自由涡数值计算的参数影响分析

曾洪江 胡继忠

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 介绍了自由涡方法中多个参数的影响,包括桨叶离散段数、有弯度翼型的涡网格密度、尾迹的长度. 从桨叶根部到桨尖采用分区离散,内段区域离散稀疏,桨尖区域离散细密,根部区域的离散密度对计算结果影响不大,桨尖区域的离散密度对计算结果影响较大;采用涡网格模拟有弯度的翼型,涡网格的密度对计算结果有较大影响,但密度过大对于计算精度提高影响不大. 悬停和小速度前飞状态,取 9 圈自由涡尾迹就能够得到较好的计算结果,爬升和大速度前飞状态下,取 7 圈自由涡就能够得到足够的计算精度. 在上述参数中,自由涡圈数对计算时间的影响最大.

关 键 词: 直升机; 旋翼空气动力; 自由涡; 影响参数; 涡网格

中图分类号: V 211.24

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)02-0176-05

Parameter influence analysis of free-wake numerical method

Zeng Hongjiang Hu Jizhong

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The parameter influence of rotor free-wake method was presented, including blade discrete segments, vortices grid density and wake length. Several areas were made from blade root to blade tip. The inside area was segmented coarsely but the tip area was segmented more densely. The segment density of inside area has lower influence on the numerical result than that of tip area. Vortices were used to model unsymmetrical aerofoil. The density of vortices can affect the numerical result obviously. Proper density is needed and too dense vortices grid can not improve the accuracy of numerical result. For the hover and low speed flight state, 9 loops of wake is enough to get accurate numerical result, and for climb and high speed flight state 7 loops of wake is enough. The influence of time cost of these parameters was also discussed and wake length has the most influence.

Key words: helicopter; rotor aerodynamics; free wake; parameter influence; vortices grid

旋翼空气动力的计算方法主要有动量法、固定尾迹分析方法、预定尾迹分析方法、自由尾迹分析方法以及计算流体力学(CFD)方法. 动量法主要应用于定常状态直升机总体性能的计算,对于旋翼空气动力的细节描述无能为力. 固定尾迹方法使用刚性尾迹来计算环量和速度场,该方法优点是有解析表达式,计算简单,速度快,但是由于尾迹不允许发生畸变,所以对于尾迹畸变严重的飞行状态,模拟的精度有一定的局限性. 预定尾迹方法使用了试验结果,结合经验来确定桨尖涡的位置,进而计算出环量. 如果桨尖涡的预定位置和真实位置比较接近的话,该方法能够得到比较好的模拟结果. 该方法的缺点是桨尖涡预定位置的确定需要试验结果作为参考,对于一个全新的模型,在没有试验的情况下,难以得到桨尖涡的准确位置,计算的精度不能保证. 由于计算机硬件和计算技术本身的发展,CFD 方法开始应用到旋翼空气动力的计算上. 但是 CFD 方法目前仍然不能广泛应用,首先是计算机硬件条件对旋翼全流场模拟的限制,其次是计算技术本身还不够完善,比如

收稿日期: 2005-01-20

作者简介: 曾洪江(1977-),男,四川泸州人,博士生, hongjian@263.net.

如何有效进行移动网格的处理,如何合理确定计算的边界条件和初始条件等.

目前应用比较广泛的是自由涡方法. 自由涡的思想是使用集中涡来描述旋翼尾迹,尾迹中的涡丝不受力,尾迹速度场通过使用 Biot-Savart 定理对所有涡丝进行积分得到. 旋翼在悬停时径向收缩比较严重,在小速度前飞时,尾迹卷起、畸变比较严重,自由涡方法能够比较好地模拟这些特征,因而可以得到比较好的模拟结果. 但是,在自由涡方法的数值计算过程中,有很多因素会影响到计算结果的准确性,比如桨叶的离散段数、使用升力面模拟有弯度翼型时涡网格的密度、尾迹长度的选取[1]、涡核模型[2]的选择等. 在文献[2]中就涡核模型选择对计算结果的影响进行了讨论,本文中不再论述,仅对其他三个因素的影响进行分析. 本文中的自由涡计算方法来自文献[3].

1　桨叶离散段数的影响

自由涡方法中,使用附着涡模拟桨叶,使用集中的尾随涡模拟旋翼尾迹,这就要求对桨叶进行离散. 离散的段数对计算结果有多大影响,怎样对桨叶进行离散才比较合理呢? 下面使用实例对该问题进行分析.

计算的模型来自文献[4],该旋翼有 2 片矩形桨叶,桨叶无扭转,旋翼半径 $R=1.143$ m,展弦比 6.0,桨叶 $0.75R$ 处的总距 $\theta_c=8°$,旋翼转速 $\Omega=130.9$ rad/s. 文中没有给出根切比,本文中假设根切比为 $0.1R$. 考虑到桨尖载荷较大且变化剧烈,把桨叶分为内段、中段和外段三个区域,每个区域内采用均匀分割,区域划分如图 1 所示. 对比计算过程中,区域分割保持不变,仅对每个区域内的分割段数进行变动.

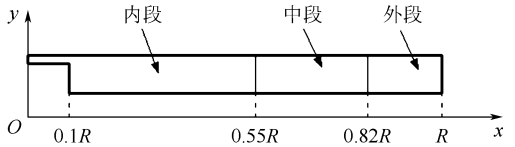


图 1　桨叶区域划分示意图

数值计算过程中,控制点布置在桨叶 3/4 弦线上,附着涡在 1/4 弦线上. 图 2 显示了采用 4-3-3 的分割方式以及控制点和附着涡的布置. 4-3-3 分别表示桨叶内段、中段、外段区域划分的段数.

分别采用 4-3-1、4-3-3 和 4-3-5 分割方式的计算结果和试验数据的比较如图 3 所示. 图中 r 为桨叶径向站位(下同).

计算结果表明,桨尖的分段方式会对计算结果产生比较大的影响. 分割段数越少,产生的桨尖

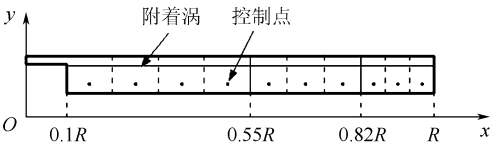


图 2　分割示意图

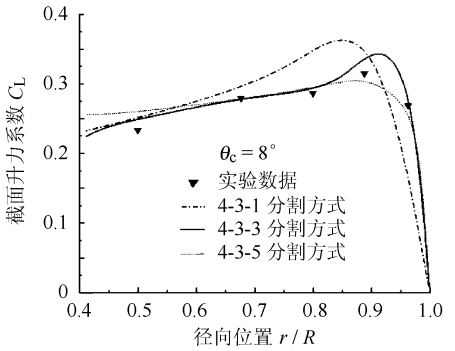


图 3　不同外段分段方式的计算结果

载荷峰值越大. 分割段数越多,桨尖载荷越趋于平缓. 桨尖载荷分布的变化,引起桨叶内段载荷分布也发生变化,桨尖载荷峰值越大,桨叶内段载荷有变小的趋势. 桨尖区域分段越少,意味着桨尖涡卷起越严重,桨尖涡强度也越大,桨尖涡的强度对整个桨盘平面诱导速度的分布起着重要作用.

对于桨叶中段区域,分割段数的影响如图 4 所示,图中给出了 4-3-3、4-5-3 和 4-7-3 分割方式的计算结果.

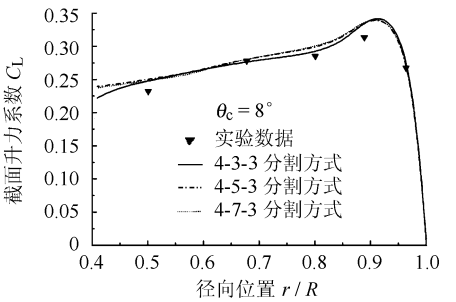


图 4　不同中段分割方式的计算结果

从计算结果可以看出,桨叶中段区域分割段数的变化,对于整个桨叶气动载荷分布影响不大,分割段数细密到一定程度以后,分割段数的变化对于计算结果几乎没有什么影响了,图中 4-5-3 和 4-7-3 分割方式的计算结果几乎一致.

对于桨叶内段区域,分割段数的影响如图 5 所示,图中给出了 2-3-3、4-3-3 和 8-3-3 分割方式的计算结果.

计算结果表明,桨叶内段区域分割段数对于整个桨叶载荷分布影响不大.

以上的分析结果表明,在数值计算过程中,对桨叶中段和内段的划分不用过于细密,否则只会

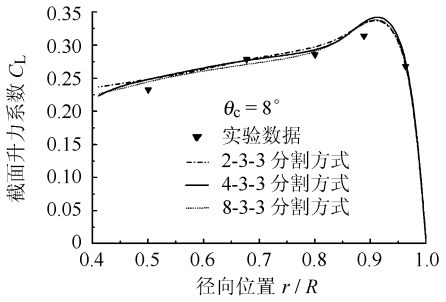


图 5 不同内段分割方式的计算结果

增加计算量,对于提高计算精度没有太大影响. 计算表明,对于通常的模型,内段和中段区域每段取 10% ~20% R 就可以得到不错的精度. 桨叶外段分割段数对于计算结果有较大影响,是计算中需要重点注意的地方. 如果分割过于稀疏,则会使得桨尖峰值载荷向内移动,且峰值会有增大的趋势. 如果分割过于细密,则会使得桨尖载荷趋于平滑,造成计算得到的桨尖载荷比实际低. 划分的疏密程度实际上是桨尖涡强度的一个反映,如果划分稀疏,则表明预计的桨尖涡卷起区域大,桨尖涡强度就大;如果划分细密,则有相反的效果. 究竟划分多少合适要根据具体的桨叶模型来决定. 计算表明,如果旋翼半径较小(比如小于 1 m),划分可以相对稀疏,每段长度可以取 5% R,如果旋翼半径比较大(比如 5 m),划分可以相对细密一些,每段长度可以取 2% R.

2 涡网格密度的影响

对于有弯度的翼型,使用简单的升力线方法来模拟显然不合适,应当使用升力面方法来模拟. 本文中使用一系列涡网格来代表升力面,并通过使用不同的网格密度,对文献[5]中的模型进行计算,把计算结果和试验结果进行比较,探讨了网格密度对于计算结果的影响.

本文中假设尾随涡仍然从桨叶后沿拖出,涡网格分布在桨叶的中弧面上,桨叶展向采用非均匀分割,弦向采用均匀分割. 涡线布置在每个分段的 1/4 弦线处,控制点布置在 3/4 弦线处,如图 6 所示.

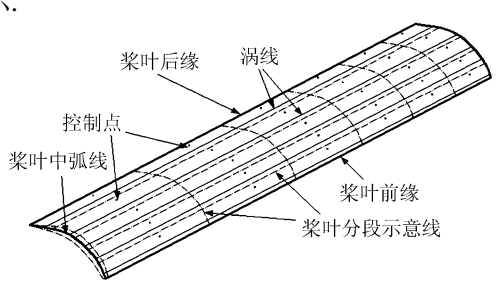


图 6 使用涡网格模拟桨叶示意图

文献[5]中的试验模型采用的是 NACA 2415 翼型,无扭转,旋翼半径 R = 406 mm,弦长 42.5 mm,θ_c = 4°,旋翼转速 219.8 rad/s,根切比为 0.2R. 计算中沿展向的分割为 4-3-3,桨叶弦向的涡网格数目 n_{grid} 分别为 3、6、9. 本文计算了桨叶沿展向的升力系数分布和桨盘拉力系数,计算结果如图 7 所示.

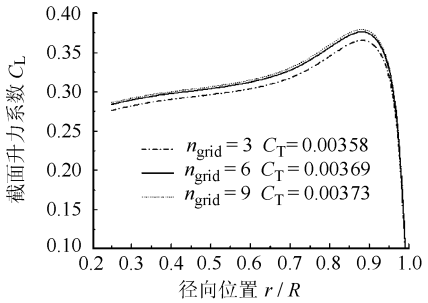


图 7 桨叶径向升力系数分布

文献[5]中只给出了桨盘拉力系数的试验值,其值为 C_T = 0.002,文献中拉力系数的定义为 $C_T = T/(\rho\pi\Omega^2R^4)$,式中 T 为旋翼拉力;ρ 为大气密度. 如果按照本文中拉力系数的定义,$C_T = 2T/(\rho\pi\Omega^2R^4)$,其值为 0.004. 从计算结果看出,涡网格数目越大,理论值和试验值越接近,当涡网格数目细密到一定程度时,再增加涡网格数目,计算结果变化不大,n_{grid} = 6 和 n_{grid} = 9 的计算结果比较接近.

3 尾迹长度对计算结果的影响

计算过程中,自由涡圈数决定了尾迹长度,取多少没有一个固定的准则,文献[1]中指出,对于通常的计算,以桨盘直径作为参考量来选取自由涡圈数,取 2 倍旋翼直径的尾迹长度是合适的,并且给出了刚性尾迹假设下尾迹圈数选取的公式. 对于全自由涡尾迹,由于诱导速度沿桨盘非均匀分布,尾随涡涡丝轴向收缩不同,可以使用桨尖涡作为衡量标准. 本文中使用自由涡圈数来确定尾迹长度,通过计算发现,这样可以在计算精度和效率之间得到一个较好的折中效果. 下面就尾迹圈数对计算结果的影响进行分析.

计算仍然使用文献[4]中的模型,θ_c = 8°,R = 1.143 m. 图 8 显示了尾迹圈数 n_{loop} 分别为 5、7、9、11 时进行计算得到的升力系数沿桨叶展向分布情况.

相应的桨尖涡轴向距离如图 9 所示.

从图中可以看出,n_{loop} = 5 时,桨尖涡轴向距离 h = 1.9 m = 0.83D(D 为旋翼直径),理论结果和试验结果相差很大. n_{loop} = 7 时,h = 2.6 m =

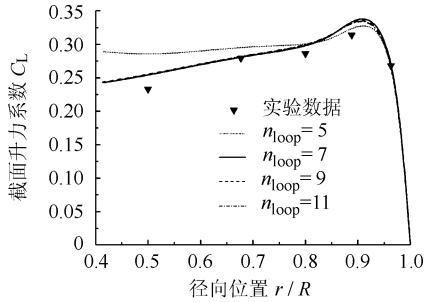


图 8　不同自由涡圈数对计算结果的影响

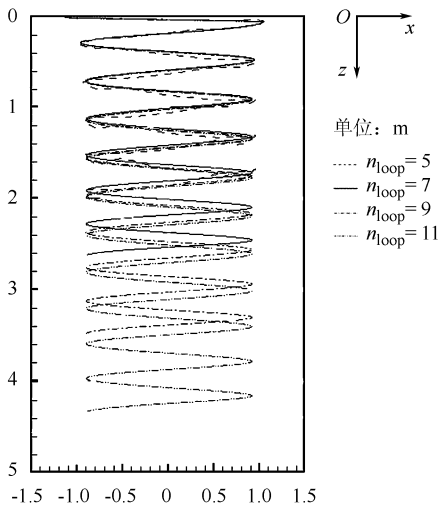


图 9　不同自由涡圈数桨尖涡轴向距离

1.14D,此时计算得到的结果和试验结果比较接近. 继续增大 n_{loop} 的值,计算结果变化不大,而计算时间却大幅度增加.

对于不同的模型,诱导速度差别可能会比较大,轴向距离在 2D 以内包含的自由涡圈数就会相差很多. 如果 C_T 值比较小,包含的圈数可能会比较多,需要的计算时间会相当长,而增加的尾迹对于计算精度贡献很小,这可以通过对文献[5]中模型进行计算来验证. 计算得到的拉力系数和试验结果比较如表 1 所示.

表 1　悬停状态时自由涡圈数对拉力系数的影响

n_{loop}	h/D	C_T
7	0.67	0.003 69
9	0.90	0.003 62
11	1.13	0.003 57

试验的结果为 $C_T=0.004$,上述三个计算结果哪个更接近试验值很难断定. 比较明确的是自由涡圈数从 $n_{loop}=7$ 增加到 $n_{loop}=11$,拉力系数变化值仅为 3%. 可见在 $n_{loop}=7$ 以后通过增加尾迹圈数来达到更高计算精度的效果已不明显,而此时尾迹轴向距离 $h=0.67D$. 如果按照文献[1]中的方法来计算,需要 20 圈自由涡,需要的计算时间将会成倍增加.

可见在全自由涡模型里面,使用尾迹圈数来确定尾迹长度更容易在计算精度和效率上取得一个折中的效果. 通过计算表明,使用文献[3]中的方法,对于通常的模型,在悬停和小速度前飞状态选取 $n_{loop}=9$ 能够得到足够的精度.

对于较大速度前飞和爬升飞行状态,由于测量上的困难,试验数据很少,本文中通过一个模型的对比计算来考查尾迹长度对计算结果的影响. 模型参数如下:

2 片桨叶,翼型为 NACA0012,旋翼半径 $R=1.0$ m,根切比为 10%R,弦长为 $R/8$,桨叶扭角为 $-10°$,$\theta_c=9.8°$,旋翼转速为 100.0 rad/s. 前飞状态前进比分别为:$\mu=0.1$ 和 $\mu=0.2$,爬升状态、爬升速度分别为 5 m/s 和 10 m/s. 尾迹圈数分别取 7 和 9 圈,桨叶内、中、外段分区为 50%、40%、10%(仅考虑除去根切外的有效桨叶部分),离散的段数分别为 3-3-2,计算中没有考虑周期变距和桨叶挥舞. 以旋翼的拉力系数作为比较的目标,前飞状态由于各个方位角的拉力系数不同,这里取 $\psi=0$ 位置时的结果进行比较. 结果如表 2 和表 3 所示.

表 2　前飞状态时自由涡圈数对拉力系数的影响

n_{loop}	$C_T(\mu=0.1)$	$C_T(\mu=0.2)$
7	0.017 7	0.020 9
9	0.017 6	0.020 6

表 3　爬升状态时自由涡圈数对拉力系数的影响

n_{loop}	C_T(5 m/s)	C_T(10 m/s)
7	0.008 16	0.002 231
9	0.008 13	0.002 228

可以看出,对于 $n_{loop}=7$ 和 $n_{loop}=9$,$\mu=0.1$ 时拉力系数的相对误差为 0.6%,$\mu=0.2$ 时拉力系数的相对误差为 1.4%. 爬升状态下,爬升速度 5 m/s 时拉力系数的相对误差为 0.4%,爬升速度 10 m/s 时拉力系数的相对误差为 0.1%.

通过上述计算可以看出,对于较大速度前飞和爬升飞行状态,选取 $n_{loop}=7$ 就可以得到足够的精度.

4　计算量分析

改变桨叶展向的划分段数、弦向的网格数目以及自由涡圈数,都会影响到整个计算量的变化. 下面对各自引起的计算量变化进行比较,得出三者对于计算量影响的大小程度,从而可以清楚知道当需要在尽量提高求解精度而不致大幅增加计算量时应该采取的措施.

计算过程中主要的计算量集中在诱导速度场上,如果用计算消耗的时间来衡量计算量的大小,则 $t \propto N^2$:

$$N = (n_{\text{grid}} + n_{\text{cir}} \times n_{\text{loop}}) \times n_{\text{span}} \times b \quad (1)$$

其中,n_{cir}为每圈自由涡上的节点数目;n_{span}为桨叶沿展向的离散段数;b 为桨叶数目.

求解过程中需要通过求解线性方程组求得涡网格环量的强度,变量的数目为 $n_{\text{grid}} \times n_{\text{span}} \times b$,所以增加涡网格数目会增加线性方程组变量的数目,但是求解线性方程组所花费的时间与诱导速度场的计算时间相比很小,这里忽略不计.

为了定量进行比较,本文比较基准值取 $n_{\text{grid}} = 6$, $n_{\text{cir}} = 36$,即尾迹上节点之间的间隔为 10°, $n_{\text{loop}} = 7$, $n_{\text{span}} = 10$, $b = 2$. 首先把 n_{grid}由 6 变为 7,由此引起的计算量增加为

$$\{[(7 + 36 \times 7) \times 10 \times 2]^2 - [(6 + 36 \times 7) \times 10 \times 2]^2\} / [(6 + 36 \times 7) \times 10 \times 2]^2 = 0.008 = 0.8\% \quad (2)$$

把 n_{span}从 10 变为 11,由此引起的计算量增加为

$$\{[(7 + 36 \times 7) \times 11 \times 2]^2 - [(6 + 36 \times 7) \times 10 \times 2]^2\} / [(6 + 36 \times 7) \times 10 \times 2]^2 = 0.21 = 21\% \quad (3)$$

把 n_{loop}从 7 变为 8,由此引起的计算量增加为

$$\{[(6 + 36 \times 8) \times 10 \times 2]^2 - [(6 + 36 \times 7) \times 10 \times 2]^2\} / [(6 + 36 \times 7) \times 10 \times 2]^2 = 0.3 = 30\% \quad (4)$$

由此可见,由于自由尾迹圈数增加引起的计算量增加最为严重,所以在计算中首先应该选取合适的自由尾迹圈数,在保证计算结果精度可以接受的前提下,尽量减少自由尾迹圈数. 沿桨叶展向的分割段数对计算量的影响也非常大,对于桨叶中段和内段区域可以进行比较稀疏的划分,对于桨尖区域,适当划分可以适当加密. 弦向网格数目的增加对于计算量的影响很小,所以在计算时可以把网格选得细密一些.

5 结 论

在自由涡数值计算中,桨叶沿展向的离散段数、有弯度翼型涡网格密度以及尾迹长度的选取对计算结果都会有影响,本文对这几个问题进行了系统的分析. 最后对这些因素对计算效率的影响进行了分析,得到如下一些结论.

1) 桨叶外段区域的划分密度对于计算结果的影响很大,内段和中段区域的划分密度对于计算结果影响不大. 计算过程中内段和中段划分可以比较稀疏,对于通常的模型,每个分割段取 10% ~20% R 就能得到不错的精度. 对于桨叶外段区域,小直径旋翼划分可以相对稀疏一点,每段长度可以取 5% R;大直径旋翼划分可以相对细密一些,每段长度可以取 2% R.

2) 对于有弯度的翼型,需要使用涡网格来模拟,网格密度不能过于稀疏,最好 $n_{\text{grid}} \geqslant 6$,但网格密度太过细密对于计算精度的提高影响不大.

3) 对于全自由涡尾迹,在悬停和小速度前飞状态下,使用 9 圈自由涡就能够满足通常的计算要求,在以较大速度爬升和前飞时,使用 7 圈自由涡就能满足通常的计算要求. 这样能够在计算精度和效率之间得到一个较好的折中效果.

4) 在桨叶展向离散段数、涡网格密度和尾迹圈数这三个参数中,尾迹圈数对于计算量的影响最大,展向离散段数影响次之,涡网格密度主要影响线性方程组的大小,对于总的计算时间影响不大.

参考文献 (**References**)

[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. 20 ~22
Gao Zheng. New work of helicopter aerodynamics[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1999. 20 ~22(in Chinese)

[2] 曾洪江,胡继忠. 涡核对自由涡计算的影响研究[A]. 见:2004 直升机年会论文集[C]. 北京: 中国航空学会, 2004. 553 ~559
Zeng Hongjiang, Hu Jizhong. The effect of vortex core in free wake calculation[A]. In: Annual Forum of the China Helicopter [C]. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2004. 553 ~559(in Chinese)

[3] 曾洪江,胡继忠. 一种新的自由涡尾迹计算方法[J]. 航空学报, 2004, 25(6):546 ~550
Zeng Hongjiang, Hu Jizhong. A new method of free-wake calculation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 25(6):546 ~550(in Chinese)

[4] Caradonna F X, Tung C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover[J]. Vertica, 1981, 5(2):149 ~161

[5] Leishman J G, Baker A, Coyne A. Measurements of rotor tip vortices using three-component laser doppler velocimetry [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1996,41(4):342 ~353