

飞船轴对称热化学非平衡流场数值求解*

黄华 柳军 瞿章华

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 本文从轴对称热化学非平衡 N-S 方程出发, 利用时间相关法, 采用双温度、七组元反应气体模型, 利用隐式 NND 有限差分格式和时间预处理技术数值求解了 FIREII 飞船热化学非平衡流场, 得到了较为准确的结果, 并分析了热力非平衡对流场的影响。

关键词 非平衡流, 双温度模型, 飞船

分类号 V414.4

Numerical Solution of Symmetric Thermochemical Nonequilibrium Flowfield over FIREII Capsule

Huang Hua Liu Jun Qu Zhanghua

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

Abstract The symmetric thermochemical nonequilibrium flow is simulated numerically. The full Navier-Stokes equations are taken as the governing equations. The time-dependent analysis is used. The two-temperature and seven species gas model is adopted. NND scheme for shock capture and time preconditional matrix technique are used for numerical solution. The influence of thermochemical nonequilibrium on flow field is analysed.

Key words nonequilibrium flow, two-temperature model, reentry capsule

1 基本方程及边界条件

轴对称热化学非平衡流场的假设下, 无量纲化的 N-S 方程为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial r} + G = \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial r} + G_v \right) + S$$

其中, E_v, F_v, G_v 为粘性项。

$$U = \begin{bmatrix} \rho_i \\ \rho u \\ \rho v \\ E \\ \rho e_v \end{bmatrix} \quad E = \begin{bmatrix} \rho_i u \\ \rho u^2 + p \\ \rho u v \\ (E + p) u \\ \rho e_v u \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho_i v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ (E + p) v \\ \rho e_v v \end{bmatrix} \quad G = \frac{1}{r} \begin{bmatrix} \rho_i v \\ \rho u v \\ \rho v^2 \\ (E + p) v \\ \rho e_v v \end{bmatrix} \quad S = \begin{bmatrix} \dot{\omega} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ S_v \end{bmatrix}$$

式中:

$$E = \rho e_0 = \rho \left[e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2) \right]$$

$$S_v = \rho \frac{e_v(T) - e_v(T_v)}{\tau_v} + \sum_{i=\text{mol}} \dot{\omega} e_{i,v}$$

$$e = \sum_i C_i e_i, e_i = e_{i,t} + e_{i,r} + e_{i,v} + e_{i,el} + \Delta h_i^0$$

t 为时间, ρ 为密度, u, v 为对应于坐标 x, r 的速度分量, e_v 为振动能量, p 为压力, $\dot{\omega}$ 为各组元的化学反应

* 1998年9月5日收稿

第一作者: 黄华, 男, 1974年, 博士生

生成率, S_v 为振动能量的生成率, C_i 为第 i 种组元的质量分数, Re 为无穷远处雷诺数。

边界条件: 在壁面处, 平动温度和振动温度达到平衡, 采用无滑移非催化壁面条件, 外边界处采用自由来流条件。本文采用等离子体准中性假定, 电子不出现在数值计算中。

2 热力学关系式

比热:

$$\text{对分子组元: } C_{v,t}^s = \frac{3}{2} \frac{R}{M_s}, C_{v,r}^s = \frac{R}{M_s}, C_{v,v}^s(T_v) = \frac{R}{M_s} \left(\frac{\Theta_s}{T_v} \right)^2 \frac{\exp(\Theta_s/T_v)}{(e^{\Theta_s/T_v} - 1)^2}$$

对于原子组元, $C_{v,t}^s$ 与分子组元相同, $C_{v,r}^s, C_{v,v}^s(T_v)$ 为零。

内能:

$$\text{对分子组元: } e_{s,t} = \frac{3}{2} \frac{R}{M_s} T, e_{s,r} = \frac{R}{M_s} T, e_{s,v}(T_v) = \frac{R}{M_s} \frac{\Theta_s}{(e^{\Theta_s/T_v} - 1)}$$

对于原子组元, $e_{s,t}$ 与分子组元相同, $e_{s,r}, e_{s,v}(T_v)$ 为零, 忽略电子模对比热和内能的贡献。

各组元的粘性系数 μ_i 、热传导系数 k_{i1}, k_{vi} 、混合气体的粘性系数、热传导系数的计算均采用拟和公式和经验公式, 具体公式参见文献 [3]。

3 振动松弛模型和化学反应模型:

3.1 振动松弛模型

对于温度从300K 到8000K 的空气, Millikan 和 White 给出了振动松弛时间 τ^{MW} 的拟合公式^[1]:

$$p \tau^{MW} = \frac{\text{excepte}^-}{\text{excepte}^-} \frac{n_j \exp[A_s(T^{-1/3} - 0.015M_{sj}^{1/4}) - 18.42]}{n_j}$$

这里, $M_{sj} = \frac{M_s M_j}{M_s + M_j}$, n_j 为组元数密度, p 是以大气压为单位的压力。

对于 8000K 以上的温度, Park 给出振动松弛的形式^[2]:

$$\tau_s^P = (\sigma_s \bar{c}_s n_s)^{-1}$$

这里, $\bar{c}_s = (8kT/\pi m_s)^{1/2}$, σ_s 是有效碰撞截面, 在计算模型中取为 10^{-16} cm^2 。

将两式合并后构成一个统一的形式:

$$\tau = \tau^{MW} + \tau^P, \text{混合物 } \tau: \frac{1}{\tau} = \frac{\rho_s I (M_s \tau)}{\rho_s / M_s}$$

3.2 化学反应模型

本文研究化学反应过程为有限速率的情况, 采用七组元混合空气模型, 化学组分为 $N_2, O_2, N, O, NO, NO^+, e^-$, 其反应式及有关公式见文献 [4]。

在热化学非平衡模型下, 空气离解反应的特征时间和振动松弛的特征时间是可比的, 因此需建立相应的化学—振动耦合模型。不同的化学反应有着不同的控制温度, 对于离解反应其正向反应由平动、振动温度共同作用, 反向反应由平动温度控制; 置换反应全由平动温度作用; 化合电离反应正向反应由平动温度、振动温度决定, 反向反应由振动温度单独控制。对于平动、振动温度共同作用的反应, 本文采用反应特征温度: $T_d = (TT_v)^{1/2}$ 来进行计算^[5]。

4 计算方法及结果分析

对流体力学和热力化学动力学问题采用全耦解法, 对化学反应源项和振动源项采用时间预处理技术以解决数值计算中的 stiff 问题, 差分格式采用 NND 格式。具体公式为:

$$L \xi L \eta L \omega \Delta U_{\tau}^n = \text{RHS} \quad L \omega = \left[I - \Delta \tau \frac{\partial W}{\partial U} \right]$$

这里, RHS 为 NND 格式显式部分, L_{ξ} 、 L_{η} 为计算坐标方向的隐式处理算子, L_w 为源项隐式处理算子。其中偏导项只保留对角项作为时间预处理矩阵。

本文算例条件为类 APOLLO 的 FIREII 飞船在再入 1631s 时的飞行条件, 高度为 85km, 马赫数为 42.2, 速度为 11.37km/s。计算网格由代数方法生成, 节点数为 71×41 , 在壁面附近沿法线方向网格采用指数函数加密, 以满足气动参数计算要求, 同样在飞船肩部过渡弧处也采用网格加密以满足计算的要求。图 1 为 FIREII 飞船外型图^[6]。图 2~图 5 中横坐标 X 为驻点线上节点至驻点的距离, 图 6 中横坐标 S 为壁上节点沿壁面至驻点的距离。

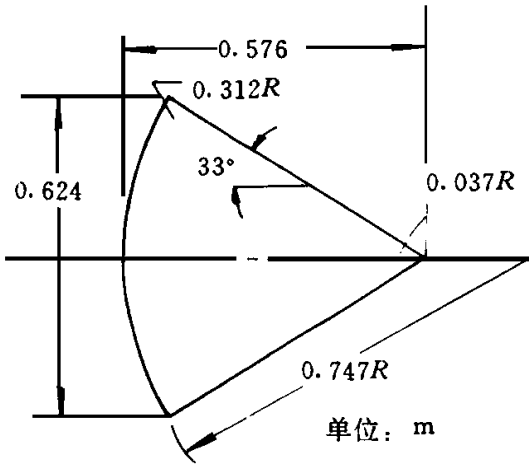


图 1 飞船外形
Fig. 1 The FIREII capsule

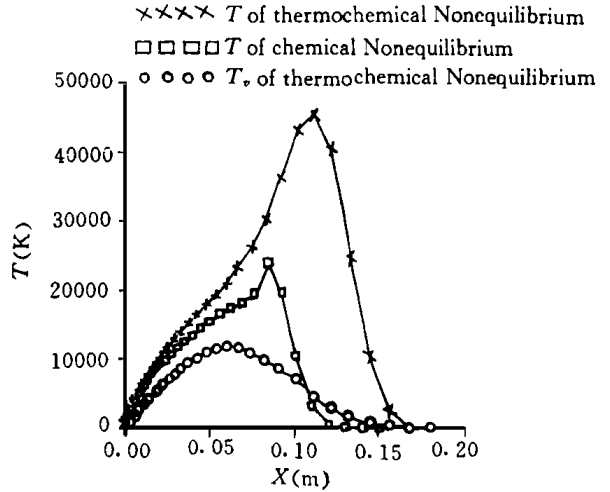


图 2 驻点处温度比较图
Fig. 2 Temperature distribution on stagnation streamline

图 2 为驻点线处振动温度、平动温度以及与单独化学非平衡计算结果的比较, 由图可知在热化学非平衡条件下温度分布和化学非平衡下温度分布有较大的区别。热化学非平衡气体模型在激波处由于振动能级冻结, 其平动温度远高于单纯的化学非平衡气体模型值。

图 3 为热化学非平衡条件下驻点线组元浓度分布图, 图 4 为化学非平衡条件下驻点线组元浓度分布图。由图可知: 由于在热化学非平衡条件下, 不同反应由不同温度来控制, 其组元分布与化学非平衡下有较大差别。

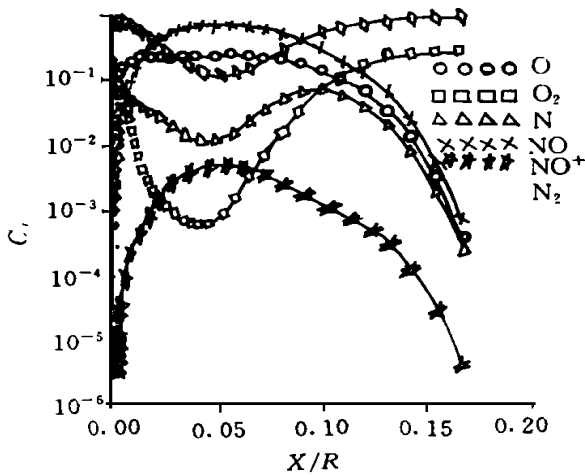


图 3 热化学非平衡驻点浓度分布
Fig. 3 Mass concentration on stagnation streamline

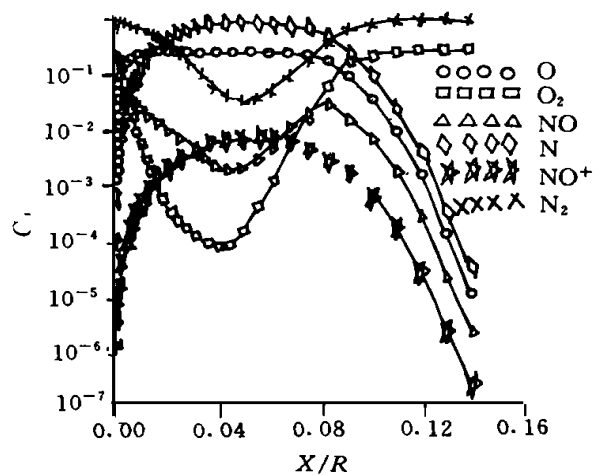


图 4 化学非平衡驻点浓度分布
Fig. 4 Mass concentration on stagnation streamline

图 5 为本文计算温度分布与有关文献^[6]结果比较图, 由图可知结果基本一致。其差别可能由于不同

的振动松弛模型引起。

图6为沿壁面的压力分布比较图,由图可知,热化学非平衡与化学非平衡结果基本一致。

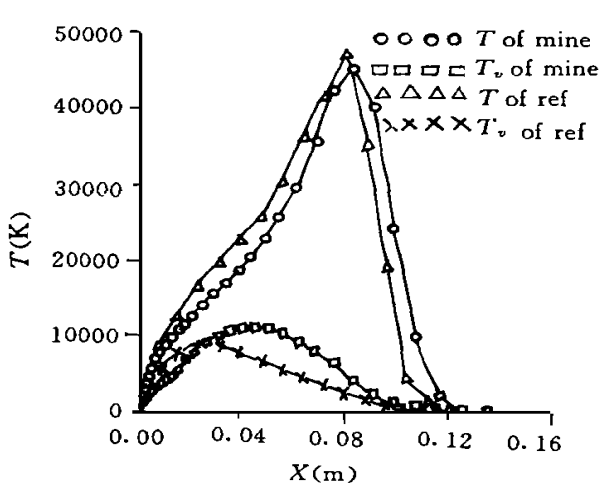


图5 驻点处温度比较图

Fig. 5 Temperature distribution on stagnation streamline

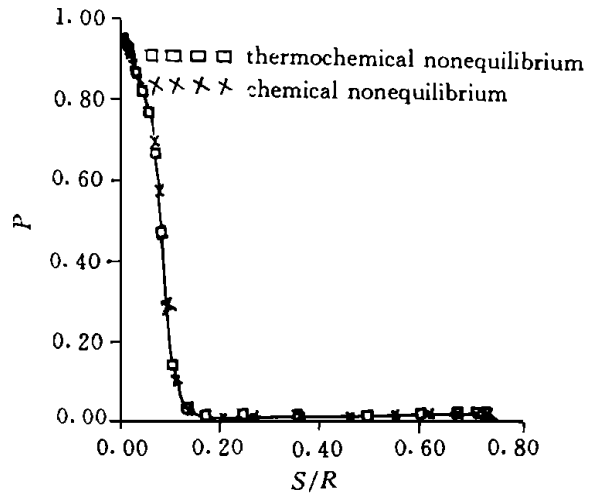


图6 沿壁面压力分布图

Fig. 6 Pressure distribution on surface

5 结论:

(1) 本文采用全耦合的方法,对源项采用预处理技术加快收敛,得到了较好的结果。

(2) 采用热化学非平衡模型和化学非平衡模型相比,温度流场和组元流场均有着较大的变化,而压力分布影响不大。

(3) 采用热化学非平衡模型能提供平动、振动温度分布,对进一步分析离子的辐射跃迁有研究价值。

参考文献

- 1 Millikan R C and White D R. Systematics of Vibrational Relaxation. J. Chem. Phys., 1963, 39 (12): 3029~3213
- 2 Park Chul. Problems of Rate Chemistry in the Flight Regimes of Aeroassisted Orbital Transfer Vehicles. V96 of Progress in Astronautics and Aeronautics, 1985: 511~537
- 3 Candler G V, McCormack R W. The Computation of Hypersonic Ionized Flows in Chemical and Thermal Nonequilibrium. AIAA-88-0511, 1988
- 4 沈建伟, 瞿章华. 电离非平衡粘性激波层低雷诺数钝体绕流. 空气动力学学报, 1986 (4)
- 5 Park C. Nonequilibrium Hypersonic aerodynamic. John Wiley & Sons. Inc, 1989
- 6 Lin C Hartung, Robert A, Peter A. Stagnation Point Nonequilibrium Radiative Heating and the Influence of Energy Exchange Models. AIAA 91-0571, 1991