天问一号火星探测器气动热防护系统设计与实现

杨昌昊¹, 祁玉峰¹, 饶炜¹, 孙泽洲^{1*}, 罗晓光², 欧东斌², 吴国庭¹

1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

2. 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074

* E-mail: 15210250769@163.com

收稿日期: 2021-10-15; 接受日期: 2021-12-28; 网络版发表日期: 2022-01-20

行星探测重大工程资助项目

摘要 本文采用基于热解层模型的烧蚀热响应计算方法, 对轻质耐热材料的烧蚀机理进行分析, 预测了耐热材料在火星气动热环境下的烧蚀、热解及传热特性。开展地面风洞试验设计, 获取了多状态下的耐热材料烧蚀数据。通过与地面试验数据的比对分析, 对烧蚀传热计算模型中的不确定性参数进行了修正, 最终确定了气动热防护系统的设计状态。飞行任务表明, 天问一号火星探测器气动热防护系统设计正确、裕度合理, 有力地保障了我国首次火星探测任务的圆满成功。

关键词 火星, 探测器, 热防护系统, 设计, 实现

1 引言

航天科技是一个国家综合国力的重要标志, 以火星为代表的深空探测是世界航天发展的前沿。从20世纪60年代初苏联发射Mar-1探测器飞跃火星开始, 人类便开启了火星探测的征程^[1]。迄今为止, 带有进入舱执行着陆任务的火星探测器共计21个, 其中有11个成功着陆(见表1, 虽然Mar-3成功着陆火星, 但二十几秒后便与地球失去了联系, 所以其着陆只具有象征意义)。由于不确定度高、技术难度大、成功率低, 火星探测器在进入火星大气层后的进入、下降与着陆(entry, descent, and landing, EDL)过程通常称为“恐怖七分钟”^[2]。

天问一号进入舱采用“弹道-升力式”进入策略, 其EDL过程主要包括气动减速、伞系减速、动力下降以

及着陆缓冲几个重要环节(图1)。进入舱与环绕器分离后, 在过渡段进行姿态调整并到达进入点, 随后借助火星大气实现气动减速, 进入舱的速度可由4.8 km/s降至0.46 km/s, 是减速效率最高的阶段(减速比 $\geq 90\%$)。

在气动减速阶段, 进入舱与火星大气的剧烈摩擦使得舱体表面温度急剧升高, 因此需要高效的热防护系统对其进行可靠的保护。可以说, 良好的气动热防护系统是探测器安全着陆的关键, 直接关系到火星探测任务的成败, 也是探测器实现减重的关键所在^[3]。

本文首先针对天问一号火星探测器的气动热防护任务展开论述, 包括气动热环境条件的特点、任务难点的分析以及相应的研究思路等。随后, 着重阐述了气动热防护系统的设计过程, 包括烧蚀传热机理分析与计算方法的研究、地面风洞试验的设计, 以及最终热防护系统方案的制定与验证等。

引用格式: 杨昌昊, 祁玉峰, 饶炜, 等. 天问一号火星探测器气动热防护系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2022, 52: 253–263

Yang C H, Qi Y F, Rao W, et al. Design and implementation of the aerodynamic thermal protection system for the Tianwen-1 Mars probe (in Chinese). Sci Sin Tech, 2022, 52: 253–263, doi: 10.1360/SST-2021-0470

表 1 成功着陆火星的探测器

Table 1 Probes that successfully landed on Mars

国家	探测器名称	发射时间	着陆时间
苏联	Mar-3	1971-05-19	1971-12-03
美国	Viking-1	1975-08-20	1976-07-20
美国	Viking-2	1975-09-09	1976-09-03
美国	Mars Pathfinder	1996-12-04	1997-07-04
美国	MER Spirit	2003-06-10	2004-01-03
美国	MER Opportunity	2003-07-07	2004-01-24
美国	Phoenix	2007-08-04	2008-05-25
美国	MSL	2011-11-26	2012-08-06
美国	InSight	2018-05-05	2018-11-26
中国	天问一号	2020-07-23	2021-05-15
美国	Perseverance	2020-07-30	2021-02-18

2 热防护系统与气动环境特点

综合考虑轻量化设计要求和火星任务环境特点, 进入舱的热防护系统在大底部位主要采用蜂窝增强低

密度隔热材料, 背罩部位选用新型轻量化隔热涂层材料, 各处的局部加强结构采用连续纤维增强中密度烧蚀隔热材料(见图2).

进入舱由环火轨道进入以CO₂为主要成分的火星大气层并产生高超声速流动. 随着大气密度不断增加, 进入舱历经自由分子流、过渡流、滑移流、连续介质流等不同状态. 由于初始速度相对较低, 辐射加热影响可以忽略不计, 因此整个气动加热过程以对流换热为主. 此外, 在40 km以下需要考虑流动转换及湍流加热效应, 在20 km以下还需要考虑攻角配平策略带来的影响.

依据对火星气动热环境辨识的结果, 进入舱在标称弹道下的零攻角驻点焓和驻点压力变化分别如图3和4所示. 可见, 进入舱在进入过程沿弹道零攻角驻点总焓是逐渐减小的趋势, 最大焓值约为11.6 MJ/kg; 进入舱驻点压力在进入后 $t=148$ s时刻达到最大, 此时高度约为31 km, 最大驻点压力约为8.2 kPa.

由于真实进入飞行时, 进入速度、进入角、进入质量、大气密度等均与标称参数存在一定的偏差, 以

图 1 (网络版彩图)天问一号火星探测器EDL任务过程
Figure 1 (Color online) EDL mission of the Tianwen-1 Mars probe.

图 2 (网络版彩图)防热材料布局(单位: mm)

Figure 2 (Color online) Layout scheme of ablative materials (unit: mm).

图 3 (网络版彩图)驻点总焓随时间变化

Figure 3 (Color online) Change of total stagnation enthalpy with time.

及外形简化、计算或试验误差、烧蚀与燃料消耗等客观因素不可避免, 所以气动热环境条件还必须考虑参数摄动的影响。

考虑了数据偏差影响后, 图5给出了摄动弹道下进入舱表面特征母线上各特征点峰值热流密度沿轴向的分布曲线, 图6给出了摄动弹道下进入舱表面特征母线上最大总加热量沿轴向的分布曲线。可见, 最大热流密度和总加热量出现在大底背风线 $X=0.544$ m处, 最大热流密度约为 678.6 kW/m^2 , 最大总加热量约为 44.6 MJ/m^2 。

图7和8分别给出了摄动弹道下进入舱大底 $X=0$ m

图 4 (网络版彩图)驻点压力随时间变化

Figure 4 (Color online) Change of stagnation pressure with time.

图 5 (网络版彩图)峰值热流密度沿轴向变化

Figure 5 (Color online) Change of peak heat flux along the axis.

和 0.544 m特征点处的热流密度和加热量沿弹道的变化。由于湍流影响效果不同, 大底上各特征点在弹道上出现最大热流密度的位置有所差异, 基本出现在 $t=150$ s前后, 对应的高度在 $H=31.8\sim 33$ km之间; 背风肩部最大热流密度为 678.6 kW/m^2 , 迎风肩部最大热流密度为 580.5 kW/m^2 , 大底中心最大热流密度为 528.7 kW/m^2 ; 背风肩部总加热量为 44.58 MJ/m^2 , 迎风肩部最大热流密度为 41.44 MJ/m^2 , 大底中心最大热流密度为 40 MJ/m^2 。

可以看出, 在火星EDL的气动减速阶段, 探测器的

图6 (网络版彩图)总加热量沿轴向变化
Figure 6 (Color online) Change of total heat along the axis.

图8 (网络版彩图)大底特征点总加热量沿弹道变化
Figure 8 (Color online) Change of total heat of characteristic points on heat shield with time.

图7 (网络版彩图)大底特征点热流密度沿弹道变化
Figure 7 (Color online) Change of heat flux of characteristic points on heat shield with time.

热环境呈现中低焓、低压和低热流等特征. 因此, 与地球再入热防护系统相比, 可以采用密度更低、厚度更薄的轻量化防热设计, 以实现更高的防热效率, 但需要充分考虑到全新的火星大气介质特性所可能导致的影响.

火星大气与地球大气存在很大的差异, 主要成分为 CO_2 , 在各流区的飞行过程中, 气体分子会发生涉及振动、离解、电离和复合等物理化学反应的真实气体效应. 进入舱面临以 CO_2 离解混合物为主的气动热环境、非空气介质激波层流动与防热材料相互作用, 以

及由此形成的气固界面高温热化学效应及其耦合效应等一系列复杂现象. 以往地球再入的防热研究成果不能够直接推广至火星进入环境, 需要有针对性地就火星EDL过程的气动防热问题开展研究^[4,5].

3 研究的基础和方法

我国实施天问一号任务之前, 国外已成功着陆火星表面的探测器均采用SLA-561V和PICA等轻质烧蚀材料, 以有效阻止气动热向探测器内部传递, 满足轻量化防热设计要求. 由于热防护系统的设计与分析非常复杂, 不仅涉及对流、传导、辐射、相变等多种传热机制, 还需要考虑气动力/热作用下的结构响应以及表面烧蚀、内部热解与碳化等复杂过程. 因此, 早在20世纪60年代, 美苏等国就率先开展了火星大气环境下的防热机理研究和风洞试验验证, 并通过历次火星进入任务积累了一定飞行数据, 直到20世纪90年代, 数值模拟在火星任务中开始得到广泛应用, 实现了风洞试验、飞行试验和数值模拟的有效结合. 如Potts^[6]对烧蚀热解计算方法及其应用进行了全面地阐述; Milos等人^[7]和Chen等人^[8]通过辐射平衡简化建立了局部能量平衡的烧蚀理论模型, 并根据防热材料的温度对其热解、碳化进行了描述; Milos等人^[7]还对Pathfinder探测器的气动加热和烧蚀热响应开展了分析研究. 近年来, 随着试验和计算能力的大幅提升, 基于气动加热的材

料烧蚀作用研究逐渐向有限速率化学反应、复杂烧蚀机理、非平衡壁面烧蚀效应和耦合烧蚀效应等方向不断发展。

而国内在火星气动热防护领域的系统性研究尚处于起步阶段。首先, 所采用的轻质烧蚀隔热材料与国外并不完全一致, 国外的研究成果仅能进行谨慎和有限的参考。此外, 国内的烧蚀研究主要针对以氮、氧成分为主的地球大气领域, 在 CO_2 介质中的烧蚀机理和分析计算研究还较为欠缺, 需针对性地研究火星大气与新型隔热材料相互作用下的烧蚀机理, 并建立相应的数理模型, 发展考虑隔热材料烧蚀影响的化学非平衡气动加热数值模拟。国内对于火星气动热环境进行模拟的试验设备和技术基础也较为薄弱, 需要开展试验方案设计和规划, 利用现有风洞设备实现对火星气动环境的准确模拟, 以获得可信的试验数据^[9]。

据此, 天问一号在烧蚀机理研究方面, 侧重分析隔热材料在火星气动加热环境下的物理、化学及传热机理, 揭示材料表面和内部出现的各种传热传质现象的原理和规律, 结合对试验现象和数据的深入分析, 形成对上述物理问题的准确认识, 并以此为基础建立相应的物理和数学模型。研究过程中侧重采用理论计算分析与试验验证并重的方法, 以烧蚀机理的地火相关性为牵引, 充分发挥国内CFD领域的研究能力, 通过少量风洞设备的改造, 使之具备模拟火星环境下关键环节的气动特性能力, 用于考核隔热材料, 并利用试验数据验证数值模拟和理论分析方法的正确性和适应性, 对计算方法进行必要的合理修正, 有效预测飞行弹道条件下隔热材料的烧蚀响应和防隔热特性等, 这样可以用最少的成本和代价, 来解决所面对的复杂烧蚀传热问题。

4 烧蚀机理分析

在气动加热环境下, 轻质热解复合材料表面和内部出现的物理化学过程包括: 原始材料导热、热解吸热、热解引起的局部结构、孔隙以及等效导热性能的变化、热解气体扩散/对流换热、热解层内部热解气体高温二次反应、烧蚀表层的体烧蚀、热力综合作用下材料表面高温氧化、流失甚至剥蚀, 以及对流加热、辐射加热、热解烧蚀气体的热阻塞等。而火星大气的密度、温度、压力、成分与地球差异很大, 现有

基于空气环境理论分析与试验测试数据的碳/硅复合材料的烧蚀修正算法已难以适用。且由于火星气动加热环境相对较低, 材料表面的动力学烧蚀过程、热解气体对表面烧蚀的影响会更突出。

天问一号所采用的轻质热解隔热材料表面碳化层一般主要由碳和硅两种元素组成, 由于硅在气动加热环境下以高温氧化和流失为主, 因此采用基于二氧化硅液态层流动分析的流失计算方法对硅组元的烧蚀过程进行预测。对于碳组元, 其在气动加热环境下的质量损失过程以氧化为主, 故采用热化学烧蚀理论进行预测。为了确定碳组元在火星大气及热解气体综合作用下的热化学反应机理, 首先对热解气体从材料内部到达烧蚀表面后的组成成分进行计算分析。在计算分析中假设热解气体时刻处于热化学平衡状态, 并根据测得的不同温度下的酚醛数值热解气体组成换算得到热解气体中C, H, O三种元素的摩尔比例约为20.94:67.97:11.09。

采用平衡常数法对不同温度下的热解气体成分进行了计算, 在不同的温度、压力条件下, 热解气体的组成成分随温度的变化趋势大致相同, 在1500 K以下, 热解气体主要成分为 CH_4 , CO_2 , CO , H_2 以及 H_2O , 而在1500 K以上, 热解气体主要成分为 H_2 , CO 以及 C_2H_2 。综上所述, 在当前温度和压力范围内, 进行碳化层表面烧蚀计算分析时, 主要考虑 CH_4 , CO_2 , CO , H_2 , H_2O 以及 C_2H_2 六种热解气体引射, 以此分析热解气体对表面碳化层烧蚀的影响。因此, 碳组元在火星进入气动加热环境下, 考虑可能发生的化学反应有: ① $\text{CO}_2 \leftrightarrow \text{CO} + \text{O}/\text{O}_2$; ② $\text{C} + \text{O}/\text{O}_2 \leftrightarrow \text{CO}$; ③ $\text{C} + \text{CO}_2 \leftrightarrow \text{CO}$; ④ $\text{CO}_2 + \text{H}_2 \leftrightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{CO}$; ⑤ $\text{C} + \text{H}_2 \leftrightarrow \text{C}_2\text{H}_2$; ⑥ $\text{C} + \text{H}_2 \leftrightarrow \text{CH}_4$; ⑦ $\text{N}_2 \leftrightarrow \text{N}$ 。

由于火星进入气动加热环境下材料表面温度相对较低, 故未考虑碳氮反应、碳升华反应的影响。另外, 例如“ $\text{O} \leftrightarrow \text{O}_2$ ”等反应可由上述反应加减合并得到, 故未列出。根据火星大气的主要组成, 最终选定了“C(S), O_2 , N_2 , O , N , Ar , H_2 , H_2O , C_2H_2 , CH_4 , CO_2 , CO ”共计11种组分的多组元热化学烧蚀分析系统, 采用热化学烧蚀理论对炭层中碳组元的烧蚀特性进行计算分析。为了分析材料的烧蚀速率, 在炭层表面取一控制体, 该控制体属于一个开放的系统, 并遵循表层元素的质量守恒原理以及热化学反应的动力学原理。根据计算分析问题联立求解元素质量守恒方程、反应动力学方

图9 (网络版彩图)热化学烧蚀分析基本模型

Figure 9 (Color online) Basic model of thermochemical ablation analysis.

程、化学平衡方程以及总压方程,可以得到不同温度、压力、材料表面气体扩散流率、不同引射气体质量流率以及不同来流/不同热解气体组分条件对炭层烧蚀特性的影响规律。

此外,由于火星进入环境相比地球再入环境具有相对更低的热流密度和焓值,材料表面的温度和内部温度梯度也相对更低,这使得采用基于热解面模型(使用一个假定的面代替材料热解区)的材料烧蚀热响应计算方法可能会存在较大的预测偏差。例如材料表面若长时间低于热解面设定温度(通常设定为800~900 K),热解面模型认为其始终保持为原始材料的性质。但事实上,在相对较低的气动加热环境下,轻质热解防热材料在受热时,其各层之间一般不具备明显的划分界限,试验测试表明原始材料从500 K,甚至400 K开始即会出现轻微的热解,直至1000 K以上仍有少量的热解气体产生,这就要求对材料在较大温度区域内的结构、性能变化进行准确模拟,才可能较好地描述材料的防热特性和影响规律。为更好地描述中低热流状态下轻质烧蚀防热材料内部的热解过程及其对材料烧蚀热响应的影响,采用了基于热解层模型的烧蚀热响应计算方法,即考虑热解动力学过程等影响因素的烧蚀热响应模型。与以往惯用的热解面模型不同,该模型实际上取消了对热解区域的分层定义,而是将其处理为一个与力、热性能相关的热解转化率,进而对热解区材料的孔隙率、密度、热容、热导率等进行等效计算,形成细微观结构均连续变化的整体结构。

本文对热解层模型与热解面模型在预测材料温度响应方面的差别(为避免干扰,已强制关闭烧蚀反应)进行了对比分析。针对典型防热结构的物性参数体系,

选取气动加热参数为冷壁热流 75.0 kW/m^2 ,恢复焓 19.0 MJ/kg ,壁面压力 800 Pa ,加热时间 100 s ,分别进行了热解层和热解面模型的热响应分析。图10给出了两种模型中热解情况的分析对比,可以看出,热解层模型能够更好地描述材料内部不同位置的实际热解状态。

图11给出了由热解层模型计算得到的材料表面和背面热解率的变化情况。可以看出在当前计算条件下,材料表面在20 s左右完全碳化,而背面只有轻微程度的热解。

综上所述,热解层模型在消除表面温度初期震荡、消除中间点温度不连续拐点以及提供材料内部不同位置的热解率信息等方面具有一定的优势。但考虑

图10 (网络版彩图)热解层、热解面模型计算热解情况对比(100 s). (a) 热解面模型; (b) 热解层模型

Figure 10 (Color online) Comparison of predicted pyrolysis by different models (100 s). (a) Pyrolysis interface model; (b) pyrolysis slayer model.

图 11 (网络版彩图)热解层模型计算材料表面、背面热解率

Figure 11 (Color online) Pyrolysis rate of the surface and back of the material calculated by the pyrolysis slayer model.

到由于模型更新带来的材料背面温度响应预测差别问题, 还需要比对地面试验结果, 对烧蚀模型及相关参数设定进行必要的修正, 才能满足火星防热设计的温度场计算分析需求。

5 试验及模型修正

对于热防护系统研制而言, 地面风洞试验是极为重要而又不可或缺的技术手段。在研制过程中, 需要利用地面风洞试验结果为防热材料的烧蚀性能评估和筛选提供判断依据、为烧蚀传热模型的参数辨识和校正提供数据支撑; 需要针对关键部位试验件开展全面的地面风洞试验, 充分验证防热设计的技术指标满足度; 需要利用地面风洞试验对防热材料的随炉试件进行准确的量化考核, 以便于对产品进行验收评价。因此, 地面风洞试验贯穿于热防护系统研制始终, 是检验火星探测器防热设计可靠性和安全性的技术支撑。但在我国启动首次火星探测任务之前, 国内现有的常规风洞多是为满足地球大气中的航空和航天飞行器试验而设计的。因此, 在方案阶段中采用易于更换气源的高频感应风洞, 利用小尺寸的防热材料试验件开展烧蚀机理试验研究, 为方案阶段的烧蚀传热分析提供校核数据; 同时对电弧风洞开展 CO_2 长时间供给运行以及 CO_2 高温流场光谱诊断等方面的技术研究和改造, 可在详细设计阶段实现更多大尺寸、长时间、高状态的试验考核, 进一步提高热防护系统的可靠性。

高频感应风洞使用高频感应等离子加热器加热气体, 它是利用高频感应-耦合的方式将能量传输给工作气体, 使气体电离, 产生高温等离子体不存在电弧风洞中电极烧损污染流场的问题。高频感应加热风洞是当前唯一能够提供高化学纯净、高温、高速气流环境的地面模拟设备, 这对所有与化学反应过程有关的试验研究至关重要^[10]。

在方案阶段, 天问一号利用 1 MW 高频感应风洞设备分别采用 CO_2 和空气介质开展了防热材料驻点烧蚀试验, 以确定当前弹道条件下, 不同气体介质可能导致防热材料烧蚀机理的差异性, 并对防热材料进行火星气动热环境下的适应性考核。试验实施过程中, 在超声速驻点自由射流试验技术的基础上, 采用 CO_2 和空气各自的物性参数, 利用 CFD 计算手段预估加热器状态和喷管参数, 为状态调试试验提供依据和指导。

表 2 给出了大底 FG4 材料驻点模型在两种工质条件下典型状态的烧蚀数据, 包括防热材料表面温度(T_s)、防热材料背面最大温升(T_{b1})、蜂窝板背面最大温升(T_{b2})、质量损失(Δm)、厚度损失(ΔL)。图 13 和 14 给出了两种工质条件下试验前后外观特征。

从试验结果可以发现, CO_2 介质下防热材料的表

图 12 (网络版彩图)1 MW 高频感应风洞. (a) 空气介质; (b) CO_2 介质

Figure 12 (Color online) 1 MW high frequency plasma wind tunnel. (a) Air; (b) CO_2 .

表 2 驻点模型烧蚀数据

Table 2 Ablative data of stagnation point model

试验状态	介质	T_s	T_{b1}	T_{b2}	Δm	ΔL
峰值热流	CO ₂	1270	70	31	1.9	0.03
	Air	1290	72	32	1.9	0.03
总加热量	CO ₂	1110	222	101	7.0	0.06
	Air	1050	210	99	6.6	-0.01

面温度和背壁温度与空气介质基本一致, 两者表面烧蚀形貌良好, 且均能够满足峰值热流考核与总加热量考核的要求。

依据地面试验数据对本文发展的隔热材料烧蚀计算模型进行了比对修正。在比对过程中, 以碳化层的高温物性参数作为主要修正变量; 由于烧蚀量较小, 因此比对的目标设定为隔热层背面最高温升。

采用修正后的计算模型对飞行弹道下的烧蚀热响应进行了预示, 以大底的最高温度响应点P1为例, 结果如表3和图15所示。

计算结果表明: 自气动加热起至舱体部件分离时刻, 大底部位的隔热结构与承力结构交界面的最高温度为170℃, 承力结构内表面最高温度为154℃; 热防护设计能够满足结构的耐温和承载指标要求。

6 任务实施概况

依据热防护系统研究成果, 在产品研制阶段完成了大底隔热结构和背罩隔热涂层的套装工作。隔热套装后的产品状态如图16所示。

2021年5月15日, 天问一号火星探测器成功着陆于火星乌托邦平原, 舱体部件散布状态的遥测图像和火星车所拍摄的背罩实物状态如图17所示。

表 3 大底P1位置($X=0.544\text{ m}$, $\varphi=180^\circ$)计算结果

Table 3 Calculation result of P1 position ($X=0.544\text{ m}$, $\varphi=180^\circ$) of the heat shield

时间 (s)	碳化层厚度 (mm)	热解层厚度 (mm)	烧蚀后退 (mm)	原始材料厚度 (mm)	表面温度 (°C)	界面温度 (°C)	背面温度 (°C)
100	0.00	2.90	0.00	13.10	1122	-20	-20
200	3.16	3.75	1.38	7.71	722	20	-7
300	3.25	4.14	1.38	7.23	278	135	88
370	3.25	4.16	1.38	7.21	224	170	140

图 13 (网络版彩图) CO₂介质下驻点模型试验前后外观特征
Figure 13 (Color online) Appearance of stagnation point model before and after CO₂ test.

图 14 (网络版彩图) 空气介质下驻点模型试验前后外观特征
Figure 14 (Color online) Appearance of stagnation point model before and after air test.

此外, 飞行任务中采用测热传感器对热防护系统的内部温度梯度进行了测量, 通过对温度响应数据的整理和分析, 天问一号火星探测器气动热防护系统设计正确、裕度合理, 有力地保障了我国首次火星探测任务的圆满成功。

图 15 (网络版彩图)大底P1位置($X=0.544$ m, $\varphi=180^\circ$)计算结果. (a) 碳化烧蚀; (b) 表面温度; (c) 界面温度; (d) 背面温度

Figure 15 (Color online) Calculation result of P1 position ($X=0.544$ m, $\varphi=180^\circ$) of the heat shield. (a) Carbide ablation; (b) surface temperature; (c) interface temperature; (d) back temperature.

图 16 (网络版彩图)大底(a)和背罩(b)防热套装后状态

Figure 16 (Color online) State of heat shield (a) and back shield (b) after suit of ablative material.

7 结束语

本文对天问一号火星探测器热防护系统设计与实现过程中所采用的研究方法进行了概述, 主要包括火星气动热环境条件的特点、防热材料烧蚀机理与炭层

烧蚀计算原理、不同热解模型对热响应的影响分析以及采用风洞试验数据对计算模型的比对修正方法等, 可为我国未来行星大气进入问题的深入研究和任务实施提供一定的参考.

图 17 (网络版彩图)舱体部件散布(a)与背罩实物状态图(b)

Figure 17 (Color online) Scattered state of cabin parts (a) and the actual state of the back shield (b).

参考文献

- 1 Rao W, Sun Z Z, Meng L Z, et al. Analysis and design for the Mars entry, descent and landing mission (in Chinese). J Deep Space Expl, 2016, 3: 121–128 [饶伟, 孙泽洲, 孟林智, 等. 火星着陆探测任务关键技术途径分析. 深空探测学报, 2016, 3: 121–128]
- 2 Zhang Y H, Chen L Z, Zhang J X, et al. Thermal protective materials development and correlative aeroheating tests for MSL entry capsule (in Chinese). Aerosp Mater Tech, 2012, 42: 1–11 [张友华, 陈连忠, 张嘉祥, 等. 火星科学实验室进入舱防热材料的发展及相关气动热试验. 宇航材料工艺, 2012, 42: 1–11]
- 3 Sun Z Z. Technology of Deep Space Exploration (in Chinese). Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018 [孙泽洲. 深空探测技术. 北京: 北京理工大学出版社, 2018]
- 4 Yang X F, Guo Y J, Tang W, et al. High-temperature real-gas effects and aerodynamic heating for capsules entering Martian atmosphere (in Chinese). J Astronaut, 2018, 39: 959–967 [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. 宇航学报, 2018, 39: 959–967]
- 5 Lv J M, Huang F, Miao W B, et al. Review of gas radiative heating for Mars entry (in Chinese). J Astronaut, 2019, 40: 489–500 [吕俊明, 黄飞, 苗文博, 等. 火星进入气体辐射加热研究进展. 宇航学报, 2019, 40: 489–500]
- 6 Potts R L. Application of integral methods to ablation charring erosion—A review. J Spacecraft Rockets, 1995, 32: 200–209
- 7 Milos F S, Chen Y K, Congdon W M, et al. Mars Pathfinder entry temperature data, aerothermal heating, and heatshield material response. J Spacecraft Rockets, 1999, 36: 380–391
- 8 Chen Y K, Henline W D, Tauber M E. Mars Pathfinder trajectory based heating and ablation calculations. J Spacecraft Rockets, 1995, 32: 225–230
- 9 Tang W, Yang X F, Gui Y W, et al. Review of hypersonic aerodynamics and aerothermodynamics for Mars entries (in Chinese). J Astronaut, 2017, 38: 230–239 [唐伟, 杨肖峰, 桂业伟, 等. 火星进入器高超声速气动/热研究综述. 宇航学报, 2017, 38: 230–239]
- 10 Lin L, Wu B, Wu C K. Studies on surface catalytic effect of materials in a high-temperature gas flow (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2001, 19: 407–413 [林烈, 吴彬, 吴承康. 高温气流中材料表面催化特性研究. 空气动力学学报, 2001, 19: 407–413]

Design and implementation of the aerodynamic thermal protection system for the Tianwen-1 Mars probe

YANG ChangHao¹, QI YuFeng¹, RAO Wei¹, SUN ZeZhou¹, LUO XiaoGuang², OU DongBin² & WU GuoTing¹

¹ *Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;*

² *China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China*

This paper introduces the technical parameters of the aerodynamic thermal protection system (TPS) for the Tianwen-1 Mars probe. The ablation mechanism of the lightweight materials is analyzed using the ablation thermal response calculation method, based on the pyrolysis layer model. The ablation, pyrolysis, and heat transfer characteristics of the selected materials are predicted in the Mars entry, descent, and landing environment. Wind tunnel tests were carried out to obtain ablation data of the materials in multiple states. Through comparison and analysis of test data, the uncertainty parameters in the ablation and heat transfer calculation model were modified, and the design value of the TPS thickness was verified. Finally, the actual mission shows that the aerodynamic TPS for the Tianwen-1 Mars probe is designed correctly and its margin is reasonable, ensuring the complete success of the first Chinese Mars exploration mission.

Mars, probe, thermal protection system, design, implementation

doi: [10.1360/SST-2021-0470](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0470)