

文章编号: 1002-8055(2009)11-24592-06

复合式直升机前飞状态旋翼-机翼干扰 计算分析

万 佳, 陈 铭

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用自由尾迹算法和涡格法, 编制了针对复合式直升机旋翼-机翼升力系统的气动计算程序, 对于旋翼和机翼间的气动干扰情况进行了初步分析, 计算了不同前飞速度下机翼旋翼之间的相互干扰情况, 计算结果验证了程序的可行性. 同时表明: 机翼-旋翼间的干扰与速度有较大关系, 而机翼对旋翼扭矩的影响大于对旋翼拉力的影响. 由于相互干扰的存在, 旋翼和机翼的效率都会降低. 这为复合式直升机的设计提供了参考和分析工具.

关 键 词: 旋翼; 机翼; 气动干扰

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

Rotor-wing interaction analysis of a compound helicopter in forward flight

WAN Jia, CHEN Ming

(School of Aeronautical Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The compound helicopter has gained more and more attention so far since there is an efficient way to improve the performance of such helicopter. By employing the free wake arithmetic and vortex lattice method (VLM), a program for the rotor-wing system of compound helicopter aerodynamic computation has been developed. With this program, interactions between the rotor and the wing in different advance ratios were computed. Some conclusions can be made from the computation results: for the compound helicopter described in the paper, the influence of wing on the rotor lift is small, but a little bigger on the rotor torque; with the increase of the flight speed, the influence of rotor on the wing decreases; and the interaction reduces the efficiency of both the rotor and the wing.

Key words: rotor; wing; aerodynamic interaction

直升机由问世至今取得了令人瞩目的发展. 但其在飞行速度和效率上的不足也暴露了出来. 近年来国内外在新型直升机方面做了大量研究, 最具代表性的就是美国的 V22 倾转旋翼机和 - 速度鹰. 复合式直升机. 从现有的技术力量来看, 倾转旋翼机还有很多技术难题需要解决, 而相对

的, 复合式直升机在成本、风险和可行性上都有明显的优势.

近年来, 国外针对复合式直升机开展了一些研究, 如 B hler M. 等人用自由尾迹和源板法研究了复合式直升机旋翼、机翼和机身之间干扰情况^[1]. 目前国内已有人利用该方法对旋翼-机身干

收稿日期: 2008-12-15; 修订日期: 2009-08-05

作者简介: 万佳 (1983-), 男, 四川乐山人, 硕士生, 主要从事旋翼空气动力学方向研究.

扰进行了研究,但对旋翼2机翼干扰的研究还很少.本文针对复合式直升机编写了自由尾迹和涡格法混合计算程序,对复合式直升机的旋翼2机翼系统做了初步的气动计算与分析.该程序的建立能够为进一步的研究设计工作提供一定的指导.

1 计算模型

本文中所提到的复合式直升机是指通过给常规直升机加装机翼,减小旋翼载荷,并有专门的推进系统这样一种布局形式.如图 1 所示.

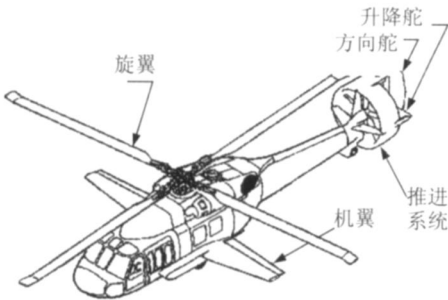


图 1 复合式直升机示意图
Fig. 1 Sketch of the compound helicopter

对于这样一种布局,旋翼和机翼两个升力系统相互干扰,气动特性会有所变化,本文即建立了旋翼2机翼复合升力系统的分析计算程序,对算例进行了一定的计算.在相互干扰的初步分析阶段,可以只考虑旋翼和机翼两部分,而略去机身,尾翼等的影响,并且不考虑反扭力矩平衡问题.同时,由于有专门的推进系统,前飞所需的推力可以由旋翼产生.为了简化计算,在本文中只需旋翼产生向上的拉力,而不提供前飞拉力,并且不对旋翼的后倒与侧倒进行配平计算.此时,虽然旋翼后倒会产生后向力,但假定推进系统能提供足够的推力保证直升机前飞.

因此,本文中的计算模型为一副旋翼与一副机翼组成的升力系统.主要计算任务为来流角度不变情况下,旋翼与机翼在不同速度下的气动特性,并与单独旋翼和机翼的计算结果相比较,以分析干扰情况.

考虑到复合式直升机飞行速度属低速飞机,结构上也限制了机翼展弦比不能过大,选取低速小展弦比机翼常用的几何外形,即无后掠,梢根比为 0.4 的梯形,同时参考美国 X249A,确定机翼几何参数如表 1 所示.

表 1 算例机翼几何参数
Table 1 Geometric parameters of the wing

参数	数值
翼展	11.2R
根弦	0.3R
1/4 弦后掠角/(b)	0
梢根比	0.4
上反角/(b)	0
翼型	GW21

表 1 中 R 为旋翼半径.旋翼系统采用文献 [2] 中的旋翼.图 2 为算例模型俯视图.机翼根弦 1/4 处在旋翼旋转中心下方 0.4R 处.

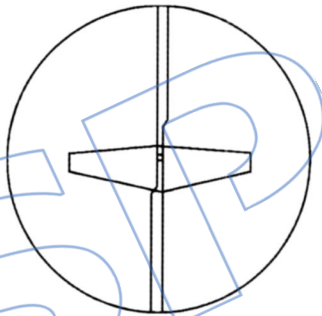


图 2 旋翼2机翼系统俯视图
Fig. 2 Top view of the rotowing system

若旋翼总距保持不变,则旋翼的拉力在不同前飞速度下相差较大.因此,首先需要对单独旋翼进行计算,得到旋翼保持一定拉力情况下总距随前飞速度的变化情况.在旋翼2机翼复合系统中,按此变化规律确定旋翼总距,以保证在不同速度下旋翼拉力基本相等,也便于分析旋翼受机翼干扰的情况.

2 计算方法

自由尾迹算法和涡格法都属于传统的用涡模拟流场的算法,在涡线生成,环量求解等方面有相似之处,便于混合计算程序的编写.

2.1 旋翼自由尾迹算法

对于旋翼计算,本文中采用了传统的自由尾迹计算方法.

桨叶气动模型采用升力线理论,即用一根附着涡线代替桨叶,桨叶沿展向分成若干小段,在每一小段中附着涡环量为常数,附着涡环量的径向变化引起尾随涡系从桨叶后缘拖出;升力线与尾随涡系间还存在一组弦向涡段,这组弦向涡段与

升力线一起构成桨叶的附着涡系. 控制点布置在各网格的 3/4 弦线中点处.

通过在控制点满足不穿透边界条件, 可求出附着涡环量沿径向的分布, 从而确定气动特性.

为了提高求解精度, 防止计算时的数值问题, 对涡线进行了涡核修正, 本文采用 Bagai 等人给出的一个基于尾迹实验的涡核修正模型^[3], 其切向速度分布为

$$v_{\theta}(h) = \frac{\Gamma \# h}{2P \sqrt{h^4 + r_c^4}} \quad (1)$$

式中 $\#$ 为涡线的环量, h 为计算点到涡线的垂直距离, r_c 是涡核半径.

为模拟涡核随时间的耗散效应, 允许涡核半径随寿命角变化, 变化规律如下:

$$r_c = r_{ini} \sqrt{2i - 1} \quad (2)$$

式中 r_{ini} 为初始涡核半径, i 为涡点按寿命角排序的编号.

为了对涡线控制方程数值求解, 采用传统五点中心差分方法来离散控制方程. 在迭代过程中, 为了让每次环量和诱导速度变化传递到整个流场, 在更新环量和诱导速度后, 进行 N (N 为自由尾迹圈数) 圈涡点移动迭代, 此时不更新环量和各点的诱导速度, 在涡线形状充分改变后再计算环量与诱导速度^[4]. 采用此内外两层循环迭代, 有效的缩短了计算时间. 在迭代方法上采用两次预报校正算法并加入松弛系数^[5].

为了进一步提高计算速度和计算稳定性, 采用了文献[4]中提出的方法, 将引起尾迹发散的诱导速度分量去掉. 计算表明, 该方法能有效的提高计算速度, 而且不会对计算精度有显著影响.

2.1.2 算例计算

为了验证算法的可行性与精度, 对一单旋翼算列进行了计算分析, 旋翼具体参数与实验结果见文献[2]. 图 3 为收敛时的涡线形状, 为清晰只画出了部分涡线. 图 4 为旋翼前飞状态下需用功率曲线的计算结果与试验结果. 可见, 该算法具有较好的精度.



图 3 单旋翼算例尾迹侧视图

Fig. 3 Side view of single rotor vortex geometry

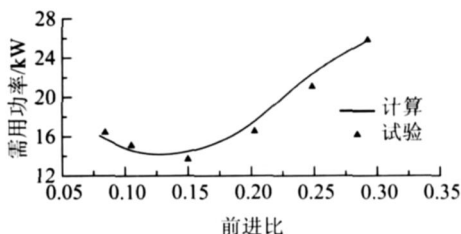


图 4 单旋翼算例前飞需用功率曲线

Fig. 4 Required horsepower of the single rotor versus advance ratio

2.1.3 机翼计算

对于固定翼部分, 采用了涡格法计算. 即将机翼沿展向和弦向划分为若干网格. 对每个网格用一个马蹄涡代替, 在网格 3/4 弦线中点布置控制点. 对于机翼尾涡, 认为其沿来流方向延伸到无穷远处. 在实际计算中, 取一个远大于机翼尺寸的长度代替无限远, 以简化计算.

在传统算法中, 认为机翼气动力完全对称, 可利用对称性简化求解过程. 在复合式直升机中, 由于存在旋翼干扰, 左右机翼升力分布存在不对称性. 为了保证求解精度, 在求解机翼气动特性时, 对整个机翼都进行计算.

为减小计算量, 对机翼翼型用中弧线代替, 即只考虑翼型的仰角和弯度. 厚度在计算阻力时由零升阻力系数计入. 在展向和弦向的网格划分, 均采用 $\cos$ 法划分网格.

2.1.4 混合计算

在自由尾迹2涡格法混合计算中, 通过涡系间相互的诱导速度来模拟机翼与旋翼之间的相互干扰. 即在计算自由尾迹点和控制点诱导速度时, 需同时考虑旋翼和机翼两部分涡线的作用.

在求解涡系环量时, 也需将机翼附着涡与旋翼附着涡同时考虑, 联立求解. 即环量求解方程为

$$\begin{bmatrix} A_{rr} & A_{wr} \\ A_{rw} & A_{ww} \end{bmatrix} @ \begin{bmatrix} \# \\ \#_w \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} b_r \\ b_w \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中 A_{rr} 和 A_{ww} 为传统自由尾迹与涡格法中的环量求解方程系数, 是两个涡系对自身的影响. A_{rw} 和 A_{wr} 则为两涡系间的相互影响, 即旋翼涡系对机翼控制点和机翼涡系对旋翼控制点的诱导速度矩阵. $\#$ 为环量列向量, b 为来流、挥舞等在控制点处产生的速度在其法向量上的分量. 图 5 为自由尾迹2涡格法混合计算的涡线形状俯视图, 为清晰删去了部分涡线.

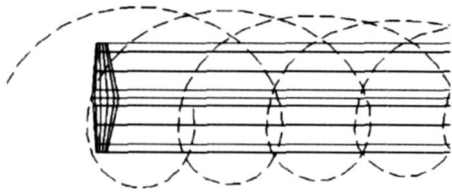


图 5 旋翼2机翼混合计算涡系结构示意图
Fig. 5 Top view of rotor2wing system vortex geometry

3 计算结果与分析

3.1 单独机翼计算

机翼阻力分为零升阻力和升致阻力,即

$$C_{dw} = C_{d0w} + C_{diw} \tag{4}$$

式中 C_{diw} 为升致阻力系数, C_{d0w} 为零升阻力系数.

在确定了机翼环量分布后,由各附着涡线处的诱导速度和来流速度既可确定涡升力的大小和方向,求解其在来流方向上的分量,即为升致阻力,从而可以确定升致阻力系数.

复合式直升机的飞行速度较低,此时升致阻力在总阻力中比重较大.零升阻力系数比重较小,按文献[6]中的方法估算即可,对于本文中的算例, $C_{d0w} = 0.0111$

由涡格法计算可以得到单独机翼的气动特性,其零升仰角为 -4.81° ,升力线斜率 $0.0425/(\text{b})$.图 6 为机翼升阻比随攻角的变化曲线.

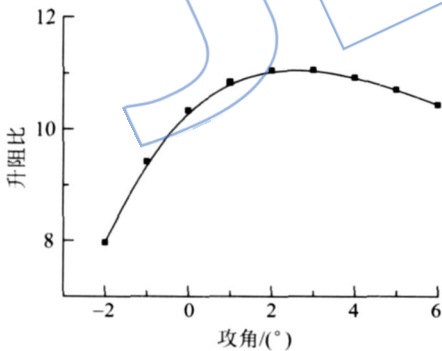


图 6 单独机翼升阻比随攻角变化趋势
Fig. 6 Lift2drag ratio of wing versus attack angle

3.1.2 单独旋翼计算

首先对单独旋翼计算了产生一定拉力所需的总距与前进比之间的关系.为了便于利用现有试验数据,旋翼拉力按文献[2]中的数据确定.计算可得旋翼总距与扭矩随前进比的变化曲线如图 7 所示.

需要说明的是,该曲线是在旋翼只产生向上

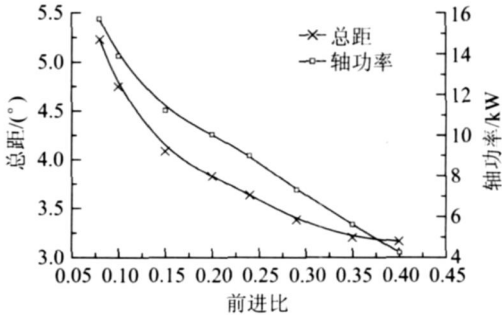


图 7 单独旋翼需用总距与轴功率随前进比变化曲线
Fig. 7 Collective pitch and required horsepower of single rotor versus advance ratio

的拉力情况下计算的.随着速度增加,诱导速度减小,同时,由于旋翼后倒,来流速度有一个从桨盘下表面流向上表面的分量,这使得叶素攻角增加,总距需要减小以保证升力一定.同时旋翼诱导阻力减小,旋翼的需用轴功率随前飞速度增加而迅速降低.

这与图 4 所示的旋翼前飞需用功率曲线是并不矛盾的.此时的旋翼不产生前飞需要的拉力,需要额外的功率才能推动旋翼前飞,随前飞速度增加,阻力也加大,因此推进需用功率会迅速增加,总的需用功率也会呈上升趋势.

在该计算状态下旋翼总距不断减小,本身是有益于提高最大飞行速度的.同时,为了针对主要问题,简化计算,缩短计算时间,本文中暂不对桨尖平面进行控制配平计算,任其自由后倒与侧倒.

3.1.3 复合式直升机计算

在此计算模型下,本文计算了前进比 0.1 到 0.4 情况下的旋翼2机翼系统的气动特性.为了更好的对比分析,同时便于以后进一步的研究,以旋翼2机翼系统状态与单独机翼或单独旋翼状态下的气动特性的比值为研究对象,引入干扰因子如下:

机翼升力干扰因子

$$K_{lw} = L_{w2w} / L_w \tag{5}$$

机翼诱导阻力干扰因子

$$K_{dw} = D_{i2w} / D_{iw} \tag{6}$$

机翼升阻比干扰因子

$$K_{ow} = \frac{(C_l / C_d)_{w2w}}{(C_l / C_d)_w} \tag{7}$$

旋翼拉力干扰因子

$$K_{lr} = L_{w2r} / L_r \tag{8}$$

旋翼扭矩干扰因子

$$K_{mr} = M_{w2r} / M_r \tag{9}$$

式中脚标 l 代表机翼升力或旋翼拉力, d 代表机翼阻力, m 代表旋翼扭矩, e 代表机翼升阻比, w 代表机翼, r 代表旋翼, wr 为旋翼-机翼系统

这些干扰因子表征了旋翼和机翼的气动特性变化情况,有利于利用现有的独立旋翼和机翼气动模型建立简化的复合式直升机气动模型. 对于机翼阻力,认为零升阻力不受旋翼影响,因此只研究诱导阻力干扰因子.

计算结果表明,在不同速度下,旋翼涡系会受到机翼涡系干扰作用,形状有所变化. 图 8、图 9 为前进比为 0.1, 0.4 情况下的涡系结构后视图,为清晰只画出了部分涡线.

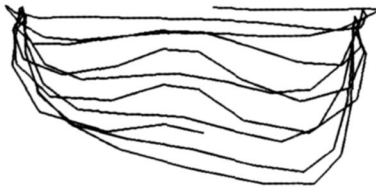


图 8 前进比 0.1 时旋翼涡系形状后视图
Fig. 8 Black view of rotor vortex geometry
at $\mu=0.1$

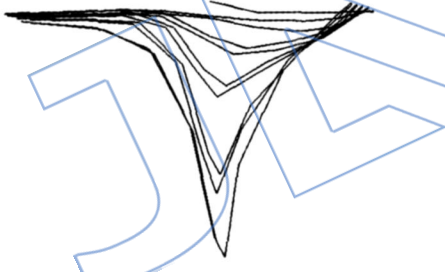


图 9 前进比 0.4 时旋翼涡系形状后视图
Fig. 9 Black view of rotor vortex geometry
at $\mu=0.4$

可见,随前飞速度增加,机翼升力增加,对旋翼涡系产生的下洗诱导速度也增加,旋翼涡系中部被明显/下拉0.该涡系的畸变主要发生在第三圈自由尾迹之后,因此,仅对旋翼气动特性的影响相对较小.旋翼干扰因子计算结果如图 10

由计算结果可以发现,随前进比变化,旋翼拉力干扰因子变化不大,即机翼对旋翼拉力的干扰较小.在低前进比时,旋翼涡系靠近机翼,受到干扰较大.当前进比增加,涡系远离机翼时,干扰逐步降低,在 0.2 前进比左右可以认为机翼对旋翼拉力无影响.当前进比进一步加大时,机翼升力加大,对旋翼的干扰加大,拉力降低.

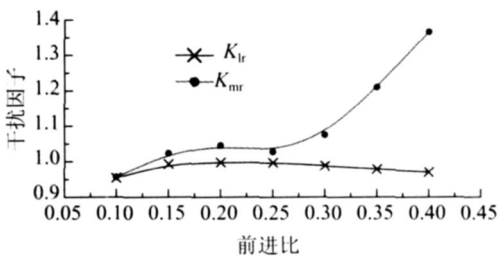


图 10 旋翼干扰因子随前进比变化曲线
Fig. 10 Interference factors of rotor versus
advance ratio

机翼对旋翼扭矩的影响较大.在低速时,由于旋翼拉力的降低,扭矩也有所降低.当机翼产生升力时,会在旋翼处产生向下的诱导速度,增大旋翼叶素气动力后倒量,使诱导扭矩增加.因此随前飞速度增加, K_{mr} 增加速度大于 K_{lr} . 同时,随前飞速度增加,涡系远离机翼,有利于减小机翼对旋翼的干扰.因此, K_{mr} 在随速度增大先增加后减小.之后由于机翼升力增加成为对旋翼干扰的主要因素, K_{mr} 又迅速上升.

对于机翼部分,同样可以得到相关数据,如图 11

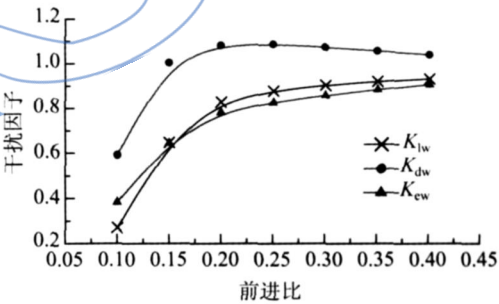


图 11 机翼干扰因子随前进比变化曲线
Fig. 11 Interference factors of wing versus
advance ratio

显然,旋翼对固定翼的干扰作用,随前飞速度增加而减小.

旋翼在机翼位置会产生下洗气流,该下洗气流会改变机翼的实际仰角.特别在低前飞速度下,该影响更明显.若机翼安装角过小,在低速时甚至会产生负升力.随前飞速度增加,旋翼涡系远离机翼,诱导下洗速度减小,同时前飞速度的增大使同样下洗速度产生的下洗角减小,旋翼对机翼的干扰降低.随前飞速度增加, K_{cw} 增加,但增加率逐步降低.当前进比达到 0.3 时,机翼已能达到无干扰状态下效率的 85%.此时速度进一步增加对机翼效率的改善作用已较小.

4 结 论

本文利用自由尾迹算法和涡格法, 将旋翼和机翼的气动分析结合起来, 完成了旋翼-机翼复合系统的气动计算程序, 计算结果表明, 该算法是有效的, 计算结果的总体趋势是符合客观规律的. 由于缺乏复合式直升机的试验数据, 计算精度还需做进一步探讨, 但其计算结果对于复合式直升机的设计、分析, 是具有指导意义的. 通过对算例在不同前进比下的气动性能计算, 对于文中算例布局, 可以得出以下结论:

- 1) 旋翼-机翼系统中, 存在较强的气动干扰. 并且干扰情况受速度影响较大. 随速度增加, 机翼对旋翼干扰加强, 旋翼对机翼的作用减弱.
- 2) 机翼对旋翼拉力的影响较小, 但对旋翼扭矩影响较大.
- 3) 前进比达到 0.2 以上时, 旋翼对机翼的干扰受速度影响明显减小. 此时机翼效率能保持在单独机翼情况的 80% 以上.
- 4) 干扰使两者的气动效率均降低. 但其总效率仍可能高于独立的旋翼. 这还需要进一步的分析与计算.

由此可见, 在复合式直升机气动干扰情况较复杂, 设计过程中, 还应将旋翼对机翼的干扰作进一步分析. 对设计巡航速度、升力配比等需要进行

优化分析, 以确定最佳的设计方案.

参考文献:

- [1] B hler M, Newman S J. The aerodynamics of the com2 pound helicopter configuration [J]. The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, 1996, 100 (994): 1112120
- [2] Rabbott J P, Jr., Churchil G B. Experimental investiga2 tion of the aerodynamic loading on a helicopter rotor blade in forward flight [R]. NACA RM L 5607, 1956
- [3] Bagai A, Leishman J G. Rotor free wake modeling using a pseudo implicit technique including comparisons with ex2 perimental data [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1995, 40(3): 292411
- [4] 曾洪江, 胡继中, 唐正飞. 涡核对自由涡计算的影响研究 [C] // 第二十届全国直升机年会论文集. 四川宜宾: 中国航空学会, 2004: 5532559
ZENG Hongjiang, HU Jizhong, TANG Zhengfei. Effect of core radius in free wake calculation [C] // Proceedings of the 20th National Helicopter Annual Forum. Sichuan Yib2 ing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautis, 2004: 5532559 (in Chinese)
- [5] Crouse G L, Leishmen J G. A new method for improved rotor free wake convergence [R]. AIAA 9320872, 1993
- [6] 张锡金. 飞机设计手册: 第 6 册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 2522260
ZHANG Xijin. Aircraft design manual: Vol. 6 [M]. Bei2 jing: Aviation Industry Press, 2002: 2522260 (in Chi2 nese)