

旋翼气动力数值模拟准确度影响因素计算

叶 靛, 张 颖, 朱兴林, 杨 硕
(中国航空工业集团公司 中国航空工业空气动力研究院
高速高雷诺数气动力航空科技重点实验室, 沈阳 110034)

摘 要: 针对旋翼气动力 CFD 计算时的一些常见影响因素的选择问题,进行了数值计算讨论. 计算求解器选择自研代码,该代码采用基于共享内存(OMP)的并行化方法,在嵌套网格系统下求解 Navier-Stokes 方程,空间方向上使用 2 阶迎风格式,时间方向采用双时间方法. 讨论的问题包括背景网格数目对悬停桨尖涡捕捉、对前飞状态激波捕捉和气动力的影响,远场动量理论修正作用对计算结果影响等. 对于讨论的不同网格数目情况下,计算的悬停状态旋翼拉力差异在 6% 左右,扭矩差异 2.6% 左右,旋翼前飞阻力和扭矩最大差异为 2.58% 和 3.28%. 是否采用动量修正旋翼拉力相差 3%~5%. 通过计算,给出了针对以上因素计算结果差异的范围,可以为旋翼气动力计算工作提供一定的参考.

关 键 词: 旋翼; 气动力; 计算流体力学; 嵌套网格; OMP 并行

中图分类号: V275.1; V211 **文献标志码:** A

Numerical study on the influence of some factors on results accuracy in rotor aerodynamic simulation

YE Liang, ZHANG Ying, ZHU Xing-lin, YANG Shuo
(Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamics of High Speed and High Reynolds Number, AVIC Aerodynamics Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110034, China)

Abstract: Numerical analysis for evaluating the effect of some common factors on rotor aerodynamics was conducted with an in-house CFD solver, in which a second-order upwind finite-volume and dual time-stepping scheme were used for Navier-Stokes equations discretization under an embedded grid system; and the numerical process was accelerated by OMP parallel technique. The involved problems mainly include the effect of background grid points scale on tip-vortex capture in hover, shock wave in forward flight and blade force, and the differences between the aerodynamics results obtained with/without 1D momentum far field boundary condition. The calculated rotor lift and torque discrepancy in hover are approximately 6% and 2.6% with different background grid points, and the drag and torque discrepancy in forward flight are 2.58% and 3.28% separately. The lift results show about 3%—5% difference with and without 1D momentum far field boundary condition correction. The fluctuation range of rotor aerodynamics with above-mentioned parameters was given by calculation, providing useful reference in rotor aerodynamics simulation.

Key words: rotor; aerodynamic; CFD; embedded grid; OMP (open multi-processing) parallel

CFD 数值方法作为旋翼气动力预测的研究性手段,已经在近年中得到了极大的发展.研究者们发展了适合于旋翼流场计算的各具特色的网格系统和计算方法^[1],网格系统包括单块、结构嵌套、非结构嵌套等^[2-4],计算方法包括求解 Euler/Navier-Stokes 方程以及混合方法等^[5-9].

影响到旋翼气动力 CFD 计算结果精确度的因素较多,在流场求解方法确定情况下,评估一些其他对结果有影响的常见因素选择对计算量值差异的贡献,有助于 CFD 手段在旋翼气动力工程计算中的应用.本文对一些工程计算中常见的影响因素进行了数值讨论,包括背景网格的网格数量尺度对悬停桨尖涡、前飞激波捕捉和气动力影响,及远场修正对计算结果的影响等.

旋翼流场是复杂非定常流场,桨尖涡占主导地位,旋翼流场中存在着桨涡干扰及桨叶之间的气动影响.为进行涡量捕捉及模拟桨叶之间的气动干扰作用,通常需要较大规模的网格.为计算得到流场和气动力的周期解,通常需要进行多个物理时间的计算,这使得旋翼数值模拟的计算资源消耗通常远大于固定翼流场计算.在计算方法确定的情况下,为使计算资源消耗在可承受的范围,又能得到比较可信的工程计算结果,有必要评估网格尺度规模等因素对计算结果的影响程度.另一方面,由于 CFD 计算的远场边界只能选择有限范围,因而可以根据一维动量理论,对旋翼的外场条件进行修正,一维动量理论修正的计算结果与采用黎曼边界结果量值上的差异大小需要通过计算来评估.

本文的工作主要包括以下几个方面:一是对同一副旋翼的相同悬停工作状态,选择不同的背景网格尺度(数目),进行桨尖涡的数值模拟工作,进一步分析不同背景网格情况下桨叶上气动力模拟结果的差异;二是对旋翼前飞状态,讨论网格尺度对激波捕捉及桨叶气动力计算结果的影响;三是对采用一维动量理论远场修正和不采用修正的方法进行计算比较,得到了此种影响因素对计算结果精确度影响的量值概念.

Navier-Stokes 方程数值求解时,网格系统采用嵌套网格,包围桨叶的贴体网格作为小网格块在背景网格块内运动,考虑到网格质量的因素,网格单元均选择六面体,但由于求解器不考虑拓扑限制,网格进行了无结构处理;在方程求解方法方面,时间推进采用双时间方法,内迭代采用隐式无矩阵存储的 LU-SGS(lower upper symmetric Gauss-Seidel)方法,无黏通量计算采用 ROE 格式和梯度重

构的方法,湍流黏性系数采用 Spalart-Allmaras 模型进行计算,为了提高计算效率,还采用基于共享内存的方法对计算程序进行了并行化处理.

1 网格系统

考虑到旋翼桨叶运动特点,设计多块运动嵌套网格系统如下:

贴体网格块,这些网格描述各个运动部件的外形,覆盖靠近物体的小范围空间区域.

背景网格块,该块网格覆盖包含所有贴体网格块的较大的空间范围.

1.1 全局贡献单元搜索和洞切割

对每一个网格块中的每一个网格单元(C),都在其他网格块上搜索包含其格心的单元,此单元即为所求网格单元的贡献单元(D).如果贡献单元(D)在其所属网格块上的某个空间范围之内,则网格单元(C)为“洞单元”(H),需要在计算时扣除.未找到贡献单元的单元暂时设为正常流场单元.贡献单元搜索采用 N2N 方法.

1.2 辅助网格与洞构造准备

为了避免 N2N 贡献单元搜索方法在遇到物面边界时的失效问题,在物体内部生成了辅助网格.对每一个网格块,将物体内部所有单元记为零层单元,将物体外部距离物体表面最近的单元记为第一层单元,其余逐层类推,计算出所有单元的层号,并把此变量值作为洞切割大小的调节参数.

1.3 插值边界构建

对于任意一个非洞单元,如果该单元与任何洞单元共用单元顶点,则此单元设为插值边界.另外非洞单元的小网格外边界也需要设置为插值边界.

本文采用的多块嵌套网格系统如图 1 所示.

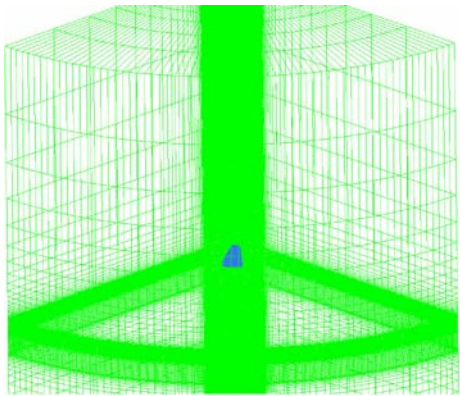


图 1 多块嵌套网格系统示意图

Fig. 1 Schematic of multi-block embedded grid system

2 数值方法

2.1 Navier-Stokes 控制方程形式

为进行非定常流动的求解,把控制方程建立在固定坐标系下,守恒形式的 Navier-Stokes 流动控制方程可以写为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} dV + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{H} \cdot \mathbf{n} dS = \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS \quad (1)$$

式中 $\mathbf{W}$ 是守恒量, $\mathbf{H} \cdot \mathbf{n} dS$ 和 $\mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS$ 分别为交接面上的无黏和黏性通量。

2.2 无黏通量计算方法

无黏通量的计算采用了结合梯度重构和迎风格式的方法,采用 ROE 格式^[10]的交接面通量函数可以写为

$$(\mathbf{F})_{i+\frac{1}{2}}^{\text{ROE}} = \frac{1}{2}(\mathbf{F}_i + \mathbf{F}_{i+1} - |\mathbf{A}|_{i+\frac{1}{2}}^* \Delta \mathbf{W}) \quad (2)$$

这里, $|\mathbf{A}|_{i+\frac{1}{2}}^*$ 为 ROE 的 Jacobian 矩阵,下标 $i+\frac{1}{2}$ 表示交接面, i 和 $i+1$ 分别是交接面的左右单元, $\Delta \mathbf{W}$ 是左右单元守恒变量差, $\mathbf{I}$ 表示单位矩阵。

由于网格做了无结构化处理,为维持计算的精度,使用重构技术。为了防止数值过冲,交接面上通量计算时,还需要进行限制,这里采用 Venkatakrishnan 提出的方法^[11]。

2.3 湍流模拟方法

计算采用一方程涡黏性计算模型,如下^[12]:

$$\begin{aligned} \iiint_{\Omega} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} d\Omega = & - \iiint_{\Omega} \mathbf{V} \cdot \nabla \tilde{v} d\Omega + \\ & \iiint_{\Omega} \frac{1 + C_{b2}}{\sigma} \{ \nabla [(v + \tilde{v}) \nabla \tilde{v}] \} d\Omega - \\ & \frac{C_{b2}}{\sigma} (v + \tilde{v}) \nabla^2 \tilde{v} + \iiint_{\Omega} \left[C_{b1} (1 - f_{i2}) \tilde{S} \tilde{v} - \right. \\ & \left. \left(C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{\kappa^2} f_{i2} \right) \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 \right] d\Omega = 0 \quad (3) \end{aligned}$$

此方程采用与流动控制方程松耦合的隐式迭代求解。计算时背景网格上也计及湍流黏性影响,因而壁面距离需要在每一个物理时刻重新计算。

2.4 时间推进方法

双时间方法的引入可以减轻采用全局时间步长推进带来的计算负荷。考虑到伪时间导数项后,计算方程可以写为

$$\begin{aligned} \left[\frac{V_i}{\Delta \tau} + \frac{3V_i}{2\Delta t} + \left(\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{W}^*} \right)^n \right] \Delta Q^* = \\ - \frac{3\mathbf{W}^* - 4\mathbf{W}^m + \mathbf{W}^{m-1}}{2\Delta t} V_i - \mathbf{R}^n(\mathbf{W}^*) \quad (4) \end{aligned}$$

其中 V_i 是单元体积, $\Delta \tau$ 和 Δt 分别为伪时间和物理时间步长, $\mathbf{R}^n$ 为迭代残差。方程求解采用无矩阵存储隐式 LU-SGS 方法^[13]。

2.5 基于 OMP 的并行计算方法

为了提高流场求解的计算效率,程序进行了基于 OMP^[14]的并行化改造,具体工作如下:

1) 对小网格块和背景网格块上的每个网格单元,在计算代码中进行了网格编号的累加,即每个网格具有一个唯一的全局编号;

2) 内存争夺的避免,为了避免并行处理时的内存争夺问题,需要保证各个线程之间不存在数据关联。根据本文的数值方法,进行了全局网格编号的 3 种重排,第 1 种是同一超平面内网格单元不相邻,第 2 种是同层单元不共用网格顶点,第 3 种是同层网格面不共用左右单元。

为了对比的一致性,以下的计算工作均采用以上描述的计算方法。

3 一些影响因素的讨论

3.1 网格尺度对悬停旋翼气动力计算精确度及桨尖涡捕捉影响

为分析背景网格数目对桨叶气动力计算精度和桨尖涡捕捉精细程度的影响,采用了被广泛使用的有试验结果可供比对的“Caradonna & Tung 旋翼”^[15],旋翼的桨叶翼型截面弦长为 0.1905 m,桨叶两片,展弦比为 6:1。计算的桨尖马赫数为 0.439,桨距角为 8°。分别生成了 3 套背景网格,网格单元数约为 200 万(网格 A),400 万(网格 B),800 万(网格 C),对于网格 A,在桨盘周向上布置了 180 个点,其余网格均布置了 360 个点,后两套网格的差异主要在于网格在桨盘下方的密度不同。图 2 为计算得到的不同背景网格下的特征截面涡量分布图,可见随着背景网格的数目增加,捕捉到的桨尖涡也更加清晰。

图 3 为计算得到的不同背景网格数目情况旋翼拉力和扭矩比较(以网格 A 的计算值进行单位化)。随着背景网格数目的增加,计算得到的旋翼拉力和扭矩都呈增加趋势。采用网格 C 与采用网格 A 相比旋翼拉力增加 6% 左右,扭矩增加 2.6% 左右。

图 4 为桨叶截面 $r=0.5R, 0.8R$ (R 为桨叶半径)表面压强计算值与试验值的比较。可以发现采用较大背景网格数目计算时得到的截面段翼型前缘处的负压峰值量值较大。分析这种现象产生的

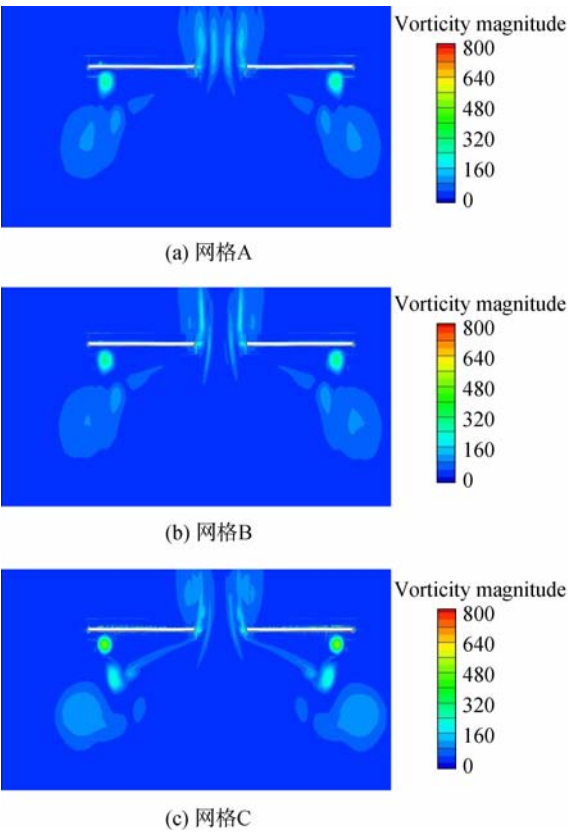


图 2 背景网格特征截面涡量分布图

Fig. 2 Vorticity magnitude in background grid section

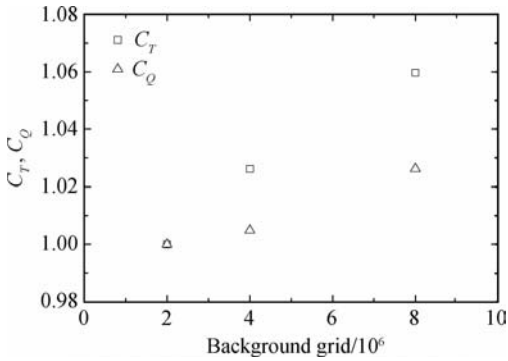


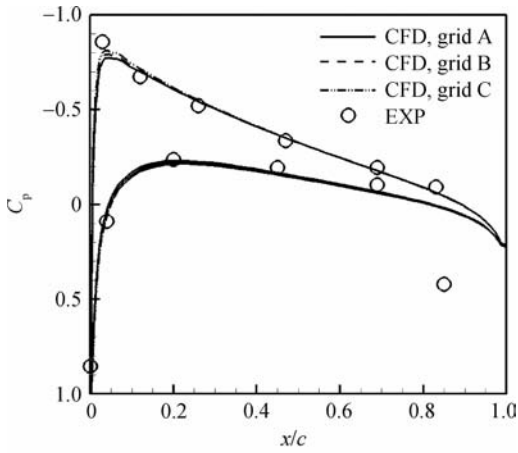
图 3 不同背景网格数目计算的旋翼拉力和扭矩

Fig. 3 Computed rotor lift and torque for different background grid cell numbers

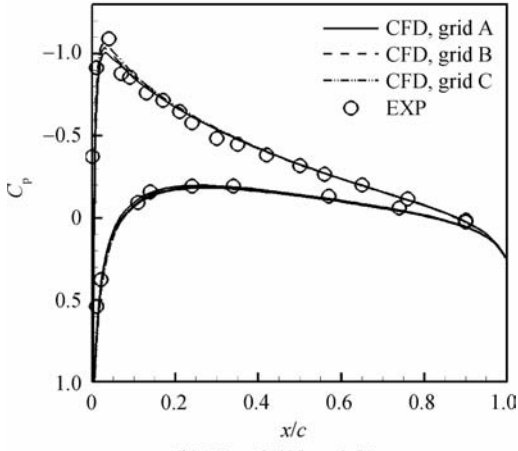
原因,可能是在该计算状态,由于旋翼转速相对较低(未进入跨声速阶段),网格尺度差异主要体现在压力峰值的捕捉预测.其余截面特征类似,不再给出.

3.2 网格尺度对前飞旋翼桨叶气动计算精确度影响

为分析背景网格数目对前飞状态桨叶上气动力的影响,计算了状态为悬停桨尖马赫数 0.8,前进比为 0.2 的无升力前飞情况(桨叶展弦比为



(a) $Ma_{up}=0.439, r=0.5R$



(b) $Ma_{up}=0.439, r=0.8R$

图 4 不同背景网格下桨叶截面压强计算与试验值对比

Fig. 4 Computed and experimental C_p in several blade sections with different background grids

7 : 1^[16],其他同悬停计算).图 5 分别给出了在桨叶方位角为 30°和 150°特征截面($r/R=0.89$)处的计算结果.在桨叶方位角为 30°时,桨叶截面段压强在不同背景网格计算时体现出较小的差异.在桨叶方位角 150°时,桨叶表面出现较强激波,背景网格不同时,激波位置的捕捉的有较大差异,其形成原因可能有两点:一是背景网格密度不同对数值耗散程度的影响;另一是贴体网格和背景网格上网格尺度的匹配程度随背景网格的疏密变化,影响了网格块之间数据交换的精度.计算表明不同网格数量计算的旋翼前飞阻力最大差异为 2.58%,旋翼扭矩 3.28%,阻力和扭矩均在网格 B 上出现最大值.

3.3 一维动量理论远场修正影响

计算采用了 HELISHAPE 7A 旋翼,该旋翼桨叶半径为 2.1 m,弦长为 0.14 m,具体几何外形见文献[17].计算的桨尖马赫数为 0.616,无来

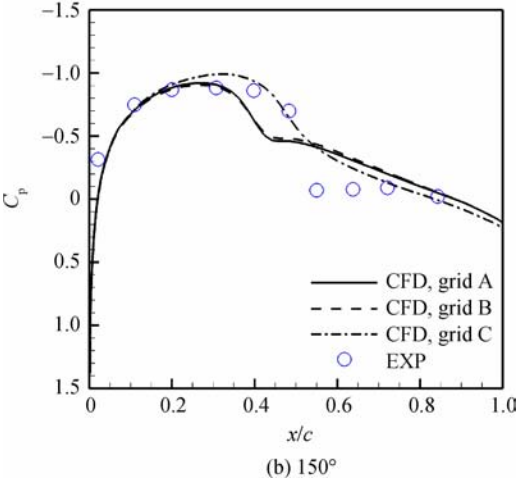
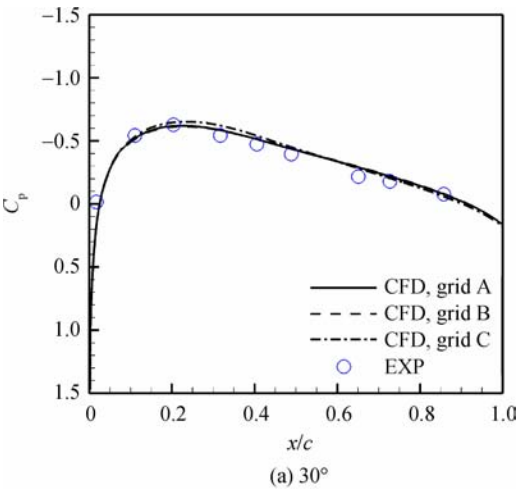


图 5 不同背景网格下不同桨叶方位角时桨叶截面段表面压强计算与试验值对比

Fig. 5 Computed and experimental sectional C_p in several blade azimuth angle with different background grids

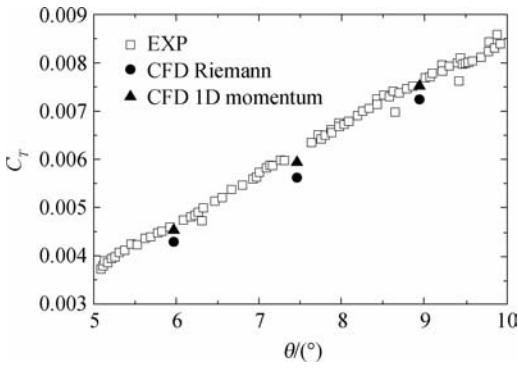


图 6 不同远场边界条件下旋翼拉力对比

Fig. 6 Comparison of rotor lift for different far-field boundary condition

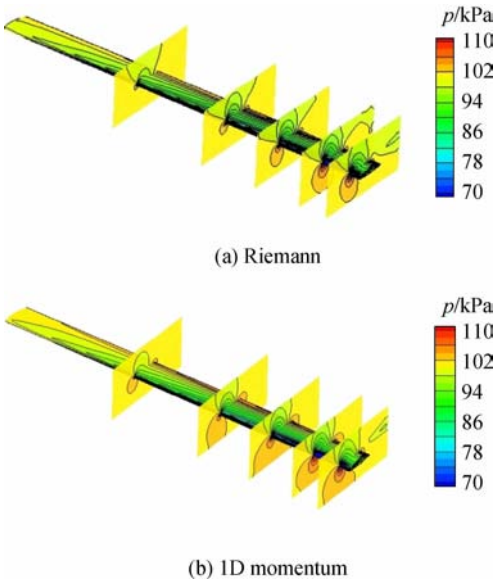
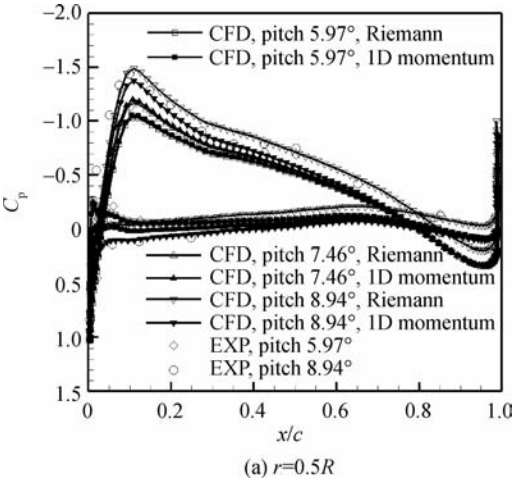


图 7 桨叶和展向特征截面表面压强分布

Fig. 7 Pressure of blade surface and sections



流,桨叶桨距角分别为 5.97° , 7.46° 和 8.94° . 计算分别对远场采用黎曼条件及采用一维动量理论修正的方式^[18]. 图 6 为采用此两种边界条件下得到的旋翼拉力计算结果与试验值的对比. 在本算例中,采用一维动量理论修正后的计算结果与试验值符合程度更好些,两种方法计算得出的旋翼拉力相差 $3\%\sim 5\%$. 图 7 为计算得到的桨叶表面和展向特征截面压强分布图,图 8 为展向截面 $r=0.5R$ 和 $r=0.82R$ 处表面压强在不同边界条件下的计算结果对比. 计算发现,采用动量边界条件得到的桨叶下表面压强增大明显,是导致旋翼整体拉力增大的重要因素,其余截面特征类似,不再给出. 图 9 给出了动量边界修正条件计算的流场涡量和流线分布图(截面位置为过旋翼旋转中心,桨叶方位角为 0° 时对应位置).

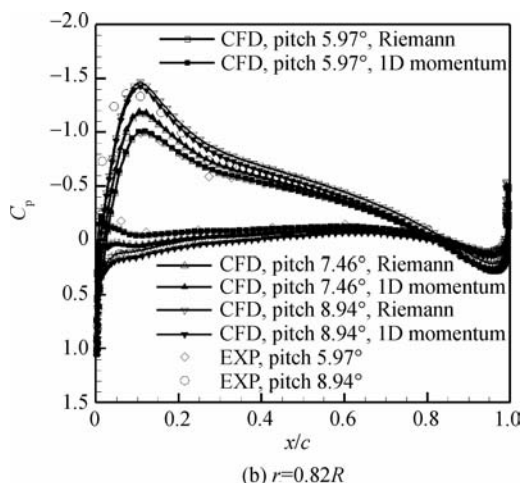


图 8 不同边界条件下桨叶展向特征截面压强分布对比
Fig. 8 Comparison of surface pressure in blade spanwise sections with different boundary conditions

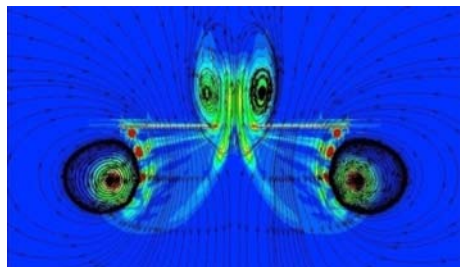


图 9 流场特征截面上的涡量和流线分布
Fig. 9 Vorticity and streamline in typical background grid sections

4 结 论

采用基于运动嵌套网格的并行流场数值求解方法,对旋翼气动力计算时一些常见的影响因素进行了计算讨论. 这些方面包括背景网格数量对悬停桨尖涡、前飞旋翼激波捕捉和气动影响,及是否采用远场边界条件修正的影响等,通过计算给出了一些量化的结论. 计算结果表明:

1) 在本文计算的旋翼转速较低的悬停状态下,几套网格系统计算得到的旋翼气动力有一定程度的变化,主要体现在桨叶上表面前缘附近的负压差别.

2) 在本文计算的旋翼前飞状态下,计算结果表明网格规模尺度对桨叶前行侧激波的捕捉精确度有较大的影响,进而影响到整幅旋翼的气动性能计算结果.

3) 有无远场边界修正对旋翼拉力计算结果有较大的影响,是旋翼悬停计算方面需要考量的一个重要因素.

参考文献:

- [1] Stawn R C, Caradonna F X, Duque E P N. 30 years of rotorcraft computational fluid dynamics research and development[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(1): 5-21.
- [2] Biava M, Bindolino G, Vigeveno L. Single blade computations of helicopter rotors in forward flight[R]. AIAA 2003-52, 2003.
- [3] Duque E P N, Srinivasan G R. Numerical simulation of a hovering rotor using embedded grids[C]// Proceedings of 48th Annual Forum of AHS. Washington, DC: AHS, 1992: 429-446.
- [4] Kang H J, Kwon O J. Unstructured mesh Navier-Stokes calculations of the flowfield of a helicopter in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 47(2): 90-99.
- [5] Bruno J C. Numerical simulation of unsteady Euler flow around multibladed rotor in forward flight using a moving grid approach[C]// Proceedings of 51th Annual Forum of AHS. Worth, TX: AHS, 1995: 821-836.
- [6] 杨爱明, 乔志德, 翁培奋. 用 Newton 子迭代方法计算前飞旋翼粘性绕流[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(1): 57-63.
YANG Aiming, QIAO Zhide, WENG Peifen. Numerical simulation of the viscous flow past a helicopter rotor in forward flight using Newton-like sub-iterations[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(1): 57-63. (in Chinese)
- [7] 招启军, 徐国华. 基于 Navier-Stokes 方程/自由尾迹/全位势方程的旋翼流场模拟混合方法[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 15-21.
ZHAO Qijun, XU Guohua. A hybrid method based on Navier-Stokes/free wake/full-potential solver for rotor flow simulations[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 15-21. (in Chinese)
- [8] 胡利, 曹义华, 赵明. 直升机旋翼机身发动机耦合流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1882-1887.
HU Li, CAO Yihua, ZHAO Ming. Numerical simulation of helicopter rotor-fuselage-engine aerodynamic interactions[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1882-1887. (in Chinese)
- [9] 许和勇, 叶正寅. 悬停共轴双旋翼干扰流动数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 453-457.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation of interaction unsteady flows around co-axial rotors in hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 453-457. (in Chinese)
- [10] Roe P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [11] Venkatakrishnan V. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions[R]. AIAA 93-0880, 1993.
- [12] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence

model for aerodynamic flows[R]. AIAA-92-0439,1992.

[13] Luo H,Baum J D. A fast,matrix-free implicit method for computing low Mach number flows on unstructured grids [R]. AIAA-99-3315,1999.

[14] Hermanns M. Parallel programming in Fortran 95 using OpenMP[EB/OL]. [2014-05-30]. <http://www.openmp.org/presentations/miguel/F95.OpenMPv1-v2.pdf>.

[15] Caradonna F X,Tung C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover[J]. Vertica,1981,5 (1):149-161.

[16] Caradonna F X,Laub G. H,Tung C. An experimental investigation of the parallel blade-vortex interaction[R]. NASA/TM 86005,1984.

[17] Steijl R,Barakos G N,Badcock K J. A CFD framework for analysis of helicopter rotors[R]. AIAA 2005-5124,2005.

[18] Pomin H,Wagner S. Navier-Stokes analysis of helicopter rotor aerodynamics in hover and forward flight[R]. AIAA 2001-0998,2001.

(编辑:秦理曼)