

文章编号: 1000-8055(2007)02-0251-06

聚合多重网格法在旋翼前飞流场计算中的应用

许和勇, 叶正寅, 王 刚, 史爱明

(西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 基于非结构动态嵌套网格, 将聚合多重网格方法引入到旋翼的前飞流场计算中. 从初始的整体非结构网格出发, 快速建立相互重叠的两个子域网格, 同时无需建立背景网格便可以确定初始洞边界和初始插值贡献单元, 且动态嵌套时无需更新洞边界, 并采用了一种无需背景网格便可快速查找新的贡献单元的方法. 分区利用聚合法生成多重网格, 利用双时间方法分区运用三层网格 V 循环求解非定常 Euler 方程, 两区的流场参数在重叠区实现耦合, 对旋翼的前飞流场进行了计算. 结果表明, 多重网格方法能够有效地加快旋翼前飞流场收敛.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 嵌套网格; 多重网格; 双时间方法; 旋翼前飞流场

中图分类号: V275.1; V211

文献标识码: A

Application of agglomeration multigrid method in calculation of rotor forward flight flow

XU He-yong, YE Zheng-yin, WANG Gang, SHI Ai-ming

(National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An agglomeration multigrid method was applied to numerical calculation of rotor forward flight flow based upon the unstructured dynamic overset grids. Two overlapping subareas could be generated speedily from original global unstructured mesh, while the original hole fringe and donor elements could be established without using a background grid. And, the hole fringe needn't update during dynamic oversetting, and the new donor elements could be searched quickly by using a new technique without background grid. The agglomeration multigrids were generated separately in each subarea, and a three-level V cycle method was used to solve the unsteady Euler equations by dual time stepping. The flow field parameters were coupled in the overlapping area. Finally, the rotor forward flight flow was calculated. The results show that, the agglomeration multigrid method can facilitate the convergence of rotor forward flight flow effectively.

Key words: aerospace propulsion system; dynamic overset grid; multigrid; dual time stepping; rotor forward flight flow

利用计算流体(CFD)方法求解飞行器复杂流场需要大量的机时, 缩短计算时间对 CFD 技术应

用于工程实际具有重要的意义. 多重网格方法是提高计算效率的途径之一, 目前多重网格方法大

收稿日期: 2006-01-06; 修订日期: 2006-12-05

基金项目: 航空基础科学基金资助项目(04A53006); 高等学校优秀青年教师教学科研奖励计划资助

作者简介: 许和勇(1980-), 男, 安徽合肥人, 西北工业大学博士研究生, 主要从事计算流体力学研究.

多是在结构化网格的基础上进行的,结构网格的网格单元具有很好的规律性,这使得多重网格方法实现起来较为简单,技术已经相当成熟^[1-2]。近些年来,由于对复杂外形具有很好的适应性,非结构网格技术得到了迅速的发展,但是非结构网格的单元分布具有任意性,使得基于非结构网格的多重网格方法稍显复杂。学者们对其做了大量的研究,从嵌套多重网格^[3]、重叠多重网格^[4]到现在的聚合多重网格^[5-6],基于非结构网格的多重网格方法得到了快速的发展。由于聚合是从最细的网格出发聚合生成较粗的网格,容易保证网格质量,且实施较为简单一些,所以本文采用聚合生成多重网格。

直升机旋翼复杂的运动形式^[7]使其不能简单等同于固定翼飞机,利用结构化嵌套网格^[8-10]是当前计算旋翼前飞绕流的主流,由于在每个物理时间站位上都要建立洞边界,通过背景网格查找插值贡献单元,然后伪时间步迭代求解,这使得计算量很大,计算一个前飞状态往往需要几天的时间,甚至更长。所以采用多重网格法是一个不错的选择,文献[10]已经将基于结构网格的多重网格法引入了悬停旋翼的流场计算中,取得了很好的加速收敛作用。

本文发展了非结构嵌套网格方法,并将聚合多重网格方法引入到了旋翼的非定常前飞流场计算中。嵌套的子域网格是从同一个初始整体网格中得到的,所以无需建立背景网格;合理的分区使得网格动态嵌套时无需重新建立洞边界,同时采用了一种无需背景网格便能够快速查找到新的插值贡献单元的方法,这些都使得嵌套网格的计算效率得到提高。在嵌套的两个子域分别使用聚合生成多重网格,利用双时间方法分区利用多重网格方法求解非定常 Euler 方程,两区的流场参数在重叠区实现耦合,得到了比较好的计算结果。

1 旋翼桨叶的运动

直升机旋翼前飞时同时存在旋转、挥舞和变距运动,其运动可以表示为:

$$\beta(t) = a_0 - a_{1s} \cos \Psi(t) - b_{1s} \sin \Psi(t)$$

$$\theta(t) = \theta_0 + \theta \frac{r}{R} - A_1 \cos \Psi(t) - B_1 \sin \Psi(t)$$

$$\Psi(t) = \Omega t \quad (1)$$

式中, a_0 、 a_{1s} 和 b_{1s} 分别代表旋翼锥度角、后退角和侧倾角; θ_0 、 θ 、 A_1 和 B_1 分别为桨叶的总距角、负扭角和纵横向周期变距; Ω 为旋转角速度,

$\Psi(t)$ 代表桨叶方位角。

2 非结构动态嵌套网格系统

对整个旋翼的计算空间一次性生成合理的初始网格,如图 1。然后以旋翼桨毂中心作为中心,在旋翼的旋转平面上以及垂直于旋转平面的方向上分别设置不同的半径参数和高度参数,使之可以确定两个不同大小的较扁平的圆柱面,且较小的被包含在较大的之内(如图 2 和图 3);然后在初始整体网格中查找,使得旋翼表面和较大的圆柱面 2 之间的网格单元组成运动区子域网格,而初始网格外边界 3 和较小的圆柱面 1 之间的网格单元组成静止区子域网格,同时也很容易地快速确定了人工洞边界以及初始插值贡献单元,因为它们都来自同一个初始网格。两区的网格重叠显

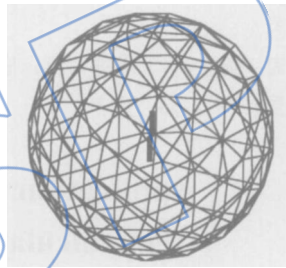


图1 初始整体网格图

Fig. 1 Primeval global mesh

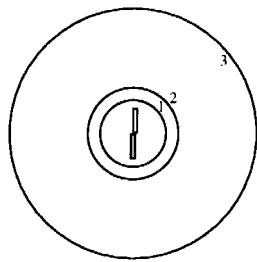


图2 网格分区俯视示意图

Fig. 2 Sketch map of separating subareas (looking down)

示如图 4。可以看出这种建立子域的方法可以确保在不同时间站位上,两个子域的网格都会有适当的重叠区域,而且无需重新生成洞边界,无需建立背景网格,相对于结构化网格,该方法极大地提高了网格生成效率并减少了人工干预量。

在运动区子域网格随旋翼旋转过程中,虽然不用重新建立洞边界,但是插值贡献单元却需要不断重新查找。本文根据文献[11]的思想,采用其“蛇行法”在非结构网格中的应用。该方法无需建立背景网格,它的主要思想是从初始贡献单元出

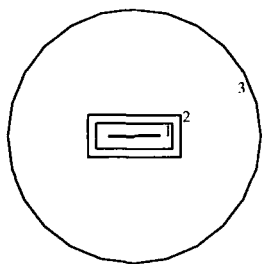


图3 网格分区侧视示意图

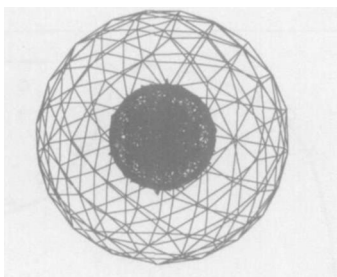
Fig.3 Sketch map of separating subareas
(side-glance)

图4 两区网格重叠图

Fig.4 Overlapping meshes of subareas

发,通过判断洞边界点的始末位置连线与初始位置贡献网格单元面的相交,然后更新被判断网格单元,直到洞边界点落在被判断单元中为止,具体方法介绍详见文献[11].该方法的应用大大提高了贡献单元的搜寻效率,因为它是基于对数目不多的单元进行操作的,不涉及到对数目众多的相重叠子域网格单元进行扫描.

洞边界上的待插值点的流场参数是通过从位于相邻重叠子域中的插值贡献单元插值得到.针对非结构网格的特点,本文采用较为简单的体积加权方法.

旋翼的挥舞以及变距运动变形是通过运动区子域网格使用线性弹簧理论^[12]来实现的.

3 聚合多重网格生成

文献[5]中的聚合方法具有较高的智能化和自适应特性,本文对其第一次聚合后的剩余细网格单元的再聚合方法加以改进,在保证质量的同时使得相邻两重网格的单元数目之比得到提高.本文的聚合步骤为:

(1)选内边界的点组成待聚合点集合,然后选其中一点为聚合点,将所有包含此点的元素聚合为一个粗元素,然后从待聚合点集合中选取一个与原起始点相邻的点为聚合点,将所有包含此点的元素聚合为一个粗元素.如此反复,直至待聚合点集合中的所有点都被聚合完为止.用新生成的

一层粗网格表面的点来更新待聚合点集合,然后循环上述过程,直至聚合完毕.最后查找流场中最终没有被聚合过的细网格元素并编号,再对其中每一个都计算其相邻的粗网格的体积,然后将其聚合到体积最小的粗单元中去.这样就生成了第二层粗网格.

(2)选第二层网格中边界上的粗网格点组成起始待聚合点集合,并在待聚合点集合所对应的相连粗体中,选体积最小的体元素的顶点(需在待聚合点集合中)作为起始聚合点,然后重复(1)中的步骤,便可以生成第三层粗网格.

(3)按照上述方法,可以生成更多层的粗网格.

对于本文嵌套网格的两个子域,在聚合时应该保持洞边界点不变,即洞边界处的细网格不参加聚合.

4 多重网格方法

文献[6]是采用格点格式的聚合多重网格方法求解了机翼和翼身组合体的定常流场,而本文采用的是有限体积中心差分的格心格式来求解非定常 Euler 方程,并考虑了体积守恒律.

4.1 控制方程

在运动的网格单元上,守恒型积分形式的 Euler 方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} W dV + \iint_{\partial \Omega} F(W) \cdot n dS = 0 \quad (2)$$

上式中 Ω 为控制体, $\partial \Omega$ 表示控制体单元的边界, W 为守恒变量, $F(W)$ 为无粘通量.

利用有限体积方法离散上述方程得到:

$$\frac{d}{dt} (W_i V_i) + R(W_i) = 0 \quad (3)$$

式中 $R(W_i)$ 为对控制体 i 进行离散后的残值.

物理时间推进采用隐式双时间方法,伪时间推进采用显式四步 Runge-Kutta 格式,详见文献[12].

4.2 多重网格计算格式

伪时间推进中,在细网格上的计算格式为:

$$W_f^{(i)} = W_f^{(0)} - \alpha \frac{\Delta t}{V} R_f^{(i-1)} \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (4)$$

其中 α 为常数, R_f 为残值量, V 为单元体积, W_f 为守恒变量.

在较粗网格上的计算格式为:

$$W_c^{(i)} = W_c^{(0)} - \alpha \frac{\Delta t}{V} (R_c(W_c^{(i-1)}) + f_c) \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (5)$$

其中 $f_c = R_c^{(0)} - R_c(W_c^{(0)})$ 称为强迫项, $W_c^{(0)}$ 和 $R_c^{(0)}$ 分别为从细网格插值到粗网格上的守恒变量和残值.

由 (5) 式可见, 第一步消去了粗网格自身的残值项 $R_c(W_c^{(0)})$, 只留下 $R_c^{(0)}$. 这说明粗网格的计算是由细网格上传过来的残值所控制. 当细网格的计算收敛时 $R_f \rightarrow 0$, 粗网格产生的对守恒变量的修正量也趋于 0, 保证了多重网格的解收敛到细网格的解. 本文采用“v”循环进行计算, 即把上述计算过程一直进行到最粗的网格, 得到的修正项 ΔW_c 再逐级回插到细网格, 对细网格的解进行修正.

4.3 多重网格间的数据传递

守恒变量 W_f 和残值 R_f 由细网格插值到较粗网格上的公式分别为:

$$W_c = \sum \frac{V_f}{V_c} W_f \tag{6}$$

$$R_c = \sum R_f \tag{7}$$

其中下标 c 表示粗网格量, f 表示细网格量, V_f 、 V_c 分别表示细网格和粗网格的体积. 求和是对粗网格中包含的所有细网格进行.

由于构造一个线性算子十分困难, 所以粗网格的修正量向细网格传输时采用文献[6]中使用的分片常值算子, 即细网格的修正量近似等于细网格所在粗网格的修正量.

5 算例与分析

本文对 Caradonna 旋翼的两种模型进行了前飞流场计算. 旋翼模型 1: 桨叶数为 2, 翼型为 NACA0012, 平面为长方形, 展弦比为 7, 无扭转; 旋翼模型 2: 桨叶数为 2, 翼型为 NACA0012, 平面为长方形, 展弦比为 6, 无扭转.

算例 1: $\mu=0.2, M_{tip}=0.8, \beta=0^\circ, \theta=0^\circ$, 旋翼模型 1.

本算例是无升力前飞状态, 将一个旋转周期划分成为 120 个物理时间步长进行求解. 计算三个周期后, 流场达到稳定, 图 5 给出了计算得到周期性解时, 两个方位角位置、 $r/R=89\%$ 展向站位处的表面压力系数曲线, 并将计算结果与文献计算结果^[8]以及实验结果^[13]作了对比, 吻合程度较好.

算例 2: $\mu=0.3, M_{tip}=0.628, \beta=0^\circ, \theta=8^\circ$, 旋翼模型 2.

本算例是有升力前飞状态. 图 6 给出了计算得到周期性解时, 两个方位角位置、 $r/R=89\%$ 展

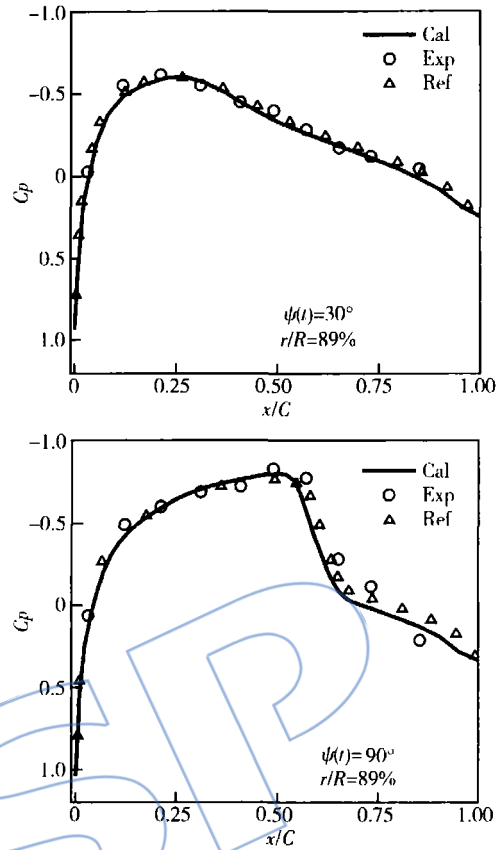


图 5 压力系数分布曲线(算例 1)
Fig. 5 Coefficient of pressure distribution(case1)

向站位处的表面压力系数曲线, 并将计算结果与文献[8]计算结果以及 Sheffer 的计算结果^[14]作了对比, 吻合较好.

算例 3: $\mu=0.15, M_{tip}=0.671, \beta=0^\circ, \theta(t)=8^\circ+1.11^\circ \cos \Psi(t)-3.23^\circ \sin \Psi(t)$, 旋翼模型 2.

本算例是存在变距运动的有升力前飞状态. 图 7 给出了计算得到周期性解时, 两个方位角位置、 $r/R=89\%$ 展向站位处的表面压力系数曲线, 并将计算结果与文献计算结果^[8]作了对比. 从对比结果看, 本文方法的计算结果与文献计算结果吻合得较好.

上述 3 个算例所使用的计算网格情况见表 1, 算例 2 和 3 使用的是同一套网格.

表 1 计算网格数目情况(均表示两区数目之和)

	Table 1 Total number of calculating grid		
	算例 1	算例 2	算例 3
第一层细网格	335 785	355 011	355 011
第二层粗网格	56 341	57 254	57 254
第三层粗网格	13 443	13 693	13 693

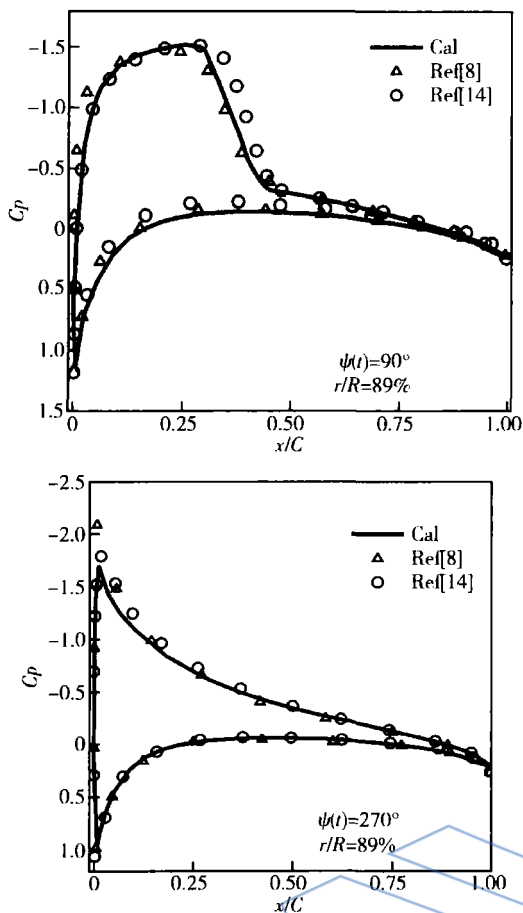


图 6 压力系数分布曲线(算例 2)

Fig. 6 Coefficient of pressure distribution(case2)

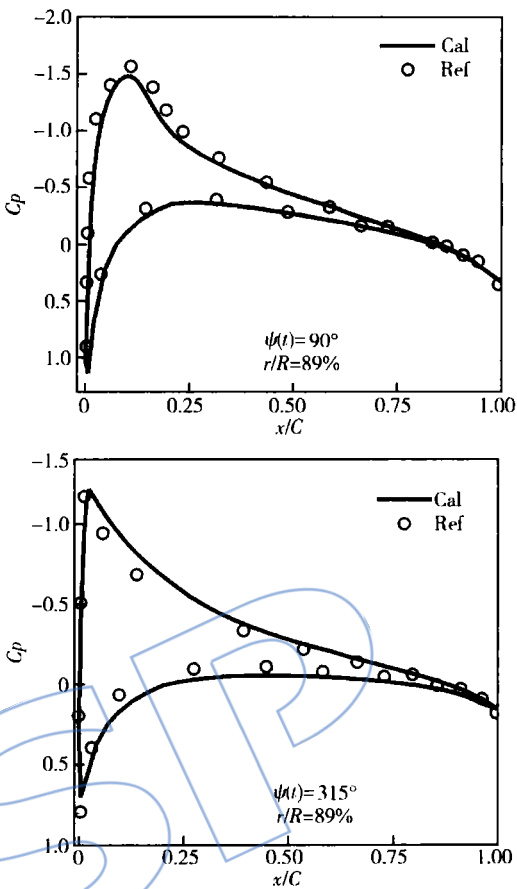


图 7 压力系数分布曲线(算例 3)

Fig. 7 Coefficient of pressure distribution(case3)

图 8 给出了算例 3 在第一个物理时间步内,运动区子域伪时间迭代残值 Res (气体总内能修正量的对数) 随 CPU 运算时间 (s) (计算机为 Pentium IV 2.4G) 的变化情况,可见使用三重网格可以使计算时间大大减少. 每个算例均计算三个旋转周期,流场达到稳定,采用原始细网格所耗时间与采用三重网格方法所耗时间的对比情况见表 2.

表 2 计算时间对比情况

Table 2 Comparison of calculating time

	算例 1	算例 2	算例 3
细网格计算	130.5h	169.0h	146.6h
三重网格计算	30.2h	39.3h	34.9h

与固定翼飞机的多重网格加速比相比,旋翼的加速比显得较低,主要是因为桨毂附近区域存在不可压区域,且旋转引起的涡也会影响收敛速度,另外非结构网格聚合后的粗网格质量比结构化粗网格稍差一些,也是影响加速比的一个原因.

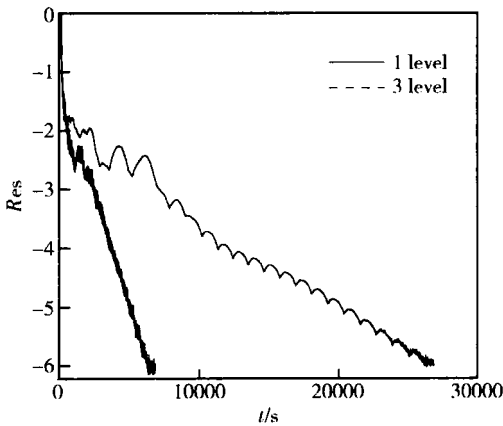


图 8 残值收敛曲线

Fig. 8 Curve of residual

尽管如此,本文算例的加速比仍达到 4.3 左右,在很大程度上加快了旋翼前飞流场的收敛速度,使得本文基于非结构嵌套网格的多重网格方法对于深入研究更为复杂的诸如前飞旋翼/机身干扰流场等也具有较好的应用价值.

6 结 论

本文基于非结构嵌套网格将聚合多重网格方法引入到旋翼的前飞流场计算中.从初始的整体非结构网格出发,通过合理的分区生成相互重叠的两个子域网格,通过运动区网格的旋转和变形来模拟旋翼的旋转、挥舞和变距等复杂运动.动态嵌套时无需更新洞边界,无需建立背景网格便可以快速的查找到更新后的插值贡献单元,提高了嵌套网格的计算效率.分区生成聚合多重网格,并分区使用多重网格方法来求解非定常 Euler 方程,流场参数在重叠区通过洞边界进行插值传递.算例表明,本文基于嵌套网格的聚合多重网格方法可以显著地加速旋翼流场的收敛.另外,本文所发展的方法对于叶轮旋转机械、螺旋桨类的数值计算也有很好的应用价值.

参考文献:

- [1] Jameson A, Yoon S. Lower upper implicit schemes with multiple grids for the Euler equations[J]. AIAA Journal, 1987, 25(7): 929-935.
- [2] 杨树池. 复杂流动空气动力学数值模拟及并行计算研究[D]. 西安:西北工业大学,1999.
- [3] Connel S D, Holmes D G. A 3D unstructured adaptive multigrid scheme for the Euler equations[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1626-1632.
- [4] Mavriplis D J. Three-dimensional unstructured multigrid for the Euler equations[J]. AIAA Journal, 1992, 30(7): 1753-1761.
- [5] 吕宏强,伍贻兆,夏健. 三维非结构聚合多重网格法数值模拟研究[J]. 力学学报, 2003, 35(3): 337-340.
L Ü Hongqiang, WU Yizhao, XIA Jian. Numerical simulation of flowfields with three-dimensional unstructured agglomeration multigrid algorithm[J]. ACTA MECHANICA SINICA, 2003, 35(3): 337-340.
- [6] 朱培烨. 三维非结构网格的欧拉方程聚合多重网格法[J]. 航空计算技术, 2004, 34(3): 6-9.
ZHU Peiye. Three dimensional agglomeration multigrid for the euler equations[J]. Aeronautical Computer Technique, 2004, 34(3): 6-9.
- [7] 薛海峰,向锦武,张小谷. 前飞状态旋翼动稳定性及自由度间相互作用研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 671-677.
XUE Haifeng, XIANG Jinwu, ZHANG Xiaogu. Investigation of rotor dynamic stability and mutual excitation of different degrees of freedoms in forward flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 671-677.
- [8] 杨爱明. 基于嵌套网格的直升机旋翼流场雷诺平均 Navier-Stokes 方程数值模拟[D]. 西安:西北工业大学,2000.
- [9] 招启军,徐国华. 使用高阶逆风通量差分裂格式的旋翼流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 186-191.
ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical simulations for the flow field of helicopter rotors in hovering based on high-order upwind flux-difference splitting scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 186-191.
- [10] 杨爱明,翁培奋,乔志德. 用多重网格方法计算旋翼跨声速无粘流场[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(3): 313-318.
YANG Aiming, WENG Peifen, QIAO Zhide. Euler solution of transonic flow for a helicopter rotor in hover using multigrid method[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2004, 22(3): 313-318.
- [11] 李孝伟,范绪箕. 基于动态嵌套网格的飞行器外挂物投放的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(1): 114-117.
LI Xiaowei, FAN Xuji. Simulation of the release of store based on the moving chimera grid technique[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2004, 22(1): 114-117.
- [12] 史爱明. 非结构动网格下非定常气动力计算和嗡鸣研究[D]. 西安:西北工业大学,2003.
- [13] Caradonna F X, Tung C. Experimental and analytical studies of a helicopter rotor in hover[R]. NASA TM-81232, 1981.
- [14] Sheffer S G, Alonso J J, Martinelli L, et al. Time-accurate simulation of helicopter rotor flows including aeroelastic effects[R]. AIAA Paper 97-0399, 1997.