

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.006

旋翼跨音速非定常黏性绕流的高效 CFD 模拟方法

吴 琪¹ 招启军¹ 林永峰² 印智昭¹

(1. 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; 2. 中国直升机设计研究所, 景德镇, 333001)

摘要:为提高旋翼跨音速黏性绕流 CFD 模拟的效率,建立了一套基于隐式 LU-SGS 算法和 OpenMP 并行策略的旋翼非定常流场高效数值求解方法。首先,基于二维剖面翼型的 Poisson 方程求解和网格插值、翻折方法生成绕桨叶的 O-C-O 型贴体正交网格,并采用高效的“扰动衍射”(Disturbance diffraction method, DDM)挖洞方法、并行化“Inverse map”(IM)的贡献单元搜索方法,构建了旋翼运动嵌套网格系统。在此基础上,以耦合 S-A 湍流模型的非定常 RANS 方程为主控方程,对流通量采用高精度的 Roe-MUSCL 格式进行离散,时间推进采用隐式 LU-SGS 双时间方法,同时采用 OpenMP 并行策略加速旋翼流场求解。最后,运用所建立的方法分别对悬停 ONERA 7A 旋翼、前飞 Caradonna-Tung(C-T)旋翼无升力状态及 SA349/2 旋翼有升力状态的气动特性及涡尾迹特征进行了模拟,通过与试验值对比验证了文中方法在旋翼非定常流场 CFD 模拟中的有效性和高效性。

关键词:旋翼;非定常气动特性;隐式算法;并行策略;S-A 湍流模型;运动嵌套网格

中图分类号:V211.52

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2015)02-0212-08

Highly-Efficient CFD Method for Predicting Unsteady Transonic Viscous Flow Around Rotor

Wu Qi¹, Zhao Qijun¹, Lin Yongfeng², Yin Zhizhao¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: Aiming at improving the CFD simulation efficiency on the transonic viscous flow around rotor, the implicit LU-SGS algorithm and OpenMP parallel strategy are employed for highly-efficient predicting the unsteady flowfield of rotor. Firstly, the O-C-O type orthogonal and body-fitted grid around rotor blade is generated by solving Poisson equations for the airfoil, interpolating and folding approach. Then the "disturbance diffraction method" (DDM) is utilized in the identification of hole cells, and the parallel "inverse map" (IM) method is adopted for searching the donor cells, thus constructing the rotor moving-embedded grid system. On these bases, the unsteady RANS equations coupled with S-A turbulence model are used as the governing equations, the high-order scheme of Roe-MUSCL is used for spatial discretisation of convective fluxes, a dual-time based implicit scheme of LU-SGS is adopted for temporal discretisation, and the data sharing OpenMP parallel strategy is employed to accelerate the calculation as well. Finally, aerodynamic characteristics and blade-tip vortex characteristics of several rotors, i. e. hovering ONERA 7A rotor, forward flight non-lifting Caradonna-Tung (C-T) rotor and lifting SA349/2 rotor are simulated by the presented method. By comparison of numerical results with experimental data, it demonstrates the effectiveness and high efficiency of the presented method on the CFD simulation of the unsteady rotor flowfield.

基金项目:国家自然科学基金(11272150)资助项目。

收稿日期:2015-01-15;修订日期:2015-02-15

通信作者:招启军,男,教授,博士生导师,E-mail:zhaoqijun@nuaa.edu.cn。

本文已收编于2014年全国直升机年会内部交流论文集。

Key words: rotor; unsteady aerodynamic characteristics; implicit algorithm; parallel strategy; Spalart-S-A turbulence model; moving-embedded grid

直升机兼备垂直起降、空中悬停和高速前飞等独特优势,可以广泛用于运输、巡逻、救护等多个领域。作为直升机的关键部件,旋翼提供了直升机飞行所需的升力、推进力以及操纵力,而旋翼往往工作在严重非对称的气流环境中:前飞状态下,前行桨叶易发生激波-附面层干扰现象,而后行桨叶易发生动态失速现象;旋翼在运动过程中,前一片桨叶拖出桨尖涡对后一片桨叶存在桨涡干扰现象(Blade vortex interaction, BVI);旋翼流场根部为低速/反向流动,尖部为跨音速流动。这些复杂的流动特征给有效地模拟旋翼流场及气动特性带来了很大的困难。因而,高效及高精度地模拟旋翼非定常流场的气动特性及涡尾迹特征一直是直升机技术领域的研究热点与难点之一^[1]。

相比于传统的试验方法和理论方法,基于RANS方程的计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)数值模拟方法具有周期较短、成本较低,并且能充分捕捉流场尤其是跨音速流场的激波特性、涡的形成及输运特性等优点。国内外学者对旋翼CFD方法的应用进行了大量研究。20世纪80年代中期,Agarwal^[2]等人采用可压Euler方程计算了悬停状态下的旋翼流场。20世纪90年代,Boniface^[3]等人采用Euler方程和动态网格技术模拟了前飞状态下三片桨叶旋翼的非定常流场,然而桨叶网格出现大变形情况下会降低该方法的计算精度。Ahmad^[4]等人采用运动嵌套网格方法分别对AH-1G旋翼前飞状态下的流场进行了无黏数值模拟,计算得到的桨叶表面压强分布与试验结果较为吻合。Pomin^[5]等人则采用N-S方程对ONERA 7A旋翼的悬停流场及Caradonna-Tung(C-T)旋翼的前飞黏性流场进行了数值模拟,取得了良好模拟效果。最近,Hariharan^[6]等人发展了ENO格式用于模拟旋翼前飞黏性流动,计算结果显示出高阶格式能改善对桨尖涡的捕捉精度。国内旋翼CFD的研究起步较晚,但也取得了较快发展。杨爱明^[7]等人运用运动嵌套网格技术和隐式双时间方法对前飞非定常流场进行了数值模拟。韩忠华^[8]等人采用基于运动嵌套网格的多重网格方法和预处理方法对旋翼的悬停和前飞流场进行了数值模拟。Zhao^[9]等人采用嵌套网格技术和高效的贡献单元搜索方法进行了悬停和前飞旋翼黏性绕流的数值模拟。这些研究揭示了运用CFD方

法模拟旋翼非定常绕流的可行性,但他们的研究大多以显式串行方法为主,计算效率不高;同时对旋翼非定常绕流的模拟往往局限于无黏方法或者代数湍流模型(Baldwin-Lomax模型^[10]),可能难以捕捉旋翼复杂前飞状态下的流动细节。此外,采用传统CFD方法往往会带来较大的数值耗散,较难精确地捕捉桨尖涡特征。

鉴于此,为了高效及高精度地模拟旋翼非定常流场,文中发展了一套耦合运动嵌套网格技术、LU-SGS隐式算法、S-A湍流模型、高阶Roe-MUSCL格式以及OpenMP并行策略的非定常RANS方程求解方法。通过对悬停状态ONERA 7A旋翼、前飞状态C-T旋翼及SA349/2旋翼流场的数值模拟,结果表明了该方法在保证精度的前提下能高效地模拟旋翼非定常流场及涡尾迹特征。

1 旋翼运动嵌套网格策略

1.1 旋翼O-C-O型网格生成方法

剖面翼型网格是旋翼网格生成的基础,网格的贴体性和正交程度决定着旋翼流场计算的成败。为满足黏性计算的需要,文中采用求解引入Higgenstock源项修正策略^[11]的Poisson方程网格生成方法。为了较好地捕捉附面层内流动,第一层翼型网格的壁面距离取为 $5 \times 10^{-6}c$ ($y^+ \approx 1$),其中 c 为翼型弦长。

在此基础上,桨叶段网格通过展向剖面间插值生成,而桨根、桨尖处考虑到C-H型网格易出现大变形、非光滑过渡等问题,则采用绕翼型中弧线翻折策略从而生成桨叶的O-C-O型结构网格。为了避免不同桨叶网格在背景区域内相互重叠,靠近桨根位置应采取相关塌缩措施。图1则给出了针对SA349/2旋翼桨叶网格的插值和翻折过程示

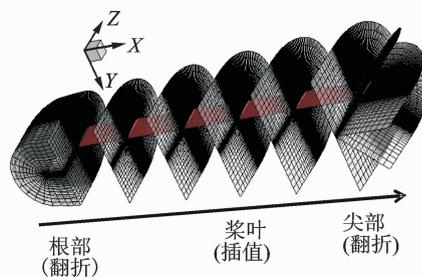


图1 SA349/2桨叶网格插值、翻折过程示意图

Fig. 1 Interpolating and folding process of SA349/2 blade grid generation

意图。

1.2 旋翼运动嵌套网格生成方法

由于旋翼在旋转运动的同时往往伴随着挥舞、周期变距等复杂运动,因而文中采用运动嵌套网格方法对旋翼非定常流场进行数值模拟,其中运动嵌套网格系统由围绕旋翼桨叶的 O-C-O 型贴体结构网格和笛卡尔背景网格两部分组成。为了解决运动嵌套网格技术中的相关难点,采用高效鲁棒的“扰动衍射”方法(Disturbance diffraction method, DDM)快速确定桨叶在背景网格中的洞边界,同时结合“Inverse map”(IM)方法对背景网格洞单元的贡献单元进行快速搜寻。利用初始生成的不同 IM 单元遍历搜索及桨叶旋转运动后洞边界贡献单元搜索的互不相关性这一特点,程序中引入 OpenMP 并行技术加速贡献单元搜索。当采用 DDM 方法时,选取的桨叶包络面应尽量避免靠近桨叶表面的非线性流动区域,从而保证三线性插值的精度。图 2 给出了针对 SA349/2 旋翼的运动嵌套网格及挖洞洞单元示意图。

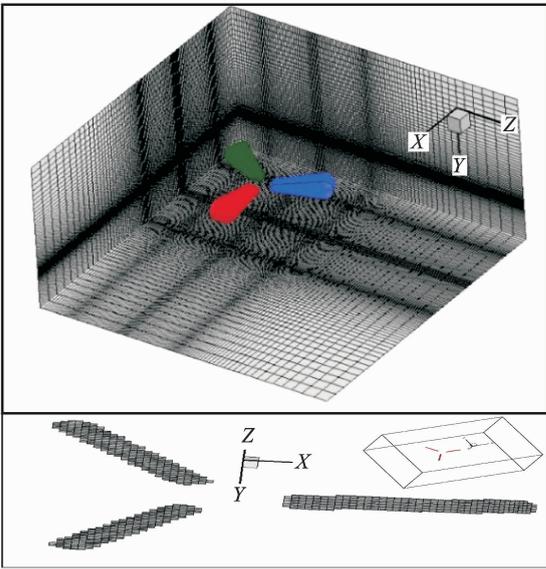


图 2 SA349/2 旋翼运动嵌套网格及挖洞结果示意图

Fig. 2 Moving-embedded grid system and hole-cutting results of SA349/2 rotor

2 流场求解方法

2.1 控制方程

定义坐标轴于惯性系下,将守恒积分形式的可压非定常 RANS 方程与 S-A 湍流模型^[12]进行耦合,可得到如下的流场控制方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} ds = \iiint_V \mathbf{S} dV \quad (1)$$

式中:守恒变量、无黏通量、黏性通量、源项分别为

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \mathbf{U} \\ \rho E \\ \bar{\nu} \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho(\mathbf{U} - \mathbf{U}_r) \\ \rho \mathbf{U}^T (\mathbf{U} - \mathbf{U}_r) + p \bar{\mathbf{I}} \\ (\rho E + p)(\mathbf{U} - \mathbf{U}_r) + p \mathbf{U}_r \\ \bar{\nu}(\mathbf{U} - \mathbf{U}_r) \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{\tau} \\ \mathbf{U} \cdot \bar{\tau} - k \nabla T \\ \frac{1 + C_{b2}}{\sigma} (\nu + \bar{\nu}) \nabla \bar{\nu} \end{bmatrix} \quad \mathbf{S} = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{0} \\ 0 \\ S_v \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: V 及 ∂V 代表控制体的体积及表面积; ρ 、 $\mathbf{U}(u, v, w)$ 、 $\mathbf{U}_r(u_r, v_r, w_r)$ 、 p 、 E 、 T 、 $\bar{\nu}$ 、 k 、 $\bar{\tau}$ 和 \mathbf{n} 分别表示气体单元密度、绝对运动速度、相对运动速度、压强、总内能、温度、层流运动黏性系数、涡运动黏性系数、热传导系数、黏性应力张量和控制体表面的法矢量。式(2)中涡运动黏性系数方程的源项分量 S_v 的表达式为

$$S_v = C_{b1} (1 - f_{t2}) \tilde{S}_v - \frac{C_{b2}}{\sigma} (\nu + \bar{\nu}) \nabla^2 \bar{\nu} - (C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{\kappa^2} f_{t2}) (\frac{\bar{\nu}}{d})^2 \quad (3)$$

式中:S-A 湍流模型具体参数可参见文献[12]。

2.2 空间离散

采用有限体积法对控制方程进行空间离散,在交界面上采用 Roe 格式^[13]计算无黏通量

$$(\mathbf{F}_c)_{i+1/2} = \frac{1}{2} [\mathbf{F}_c(\mathbf{q}_R) + \mathbf{F}_c(\mathbf{q}_L) - |\bar{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}|_{i+1/2} (\mathbf{q}_R - \mathbf{q}_L)] \quad (4)$$

式中:原始变量为 $\mathbf{q} = [\rho \ u \ v \ w \ p \ \bar{\nu}]^T$; $|\bar{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}|_{i+1/2}$ 为 Roe 平均算子,下标 $i+1/2$ 表示单元交接面;L,R 分别表示单元交接面的左右两侧。对于网格面上的流动变量,则采用三阶 MUSCL 格式^[14]插值获得。

对于黏性通量计算,采用二阶中心差分格式进行求解。

2.3 时间推进方法

为了提高流场求解的效率,文中的时间推进方法采用基于双时间方法的隐式 LU-SGS 格式^[15]。此外,采用隐式格式也可以克服模型方程的刚性,提高计算的稳定性。对式(1)进行时间离散后得

$$V \cdot \frac{\mathbf{W}^{n+1} - \mathbf{W}^n}{\Delta \tau} + V \cdot \frac{3\mathbf{W}^n - 4\mathbf{W}^{n-1} + \mathbf{W}^{n-2}}{2\Delta t} + \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c^{n+1} - \mathbf{F}_c^{n,n}) ds - \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_v^{n+1} - \mathbf{F}_v^{n,n}) ds - V \cdot (\mathbf{S}^{n+1} - \mathbf{S}^n) = \mathbf{R}^n \quad (5)$$

式中: τ 为伪时间; t 为物理时间; m 为伪时间上的层数; n 为物理时间上的层数; \mathbf{R} 为控制方程的残差。采用如下 LU-SGS 格式求解

$$(\mathbf{L} + \mathbf{D})\mathbf{D}^{-1}(\mathbf{D} + \mathbf{U})\Delta\mathbf{W} = \mathbf{R}^n - \frac{3\mathbf{W}^m - 4\mathbf{W}^n + \mathbf{W}^{n-1}}{2\Delta t} \quad (6)$$

LU 分解矩阵 $\mathbf{L}, \mathbf{D}, \mathbf{U}$ 的表达式分别为

$$\begin{cases} \mathbf{L} = -[(\mathbf{A}^+ + \bar{\mathbf{A}}_v)_{i-1} \Delta \mathbf{S}_{i-1/2}^I + (\mathbf{A}^+ + \bar{\mathbf{A}}_v)_{j-1} \Delta \mathbf{S}_{j-1/2}^J + (\mathbf{A}^+ + \bar{\mathbf{A}}_v)_{k-1} \Delta \mathbf{S}_{k-1/2}^K] \\ \mathbf{D} = \mathbf{V} \cdot \left(\frac{1}{\Delta t} - \mathbf{B} \right) + \alpha (\hat{\Lambda}_c^I + \hat{\Lambda}_c^J + \hat{\Lambda}_c^K) + \beta (\hat{\Lambda}_v^I + \hat{\Lambda}_v^J + \hat{\Lambda}_v^K) \\ \mathbf{U} = [(\mathbf{A}^- - \bar{\mathbf{A}}_v)_{i+1} \Delta \mathbf{S}_{i+1/2}^I + (\mathbf{A}^- - \bar{\mathbf{A}}_v)_{j+1} \Delta \mathbf{S}_{j+1/2}^J + (\mathbf{A}^- - \bar{\mathbf{A}}_v)_{k+1} \Delta \mathbf{S}_{k+1/2}^K] \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{A} = \frac{\partial \mathbf{F}_c}{\partial \mathbf{W}}$, $\mathbf{A}^v = \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \mathbf{W}}$, $\mathbf{B} = \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{W}}$ 分别为对流项, 扩散项和源项的 Jacobian 矩阵; $\hat{\Lambda}_c^I, \hat{\Lambda}_c^J, \hat{\Lambda}_c^K$ 为 I, J, K 的方向上无黏谱半径; $\hat{\Lambda}_v^I, \hat{\Lambda}_v^J, \hat{\Lambda}_v^K$ 为黏性谱半径。

α 为大于 1 的稳定性常数, 其取值越大, 格式的稳定性越好, 但会降低收敛速度, 在文中取为 1.01。系数 β 对于 \bar{v} 方程取为 $\frac{1+C_{b2}}{\sigma} \times 2.0$, 对于其他方程取为 2.0。

对于旋翼非定常流场控制方程, 当采用双时间方法时, 在每个物理时间步内都要进行伪时间推进, 文中将定常解法的当地时间步长措施运用到流场计算中, 同时也对伪时间步长进行了限制。

$$\Delta\tau = \min\left(\frac{\text{CFL} \cdot V_{i,j,k}}{\hat{\Lambda}_c^I + \hat{\Lambda}_c^J + \hat{\Lambda}_c^K + 4 \cdot (\hat{\Lambda}_v^I + \hat{\Lambda}_v^J + \hat{\Lambda}_v^K)}, \frac{2}{3} \Delta t\right) \quad (8)$$

对式(5)可采用两个步骤进行求解, 分别为前扫过程和后扫过程, 如下所示

$$\begin{aligned} \mathbf{D}\Delta\mathbf{W}_{i,j,k}^* &= \mathbf{R}^n - \frac{3\mathbf{W}^m - 4\mathbf{W}^n + \mathbf{W}^{n-1}}{2\Delta t} - \mathbf{L}\Delta\mathbf{W}_{i,j,k} \\ (\mathbf{D} + \mathbf{U})\Delta\mathbf{W}_{i,j,k} &= \mathbf{D}\Delta\mathbf{W}_{i,j,k}^* \end{aligned} \quad (9)$$

因而更新变量, $\mathbf{W}_{i,j,k}^{n+1} = \mathbf{W}_{i,j,k}^n + \Delta\mathbf{W}_{i,j,k}$ 。

2.4 并行方法

实际流场计算中, 计算网格数目会随着问题复杂程度的增长而快速增加。对于复杂问题, 单 CPU(单线程) 计算需要消耗很长时间, 甚至无法进行。为了进一步提高流场计算效率, 文中引入基于数据共享存储体系结构的 OpenMP 并行方法^[16]。采用该方法时, 只需在原有串行程序基础上对每个计算循环采取互不相关单元分区同时求

解, 从而达到加速的目的。表 1 给出了分别采用多核并行计算和单核串行计算的 ONERA 7A 旋翼悬停流场及 SA349/2 旋翼前飞流场 CFD 模拟的计算时间对比。其中, ONERA 7A 旋翼悬停流场计算采用的桨叶网格尺寸为 $225 \times 49 \times 57$, 背景网格尺寸为 $91 \times 138 \times 117$, 总的计算网格数量约为 210 万。计算基于四核 CPU 配置(单核主频 3.4 GHz)的计算机, 采用四核并行计算较单核串行计算加速比达到了 2.85。对于 SA349/2 旋翼前飞算例, 采用的桨叶网格尺寸为 $237 \times 45 \times 61$, 背景网格尺寸为 $91 \times 138 \times 117$, 总的计算网格数量约为 523 万, 采用并行计算较单核串行计算加速比约为 2.76。由表 1 可得, 采用 OpenMP 并行策略可以明显地提高旋翼非定常流场 CFD 模拟的计算效率。

表 1 并行计算和串行计算的时间对比

Tab. 1 Comparison of consuming time between parallel calculation and serial calculation

算例	ONERA 7A 旋翼	SA349/2 旋翼
	悬停流场	前飞流场
串行计算时间/h	3.90	53.25
并行计算时间/h	1.37	19.27
加速比	2.85	2.76

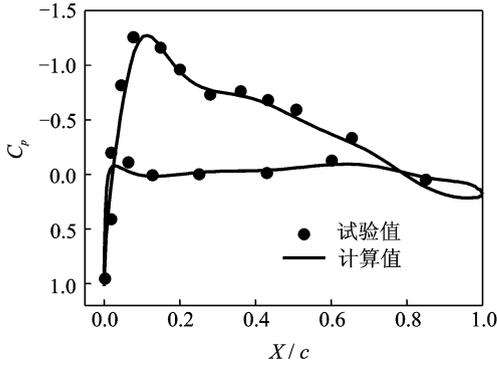
3 算例及结果分析

3.1 ONERA 7A 旋翼悬停算例

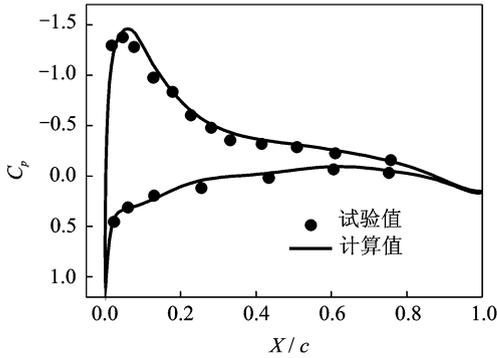
ONERA 7A 旋翼含有 4 片桨叶, 桨叶的展弦比为 15, 它采用 OA 系列翼型配置而成, 悬停状态的计算参数为: 桨尖马赫数 Ma_{tip} 为 0.617, 总距角 θ 为 7.46° 。图 3 给出了采用本文方法计算的桨叶不同剖面压强系数 C_p 分布的计算值与试验值^[17] 对比, 由图 3 可知, 其相应的计算结果均能与试验值较好地吻合。图 4 给出了该状态对应不同总距角的旋翼悬停效率 FM 与拉力系数 C_T 的变化趋势的计算结果, 它也与试验值吻合得较好。图 4 还同时给出了对应不同总距角下的桨叶展向拉力系数 C_l 分布对比。图 5 给出了该状态下采用隐式 LU-SGS 算法与显式 Runge-Kutta 算法计算的密度残值 Res 时间收敛曲线对比。当采用隐式算法时, 密度残值收敛到目标标准的计算时间约为显式的 1/3。这表明文中建立的方法可以高效且能较好地对应悬停状态下的旋翼流场及气动特性进行数值模拟。

3.2 C-T 旋翼无升力前飞

C-T 旋翼由两片桨叶组成, 矩形桨尖, 桨叶无负扭转, 采用 NACA 0012 翼型, 桨叶的展弦比为



(a) $r/R=0.70$



(b) $r/R=0.98$

图3 ONERA 7A 旋翼桨叶不同剖面压强系数分布对比
Fig. 3 Comparison of pressure coefficient distributions on ONERA 7A rotor blade at different sections

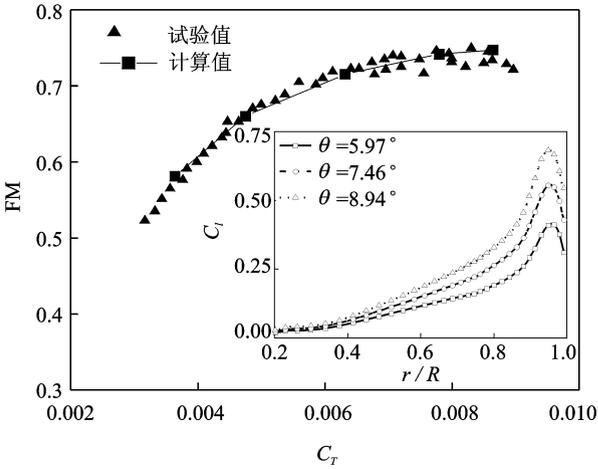


图4 ONERA 7A 旋翼拉力与悬停效率曲线

Fig. 4 Thrust coefficient and FM curve of ONERA 7A rotor

7. 文中计算的试验状态为: $Ma_{tip}=0.8, \mu=0.2, Re=3.55 \times 10^6, \theta=0^\circ, \beta=0^\circ$. 计算使用的桨叶网格尺寸 $199 \times 40 \times 55$, 背景网格尺寸 $170 \times 121 \times 160$, 总计网格数约为 416 万网格。计算旋翼前流场时, 采用隐式算法可以加大物理时间步长, 且

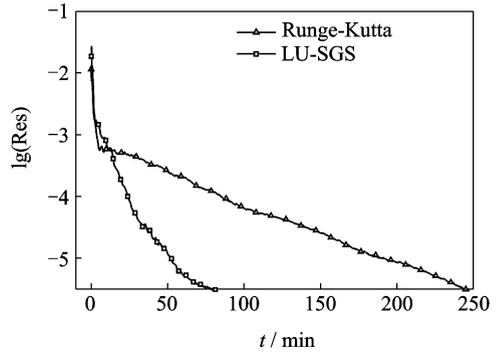
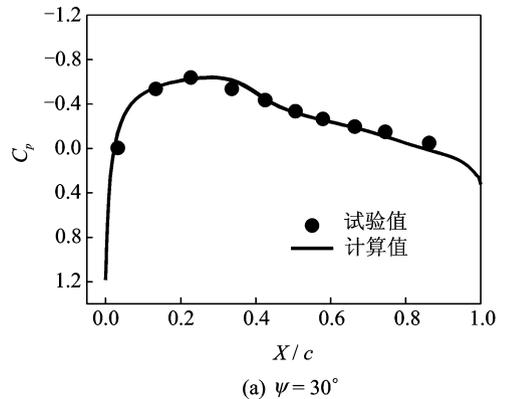


图5 ONERA 7A 旋翼 CFD 计算中密度残值时间收敛曲线对比

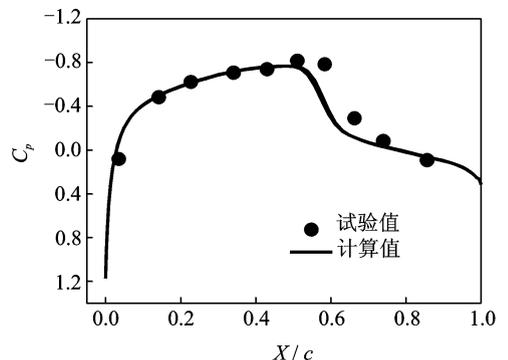
Fig. 5 Comparison of time convergence history of density residual of blade for explicit and implicit scheme of ONERA 7A rotor

提高计算的稳定性, 使得流场收敛得更快。这里物理时间步长可取为旋转周期的 $1/120$, 即桨叶旋转方位角步长为 3° , 计算时 CFL 数取 5, 一般计算 3 圈即可获得非定常流场的周期解。

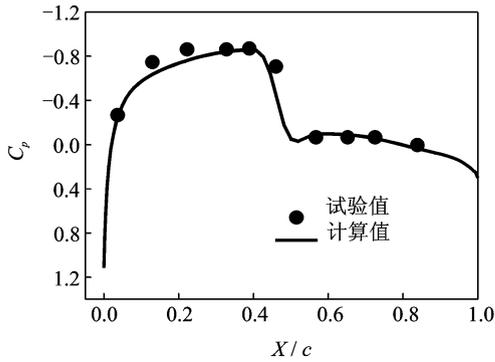
图 6 给出了在不同方位角时, 桨叶 $r/R=0.893$ 剖面表面压强系数分布计算值与试验值^[18] 的对比。从图中可以看出, $\Psi=30^\circ$ 时桨叶表面压强分布变化较平缓, 计算值与试验值能较好的吻合; $\Psi=90^\circ, 150^\circ$ 时翼型中部处出现了不同程度的激波现象, 计算结果也显示出同样的变化特性, 且



(a) $\psi=30^\circ$



(b) $\psi=90^\circ$



(c) $\psi = 150^\circ$

图 6 C-T 旋翼桨叶不同方位角处剖面压强系数分布对比

Fig. 6 Comparison of pressure coefficient distributions on C-T rotor blade at different azimuthal angles

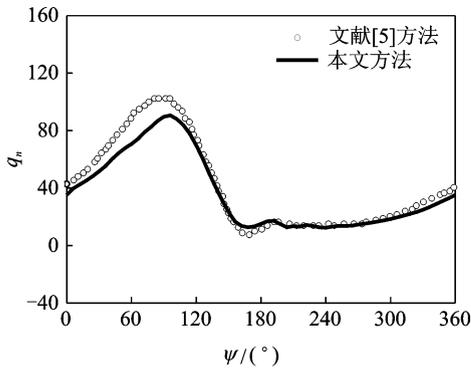


图 7 C-T 旋翼桨叶随方位角的扭矩分布

Fig. 7 Torque distributions of C-T rotor blade at different azimuthal angles

基本吻合。图 7 则给出了采用本文方法计算的不同方位角下的桨叶扭矩值 q_n , 对比 Pomin^[5] 等人计算结果可以发现两者能吻合得较好。这表明文中方法能够较好地模拟无升力旋翼前飞状态的非定常流场特征。

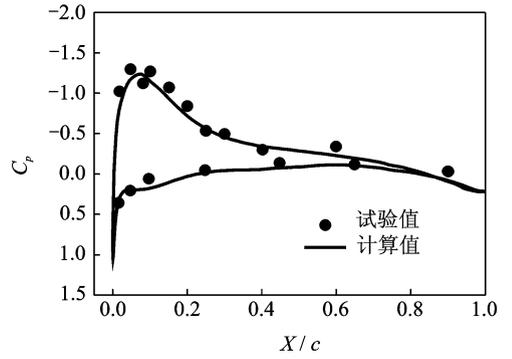
3.3 SA349/2 旋翼前飞算例

SA349/2 旋翼具有 3 片桨叶, 桨叶形状为矩形, 其桨叶半径为 5.2 m, 展弦比为 15, 桨叶采用了 OA209 翼型, 并带有非线性几何负扭转。计算特征状态为: 桨尖马赫数为 0.626, 前进比为 0.26, 变距和挥舞运动规律如下

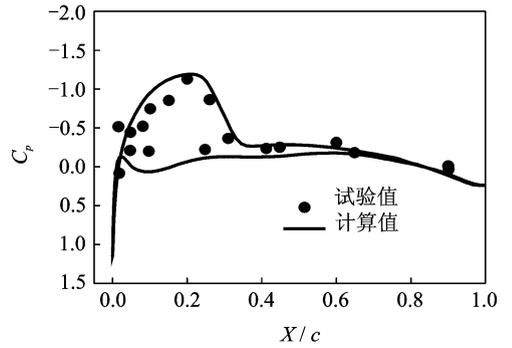
$$\begin{aligned} \theta(t) &= 8.42^\circ + 1.25^\circ \cos(\Psi(t)) - 2.14^\circ \sin(\Psi(t)) \\ \beta(t) &= 2.12^\circ - 1.3^\circ \cos(\Psi(t)) + 0.14^\circ \sin(\Psi(t)) \end{aligned} \quad (10)$$

图 8 给出了不同方位角下, 桨叶 0.97R 特征剖面的压强系数分布计算值与试验值^[19] 的对比。可以看到采用本文方法可以较好地模拟桨叶前行侧的激波特性, 同时对于后行侧负压峰值也能较好地进行模拟。图 9 给出了本文计算得到的不同方

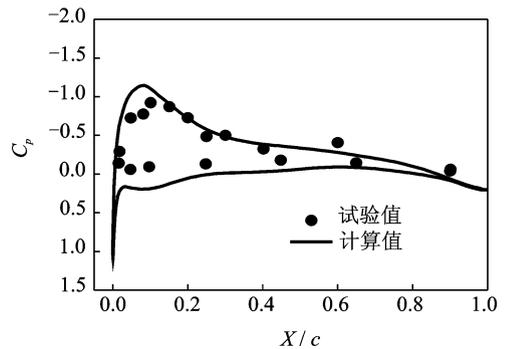
位角下桨叶 0.97R 特征剖面的法向力系数 C_n , 通



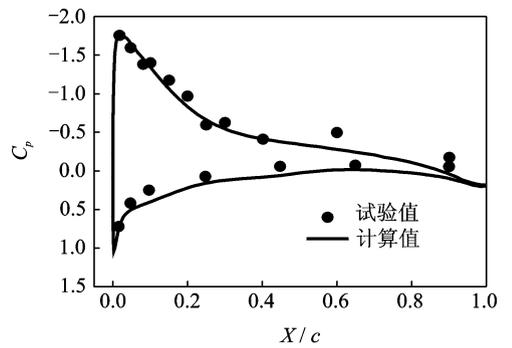
(a) $\psi = 0^\circ$



(b) $\psi = 90^\circ$



(c) $\psi = 180^\circ$



(d) $\psi = 270^\circ$

图 8 SA349/2 旋翼桨叶不同方位角剖面压强系数分布对比

Fig. 8 Comparison of pressure coefficient distributions on SA349/2 rotor blade at different azimuthal angles

过与试验值的对比可知,计算方法能较好模拟出该状态下气动幅值和相位相应的变化规律。图10给出了该状态下旋翼流场涡量等值线分布图,说明了文中方法对前飞状态下的涡尾迹特征也具有较高的捕捉精度。综合而言,本文建立的方法可以有效地模拟直升机旋翼飞行状态下的复杂流场及其细节特征。

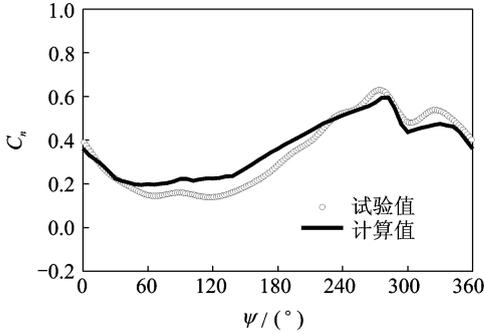


图9 SA349/2旋翼桨叶0.97R剖面法向力系数分布对比

Fig. 9 Comparison of normal force coefficient on SA349/2 rotor blade at different azimuthal angles at 0.97R section

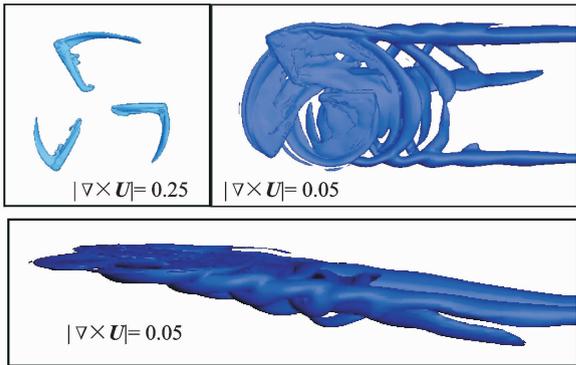


图10 SA349/2旋翼前飞状态下的涡量等值面图

Fig. 10 Vorticity iso-surface of SA349/2 rotor under forward flight condition

4 结 论

为了提高旋翼非定常绕流的模拟精度和效率,本文发展了一套耦合运动嵌套网格技术、S-A湍流模型、LU-SGS隐式算法、OpenMP并行策略的非定常RANS方程求解方法,用于求解不同旋翼悬停及前飞状态下的流场及气动特性,通过算例计算和分析,得到如下结论:

(1)文中建立的耦合S-A湍流模型的非定常流场求解方法不仅能较好地模拟旋翼悬停及前飞状态下的流场与气动特性,也能较高精度地捕捉旋翼的涡尾迹特征。

(2)相较Runge-Kutta推进方法,采用LU-SGS隐式时间推进算法不仅可提高非定常流场计算的稳定性,也显著节约了计算时间。

(3)相比于串行计算方法,基于OpenMP并行策略能显著缩短旋翼非定常流场的计算时间,提高了计算效率。

参考文献:

- [1] Leishman J G. Rotorcraft aeromechanics: getting through the dip[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(1): 1-24.
- [2] Agarwal R K, Deese J E. Euler calculations for flow-field of a helicopter rotor in hover [J]. Journal of Aircraft, 1987, 24(4): 231-238.
- [3] Boniface J C, Mialon B, Sides J. Numerical simulation of unsteady Euler flow around multi-bladed rotor in forward flight using a moving grid approach[C]// Annual Forum Proceedings of American Helicopter Society. United States: American Helicopter Society, 1995: 821-821.
- [4] Ahmad J, Duque E P. Helicopter rotor blade computation in unsteady flows using moving overset grids [J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(1): 54-60.
- [5] Pomin H, Wagner S. Navier-Stokes analysis of helicopter rotor aerodynamics in hover and forward flight [J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 813-821.
- [6] Hariharan N. High order accurate numerical convection of vortices across overset interfaces [R]. AIAA-2005-1263, 2005.
- [7] 杨爱明, 乔志得. 用运动嵌套网格方法数值模拟旋翼前飞非定常流场 [J]. 空气动力学报, 2000, 18(4): 427-433.
Yang Aiming, Qiao Zhide. Numerical simulation of unsteady flow around a helicopter forward flight using moving overset grid [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2000, 18(4): 427-433.
- [8] 韩忠华. 旋翼绕流数值计算方法及主动流动控制研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
Han Zhonghua. Efficient method for simulation of viscous flows past helicopter rotors and active flow control [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [9] Zhao Qijun, Xu Guohua, Zhao Jingen. Numerical simulations of the unsteady flowfield of helicopter rotors on moving embedded grids [J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(2): 117-124.
- [10] Lomax H, Baldwin B S. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows [R]. AIAA-1978-0257, 1978.

- [11] Hilgenstock A. A fast method for the elliptic generation of three-dimensional grids with full boundary control [C]//Proceedings of the Second International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Mechanics. Miami, United States; [s. n.], 1988: 137-146.
- [12] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA-1992-0439, 1992.
- [13] Roe P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes [J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2) : 357-372.
- [14] Van Albada G D, Van Leer B, Roberts Jr WW. A comparative study of computational methods in cosmic gas dynamics [J]. Astronomy and Astrophysics, 1982, 108(1): 76-84.
- [15] Blazek J. Computational fluid dynamics: Principles and applications [M]. Amsterdam: Elsevier, 2001.
- [16] Chandra R, Maydan D, Kohr D. Parallel programming in OpenMP [M]. Burlington: Morgan Kaufmann, 2001.
- [17] Steijl R, Barakos G N, Badcock K J. A CFD framework for analysis of helicopter rotors[R]. AIAA-2005-5124, 2005.
- [18] Caradonna F X, Laub G H, Tung C. An experimental investigation of the parallel blade-vortex interaction [R]. NASA-TM-86005, 1984.
- [19] Heffernana R, Gaubert M. Structural and aerodynamic loads and performance measurements of an SA349/2 helicopter with an advanced geometry rotor [R]. NASA-TM-88370, 1986.

