0254-6124/2013/33(2)-129–06 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Lü Junming, Cheng Xiaoli, Wang Qiang. Flow field prediction of an orbiter entering the Mars atmosphere. *Chin. J. Space Sci.*, 2013, **33**(2): 129-134

飞行器进入火星大气的流场预测

吕俊明 程晓丽 王 强

(中国航天空气动力技术研究院 北京 100074)

摘 要 针对火星着陆探测器进入–下降–着陆过程的高超声速进入阶段, 利用三维并行程序求解流体动力学 Navier-Stokes 方程与化学反应动力学模型, 分析火星科学实验室进入火星大气时探测器周围的流场结构、化学非平衡效应影响和气动特性变化规律. 结果表明, 对于完全气体模型, 来流的热力学性质参数选取影响激波位置和强度. 在化学非平衡效应影响下, 探测器头部激波脱体距离大幅减小, 驻点压力变化不大, 波后温度显著降低. CO_2 在激波后大量分解, 消耗相当能量. 流线结构显示, 探测器尾迹流动中存在复杂的旋涡运动等流动分离现象.

关键词 火星大气, 高超声速进入, 火星科学实验室, 化学非平衡, 分离流动

中图分类号 P 353, O 354. 3

Flow Field Prediction of an Orbiter Entering the Mars Atmosphere

LÜ Junming CHENG Xiaoli WANG Qiang

(*China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing* 100074)

Abstract Based on the hypersonic entry in the Entry-Descending-Landing procedure, the three-dimensional Navier-Stokes equations are solved by a parallel code to analyze the flow field structures, aerodynamic characteristics and their variation patterns of the Mars Science Laboratory entering the Martian atmosphere with and without the chemical reaction models. The analysis shows that parameters of the thermal dynamics and the transportation have an effect on the position and intensity of the shock wave. As a result of the chemical non-equilibrium effect, the shock layer is strongly compressed, the stagnation pressure decreases and the maximum temperature behind the shock is highly reduced where large number of CO_2 is dissociated. Results of the streamlines on symmetric plane and in space reflect the complicated three-dimensional separation flows in the wake.

Key words Martian atmosphere, Hypersonic entry, Mars Science Laboratory (MSL), Chemical non-equilibrium, Separation flow

2012-02-06 收到原稿, 2012-09-24 收到修定稿

E-mail: junminglv@gmail.com

0 引言

越来越频繁的火星探测计划以及火星采样返回、载人登陆和火星基地建设等可能的后续任务, 对准确预测探测器在火星大气环境中的气动特性提出了严格要求 [1−4]. 陌生的大气环境、技术手段的局限和基础数据的缺乏对气动特性预测带来了极大的困难.

火星大气主要由 95.7% 的 CO_2, 2.7% 的 N_2 和 1.6% 的 Ar 组成, 与地球大气显著不同, 密度也只有地球大气的 1%, 因此飞行器进入火星大气与再入地球大气的过程及遭遇的气动环境非常不同. 以往的火星探测器中, 除海盗 I 和海盗 II 在进入火星大气前先进入环绕轨道外, 其余所有探测器均采用钝体设计进行减速, 沿双曲轨道直接进入火星大气. 这种设计方案可省去燃料和推进系统, 减轻系统重量, 降低着陆器设计和发射费用. 随着探测器有效载荷逐渐增大, 探测器的质量和体积越来越大, 对于非常稀薄的火星大气, 为使探测器有充足时间进行减速, 必须采用升力式进入方式 [5−6], 以增加下降过程时间. 升力式进入面临一些问题, 最主要的就是升力式进入过程中探测器的飞行速度更高, 意味着飞行器要经受更大的热流和热负荷, 热防护系统不得不更加复杂.

火星大气成分对进入飞行器气动特性的影响以及升力式进入过程的气动特性变化规律都是需要研究的问题. 美国最新研制的火星科学实验室 (Mars Science Laboratory, MSL) 探测器依旧采用了升力式进入的设计思路 [7]. 针对 MSL 探测器, 通过三维数值模拟, 分析化学非平衡效应对探测器周围流场结构和气动特性的影响, 对于掌握火星探测进入阶段的飞行器气动特性及探测器外形设计和飞行器进入方式选择, 具有重要科学意义与工程价值.

1 物理模型与计算条件

物理模型选用美国 MSL 探测器, 如图 1(a) 所示, 具体尺寸数据参见文献 [8]. 图 1(b) 为计算生成的表面网格示意.

根据火星大气的成分特征, 可将火星大气简化为纯 CO_2, 来流参数综合参考文献 [8−9], 选定进入高度为 44 km, 进入速度约为 4.3 km·s^{-1}. 具体计算参数 $Re_{\mathrm{D}} = 5.85 \times 10^5$, $T = 140.0\,\mathrm{K}$, $Ma = 22.2$. 壁面

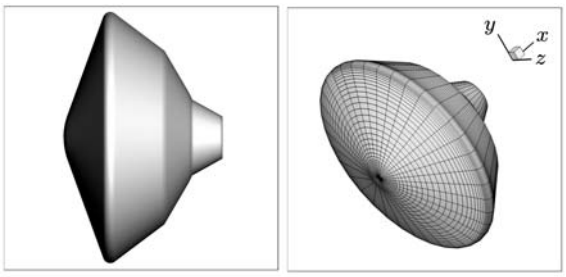


图 1 MSL 模型与计算网格

Fig. 1 Physical model and the mesh of MSL

取无滑移等温条件, 其中防热罩 $T_{\mathrm{w}} = 1500\,\mathrm{K}$, 后体 $T_{\mathrm{w}} = 500\,\mathrm{K}$. 气动特性计算中, 特征长度取前体半径 1.25 m, 参考面积为前体面积, 以头部球心为原点的质心位置坐标为 $x_{\mathrm{cg}} = 0.225\,\mathrm{m}$, $y_{\mathrm{cg}} = 0.097\,\mathrm{m}$.

数值模拟考虑完全气体和化学非平衡模型. 其中完全气体仅考虑 CO_2, 化学非平衡模型采用 5 种组份 (CO_2, CO, O_2, O, C)8 个化学反应的动力学模型. 化学反应如下 (反应常数参见文献 [10]):

$$\mathrm{CO_2 + M_1 \leftrightarrow CO + O + M_1},$$

$$\mathrm{M_1 : CO_2, O_2, CO};$$

$$\mathrm{CO_2 + M_2 \leftrightarrow CO + O + M_2},$$

$$\mathrm{M_2 : C, O};$$

$$\mathrm{CO + M_1 \leftrightarrow C + O + M_1},$$

$$\mathrm{M_1 : CO_2, O_2, CO};$$

$$\mathrm{CO + M_2 \leftrightarrow C + O + M_2},$$

$$\mathrm{M_2 : C, O};$$

$$\mathrm{O_2 + M_1 \leftrightarrow 2O + M_1},$$

$$\mathrm{M_1 : CO_2, O_2, CO};$$

$$\mathrm{O_2 + M_2 \leftrightarrow 2O + M_2},$$

$$\mathrm{M_2 : C, O};$$

$$\mathrm{CO + O \leftrightarrow O_2 + C};$$

$$\mathrm{CO_2 + O \leftrightarrow O_2 + CO}.$$

2 计算方法

火星大气十分稀薄, Reynolds 数较低, 因此流动状态仅考虑层流流动. 直角坐标系下的三维可压缩

层流 Navier-Stokes 方程可以写为

$$\frac{\partial \boldsymbol{U}}{\partial t}+\frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial y}+\frac{\partial \boldsymbol{H}}{\partial z}=\frac{\partial \boldsymbol{F}_{\mathrm{v}}}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{G}_{\mathrm{v}}}{\partial y}+\frac{\partial \boldsymbol{H}_{\mathrm{v}}}{\partial z}+\boldsymbol{S}.$$

其中, $\boldsymbol{U}$ 为守恒型独立变量; $\boldsymbol{F},\boldsymbol{G},\boldsymbol{H}$ 分别为 x,y,z 方向的对流通量; $\boldsymbol{F}_{\mathrm{v}}$, $\boldsymbol{G}_{\mathrm{v}}$, $\boldsymbol{H}_{\mathrm{v}}$ 分别为 x,y,z 方向的输运通量, $\boldsymbol{S}$ 为化学反应源项.

对流项采用 AUSMPW+ 格式 [11], 其中半点值通过使用 minmod 限制器的 MUSCL 方法得到; 粘性项采用二阶中心格式; 时间推进采用 LU-SGS 方法. 热力学参量和输运系数通过温度拟合多项式得到, 混合气体参数由 Wilke 公式计算; 化学反应源项通过有限速率化学反应模型得到.

3 计算结果

3.1 火星气体条件

火星大气的分子量、气体常数、比热比和粘性系数等热力学参数和输运参数与地球大气有很大差别, 参数选取将影响完全气体模型计算结果的准确性与合理性.

化学非平衡计算中, 来流比热比 γ 约为 1.345, 选用此数与通常的取值 1.4 进行比较, 结果如图 2 所示. 从图 2 可以看出, 曲线显示比热比减小时, 激波脱体距离减小, 波后压力基本不变, 波后温度下降. 采用化学非平衡模型, 波后压力变化不大, 激波脱体距离大幅减小, 波后温度显著降低, 由 12000 K 降至 7000 K 左右. 根据以上结果, 以下的完全气体模型计算中, 气体比热比 γ 均取 1.345.

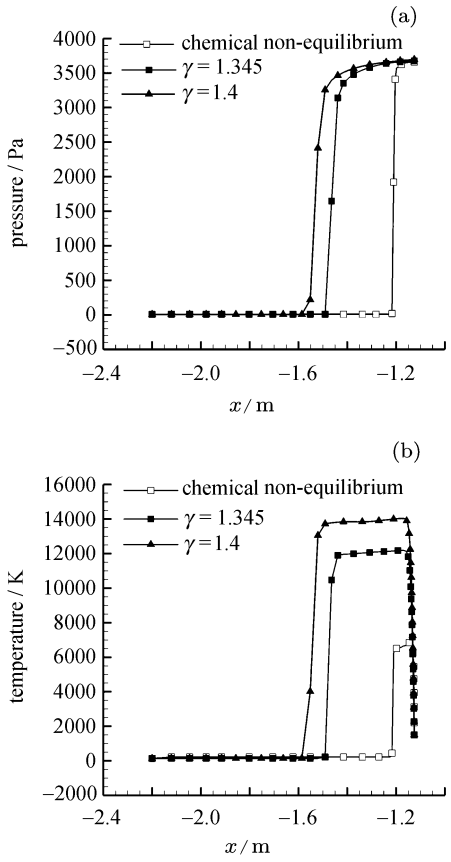


图 2 沿对称轴的压力和温度曲线

Fig. 2 Pressure and temperature along the axis

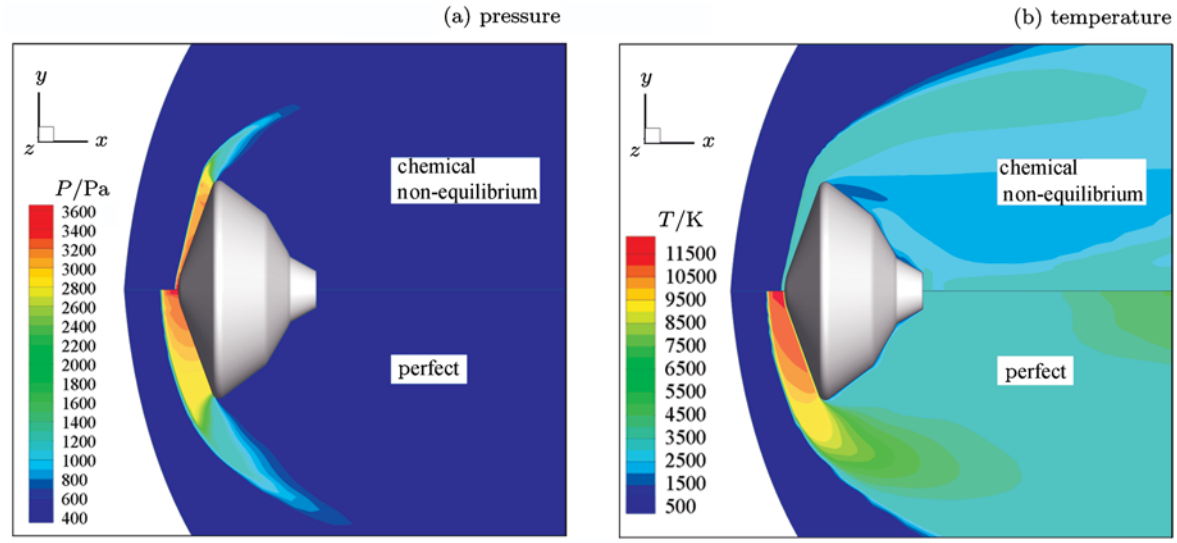


图 3 两种模型对称面压力和温度分布

Fig. 3 Pressure and temperature contours on symmetric plane with and without chemical reactions

3.2 化学非平衡效应

图 3 给出的是采用化学非平衡模型和完全气体 模型得到的对称面压力和温度分布云图对比. 在化学非平衡效应影响下, 激波形状发生明显变化, 将影响飞行器整体气动特性. 驻点温度明显降低, 波后温度分布明显不同, 在飞行器后体的尾迹流动中出现大范围的低温区, 是由强烈的化学反应所致, 将影响飞行器的气动热性能.

图 4 给出的是对称面上各组份质量分数的分布云图. 激波后流场温度升高, 导致化学反应增强, CO_2 大量分解, 浓度下降. 上肩部后方 CO_2 浓度最低. 后体附近流场温度较低, 壁面温度取值为 500 K, 因此化学反应相比不强, 气流中主要为 CO_2. CO 和 O 在激波后开始增多, CO 在肩部后尾流中浓度最大, 此处也是温度最低的区域. O_2 分布与 CO 类似. O 由于 O_2 分解的逆反应和与 CO_2 的反应, 大量被用于

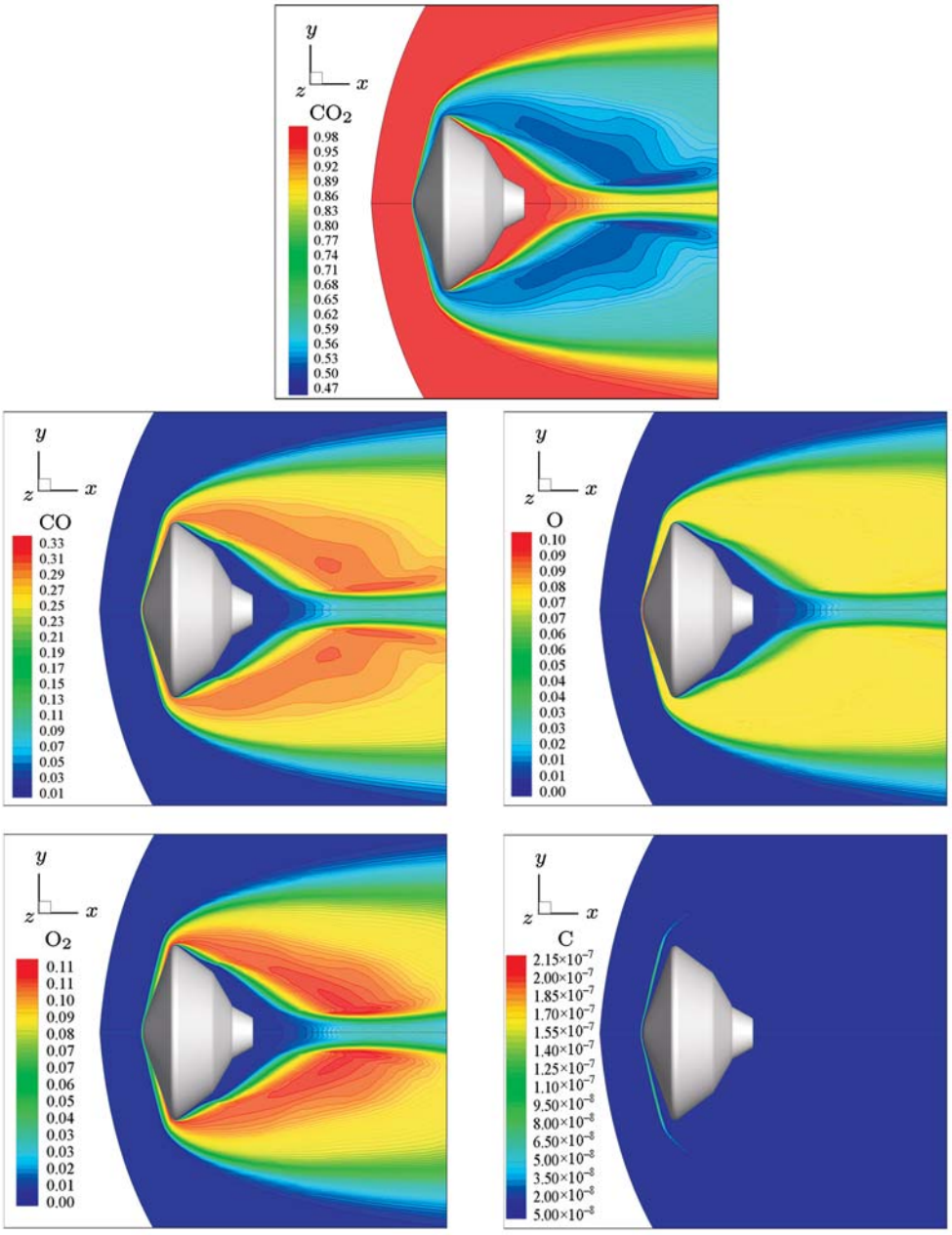


图 4 对称面上各组份质量分数

Fig. 4 Contours of species mass fraction on symmetric plane

生成 O_2, 因此浓度较 CO 低很多, 在流场尾迹中分布较为均匀. C 仅在激波附近有极其微量生成.

3.3 升力式进入流场

在马赫数为 22.2 的来流下, 使用完全气体模型计算攻角范围 $-30^\circ \sim 0^\circ$ 内的多组工况.

图 5 分别是攻角为 0° 和 -20° 时得到的物面压力系数分布云图. 图 6 是攻角为 -20° 时物面与对称面的压力和温度分布, 对称面的流线结构显示, 尾迹流动中出现旋涡和流动分离现象. 图 7 给出了马赫数 15 时的等值面和空间流线, 可更清楚地看到气流绕过拐点后在尾迹流动中经历的复杂三维旋涡运动.

4 结论

通过三维数值模拟, 对火星科学实验室以升力式设计进入火星大气的高超声速进入段流场结构和气动特性进行了模拟与分析, 得到以下结论: 火星大气来流条件选取影响激波位置和强度的准确预测; 化学非平衡效应导致探测器头部激波脱体距离明显减小, 压力变化不大, 波后温度大幅下降; CO_2 在激波后大量分解, 化学反应消耗流动中的大量能量, 导致温度降低; 空间流线显示出探测器尾迹流动中存在复杂的旋涡运动等流动分离现象.

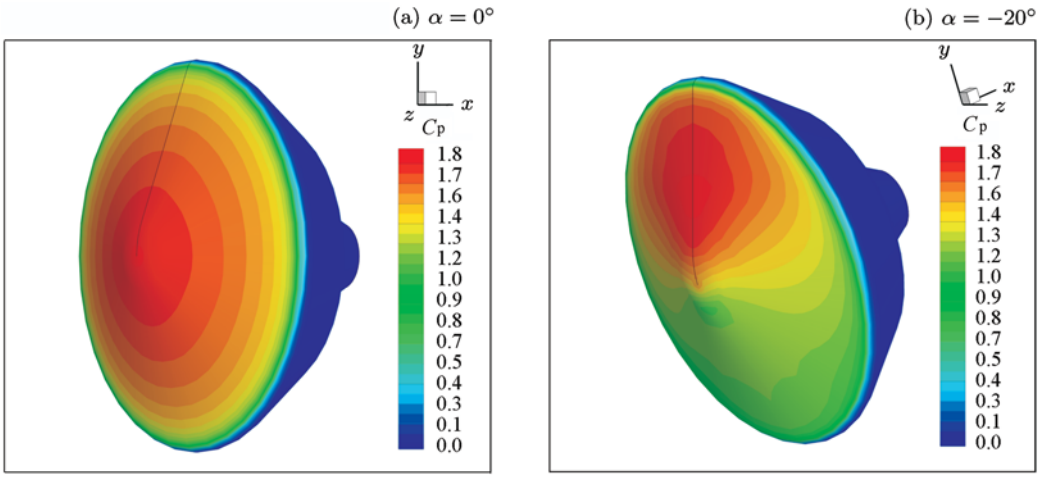


图 5 表面压力系数

Fig. 5 Pressure coefficients on surface

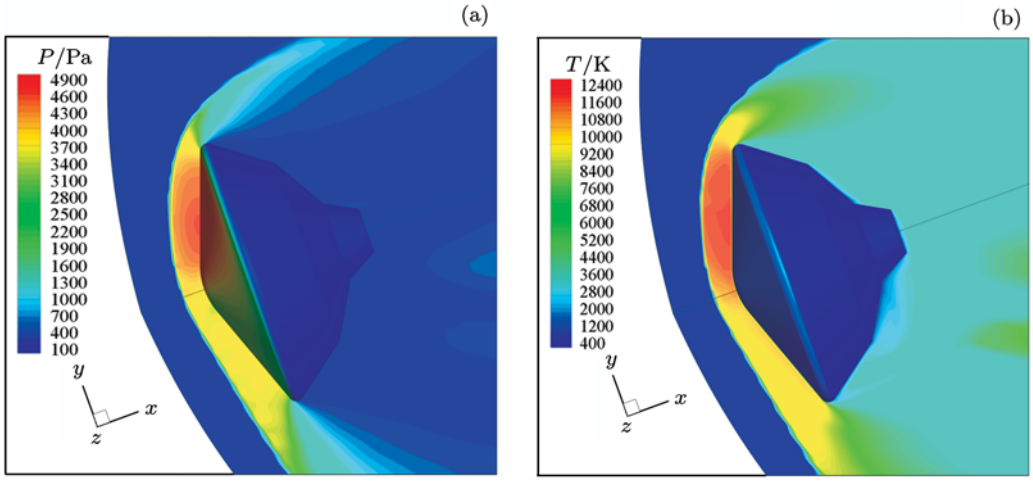


图 6 $\alpha = -20^\circ$ 时物面与对称面压力 (a) 和温度 (b) 分布

Fig. 6 Pressure (a) and temperature (b) contours on surface and symmetric plane at $\alpha = -20^\circ$

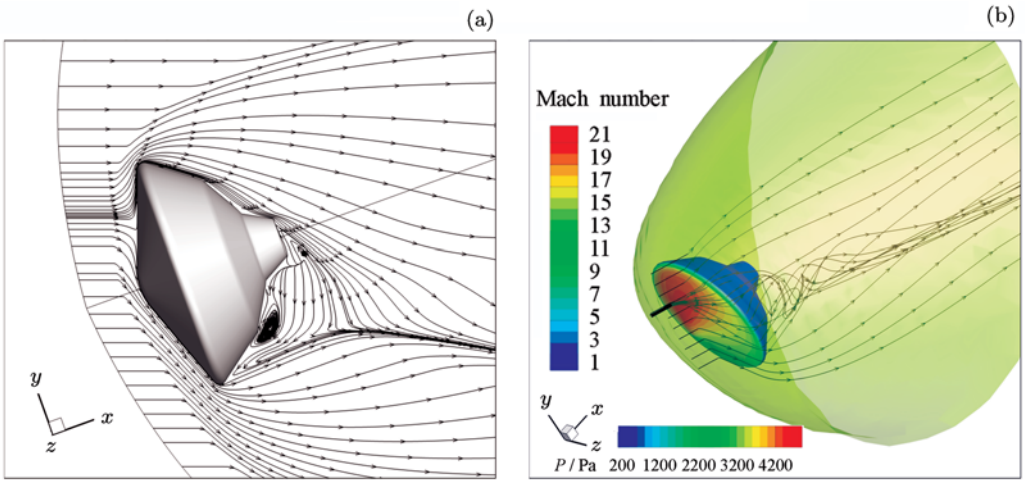


图 7 $\alpha = -20^\circ$ 时对称面流线 (a) 与空间流线 (b)

Fig. 7 Streamlines on symmetric plane (a) and in space (b) at $\alpha = -20^\circ$

参考文献

[1] Braun R D, Manning R M. Mars exploration entry, descent and landing challenges [J]. *J. Spacec. Rocket.*, 2007, **44**(2):310-323

[2] Wright M J, Tang C Y, Edquist K T, *et al.* A Review of Aerothermal Modeling for Mars Entry Missions [R]. AIAA paper, 2010. 2010-443

[3] Wu Ji, Zhu Guangwu, Zhao Hua, *et al.* Overview of scientific objectives of China-Russia Joint Mars exploration program YH-1. *Chin. J. Space Sci.*, 2009, **29**(5):449-455. In Chinese (吴季, 朱光武, 赵华, 等. 萤火一号火星探测计划的科学目标 [J]. 空间科学学报, 2009, **29**(5):449-455)

[4] Chen Changya, Hou Jianwen, Zhu Guangwu. YH-1 Mars probe's key technology and its design feature [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2009, **29**(5):456-461. In Chinese (陈昌亚, 侯建文, 朱光武. 萤火一号探测器的关键技术与设计特点 [J]. 空间科学学报, 2009, **29**(5):456-461)

[5] Druguet M C. Prediction of the flow field over an orbiter entering the Mars atmosphere [J]. *Shock Waves*, 2010, **20**:251-261

[6] Viviani A, Pezzella G. Aerodynamic Analysis of a Capsule Vehicle for a Manned Exploration Mission to Mars [R]. AIAA paper, 2009. 2009-7386

[7] Mark S, Artem D, Pieter B, *et al.* Aerodynamic challenges for the Mars Science Laboratory entry, descent and landing [R]. AIAA paper, 2009. 2009-3914

[8] Dyakonov A, Edquist K, Shoenenberger M. Influence of the Angle of Attack on the Aerothermodynamic Environment of the Mars Science Laboratory [R]. AIAA paper, 2006. 2006-3889

[9] Mitcheltree R A, Gnoffo P A. Wake flow about the Mars Pathfinder entry vehicle [J]. *J. Spacec. Rocket.*, 1995, **32**(5):771-776

[10] Park C, Howe J, Jaffe R, *et al.* Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions, II: Mars entries [J]. *J. Thermophys. Heat Trans.*, 1994, **8**(1):9-23

[11] Kim K H, Kim C, Rho O H. Methods for the accurate computations of hypersonic flows: I. AUSMPW+ scheme [J]. *J. Comput. Phys.*, 2001, **174**:38-80