

Research of Aerothermodynamics Environments of Hypersonic Vehicle

Xiang Li, Baoguo Wang

School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing, China Email: xiang.li83@gmail.com

Abstract: Analytical study of aerothermodynamics is an important problem to the flight control and the vehicle thermal protection system (TPS) design. The flow fields of the Stardust return capsule aviating in the earth atmosphere of four cases (the Mach number varying from 12.2 to 30.7) were simulated 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 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 fight data. These results are useful for designing correlative vehicles' TPS.

Keywords: hypersonic; aerothermodynamics; TPS design; nonequilibrium flow; reentry flight

高超声速飞行器气动热力学环境的研究

李 翔, 王保国 北京理工大学宇航学院,北京,中国, 100081 Email: xiang.li83@gmail.com

摘 要: 高超声速飞行器气动热力学环境的研究是直接涉及到飞行器飞行控制、热防护设计与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,并用高分辨率总变差减小(TVD)格式进行求解,计算与研究了彗星 尘埃取样返回舱(Stardust SRC)再入地球大气层的4个飞行工况(飞行马赫数12.2~30.7),分析了 不同工况下返回舱所受气动力及弓形脱体激波后流场热力学环境特性,计算得到了气动力系数和沿壁 面的热流密度分布,并与国外相关飞行数据进行了比较,两者吻合较好。相关计算可以指导有关飞行 器的热防护设计。

关键词: 高超声速; 气动热力学; 热防护设计; 非平衡态流动; 再入飞行

1 引言

随着人类航天事业的蓬勃发展,对高超声速飞行 器所处高温流场环境的研究显得日益重要,高超声速 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。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 外型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 格式的三维数值方法对 该再入飞行阶段中的 4 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高超声速流场 的气动热力学环境特性,这些结果对于高超声速飞行 器的热防护和飞行控制是十分重要的。

2 高超声速流动物理模型

2.1 流动控制方程组

对于三维高超声速流动,本文采用了双温模型的 控制方程组,并由多组元连续方程、动量方程、能量



方程以及振动能方程组成了 N-S 方程组,其表达式如下^[1-3]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{U} d\Omega + \bigoplus_{\partial \Omega} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_{V}) n_{x} dS + \bigoplus_{\partial \Omega} (\mathbf{G} - \mathbf{G}_{V}) n_{y} dS + \bigoplus_{\partial \Omega} (\mathbf{H} - \mathbf{H}_{V}) n_{z} dS = \iiint_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega$$
(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*, *H* 为无粘通量, *F*_V, *G*_V, *H*_V 为粘性通量, *W* 为源项, 相关表达式参阅文献[2]。

2.2 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^[4]:

$$Q_{T-\nu_{s}L-T} = \rho_{s} \frac{e_{\nu_{s}}^{*}(T) - e_{\nu_{s}}}{\langle \tau_{sL-T} \rangle} \left| \frac{T_{shk} - T_{\nu_{s}}}{T_{shk} - T_{\nu_{s}shk}} \right|^{S_{s}-1}$$
(7)

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; < τ_{sL-T} >是组元 *s* 平动能与振动能的摩尔平均 Landau-Teller 特征松弛时间。

2.3 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(N₂、O₂、NO、N 和 O)、17 基元反应模型(见表 1),其中 M 为反应碰撞单元。正向反应速率 k_f(T_a)为:

$$k_f(T_a) = C_f T_a^{\eta} \exp(\theta_d / T_a)$$
(2)

$$T_a = T_v^{0.5} T_v^{0.5} \tag{3}$$

对于表1所示的4至5的置换反应

$$T_a = T \tag{4}$$

 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:

$$k_b(T) = k_f(T)/K_{eq}(T) \tag{5}$$

其中

$$K_{eq}(T) = \exp(A_1 + A_2 Z + A_3 Z^2 + A_4 Z^3 + A_5 Z^4)$$
(6)
$$Z = 10000/T$$

而表 1 中的 5 类化学反应序列所对应的 A₁、A₂、A₃、 A₄和 A₅ 的数值如表 2 所示^[5]。

2.4 输运模型

对于流场中的混合气体,采用 Wilke 半经验混合律公

表 1. 化学反应机制及其速率系数

		C_{f}	η	$ heta_d$
	化字反应	$[m^3/(mol \cdot s)]$		K
1	$N_2 \!\!+\!\! M \!\!\leftrightarrow\!\! N \!\!+\!\! N \!\!+\!\! M$			
	M=N ₂ ,O ₂ ,NO	7.00×10 ¹⁵	-1.60	113200
	M=N,O	3.00×10 ¹⁶	-1.60	113200
2	$O_2 + M \leftrightarrow O + O + M$			
	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↔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 \leftrightarrow N+O ₂	8.40×10^{6}	0	19450
5	$N_2 + O \leftrightarrow NO + N$	5.69×10 ⁶	0.42	42938

表 2. 平衡常数

反应	4	4	4	4	
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

式计算其粘性系数 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 数值方法

数值方法采用了高分辨率的 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^[3],并对 壁面采用热辐射平衡条件^[6]。为了完成三维非平衡态 流场的计算,将已有的二维化学非平衡、热力学平衡 态流场的计算方法发展为三维化学非平衡、热力学非 平衡态流场的计算方法,并完成了尘埃取样返回舱流 场的计算与分析。

4 算例验证与结果分析

4.1 取样返回舱研究背景

作为宇宙探索工程的一部分, NASA 于 1999 年 2 月发射了空间探测器, 使用飞行探测器穿越 Wild-2 彗



星的慧尾区域,对彗星物质及周边星际空间的尘埃取样,并最终于 2006 年安全带回地球进行更为深入的研究。尘埃取样返回舱(Stardust Sample Return Capsule,简称为 Stardust SRC) 外型尺寸如图 1 所示,其头部半径 R_N=228.6mm,肩部半径 R_{C1}=19.05mm,尾部倒角处半径 R_{C2}=26.67mm,径向最大半径为 413.5mm,轴向长度为 557.2mm,头部半锥角为 60°,尾部半锥角为 30°。



图1 尘埃取样返回舱外型

4.2 计算工况

对地球大气层,其主要气体组分的质量分数为 N₂:76.5%,O₂:23.5%。本文选取了返回舱再入大气过 程中自 60s 至 78s 飞行时间段内 4 个典型预测飞行工 况点,并对每个工况点 SRC 在 0°、5°和 10°攻角下的 流场进行了数值模拟与分析。其来流条件如表 3 所示, 其中克努森数所取的特征长度为头部半径 R_N。

	时间	高度	马赫数	来流密度	克努森数
	S	km		kg/m ³	
工况 1	60	55.02	30.7	4.39×10 ⁻⁴	7.54×10 ⁻⁴
工况 2	64	50.63	24.7	7.96×10 ⁻⁴	3.46×10 ⁻⁴
工况 3	72	46.54	17.1	1.35×10 ⁻³	2.56×10 ⁻⁴
工况 4	78	45.75	12.2	2.28×10 ⁻³	2.37×10 ⁻⁴

表 3 尘埃取样返回舱预测飞行工况

4.3 计算结果与分析

为研究来流攻角对 SRC 飞行器气动力的影响,本

文计算了尘埃取样返回舱在每种工况下 0°、5°和 10° 攻角下轴向力系数 C_A 和法向力系数 C_N ,并与 LAURA 三维程序计算所得到的结果吻合地较好^[7],如下表 4 所示。

表 4. 取样返回舱气动力系数

飞行	来流	C _A	C_N	C_A	C_N
时间	攻角	(LAURA)	(LAURA)	(本文)	(本文)
	0°	1.4821	0	1.5053	0
60s	5°	1.4720	0.04392	1.4784	0.03959
	10°	1.4316	0.08448	1.4270	0.08062
	0°	1.4816	0	1.5030	0
64s	5°	1.4708	0.04342	1.4830	0.04186
	10°	1.4303	0.08330	1.4229	0.08167
	0°	1.4939	0	1.5072	0
72s	5°	1.4806	0.04451	1.4897	0.04386
	10°	1.4208	0.07461	1.4333	0.08342
	0°	1.4992	0	1.5134	0
78s	5°	1.4889	0.04452	1.4937	0.04200
	10°	1.4242	0.07508	1.4345	0.07962

为了说明取样返回舱壁面特性随飞行工况及来流 攻角的影响,图2(a)至图2(d)分别给出了 t=60s 至 t=78s 四种来流工况时,每种工况下壁面 o-a-d-e-f-b-o 段壁 面热流密度 qw在 0°、5°和 10°攻角下的分布,在 t=60s, 零攻角工况下,头部顶点 o 处的热流密度值已达到 8.6×10⁶W/m²。每种工况下驻点处热流密度值随攻角的 增大变化不是很明显,但 o-b 段与 o-a 段的壁面热流 密度值的差别却随着来流攻角的增大而显著增大,10° 攻角时,二者的差别已达到了 20%。





图 2 壁面 o-a-d-e-f-b-o 段热流密度分布

为了定量的说明流场中化学非平衡态,就需要给 出流动的特征时间 r_f和化学反应特征松弛时间 r_r的比 值达姆柯勒数 D_m(Damköhler Number),对同一反应, 达姆柯勒数值越大,则反应速率越快。在本算例中, 主要的反应是 N₂分子的离解反应,因此给出了该反应 对应达姆柯勒数 D_m(N₂)的分布,如图 3 所示。可以看 出,化学反应基本上只是发生在激波后薄层区域。4 个工况点下,最大值分别为 10.91、5.08、0.02、和 7.6×10⁶,可见,在 60s 工况下,由于飞行马赫数达到 了 30.7,激波后温度最高值达到了 26581K,化学反应 速率非常快,达姆柯勒数 D_m(N₂)峰值为 10.91,化学 非平衡态不是很显著的,此时更倾向于化学平衡态。 之后随着达姆柯勒数 D_m(N₂)逐渐减小到 7.6×10⁻⁶,流 动分别处于化学非平衡和化学冻结状态。



5 结论

本文采用三维化学非平衡、热力学非平衡态流场的计算程序,并完成了尘埃取样返回舱(共4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:在所讨论的4个工况下,随着来流攻角的增大,返回舱所受轴向力降低, 法向力上升,并且壁面压强与热流密度最大值位置由头部端点向迎风面肩部端点方向移动。取样返回舱再入过程中头部顶点和迎风面肩部端点处的热流密度值很高,显然这些点是热防护系统设计中必须要重点关注的。

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;国防科工委五 所院校(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、哈尔滨工业大学、哈尔滨工业大学、哈尔滨工业大学、SPAC-1000-5527-576.

- [2] LI Xiang, WANG Bao-guo. CFD prediction of hypersonic blunt-cone configurations of multiple cases [R]. AIAA Paper 2009; 2009-7385.
- [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): 16-21.

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.

- [4] Park C. Assessment of two-temperature kinetic model for ionizing air[R]. AIAA Paper 1987, 87-1574.
- [5] Park C. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics[M]. New York: Wiley, 1990:173-189.
- [6] Wang Bao-guo, Liu Shu-Yan, Wang Xin-quan. Heat Transfer
 [M].Beijing: China Machine Press, 2009:199-212.
 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.
- [7] Mitcheltree, R. A., Wilmoth, R. G., Cheatwood, F. M., Brauckmann, G. J., and Greene, F. A. Aerodynamics of Stardust Sample Return Capsule[J]. J Spacecraft and Rockets 1999, 36(3):429-35.