

文章编号: 1000-8055 (2005) 02-0186-06

使用高阶逆风通量差分裂格式的 悬停旋翼流场数值模拟

招启军, 徐国华

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要: 为减少Jameson二阶中心差分有限体积法导致的旋翼尾迹的数值耗散, 将三阶逆风格式(MUSCL)与通量差分裂方法相结合, 建立了一个三维雷诺平均N-S方程数值模拟悬停状态旋翼流场的方法。为了充分考虑旋翼尾迹对流场的影响, 采用周期性边界条件和由动量理论导出的远场边界条件。为进一步减少尾迹数值耗散和便于添加上述边界条件, 采用了嵌套网格方法。然后, 进行了算例计算, 给出了桨叶表面的压强分布, 与可得到的试验数据及二阶中心差分方法的计算结果进行了对比, 并针对几种不同桨尖形状的旋翼悬停流场进行计算, 数值结果显示: 后掠桨尖可减弱超临界流动。此外, 还计算和分析了旋翼下方不同位置上的涡量分布。计算结果表明, 本文方法能够有效地减少旋翼尾迹的数值耗散。

关键词: 航空、航天推进系统 旋翼; 直升机; 逆风格式; 通量差分裂方法; 嵌套网格方法

中图分类号: V 275.1; V 211

文献标识码: A

Numerical Simulations for the Flowfield of Helicopter Rotors in Hovering Based on High-Order Upwind Flux-Difference Splitting Scheme

ZHAO Qi-jun, XU Guo-hua

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to reduce effectively the numerical dissipation of the rotor wake vorticity induced by Jameson's second-order cell-centered finite volume approach, with the combination of the third-order upwind scheme (MUSCL) and flux-difference splitting scheme, a numerical method based upon the solution of three-dimensional Reynolds-average N-S equations has been developed to simulate the flow field around a lifting rotor in hovering. To incorporate the important effects of the rotor wake, the far-field boundary condition derived from the rotor momentum theory and the cyclic boundary condition have been used. The embedded grids methodology was adopted so as to weaken the numerical dissipation of the wake and be easy to apply the above mentioned boundary conditions. Several cases of the blade surface pressure distribution have been calculated using the present method and the second-order center difference. The calculated results were validated by comparing with available experimental data. Then flow field simulations under rotor hovering conditions were performed.

收稿日期: 2004-03-14; **修订日期:** 2004-09-16

基金项目: 全国优秀博士论文专项基金资助项目 (200050)

作者简介: 招启军 (1977-), 男, 江苏金湖人, 南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室博士生, 主要从事旋翼CFD和直升机空气动力学的研究

for three different blade tip planforms. The numerical results demonstrate that the swept tips can suppress supercritical flow. Additionally, the vorticity contours were computed and the characteristics of distorted rotor wake were analyzed. It is shown that the present method can effectively reduce the numerical dissipation of the rotor wake.

Key words: aerospace propulsion system; rotor; helicopter; upwind scheme; flux-difference splitting scheme; embedded grids methodology

采用计算流体力学 (CFD) 方法准确地计算旋翼的流场和性能已成为直升机旋翼领域的一个研究热点和难点^[1~4]。一方面是因为旋翼流场的复杂性, 直升机旋翼每片桨叶拖出的尾迹会迅速卷起一强烈、收缩和螺旋发展的桨尖涡, 直至下游很远处才散去。旋翼尾迹对旋翼的流场和气动特性具有十分重要的影响; 另一方面, 尽管计算机能力和计算方法有了很大的发展和提高, 但通常在应用有限差分法或有限体积法求解旋翼流场时, 都必须添加一定的人工粘性来抑制由于非线性问题引起的数值振荡, 遗憾的是这种人工粘性将不可避免地导致旋翼尾迹的非物理耗散, 这对于以涡为主要特征的旋翼流场的求解有直接影响。

人们已尝试采用混合方法^[5]、非结构网格法^[6]、高精度法^[7]等来提高 CFD 捕捉旋翼尾迹的能力, 并取得了很大进展, 但尾迹耗散问题仍没有很好地解决。在文献 [8] 的基础上, 本文尝试将三

阶逆风单调守恒格式 (MUSCL) 与通量差分裂方法相结合, 取代二阶中心差分方法。由于逆风格式自身包含耗散项, 它可有效地减少由于截断误差和人工粘性导致的旋翼尾迹数值耗散。

Navier-Stokes 方程可准确描述涡的形成及输运, 因而本文采用雷诺平均 N-S 方程求解直升机的悬停状态旋翼流场。为配合高阶逆风通量差分裂格式的建立, 以及便于添加远场边界条件和周期性边界条件, 本文采用了嵌套网格方法。

1 控制方程

将坐标系固连于旋转的桨叶上, 定义 y 轴沿转轴轴, x 轴由桨叶前缘指向后缘, z 轴从桨尖指向桨叶根部。相对于该坐标系, 悬停旋翼的流场是定常的。为便于处理远场条件, 建立以绝对物理量为参数的守恒的积分形式的雷诺平均 N-S 方程。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint \vec{W} dv + \iint (\vec{F}_1 - \vec{F}_2 - \vec{F}_v) \cdot \vec{n} ds + \iiint \vec{G} dv = 0$$

(1)

其中:

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \vec{F}_1 = \begin{bmatrix} \rho \vec{q} \\ \rho u \vec{q} + p \vec{i}_x \\ \rho v \vec{q} + p \vec{i}_y \\ \rho w \vec{q} + p \vec{i}_z \\ \rho H \vec{r} \vec{q} \end{bmatrix}, \quad \vec{F}_2 = \begin{bmatrix} \rho \vec{q}_w \\ \rho u \vec{q}_w \\ \rho v \vec{q}_w \\ \rho w \vec{q}_w \\ \rho H \vec{r} \vec{q}_w \end{bmatrix}$$

$$\vec{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \vec{i}_x + \tau_{xy} \vec{i}_y + \tau_{xz} \vec{i}_z \\ \tau_{yx} \vec{i}_x + \tau_{yy} \vec{i}_y + \tau_{yz} \vec{i}_z \\ \tau_{zx} \vec{i}_x + \tau_{zy} \vec{i}_y + \tau_{zz} \vec{i}_z \\ h_{51} \vec{i}_x + h_{52} \vec{i}_y + h_{53} \vec{i}_z \end{bmatrix}, \quad \vec{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho_w \Omega \\ 0 \\ -\rho_u \Omega \\ 0 \end{bmatrix}$$

$\vec{q}_w, \vec{q} = (u, v, w)^T$ 和 Ω 分别代表牵连速度、绝对速度和角速度; S 为单元的表面积, $\vec{n}$ 为单元外法向矢量, V 为控制单元体积, p 和 ρ 分别代表压强和密度; 粘性项:

$$\tau_{xx} = 2\mu u_x - (2/3)\mu \nabla \cdot \vec{q}$$

$$\tau_{xy} = \mu(u_y + v_x)$$

$$h_{51} = u \tau_{xx} + v \tau_{xy} + w \tau_{xz} + k \frac{\partial T}{\partial x}$$

其余类推。其中, μ, k, T 分别为粘性系数、热传导系数和绝对温度。

紊流模型采用 Cebeci-Smith 平衡模型^[9], 分内外两层求解紊流粘性系数 μ_i ; 由萨特兰公式计算层流粘性系数 μ_l , 再将它们叠加作为气体的粘性系数

$$\mu = \mu_t + \mu_b$$

为方便起见, 将此积分方程用通量的形式表示, 即:

$$\frac{d}{dt} (V_{i,j,k} \vec{W}_{i,j,k}) + T_{i,j,k}^1 - T_{i,j,k}^2 - T_{i,j,k}^v + V_{i,j,k} \vec{G}_{i,j,k} = 0 \quad (2)$$

式中: $T_{i,j,k}^1$ 代表绝对速度产生的通量, $T_{i,j,k}^2$ 代表旋转通量, $T_{i,j,k}^v$ 代表粘性通量, 最后一项为科氏力引起的源项产生的通量。

2 求解方法

2.1 通量计算

本文分两步计算相邻格子交接面处的数值通量: 一是通过高阶插值得到交接面两边的状态量; 二是将这些状态量作为近似黎曼问题的初始值来求解数值通量。

2.1.1 单调逆风守恒格式 (MUSCL)

因为 Jameson 二阶精度的中心差分具有奇偶不关联的缺点, 而且不能消除高频误差, 尤其是无

$$(\vec{T}_C)_R - (\vec{T}_C)_L = (\bar{A}_{Roe})_{i+1/2} (\vec{W}_R - \vec{W}_L) \quad (4)$$

其中: $\bar{A}_{Roe}$ 为 Roe 平均雅可比矩阵。此矩阵不但考虑近似黎曼问题的波 (信息) 大小, 而且计及它的波 (信息) 传播方向。

交接面处的数值通量为:

$$(\vec{T}_C)_{i+1/2} = \frac{1}{2} [\vec{T}_C(\vec{W}_R) + \vec{T}_C(\vec{W}_L) - |\bar{A}_{Roe}|_{i+1/2} (\vec{W}_R - \vec{W}_L)] \quad (5)$$

其中:

$$|\bar{A}_{Roe}|_{i+1/2} (\vec{W}_R - \vec{W}_L) = \begin{bmatrix} \alpha + \beta + \eta \\ \alpha(\bar{u} + \bar{c}n_x) + \beta\bar{u} + \lambda(\Delta u - \Delta v n_x) + \eta(\bar{u} - \bar{c}n_x) \\ \alpha(\bar{v} + \bar{c}n_y) + \beta\bar{v} + \lambda(\Delta v - \Delta v n_y) + \eta(\bar{v} - \bar{c}n_y) \\ \alpha(\bar{w} + \bar{c}n_z) + \beta\bar{w} + \lambda(\Delta w - \Delta v n_z) + \eta(\bar{w} - \bar{c}n_z) \\ \alpha(\bar{H} + \bar{c}\bar{v}) + \frac{\beta\bar{q}^2}{2} + \lambda\delta + \eta(\bar{H} - \bar{c}\bar{v}) \end{bmatrix}$$

式中的一些参数为:

$$\Delta(\bullet) = (\bullet)_R - (\bullet)_L, \quad \text{"}\bullet\text{" 代表变量}, \quad \lambda = |\bar{v}| \bar{\rho},$$

$$\alpha = |\bar{v} + \bar{c}| \left[\frac{\Delta p + \bar{\rho} \bar{c} \Delta v}{2\bar{c}^2} \right], \quad \beta = |\bar{v}| \left[\Delta \rho - \frac{\Delta p}{\bar{c}^2} \right],$$

$$\eta = |\bar{v} - \bar{c}| \left[\frac{\Delta p - \bar{\rho} \bar{c} \Delta v}{2\bar{c}^2} \right], \quad \delta = \bar{u} \Delta u + \bar{v} \Delta v + \bar{w} \Delta w - \bar{v} \Delta v$$

针对 5 个基本原参变量 (ρ , u , v , w 和 H) 进行 Roe 平均。

2.1.3 熵修正及限制器

为防止 Roe 近似黎曼求解可能产生非物理膨胀波, 对 Roe 格式中的特征值进行 Harten 熵修

法阻尼由于非线性问题 (如激波) 引起的数值振荡, 通常通过附加额外的耗散项来解决这两个问题。但是这将导致较大的尾迹数值耗散。本文采用三阶单调逆风格式 (MUSCL^[10]) 插值得到交接面两边的状态量。因为格式本身是耗散的, 无需添加人工粘性, 因此可有效地减少由于截断误差和人工粘性导致的旋翼尾迹数值耗散。

MUSCL 格式表达如下:

$$U_L = \left[1 + \xi \frac{(1 + \zeta \Delta_- + (1 - \zeta) \Delta_+)}{4} \right] U_i$$

$$U_R = \left[1 - \xi \frac{(1 + \zeta \Delta_- + (1 - \zeta) \Delta_+)}{4} \right] U_{i+1} \quad (3)$$

其中: Δ_- 和 Δ_+ 分别为后差和前差算子。

本文选取 $\zeta = \frac{1}{3}$, $\xi = 1$, 格式具有三阶精度。

2.1.2 Roe 通量差分分裂格式

为了减少求解精确黎曼问题的计算代价, 本文采用 Roe 近似黎曼问题求解方法^[11]。交接面两边的通量差可表示为:

$$(\vec{T}_C)_R - (\vec{T}_C)_L = (\bar{A}_{Roe})_{i+1/2} (\vec{W}_R - \vec{W}_L) \quad (4)$$

其中: $\bar{A}_{Roe}$ 为 Roe 平均雅可比矩阵。此矩阵不但考虑近似黎曼问题的波 (信息) 大小, 而且计及它的波 (信息) 传播方向。

交接面处的数值通量为:

$$(\vec{T}_C)_{i+1/2} = \frac{1}{2} [\vec{T}_C(\vec{W}_R) + \vec{T}_C(\vec{W}_L) - |\bar{A}_{Roe}|_{i+1/2} (\vec{W}_R - \vec{W}_L)] \quad (5)$$

$$(\vec{T}_C)_{i+1/2} = \frac{1}{2} [\vec{T}_C(\vec{W}_R) + \vec{T}_C(\vec{W}_L) - |\bar{A}_{Roe}|_{i+1/2} (\vec{W}_R - \vec{W}_L)] \quad (5)$$

其中:

$$|\bar{A}_{Roe}|_{i+1/2} (\vec{W}_R - \vec{W}_L) = \begin{bmatrix} \alpha + \beta + \eta \\ \alpha(\bar{u} + \bar{c}n_x) + \beta\bar{u} + \lambda(\Delta u - \Delta v n_x) + \eta(\bar{u} - \bar{c}n_x) \\ \alpha(\bar{v} + \bar{c}n_y) + \beta\bar{v} + \lambda(\Delta v - \Delta v n_y) + \eta(\bar{v} - \bar{c}n_y) \\ \alpha(\bar{w} + \bar{c}n_z) + \beta\bar{w} + \lambda(\Delta w - \Delta v n_z) + \eta(\bar{w} - \bar{c}n_z) \\ \alpha(\bar{H} + \bar{c}\bar{v}) + \frac{\beta\bar{q}^2}{2} + \lambda\delta + \eta(\bar{H} - \bar{c}\bar{v}) \end{bmatrix}$$

式中的一些参数为:

$$\Delta(\bullet) = (\bullet)_R - (\bullet)_L, \quad \text{"}\bullet\text{" 代表变量}, \quad \lambda = |\bar{v}| \bar{\rho},$$

$$\alpha = |\bar{v} + \bar{c}| \left[\frac{\Delta p + \bar{\rho} \bar{c} \Delta v}{2\bar{c}^2} \right], \quad \beta = |\bar{v}| \left[\Delta \rho - \frac{\Delta p}{\bar{c}^2} \right],$$

$$\eta = |\bar{v} - \bar{c}| \left[\frac{\Delta p - \bar{\rho} \bar{c} \Delta v}{2\bar{c}^2} \right], \quad \delta = \bar{u} \Delta u + \bar{v} \Delta v + \bar{w} \Delta w - \bar{v} \Delta v$$

正^[12]。

因为 MUSCL 格式仍然属于线性插值, 在非线性区域的插值可能会导致数值解的振荡, 因此需添加限制器来抑制数值振荡。将式 (3) 改写为:

$$\left. \begin{aligned} U_L &= U_i + \frac{1}{2} \Psi_L \Delta \cdot U_i \\ U_R &= U_{i+1} - \frac{1}{2} \Psi_R \Delta \cdot U_{i+1} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

限制函数定义为:

$$\Psi_{L/R} = \left[\frac{1}{3} + \frac{2}{3} r_{L/R} \right] \Phi(r_{L/R}) \quad (7)$$

其中:

$$r_R = \frac{\Delta_-}{\Delta_+} U_{i+1}, \quad r_L = \frac{\Delta_+}{\Delta_-} U_i,$$

$$\Phi(r) = \frac{3r}{2r^2 - r + 2}$$

2.2 时间推进

时间方向上采用Crank-Nicolson 格式为:

$$\frac{\vec{W}^{n+1} - \vec{W}^n}{\Delta t} = R(\vec{W}^{n+1/2}) \quad (8)$$

其中:

$$R = -\frac{1}{V} (T_C^1 - T_C^2 - T_C^v + V G_C)$$

为残值, 采用五步Runge-Kutta 迭代格式^[8]来确定 $\vec{W}^{n+1}$:

$$\left. \begin{aligned} \vec{W}^{(0)} &= \vec{W}^n \\ \vec{W}^{(i)} &= \vec{W}^{(0)} - \alpha_i \Delta t R(\vec{W}^{(i-1)}) \\ \vec{W}^{n+1} &= \vec{W}^{(5)} \\ i &= 1, 2, \dots, 5 \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中: $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ 和 α_5 是由满足稳定性要求得到的一组参数。

为了加速收敛, 本文采用了当地时间步长、隐式残值光顺和转焓阻尼等方法。

3 边界条件

正如引言中指出, 悬停状态下, 旋翼桨叶产生的涡尾迹在桨盘平面下直到较远处才会散去。这些涡尾迹的诱导作用会显著地改变流场的速度分布。然而由于计算机能力的限制, 有限体积法采用的网格所包围的范围不可能很大^[13]。因此, 在此范围外的涡尾迹影响也必须加以考虑。这里根据直升机动量理论给出入流和出流远场边界条件。

如图 1 所示, 假设均匀出流, 取值为:

$$w_e = M a_{ip} \sqrt{C_t} \quad (10)$$

出流的范围为桨盘面积的一半, 其余边界均为入流, 方向均指向桨毂中心, 取值为:

$$w_{in} = -\frac{M a_{ip}}{8} \sqrt{C_t} \left(\frac{R}{r_0} \right)^2 \quad (11)$$

上两式中, $M a_{ip}$ 为叶尖马赫数, C_t 为旋翼拉力系数, R 和 r_0 分别表示桨叶半径和远场边界点到桨毂中心的距离。

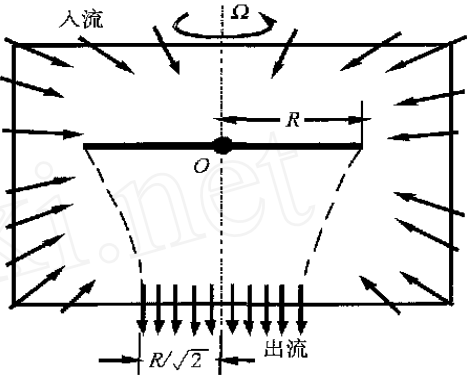


图 1 悬停旋翼流场的远场边界条件示意图
Fig. 1 Far-field boundary condition for hovering rotor flow field

根据悬停流场的特点, 在内侧采用周期性边界条件来计入各桨叶之间的干扰影响, 对于两叶旋翼, 只要计算一片桨叶周围的流场。

4 网格生成方法

网格生成技术是复杂旋翼流动数值模拟技术的一个重要方面, 网格的质量直接影响到计算的精度和结果的收敛性。旋翼的三维网格可通过下面方法得到, 即, 首先将桨叶沿展向分成若干剖面, 在各剖面通过求解 Poisson 方程生成贴体的 C 型网格, 其次, 桨尖之外的网格结构依据桨尖处网格并使用代数方法在法向保持相同的网格间距而构成, 旋翼的整体网格为 C-H 网格。为便于添加远场边界条件, 周期性边界条件和利于涡量输运

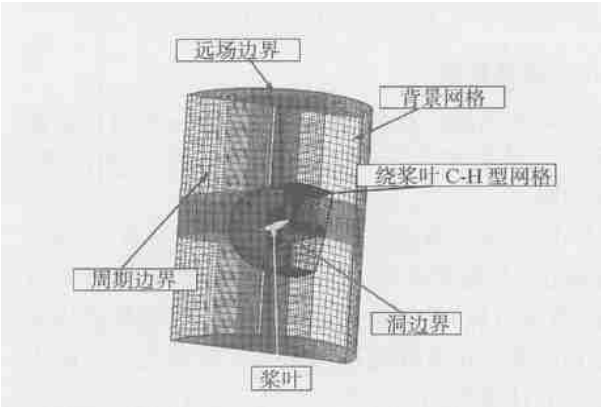


图 2 旋翼流场的嵌套网格示意图
Fig. 2 Overall schematic of an embedded grid system

以更好地捕捉尾迹,在上述网格的基础上嵌套外围半圆柱形背景网格 ($36 \times 71 \times 51$)。嵌套网格的整体示意图如图 2 所示。

在应用嵌套网格时主要存在两方面问题:

- (1) 洞边界和洞点的确定;
- (2) 贡献单元的搜寻。

本文直接采用 Hole Map 法^[14]来确定洞点以及洞边界;对于贡献单元的搜寻,采用作者先前提出的一种不依赖于网格节点序号的方法,被作者称为“伪贡献单元的搜寻法 (PSDE)”^[15]。

5 算例及分析

5.1 翼型算例

图 3 是跨音速状态下(迎角为 1.25° , 来流马赫数为 0.80)翼型表面的压力分布,采用本文的高阶逆风通量差分裂格式与二阶中心差分格式相比,捕捉得到的激波抹平宽度要小,而且位置更加精确。图中也附加了文献 [16] 的结果作为对比。

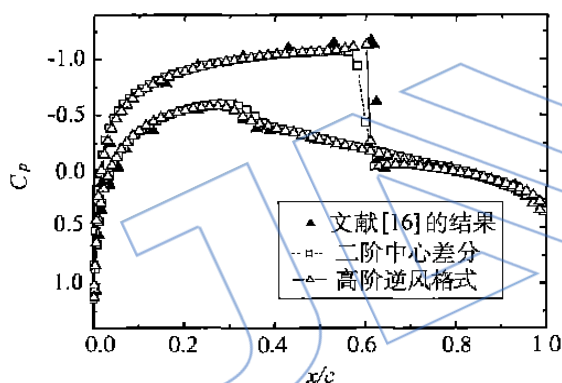


图 3 跨声速升力翼型的表面压力分布

Fig. 3 Pressure distribution on the surface of transonic lifting airfoil

5.2 旋翼算例

算例选择广泛使用的“Caradonna 和 Tung 旋翼”^[17],其翼型为 NACA 0012,展弦比 6,无扭转,无尖削。

图 4 是计算的有升力时(桨尖马赫数 0.794,总距角 8°)旋翼桨叶展向 0.89R 处的表面压力分布。由图可见,采用高阶逆风通量差分裂格式捕捉得到的激波位置和强度与附带人工粘性的二阶中心差分计算得到的结果^[8]相比,更加贴近实验值,表明本文方法的有效性。

图 5 是计算的 3 种不同桨尖后掠角 (1) 无后掠; (2) 后掠角 15° ; (3) 后掠角 30° ; 后掠起始位置为 0.86R) 时桨叶在展向 0.96R 处的表面压力分

布。工作状态为: 桨尖马赫数 0.794, 总距角 8° 。从图中可以看出,随着后掠角的加大,激波逐渐减弱至消失,并且负压峰值降低。从该图中可以看出激波在桨叶上的位置,这对于旋翼桨叶及其翼型的设计有参考价值。

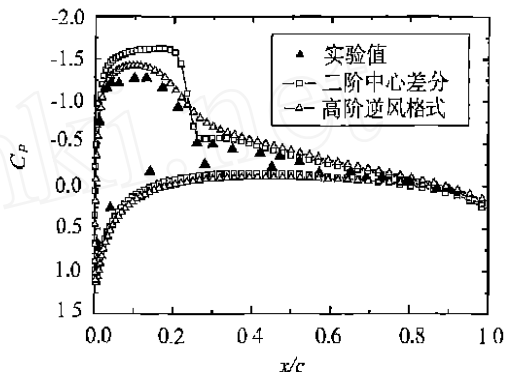


图 4 有升力悬停旋翼桨叶表面压力分布
($r = 0.89R$)

Fig. 4 Surface pressure distribution on a lifting rotor blade
($r = 0.89R$)

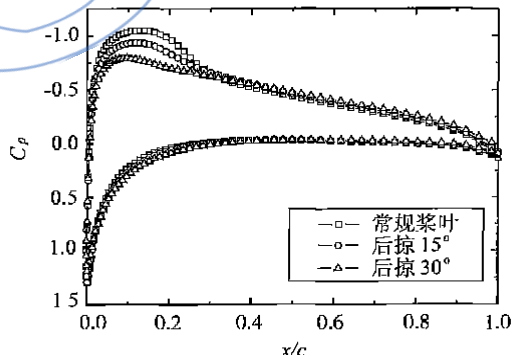


图 5 不同后掠角桨叶表面压力分布
($r = 0.96R$)

Fig. 5 Surface pressure distribution on blade with different swept angle
($r = 0.96R$)

图 6 给出了在桨尖平面下方不同距离平面上的等涡量线分布,为充分考虑尾迹影响,对两片桨叶同时计算,并嵌套圆柱形背景网格。从图中看出,悬停状态的涡量具有对称分布,随着距离的增加,涡量分布开始紊乱,涡量值减小,但仍保持一定的对称性,且沿径向存在一定的收缩。一方面说明尾迹畸变的越来越严重,另一方面可能是本文方法仍然存在一定的数值耗散。

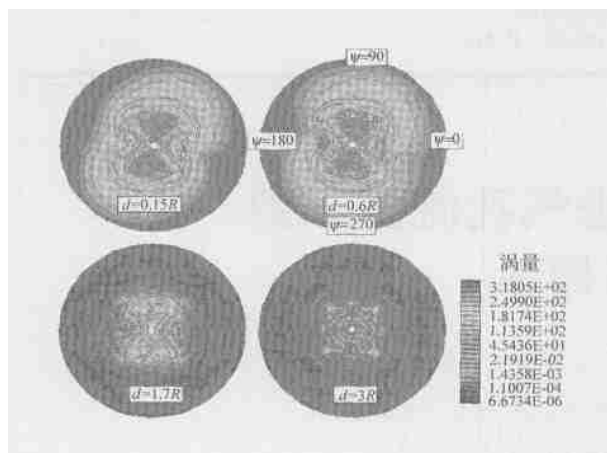


图6 桨尖平面下方不同距离平面上的等涡量线分布

Fig 6 Predicted vorticity magnitude contours on the plane located below the tip plane

6 结 论

(1) 本文建立的基于N-S方程的旋翼流场数值模拟方法可有效地应用于直升机悬停旋翼的绕流计算。

(2) 将MUSCL格式与Roe通量差分方法相结合, 与二阶中心差分方法相比, 可以有效地减少由于人工粘性和截断误差带来的尾迹的数值耗散, 这对旋翼流场的计算是很重要的。

(3) 后掠可减弱桨尖区域的激波强度, 在一定程度上改善桨叶跨音速流特性。

参考文献

- [1] Conlisk A. T. Modern Helicopter Rotor Aerodynamics [J]. *Progress in aerospace science*, 2001, (37): 419~475
- [2] 曹义华, 王吉飞, 苏媛, 等. Jameson/TVD 格式应用旋翼翼型绕流分析 [J]. *航空动力学报*, 2002, 17 (3): 297~301.
- CAO Yihua, WANG Jifei, SU Yuan, et al. Jameson/TVD Schemes Applied to Simulating the Flow around Rotor Aerofoil [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17 (3): 297~301.
- [3] 王立群, 乔志德, 张茹. 直升机旋翼桨叶绕流的欧拉方程计算 [J]. *西北工业大学学报*, 1998, 16 (4): 594~598
- WANG Liqun, QIAO Zhide, ZHANG Ru. Euler Equation Calculation of Flowfield for Lifting Rotor without Using Wake Model [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 1998, 16 (4): 594~598
- [4] 徐国华, 招启军. 直升机旋翼计算流体力学的研究进展 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2003, 35 (3): 338~344

- XU Guohua, ZHAO Qijun. Advances in Computational Fluid Dynamics of Helicopter Rotor [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2003, 35 (3): 338~344
- [5] Berkman M E, Sankar L N, Berezin C R, et al. A Navier-Stokes/Full Potential/Free Wake Method for Advancing Multi-Bladed Rotors [A]. *Proceedings of 53rd Annual Forum of AHS* [C]. 1997.
- [6] Duque E, Biswas R, Strawn R. A Solution-Adaptive Structured/Unstructured Overset Grid Flow Solver with Applications to Helicopter Rotor Flows [R]. *AIAA 95-1766*, 1995
- [7] Hanriharan N, Sankar L N. First-Principles Based High Order Methodologies for Rotorcraft Flowfield Studies [A]. *Proceedings of 55th Annual Forum of AHS* [C]. Montreal, Canada: 1999
- [8] 招启军, 徐国华. 悬停状态直升机旋翼流场的欧拉方程数值模拟 [A]. *中国第19届直升机年会论文集* [C]. 哈尔滨: 2003
- [9] 马铁犹. 计算流体力学 [M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1986
- [10] Hariharan N, Sankar L N. Application of ENO Schemes to Rotary Flow Field [R]. *AIAA Paper 95-1892*, June 1995
- [11] Roe P L. Approximate Riemann Solver, Parameter Vectors and Difference Schemes [J]. *Journal of Computational Physics*, 1981, 43 (2): 357~372
- [12] Harten A, Hyman J M. Self Adjusting Grid Methods for One-Dimensional Hyperbolic Conservation Laws [J]. *Journal of Computational Physics*, 50 (1983): 235~269
- [13] Srinivasan G R, Raghavan V, Duque E P N, et al. Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method [A]. *Proceedings of 47th Annual Forum of AHS* [C]. Phoenix: 1991
- [14] Meakin R L. A New Method for Establishing Intergrid Communication among Systems of Overset Grids [R]. *AIAA 91-1586*, 1991
- [15] 招启军, 徐国华. 计入桨叶运动的旋翼CFD网格设计技术 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2004, 36 (3): 288~293
- ZHAO Qijun, XU Guohua. Grid Generation Technique for Helicopter Rotor CFD Including Blade Motions [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2004, 36 (3): 288~293
- [16] Kroll N, Jain R K. Solution of Two-Dimensional Euler Equations-Experience with a Finite Volume Code [R]. *DFVLR-FB 87-14*, 1987.
- [17] Caradonna F X, Tung C. Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover [J]. *Vertica*, 1981, 5: 149~161