PHAROS 求解火星进入热化学 非平衡流场的测试及应用



杨星链1,王京盈1,郝佳傲2,孙柯1

1.山东大学,山东 济南 250061
 2.香港理工大学,香港 999077

摘 要:进入段气动热环境的有效预测对火星探测器气动热防护设计具有重要意义。本文基于自研的有限体积计算流体力 学(CFD)求解器PHAROS,引入两温度和8组分火星大气化学反应动力学模型,成功实现了对火星进入热化学非平衡流场的 数值模拟。PHAROS预测的激波脱体距离和表面热流与HET风洞火星科学实验室(MSL)模型试验数据一致,证实了该求解 器的可靠性。计算结果表明,HYPULSE风洞试验模型高温激波层和肩部下游膨胀区内存在显著的热力学非平衡。同时,本 文还利用PHAROS对MSL的真实有迎角飞行工况开展三维模拟,该条件下MSL辐射平衡壁面高温分布在球头和下肩部,约 1300K,表面高低温差近300K;MSL前体表面具有双环式压强分布,壁面对流传热最大值出现在球头附近,为0.53MW/m²,下 肩部同样具有较高的气动加热水平。算例测试和应用研究表明,PHAROS求解器可对火星进入段气动热环境实现可靠预 测,为未来火星探测器气动加热规律研究和气动热防护设计提供技术支持。

关键词:火星探测器;进入段;高超声速;气动热环境;热化学非平衡

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.07.010

火星登陆对于人类探测月球以远空间、开发太空资源 甚至未来外星移民具有重要意义,已成为当前世界主要航 天强国积极发展的热点。2021年2月18日,美国"毅力号" 探测器在火星杰泽罗陨石坑安全着陆,美国国家航空航天 局(NASA)再次成功执行了火星进入、下降和着陆(EDL) 任务^[1]。2021年5月15日,我国"天问一号"探测器在火星 乌托邦平原南部预选着陆区着陆,标志着我国首次火星探 测任务着陆火星取得圆满成功,中国成为继美国之后第二 个成功登陆火星的国家^[2]。

探测器在 EDL 过程中以极高速度进入火星大气层 (约5km/s),经受着剧烈气动加热的严酷考验^[3],此时有效 的热防护系统成为决定任务成败的关键。然而,EDL进入 段流场复杂的高温热化学非平衡效应显著影响气动热环 境的准确预测,给火星探测器的热防护设计带来很大的困 难。因此,开展火星进入高温热化学非平衡流动模型和算法研究、计算流体力学(CFD)求解器的开发以及气动热环境精准预测分析,具有重要的科学意义和工程价值^[4-5]。

在NASA 近60年系列火星探测计划的推动下,美国 的火星进入段流场CFD研究一直在稳步推进。G. Candler 等^[6]较早实现了相对完整的火星大气高超声速热化学非 平衡流场数值求解。C. Park等^[7]给出了进入条件下高温 火星大气的16组分35反应化学动力学模型,为之后火星 进入段流场热化学非平衡效应的模拟奠定了重要的模型 基础^[8]。国内吕俊明等^[9]采用三维Navier-Stokes方程求解 程序结合5组分8反应模型研究了MSL流场中化学非平 衡效应的影响,并利用5组分5反应模型分析了火星大气 参数对MSL气动特性的影响^[10]。杨肖峰等^[11]基于自主研 发的FL-CAPTER软件平台,采用有效比热比方法模拟分

收稿日期: 2022-02-15;退修日期: 2022-04-15;录用日期: 2022-05-28

基金项目:国家自然科学基金(12002193);山东省自然科学基金(ZR2019QA018)

引用格式: Yang Xinglian, Wang Jingying, Hao Jia'ao, et al. Test and application of PHAROS solver for simulating thermo-chemical nonequilibrium flow of mars entry [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33 (07): 86-94. 杨星链, 王京盈, 郝佳傲,等. PHAROS 求解火星进入热化学非平衡流场的测试及应用[J]. 航空科学技术, 2022, 33 (07): 86-94.

析了 MSL 升力-弹道式进入火星大气层的气动特性;而后,杨肖峰等又以5组分6反应模型研究了"探路者号"激波层流场的非平衡特性^[12],以及壁面催化条件对气动加热预测的影响^[13]。刘庆宗等^[14]利用自研的 CFD 软件平台 AEROPH_Flow 结合两温度和8组分12反应模型对球锥大钝头外形的火星进入段流场进行了求解,分析了表面材料催化特性对气动加热规律的影响。综上所述,国内针对火星进入热化学非平衡流场的 CFD 模型、方法及软件研究起步较晚,既往诸多研究未考虑热力学非平衡效应,亦或未采用更新的化学反应动力学数据。

本文基于自研的高超声速气动热力学及热辐射优化并 行求解器PHAROS^[15-17],采用Park两温度模型考虑热力学 非平衡^[7],使用Jaffe等修正的反应速率系数^[18]更新了原始 的Park火星大气组分化学反应动力学数据,能更加准确地 考虑N₂离解与CO离解和置换反应,同时配合流场高精度 算法,实现对火星进入热化学非平衡流场的求解。本文首 先通过MSL风洞试验算例对PHAROS模拟能力进行可靠 性测试,而后利用PHAROS对MSL真实飞行工况开展三维 应用模拟研究。

1 控制方程与数值方法

1.1 控制方程

CFD求解器PHAROS仍然基于连续流假设进行研发。 本文暂不考虑湍流和热辐射效应,采用两温度模型描述火 星进入流场的热力学非平衡状态:分子转动模态完全激发 且与重粒子平动模态平衡,对应于一个平动-转动温度*T*_u, 分子振动能以及电子平动能对应于一个振动-电子温 度*T*_{ve}。

流场中各组分密度、动量、能量以及振动-电子能量方 程^[19]在笛卡儿坐标系{*x*, *y*, *z*}下的守恒型形式如下

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial (F - F_v)}{\partial x} + \frac{\partial (G - G_v)}{\partial y} + \frac{\partial (H - H_v)}{\partial z} = \Omega \quad (1)$$

守恒变量 U和源项 Q分别为

$$\boldsymbol{U} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\rho}_i \\ \boldsymbol{\rho} u \\ \boldsymbol{\rho} v \\ \boldsymbol{\rho} w \\ \boldsymbol{\rho} e \\ \boldsymbol{\rho} e_{ve} \end{pmatrix}, \boldsymbol{\Omega} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\omega}_i \\ \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{\omega}_{ve} \end{pmatrix}$$

式中: ρ_i 为组分*i*的密度; e和 e_{ve} 分别为混合物的总比能和比振动-电子能; ω_i 为化学反应源项; ω_{ve} 为振动-电子能量方

程源项。x方向对流通量和黏性通量具体表达式为

$$F = \begin{pmatrix} \rho_{i}u \\ \rho u^{2} + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho e + p)u \\ \rho e_{ve}u \end{pmatrix}$$

$$F_{v} = \begin{pmatrix} -J_{x,i} \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - (q_{ir,x} + q_{ve,x}) - \sum_{s=1}^{ns} J_{x,s}h_{s} \\ -q_{ve,x} - \sum_{s=\text{ mol.}} J_{x,s}e_{ve,s} \end{pmatrix}$$

1.2 热化学非平衡模型

重粒子平动能和转动能以及电子平动能由能均分定理 直接给出。谐振子假设下组分s比振动能有

$$e_{v,s} = R_s \sum_{r} g_{r,s} \frac{\theta_{v,r,s}}{\exp\left(\theta_{v,r,s}/T_{ve}\right) - 1}, s = \text{mol.}$$
(2)

式中:*R*_s表示组分*s*的气体常数;*g*_{r,s}和*θ*_{x,r,s}为组分*s*振动模态*r*的简并度和振动特征温度。火星大气组分中,CO₂为线性三原子分子,具有弯曲、对称及反对称三个振动模态^[20],其余分子组分均为单一振动模态,本文研究中振动能级数据取自参考文献[6]。

本文选用 Micheltree 和 Gnoffo 的 8 组分(C、O、N、O₂、 N₂、NO、CO、CO₂)14 反应模型^[20]计算控制方程的化学反应 源项。该模型同样源自 Park 等的 16 组分 35 反应化学动力 学模型^[7],同时引入了 Jaffe 等对 N₂和 CO 离解反应速率系 数的修正^[18],并已被 D. Bose 等^[21]证实可实现对火星进入段 气动热环境的准确预测。同时,PHAROS采用平动-转动温 度 *T*_{tr}与振动-电子温度 *T*_{ve}的加权平均作为化学反应的控制 温度,以及化学反应与热力学非平衡过程的耦合效应。

控制方程中的振动-电子能方程源项 ω_{ve}可进一步分 解为

 $\omega_{ve} = \omega_{t-v} + \omega_{chem-v}$ (3) 其中,平动-振动能量输运项 ω_{v} 采用Landau-Teller形式^[22] 计算

$$\omega_{t-v} = \sum_{s=\text{mol.}} \rho_s \frac{e_{v,s}(T_{tr}) - e_{v,s}(T_{ve})}{\tau_{v,s}}$$
(4)

式(4)中平动-振动松弛时间 τ_{vs} 由 Millikan-White 关系 式^[23]计算。M. Camac^[24]指出 CO₂组分的三个模态间松弛时 间较短,可采用统一的平动-振动松弛时间计算式

$$\tau_{v,CO_2}^{MW} = \frac{101325}{p} \cdot \exp\left[36.5T_{tr}^{-1/3} - 17.71\right]$$
(5)

源项(3)中的 $\omega_{\text{chem},v}$ 表示化学反应对振动能的影响,表达式如下

$$\omega_{\rm chem,v} = \sum_{s = \rm mol.} \omega_s e_{v,s} \tag{6}$$

1.3 数值方法

采用有限体积法求解1.1节中控制方程组。对流通量 采用修正的Steger-Warming格式^[25]计算,利用MUSCL插 值^[26]提升至二阶精度。黏性通量离散格式采用二阶中心差 分。时间推进使用线松弛迭代^[27]。

2 PHAROS测试及应用

2.1 HET风洞MSL模型试验

选取伊利诺伊大学的 HET 风洞零迎角 MSL 模型试 验^[28]作为 PHAROS 的验证测试算例。模型几何示意如图 1 所示, $R_n = 12.7$ mm, $R_s = 1.27$ mm, $R_b = 25.4$ mm, 前体倾角 $a = 70^\circ$, 后体倾角 $a_f = 40^\circ$ 。风洞试验来流条件 $u_a = 305$ 8m/s (Ma = 5.5), $\rho_a = 1.44 \times 10^{-2}$ kg/m³, $T_a = 1172$ K, 来流为纯 CO₂ 气体,壁面温度取 $T_w = 300$ K, 分别考虑完全非催化和超催化 壁面条件。计算网格量 100×120, 为获得准确的气动热数 据保证壁面附近第一层网格雷诺数 Re_{cell} 小于 5^[29], 壁面附 近第一层网格法向间距统一设置为 5×10⁻⁷m($Re_{cell} = 0.59$), 网格划分如图 2 所示。







Fig.2 Computational grids for MSL testing model

图3首先对比了PHAROS给出的MSL模型激波脱体距 离和风洞试验数据,二者十分一致。图4进一步对比了 PHAROS计算与风洞测量的模型表面热流,同时也比较了M. Sharma等^[28]的CFD数据,本文还分别考虑了完全非催化和超 催化两种壁面条件。注意图4中在同一个位置有两个风洞试 验数据,这是由于M. Sharma等在试验中进行了重复测量^[28]。 由图4可见,PHAROS热流预测值与风洞数据仍然一致,与 Sharma等的数值结果相近。超催化较完全非催化壁面条件的 热流值更高,这是超催化条件下离解组分在壁面处再次复合 放热所致。本节算例测试表明PHAROS预测能力准确可信。

2.2 HYPULSE风洞试验模型

利用 PHAROS 对 B. R. Hollis 和 J. N. Perkins^[30]在 NASA



Fig.3 Pressure distribution around MSL model



HYPULSE膨胀风洞开展的70°球锥火星进入器模型开展轴 对称流场模拟研究。试验为纯CO₂来流, u_{∞} =4772m/s (Ma =8.9), ρ_{∞} =5.79×10⁻³kg/m³, T_{∞} =1088K,壁面温度取 T_{w} =300K,采用完全非催化壁面条件。模型几何尺寸见参 考文献[30],计算总网格量约4.8万,为保证热流预测精度 壁面第一层网格法向间距1×10⁻⁷m(Re_{cell} =0.08),如图5 所示。



图6展示了该火星进入器模型流场的压强分布和流线 结果,而图7给出了马赫数分布,可见模型头部附近激波层 很薄,后体台阶处则出现了大尺度分离,且分离旋涡诱导出 尾迹区内的二次压缩激波。图8和图9分别展示了流场的 平动-转动温度*T*_u和振动-电子温度*T*_{ve}分布,*T*_u总体高于 *T*_{ve},激波后*T*_u高达13000K,高温导致了显著的热化学非平 衡效应。特别地,PHAROS结果表明模型肩部诱导的膨胀 区内*T*_u和*T*_{ve}也存在明显差异,反映了此区域经历着相当水 平的热力学非平衡过程。

图10和图11分别给出了CO2和CO质量分数分布。高





Fig.7 Mach number distribution around HYPULSE model



温激波层内CO₂大量离解为CO,而低浓度CO₂分布一直延续 至下游尾迹区。值得注意的是,分离区内部CO浓度有所降 低,这是由于此区域温度相对较低,部分CO重新复合为CO₂ 所致。图12进一步给出了驻点线温度分布,清晰展示了激波 层内存在较大尺度的热力学非平衡区域,此时能量在平动-转 动模态和振动-电子模态间发生交换。图13展示了模型表面 热流,PHAROS数值预测结果与风洞试验数据具有很好的一



Fig.9 Vibrational-electron-electronic temperature distribution around HYPULSE model









致性,其中模型驻点热流 $q_{w,stag}$ 量级接近10MW/m²。

2.3 MSL 典型飞行工况三维流场模拟

本节使用 PHAROS 对 MSL 探测器真实飞行工况点的 热化学非平衡流场进行三维模拟,飞行工况数据取自参考 文献[31],仅考虑 MSL 前体部分,几何构型仍如图 1 所示, 但实际尺寸为 R_b =2.25m。飞行参数为 u_a =5660m/s(Ma =





Fig.12 Temperature variation along the stagnation line of HYPULSE model



27.54), ρ_{∞} =2.7×10⁻⁴kg/m³, T_{∞} =157K,迎角 α =15.7°。火星大 气组分取质量分数为97%的CO₂和3%的N₂。壁面初始温 度设置为 T_w =300K,采用完全催化壁面条件,设置为辐射平 衡壁,壁面发射率取 ε =0.8。总网格量约95万,为保证热流 预测精度壁面第一层网格法向间距2×10⁻⁵m(Re_{cell} =3.8),网 格划分及分块如图14所示。

图15和图16分别给出了MSL流场的压强和马赫数分布,可见激波层十分薄,在有迎角飞行状态下,驻点位于 MSL前体下半表面。与纯球头型前体的表面压强围绕驻 点形成单环式分布不同¹⁷⁷,MSL球锥形前体在有迎角飞行 时上半表面亦会出现一个低压环状分布,与下半表面围绕 驻点的高压环状分布对应,形成双环式压强分布。

图 17 和图 18 分别展示了 MSL 流场 T_u和 T_{ve}分布。激波后 T_u可突破 8500K, T_u与 T_{ve}分布差异明显, 意味着显著的热力学 非平衡效应; 辐射平衡壁面导致的 MSL 前体表面高温分别出





Fig.15 Pressure distribution of MSL

现在球头和下肩部,约1300K,同时表面的高低温差近300K。 图 19 给出了流场的 CO₂质量分数分布,可见 CO₂在高温激波 层内大量分解。图 20 展示了 MSL 前体表面对流热流分布,峰 值位于球锥钝头中心附近,为0.53MW/m²;在有迎角飞行状态 下,MSL 下肩部同样具有较高的气动加热水平。

3 结论

本文基于自研的有限体积CFD求解器PHAROS,引入 两温度和8组分火星大气化学反应动力学模型,成功实现



图 16 MSL 与脉致分节 Fig.16 Mach number distribution of MSL



Fig.17 Translational-rotational temperature distribution of MSL

了对火星进入高温热化学非平衡流场的数值模拟,并利用 风洞试验和MSL典型飞行工况算例对PHAROS进行了可 靠性测试和应用研究,研究表明,PHAROS有望为火星进入 热化学非平衡流场求解和气动热环境预测研究提供一定的 工具支持。本文研究结论如下:

(1) PHAROS 预测的激波脱体距离和表面热流与HET 风洞 MSL 模型试验数据一致, 证实了 PHAROS 求解器的可 靠性。同时, 超催化壁面比完全非催化壁面的热流值更高。



图18 MSL振动-电子温度分布

Fig.18 Vibrational-electron-electronic temperature distribution of MSL





(2) HYPULSE 风洞试验模型高温激波层和肩部下游 膨胀区内存在显著的热力学非平衡, HYPULSE 风洞模型前 体表面气动加热水平均在 5MW/m²以上, 驻点热流高达 10MW/m²。

(3)三维MSL有迎角飞行工况计算表明,MSL辐射平衡壁面高温分布在球头和下肩部,约1300K,表面高低温差近300K;MSL前体表面具有双环式压强分布,壁面热流峰值出现在球头附近,为0.53MW/m²,下肩部同样具有较高的气动加热水平。



Fig.20 Wall heat flux of MSL forebody

参考文献

- Witze A. Touch down! NASA's Mars landing sparks new era of exploration[J]. Nature, 2021, 590(7847): 535-537.
- [2] Mallapaty S. China has landed its first rover on Mars-here's what happens next[J]. Nature, 2021, 593(7859): 323-324.
- [3] 邹学锋,潘凯,燕群,等.多场耦合环境下高超声速飞行器结构动强度问题综述[J]. 航空科学技术, 2020, 31(12): 13.
 Zou Xuefeng, Pan Kai, Yan Qun, et al. Overview of dynamic strength of hypersonic vehicle structure in multi-field coupling environment[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31 (12): 13. (in Chinese)
- [4] 喻成璋,刘卫华.高超声速飞行器气动热预测技术研究进展
 [J].航空科学技术, 2021, 32(2):14-21.
 Yu Chengzhang, Liu Weihua. Research Status of Aeroheating Prediction Technology For Hypersionic Aircraft[J]. Aeronauti-

cal Science & Technology, 2021, 32(2):14-21. (in Chinese)

- [5] 高亮杰, 钱战森, 王璐, 等. 宽速域高超声速气动热风洞理论与技术挑战[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 69-76.
 Gao Liangjie, Qian Zhansen, Wang Lu, et al. Theroretical and technical challenges of wide speed range hypersonic aerothermal wind tunnel[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 69-76. (in Chinese)
- [6] Candler G. Computation of thermo-chemical nonequilibrium Martian atmospheric entry flows[R]. AIAA 1990-1695, 1990.
- [7] Park C, Howe J T, Jaffe R L, et al. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions. II-Mars entries[J]. Journal

of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 8(1): 9-23.

- [8] Brune A J, West IV T K, Hosder S. Uncertainty quantification of planetary entry technologies[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 111: 100574.
- [9] 吕俊明,程晓丽,王强.飞行器进入火星大气的流场预测[J]. 空间科学学报, 2013, 33(2): 129-134.
 Lyu Junming, Cheng Xiaoli, Wang Qiang. Flow field prediction of an orbiter entering the Mars atmosphere[J].
 Chinese Journal of Space Science, 2013, 33(2): 129-134. (in Chinese)
- [10] 吕俊明, 苗文博, 程晓丽, 等. 火星大气模型参数对 MSL 气动 特性的影响[J]. 空间科学学报, 2014, 34(4): 377-383.
 Lyu Junming, Miao Wenbo, Cheng Xiaoli, et al. Impact of martian atmosphere model parameters on aerodynamic characteristics of mars science laboratory[J]. Chinese Journal of Space Science, 2014, 34(4): 377-383. (in Chinese)
- [11] 杨肖峰, 唐伟, 桂业伟. MSL 火星探测器高超声速流场预测 及气动性分析[J]. 宇航学报, 2015, 36(4): 383-389.
 Yang Xiaofeng, Tang Wei, Gui Yewei. Hypersonic flow field prediction and aerodynamics analysis for MSL entry capsule
 [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(4): 383-389. (in Chinese)
- [12] 杨肖峰, 唐伟, 张昊元, 等. 火星进入器高超声速化学非平衡 特性数值计算研究[J]. 载人航天, 2016, 22(6): 694-699.
 Yang Xiaofeng, Tang Wei, Zhang Haoyuan, et al. Numerical calculation of hypersonic chemical non-equilibrium characteristics for Mars entry capsule[J]. Manned Spaceflight, 2016, 22 (6): 694-699. (in Chinese)
- [13] 杨肖峰, 国义军, 唐伟, 等. 进入火星大气的高温真实气体效应与气动加热研究[J]. 宇航学报, 2018, 39(9): 960-968.
 Yang Xiaofeng, Guo Yijun, Tang Wei, et al. High-temperature real-gas effects and aerodynamic heating for capsules entering Martian atmosphere[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(9): 960-968. (in Chinese)
- [14] 刘庆宗, 董维中, 丁明松, 等. 火星探测器表面材料催化特性数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2018, 39(8): 926-934.
 Liu Qingzong, Dong Weizhong, Ding Mingsong, et al. Numerical study on surface catalytic characteristics for Mars entry capsule[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(8): 926-934. (in Chinese)
- [15] Hao J, Wang J, Lee C. Development of a Navier-Stokes code

for hypersonic nonequilibrium simulations[C]//21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, 2017: 2164.

- [16] Wang J, Hao J, Du G. Numerical analysis of the aerodynamic heating in hypersonic thermo-chemical nonequilibrium flows [C]//21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, 2017: 2222.
- [17] Wang J, Han F, Lei L, et al. Ilibrium flow around reentry vehicle coupled with thermal radiation[J]. Fluid Dynamics & Materials Processing, 2020, 16(3), 601-613.
- [18] Jaffe R L, Schwenke D W, Chaban G M, et al. On the development of a new nonequilibrium chemistry model for Mars entry[C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017: 1372.
- [19] Doraiswamy S. Computational study of nonequilibrium chemistry in high temperature flows[D]. Minneapolis: University of Minnesota, 2010.
- [20] Mitcheltree R A, Gnoffo P A. Wake flow about a MESUR Mars entry vehicle[R]. AIAA-1994-1958, 1994.
- [21] Bose D, Wright M J, Palmer G E. Uncertainty analysis of laminar aeroheating predictions for mars entries[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2006, 20(4): 652-662.
- [22] Vincenti W G, Kruger C H. Introduction to physical gas dynamics[M]. Malabar: Krieger Publishing Company, 1965.
- [23] Millikan R C, White D R. Systematics of vibrational relaxation[J]. The Journal of Chemical Physics, 1963, 39(12): 3209-3213.
- [24] Camac M. CO₂ relaxation processes in shock waves, Fundamental phenomena in hypersonic flow[M]. New York: Cornell University Press, 1966.
- [25] MacCormack R W. Numerical computation of compressible and viscous flow[M]. Reston: AIAA, Inc., 2014.
- [26] Van Leer B. Towards the ultimate conservative difference scheme[J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32(1): 101-136.
- [27] Wright M J, Candler G V, Bose D. Data-parallel line relaxation method for the Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1998, 36(9): 1603-1609.
- [28] Sharma M, Swantek A B, Flaherty W, et al. Experimental and numerical investigations of hypervelocity carbon dioxide flow over blunt bodies[J]. Journal of Thermophysics and Heat

Transfer, 2010, 24(4): 673-683.

- [29] Papadopoulos P, Venkatapathy E, Prabhu D, et al. Current grid-generation strategies and future requirements in hypersonic vehicle design, analysis and testing[J]. Applied Mathematical Modelling, 1999, 23(9): 705-735.
- [30] Hollis B R, Perkins J N. High-enthalpy aerothermodynamics of

a Mars entry vehicle(part 1): Experimental results[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1997, 34(4): 449-456.

[31] Edquist K T, Hollis B R, Johnston C O, et al. Mars science laboratory heat shield aerothermodynamics: Design and reconstruction[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51 (4): 1106-1124.

Test and Application of PHAROS Solver for Simulating Thermo-Chemical Nonequilibrium Flow of Mars Entry

Yang Xinglian¹, Wang Jingying¹, Hao Jia'ao², Sun Ke¹

1. Shandong University, Jinan 250061, China

2. Hong Kong Polytechnic University, Hong Kong 999077, China

Abstract: The effective prediction of aerothermal environment at entry is of important significance to the thermal protection system design of Mars rover. This study successfully simulates the Mars entry thermo-chemical nonequilibrium flows using the in-house finite volume CFD solver Parallel Hypersonic Aerothermodynamics and Radiation Optimized Solver(PHAROS) combined with two-temperature and 8-species chemical reaction kinetic models. Both the detached distance of shock wave and wall heat flux of the Mars Science Laboratory (MSL) model calculated by PHAROS are very consistent with those measured in the HET wind tunnel tests, which verifies the PHAROS's fidelity. The results show the visible thermodynamic nonequilibrium phenomena exists in the shock layer and the separation region downstream the shoulder of the test model in the HYPULSE wind tunnel. The present study also employs PHAROS to solve the three-dimensional flow field of a MSL real flight case with an angle of attack of 15.7°, under the entry condition of which, the high radiation-adiabatic wall temperatures of about 1500K distribute around the MSL nose and lower shoulder respectively, and the maximum wall temperature variance reaches nearly 300K; a double-ring pressure distribution pattern appears on the MSL forebody surface; the heat flux peak occurs near the MSL forebody center up to 0.53MW/m², while there is also a high level of aerodynamic heating at the vehicle lower shoulder. The present test and application cases suggest that the PHAROS solver is reliable to predict the aerothermal environment for Mars entry, which can contribute to the study of aerodynamic heating and design of thermal protection system for the future Mars probe.

Key Words: mars rover; entry; hypersonic; aerothermal environment; thermo-chemical nonequilibrium

Received: 2022-02-15; Revised: 2022-04-15; Accepted: 2022-05-28 Foundation item: National Natural Science Foundation of China (12002193); Shandong Provincial Natural Science Foundation of China (ZR2019QA018)