

文章编号: 1001-2486 (2002) 03-0001-03

带控制舵机动弹头粘性绕流数值模拟*

刘 伟

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 采用空间二阶精度的交替方向隐式分解的 NND 格式求解完全气体假定下的非正常薄层近似 Navier-Stokes 方程, 并采用抛物化的椭圆型方程生成复杂带翼外形的空间网格。最后给出带控制舵机动弹头在 $M_\infty = 7.3$, $\alpha = 20^\circ$ 下所计算的流场等值线、表面压强分布及表面极限流线。

关键词: 机动弹头; 高超声速流动; 数值模拟; Navier-Stokes 方程; 极限流线

中图分类号: V211.4 文献标识码: A

Numerical Simulation of Viscous Flows over Maneuvering Missile with the Control Helm

LIU Wei

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Under the assumption of perfect gas, the thin layer N-S equations are solved by alternating direction implicit NND scheme, and the space grids of complex wing-shape are generated by solving parabolic partial differential equations. Finally, the numerical simulation results of maneuvering missile with the control helm are shown under the conditions: $M_\infty = 7.3$, $\alpha = 20^\circ$. The results include contours of flow-field, pressure distribution and limiting streamline along the surface.

Key words: maneuvering missile; hypersonic flow; numerical simulation; Navier-Stokes equations; limiting streamline

机动弹头在机动技术上主要依靠控制舵和喷流反作用系统 (RCS), 其弹体主要为球多锥体, 尾翼为大后掠全动式三角翼 (如美国“潘兴”导弹), 采用“+”或“×”字型布局。对于这一类复杂外形, 其超声速绕流常含有激波、旋涡及相互干扰等现象。采用 CFD 技术数值模拟时, 一方面对算法提出了很高的要求, 如时、空高分辨率, 激波及旋涡的准确模拟等; 另一方面对高质量的物面及空间网格也提出了要求。

1 控制方程及差分算法

1.1 控制方程

完全气体下非正常三维可压缩流动无量纲守恒形式的薄层近似 N-S 方程为

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \bar{G}}{\partial \zeta} = Re^{-1} \frac{\partial \bar{S}}{\partial \zeta} \quad (1)$$

式中, $\bar{Q} = Q/J$, $\bar{E} = (\xi_t Q + \xi_x E + \xi_y F + \xi_z G)/J$, $\bar{F} = (\eta_t Q + \eta_x E + \eta_y F + \eta_z G)/J$, $\bar{G} = (\zeta_t Q + \zeta_x E + \zeta_y F + \zeta_z G)/J$,

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix}, \mathbf{E} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho u v \\ \rho u w \\ (e + p)u \end{pmatrix}, \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ \rho v w \\ (e + p)v \end{pmatrix}, \mathbf{G} = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho u w \\ \rho v w \\ \rho w^2 + p \\ (e + p)w \end{pmatrix}$$

* 收稿日期: 2001-12-05

基金项目: 国家部委基金资助项目 (413130101); 湖南省自然科学基金资助项目 (01JJY2008)

作者简介: 刘伟 (1965—), 男, 副教授, 硕士。

\bar{S} 为粘性通量, J 为坐标变换的 Jacobian 行列式, 其余可参见文献 [1]

1.2 差分算法

控制方程的离散采用张涵信的 NND 格式^[2]。除个别点外, 该格式在空间上具有二阶精度。定常流场计算中, 为提高收敛效率采用左端线性化处理的 ADI 形式的隐式 NND 格式

$$\begin{cases} (I + \Delta t \delta_z \Delta_A) \Delta \bar{Q}^* = R_A^{-1} RHS \\ (I + \Delta t \delta_y \Delta_B) \Delta \bar{Q}^{**} = R_B^{-1} R_A \Delta \bar{Q}^* \\ (I + \Delta t \delta_x \Delta_C) \Delta \bar{Q}^{***} = R_C^{-1} R_B \Delta \bar{Q}^{**} \\ \Delta \bar{Q} = R_C \Delta \bar{Q}^{***} \\ \bar{Q}^{n+1} = \bar{Q}^n + \Delta \bar{Q} \end{cases} \quad (2)$$

式中: RHS 指式 (1) 中空间差分算子, 粘性项采用中心差分离散。 $\delta_z \bar{E}$ 、 $\delta_y \bar{F}$ 、 $\delta_x \bar{G}$ 的离散形式见文献 [1]

1.3 初、边值条件

初场按来流条件及壁面边界条件线性赋值。边界条件分为如下几种情况:

壁面边界: 无滑移条件 $u = v = w = 0$, 法向压强零梯度条件 $\frac{\partial p}{\partial n} = 0$, 等温壁条件 $T = T_w$ 。

外边界条件: 对超声速情况, 进口给定来流条件, 出口按零梯度处理。

对称边界条件: 按流场左右对称性质处理。

2 计算网格

一般来说, 在结构化网格技术中, 对机动弹头一类复杂带翼外形, 代数网格在光滑性、正交性、均匀性、贴体性等方面很难同时满足要求, 故通常采用数值网格生成技术。数值网格生成方法一般有三种: ① 求解椭圆型方程, 包括求解 Laplace 方程和 Poisson 方程。椭圆型网格在解析、正交、光滑等方面质量较好, 但为解决贴体性问题, 前者要进行代数修正, 后者对控制函数(源项)要求较高。此外, 迭代耗时亦是其不足; ② 求解双曲型方程。该方法最大特点是不须迭代, 同时生成的网格质量较好, 但由于推进求解, 外边界网格不能事先确定。此外, 双曲型方程生成的网格有产生“网格激波”的缺点; ③ 求解抛物化椭圆型方程^[3]。该方法结合了①、②的优点, 在保留了椭圆型方程解析性好的特点下, 同时又可以推进求解, 不须迭代。本文采用第三种方法沿体轴逐剖面生成带控制舵机动弹头三维网格。图 1 为三维空间网格示意图。从图中可见网格具有良好的正交性、光滑性和均匀性、贴体性。



图 1 三维空间网格

Fig.1 3-D space grid

3 结果及分析

本文程序的可靠性可参见文献 [4]。机动弹头的三维计算网格数为 $203 \times 69 \times 51$ (流向 \times 周向 \times 径向)。为了提高计算效率, 采用流向分区推进计算方法。计算在 Alpha 工作站上进行, 计算条件为 $M_\infty = 7.3$, $\alpha = 20^\circ$, $Re = 2.384 \times 10^6$, $T_w = 300K$, $T_\infty = 57K$ 。

图 2 为 20° 攻角时的弹体马赫数等值线图, 从图中可清晰地看到头部主激波、双锥接合部产生的膨胀波系, 以及水平机翼翼尖的悬挂激波。由于攻角较大, 迎风面主激波已打在下翼上, 并与翼尖上的悬挂激波相交, 因此, 下翼面上的防热设计不可忽视。从图 2 还可看到, 背风区在攻角较大时由于横向分离的作用产生横向激波。

图 3 为迎风面、背风面与侧面压强沿物面(以头部半径无量纲化)的分布图。由于弹头前体为球双锥外形, 其中第二锥半锥角小于第一锥半锥角, 从图中可清楚看到双锥接合处的膨胀波引起的压降作用(背风面变化较迎风面小得多)。而翼尖激波的作用使得翼面压强升高, 这在迎风面、侧面压强分布曲线上可明显看到。

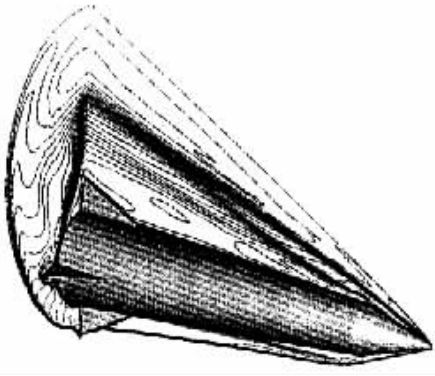


图2 机动弹头马赫等值线

Fig.2 Mach-number contour of maneuvering missile

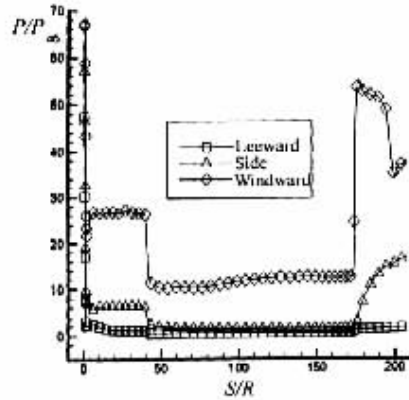
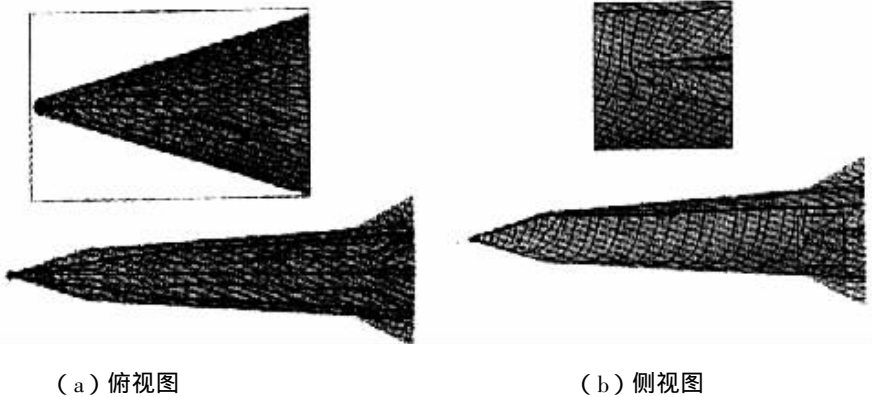


图3 表面压强分布图

Fig.3 Pressure distribution along surface

图4为机动弹头表面极限流线,图4(a)是背风面俯视图,图4(b)是侧视图。可以清晰地看到背风面上的主分离线和二次分离线,以及水平舵面上的分离线。文献[5]指出:分离存在三种起始方式,即鞍点起始、正常点起始和鞍、结点组合起始。从图4(a)放大的头部区域极限流线可以判定 20° 攻角时的分离属于从正常点起始的开式分离;而从侧视图可以看到水平舵面下方还存在一条起始于鞍点的闭式分离线。



(a) 俯视图

(b) 侧视图

图4 表面极限流线图

Fig.4 Limiting streamline of surface

4 结论

(1) 本文所采用的数值计算方法是成功的,可清楚地模拟包括激波、旋涡等复杂流动现象。

(2) 采用求解抛物化的椭圆型方程生成的复杂带翼外形三维网格具有良好的光滑性、正交性、均匀性和贴体性,可以满足流场计算的要求。

(3) 机动弹头三维流场结构十分复杂,攻角较大时,迎风面主激波与机翼相交所引起的防热问题必须引起重视。此外, 20° 攻角时,背风面存在复杂的开式分离结构,而在侧表面存在一条闭式分离线。

参考文献:

- [1] 刘伟,张鲁民. 钝体俯仰阻尼导数数值计算[J]. 空气动力学学报, 1997, 15(4).
- [2] 张涵信. 无波动、无自由参数的耗散差分格式[J]. 空气动力学学报, 1988, 6(2).
- [3] Noack R W. Inviscid Flow Field Analysis of Maneuvering Hypersonic Vehicles Using the SCM Formulation and Parabolic Grid Generation [R]. AIAA-85-1682, 1985.
- [4] 刘伟,刘君. 数值模拟类升力体外形高超声速绕流[J]. 国防科技大学学报, 2000, 22(5).
- [5] 张涵信. 分离线上的奇点以及分离线的性状[J]. 空气动力学学报, 1987, 5(1).

