

轨道再入飞行器气动热力学环境研究

李翔, 王保国

北京理工大学宇航学院, 北京 100081

摘要 高超声速飞行器气动热力学环境研究是直接涉及轨道飞行器飞行控制、热防护设计和热安全的关键问题之一。本文借助于多组分、考虑非平衡态气体的振动以及激波与热化学非平衡态效应的守恒积分型 Navier-Stokes 方程组, 使用高分辨率总变差减小格式, 计算研究了轨道再入飞行器再入地球大气层的 10 个飞行工况 (飞行马赫数 9.7~27.8), 分析了不同工况下轨道再入飞行器弓形脱体激波后流场气动热力学环境特性, 得出气动系数和沿壁面的热流密度分布, 与国外相关飞行数据比较, 两者吻合较好。

关键词 高超声速; 气动热力学; 轨道再入飞行器

中图分类号 V19

文献标识码 A

文章编号 1000-7857(2010)09-0073-03

Aerothermodynamics Environments of Orbital Return Vehicle

LI Xiang, WANG Baoguo

Department of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

Abstract The thermochemical nonequilibrium, aerodynamic heating and aerodynamic characteristics of the hypersonic vehicle flow field are important issues in computational fluid dynamics. In typical space shuttles, during return capsule re-entering the Earth's atmosphere, or in the process of a variety of probes entering the atmosphere of other planets, the effects of gas molecules in high-temperature flow field behind the shock wave, such as vibration excitation, dissociation, ionization and thermal radiation, are significant, because of the very high speed of vehicle, which would affect the flow field in the state of flow and thermodynamic properties. Analytical study of aerothermodynamics is an important part in the flight control and the vehicle Thermal Protection System (TPS) design. The flow fields of the Orbital Return Vehicle (ORV) aviating in the earth atmosphere with the Mach number varying from 9.7 to 27.8 were simulated in 10 cases by using the conservation integral form of Navier-Stokes equations with multi-species, nonequilibrium molecular thermal excitation and chemical reactions, based on the high-resolution Total Variation Diminishing (TVD) scheme. Aerodynamics and heat transfer of the high-temperature and high-velocity flow field behind bow shock were studied, and the aerodynamics coefficient and the wall heat flux are in good agreement with flight data. This study provides some useful data for designing vehicles' TPS.

Keywords hypersonic; aerothermodynamics; orbital return vehicle

0 引言

随着人类航天事业的蓬勃发展, 以轨道飞行返回舱为代表的超超声速飞行器所处的气动热力学环境研究显得日益重要, 超超声速流动所具有的薄激波层、热力学非平衡态、气体的化学反应及其对流动所带来的影响都是必须深入研究和妥善解决的重要问题^[1-2]。准确地对流场气动热力学环境进行预测是超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的壁面热流密度值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。

本文采用高分辨率 TVD 格式的数值方法对该再入飞行阶段中的 10 个工况点下尘埃取样返回舱流场进行了模拟, 详细分析了再入过程中超超声速流场的气动热力学环境特性, 这些

结果对于超超声速飞行器的热防护和飞行控制是十分重要的。

1 超超声速流动物理模型

1.1 流动控制方程组

对于三维超超声速流动, 本文采用双温模型的控制方程组, 并由多组元连续方程、动量方程、能量方程以及振动方程组成了 Navier-Stokes 方程组, 其表达式为^[3-5]

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} U d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (F - F_v) n_x dS + \oint_{\partial\Omega} (G - G_v) n_y dS + \oint_{\partial\Omega} (H - H_v) n_z dS = \int_{\Omega} W d\Omega \quad (1)$$

其中, Ω 和 $\partial\Omega$ 分别为控制体及其表面; U 为基本变量; $F, G,$

收稿日期: 2009-12-29

基金项目: 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 (20030007028)

作者简介: 李翔, 博士研究生, 研究方向为超超声速气动热力学, 电子信箱: xiang.li83@gmail.com; 王保国 (通信作者), 教授, 研究方向为计算流体力学, 超超声速气动热力学, 电子信箱: bguowang@bit.edu.cn

H 为无黏通量; F_v, G_v, H_v 为黏性通量; W 为源项, 相关表达式参阅文献[4]。

1.2 能量传递模型

对于气体分子组元 s , 其平动能和振动能的传递速率为^[6]

$$Q_{T-vib-L-T}=\rho_s\frac{e_{vs}^*(T)-e_{vs}}{\langle\tau_{sL-T}\rangle}\left|\frac{T_{shk}-T_{vs}}{T_{shk}-T_{vs shk}}\right|^{S_s-1}\quad(2)$$

其中, e_{vs} 为单位质量气体分子组元 s 具有的振动能, $e_{vs}^*(T)$ 为平动温度 T 下处于热力学平衡态时组元 s 具有的振动能; $\langle\tau_{sL-T}\rangle$ 为组元 s 平动能与振动能的摩尔平均 Landau-Teller 特征松弛时间; S_s 为组元 s 振动松弛指数, T_{shk} 和 $T_{vs shk}$ 分别为组元 s 在紧挨着激波后流场处的平动和振动温度。

1.3 热化学反应模型

对于地球大气, 化学反应机制选取如表 1 所示的 5 组元 (N_2, O_2, NO, N, 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

$$k_f(T_a)=C_fT_a^{\eta}\exp(\theta_d/T_a)\quad(3)$$

其中, 表 1 中 1~3 的离解反应为

$$T_a=T^{0.5}T_v^{0.5}\quad(4)$$

表 1 中 4~5 的置换反应为

$$T_a=T\quad(5)$$

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

$$k_b(T)=k_f(T)/K_{eq}(T)\quad(6)$$

其中, $K_{eq}(T)=\exp(A_1+A_2Z+A_3Z^2+A_4Z^3+A_5Z^4)/Z=10000/T$ (7)

表 1 中的 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 2 所示^[7]。

表 1 化学反应机制及其速率系数

Table 1 Reaction mechanism and rate coefficients

化学反应序列	化学反应	C_f $/(\text{m}^3\cdot\text{mol}^{-1}\cdot\text{s}^{-1})$	η	θ_d K
1	$N_2+M\longrightarrow N+N+M$			
	$M=N_2, O_2, NO$	7.00×10^{15}	-1.60	113200
	$M=N, O$	3.00×10^{16}	-1.60	113200
2	$O_2+M\longrightarrow O+O+M$			
	$M=N_2, O_2, NO$	2.00×10^{15}	-1.50	59750
	$M=N, O$	1.00×10^{16}	-1.50	59750
3	$NO+M\longrightarrow N+O+M$			
	$M=N_2, O_2, NO$	5.00×10^9	0	75500
	$M=N, O$	1.10×10^{11}	0	75500
4	$NO+O\longrightarrow N+O_2$	8.40×10^6	0	19450
5	$N_2+O\longrightarrow NO+N$	5.69×10^6	0.42	42938

表 2 平衡常数

Table 2 Equilibrium constants

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

1.4 输运模型

对于流场中的混合气体, 采用 Wilke 半经验混合律公式计算其黏性系数 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。

2 数值方法

数值方法采用高分辨率的 TVD 格式, 在化学反应源项的处理上采用了点隐式处理的技巧^[5], 并对壁面采用热辐射平衡条件^[8]。采用考虑化学非平衡、热力学非平衡态流场的计算方法, 完成了轨道再入飞行器流场的计算与分析。

3 算例验证与结果分析

3.1 轨道再入飞行器研究背景

日本宇宙开发事业团 (NASDA) 与日本国家航空航天实验室 (NAL) 于 1994 年开展了轨道再入实验 (OREX), 轨道再入飞行器 (ORV) 由新型 H-II 运载系统送入地球空间轨道, 该实验用于提供典型几何外型的钝头体飞行器重返地球大气层过程中, 不同海拔高度下壁面热流密度和壁面压力等相关数据^[9]。ORV 的几何参数如图 1 所示。

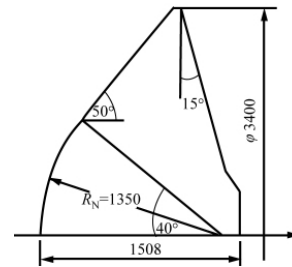


图 1 ORV 几何外型 (单位: mm)

Fig. 1 Geometry parameterization for ORV (unit: mm)

3.2 计算工况

计算选取了连续区域内海拔高度 84.01~48.40km 的 10 个飞行工况点, 具体来流条件如表 3 所示。

3.3 计算结果与分析

再入过程中驻点的热流密度以及飞行高度随飞行时间

表 3 轨道再入飞行器飞行工况

Table 3 Freestream conditions for ORV trajectory

飞行时间 /s	海拔高度 /km	飞行速度 /($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	壁面温度 /K	Knudsen 数
7411.5	84.01	7415.90	785	9.63×10^{-3}
7421.5	79.90	7360.20	878	3.05×10^{-3}
7431.5	75.81	7245.70	976	2.07×10^{-3}
7441.5	71.73	7049.20	1091	7.40×10^{-4}
7451.5	67.66	6720.30	1213	5.93×10^{-4}
7461.5	63.60	6223.40	1344	3.70×10^{-4}
7471.5	59.60	5561.60	1458	1.97×10^{-4}
7481.5	55.74	4759.10	1531	1.39×10^{-4}
7491.5	51.99	3873.40	1557	8.59×10^{-5}
7501.5	48.40	3000.00	1388	5.26×10^{-5}

的变化如图 2 所示,在海拔 71.73km 的黑障区域,驻点处的加热量达到最大值,之后由于飞行速度的迅速降低而减小。

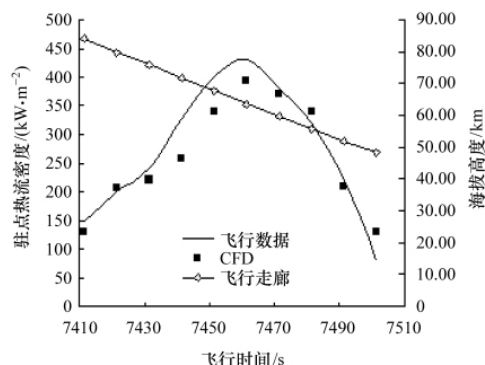


图 2 驻点热流密度的变化

Fig. 2 Heat flux of stagnation point of ORV

ORV 头部弓激波的脱体距离与飞行高度的关系如图 3 所示,再入过程中,随着飞行高度的降低,飞行马赫数也随之减小。在海拔 84.01~67.66km 阶段,激波脱体距离随马赫数的降低而减小,由于这一区域大气十分稀薄,分子自由程较大,碰撞频率很小,此时气体的稀薄效应是主要影响因素,导致激波厚度及激波脱体距离都很大,并随高度的降低而减小。在海拔 67.66~48.40km 阶段,激波脱体距离随马赫数的降低而增大,这是因为此时已处于典型的连续流动区域,飞行器速度降低,动能减小,且头部流场区域中平动-转动温度 T 及分子振动温度 T_v 均降低,使得化学反应的速率和程度减弱。

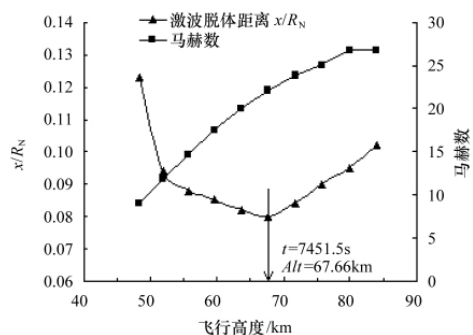


图 3 激波脱体距离的变化

Fig. 3 Distance of shock of ORV

飞行器再入地球大气层时,通常用氧气分子 O_2 的反应活性值 $\psi_{O_2} = R \omega_{O_2} / \rho_{\infty} u_{\infty}$ 作为判别流场化学反应状态的标准。 ψ 是流动时间尺度与化学反应时间尺度之比,对于化学平衡流动 $\psi \rightarrow \infty$;对于化学冻结流, $\psi \rightarrow 0$ 。各工况点下 O_2 的反应活性值如图 4 所示,在海拔 63.66 和 67.66km 两个工况点时, ψ 值远大于其他工况点,此时流场的化学反应程度最为剧烈。当飞行高度自 60km 降低时,由于动能及头部流场温度的降低,化学反应程度减弱;而当飞行高度自 70km 上升时,由于大气的稀薄效应,分子碰撞频率逐渐降低,从而直接决定了

流场化学反应也随之减弱。这说明,当 ORV 处于 55~80km 的高度区域内,流场基本都处于化学非平衡态,并且在 60~70km 区域内反应最为剧烈,最趋向化学平衡态;而 55km 以下、80km 以上的高度区域流动则越来越趋向于化学冻结态。

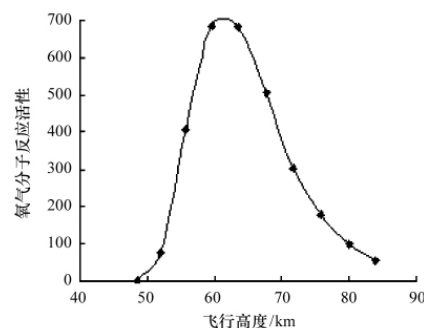


图 4 流场化学反应活性的变化

Fig. 4 Reactivity values of ORV

4 结论

本文采用考虑化学非平衡、热力学非平衡态流场的计算程序,完成了轨道再入飞行器 10 个工况下的流场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,轨道再入飞行器在海拔高度 48.4~84.01km 范围内,壁面气动加热量呈现出先增大,之后又逐渐减小的趋势,在海拔高度 71.73km 处驻点热流密度达到峰值,为 44.1 W/cm^2 。

参考文献 (References)

- [1] 王浚,王佩广. 高超声速飞行器一体化防热与热控设计方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(10): 1129-1134.
Wang Jun, Wang Peiguang. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(10): 1129-1134.
- [2] Ghislain T, Burtshell Y, Zeitoun D E. Numerical prediction of weakly ionized high enthalpy flow in thermochemical nonequilibrium [R]. AIAA Paper 2004-2462, Reston, VA: AIAA, 2004.
- [3] 王保国,刘淑艳,黄伟光. 气体动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2005: 527-576.
Wang Baoguo, Liu Shuyan, Huang Weiguang. *Gas dynamics* [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2005: 527-576.
- [4] Li X, Wang B. CFD prediction of hypersonic blunt-cone configurations of multiple cases[R]. AIAA Paper 2009-7385, 2009.
- [5] 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): 16-21.
Wang Baoguo, Li Xiang. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2010, 44(1): 16-21.
- [6] Park C. Assessment of two-temperature kinetic model for ionizing air[R]. AIAA Paper 87-1574, 1987.
- [7] Park C. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics [M]. New York: Wiley, 1990: 173-189.
- [8] 王保国,刘淑艳,王新泉,等. 传热学 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2009: 199-212.
Wang Baoguo, Liu Shuyan, Wang Xinquan, et al. *Heat transfer*[M]. Beijing: China Machine Press, 2009: 199-212.
- [9] Inouye Y. OREX flight-quick report and lessons learned[C]//Proceedings of the 2nd European Symposium on Aerothermodynamics of Space Vehicles. Paris: European Space Agency, 1995.

(责任编辑 朱宇)