

旋翼非定常气动特性 CFD 模拟的 通用运动嵌套网格方法

赵国庆, 招启军, 吴 琪

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

摘 要: 针对直升机旋翼非定常气动特性 CFD 计算中的网格生成难题, 提出了一套高效、通用的运动嵌套网格生成方法。首先, 基于 Poisson 方程求解和翻折法生成旋翼桨叶的正交贴体网格。其次, 针对旋翼桨叶的扭转分布及变距、挥舞等复杂运动, 建立了一套通用的洞单元识别的扰动衍射法; 为保证洞包络面的封闭性, 完善了挖洞过程中网格加密策略; 在洞边界确立基础上, 提出了一种高效、鲁棒的最小距离法贡献单元搜索的改进方法。在此基础上, 建立了基于 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 方程的旋翼非定常流场 CFD 数值模拟方法。最后, 采用所建立的方法分别对悬停和前飞状态下的 C-T (Caradonna-Tung) 旋翼和 Helishape 7A 旋翼的气动特性、桨尖涡的位置进行了计算, 计算结果与试验值误差小于 5%, 验证了该嵌套网格生成方法在旋翼非定常气动特性 CFD 计算中的有效性。

关 键 词: 推进装置; 旋翼; 非定常气动特性; 运动嵌套网格; 扰动衍射法; 最小距离法

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

A universal moving-embedded grid method for CFD simulations of unsteady aerodynamic characteristics of rotor

ZHAO Guo-qing, ZHAO Qi-jun, WU Qi

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 210016, China)

Abstract: Targeting the problem on grid generation for the CFD simulation of the unsteady aerodynamic characteristics of helicopter rotor, a highly-efficient and universal moving-embedded grid generation method was proposed. Firstly, the orthogonal and body-fitted grid around rotor blade were generated by using Poisson equations and folding approach. Then, considering the twist distribution and the complex pitching, flagging motion of rotor blade, a method for the identification of hole cells named DDM (disturbance diffraction method) was established. In order to ensure the closeness of hole envelope surface, the grid refinement strategy in the hole-cutting procedure was improved. Meanwhile, based upon the determination of the hole boundary, an modified MDSDE (minimum distance scheme of donor element) method with high efficiency and robustness was developed for searching the donor cells. On these basis, the CFD simulation method for unsteady flowfield of rotor was conducted by solving the RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes) equations. Finally, the aerodynamic characteristics and location of the blade tip vortex for C-T (Caradonna-Tung) and Helishape 7A rotors were simulated by the presented method in hovering and forward flight respectively. The errors of numerical results are less than 5% according to the experi-

收稿日期: 2013-10-24

基金项目: 国家自然科学基金(11272150); 江苏高校优势学科建设工程

作者简介: 赵国庆(1984—), 男, 山东五莲人, 博士生, 主要从事旋翼计算流体力学、流动控制研究。

ment data, and the effectiveness of the method on simulating the unsteady aerodynamic characteristics of different rotors is demonstrated.

Key words: propulsion system; rotor; unsteady aerodynamic characteristics; moving-embedded grid; disturbance diffraction method; minimum distance scheme of donor element

直升机兼备垂直起降、空中悬停和高速前飞的独特优势,这是由旋翼的运动特性决定的,这同时导致旋翼桨叶工作在严重非对称的气流环境中^[1].旋翼前行桨叶的激波-附面层干扰现象和前行桨叶复杂的动态失速现象成为制约直升机的性能、飞行品质、噪声、振动特性的重要因素^[2-3].因此,关于旋翼的气动特性的研究一直是直升机技术研究领域的一个重点和难点.

基于 RANS 方程的 CFD 方法以其对黏性流动和非定常涡运动的精确模拟能力,已逐步成为旋翼流场计算和旋翼气动特性预测的主要技术手段^[4].CFD 计算是在空间网格上进行的,由于旋翼在旋转的同时存在挥舞、变距等复杂运动,针对旋翼流场求解的贴体网格生成一直是旋翼气动特性预测的技术难点之一.运动嵌套网格方法能够有效地降低旋翼贴体网格的难度,从而克服旋翼流场 CFD 计算中的这一难题.但嵌套网格方法同时引入了洞单元识别与贡献单元搜索两个关键问题^[5].由于旋翼的运动,旋翼桨叶贴体网格和背景网格的相对位置时刻发生变化,因此需在 CFD 计算的每一时间步对网格间的嵌套关系进行更新,这对洞单元识别与贡献单元搜索的通用性和效率提出了很高的要求.

为解决这两个关键技术,国内外学者们发展了多种洞边界单元识别方法^[6-8]和贡献单元搜索方法^[9-11].对于前者,一种正向的挖洞方法是:确定一个封闭曲线(曲面)为初始的洞边界,落在封闭区域内的点即为洞点,例如 LaBozzetta 等^[12]提出的射线法等.这种方法直接确定网格点与给定曲面的关系,因而比较复杂,并且自动化程度和效率较低.另一种方式以网格面为初始洞面(逆向方法),如 Meakin^[13]提出的 hole-map 方法,该方法引入辅助的笛卡儿网格近似挖洞曲面,hole-map 能够提高洞点识别效率和自动化程度,但由于附加了辅助网格增加了该方法的复杂性.国内,南京航空航天大学王博等提出了一种新颖的“透视图”挖洞方法^[14],该方法能够适用于旋翼前飞流场计算中的快速洞单元判断,但当几何外形更加复杂

或两套网格嵌套时(倾转旋翼机、涵道尾桨^[15]),“透视图”法可能无法准确满足挖洞的需要.

作为嵌套网格方法中另一关键技术,在贡献单元搜索方面,目前应用最为广泛的是计算效率较高的 inverse-map 方法^[16].通过构建覆盖于旋翼网格上的 inverse-map,可以大大缩小贡献单元搜索的范围,从而有效地提高了贡献单元搜索与网格间信息交换的效率.但是,建立 inverse-map 的过程中同样存在 inverse-map 与贴体网格直接关系的判断,针对具有弹性变形的旋翼桨叶(下文简称桨叶),必须反复生成桨叶网格点 inverse-map,这在一定程度上削弱了该方法的通用性和计算效率.

针对旋翼嵌套网格中存在的这些问题,本文提出了一种无需附加网格的高效的、可针对任意初始曲面洞边界进行洞单元识别的扰动衍射法(disturbance diffraction method, DDM)和网格自动加密策略,同时建立了一种无需 inverse-map 的高效贡献单元搜索的最小距离(minimum distance scheme of donor elements, MDSDE)法.应用建立的嵌套网格方法,针对复杂几何外形、倾转旋翼机及旋翼嵌套网格进行了挖洞和贡献单元搜索测试,验证了本文方法的高效性和通用性.在此基础上,采用高效高精度的旋翼非定常流场的数值模拟方法,对不同旋翼在悬停和前飞状态下的非定常气动特性进行了数值计算,结果表明本文提出的 DDM 结合 MDSDE 法的运动嵌套网格方法能够保证旋翼非定常流动及气动特性计算的效率和计算精度.

1 旋翼嵌套网格系统

1.1 旋翼 C-O 型网格生成方法

旋翼翼型网格是旋翼网格的基本元素,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,本文采用求解 Poisson 方程的旋翼翼型网格生成方法,并通过 Higenstock 源项修正策略调整网格的疏密和正交性.计算平面的 Poisson 方程为

$$\begin{cases} \alpha x_{\xi\xi} - 2\beta x_{\xi\eta} + \gamma x_{\eta\eta} = -J^2(x_\xi P + x_\eta Q) \\ \alpha y_{\xi\xi} - 2\beta y_{\xi\eta} + \gamma y_{\eta\eta} = -J^2(y_\xi P + y_\eta Q) \end{cases} \quad (1)$$

式中 α, β, γ 为坐标变换参数, J 为雅克比矩阵. 通过对网格间夹角和间距的自动判断调整源项 P, Q ,对翼型网格的正交性和附面层内网格的疏密进行控制. 针对前缘有鼓包的旋翼翼型,采用本文方法生成绕翼型的C型贴体网格如图1所示. 由图可以看出,网格的正交性良好,并能够满足N-S方程黏性计算的需要.

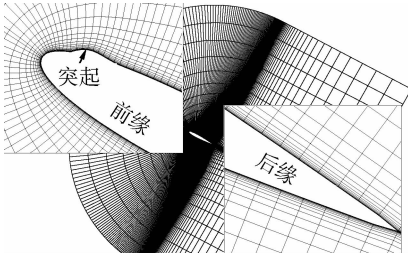


图 1 围绕前缘突起的旋翼翼型的 C 型贴体网格
Fig. 1 C-type body-fitted grid around rotor airfoil with a bump near the leading edge

在剖面翼型网格生成的基础上,通过桨叶展向剖面间插值生成桨叶段网格. 针对桨根、桨尖处C-H型网格容易出现大变形、非光滑过渡单元等问题,采用翻折法桨叶C-O型网格生成策略. 将围绕翼型上下表面的网格分别绕翼型中弧线翻折,并令两部分网格对称点在翻折 90° 时重合. 图2给出了桨叶网格的插值和翻折过程示意图.

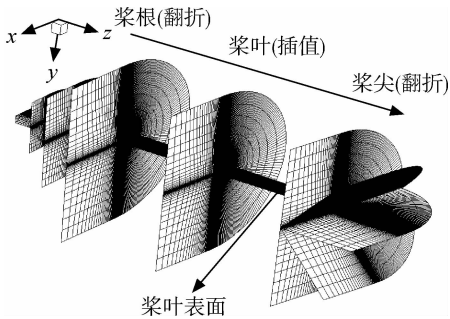


图 2 桨叶网格插值、翻折过程示意图
Fig. 2 Schematic of the interpolation and folding process of blade grid generation

1.2 运动嵌套网格生成方法

旋翼C-O型网格与背景网格之间的运动嵌套网格的生成是进行旋翼流场计算的关键前提,本文提出了DDM与MDSDE法相结合的运动嵌套网格生成方法,以在每一旋翼计算时间步快速

进行网格间的洞边界划定和网格间信息交换.

1.2.1 DDM 挖洞

DDM挖洞的基本思想是:以一个非洞单元为扰动起点,并向网格空间内传播,若背景网格的洞包络面封闭,则不受扰动影响的洞包络面内部的单元即为洞单元;否则,扰动作用会传播到包络面内部,使得洞单元数目为零. DDM挖洞类似于水波的衍射效应,因而取名DDM. 值得注意的是,如果发生衍射效应,则表明洞包络面不封闭,需对背景网格洞包络面进行修补.

DDM挖洞的第1步是确定背景网格上的封闭的洞包络面,并在此基础上进行洞单元的确定. 具体挖洞过程如下.

第1步,确定桨叶网格挖洞初始包络面:以 $i=I_{\text{mark}}, j=J_{\text{mark}}, i=I_{\text{max}}-I_{\text{mark}}+1$ 封闭网格线为初始包络面. 其中, i_{max} 为 i 方向的网格数, $I_{\text{mark}}, J_{\text{mark}}$ 分别为桨叶网格中 i 和 j 方向某层网格编号.

第2步,搜索桨叶网格中的初始包络面上的网格点所在的背景网格单元,并将这些单元标记为洞包络面单元(记为B,如图3所示). 为保证洞包络面的封闭性,当初始包络面上的桨叶网格尺寸比背景网格最小尺寸大时,对初始包络面上的网格点进行局部加密,加密数目为 $N = \left\lceil \max\left(\frac{\Delta x}{dx_{\min}}, \frac{\Delta y}{dy_{\min}}, \frac{\Delta z}{dz_{\min}}\right) \right\rceil$. 其中 $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ 为初始包络面上网格边的尺寸, $dx_{\min}, dy_{\min}, dz_{\min}$ 分别为背景网格边在 x, y, z 方向的最小尺寸. 图4给出了二维情况下初始包络面的加密示意图.

第3步,在背景网格上确定洞包络面在 i, j, k 三个方向最小值($I_{\min}, J_{\min}, K_{\min}$)和最大值($I_{\max}, J_{\max}, K_{\max}$),并将沿 i, j, k 方向同时向外扩展一层网格,并将该范围内所有非包络面单元标号置0,该范围外的背景网格单元标号置为1.

第4步,选择 $(I_{b,\min}-1, J_{b,\min}-1, K_{b,\min}-1)$ 洞包络面单元为起始单元(如图5中的标记为1的点).

第5步,以起始单元为扰动中心,将扰动单元 C^n 初始值(当前值)设为1,采用DDM进行洞单元的判断. 具体方法如下.

1) 下一步扰动单元数目 C^{n+1} 设为0,对所有扰动单元的相邻各网格单元进行判断,可分为如下3种情形:①若相邻单元标号为0,将该相邻单元标号变为1,即该单元作为下一步的新的扰动单元之一,并有 $C^{n+1} = C^{n+1} + 1$;②若相邻单元标

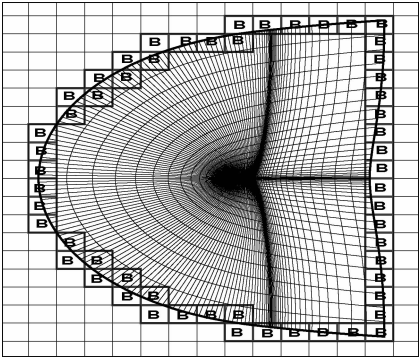


图 3 初始包络面和洞包络面示意图
Fig. 3 Schematic of initial envelop and hole envelop surfaces

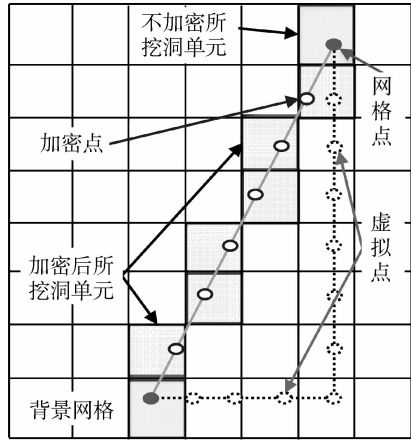


图 4 初始包络面加密示意图
Fig. 4 Schematic of refinement of the initial envelope surfaces

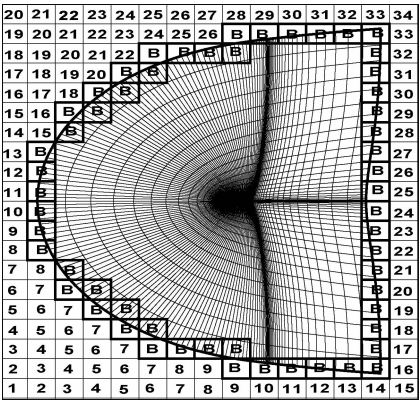


图 5 DDM 挖洞过程示意图
Fig. 5 Schematic of hole-cutting process for DDM

号为 1, 表明扰动已从该单元传播过, 不做处理;
③若相邻单元标号为 B, 即扰动遇到洞包络面, 不做处理。

2) 若 $C^{n+1}=0$, 表明扰动传播结束, 进入第 6

步; 若 $C^{n+1}>0$, 则令 $C^n=C^{n+1}$, 以最新的扰动单元返回第 1) 步进行扰动传播。

第 6 步, 将所有标记为 0 和 B 的单元作为洞单元, 挖洞结束。

图 5 为采用 DDM 对旋翼翼型嵌套网格进行洞单元识别的进程示意图, 图中的背景网格单元的数字表示第 $n(n=1, 2, \dots)$ 次判断。图 6 为 DDM 流程图。

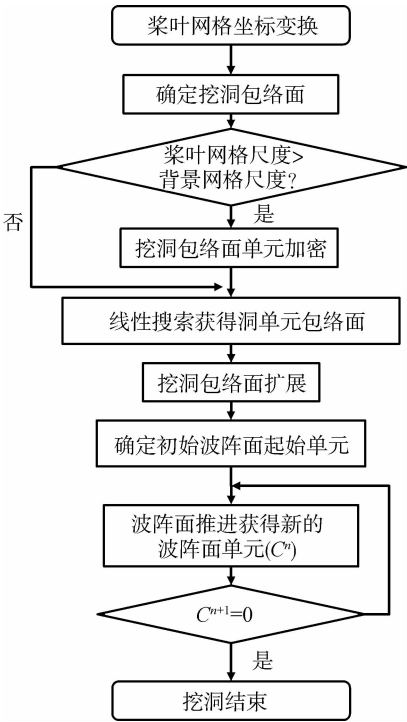


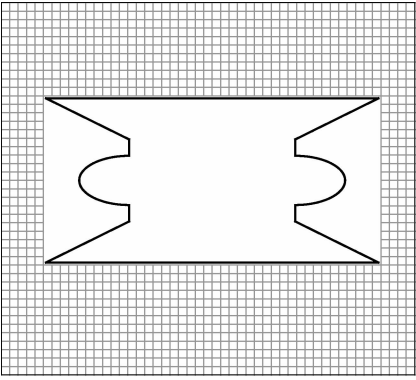
图 6 DDM 流程图
Fig. 6 Flow chart of DDM

为表明 DDM 在洞单元识别中的通用性, 即对任意给定初始洞包络面 DDM 均能沿该初始包络面进行快速有效地洞点识别, 本文针对一复杂初始包络面进行了挖洞测试, 并与“透视图”法进行了对比, 挖洞结果如图 7 所示。从图中可以看出, 针对复杂外形, 相对于“透视图”法, DDM 能够高效、准确地识别出洞单元。

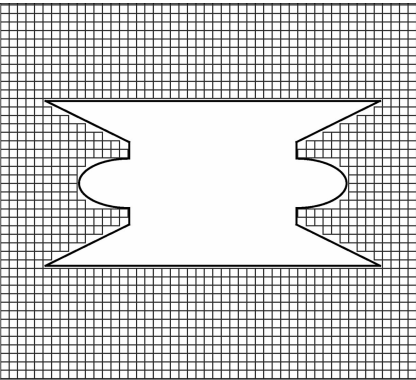
1. 2. 2 贡献单元搜索方法

本文在距离缩减法^[8]的基础上, 发展了一套同时适用于刚性桨叶和弹性桨叶旋翼流场计算的贡献单元搜索的 MDSDE 法。应用 MDSDE 法, 进行背景网格人工内边界的贡献单元的搜索, 进而完成旋翼网格与背景网格之间的流场信息传递。

MDSDE 法的基本原理是: 任意一点 P 在桨叶网格上的贡献单元一定在距离 P 点最近的网



(a) “透视图”法挖洞结果



(b) DDM挖洞结果

图 7 针对复杂外形不同挖洞方法的挖洞结果
Fig. 7 Hole-cutting results of different methods for a configuration with complex shape

格点 O 附近. 为保证贡献单元搜索的效率, 在判断洞包络面边界的同时, 记录洞包络面单元内含有的桨叶网格单元范围, 并以此范围内的中间点 M 为起点, 进行最小距离判断, 找到距离 P 点最近的网格点 O . 采用该方法搜索背景网格上的点 P 贡献单元的具体过程(如图 8 所示).

1) 初始化所有翼型网格点标记为 0, 并选取

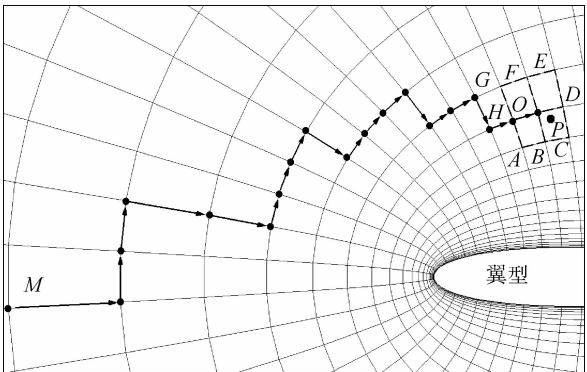


图 8 基于 MDSDE 法的贡献单元搜索过程

Fig. 8 Procedure of donor cell searching by MDSDE method

翼型网格点 $M(I_s, J_s)$ 为起始点, 其中 I_s 和 J_s 分别为沿翼型弦向和法向的网格点编号.

2) 以 M 点为中心, 判断点 M 的 4 个相邻网格点到 P 的距离与 $|MP|$ 的大小关系. 跳过标记为 1 的点, 若存在标记为 0 的网格点距离 P 点最近且小于 $|MP|$, 则令该点为新的 M 点, 并将判断过的网格点标记为 1, 否则, 将 M 点记为 O 点, 转到第 4) 步.

3) 重复步骤 2), 直到找到 O 点为止.

4) 找出与 O 点关于尾迹奇异面对称的网格点 $\bar{o}$, 若 $|OP|$ 小于 $|\bar{o}P|$, 则进入第 5) 步; 反之则令将点 $\bar{o}$ 记为 M , 释放 O 点, 并返回第 2) 步.

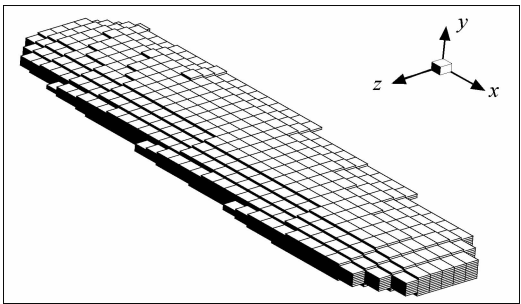
5) 通过矢量法判断点 P 是否在包含 O 点的网格单元中, 若不在这些单元中, 则扩展网格范围判断, 直到找到点 P 的贡献单元.

MDSDE 法搜索点是在一条曲线上进行的, 类似于二维搜索; 此外, 因为在洞单元识别过程中缩小搜索范围, 搜索次数仅为 $O(1)$, 因而可以有效地节省贡献单元搜索时间. 与此同时, 当运动嵌套网格系统均为曲线网格时, 可采用 MDSDE 法进行洞边界包络面的判断.

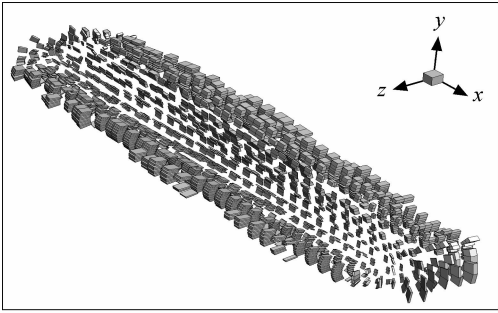
嵌套网格之间的信息传递通过双线性插值完成. 为减小插值过程中引入的数值误差, 在挖洞时将背景网格洞边界远离流场梯度较大的非线性区域.

图 9 为采用 DDM 和 MDSDE 法对前飞状态旋翼流场求解中洞单元识别结果和贡献单元示意图.

图 10 为旋翼前飞非定常流场计算中在各个方位角洞单元识别和贡献单元搜索及网格间信息交换时间. 以方位角 $\Psi = 0.25^\circ$ 为计算时间步长时, 计算一圈挖洞耗时 4.8 min, 与流场求解时间相比, 结果表明挖洞时间较短可忽略不计, 因而本文建立的方法能够高效地完成嵌套网格系统的生成.



(a) 背景网格洞边界单元



(b) 背景网格洞边界贡献单元

图 9 背景网格洞单元及其边界贡献单元示意图
Fig. 9 Schematic of hole boundary cells and its donor cells in background grid

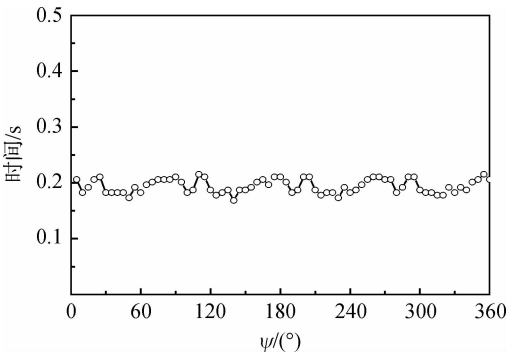


图 10 不同方位角处挖洞与信息插值时间
Fig. 10 Consuming time of hole-cutting and information interpolation at different azimuthal angles

2 旋翼非定常流场数值模拟方法

2.1 控制方程

旋翼非定常流场求解采用积分形式的 RANS 方程,其控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dv + \iint_S [\mathbf{F}(\mathbf{W}) - \mathbf{F}_v(\mathbf{W})] \cdot \mathbf{n} ds = 0 \quad (2)$$

式中 $\mathbf{W}, \mathbf{F}, \mathbf{F}_v$ 分别守恒变量、对流通量和黏性通量。 V 为控制体体积, S 为控制体表面积, $\mathbf{n}$ 为控制体外法矢。

2.2 求解方法

采用格心有限体积法对 N-S 方程组在空间方向上进行离散。采用 Roe 格式计算无黏通量

$$(\mathbf{F})_{i+1/2} = \frac{1}{2} [\mathbf{F}(\mathbf{W}_r) + \mathbf{F}(\mathbf{W}_l) - |\bar{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}|_{i+1/2} (\mathbf{W}_r - \mathbf{W}_l)] \quad (3)$$

其中 $|\bar{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}|_{i+1/2}$ 为均值算子,单元交接面 $i+1/2$

上的变量值采用 MUSCL (monotone upstream-centred schemes for conservation laws) 格式获得

$$\begin{aligned} \mathbf{W}_{i+\frac{1}{2}}^l &= \mathbf{W}_i + \frac{1}{4} [(1 - \kappa) \Delta^- + (1 + \kappa) \Delta^+] \\ \mathbf{W}_{i+\frac{1}{2}}^r &= \mathbf{W}_{i+1} + \frac{1}{4} [(1 - \kappa) \Delta^+ + (1 + \kappa) \Delta^-] \end{aligned} \quad (4)$$

式中上标 l, r 分别表示单元交接面的左右两侧; Δ^-, Δ^+ 分别为向后、向前差分算子; κ 为自由参数,本文取为 $\kappa=1/3$,即 3 阶迎风格式。黏性通量采用 2 阶中心格式进行计算。

时间方向上,为模拟旋翼前飞流场的非定常特性,采用双时间推进方法。

为准确地捕捉旋翼流场中的大范围气流分离现象,选用 Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型^[17]。

3 流场算例验证

3.1 悬停状态算例

悬停是直升机特有的运动方式,本文采用建立的嵌套网格方法对模型旋翼 C-T (Caradonna-Tung) 和 7A (Helishape 7A) 进行了气动特性计算。

3.1.1 C-T 旋翼

悬停 C-T 模型旋翼含有两片矩形桨叶,展弦比 $R/c=6$, R 为桨叶半径, c 为比剖面翼型弦长。桨叶剖面翼型为 NACA0012 翼型,无负扭转。计算状态为桨尖马赫数为 0.877,旋翼总距为 8° 。

图 11 给出了桨叶径向剖面 $r/R=0.89, 0.96$ 的压强系数 (C_p) 分布的本文计算结果与试验值^[18]的对比。流场计算结果均能够与试验值相吻合,表明本文的运动嵌套网格方法能够用于无负

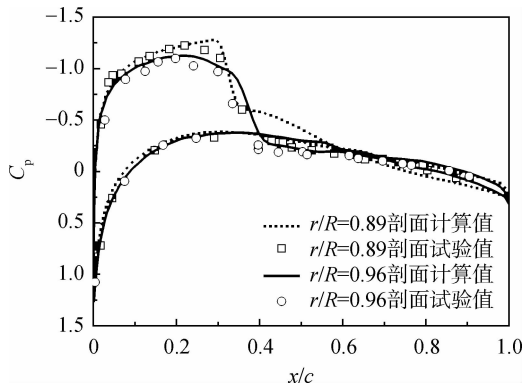


图 11 桨叶不同剖面压强系数分布

Fig. 11 Pressure coefficient distributions on different sections of the blade

扭转旋翼在低转速和高转速状态的旋翼流场的计算.

图 12 给出了桨叶径向拉力系数(C_r)分布与试验值的对比. 由图可以看出,沿展向拉力分布的计算值与试验值也基本吻合.

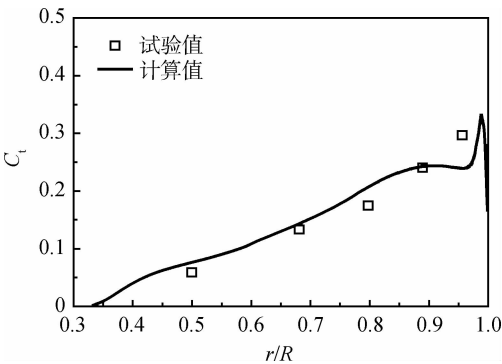


图 12 桨叶径向的拉力系数分布

Fig. 12 Life coefficient distribution along radial of the blade

3.1.2 7A 旋翼

7A 旋翼^[19]含有 4 片矩形桨叶,桨叶半径为 2.1 m,展弦比为 15. 桨叶由 OA 系列翼型配置而成. 计算桨尖马赫数为 0.617,旋翼总距为 8.94°

图 13 给出了 7A 桨叶压强系数分布与试验值的对比. 由图 13 可见,计算结果和试验结果吻合较好,表明建立的方法能够对具有非线性负扭转的旋翼气动特性进行有效模拟.

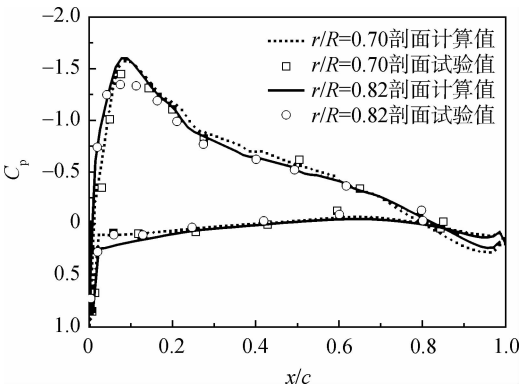


图 13 桨叶不同剖面压强系数分布

Fig. 13 Pressure coefficient distributions on different sections of the blade

3.2 前飞状态算例

为了验证本文嵌套网格方法在旋翼前飞流场计算中的效率和精度,分别针对 C-T 旋翼无升力前飞状态、7A 旋翼有周期变距状态的气动特性进

行了计算. 试验状态由表 1 给出.

表 1 不同旋翼前飞计算状态参数表

Table 1 Parameters of calculation states for different rotors in forward flight

状态	旋翼	桨尖马赫数	前进比	网格数
C1	C-T	0.439	0.2	259×60×80
C2	7A	0.617	0.167	259×60×90

3.2.1 C-T 旋翼

图 14 给出了桨叶在 $r/R=0.89$ 剖面在不同方位角处的压强系数分布计算值与试验值^[18]的对比. 结果显示本文的计算值与试验值吻合良好,并能准确地对激波进行捕捉,这表明本文的嵌套网格方法能够有效用于无负扭转旋翼在前飞状态的旋翼流场的计算.

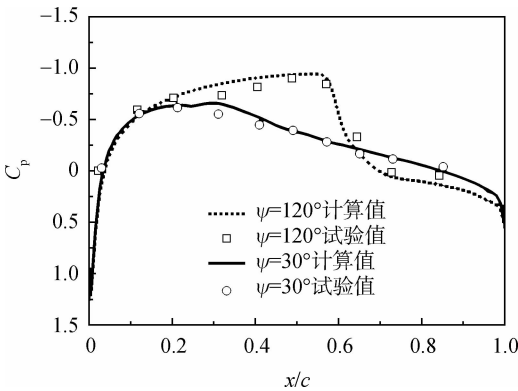


图 14 C1 状态桨叶剖面压强系数分布

Fig. 14 Pressure coefficient distributions on the $r/R=0.89$ sections of rotor blade at different azimuthal angle at the state of C1

3.2.2 7A 旋翼

图 15 给出了桨叶不同剖面在不同方位角处的表面压强系数分布与试验值^[19]的对比. 由计算结果可知,在相对来流较大的前行桨叶和迎角较大的后行桨叶,计算结果与试验值都吻合良好,这表明本文使用的嵌套网格生成方法较好地保持了流场计算的准确性,适合于有升力情况下的旋翼前飞流场的计算.

3.3 旋翼桨尖涡位置计算

采用本文建立的嵌套网格方法和基于 RANS 方程的旋翼流场数值计算方法针对悬停状态下桨尖涡轨迹进行了计算,分别选取 C-T 旋翼和 Lynx 试验旋翼.

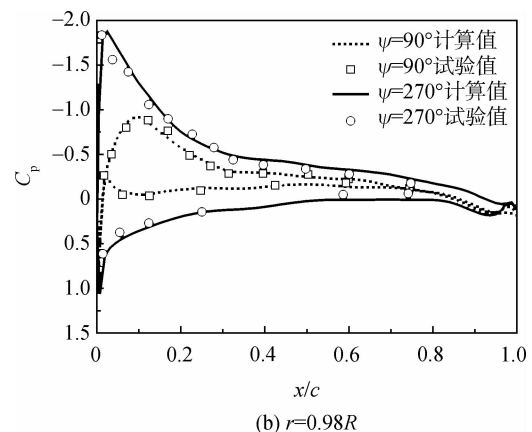
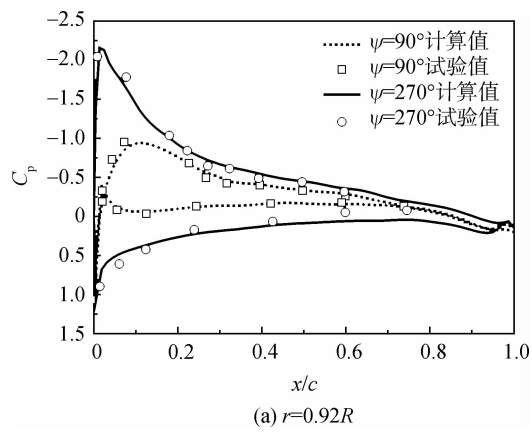


图 15 C2 状态桨叶不同剖面压强系数分布
Fig. 15 Pressure coefficient distributions on different sections of blade at different azimuthal angles at the state of C2

3.3.1 C-T 旋翼

C-T 桨叶 C-O 型网格尺寸为 $259 \times 60 \times 80$, 背景网格尺寸为 $91 \times 120 \times 90$. 计算状态为桨尖马赫数为 0.439, 旋翼总距为 8° .

图 16 给出了桨尖涡轨迹的空间位置的计算值与试验值^[20]的对比. 由图可以看出, 桨尖涡的轴向位置(y/R)和径向(r/R)位置的计算值与试验值基本吻合, 表明本文建立的运动嵌套网格方法能够有效捕捉旋翼流场中涡流动细节.

3.3.2 Lynx 试验旋翼

针对 Lynx 试验旋翼^[21]在桨尖马赫数为 0.56, 桨叶总距为 15° 状态下的桨尖涡的位置进行了数值模拟.

图 17 给出了桨尖涡轴向(y/R)位置、径向(r/R)位置与文献值、试验值的对比. 计算结果表明旋翼下方的桨尖涡轨迹在径向具有先收缩再扩张再收缩的特征, 这与试验结果一致. 可见本文的嵌套网格方法能准确捕捉桨尖涡空间位置.

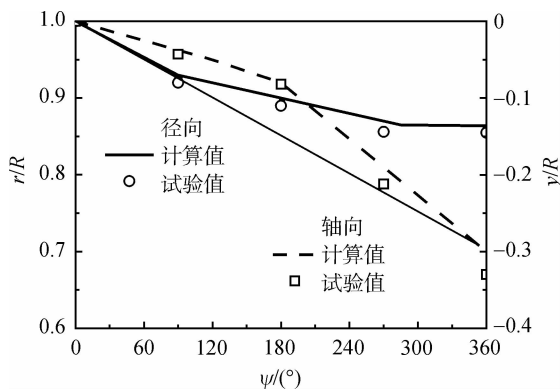


图 16 桨尖涡位置对比
Fig. 16 Comparison of blade tip vortex location

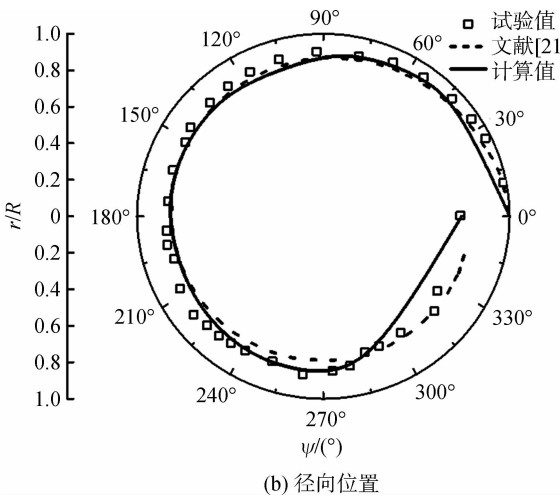
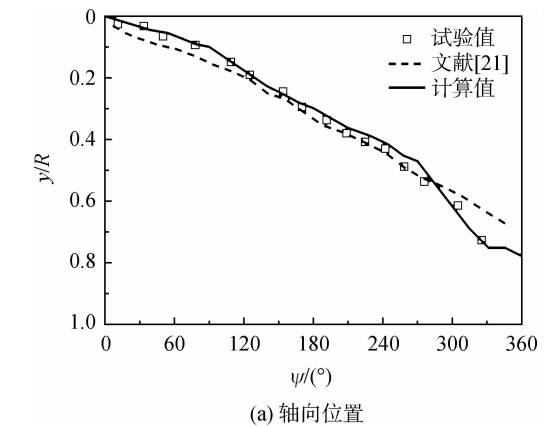


图 17 Lynx 试验旋翼桨尖涡轴向和径向位置
Fig. 17 Axial and radial location of blade tip vortex of the Lynx experimental rotor

4 结 论

针对直升机旋翼网格系统的复杂特性, 提出了一套嵌套网格生成的高效、通用的洞单元识别的 DDM 和贡献单元搜寻的 MDSDE 法, 并应用该方法进行了挖洞测试和旋翼非定常流场数值计

算,主要得到以下结论:

1) DDM 挖洞无需添加辅助网格,不受几何外形的限制,能够快速针对给定的任意初始洞包络面自动完成嵌套网格间的洞单元识别,并能通用于倾转旋翼机的嵌套网格生成。

2) 建立的嵌套网格洞边界贡献单元识别的 MDSDE 法无需建立 inverse-map,能够适用于旋翼非定常流场计算中嵌套网格间相互信息传递,是一种适合于弹性变形的桨叶的高效贡献单元搜寻策略。

3) DDM 与 MDSDE 法结合的嵌套网格生成方法与非定常 N-S 方程流场求解方法结合,能够精确模拟旋翼非定常流场和气动特性。

参考文献:

[1] Coder J G, Maughmer M D, Martin P B. CFD investigation of unsteady rotorcraft airfoil aerodynamics; mites and dynamic stall[R]. AIAA 2011-1125, 2011.

[2] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2000.

[3] 孙伟, 张呈林. 直升机桨叶气动外形多目标优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1608-1614.

SUN Wei, ZHANG Chenglin. Multi-objective optimization for aerodynamic shape of helicopter blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1608-1614. (in Chinese)

[4] Steijl R, Barakos G. CFD analysis of rotor-fuselage interactional aerodynamics[R]. AIAA 2007-1278, 2007.

[5] Belk D M, Mapple R C. Automated assembly of structured grids for moving body problems[R]. AIAA 95-1680-CP, 1995.

[6] 叶靓, 招启军, 徐国华. 非结构嵌套网格的直升机旋翼/机身前飞流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 904-909.

YE Liang, ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical simulation of flowfield of helicopter rotor and fuselage in forward flight based on unstructured embedded grid technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 904-909. (in Chinese)

[7] Wang J Z, Parthasarathy V, Hariharan N. A fully automated chimera methodology for multiple moving body problems[R]. AIAA 98-217, 1998.

[8] 杨文青, 宋笔锋, 宋文萍. 高效确定重叠网格对应关系的距离减缩法及其应用[J]. 航空学报, 2009, 30(2): 205-212.

YANG Wenqing, SONG Bifeng, SONG Wenping. Distance

decreasing method for confirming corresponding cells of overset grids and its application[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(2): 205-212. (in Chinese)

[9] Benek J A, Buning P G, Steger J L. A 3-D chimera grid embedding technique[R]. AIAA 85-1523, 1985.

[10] Nirschl H, Dwyer H A, Denk V. A chimera grid scheme for the calculation of particle flows[R]. AIAA 94-0519, 1994.

[11] ZHAO Qijun, XU Guohua, ZHAO Jinggen. Numerical simulations of the unsteady flowfield of helicopter rotors on moving embedded grids[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(2): 117-124.

[12] LaBozzetta W F, Gatzke T D. MACGS: towards the complete grid generation system[R]. AIAA 94-1923-CP, 1994.

[13] Meakin R L. A new method for establishing intergrid communication among systems of overset grids[R]. AIAA 91-1586, 1991.

[14] 王博, 招启军, 徐广, 等. 一种适合于旋翼前飞非定常流场计算的新型运动嵌套网格方法[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 14-21.

WANG Bo, ZHAO Qijun, XU Guang, et al. A new moving-embedded grid method for numerical simulation of unsteady flow-field of the helicopter rotor in forward flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 14-21. (in Chinese)

[15] 于子文, 曹义华. 涵道尾桨的 CFD 模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 19-24.

YU Ziwen, CAO Yihua. CFD simulation and validation of ducted tail rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 19-24. (in Chinese)

[16] Meakin R. A new method for establishing intergrid communication among systems of overset grids[R]. AIAA 91-1586, 1991.

[17] Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.

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

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

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

[21] Light J S. Tip vortex geometry of a hovering helicopter rotor in ground effect[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1993, 38(2): 34-42.