为求解“气团”截面积的问题。鉴于地面源面元对其两侧对称空间点的轴向诱导速度方向相反,但径向诱导速度方向相同,如图4所示,本文模型认为进入地面下方的尾迹节点的径向位置满足精度要求。

由于“管状气团”的壁厚 δr 是一个小量,其内外表面气体质点的径向速度差可以忽略,因而假定修正过程中 δr 不变。

这样,根据体积守恒关系 $\delta r \cdot 2\pi r_{\text{last}} \cdot h_{\text{last}} = \delta r \cdot 2\pi r_{\text{origin}} \cdot h_{\text{new}}$,就可以得到修正后的“气团”厚度求解公式

$$\begin{cases} h_{\text{new}} = \frac{h_{\text{last}} \cdot r_{\text{last}}}{r_{\text{origin}}} \\ z_{\text{new}} = h_{\text{new}} + z_{\text{ground}} \end{cases} \quad (7)$$

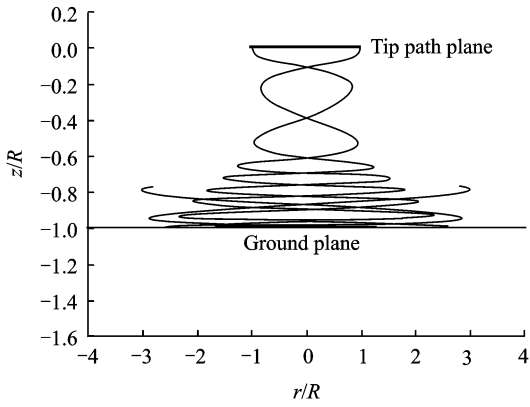
式中: h_{new} 为修正后节点所在“气团”的高度; h_{last} 和 r_{last} 为上一步迭代结束时的“气团”厚度和半径; r_{origin} 为这一步迭代结束,但未修正时的“气团”半径; z_{ground} 为地面处的轴向坐标; z_{new} 为修正后的节点轴向坐标。

2 算例及结果分析

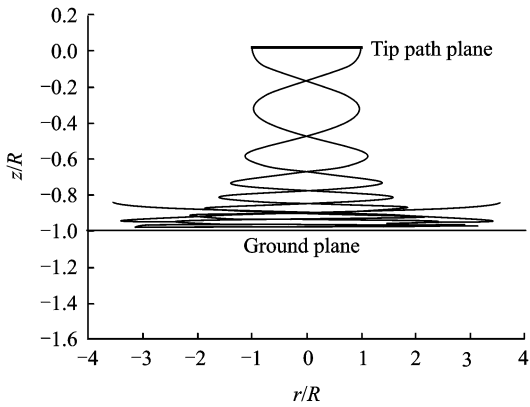
本文选用悬停飞行状态下的旋翼尾迹结构作为算例与已有实验进行对比,以验证本文计算模型。

Lee 等人^[3]于2010年使用PIV方法,对有地效悬停状态下的旋翼涡尾迹结构特别是在地面附近的涡核位置进行了测量。本文以该实验为参考,对引入“等体积修正法”的模型进行计算验证。

图5所示是旋翼高度 $h = 1.0R$ 时两种修正方



(a) “等比例修正法”得到的尾迹结构



(b) “等体积修正法”得到的尾迹结构

图 5 两种修正方法对应尾迹结构对比

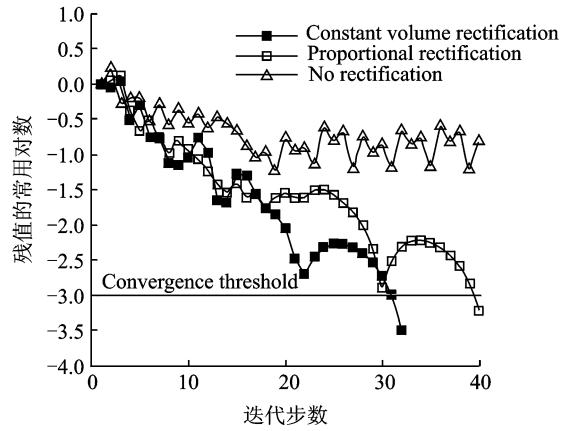
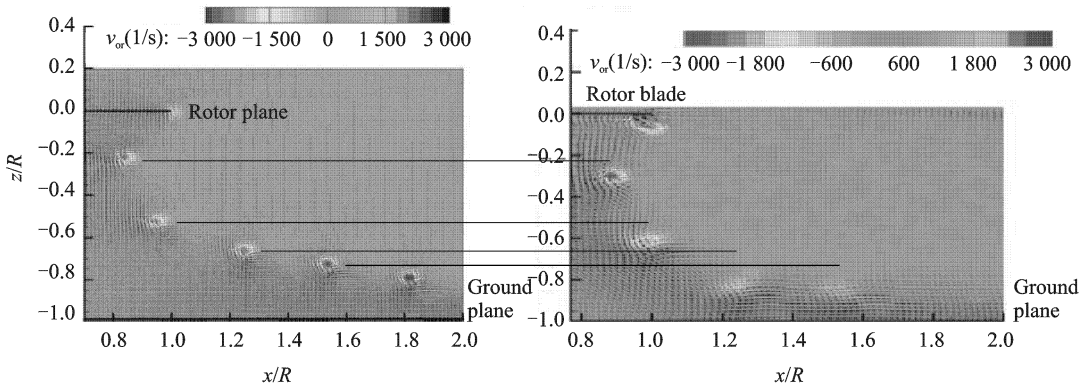


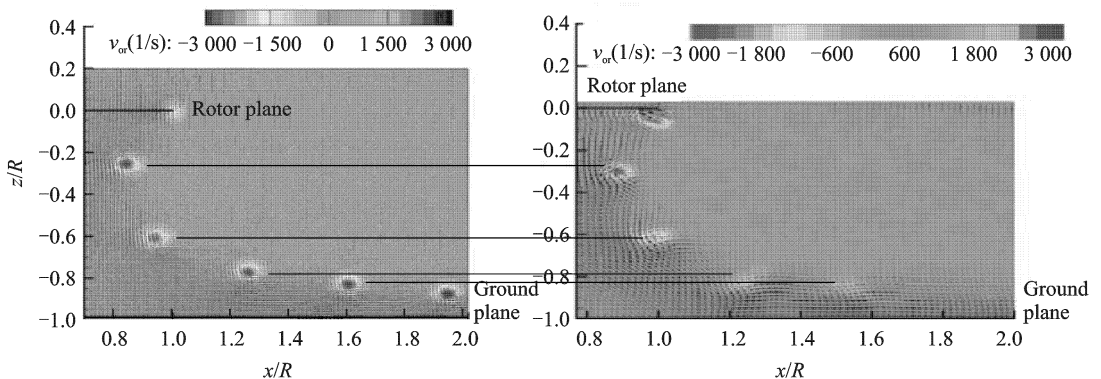
图 6 不使用尾迹修正和分别加入不同修正方法的尾迹迭代收敛性对比

法对应的尾迹结构,图 6 所示是该高度下不使用尾迹修正和使用两种修正方法时对应的自由尾迹迭代收敛速度的对比,图 7 则是该高度下两种修正方法对应的旋翼 0° 方位角处竖直截面上的等涡量图与实验获得的相应截面上等涡量图的对比。

由图 6,7 可见,相比于等比例修正法,等体积修正法收敛速度更快、获得的涡核位置更好,特别是地面附近,等体积修正法对涡核位置的捕捉更为精确。参考图 6,这应该是由于等体积修正获得的



(a) “等比例修正法”获得的 0° 方位角竖直截面等涡量图与实验结果的对比



(b) “等体积修正法”获得的 0° 方位角竖直截面等涡量图与实验结果的对比

图 7 旋翼高度 $h=1.0R$ 时,不同修正方法计算得到的截面等涡量图与实验的对比

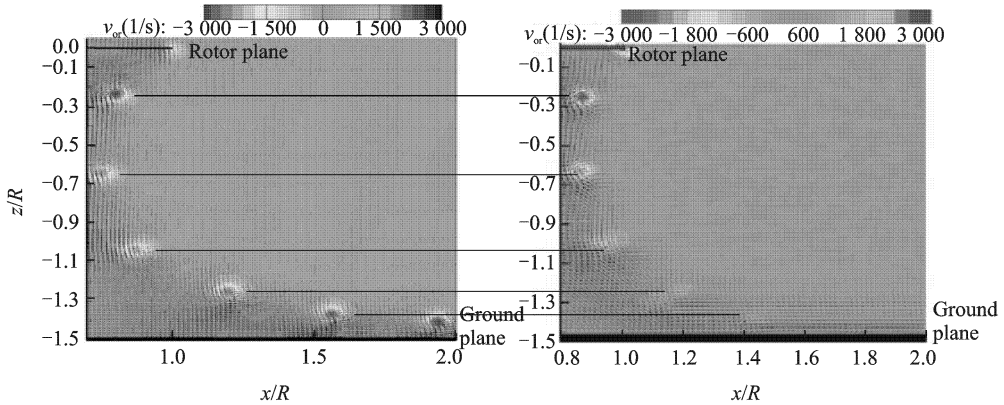
尾迹涡丝的分布比较均匀,而等比例修正法则由于不断“强制压缩”尾迹涡丝,造成涡丝在地面附近堆积,导致获得的近地涡核位置不很准确。

由于本文模型计入了涡段拉伸引起的涡核半径减小,却未能计入地表附面层对涡核的剪切作用,因而得到的近地涡核涡量较为集中。但因为这部分涡丝远离旋翼,因而其涡核半径的计算误差对

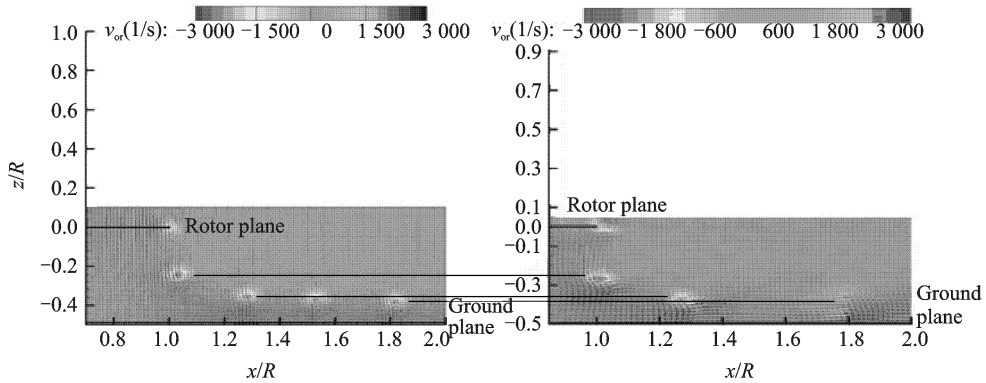
旋翼性能和旋翼流场的影响很小。

随后,又使用“等体积修正法”对 $h=1.5R$ 和 $h=0.5R$ 两种高度的有地效悬停状态流场进行计算,得到旋翼 0° 方位角处竖直截面内的等涡量图,该结果与实验的对比如图 8 所示。

可见,新方法对各种旋翼高度下的涡核位置的计算都比较准确。



(a) $h=1.5R$ 高度旋翼竖直截面等涡量图与实验对比



(b) $h=0.5R$ 高度旋翼竖直截面等涡量图与实验对比

图 8 各种高度下,“等体积修正法”计算得到的截面等涡量图与实验的对比

3 结束语

本文针对 IGE 状态下旋翼自由尾迹计算中容易出现的涡丝运动到地面下方的情况,提出了一种新的“等体积修正”方法。该方法基于低速流动不可压理论,对不符合实际的尾迹涡丝进行及时的修正。相比于之前的“等比例修正”法,使用“等体积修正”方法的计算模型收敛性更好、得到的尾迹结构更为合理、对旋翼尾迹位置的计算也得到了实验的验证。

参考文献:

[1] Griffiths D A. A study of multi-rotor interference and ground effect using a free-vortex wake model

[D]. Maryland, America; University of Maryland, 2001.

[2] 辛冀,李攀,陈仁良.地面效应状态下旋翼流场的计算分析[C]//第28届全国直升机年会论文集.上虞:中国航空学会直升机专业委员会,2012:49-54.

[3] Lee T E, Leishman J G, Ramasamy M. Fluid dynamics of interacting blade tip vortices with a ground plane[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010,55(2):22005-1-22005-16.

[4] Pulla D, Conlisk A T. The long time structure of the rotor wake in ground effect[R]. AIAA-2005-1408, 2005.

[5] 黄水林,李春华,徐国华.基于自由尾迹和升力面方法的双旋翼悬停气动干扰计算[J].空气动力学学报,2007,25(3):390-395.

- Huang Shuilin, Li Chunhua, Xu Guohua. An analytical method for aerodynamic interactions of twin rotors based upon free-vortex and lifting-surface models[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2007, 25(3): 390-395.
- [6] 徐国华,王适存. 悬停旋翼的自由尾迹计算[J]. *南京航空航天大学学报*, 1998, 30(2): 126-131.
- Xu Guohua, Wang Shicun. Calculation on free wake geometry for helicopter rotors in hover[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 1998, 30(2): 126-131.
- [7] Bagai A. Contributions to the mathematical modeling of rotor flow-fields using a pseudo-implicit free-wake analysis[D]. Maryland, America: University of Maryland, 1995.
- [8] Ananthan S, Leishman J G. Role of filament strain in the free-vortex modeling of rotor wakes[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2004, 49(2): 176-191.
- [9] 李攀,陈仁良. 旋翼桨尖涡模型及其参数确定方法研究[J]. *空气动力学学报*, 2009, 27(3): 296-302.
- Li Pan, Chen Renliang. Research on rotor tip vortex model and the method for determining its parameter [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2009, 27(3): 296-302.
- [10] Katz J, Plotkin A. *Low-speed aerodynamics* [M]. 2nd Edition. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2001.
- [11] 王适存. *直升机空气动力学* [M]. 南京:航空专业教材编审组, 1985.