

Navier-Stokes Solution of Thermo-Chemical Non-Equilibrium Flow of 70° cone Section of Planetary and the Analysis of Thermal Environment

Geng Qian¹, Baoguo Wang²

School of Aerospace Science and Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing, China

Email: gloria716@gmail.com, bguowang@bit.edu.cn

Abstract: The computation of the case of 70° cone section of planetary with a $M_\infty=8.65$ has been presented in the paper. The results agree with those from the experimental studies in the LENS shock tunnel very well. The vibrational excitation of multi-species, non-equilibrium gas and two-temperature conservative Navier-Stokes equations are employed in the computation. In order to obtain reasonable aerothermal environment, 5 species 17 reactions chemical reaction model has been used. Two non-dimensional numbers have been employed: Damköhler Number and $|T-T_v|/T$, to depict the degree of chemical and thermodynamic non-equilibrium respectively. Numerical computing shows that the most significant thermodynamic non-equilibrium shows up after shock wave behind the shoulder, which having a $|T-T_v|/T$ of 1~3. Typical examples show that the hypersonic thermo-chemical nonequilibrium code we made is valid. It can apply necessary theoretical data for thermal protection design.

Keywords: hypersonic bypass, thermodynamic non-equilibrium, chemical non-equilibrium, Da number, non-dimensional number $|T-T_v|/T$

70° 圆锥体行星探测器绕流热化学非平衡流场的 Navier-Stokes 方程解与热环境的分析

钱 耕, 王保国

北京理工大学宇航学院, 北京, 中国, 100081

Email: gloria716@gmail.com, bguowang@bit.edu.cn

摘 要: 本文从双温守恒型 Navier-Stokes 方程组出发, 考虑了 5 组元 17 基元化学反应模型以及非平衡态气体的振动激发, 求解了来流马赫数为 $M_\infty=8.65$ 时 70° 圆锥体探测器的绕流, 并与 LENS 激波管中的试验值进行了对比, 吻合较好。文中引进了两个重要的无量纲数: 达姆科勒数 (Damköhler Number) Da 与 $|T-T_v|/T$, 来分别描述流场的化学反应非平衡程度与热力学非平衡程度。数值计算发现, 在本计算工况下, 热力学非平衡态最显著的区域出现在肩部端点后方, $|T-T_v|/T$ 最大值的范围为 1~3。典型算例表明: 我们所编制的高超声速热化学非平衡源程序是可行的, 它可以为飞行器的热防护设计提供必要的理论数据。

关键词: 高超声速绕流; 热力学非平衡态; 化学非平衡态, Da 数, 无量纲数 $|T-T_v|/T$

1 引言

近几年, 对于航天飞行器再入过程的研究已成为计算流体力学的热点问题之一。再入过程先后经历稀薄流区、过渡流区、滑移流区和连续流区, 气动环境

十分复杂。对于再入飞行条件, 钝头体飞行器飞过行星大气时具有高超声速, 这些高超声速流动通常通过强弓形激波的存在来描述。在弓形激波后, 飞行器巨大的内能在周围大气中驱散, 流场的温度, 尤其是在驻点区域, 可以达到很高的值, 导致气体分子振动能的激发以及不同的化学反应。当高超声速飞行器在高海拔中飞行, 低碰撞频率以及高流动速度导致了流场

国家自然科学基金项目 (50376004); 高等学校博士学科点专项科研基金项目 (200330007028)

的热化学非平衡态。

这些高温气体严重的影响着流场的状态，于是准确地对流场气动热力学环境进行预测是高超声速飞行器设计与热安全工作的关键一环，飞行器在高速飞行时所受到的升力、阻力、头部高温区域内壁面的温度和热流密度都是飞行器气动外形与热防护系统设计过程中必须事先明确的。

2 连续区高超声速流动物理模型

2.1 守恒方程组

对多工况下高超声速飞行器在连续流区域内考虑多组元、非平衡态气体的振动激发与化学反应过程的多组元连续方程、动量方程、能量方程以及振动-电子-电子激发能方程所构成的 N-S 方程组表达式如下^[1~3]：

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{H} - \mathbf{H}_v)}{\partial z} = \mathbf{W} \quad (2.1)$$

2.2 粘性项

对于牛顿流体，粘性应力由 Stokes 关系式给出：

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda (\nabla \cdot \mathbf{u}) \delta_{ij} \quad \lambda = -\frac{2}{3} \mu \quad (2.2)$$

其中 μ 是混合气体的粘性系数。

2.3 能量转移模型

对于气体分子组元 s ，其平动能和振动能的传递速率为：

$$Q_{T \rightarrow vs L-T} = \rho_s \frac{e_{vs}^*(T) - e_{vs}}{\langle \tau_{sL-T} \rangle} \left| \frac{T_{shk} - T_{vs}}{T_{shk} - T_{vs shk}} \right|^{S_s-1} \quad (2.3)$$

其中 e_{vs} 是单位质量气体分子组元 s 所具有的振动能， $e_{vs}^*(T)$ 是在平动温度 T 下处于热力学平衡态时单位质量气体分子组元 s 所具有的振动能； $\langle \tau_{sL-T} \rangle$ 是组元 s 平动能与振动能的摩尔平均 Landau-Teller 特征松弛时间。

2.4 热化学反应模型

对于地球大气，化学反应机制选取 5 组元(N_2 、 O_2 、 NO 、 N 和 O)、17 基元反应模型，其中 M 为反应碰撞单元。正向反应速率 $k_f(T_a)$ 为：

$$k_f(T_a) = C_f T_a^\eta \exp(\theta_d / T_a) \quad (2.4)$$

其中对于离解反应

$$T_a = T^{0.5} T_v^{0.5} \quad (2.5)$$

对于置换反应

$$T_a = T \quad (2.6)$$

C_f 、 η 和 θ_d 的数值采用 Park 给出的结果。在本文的计算中，逆向反应速率 $k_b(T)$ 的形式为：

$$k_b(T) = k_f(T) / K_{eq}(T) \quad (2.7)$$

其中

$$K_{eq}(T) = \exp(A_1 + A_2 Z + A_3 Z^2 + A_4 Z^3 + A_5 Z^4) \quad (2.8)$$

$Z = 10000/T$ ，5 类化学反应序列所对应的 A_1 、 A_2 、 A_3 、 A_4 和 A_5 的数值如表 1 所示。

表 1. 平衡常数

反应序列	A_1	A_2	A_3	A_4	A_5
1	3.898	-12.611	0.683	-0.118	0.006
2	1.335	-4.127	-0.616	0.093	-0.005
3	1.549	-7.784	0.228	-0.043	0.002
4	0.215	-3.657	0.843	-0.136	0.007
5	2.349	-4.828	0.455	-0.075	0.004

2.5 输运模型

对于流场中的混合气体，采用 Wilke 半经验混合律公式^[4]计算其粘性系数 μ ，平动热传导系数 κ 和振动热传导系数 κ_{vib} ；对所有组元，其 Schmidt 数均取 0.5。

3. 70° 圆锥体在 LENS 激波管内的算例验证与分析

3.1 算例背景

1994 年，作为由 AGARD 第 18 工作组提出的讨论的结果，设计了一个有大量测量的实验，这些测量在许多国际高焓实验设备中完成。作为检验流动的标准飞行器，外型选择了刺式、钝头的 70° 圆锥体^[5]。本文选取了在 LENS 激波管中进行的该实验的六个工况之一，即工况 E。工况 A、E、F 在头部区域和基底区域都属于连续流动，可以用 N-S 方程求解的方法进行模拟。

3.2 计算工况

对于自由来流气体，空气中组元 N_2 与 O_2 的质量分数分别为 74% 与 16%； NO 与 O 的质量分数分别为 6% 与 4%。壁面为等温壁 535.70 degrees R。在此工况下，来流的攻角为 0°。

表 2. 计算工况

试验气体	M_∞	$u_\infty(\text{ft/sec})$	$T_\infty(\text{dgrees R})$
Air	8.6545	14525	1172.8
试验气体	$p_\infty(\text{psia})$	$\rho_\infty(\text{slugs/ft/ft})$	$T_w(\text{dgrees R})$
Air	0.090307	6.3331×10^{-6}	535.70

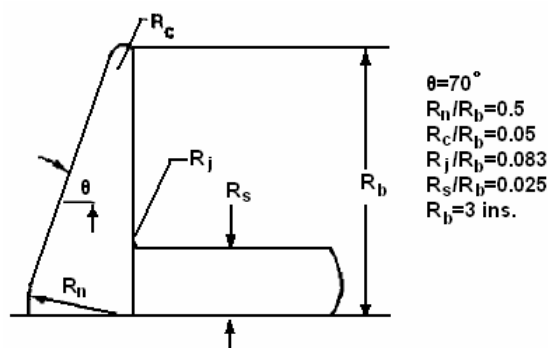


图 1. 70°钝头体外形

3.3 计算结果与分析

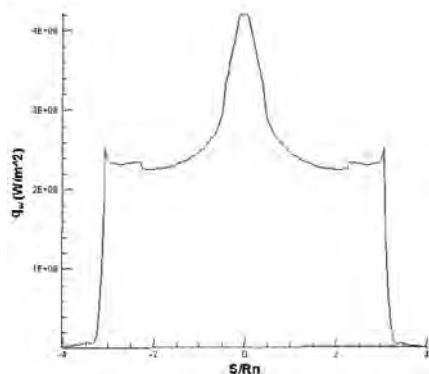


图 2. 壁面热流密度

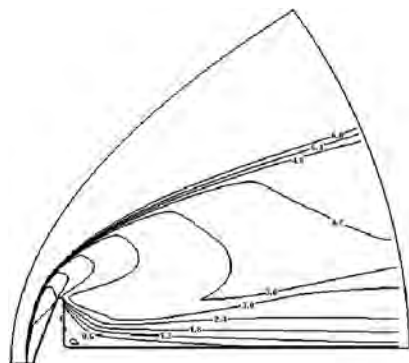


图 3. 流场马赫数等值线

流场马赫数分布如图 3 所示, 激波后方流场压强最大值达到了 33930Pa, 约为 4.92psia。流场平动-转动温度与分子振动温度分别如图 4 与图 5 所示, 由于化学反应及强烈的分子振动激发的出现, 在激波后驻点附近区域, 沿着流线方向平动-转动温度略高于分子振动温度, 热力学非平衡态现象非常明显, 图 6 所给出的流场中平动-转动温度与振动温度差值 $|T-T_v|/T$ 的最大值甚至达到了 2.33。

图 7-图 10 给出了气体各组元在流场中的质量分布, 可以看出, 激波后的头部区域的 O_2 分子已经基本全部离解为 O 原子, 而 N_2 分子则有一小分离解为 N 原子, 这是由于 N_2 分子离解反应的活化能要大于 O_2 分子。而 N 原子和 O 原子的分布趋势与 N_2 分子与 O_2 分子的分布趋势正好相反, 其中 N 原子和 O 原子质量分数的最大值分别为 0.03977 和 0.2291。NO 气体分子质量分数最大值为 0.07765, 出现在激波后方靠近肩部的区域内。

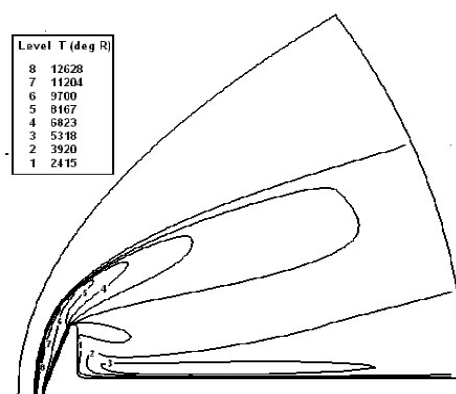


图 4. 流场平动-转动温度等值线

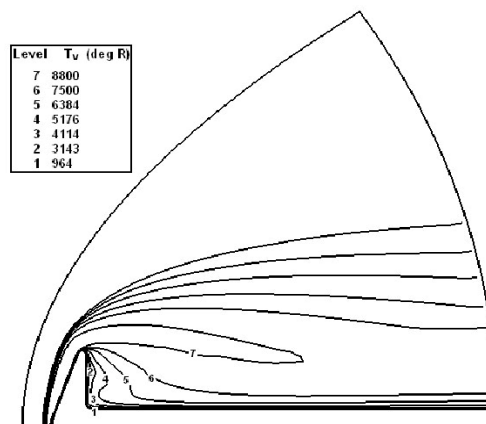


图 5. 流场振动温度等值线

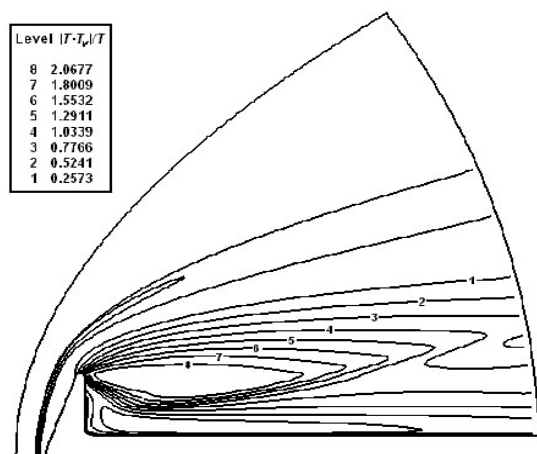


图 6. 流场 $|T - T_w|/T$ 等值线

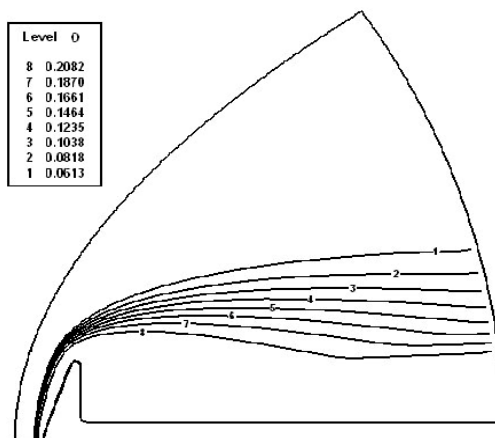


图 9. 流场 O 质量分布等值线

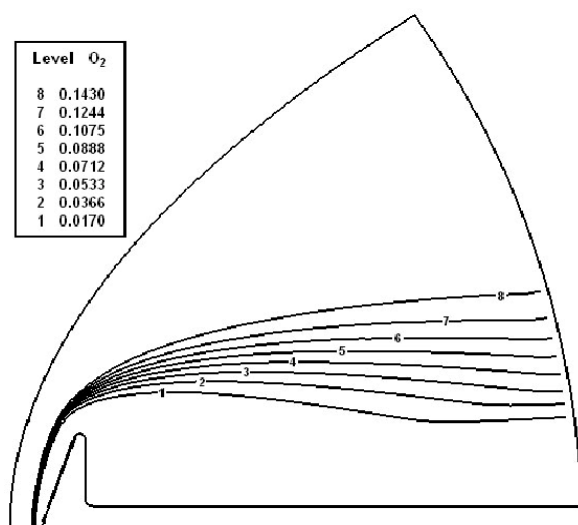


图 7. 流场 O₂ 质量分布等值线

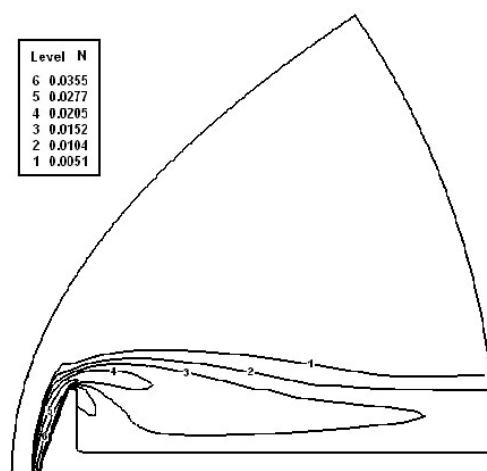


图 10. 流场 N 质量分布等值线

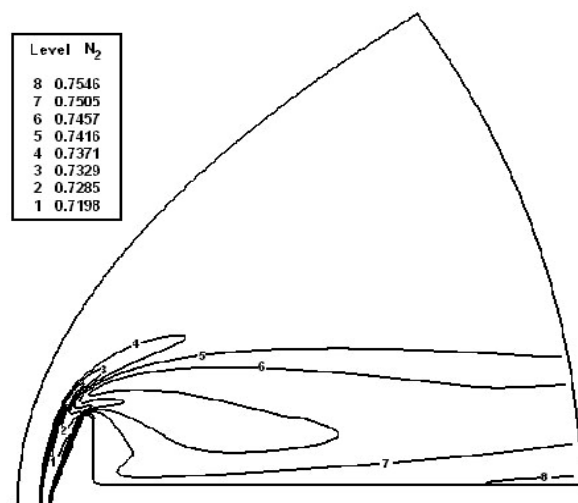


图 8. 流场 N₂ 质量分布等值线

给出流动的特征时间 τ_f 和化学反应特征松弛时间 τ_r 的比值达姆柯勒数 Da (Damköhler Number), 就可以定量的说明流场中化学非平衡态。对于不同的基元反应, 化学反应特征松弛时间 τ_r 是不同的, 因此不同的基元反应所对应的达姆柯勒数 Da 在数值上的分布往往差异很大, 但分布的趋势一致。对同一反应, Da 数值越大, 反应速率越快。在本算例中, 主要的反应是 N_2 分子与 O_2 分子的离解反应, 即



达姆柯勒数 $Da(N_2)$ 与 $Da(O_2)$ 分别为

$$Da(N_2) = (R_n / U_\infty) k_{f,N_2} \rho_{N_2} / M_{N_2} \quad (3.3)$$

$$Da(O_2) = (R_n / U_\infty) k_{f,O_2} \rho_{O_2} / M_{O_2} \quad (3.4)$$

流场中 N_2 离解反应所对应的达姆柯勒数如图 11

所示,可以看出,化学反应基本上只是发生在驻点附近区域,并且达姆柯勒数值很小,反应很微弱,这是由于该 N_2 离解所需能量较大,而此时流场温度较低。

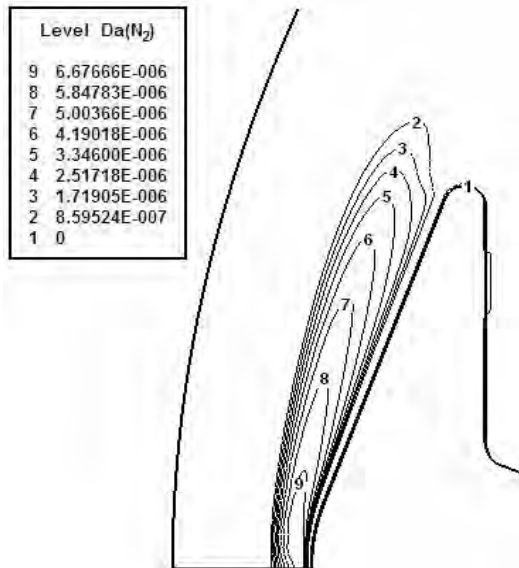


图 11. 流场 N_2 离解反应所对应的达姆柯勒数分布

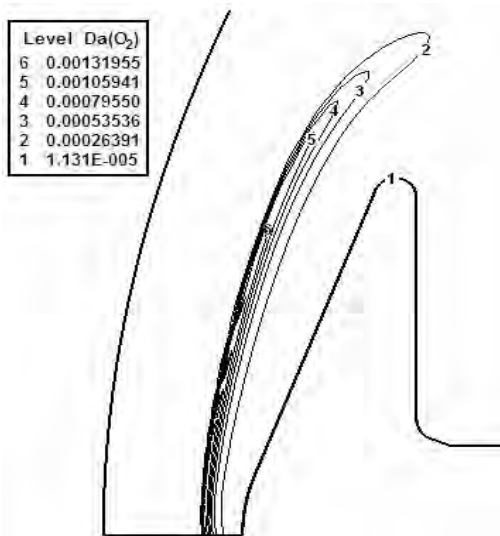


图 12. 流场 O_2 离解反应所对应的达姆柯勒数分布

流场中 O_2 离解反应所对应的达姆柯勒数如图 12 所示,可以看出,化学反应也基本上只是发生在驻点附近区

域,并且达姆柯勒数值比 N_2 值高了近三个数量级,这说明流场中不同反应所对应的达姆柯勒数值差别非常大。与 N_2 相比, O_2 离解所需能量较小,反应剧烈程度较高。还可以看出,由于 N_2 离解和 O_2 离解所对应的控制温度均为 $(TT_v)^{0.5}$,因此这两个反应相对的剧烈程度分布特性一致。

4. 结论

本文采用二维化学非平衡、热力学非平衡态流场解决方法完成了刺式 70° 圆锥体探测器在 LENS 激波管中的流场分析以及气动热力学环境的模拟,计算结果与国外权威数据吻合较好。数值计算表明:对激波后的高温流场,在地球大气环境下,高温流场主要成分为 O 原子、N 原子、 N_2 分子和 NO 分子。激波后头部区域中, $|T-T_v|/T$ 最大值的范围为 $0.4\sim 0.6$,并且在紧贴壁面附近流动是处于热力学平衡态的;热力学非平衡态最显著的区域出现在肩部端点后方的区域, $|T-T_v|/T$ 最大值的范围为 $1\sim 3$ 。

典型算例再次表明:我们所编制的高超声速热化学非平衡源程序是可行的,可以预测高超声速飞行器穿越连续流区时壁面热流的分布,能够为热防护设计提供必要的理论数据。

References (参考文献)

- [1] Wang Bao-guo, Liu Shu-yan, Huang Wei-guang. Gas Dynamics [M]. Beijing: Five university presses of Science Technology and Industry for National Defence, 2005: 527-576.
王保国, 刘淑艳, 黄伟光. 气体动力学[M]. 北京: 北京理工大学/北京航空航天大学/西北工业大学/哈尔滨工业大学/哈尔滨工程大学联合出版社, 2005:527-576.
- [2] WANG Baoguo, LIU Shuyan, JIANG Guoyi. Numerical Computation of Hypersonic Chemical Non-equilibrium Flow[J]. Physics of Gases – Theory and Applications, 2007,2(2): 150-153.
王保国, 刘淑艳, 姜国义, 等. 高超声速化学非平衡流动的数值计算[J]. 气体物理-理论与应用, 2007, 2(2): 150-153.
- [3] WANG Baoguo, LI Xiang. CFD Prediction of Hypersonic Vehicle Reentry Flowfield of Multiple Cases[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2010, 44(1): 71-76.
王保国, 李翔. 多工况下高超声速飞行器再入时流场的计算[J]. 西安交通大学学报, 2010: 44(1):71-76.
- [4] Park, C. Assessment of two-temperature kinetic model for ionizing air [R]. AIAA Paper 1987, 87-1574.
- [5] Holden, M. S., Harvey, J. K., Boyd, I. D., George, J., Horvath, T. J. Experimental and computational studies of flow over a sting mounted planetary probe configuration [R]. AIAA Paper 1997-0768, Jan., 1997.