

多工况下高超声速飞行器再入时流场的计算

王保国, 李翔

(北京理工大学宇航学院, 100081, 北京)

摘要: 为了弄清典型高超声速飞行器再入时处于连续区的流场状态,采用多组分、考虑非平衡态气体振动激发与化学反应过程的守恒型 Navier-Stokes 方程组,并用高分辨率 TVD 格式进行求解,获得了不同飞行工况下飞行器流场的气动热力学(尤其是壁面热流密度)和热-化学非平衡态特性,数值结果与风洞试验及飞行数据吻合较好.通过对多个工况点下流场状态的分析与对比,给出了高超声速飞行器在整个再入过程中的壁面热流密度值、气动力系数,尤其是计算域内热力学非平衡区的分布特性,这对有效地完成飞行器热防护设计具有积极意义.

关键词: 多工况;高超声速飞行器;再入;气动热力学;非平衡态

中图分类号: V19 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2010)01-0071-06

Prediction of Hypersonic Vehicle Reentry Flowfields in Multiple Cases

WANG Baoguo, LI Xiang

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Several typical hypersonic vehicle flowfields are simulated by using the conservation form of Navier-Stokes equations with multi-species, nonequilibrium molecular thermal excitation and chemical reactions based on the high-resolution TVD scheme. The aerothermodynamic properties (such as convective heat flux) and the thermo-chemical nonequilibrium phenomenon of hypersonic-continuum flowfields are obtained during reentry trajectory, and these results are in good agreement with experiment and flight data. By analyzing and comparing the difference of the hypersonic vehicle reentry flowfields in multiple cases, the predictive results, such as wall heat flux, aerodynamic-force coefficients, particularly the thermal nonequilibrium areas in the computational domain, are achieved to benefit the design of vehicle thermal protection system.

Keywords: multiple cases; hypersonic vehicle; reentry; aerothermodynamics; nonequilibrium

随着人类航天事业的蓬勃发展,对高超声速飞行器流动特性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等都是必须深入研究和妥善解决的重要问题.准确地对高超声速流动进行预测是高超声速飞行器设计工作的关键一环^[1-2].飞行器在高速飞行时所受到的升力、阻力,以及头部高温区域内壁面的温度和热流密度等,都是飞行器气动外形与热防护系统设计过程中必须要事先明确的

问题.采用三维数值计算的方法精确地分析来流马赫数在 20 以上的高超声速流动特性,尤其是此时飞行器壁面温度的分布,在国内还处于起步阶段,在国外也仅是近几年的事情.

本文采用高分辨率三维数值方法对再入飞行阶段中多个工况点下飞行器的流场进行模拟,详细分析再入过程中高超声速流场的气动热力学与非平衡态特性,给出了飞行器的流动状态,以期高超声速飞行器的热防护设计提供依据.

1 高超声速流动物理模型

三维高超声速流动的数值计算起源于 20 世纪 80 年代,而较细致地考虑化学反应机制、分子振动离解、壁面催化以及气体输运特性等影响的守恒型 Navier-Stokes 方程组,是近 10 年才出现的. 本文从多组分、考虑非平衡态气体振动激发与化学反应过程的守恒型 Navier-Stokes 方程组出发,对壁面采用热辐射平衡条件,探讨不同飞行工况下高超声速飞行器的绕流流动.

1.1 守恒型 N-S 方程组及双温模型

对于三维高超声速流动,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、能量方程以及振动能方程组成 N-S 方程组,其表达式为^[3-5]

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} U d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v) n_x dS + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v) n_y dS + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{H} - \mathbf{H}_v) n_z dS = \iiint_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega \quad (1)$$

式中: Ω 和 $\partial\Omega$ 分别为控制体及其表面; U 为基本变量; $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$ 为无黏通量; $\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v, \mathbf{H}_v$ 为黏性通量; $\mathbf{W}$ 为源项; S 为控制体表面积. 上述各量的表达式如下

$$\begin{aligned} U &= [\rho_1 \quad \cdots \quad \rho_s \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad E_t \quad E_v]^T \\ \mathbf{F} &= [\rho_1 u \quad \cdots \quad \rho_s u \quad \rho u^2 + p \quad \rho uv \quad \rho uw \\ &\quad (E_t + p)u \quad E_v u]^T \\ \mathbf{G} &= [\rho_1 v \quad \cdots \quad \rho_s v \quad \rho uv \quad \rho v^2 + p \quad \rho vw \\ &\quad (E_t + p)v \quad E_v v]^T \\ \mathbf{H} &= [\rho_1 w \quad \cdots \quad \rho_s w \quad \rho uw \quad \rho vw \quad \rho w^2 + p \\ &\quad (E_t + p)w \quad E_v w]^T \\ \mathbf{W} &= [\omega_1 \quad \cdots \quad \omega_s \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad \omega_{vib}]^T \\ \mathbf{F}_v &= \\ &\quad -\rho_1 u'_1 \\ &\quad \vdots \\ &\quad -\rho_s u'_s \\ &\quad \tau_{xx} \\ &\quad \tau_{yx} \\ &\quad \tau_{zx} \end{aligned}$$
$$\left[\begin{aligned} &k \frac{\partial T}{\partial x} + k_{vib} \frac{\partial T_v}{\partial x} - \sum \rho_s h_s u'_s + u \tau_{xx} + v \tau_{yx} + w \tau_{zx} \\ &k_{vib} \frac{\partial T_v}{\partial x} - \sum \rho_s e_{vs} u'_s \end{aligned} \right]$$

以上各式中: $\rho_s, u'_s, \omega_s, h_s$ 和 e_{vs} 分别表示气体组元 s 的分密度、 x 方向扩散速率、单位体积化学反应质量生成率、单位质量焓和单位质量振动能. $\mathbf{G}_v, \mathbf{H}_v$ 与 $\mathbf{F}_v$ 的形式类似.

1.2 含 17 个化学反应方程的模型

对于地球大气,化学反应机制选取如表 1 所示的 5 个组元(N_2, O_2, NO, N 和 O)、17 个基元反应模型,其中 M 为反应碰撞单元. 正向反应速率

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

对于表 1 所示 1~3 的离解反应,有

$$T_a = T^{0.5} T_v^{0.5} \quad (3)$$

对于表 1 所示 4~5 的置换反应,则有

$$T_a = T \quad (4)$$

式中: C_f, η 和 θ_d 的数值采用 Park 给出的结果^[6]. 在本文的计算中,逆向反应速率

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

式中

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

$$Z = 10\,000/T$$

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 的数值见表 2^[6].

表 1 化学反应机制及其速率系数

反应序列	化学反应	$C_f / \text{m}^3 \cdot (\text{mol} \cdot \text{s})^{-1}$	η	θ_d / K
$N_2 + M \leftrightarrow N + N + M$				
1	$M = N_2, O_2, NO$	7.00×10^{15}	-1.60	113 200
	$M = N, O$	3.00×10^{16}	-1.60	113 200
$O_2 + M \leftrightarrow O + O + M$				
2	$M = N_2, O_2, NO$	2.00×10^{15}	-1.50	59 750
	$M = N, O$	1.00×10^{16}	-1.50	597 50
$NO + M \leftrightarrow N + O + M$				
3	$M = N_2, O_2, NO$	5.00×10^9	0	75 500
	$M = N, O$	1.10×10^{11}	0	75 500
4	$NO + O \leftrightarrow N + O_2$	8.40×10^6	0	19 450
5	$N_2 + O \leftrightarrow NO + N$	5.69×10^6	0.42	42 938

表 2 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

1.3 考虑平动与振动松弛的能量传递模型

对于气体分子组元 s ,其平动能和振动能的传递速率为^[7]

$$Q_{T-vsL-T} = \rho_s \frac{e_{vs}^*(T) - e_{vs}}{\langle \tau_{sL-T} \rangle} \left| \frac{T_{shk} - T_{vs}}{T_{shk} - T_{vs\ shk}} \right| S_s^{-1} \quad (7)$$

式中: 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组元 s 所具有的振动能; $\langle \tau_{sL-T} \rangle$ 是组元 s 的平动能与振动能的摩尔平均 Landau-Teller 特征松弛时间.

1.4 考虑平动与振动热传导系数的输运模型

对混合气体,常采用文献[8]的处理办法,这里采用 Wilke 半经验混合律来计算其黏性系数 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 数值方法与程序编制

本文的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点隐式处理的技巧^[4],并对壁面采用热辐射平衡条件^[9]. 为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程序^[4]发展为三维化学非平衡、热力学非平衡态流场的计算程序,并完成了以下 2 个算例.

3 算例验证与结果分析

3.1 NASA-PAET 算例

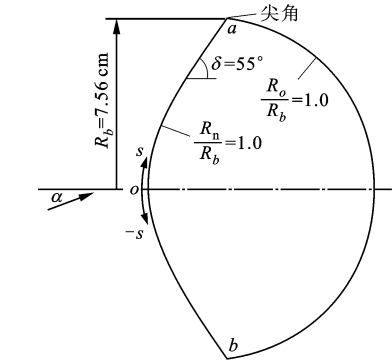
Ames 研究中心的行星大气试验测试计划 (PAET)的目的是研究各个星球未知大气层的结构和组元,风洞试验模型的几何外形如图 1a 所示^[10].

PAET 飞行器返回舱(几何外形见图 1b)再入地球大气层的过程中,气动加热预计在海拔高度 52.6 km 处达到最大值. 为了得到该工况下的飞行特性,在 Ames 研究中心的 42-inch 风洞中进行了不同来流攻角下的吹风试验,其中攻角 α 的数值分别为 0° 、 10° 、 15° 、 20° 和 25° . 具体的来流工况见表 3.

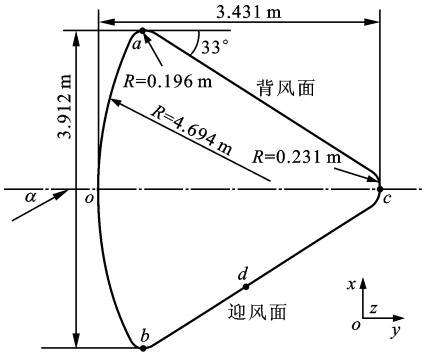
表 3 PAET 试验来流工况

Ma	$U_\infty /$ $m \cdot s^{-1}$	$P_\infty /$ Pa	$T_\infty /$ K	Re	$T_w /$ K
15	4 160	17.3	191	15 500	1 500

本文计算的气动力系数如图 2 所示:轴向力系数 C_a 的数值随着攻角的增大而减小,当攻角大于 10° 时,两者近似成线性变化关系;法向力系数 C_n 在 0° 至 25° 的攻角范围内均随着攻角的增大近似线性



(a) 风洞试验模型



(b) AS-202 返回舱外形

图 1 2 个典型算例的几何尺寸

增加. 在图 3 中,当攻角为 0° 时,头部顶点 o 处是流动的驻点,因此热流密度和压强都达到最大值;随着攻角的逐渐增大,驻点的位置逐渐沿图 1a 中 $-s$ 的方向移动, o 点逐渐远离流动的驻点,因此其热流密度与压强值均逐渐减小.

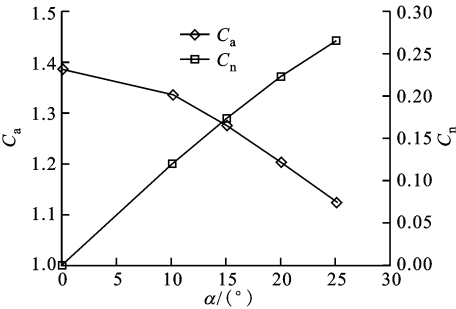


图 2 气动力系数的变化

为了反映流场的热力学特性,图 4a 给出了零攻角工况下全流场 $\epsilon = |T - T_v|/T$ 的等值线分布;为了更加清楚地说明头部区域流动的热力学特性,图 4b 给出了头部区域 $k_1-k_2-k_3-k_4$ 内 ϵ 的等值线分布. 计算表明,头部区域流动的热力学状态存在着较明显的分层特性:在紧贴激波 k_1-k_2 后方的薄层区域

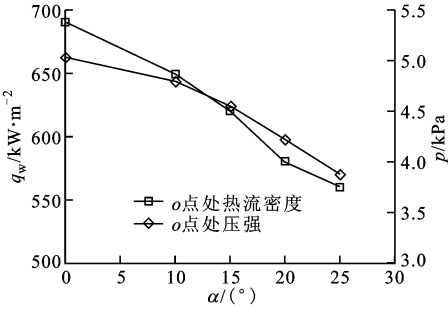
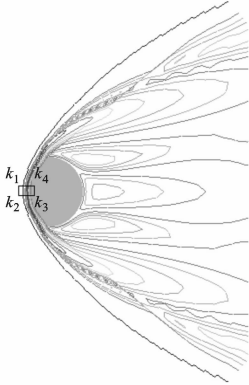
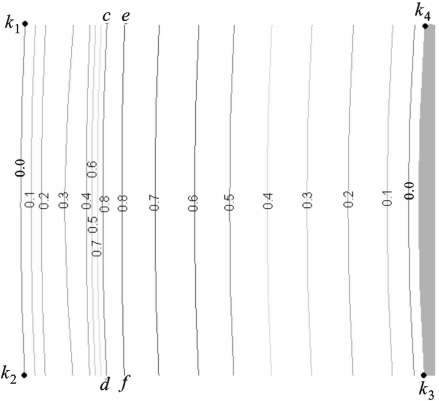


图 3 头部顶点 o 处的热流密度及压强

和壁面 k_3-k_4 附近的薄层区域内, ϵ 接近于 0, 处于热力学平衡态; 在激波与壁面之间的薄层区域, ϵ 逐渐增大, 热力学非平衡态逐渐明显, 在 2 条 $\epsilon=0.8$ 的等值线 cd 和 ef 间的区域, ϵ 达到最高值 0.82, 热力学非平衡态最为显著。



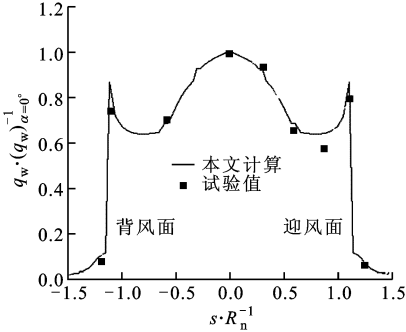
(a) 全流场



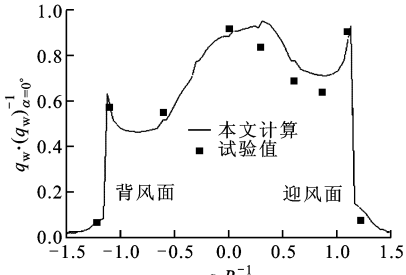
(b) 头部流场区域局部放大图

图 4 流场的 ϵ 等值线分布 (0° 攻角工况)

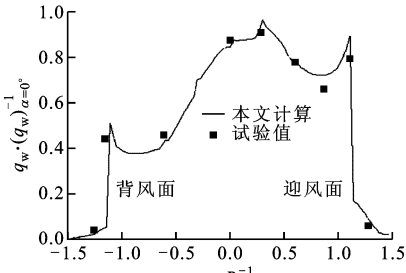
图 5 为热流密度沿 ab 段壁面的分布与试验结果的比较, 其中 $(q_w)_{\alpha=0^\circ} = 6.9 \times 10^5 \text{ W/m}^2$ 。随着驻点位置向着 b 点方向移动, o 点处的热流密度逐渐减小, 而肩部端点 b 处的热流密度逐渐增加。



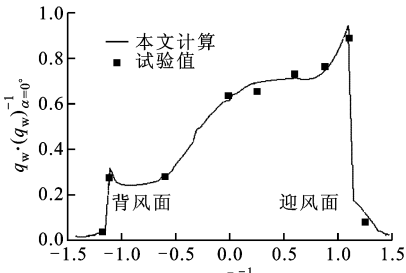
(a) $\alpha=0^\circ$



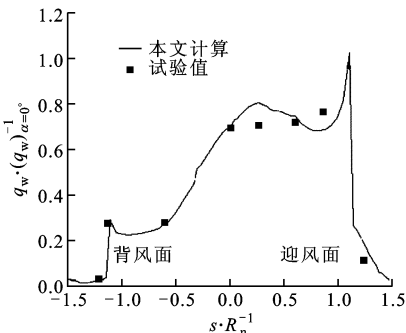
(b) $\alpha=10^\circ$



(c) $\alpha=15^\circ$



(d) $\alpha=20^\circ$



(e) $\alpha=25^\circ$

图 5 壁面热流密度分布与试验值的比较

3.2 Apollo AS-202 算例

阿波罗探月工程 AS-202 返回舱的几何外形如图 1b 所示^[11]. 计算选取连续区域内海拔高度自 77.2 至 54.6 km 的 6 个飞行工况点,其飞行马赫数在 22.63 至 15.52 范围内变化. 具体来流条件如表 4 所示.

表 4 AS-202 返回舱飞行工况

t/s	h/km	$U/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	T/K	$\alpha/(^{\circ})$
4 700	77.2	6 490	203	18.5
4 750	74.5	6 390	210	18.4
4 800	67.3	6 210	227	18.4
4 825	62.9	5 970	239	18.3
4 850	58.2	5 620	252	18.3
4 875	54.6	5 070	262	18.4

图 6 为计算得到的流场等马赫数线及声速线的分布,在头部区域,亚声速区紧贴壁面,并偏向于迎风面肩部的 b 点,声速线紧贴着壁面 $b-c$,而在背风面肩部 a 点后方,亚声速区分布在壁面 $a-c$ 附近的一块较大的区域.

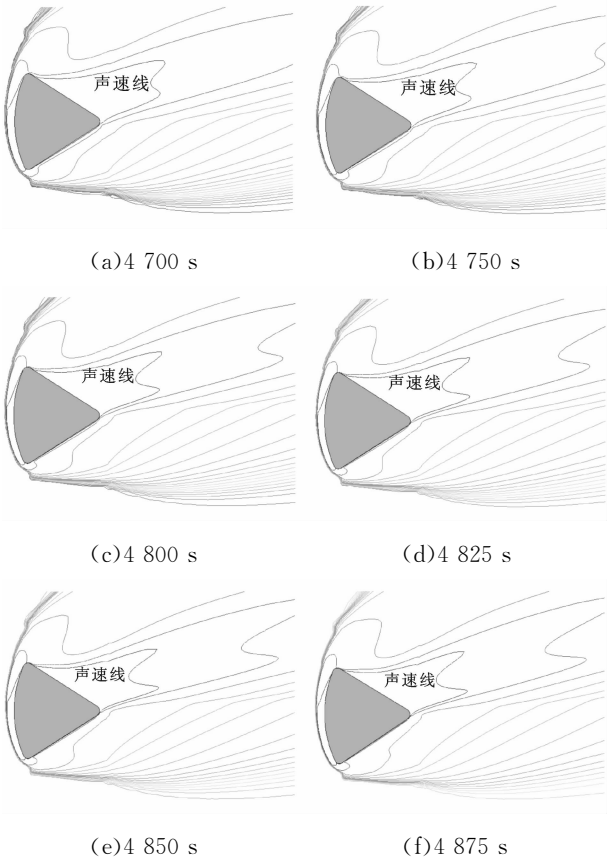


图 6 流场的等马赫数线及声速线分布

图 7 给出了返回舱壁面 4 个传感器 a 、 c 、 d 和 s 处热流密度的飞行数据与本文计算结果的比较. 由于飞行数据具有一定的不确定度,因此给出的飞行数据是在一定的区间范围内的. 计算表明:除了 a 处在 4 800 s 和 4 825 s 工况段内热流密度高出飞行数据 15%外,其他工况下的计算结果均处于飞行数据的区间内,这表明本文的计算结果是令人满意的.

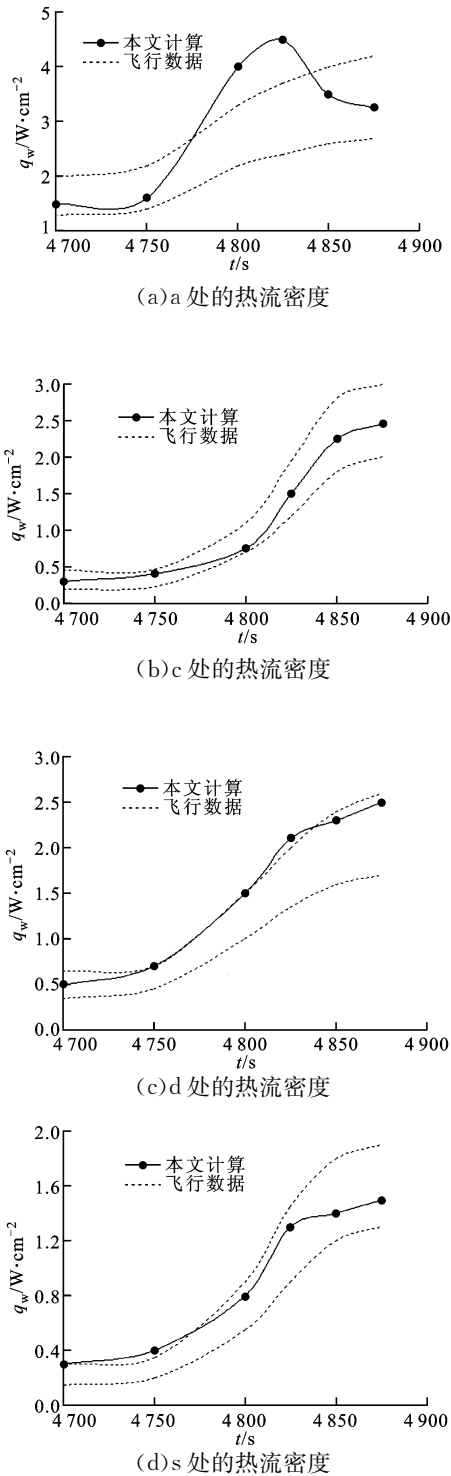


图 7 AS-202 返回舱壁面传感器处的热流密度

4 结 论

本文将文献[4]的二维流动化学非平衡、热力学平衡态流场的计算程序发展为三维流动化学非平衡、热力学非平衡态流场计算的源程序,并完成了2个典型算例(11个工况)的流场分析,计算结果与风洞试验结果及飞行数据吻合较好,初步显示了本文所编程序的可行性、有效性。

数值计算表明:在所讨论的11个工况下,高超声速飞行器的头部高温区内都发生了剧烈的化学反应以及分子热振动;在海拔高度50 km以上时热力学非平衡态区域很大,且十分显著;在同一来流条件下,随着来流攻角的增大,高超声速飞行器所受轴向力降低,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。此外,对于阿波罗AS-202返回舱的6个工况,计算得到的激波后气流最高温度从13 420 K变化到7 364 K,相应的飞行器壁面最高温度由1 360 K变化到1 578 K,表明在所考查的激波后流动区域内温度的梯度变化是非常剧烈的。计算中还发现,返回舱壁面的温度分布并不是常数,头部和肩部壁面处的温度较高,这是热防护设计时要重点考虑的。

数值计算还表明,高超声速飞行器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大,例如:对于PAET算例,在来流速率为4 160 m/s、马赫数为15、零攻角工况下,头部顶点 o 处的热流密度值达到 $6.9 \times 10^5 \text{ W/m}^2$;对于AS-202算例,在飞行时间为4 850 s、来流速率为5 620 m/s、马赫数为17.52的工况下,迎风面肩部端点 b 处的热流密度值已达到 $3.2 \times 10^5 \text{ W/m}^2$ 。显然,这些点是热防护设计中必须要重点关注的。

参考文献:

- [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. Integrated thermal protection and control design methodology for hypersonic vehicles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(10): 1129-1134.
- [2] GHISLAIN T, BURTSCHHELL Y, ZEITOUN D E. Numerical prediction of weakly ionized high enthalpy flow in thermochemical nonequilibrium, AIAA Paper 2004-2462 [R]. Reston, VA, USA: 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.
- [4] 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.
- WANG Baoguo, LIU Shuyan, JIANG Guoyi, et al. Numerical computation of hypersonic chemical non-equilibrium flows [J]. Physics of Gases: Theory and Applications, 2007, 2(2): 150-153.
- [5] 姜国义. 高超声速飞行器气动加热数值计算及特性分析[D]. 北京:北京理工大学宇航学院, 2006.
- [6] PARK C. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics [M]. New York, USA: Wiley, 1990: 173-189.
- [7] PARK C. Assessment of two-temperature kinetic model for ionizing air, AIAA Paper 87-1574 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 1987.
- [8] WILKE C R. A viscosity equation for gas mixtures [J]. Journal of Chemical Physics, 1950, 18(4): 517-519.
- [9] 陶文铨. 传热学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2006: 393-400.
- [10] CANDLER G V. On the computation of shock shapes in nonequilibrium hypersonic flows, AIAA Paper 89-0312[R]. Reston, VA, USA: AIAA, 1989.
- [11] MICHIKO F, REIJI T, KANAKO Y. Three dimensional calculation of hypersonic flowfield over atmospheric entry body, AIAA Paper 2008-6560 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 2008.

(编辑 葛赵青)