

基于嵌套网格技术和多种空间离散格式的旋翼流场数值模拟

赵 明 曹义华

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京, 100191)

摘要:给出了三维 Euler/N-S 方程数值模拟悬停状态旋翼流场的方法和模型。在空间离散方法上分别采用 Jameson 中心差分格式、Van Leer 矢量通量分裂格式、AUSM 格式 3 种方法,同时加入了 Van Albada 限制器,并应用了嵌套网格方法。文中采用 Hole-Map 方法来确定洞边界,采用 Inverse-Map 方法来搜寻贡献单元。最后给出了旋翼桨叶表面压力分布的计算结果,并与实验数据进行了对比,证明以上 3 种空间离散格式在旋翼流场计算中的准确性。

关键词:旋翼流场;计算流体力学;嵌套网格;有限体积法

中图分类号:V211.3 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2011)03-0335-06

Numerical Simulation of Rotor Flowfield Based on Overset Grids and Several Spatial Discretisation Schemes

Zhao Ming, Cao Yihua

(School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100191, China)

Abstract: A numerical method based on solutions of 3-D Euler/N-S equations is used for calculating the rotor flowfield in hover. Jameson central scheme, Van Leer scheme and AUSM scheme are implemented for spatial discretisation, and Van Albada limiter is also applied. Simultaneously, overset grids are adopted. Hole-Map method is utilized to identify intergrid boundary points (IGBPs). Furthermore, aiming at identification issue of donor elements, Inverse-Map method is implemented. Finally, blade surface pressure distributions derived from numerical simulation are validated compared with the experimental data. Results show that all the schemes mentioned above can accurately simulate the rotor flowfield.

Key words: rotor flowfield; computational fluid dynamics; overset grids; finite volume method

旋翼计算流体力学是直升机空气动力学的一个重要研究方向^[1]。由于旋翼几何结构复杂,旋翼桨叶之间存在相对运动,嵌套网格技术在旋翼计算流体力学中得到了比较广泛的应用^[2-5]。文献[2]采用了由动量理论导出的远场边界条件和结合旋翼自由尾迹分析方法构造的翼面边界条件,给出了三维 Euler 方程数值模拟悬停状态旋翼流场的方法。在文献[3]中,作者通过求解 N-S 方程数值模拟了直升机旋翼前飞非定常流场,在嵌套网格系统中采用过渡网格以简化对相对运动的处理。文献[4]发展了一种基于线性弹簧理论的非结构动态嵌套网

格方法来处理旋翼的挥舞和变距运动。在文献[5]中,作者利用嵌套网格技术模拟了前飞状态下旋翼的流场,并且利用流动显示技术研究了桨涡干扰等现象,同时把计算得到的叶片载荷和实验数据进行了比较。

本文采用有限体积法,使用 Euler/N-S 方程对悬停旋翼的流场进行数值求解,将参考坐标系固接于旋转桨叶上,给出以绝对物理量为参数的 Euler/N-S 方程,以简化远场边界条件。

在空间离散的格式方面,Jameson 中心差分格式^[6]在旋翼流场的计算中得到了广泛的应用^[2]。在

最近的文献中,其他格式也开始在旋翼流场计算中得到应用。例如在文献[5]中,作者采用 Roe 格式进行空间离散。Van Leer 矢量通量分裂格式^[7]、AUSM 格式^[8]及其改进格式在其他领域得到了十分广泛的应用^[9-11],而在旋翼流场计算中则很少使用。本文在计算中分别采用 3 种空间离散方法,分别为:Jameson 中心差分格式、Van Leer 矢量通量分裂格式和 AUSM 格式。通过对比计算结果与实验数据,验证了以上 3 种空间离散格式在旋翼流场数值模拟方面的正确性和有效性。

1 计算网格系统及其生成方法

1.1 网格系统

用于计算悬停流场的重叠网格系统包括 3 个网格:两个 O-H 型旋翼网格和背景笛卡尔网格。旋翼网格是通过椭圆型微分方程生成法^[12]生成的,网格的大小为:159(弦向) \times 35(法向) \times 79(展向)。背景网格选用笛卡尔网格以方便网格的生成,在 3 个方向上均有 101 个结点,在叶片附近加密。旋翼网格和嵌套网格系统分别如图 1,2 所示。

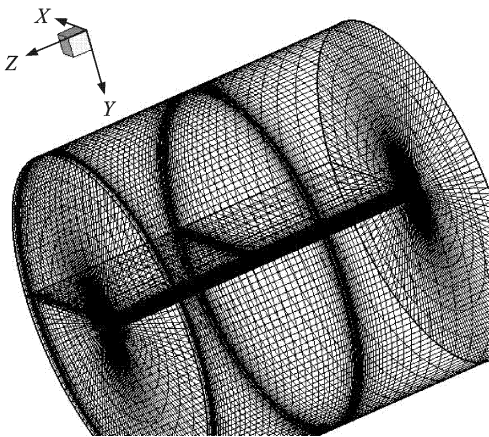


图 1 旋翼网格示意图

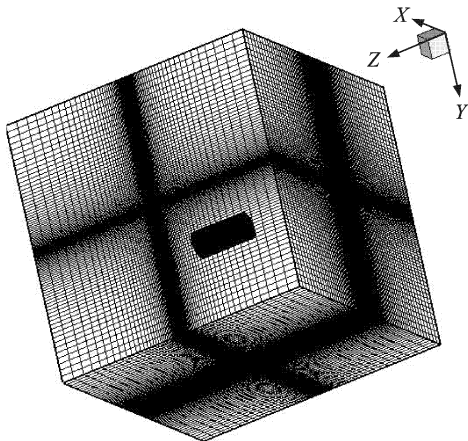


图 2 嵌套网格系统示意图

1.2 洞边界的确定

为了提高确定洞边界的效率,这里应用了 Hole-Map 方法。该方法的核心是用笛卡尔网格单元去近似每个网格的挖洞曲面,从而得到该曲面的笛卡尔近似。在判断网格点与挖洞曲面的位置关系时,使用近似面比真实曲面更快捷^[13]。Hole-Map 方法的效率和自动化程度都很高。同时,Hole-Map 本身就是一个整型数组,因此 Hole-Map 方法对内存的需求很低^[14]。展向二维平面内的旋翼网格和背景网格洞外点如图 3 所示,其中 O 型网格表示的是部分旋翼网格,不包括在法向上与背景网格重叠的那部分网格。图中所示的旋翼网格最外层的闭合曲面组成了初始洞边界,作为判别背景网格中洞外点和洞内点的基础。笛卡尔网格表示的是背景网格的洞外点。从图中可以看出 Hole-Map 方法可以准确地找出初始洞边界内的背景网格点,这些点作为洞内点不参与计算。

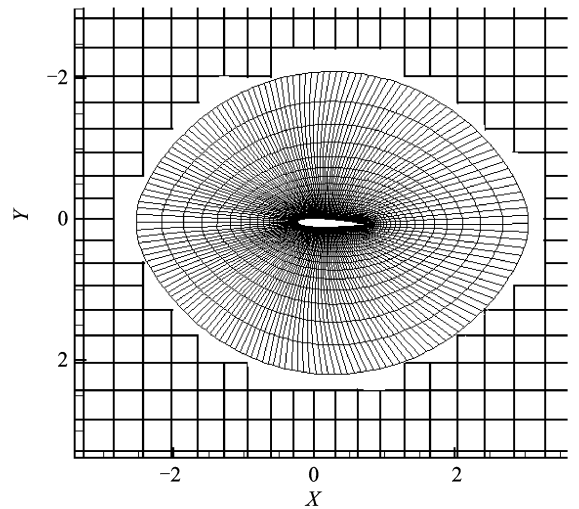


图 3 展向二维平面内的旋翼网格和背景网格洞外点示意图

1.3 贡献单元的搜寻

在计算中,洞边界点的流动参数需要通过三线性插值获得,这就需要找到每个洞边界点的贡献单元。在贡献单元的搜寻方法上,本文采用 Inverse-Map 方法^[15]。Inverse-Map 方法是一种把嵌套网格变换到均匀笛卡尔网格空间的方法。和传统的模板漫游方法相比,该方法能够将每一个点的可能的贡献单元数目减小至几个,甚至是一个,缩短了贡献单元的搜寻时间^[14]。将 Inverse-Map 方法和模板漫游方法结合在一起可以高效、快速地找到贡献单元。

2 控制方程及数值求解方法

2.1 控制方程

本文使用 Euler/N-S 方程对悬停旋翼的流场进行数值求解,将参考坐标系固接于旋转桨叶上,给出以绝对物理量为参数的 Euler/N-S 方程,主控方程如式(1)所示。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \iint_{\partial S} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS + \iiint_{\Omega} \mathbf{G} d\Omega = 0 \quad (1)$$

式中: Ω 表示流体微元体积; ∂S 表示微元表面积; $\mathbf{W}, \mathbf{F}, \mathbf{G}$ 的表达式如式(2)所示,其中 \mathbf{G} 为源项。

$$\begin{cases} \mathbf{W} = [\rho & \rho u & \rho v & \rho w & \rho E]^T \\ \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho(q - q_b) \\ \rho u(q - q_b) + p n_x \\ \rho v(q - q_b) + p n_y \\ \rho w(q - q_b) + p n_z \\ \rho H(q - q_b) + p q_b \end{bmatrix} \\ \mathbf{G} = [0 & \rho(\omega \times q)_x & \rho(\omega \times q)_y & \rho(\omega \times q)_z & 0]^T \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\rho, q, q_b, (u, v, w), E, H, p$ 分别表示流体的密度、绝对速度、网格速度、绝对速度的3个分量、总能量、总焓和压力; (n_x, n_y, n_z) 表示单元表面的单位法向矢量。

2.2 数值求解方法

本文的时间推进采用 Runge-Kutta 法。为了加速收敛,还采用了当地时间步长和隐式残值光顺等方法。这里采用3种空间离散格式,分别为 Jameson 中心离散格式、Van Leer 矢通量分裂格式和 AUSM 格式。

2.2.1 Jameson 中心离散格式

中心平均有限体积格式本身不具备耗散性,无法阻尼掉计算中可能产生的任何误差,因而在定态解中将存在振荡,需要在格式中附加二、四阶混合人工粘性以克服中心差分奇偶不关联的缺点和消除高频误差。二阶人工粘性目的是抑制解在激波附近的振荡,四阶人工粘性的作用主要是阻尼高频误差,使解趋于定态。人工粘性项如式(3)所示。

$$D = (D_{\xi}^2 + D_{\eta}^2 + D_{\zeta}^2 - D_{\xi}^4 - D_{\eta}^4 - D_{\zeta}^4) \mathbf{W} \quad (3)$$

式中:算子 D^2 表示二阶人工粘性项;算子 D^4 表示四阶人工粘性项。

2.2.2 Van Leer 矢通量分裂格式

Van Leer 矢通量分裂格式将通量表示为局部一维马赫数的函数进行分裂。在声速情况下,通量

分裂为两部分,分别为

$$\mathbf{F}_c^{\pm} = \begin{bmatrix} f_{\text{mass}}^{\pm} \\ f_{\text{mass}}^{\pm} [\mathbf{n}_x(-V \pm 2c)/\gamma + u] \\ f_{\text{mass}}^{\pm} [\mathbf{n}_y(-V \pm 2c)/\gamma + v] \\ f_{\text{mass}}^{\pm} [\mathbf{n}_z(-V \pm 2c)/\gamma + w] \\ f_{\text{energy}}^{\pm} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中, f_{mass}^{\pm} 和 f_{energy}^{\pm} 的表达式如式(5)所示

$$\begin{cases} f_{\text{mass}}^+ = + \rho_L c_L \frac{(M_L + 1)^2}{4} \\ f_{\text{mass}}^- = - \rho_R c_R \frac{(M_R - 1)^2}{4} \\ f_{\text{energy}}^{\pm} = f_{\text{mass}}^{\pm} \left\{ \frac{[(\gamma - 1)V \pm 2c]^2}{2(\gamma^2 - 1)} + \frac{u^2 + v^2 + w^2 - V^2}{2} \right\}_{L/R} \end{cases} \quad (5)$$

式(4,5)中: c 为声速; V 为逆速度;下标 L 和 R 分别表示单元 I 和 $I+1$ 界面左侧和右侧的流动参数。

在超声速的状态下采用完全一侧迎风格式,即在通量计算中完全采用迎风方向上的流动参数。

2.2.3 AUSM 格式

AUSM 格式将通量分成对流部分和压力部分分别考虑,即

$$\mathbf{F}_c = V \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{n}_x p \\ \mathbf{n}_y p \\ \mathbf{n}_z p \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

两部分采用不同的方式进行处理。对于对流部分根据逆速度的方向采用完全一侧迎风格式;压力部分在亚声速状态下包含两侧的状态,只有在超声速的情况下才采用完全一侧迎风格式。在实际计算中,将对流部分中的逆速度分解为逆速度马赫数和声速的乘积。具体的计算方法为

$$(\mathbf{F}_c)_{I+1/2} = (Ma)_{I+1/2} \begin{bmatrix} \rho c \\ \rho c u \\ \rho c v \\ \rho c w \\ \rho c H \end{bmatrix}_{L/R} + \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{n}_x p \\ \mathbf{n}_y p \\ \mathbf{n}_z p \\ 0 \end{bmatrix}_{I+1/2} \quad (7)$$

式中, $(Ma)_{I+1/2}$ 为逆速度马赫数,当 $(Ma)_{I+1/2} \geq 0$ 时,取左侧流动参数,即: $(\cdot)_{L/R} = (\cdot)_L$;否则取右侧流动参数,即: $(\cdot)_{L/R} = (\cdot)_R$ 。压力部分的处理不仅和速度的方向相关,还和速度的大小相关。具体方法为 $p_{I+1/2} = p_L^+ + p_R^-$ 。

计算中具体的表达式为

$$p_L^+ = \begin{cases} p_L & M_L \geq +1 \\ \frac{p_L}{4}(M_L + 1)^2(2 - M_L) & |M_L| < +1 \\ 0 & M_L \leq -1 \end{cases} \quad (8)$$

$$p_R^- = \begin{cases} 0 & M_R \geq +1 \\ \frac{p_R}{4}(M_R - 1)^2(2 + M_R) & |M_R| < +1 \\ p_R & M_R \leq -1 \end{cases} \quad (9)$$

2.2.4 MUSCL 方法和限制器

在 Van Leer 矢通量分裂格式和 AUSM 格式中,本文应用了 MUSCL 方法。该方法首先将网格节点上的值外插至网格单元外边界处,然后再在边界面处分裂矢通量。在上述两种格式中,本文同时应用了限制器来防止在激波附近出现过冲或过膨胀,使格式局部地蜕化为完全一侧的一阶或二阶精度格式^[16]。在具体计算中,本文采用的是 Van Albada 限制器。Van Albada 是压缩性限制器,在激波管流动的计算中可以提高解的准确度和激波与接触波的分辨率^[17]。在解的光滑区域, Van Albada 限制器可以保持二阶迎风偏置格式,在极值点附近则蜕变为—阶精度^[18]。

Van Albada 限制器的具体表达式如式(10)所示。

$$U_R = U_{I+1} - \frac{1}{2}\delta_R$$

$$U_L = U_I + \frac{1}{2}\delta_L \quad (10)$$

式中 U 表示任意流动参数。 $\delta_{L/R}$ 的表达式如式(11)所示。

$$\delta_{L/R} = \frac{a(b^2 + \varepsilon) + b(a^2 + \varepsilon)}{a^2 + b^2 + 2\varepsilon} \quad (11)$$

式中

$$a_R = U_{I+2} - U_{I+1}$$

$$b_R = U_{I+1} - U_I$$

$$a_L = U_{I+1} - U_I$$

$$b_L = U_I - U_{I-1}$$

式(11)中 ε 为小量,是限制器中的“开关”。 ε 在解的光滑区域起主要作用;而在解的极值点附近基本不起作用,使得格式蜕化为—阶迎风格式。

3 计算结果及分析

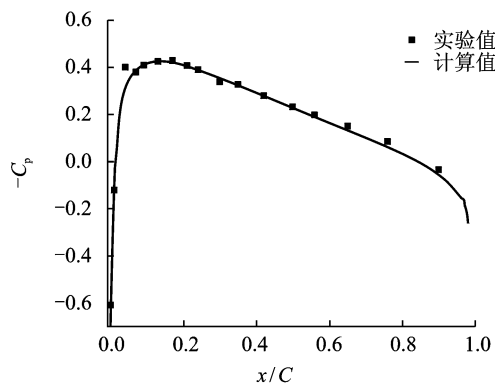
为了验证本文所发展方法的正确性和有效性,下面给出了两个算例的计算结果。这两个算例的实验值都来自文献^[19]。实验旋翼为 Caradonna-Tung 旋翼,包含两片桨叶,叶片翼型为 NACA

0012,无扭转,展弦比为 6,直径 $D=2.286$ m。

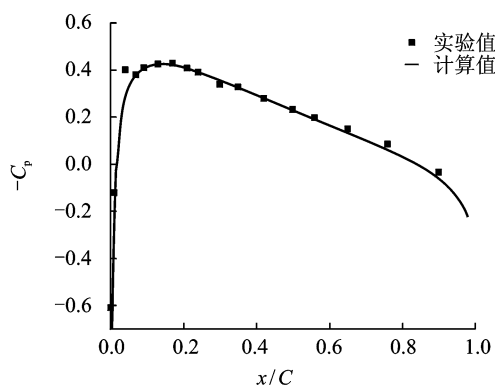
3.1 算例—

桨尖马赫数 $Ma_{tip}=0.520$,总距角 $\theta_c=0^\circ$,旋转变角速度 $\omega=1\,500$ r/min, $r/R=0.80$ 。

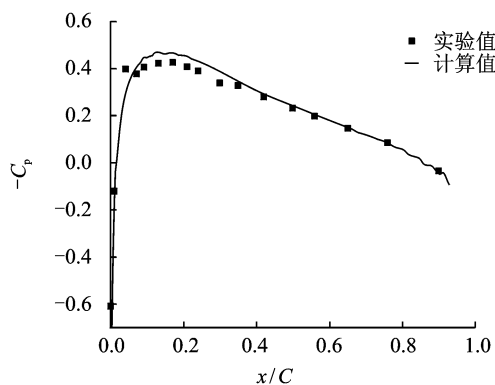
在算例一中采用了 N-S 方程。图 4 给出了采用 3 种空间离散格式取得的计算结果和实验结果的对比情况,图中 C 为叶片弦长。



(a) Jameson 中心差分格式



(b) Van Leer 矢通量分裂格式



(c) AUSM 格式

图 4 算例 1 剖面压强系数计算值及与实验值的对比

在算例一中,Jameson 中心差分格式和 Van Leer 矢通量分裂格式的计算结果和实验值吻合得很好;AUSM 格式的计算结果和实验值基本吻合,不过在叶片的前后缘存在微小的振荡。这很可能是

格式本身的原因造成的,因为 AUSM 格式在激波附近以及某些特定情况下会出现压力的振荡^[20]。在本文算例中出现振荡是由于在马赫数接近零的情况下,AUSM 格式中的耗散项也会接近零,导致计算中的任何扰动都不能被耗散掉,从而在前后缘引起振荡。文献[18]针对上述问题进行了相应的改进,从而在前后缘附近保证了足够的数值耗散。

3.2 算例二

桨尖马赫数 $Ma_{tip} = 0.815$,总距角 $\theta_c = 2^\circ$,旋转角速度 $\omega = 2\ 324\ \text{r/min}$, $r/R = 0.80$ 。

图 5 给出了采用 3 种空间离散格式取得的计算结果和实验结果的对比情况。

在算例二中采用了 Euler 方程。在算例二中,3 种空间离散格式的计算结果和实验值吻合得较好,但在最大值附近存在一定偏差,可能是由网格引起的。

从以上两个算例可以看出计算结果和实验数据比较吻合,说明本文应用的 3 种空间离散格式可以正确求解悬停旋翼的流场。

在计算效率方面,Jameson 中心差分方法不用计算界面左右两侧的流动参数,虽然需要计算人工粘性项,但相对于迎风格式仍然具有计算简单、工作量小的优点,这也在计算中得到了体现。但该格式对于激波的分辨率不及迎风格式。AUSM 格式号称具有和 Roe 格式相当的精度,而由于没有复杂的矩阵计算,相对于 Roe 格式更为有效,在实际计算中和 Van Leer 格式计算量基本相当。

4 结 论

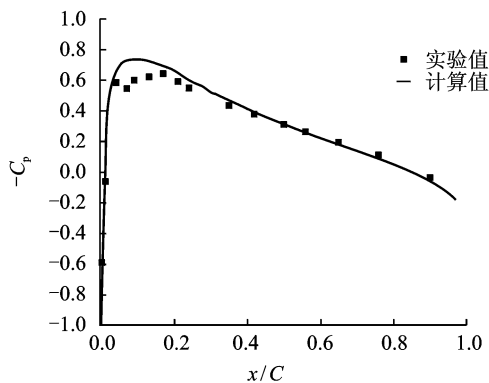
(1)发展了一套应用于旋翼流场数值模拟的嵌套网格,具有各网格间准确传递流动参数的能力。

(2)采用了多种空间离散格式来离散控制方程,分别进行了悬停旋翼流场的数值模拟。

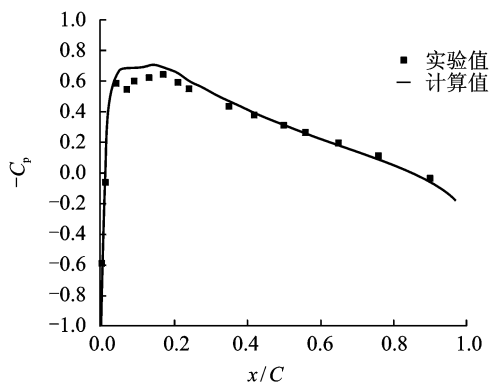
(3)通过比较数值计算的结果和相对应的实验数据验证了数值方法的正确性和有效性。

参考文献:

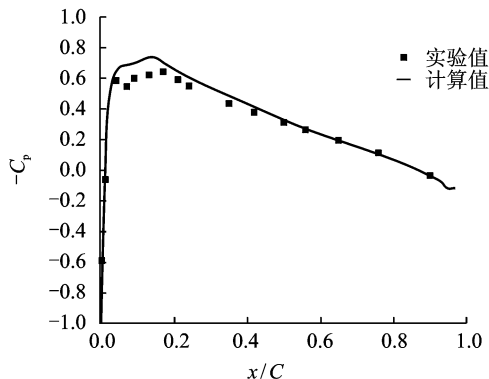
- [1] 王适存,徐国华. 直升机旋翼空气动力学的发展[J]. 南京航空航天大学学报,2001,33(3):204-211.
- [2] 招启军,徐国华. 基于嵌套网格和计入尾迹影响的旋翼流场数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报,2005,37(6):675-679.
- [3] 杨爱明,乔志德. 基于运动嵌套网格的前飞旋翼绕流 N-S 方程数值计算[J]. 航空学报,2001,22(5):434-436.
- [4] 许和勇,叶正寅,王刚,等. 基于非结构嵌套网格的旋翼前飞流场计算[J]. 西北工业大学学报,2006,24(6):763-767.
- [5] Ahmad J, Duque E. Helicopter rotor blade computation in unsteady flows using moving overset grids [J]. Journal of Aircraft, 1996,33(1):54-60.
- [6] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the euler equations by finite volume methods using runge-kutta time-stepping scheme[R]. AIAA Paper 81-1259, 1981.
- [7] Van Leer. Flux-vector splitting for the euler equations[C]//Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics. Germany: Springer Verlag, 1982: 507-



(a) Jameson中心差分格式



(b) Van Leer矢量通量分裂格式



(c) AUSM格式

图 5 算例 2 剖面压强系数计算值与实验值的对比

- 512.
- [8] Liou M S, Steffen C J Jr. A new flux splitting scheme [J]. *Journal of Computational Physics*, 1993, 107(1):23-39.
- [9] 张静, 阎超. 高超音速双锥绕流数值模拟的格式效应分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2008, 34(4):474-477.
- [10] Chima R V, Liou M S. Comparison of the AUSM+ and H-CUSP schemes for turbomachinery applications[R]. AIAA Paper 2003-4120, 2003.
- [11] Chima R V. SWIFT code assessment for two similar transonic compressors[R]. AIAA Paper 2009-1058, 2009.
- [12] Thomas P D, Middlecoff J F. Direct control of the grid point distribution in meshes generated by elliptic equations[J]. *AIAA Journal*, 1979, 18(6):652-656.
- [13] Chiu I T, Meakin R. On automating domain connectivity for overset grids[R]. AIAA Paper 95-0854, 1995.
- [14] 黄海平, 李亭鹤, 涂正光. 多区重叠网格“挖洞”与“找点”技术的剖析[C]//*计算流体力学研究进展——第十一届全国计算流体力学会议论文集*. 上海: 中国动力工程学会, 2002.
- [15] Meakin R. A new method for establishing intergrid communication among systems of overset grids[R]. AIAA Paper 91-1586, 1991.
- [16] 朱自强, 吴子牛, 李津, 等. *应用计算流体力学*[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998:52-58.
- [17] Scott J N, Niu Y Y. Comparison of limiter in flux-split algorithms for euler equations[R]. AIAA Paper 93-0068, 1993.
- [18] Venkatakrisnan V. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions[R]. AIAA Paper 93-0880, 1993.
- [19] Caradonna F X, Tung C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover[R]. NASA TM-81232, 1981.
- [20] Radespiel R, Kroll N. Accurate flux vector splitting for shocks and shear layers[J]. *Journal of Computational Physics*, 1995, 121(1):66-78.