

飞船再入舱三维化学非平衡流数值模拟*

柳军 曾明 瞿章华

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 对飞船再入舱高超声速化学非平衡三维流场进行数值模拟。控制方程为含化学反应源项的全 Navier-Stokes 方程组, 化学模型为高温空气的七组元模型, 其组元成分为 N_2 、 O_2 、 NO 、 N 、 O 、 NO^+ 、 e^- 。差分格式采用张涵信院士提出的 NND 激波捕捉格式并用全耦合方法处理流动方程及化学反应方程, 对化学反应源项采用全隐式处理, 运用时间预处理技术以加快收敛。同时, 也对完全气体模型进行计算, 以分析真实气体效应。与实验数据对比, 说明本文结果是可信的。

关键词 飞船再入舱, 非平衡流, 气动力特性

分类号 V411.4, O354.3

Numerical Simulation of 3-D Chemical Non-equilibrium Flow over Reentry Capsule

Liu Jun Zeng Ming Qu Zhanghua

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract The 3-D hypersonic chemical non-equilibrium flow over reentry capsule is simulated numerically. The full Navier-Stokes equations are taken as the governing equations. The chemical non-equilibrium air model is considered and seven species are N_2 、 O_2 、 NO 、 N 、 O 、 NO^+ 、 e^- . Using NND Scheme for shock capture and implicit scheme to deal with the chemical source terms, the numerical results are in agreement compared with the experimental data. The perfect gas results are given for analysis of the real gas effect.

Key words Capsule, Non-equilibrium flow, Aerodynamics.

飞船再入舱以高超声速再入大气层时, 激波层内发生高温离解和电离。在高空, 气流密度较低, 气体处于非平衡状态。非平衡态的出现影响了流场的物理化学特性、飞行器表面压力分布及表面传热, 而且电离气体在飞行器周围形成的等离子体鞘套对再入通讯和目标识别有重要影响。因此对高超声速非平衡效应的研究引起了人们广泛的注意, 并取得了大量研究成果^{[1][2][3][4]}。国内气动力研究中心的黎作武博士研究了具有化学反应源项的全 NS 方程的物理分裂求解, 采用了五组元模型 (N_2 、 O_2 、 NO 、 N 、 O); 航天工业总公司七〇一所欧阳水吾研究员采用 TVD 格式研究了球锥七组元电离空气反应流, 并考虑了烧蚀产物的影响。本文数值模拟飞船再入舱三维高超声速七组元化学非平衡流。在化学反应方程和流动方程的求解上采用全耦合方法处理, 以避免松散耦合处理中可能出现的结果可靠性问题。另外对化学反应源项采用全隐式处理以解决电离非平衡计算中出现的 Stiff 问题, 并运用时间预处理技术以加快收敛。差分格式采用张涵信院士提出的 NND 激波捕捉格式^[5]。

1 控制方程

飞船返回舱三维流动的控制方程为含化学反应的全 Navier-Stokes 方程, 其无量纲形式为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial H_v}{\partial z} \right) + W \quad (1)$$

其中 $U = (\rho C_i, \rho u, \rho v, \rho w, E)^T$ 为守恒量, ρ 是混合气体密度, C_i 是组元密度比, u, v, w 分别是 x, y, z 方向速度分量, E 为总能; F, G, H 为无粘通量项, F_v, G_v, H_v 为粘性项, $W = (w_i, 0, 0, 0, 0)^T$ 为化学反应源

* 1999年3月15日收稿

第一作者: 柳军, 男, 1971年生, 助教

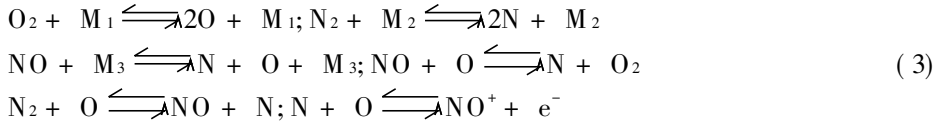
项。该控制方程适用于飞船返回舱头部弓形激波至底部区在内的全流场。混合气体的状态方程为

$$p = \frac{\rho RT}{\bar{M}} \quad (2)$$

式中 \bar{M} 为混合气体分子量, R 为普适气体常数。混合气体密度 $\rho = \sum_{i=1}^{ns} \rho_i$, ρ_i 是 i 组元的密度, p, T 分别为混合气体的压力、温度, w_i 为组元质量生成项。控制方程中总体质量连续方程被各组元质量连续方程代替。

2 化学反应模型

本文采用七组元化学反应气体模型。其化学反应式为:



式中 $\text{M}_1, \text{M}_2, \text{M}_3$ 为参与反应的催化物。将 (3) 式表示为一般形式

$$\sum_{i=1}^{nj} \alpha_i X_i \rightleftharpoons \sum_{i=1}^{nj} \beta_i X_i, r = 1, 2, \dots, nr \quad (4)$$

根据化学动力学理论^[6], 可得 i 组元质量生成率为:

$$\frac{w_i}{\rho} = \sum_{r=1}^{nr} M_i [(\beta_i - \alpha_i) L_{fr} + (\alpha_i - \beta_i) L_{br}] \quad (5)$$

各组元输运系数由 Blottner 及 Eucken^[7] 经验公式得到, 混合气体粘性系数、热传导系数的计算参见文献 [2]。

本文采用双组元扩散模型, 并取 Lewis 数为 1.4。

计算中, 各组元焓可表示为

$$h_i = \int_0^T C_p^i dT + \Delta h_{iF} = \hat{H}_i(T) + \Delta h_{iF} \quad (6)$$

其中 Δh_{iF} 为 i 组元生成热, $\hat{H}_i(T)$ 可根据 T 查表得到。混合气体的焓为

$$h = \sum_{i=1}^{ns} C_i h_i \quad (7)$$

采用准中性模型^[8]后, 电子数密度等于 NO^+ 数密度。

3 计算方法与边界条件

计算网格由代数方法生成, 如图 1 所示, 结点数 $71 \times 41 \times 19$ 。在壁面附近沿法线方向网格加密, 其最小无量纲间距为 1×10^{-4} 量级, 可以满足气动力计算要求。物面上飞船肩部过渡弧处也采用网格加密以改善沿流向计算结果。周向采用等距划分网格。返回舱尺寸参数见文献 [9]。

差分格式使用 NND 格式, 对化学反应源项采用全隐式处理以解决化学反应特征时间和流动特征时间的匹配问题, 并运用时间预处理技术以加快收敛。其表示式为

$$L_{\xi} L_{\eta} L_{\zeta} L_w \Delta \bar{U}_{i,j,k} = \text{RHS} \quad (8)$$

RHS 为 NND 格式显式部分, $L_{\xi}, L_{\eta}, L_{\zeta}$ 为计算坐标方向的隐式处理算子^[10], L_w 为化学反应源项隐式处理算子。

$$L_w = (I - \Delta t \frac{\partial W}{\partial U}) \quad (9)$$

计算区域为含底部全流场, 头部外边界取自由来流条件, 底

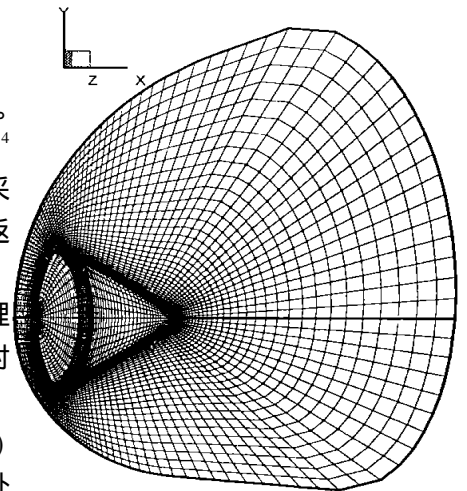


图 1 计算网格

Fig. 1 Computational grid

部超音速流动区边界条件由外插公式给出, 壁面处采用了无滑移、等壁温、完全催化壁条件。由于给定壁温较低, 各组元浓度与自由来流相同, $C_{iw} = C_i$ 。

4 计算结果及分析

本文算例条件为高度 70km, 马赫数为 27.2, 返回舱攻角 $\alpha = 21^\circ$; 壁温为 1500K, 自由来流的密度、温度分别为 $8.7535 \times 10^{-5} \text{kg/m}^3$ 、219.7K, 雷诺数为 1.94×10^5 (返回舱最大截面直径为 3.95m)。同等条件下给出完全气体结果以作对比分析。

图 2 及图 3 分别显示了完全气体与非平衡气体在返回舱对称面和表面的压力等值线。两图对比可发现激波位置发生明显变化, 这是由于非平衡流比热比减小, 密度比随之增大, 激波层厚度变小。激波后压力主要受动量方程支配, 对热化学不敏感, 压力场变化不大。激波层厚度的改变导致激波本身形状的微小变化: 头部激波更接近于正激波, 所以驻点压力稍有增加; 而后身部激波更加倾斜, 激波更弱, 故该区压力稍有下降。驻点区完全气体最大压力为 $5310. \text{N/m}^2$, 而非平衡气体为 $5505. \text{N/m}^2$ 。

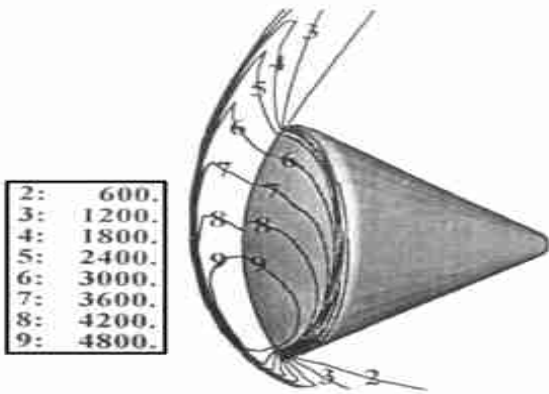


图 2 完全气体压力等值线, N/m^2

Fig. 2 Perfect gas Pressure contours, N/m^2

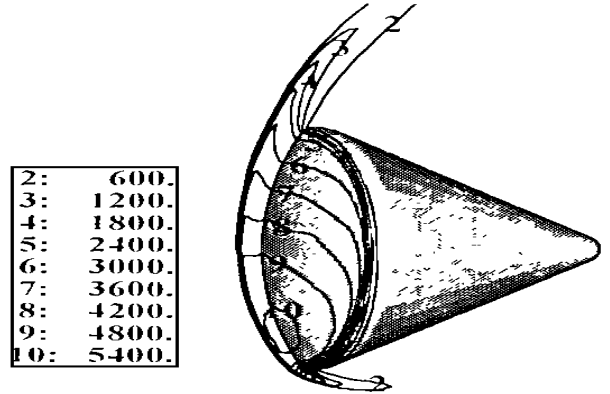


图 3 非平衡气体压力等值线, N/m^2

Fig. 3 Non-equilibrium gas Pressure contours, N/m^2

图 4、图 5 分别显示了完全气体与非平衡气体在返回舱对称面的温度等值线, 非平衡效应对温度场影响显著。这是因为非平衡流波后气体的宏观运动动能除转化为内能外, 还有一部分提供给离解反应及电离反应以生成新的组元, 气体温度降低。钝头部激波层平均温度不到完全气体值的三分之一。

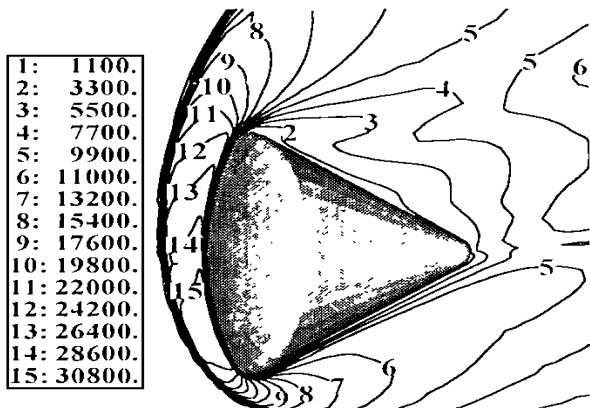


图 4 完全气体温度等值线, K

Fig. 4 Perfect gas temperature contours, K

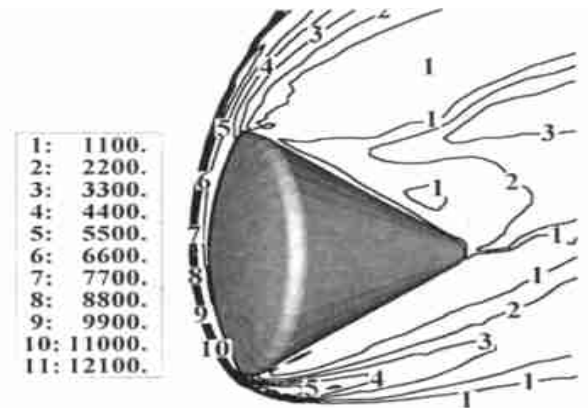


图 5 非平衡气体温度等值线, K

Fig. 5 Non-equilibrium gas temperature contours, K

图 6 为驻点线上各组元质量比分布, 可见除了壁面附近和激波外区域, 激波层内发生了明显的电

离和离解反应。原来空气中的 N_2 大部分离解, 质量分数由 0.76 降至 0.15; O_2 几乎全部离解。生成的几种组元中 N、O 占据了主要部分。

表 1 为本文气动力系数计算结果与实验数据^[11]对比。实验条件为 $M = 15.75, Re = 233268, h_0 = 2.305(MJ/kg)$ 。本文结果与实验数据符合, 说明对化学反应源项的处理是成功的; 与完全气体结果对比分析, 可知非平衡效应对气动力系数有影响, 升阻比降低并且压心后移。

5 结论

综合以上分析, 可得如下结论:

- (1) 本文采用全耦合方法, 对化学反应源项进行全隐式处理, 并以预处理技术加快收敛, 得到了合理结果;
- (2) 非平衡反应对飞船气动力影响不大, 头部压力稍有增加;
- (3) 非平衡反应显著改变流场形态, 激波层变薄, 温度则大幅降低。

表 1 气动力系数对比

Tab. 1 Aerodynamic coefficients comparison

$\alpha = 21^\circ$	完全气体	非平衡气体	实验 ^[11]
C_L	- 0.394	- 0.408	- 0.406
C_D	1.253	1.308	1.27
L/D	- 0.314	- 0.312	- 0.32
$C_{M(c.g.)}$	- 0.0671	- 0.0767	0.0

参考文献

- 1 Guoff P A etc. Computational Aerothermodynamic Design Issues for Hypersonic Vehicle. AIAA 97- 2473.
- 2 沈建伟, 瞿章华. 电离非平衡粘性激波层低雷诺数钝体绕流. 空气动力学报, 1986, 4
- 3 黎作武. 含激波旋涡和化学非平衡反应的高超音速复杂流场的数值模拟: [博士论文]. 中国气动力研究中心, 1995
- 4 欧阳水吾等. 高超声速化学非平衡流动研究. 航天工业总公司, 1995
- 5 张涵信. 无波动、无自由参数耗散差分格式. 空气动力学学报, 1989, 2
- 6 维塞特 W G, 小克鲁格 G H. 物理气体动力学引论, 北京: 科学出版社, 1978
- 7 Blottner F C etc.. Chemically Reacting Viscous Flow Program for Component Gas Mixtures, Sandia Lab. Rept. SC-RR-70-754, Dec. 1971
- 8 瞿章华. 不同扩散模型对再入体等离子体鞘电子密度分布的影响. 国防科技大学学报, 1993, (3)
- 9 Hassan B, Candler G V, and Olynick D R. The Effect of Thermo-Chemical Non-equilibrium on the Aerodynamics of Aerobraking Vehicles. AIAA 27 th Thermophysics Conference, July 6- 8, 1992/Nashville, TN
- 10 Yee H C. Upwind and Symmetric Shock Capture Scheme. NASA TM 89464, May. 1987
- 11 Wilkinson D B. Hypersonic Shock Tunnel Tests of the .05 Scale Apollo Force Model FS- 8. Cornell Aeronautical Laboratory Report AA- 1712- W- 1 (Prime NASA Apollo Contract NAS 9- 150), Buffalo, NY, Oct. 1962

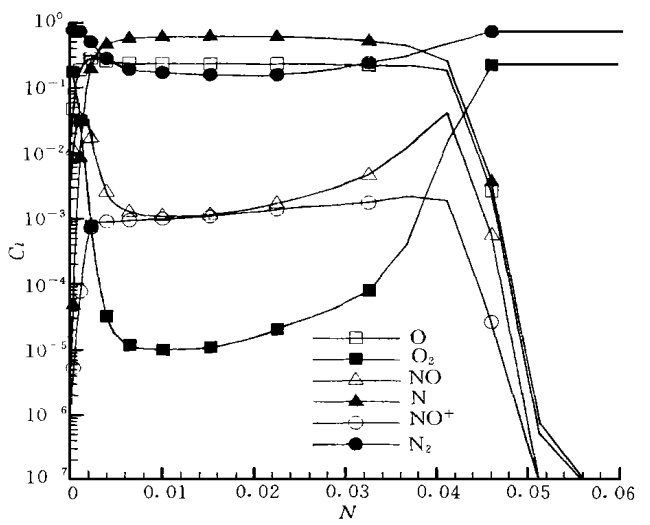


图 6 驻点线上各组元质量分数分布

Fig. 6 Species mass fractions along the stagnation Line