前飞旋翼三维湍流场的数值模拟

于子文 曹义华

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 采用计算流体力学 CFD(Computational Fluid Dynamics)方法,分析正常前飞和近地前飞时直升机的流场与性能. 在直角坐标系中,采用有限体积法和压力耦合方程的半隐式法 SIMPLER(Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations Revised)算法求解三维定常不可压的湍流 N-S(Navier-Stokes)方程. 在分析中,旋转的螺桨被描绘成沿螺桨桨叶展向分布、与本地流动参数相关以及时间平均的动量源项. 计算方法还包括 K-ε 湍流模型和壁面函数法等措施. 流场分析和性能预测同实验测量数据的良好的一致性表明,这种 CFD 方法可以有效的分析直升机的具体设计问题.

关 键 词: 湍流流动; 数值分析; 动量源项; 壁面函数

中图分类号: V 211.45

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)07-0751-05

Three dimensional turbulence numerical simulation of rotor in forward flight

Yu Ziwen Cao Yihua

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

Abstract: The flow field and performance of a helicopter in common forward flight and forward flight near the ground were analyzed using CFD (computational fluid dynamics) technique. The general governing equations of turbulent flow were set up, and were directly solved by finite volume method and SIMPLER (semi-implicit method for pressure-linked equations revised) approach in Cartesian coordinates. The spinning rotor was represented as time-averaged momentum source terms distributed along the span of the rotor with functional relationship to the local flow conditions in N-S(Navier-Stokes) equations. K-ε turbulence model and wall function method were included in the calculation method. The calculated results for flow field and performance correlation show good agreement with the measured data. Therefore, the numerical simulation technique is proved to be feasible for analyzing design issues of a helicopter.

Key words: turbulent flow; numerical analysis; momentum source term; wall function

直升机前飞时,由于前进边和后退边在不同的条件下运转,螺桨桨盘上产生不对称的载荷,其流场也不对称[1]. 即使是稳定前飞的直升机,也要进行三维的数值模拟. 直升机的流场中存在桨尖涡、桨-涡干扰、壁-涡干扰和尾迹畸变等复杂的流动特征,应把它看作湍流流动问题.

对直升机旋翼流场的数值模拟,目前经常采用两种截然相反的方法. 一种是致力于模拟旋转桨叶附近的细致流动,包括捕捉桨叶附近的激波,分析桨尖涡的形成过程等;而对远场的尾涡,则用尾迹模型来给出[2]. 这时要把旋翼桨叶看成一个物面,采用贴体网格,将大部分网格点集中于桨叶附近,特别是桨叶边界层内. 这种方法可以求解桨叶附近的细致流动,但不能准确的计算远场尾迹. 且使用尾迹模型来求解也是不合理的,因为尾迹结构会随着飞行条件和桨叶结构的改变而变化. 对前飞,特别是近地前飞来说则更受限制,因为尾迹结构与前进比具有密切的联系.

收稿日期: 2005-08-19

作者简介: 于子文(1977-),男,黑龙江齐齐哈尔人,博士生, zhaoliqie@163.com.

本文采用另一种方法,忽略旋翼桨叶附近的细致流动,对远场尾迹及尾迹卷成的地面涡进行准确的计算. 这时不把桨叶看成物面,而是对其进行建模. 可以采用升力线理论/涡格法对螺桨建模,也可以采用叶素理论进行建模[3]. 本文对螺桨桨叶的建模,就是采用叶素理论精确的描述桨叶载荷分布,通过在 N-S(Navier-Stokes)方程中加入此分布的载荷(动量源项)来替代螺桨对流体的作用[4]. 这种方法不需附加任何尾迹模型,尾迹作为解的一部分而存在;同时也不需使用贴体网格,计算简单,结果也较准确. Rajagopalan R G 等人采用这种方法对旋翼的流场进行了分析[5],康宁、孙茂也使用这种思想进行了旋翼近地飞行的研究[6],但他们都仅限于层流的分析. 本文是对直升机湍流场数值模拟的一个探索性研究.

1 控制方程

把稳态、不可压、湍流的 N-S 方程作为控制微分方程,并附加 K-ε 两方程的湍流模型. 在三维直角坐标系中,其通用形式如下:

$$\mathrm{div}(\rho \boldsymbol{V}\Phi) = \mathrm{div}(\Gamma_\Phi \mathrm{grad}\Phi) + S_\Phi + S' \quad (1)$$

其中,Φ 是广义变量,在质量守恒方程,x,y,z 各向的动量守恒方程、K(湍流脉动动能)方程和 ε(湍流能量耗散率)方程中分别取 $\Phi=1,u,v,w,K,\varepsilon$;$\rho$ 为空气密度;$\boldsymbol{V}$ 为速度矢量;Γ_Φ 是扩散系数;S_Φ 是源项;S'是动量源项,只存在于动量守恒方程中,表示单位体积内螺桨赋予流场的时间平均的气动力.

在此计算分析中,把速度矢量 $\boldsymbol{V}$ 和静压 p 作为流场原始变量,使用压力耦合方程的半隐式法 SIMPLER (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations Revised)算法求解得到. 采用有限体积法对控制微分方程进行离散,而用交替方向隐式迭代 ADI(Alternating Directrion Implicit)法求解离散化方程[7]. 本文采用交错网格,把速度 u,v,w 以及剩下的所有变量,包括 p,K,ε,分别存储于4套不同的网格系统上.

2 计算方法

2.1 壁面函数

高 Re(雷诺数)K-ε 模型,适用于计算离开壁面一定距离的湍流区域的流场. 而在与壁面相邻接的粘性次层内,Re 很低. 所以当采用高 Re K-ε 模型来计算直升机近地前飞的流场时,对地面附近的区域,需采用壁面函数法来处理[8]. 也就是说,在粘性次层内不布置任何节点,把第一个与地面相邻的节点布置在主湍流区域内. 壁面函数法能节省内存与计算时间,在湍流计算中应用较广.

采用高 Re 的 K-ε 模型及壁面函数法时,流场边界条件的确定方法如下:

1) 进口边界. 给定进口边界上的流动参数,K 和 ε 可采用经验公式间接估算;

2) 出口边界. 出口法向流速分布满足总体质量守恒,而各变量沿出口方向的扩散系数皆设定为0,即采用外推方法处理;

3) 地面边界. 采用无滑移边界条件,近地面处要用壁面函数法加以处理.

2.2 动量源项

直升机前飞时,旋翼桨叶传递给流入的流体气团一定的动量. 由于着眼于整个流场,可把旋翼桨叶看成"细杆",把其分成若干微段,用叶素理论计算当地流场作用于每个微段的气动力 F. F 的反作用力就是该微段叶片传递给当地流场的动量,可由在动量方程中加一动量源项来模拟. 由于螺桨是不停旋转的,真实的桨叶在不同时刻处于不同的位置,其对流场某点的作用力只是在经过该点时才存在. 要求的远场尾流是桨叶作用的时均结果,因而把桨叶过某点时的气动力平均在一个周期内,转化为不随时间变化的动量源项加于该点就可以了[5].

将流场划分为若干微小控制体,则作用在某控制体上时间平均的动量源项为

$$S = \frac{b\Delta\phi}{2\pi}(-F) \quad (2)$$

其中,b 是桨叶片数;$\Delta\phi$ 是桨叶剖面走过该控制体时所跨的角度. 式(1)中的 S',就是由 S 除以该控制体的体积得到.

3 算例分析

3.1 测试方案描述

文中分别讨论了直升机正常前飞和近地前飞这两种情况. 正常前飞时,具体飞行参数见文献[5];而近地前飞时,其飞行参数来自文献[6].

计算域为包含旋翼的长方体. 网格在旋翼附近分布较密,离开旋翼逐渐变稀,接近地面处又加密. 正常前飞时,选取 $22R\times20R\times18R$(R 为旋翼半径)的计算域,旋翼中心处于 $x_C=11R, y_C=10R, z_C=9R$. 为讨论网格疏密对计算结果的影响,最初使用(124×54×120)和(150×60×150)两种网格对同一情况进行计算. 采用这两种网格得到的结果基本一致,所以为节省计算时间,最终计算都采用

(124×54×120)网格. 而近地前飞时,计算域取为 $22R\times10.46R\times18R$,旋翼中心处于 $x_C=11R$, $y_C=10R$, $z_C=9R$,网格为(124×46×120).

3.2　正常前飞

3.2.1　流场分析

在以下二维流场图中,通过桨盘在相应平面上的投影来描述旋翼. 图中各长度尺寸都从旋翼中心开始算起,并由旋翼半径无量纲化. 图 1 和图 2 分别描绘了直升机以较高的前进比 $\mu=0.227$ 和接近悬停的前进比 $\mu=0.029$ 前飞时的速度矢量图. 图中速度矢量由 u 和 v 构成,处于平行于自由来流并通过螺桨中心的平面内(即 $z/R=0$ 截面). 由图可见,当前进比较高时,自由来流占统治地位,通过螺桨的流管没有明显的弯曲;而低前进比前飞时,通过螺桨的流动急剧的偏转并延伸入尾迹,桨盘下的流动基本是向下并向后的. 图 1 和图 2 对流场的描述和分析,与参考文献[5]的结果相类似.

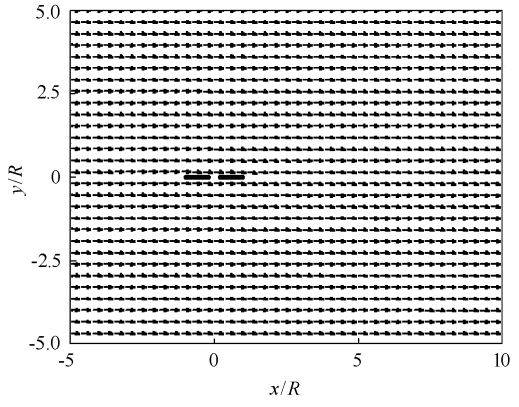


图 1　$\mu=0.227$ 时 $z/R=0$ 截面的速度矢量图

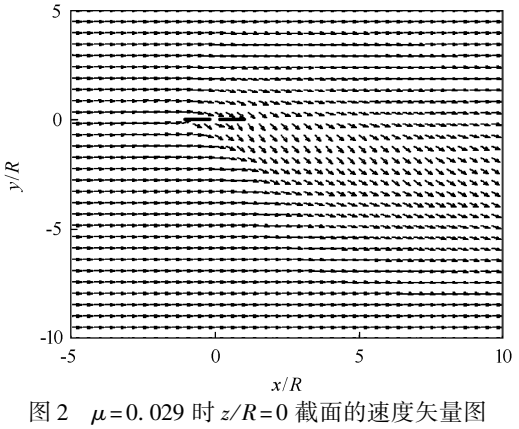


图 2　$\mu=0.029$ 时 $z/R=0$ 截面的速度矢量图

3.2.2　性能预测

旋翼最重要的性能特征就是桨叶载荷沿展向 r 的分布及随方位角 ψ 的变化. 图 3 和图 4 描绘了 $\mu=0.227$ 时,在 $r/R=0.25$, 0.40, 0.75 或 0.90 各处桨叶载荷随 ψ 的变化,并与实验数据和文献[5]中 Rajagopalan 的计算进行了比较. 这里,方位角从风向按旋翼旋转方向量起. 由图可见,桨尖附近的载荷随 ψ 的变化十分剧烈,在 $\psi=90°$ 和 270° 时较小,而在 90°时最小. 图中数值计算结果与实验数据在大部分方位角上都具有很好的一致性. 本文计算结果与 Rajagopalan 的计算相比,更接近于实验数据.

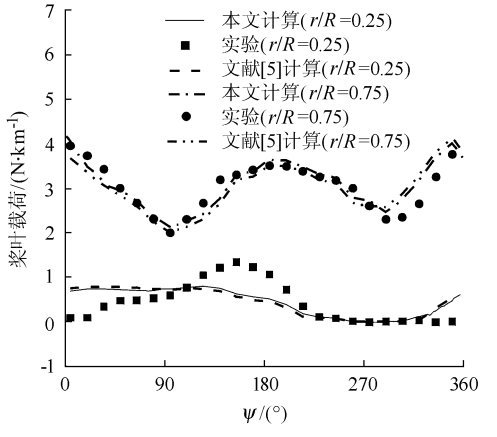


图 3　$\mu=0.227$ 时 $r/R=0.25$ 或 0.75 处的桨叶载荷

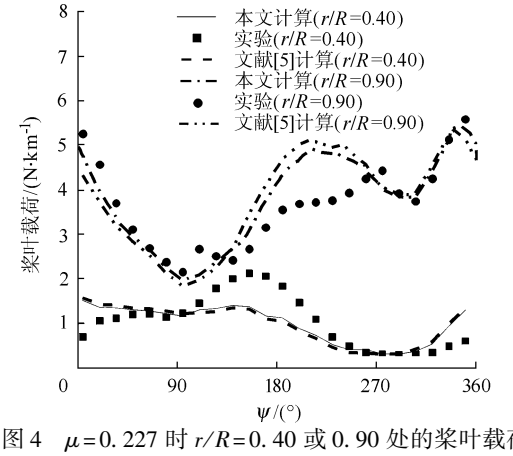


图 4　$\mu=0.227$ 时 $r/R=0.40$ 或 0.90 处的桨叶载荷

图 5 所示为 $\mu=0.029$ 时,在 $r/R=0.40$ 或 0.85处的桨叶载荷. 对比图 4 和图 5 可知,桨叶载荷随 μ 的降低而减小,且计算的桨叶载荷与实验数据的偏差在低前进比时更大一些. 这是由于直升机前飞速度较小时的非定常性更强,具有明显的桨-涡干扰作用,对气动力影响很大,而本文作

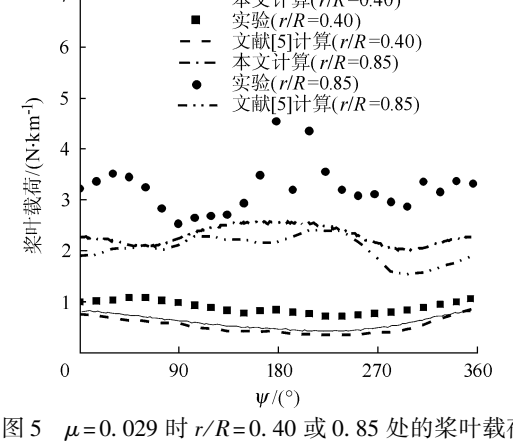


图 5　$\mu=0.029$ 时 $r/R=0.40$ 或 0.85 处的桨叶载荷

了桨盘平均的定常性处理,没考虑到这种影响. 另外,实验数据是试飞结果,考虑了机身的影响,而本文的计算则忽略了机身.

3.3 近地前飞

近地前飞(地面上方2倍半径以内)是直升机常见的飞行状态. 由于地面的存在,旋翼性能产生明显的变化,这就是地面效应,其对直升机的起飞、着陆和近地飞行有着很大影响.

3.3.1 流场分析

图6和图7所示为旋翼离地高度 $H=0.46R$ 时,不同 μ 情况下,$z/R=0$ 截面内的速度矢量图. 由图可见,旋翼近地前飞时,撞到地面的尾迹受自由来流的影响,其前部向后卷起形成一个漩涡,称为地面涡;而其后部还向上反弹,在桨盘中部产生上洗的流动. 对比图6和图7可知,当 $\mu=0.03$ 时,地面涡在桨盘前缘下方;而增加到 $\mu=0.06$ 时,地面涡后移至桨盘前部下面. 这里对流场的描述和分析,与参考文献[6]的实验结果相类似.

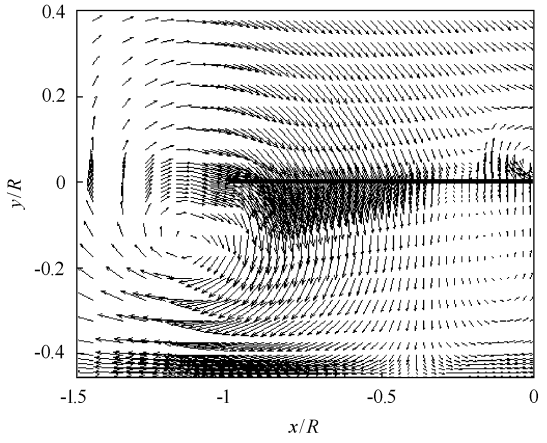


图6 $H=0.46R,\mu=0.03,z/R=0$ 截面的速度矢量图

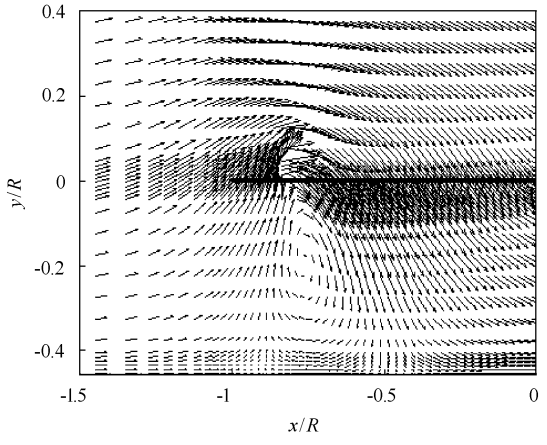


图7 $H=0.46R,\mu=0.06,z/R=0$ 截面的速度矢量图

3.3.2 性能预测

计算得到动量源项 S 后,把其沿桨盘周向和径向求和,即可算出旋翼的拉力 T 及相应的拉力系数 C_T/σ(σ 为旋翼实度). 图8描绘了离地高度 $H=0.46R$ 时,本文计算的旋翼拉力系数与文献[9]实验数据的比较. 由图可见,计算与实验的曲线趋势相同. 在图中,随着 μ 的增加,C_T/σ 先减小后增加,这是地面效应和地面涡共同作用的结果.

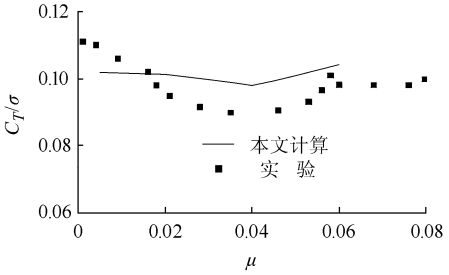


图8 $H=0.46R$ 时旋翼的拉力系数

由于地面效应和地面涡的存在,旋翼附近诱导速度 v_y 的大小和分布产生显著的变化. 图9所示为计算的方位角 $\psi=180°$ 时旋翼桨盘下方 $0.08R$ 处的 v_y,并与文献[6]的实验结果进行了比较. 由图可见,计算与实验结果的变化趋势基本吻合. 但由于计算中没有考虑到非定常性和机身的影响,与实验相比仍存在一定的偏差,尤其是在桨根和桨尖处偏差更大.

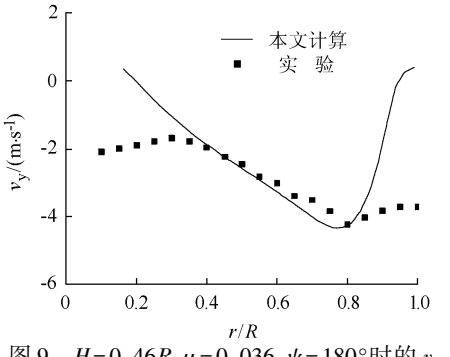


图9 $H=0.46R,\mu=0.036,\psi=180°$ 时的 v_y

图10和图11显示了 μ 对 v_y 分布的影响. 由图10可见,随着 μ 的增加,v_y 峰值所处的位置从桨叶前部向中部移动,峰值的绝对值下降. 这是因

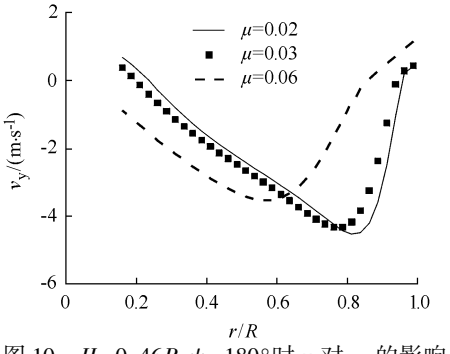


图10 $H=0.46R,\psi=180°$ 时 μ 对 v_y 的影响

为当μ变大时,地面涡的位置后移,导致桨盘前部($r/R\approx0.5\sim1$)v_y的上述变化. 而在桨盘中部($r/R\approx0\sim0.5$),由于离地面涡较远,当μ增大时,地面效应变小,从而v_y增大. 在图 11 中,$\psi=360°$,几乎不受地面涡的影响,使v_y的分布随μ的变化较小. 由此可见,地面涡的出现和消失,使桨盘各处v_y的变化趋势不同,对旋翼力矩产生很大影响.

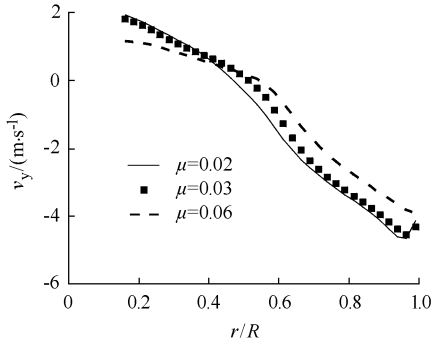


图 11　$H=0.46R,\psi=360°$时μ对v_y的影响

4　结 束 语

通过求解稳态、不可压、湍流的 N-S 方程,来模拟直升机的正常前飞和近地前飞. 这种 CFD 分析方法,除了需要知道旋翼桨叶的几何特征和气动特性参数之外,不需要任何经验的考虑. 它不用假设尾迹结构,通过一个简单的程序就能得到旋翼的全部三维流动信息. 这种分析方法可以有效的分析直升机旋翼的具体设计问题. 本研究还具有一定的学术意义:它涉及到桨尖涡、桨-涡干扰、包括地面涡的壁-涡干扰及尾迹畸变等复杂的流动现象,将使研究各种方式的干扰问题成为可能,如主桨-尾桨干扰、旋翼-机身干扰等. 目前正在进行一些后续的工作,如考虑机身、尾桨等对旋翼的影响.

参考文献(References)

[1] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 北京:航空工业出版社,1985
Wang Shicun. Aerodynamics of helicopter[M]. Beijing: The Aviation Industry Press, 1985(in Chinese)

[2] Conlisk A T. Modern helicopter rotor aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001(37): 419-476

[3] Chuiton F Le. Actuator disc modeling for helicopter rotors[J]. Aerospace Science and Technology,2004,8(4):285-297

[4] Cao Yihua, Yu Ziwen. Numerical simulation of turbulent flow around helicopter ducted tail rotor[J]. Aerospace Science and Technology,2005,9(4):300-306

[5] Rajagopalan R G, Mathur S R. Three dimensional analysis of a rotor in forward flight[J]. Journal of the American Helicopter Society,1993,38(3):14-25

[6] Kang N, Sun M. Prediction of the flow field of a rotor in ground effect[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1997, 42(2): 195-198

[7] Patankar S V. Numerical heat transfer and fluid flow[M]. New York: Mc Graw-Hill, 1980

[8] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社,2001
Tao Wenquan. Numerical heat transfer[M]. Xi´an:Xi´an Jiaotong University Press, 2001(in Chinese)

[9] Curtiss H C, Sun M, Putman W F, et al. Rotor aerodynamics in ground effect at low advance ratios[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1984, 29(1): 48-55

(责任编辑:彭　徽)