

文章编号: 1001-2486 (2000) 05-0012-03

数值模拟类升力体外形高超声速粘性绕流*

刘伟, 刘君

(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。最后给出了类升力体外形在 $M_\infty = 8.0, \alpha = 20^\circ$ 下的流场计算结果。

关键词: 类升力体; 高超声速流; 数值模拟; Navier-Stokes 方程

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flows Over Liftbody-Type Vehicle

LIU Wei, LIU Jun

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

Abstract: Using alternating direction implicit NND scheme, the TLNS equations were solved under the assumption of perfect gas, and the space grids of complex wing-shape were generated by solving parabolic partial differential equations. Finally, the numerical simulation results of liftbody-type were shown under the conditions: $M_\infty = 8.0, \alpha = 20^\circ$.

Key words: liftbody-type; hypersonic flow; numerical simulation; Navier-Stokes equations

20 世纪 90 年代, 美国为了降低发射成本至 2000 美元/千克, 扩大其在美国世界航天发射市场的商业份额, 从较早垂直起降的“三角快帆 (Delta Clipper) DG-X、DG-XA”飞行试验, 到目前水平降落的大型亚轨道飞行器 X-34、X-33 缩比验证机试验, 开展了一系列有关单级入轨可重复使用运载器 (RLV) 的发展计划。该计划涉及: 气动塞式发动机、金属防热、超燃冲压技术和升力体构架等一系列新技术、新概念研究。俄罗斯、日本、西欧甚至印度也各自制定了相应的 RLV 发展计划。

升力体构架是一种具有较高升阻比和较强机动能力的气动外形。本文研究类升力体外形的高超声速绕流特性, 根据物面曲率变化自适应分布物面网格, 采用求解抛物化的椭圆型方程沿体轴逐个剖面生成数值网格。数值计算采用薄层近似的 TLNS 方程, 计算方法为 ADI (alternating direction implicit) 形式的隐式 NND (Non-oscillation, Non-free-parameter, Dissipative) 格式。

1 控制方程及差分算法

1.1 控制方程

完全气体下非定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

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

式中, $Q = Q/J, E = (\xi Q + \xi E + \xi F + \xi G)/J, F = (\eta Q + \eta E + \eta F + \eta G)/J, G = (\zeta Q + \zeta E + \zeta F + \zeta G)/J$ 。

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

* 收稿日期: 1999-10-30
基金项目: 国家 863 高技术项目资助
作者简介: 刘伟 (1965), 男, 副研究员。

S 为粘性通量, J 为坐标变化的 Jacobian 行列式。

1. 2 差分算法

控制方程的离散采用张涵信的 NND 格式。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

$$\begin{cases} (I + \Delta t \delta_\xi \Lambda_A) \Delta Q^* = R_A^{-1} RHS \\ (I + \Delta t \delta_\eta \Lambda_B) \Delta Q^{**} = R_B^{-1} R_A \Delta Q^* \\ (I + \Delta t \delta_\zeta \Lambda_C) \Delta Q^{***} = R_C^{-1} R_B \Delta Q^{**} \\ \Delta Q = R_C \Delta Q^{***} \\ Q^{n+1} = Q^n + \Delta Q \end{cases} \quad (2)$$

式中, 粘性项采用中心差分离散。 $\delta_\xi E$ 、 $\delta_\eta F$ 、 $\delta_\zeta G$ 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: 提无滑移条件 $u = v = w = 0$, 法向压力零梯度条件 $\frac{\partial p}{\partial n} = 0$ 及等温壁条件 $T = T_w$ 。

外边界条件: 对超音速情况, 进口给定来流条件, 出口按零梯度处理。

对称边界条件: 由流场左右对称性质处理。

2 计算网格

一般来说, 升力体外型是指升阻比大于 1.2 的一类外型。这类外型往往具有带上反角的机翼。通常的代数方法很难适应这类外型, 因此, 本文采用求解抛物化椭圆型方程的方法沿体轴逐剖面生成网格^[2,3], 该方法保留了椭圆型方程解析性好的特点, 同时又可以推进求解, 不须迭代。此外, 在复杂外形网格生成时, 物面网格点的分布往往也是一个重要而又麻烦的问题, 本文根据物面曲率变化情况, 自适应分布物面网格点, 使得在曲率半径小的地方网格密一些, 曲率半径大的地方网格稀一些。图 1、2 为本文所计算外形的物面及空间网格。从图中可见网格具有良好的正交性、光滑性和均匀性。

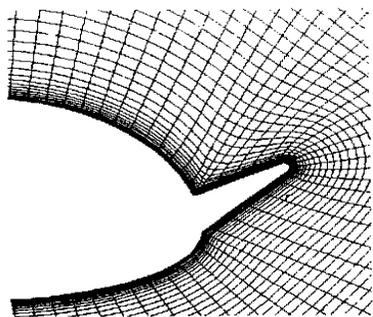


图 1 二维计算网格

Fig. 1 2-d computational grid

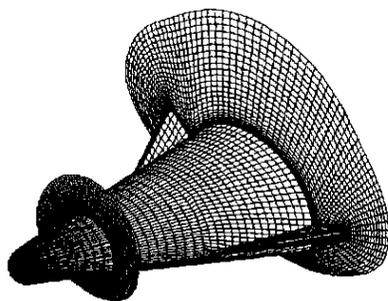


图 2 三维计算网格

Fig. 2 3-d computational grid

3 结果及分析

球头网格采用代数方法生成, 网格节点数为 35×35 。计算条件为 $M_\infty = 7.0$, $Re = 2.0 \times 10^6$, $T_w = 300K$, $T_\infty = 57K$ 。表面压力分布计算结果与 Lymbimov^[4] 的比较见图 3, 两者结果吻合。

类升力体外形的计算网格数为 $65 \times 51 \times 51$, 计算条件为 $M_\infty = 8$, $\alpha = 20^\circ$, $Re = 2 \times 10^6$, $T_w = 300K$, $T_\infty = 67K$ 。

图 4、5 分别为 20° 攻角时的压力、马赫等值线图, 从图中可看到机翼翼尖的悬挂激波。由于攻角

较大，迎风面主激波已与翼尖上的悬挂激波相交。背风区在攻角较大时由于横向流动的作用产生横向激波，这可由等马赫线清楚看到。

图6为迎风面、背风面与侧面（沿翼尖）压力沿X轴分布。由于翼尖激波作用，翼面压力升高，在主激波与翼尖相交点之后，压力和密度均有所下降。

综上所述，本文对升力体外型的计算结果可清楚模拟流场内的复杂波系，流场变化定性分析与物理规律一致。

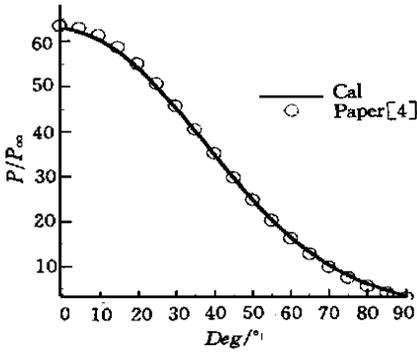


图3 球头表面压力分布

Fig 3 Pressure distribution along sphere surface

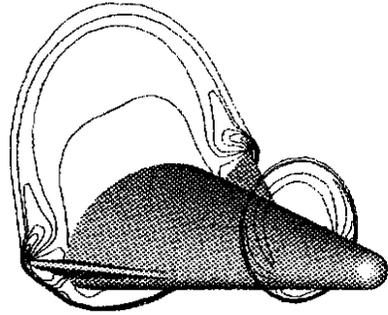


图4 压力等值线

Fig. 4 Pressure contour

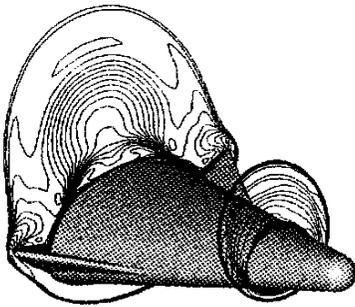


图5 马赫等值线

Fig. 5 Mach contour

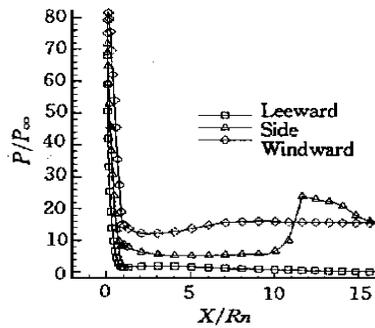


图6 类升力体表面压力分布

Fig 6 Pressure distribution along liftbody surface

参考文献:

[1] 沈清. 一种高精度、高分辨率激波捕捉的迎风型 NND 格式 [A]. 第七届全国计算流体力学会议文集 [C], 北京, 1994: 49.

[2] Noack R W. Inviscid flow field analysis of maneuvering hypersonic vehicles using the SCM formulation and parabolic grid generation [R]. AIAA - 85- 1682, 1985.

[3] 李沁, 余泽楚. 一种快速抛物化网格生成方法及其在高超声速计算流中的应用 [A]. 第七届全国计算流体力学会议文集 [C]. 北京, 1994: 200~ 204.

[4] Lyubimov A N , Rusanov V V. Gas Flow Past Blunt Bodies [R]. NASA- TT- F715, 1973.