中国科学: 技术科学 2022 年 第 52 卷 第 2 期: 245 ~ 252
SCIENTIA SINICA Technologica techcn.scichina.com
《中国科学》杂志社 SCIENCE CHINA PRESS

论 文 天问一号火星探测器专题I

祝融号火星车热控系统设计与验证

向艳超[1,2*], 张冰强[1,2], 薛淑艳[1,2], 郑凯[1,2], 戴承浩[1,2], 杨沪宁[1,2], 刘国强[1]

1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;
2. 北京空间飞行器总体设计部, 空间热控技术北京重点实验室, 北京 100094
* E-mail: yanchao_xiang@126.com

收稿日期: 2021-10-25; 接受日期: 2021-12-17; 网络版发表日期: 2022-01-20
行星探测重大工程资助项目

摘要 低温、弱光照、低密度风场火面环境对祝融号火星车热控设计与验证提出严峻挑战. 祝融号火星车热控设计采用“开源节流”思路, 构建了基于火面太阳能原位利用技术的太阳能光-热转换与蓄能系统, 及基于纳米气凝胶隔热技术的组合隔热系统, 解决了无核源供热条件下火星车保温用能源供给及系统保温设计难题. 采用以热分析仿真为主验证热设计的思路, 开展了低气压静态热平衡试验、低气压风场热平衡试验及热控产品性能测试等专项试验, 验证了热分析模型的正确性, 实现了火星车热设计地面充分验证, 解决了因地面难以综合模拟火面热环境造成热设计验证困难的问题. 祝融号火星车热控系统的成功设计与充分验证为探测器完成使命任务奠定了基础.

关键词 火星巡视器, 热控系统, 太阳能集热器, 纳米气凝胶

1 引言

探索是文明发展和社会进步的推动力, 在人类探索历程中, 太空活动最能直接扩拓展人类认知的疆界, 极其富有挑战性[1]. 火星作为地球近邻, 已成为继月球之后人类探索的最大热点. 自1960年开始火星探测以来, 人类先后开展了47次火星探测, 已有6辆火星车成功着陆火星并开展巡视探测, 包括美国的“索杰纳号”(Sojourner)、“勇气号”(Spirit)、“机遇号”(Opportunity)、“好奇号”(Curiosity)、“毅力号”(Perseverance)及中国的“祝融号”, 这些火星车经受住火面低温、低气压、弱光照及沙尘等严酷环境考验, 实现了火面长期生存, 并开展了大量的巡视勘察活动, 获取了丰富的科学数据[2,3]. 其中索杰纳号、勇气号及机遇号火星车作为美国第一代火星车, 使用太阳电池供电加多个小功率同位素核热源的联合供热方式实现火星车保温用能源供给, 使用纳米气凝胶隔热材料进行火星大气环境的热隔离, 成功实现了火面环境下火星车的热控制[4~6]. 好奇号和毅力号火星车作为美国第二代火星车的代表, 则取消了太阳电池阵, 使用同位素核电源实现热电联供, 泵驱单相流体回路实现热量收集、利用与排散, 纳米气凝胶隔热材料及滞止气体夹层隔热的方式实现大气环境的热隔离, 成功实现了火面环境下火星车的热控制[7]. 祝融号火星车作为我国第一辆火星

引用格式: 向艳超, 张冰强, 薛淑艳, 等. 祝融号火星车热控系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2022, 52: 245–252
Xiang Y C, Zhang B Q, Xue S Y, et al. Design and verification of the thermal control system for the Zhurong rover (in Chinese). Sci Sin Tech, 2022, 52: 245–252, doi: 10.1360/SST-2021-0490

© 2022 《中国科学》杂志社

车, 在国际上首次采用了太阳能原位收集、存储与利用技术, 在无核源供热情况下, 实现火星车保温用能源供给, 为祝融号火星车实现火面生存奠定基础.

本文结合祝融号火星车总体构型布局特点, 介绍其热控系统设计约束、设计思路、设计方法和验证结果, 总结了祝融号火星车热控分系统的设计特点.

2 火星车总体特点

2.1 火星车构型特点

祝融号火星车总体构型为车辆结构, 采用六轮独立驱动. 车体为箱式结构, 箱内设置设备安装板, 设备安装板与顶板、侧板隔热安装, 设备安装板上表面安装有太阳能集热器吸热板, 设备安装板内部预埋有相变储能装置, 设备安装板下表面安装电子设备; 车体顶板上表面安装体装太阳电池片、太阳能集热器集热窗、太阳敏感器、表面成分探测仪和桅杆等设备; 顶板两侧安装有4块太阳电池板; 车尾处顶板下表面安装有定向天线. 祝融号火星车标称状态下的构型布局见图1所示.

2.2 着陆点及分离姿态

祝融号火星车和进入舱组合成天问一号着陆巡视器系统, 一起着陆在火星北半球乌托邦平原预选着陆区(25.1°N, 109.7°W). 着陆姿态为: +X轴指向天顶; +Y轴与当地纬度方向垂直, 并指向赤道一侧, 即火星车车头(+Z轴)指向东方; 着陆区域与当地水平面的夹角≤8°(10 m基线).

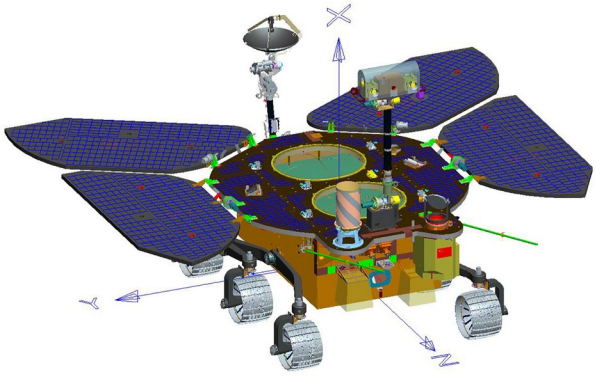

图 1 (网络版彩图)祝融火星车构型布局示意图
Figure 1 (Color online) The general layout of Zhurong rover.

2.3 火星车工作模式

在火面巡视探测过程中, 火星车的工作模式受制于太阳电池阵的供电能力. 当火星天气晴朗时, 火星车能源充足, 采用正常工作模式, 包括: 待机、太阳翼运动、感知、图像压缩、移动、探测及通信等. 当出现沙尘天气时, 火星车能源供给紧张, 将减少工作甚至休眠, 采用的工作模式包括: 最小工作模式、休眠模式及唤醒模式.

3 主要环境约束条件

火面复杂、恶劣的环境条件对祝融号火星车的热控分系统设计有重要影响. 火面环境主要包括重力场、大气、火面低温、太阳辐射、大气红外辐射、火星尘等[8,9]. 在这些环境约束条件中, 火面太阳辐射环境、火面低温环境、火面大气环境、火面风环境、火星尘环境、重力场环境等对祝融号火星车热控系统设计影响大, 需重点考虑.

3.1 火面弱光照环境的影响

火面弱光照环境影响火星车的能源获取. 火星大气层顶的太阳辐射强度为492~717 W/m^2, 一个火星年中太阳辐射强度变化±19%. 太阳辐射通过火星大气层时, 被大气吸收、散射、反射等, 最终到达火星表面的太阳辐射强度小, 且变化大. 光学深度(简称光深)是描述大气尘埃空间分布的关键物理参数, 它反映的是对特定波长的太阳光在穿过大气层时由于尘埃的吸收和散射等作用造成的辐射衰减. 随着火星大气光深增大, 到达火面的太阳辐射强度大幅度减小, 比如当大气光深为2时, 到达火面的太阳辐射强度仅有约400 W/m^2.

3.2 火面低温环境的影响

火面低温环境影响火星车保温系统设计. 火星自转周期24.62 h, 因此一个火星日时间与一个地球日相当. 由于火星表面大气稀薄, 且太阳辐射强度小, 因此火星全球平均温度仅有−62℃, 远低于地球的全球平均气温−23℃; 火面全球温度变化范围为−123℃~+27℃, 日下点处温度最高, 极区温度最低.

3.3 火面低气压环境

火星低气压环境影响火星车热控隔热材料的选

择. 火星大气成分主要是CO_2, 约占95.3%, 另外还包括少量的N_2, Ar, O, H_2O等. 火星大气压在海拔高度为0时(参考基准)的气压为600 Pa, 变化范围为100 Pa (Olympus)~900 Pa (the deepest basins). 火星表面存在大气, 使得传统航天器常用的多层隔热组件的隔热性能大幅下降. 在真空环境中, 15单元多层隔热组件的有效热导率约1×10^{-5} W/(m K); 当环境压力增大到1000 Pa时, 多层隔热组件的有效热导率增大到0.064 W/(m K).

3.4　火星风的影响

火星表面风速影响火星车的散热方式. 根据探测数据, 火星表面夜晚风速一般小于2 m/s, 白天风速约6~8 m/s; 对于上或下坡的地形, 风速会大幅增强, 风速可以达到20~30 m/s; 火星尘暴时, 平均风速50 m/s, 最大风速可达150 m/s. 火星表面风速变化大, 风速大(>4 m/s)时, 火星车表面将产生强制对流效应, 使得火星车表面将以对流散热为主, 辐射散热为辅; 在风速小或无风时, 火星车表面仅产生自然对流效应, 此时火星车表面散热则以辐射散热为主, 对流散热为辅.

3.5　火星尘暴与沙尘的影响

火星尘暴影响火星大气温度、火面温度、大气光深及污染探测器的热控涂层. 火星表面大气受热及火星表面CO_2气体的凝结和升华, 导致火星表面出现较为频繁的尘暴现象. 火星尘暴会阻挡太阳辐射, 使得火星大气平均气温和最高气温降低, 同时也阻挡火星表面红外辐射, 使得火面最低温度升高. 火星尘暴会扬起火星尘, 使大气光深增大, 同时火星尘沉降在热控涂层表面, 会改变热控涂层的热物性参数. 根据索杰纳号火星车的实测数据, 其太阳翼由于被火星尘覆盖导致太阳电池每天损失0.3%的发电功率[8].

3.6　火星重力场环境的影响

火星表面重力加速度环境影响热管的使用方式. 火星表面存在约3.71 m/s^{2}的重力加速度, 极大限制了传统的用于等温化设计和传热设计的热控产品——槽道热管的使用方式. 受重力加速度影响, 热管只能用在热端高度低于冷端的场合, 或者将热管应用于较小的逆重力环境.

4　热控系统设计

4.1　热控设计思路

依据火面低温、低气压、弱光照及大风的环境特点, 以及无核热源/电源供热的工程约束, 以控制能量传递为目标, 提出“开源节流”的基本设计思路, 即以太阳能原位收集、存储与利用技术解决火星车舱内设备保温用能源供给难题, 实现能量“开源”; 以纳米气凝胶隔热为基础的组合隔热技术解决火星车舱体内外热隔离难题, 实现能量“节流”. 具体描述如下:

(1) 根据火面环境温度低、火星车保温需求突出的特点, 火星车舱内电子设备实行统一热管理, 舱内电子设备统一安装到设备安装板上, 同时设备安装板与其他舱板热隔离;

(2) 面对无核热源/电源供热的工程约束, 采用分体式太阳能集热器原位收集太阳能, 使用预埋在设备安装板中的相变储能装置存储能量;

(3) 根据火面低气压、低温及有风的环境条件, 采用“减小导热、抑制对流、削弱辐射”的思路进行火星车舱内外的组合式热隔离设计;

(4) 鉴于地面同时模拟火面低温、低气压与有风的环境, 以及太阳辐射、大气红外辐射、火面红外辐射等外热流条件存在困难, 祝融号火星车热控系统验证采用以热分析模型验证为主, 以火星车热控功能性能直接验证为辅的验证思路.

4.2　太阳能原位获取、存储与利用系统设计

火星车能源获取、存储与利用系统包括太阳能集热器和相变储能装置两部分, 其功能是火昼时高效收集太阳能, 使其转化为热能并存储到相变储能装置中, 火夜时释放热量给设备进行保温, 同时不能显著增加火星车舱内向环境的漏热量.

基于上述功能及约束, 太阳能集热器采用分体式设计, 利用光线直线传播特点, 既实现太阳收集, 又实现集热器漏热控制. 太阳能集热器包括集热窗a/b和吸热板a/b, 其中太阳能集热窗安装在火星车顶板上, 既保证太阳光高效透过, 又确保火星地表风不能吹入火星车舱内; 吸热板与设备安装板+X面铝合金蒙皮复用, 以极小的质量代价实现太阳光的高效吸收. 太阳能集热器集热窗总的有效透光面积为0.44 m^2.

火星车采用相变储能装置实现热量储存与再利

用. 为便于相变储能装置接收太阳能集热器收集的能量, 相变储能装置预埋在设备安装板结构中, 可以直接从太阳能集热器吸热板获取热能. 根据电子设备最低工作温度要求不低于−40℃, 故相变材料选用正十一烷, 其相变点为−25℃.

火昼时, 太阳光透过集热窗, 到达吸热板, 被吸热板转化为热能传递给相变储能装置和设备安装板下方的电子设备, 一部分热能用来提升设备的温度, 其余热能存储在相变储能装置中, 转化相变材料的潜热和显热. 火夜时, 随着舱内电子设备温度的降低, 存储在相变材料中的热能释放出来给电子设备, 实现电子设备保温能源供给. 图2给出了太阳能光-热转换与蓄能系统布局图.

4.3 火星车组合式隔热系统设计

火星车隔热系统按照“减小导热漏热、抑制对流漏热、削弱辐射漏热”的思路开展设计, 综合采用多种热控措施在舱内电子设备与外界环境之间筑起“热隔离墙”.

“减小导热漏热”设计主要针对结构导热漏热控制和气体导热漏热控制. 在结构导热漏热控制方面, 为减小设备通过结构连接向外界的导热漏热, 设备安装板与顶板之间采用导热率低的钛合金拉杆连接, 设备安装板与其他侧板之间通过带有隔热垫的角盒连接, 舱内设备集中安装在设备安装板上, 从而最大程度上减小了设备通过结构连接而产生的导热漏热. 在气体导热漏热控制方面, 采用纳米气凝胶代替传统的多层隔热组件, 利用纳米气凝胶中的纳米孔束缚气体分子, 从而降低气体导热漏热.

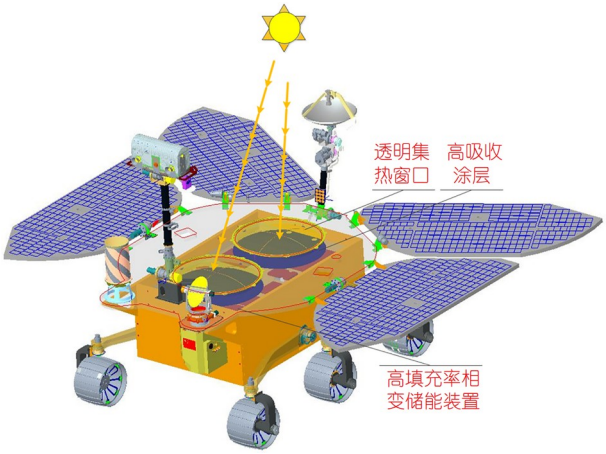

图 2 (网络版彩图)太阳能光-热转换与蓄能系统布局图
Figure 2 (Color online) General layout of solar photo-thermal conversion and energy storage system.

“抑制对流漏热”设计主要是确保舱内空间的对流换热效应小, 可忽略. 根据小空间内气体流动特性, 在火星车舱内构型布局设计时, 确保气体空间沿温度梯度方向的尺寸不超过50 mm, 使其中的气体无法形成对流流动, 从而实现滞止气体夹层状态. 具体设计上, 设备安装板与顶板之间留有20 mm间隙, 舱内电子设备和侧板之间留有40 mm间隙, 在火星表面, 这些间隙将充满CO_2气体. 滞止的CO_2气体具有良好的隔热性能, 0℃时其热导率约0.015 W/(m K). 舱内电子设备与底板之间的间隙虽然大于50 mm, 但此处是热面(电子设备)在上、冷面(底板)在下的情况, 无法形成对流现象.

“削弱辐射漏热”设计主要是消减表面辐射能力. 消减表面辐射能力设计是通过在结构、设备表面粘贴镀金聚酰亚胺膜来实现. 镀金聚酰亚胺膜镀金面的半球发射率范围为0.02~0.05, 太阳吸收率范围为0.15~0.23. 在火星车舱板外侧、舱内舱板朝向设备的一侧、设备朝向舱板的一侧均粘贴单面镀金聚酰亚胺膜, 最大程度消减火星车向外界环境的辐射漏热能力.

5 热设计验证

5.1 热设计验证思路

近地轨道航天器及月球航天器热控系统验证都是利用空间环境模拟器, 在地面模拟空间真空、低温环境, 以及真实太阳辐射、行星反照、行星红外辐射等外热流环境和设备工作状态, 直接验证热控分系统的功能和性能[10]. 对于火星表面探测器, 要直接验证热控分系统的功能和性能, 需要同时模拟火面低温、低气压及风场等火面环境, 以及太阳直射辐射、太阳散射辐射、大气红外辐射、火面红外辐射、火面反照等外热流环境, 目前面临比较大的困难, 工程上难以实现. 鉴于此, 参考国外火星车热设计验证经验, 结合我国现有地面试验设备实际状态, 祝融号火星车的热设计验证采用热分析验证为主、热试验验证为辅的总体思路; 火星车热试验安排及试验工况设置以验证火星车热分析模型为主要目的[11,12]. 根据热分析模型中各参数验证需求, 在火星车热控分系统研制过程中安排

了静态热平衡试验、有风场热平衡试验、气体夹层隔热性能试验、气凝胶隔热装置隔热性能试验、自然对流换热系数测试试验等，分别对热分析模型中的相关参数进行验证，确保热分析模型的正确性．热分析模型验证用数据来源见图3所示．

5.2　热分析验证

选取半径为24 m的球形远场，采用Fluent软件进行火星车周围流场分析，获取火星车表面气体流动换热系数；然后将换热系数传递给热分析软件Sinda/Fluint进行温度场分析，获取温度场．祝融号火星车飞行热分析模型见图4所示．

火星车飞行热分析模型能够真实反映火星车在火面任务阶段的真实状态，包括了火星车模型、大气模型和火面模型等．火星车飞行热分析模型不仅反映了不同天气下太阳直射光、散射光的变化，还反映了火面温度、大气温度等随时间的变化，以及不同风速产生的对流换热效应．根据祝融号火星车任务规划及任务约束，对任务过程中的典型工况进行分析，具体包括：着陆高温瞬态工况、着陆低温瞬态工况、驶离高温瞬态工况、晴朗天气高温瞬态工况、晴朗天气低温瞬态工况、沙尘天气低温瞬态工况、休眠唤醒瞬态工况等共计12个工况．分析工况覆盖了着陆点纬度位置、着陆时刻、着陆姿态、火星大气光深(火星天气情况)、火星表面风速、太阳辐射、火星大气红外辐射、设备工作模式、地形地貌、火星尘污染、热控涂层热性能退化等因素的影响．

火星车飞行热分析模型经过火星车初样阶段、正样阶段热平衡试验数据及多个专项试验数据的修正，确保了热分析模型的正确性和准确性．

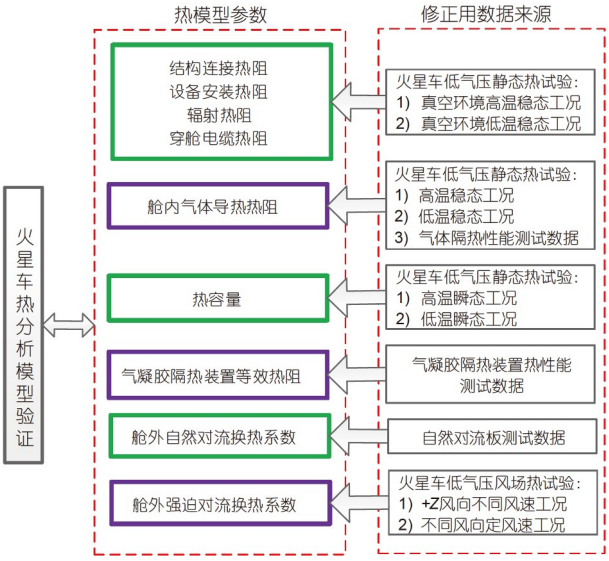

图 3　(网络版彩图)热分析模型修正用数据来源

Figure 3　(Color online) Data sources for thermal analysis correction.

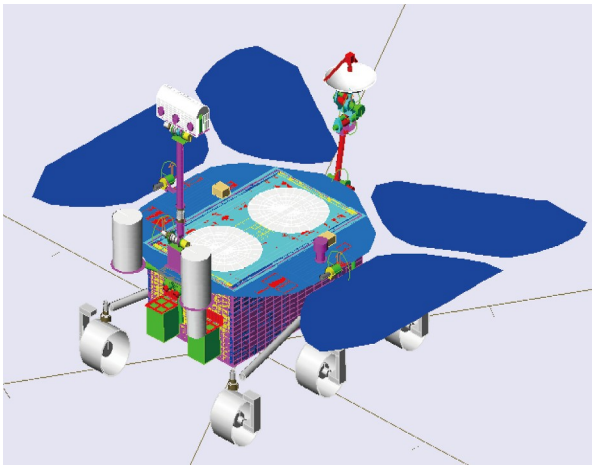

图 4　(网络版彩图)祝融号火星车飞行热分析模型

Figure 4　(Color online) Zhurong rover thermal mathematical mode for flight.

5.3　热平衡试验验证

与传统航天器热平衡试验目的不同，火星车热平衡是用来验证热分析模型的．根据火星车热分析模型参数验证需求，火星车整车开展了静态热平衡试验和有风场热平衡试验．静态热平衡试验在KM6F空间环境模拟器内进行(图5)，模拟火面低温、低气压CO_2和N_2气氛环境，主要验证火星车热分析模型中的辐射热阻、结构导热热阻、气体导热热阻、结构与设备的热容、车体外部的自然对流换热系数等．有风场热平衡试验在KM3C空间环境模拟器内进行(图6)，同时模拟火面低温、低气压、CO_2气氛环境及最大风速15 m/s的均匀风场，主要验证火星车热分析模型中车体外部强迫对流换热系数及外部风场对车体内部气体滞止状态的扰动影响．

根据试验状态，建立火星车试验热分析模型，见图7所示．使用试验获取的温差场、流场数据对试验热分析模型参数进行修正，待热分析结果与试验结果之间的标准偏差小于3℃后，将针对试验热分析模型的修正内容移植到飞行热分析模型中，利用飞行热分

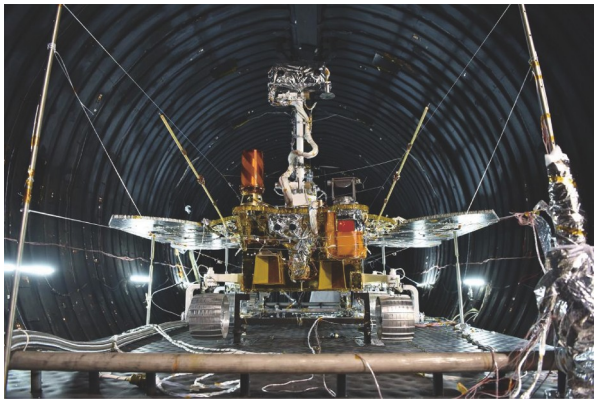

图 5　(网络版彩图)祝融号火星车静态热平衡试验
Figure 5　(Color online) Zhurong rover static thermal balance test.

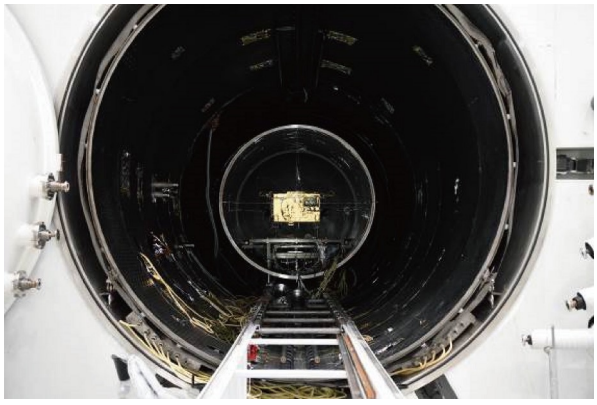

图 6　(网络版彩图)祝融号火星车有风场热平衡试验
Figure 6　(Color online) Zhurong rover thermal balance test with wind.

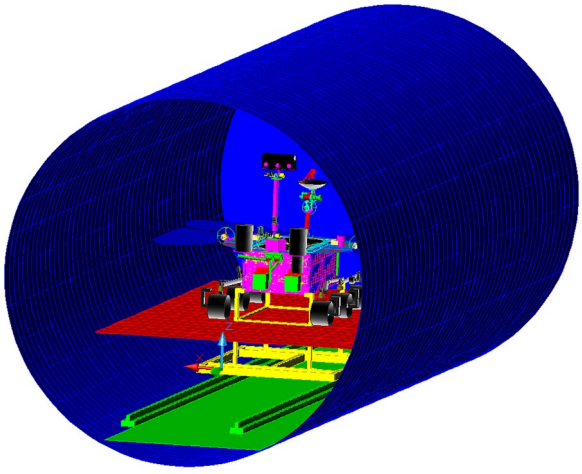

图 7　(网络版彩图)祝融号火星车试验热分析模型
Figure 7　(Color online) Zhurong rover thermal mathematical model for thermal test.

析模型对在轨温度场进行预示. 图8给出了系统管理试验温度与试验热分析模型预示温度的比对曲线，结果一致性良好.

5.4　飞行验证

自2021年5月15日着陆火面后, 祝融号火星车已在火面上完成了180多个火星日的巡视探测任务, 成功实现了火面生存, 正在进行拓展任务. 在此期间, 火星车热控系统各项功能和性能指标正常，有效保障了各设备的正常工作和有效探测. 火星车上主要设备在火面工作阶段的温度遥测见表1所示.

需要说明的是，由于当前祝融号火星车着陆区处

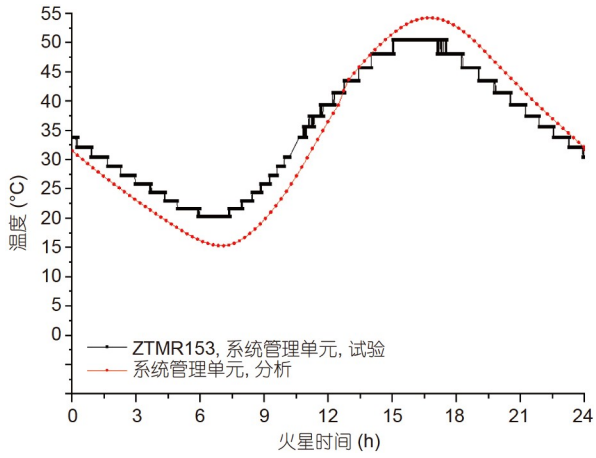

图 8　(网络版彩图)系统管理单元试验温度与预示温度对比
Figure 8　(Color online) Comparison between test temperature and predicted temperature of system management unite.

表 1　第88火星日内设备遥测温度数据(单位: ℃)
Table 1　Equipment temperature of the rover on Sol. 88 (unit: ℃)

序号	设备名称	最大值	最小值	温度指标
1	电源控制器	43.9	10.2	−40~+55
2	锂离子蓄电池组	32.4	16.3	−20~+55
3	系统管理单元	52.0	15.9	−40~+55
4	X频段固态放大器	29.1	2.2	−40~+55
5	X频段应答机	33.7	0.5	−40~+55
6	UHF频段收发信机	35.2	0.3	−40~+55
7	导航控制单元	30.7	−4.5	−40~+55
8	惯性测量单元	35.8	−0.3	−40~+40
9	有效载荷电控箱	30.6	−4.7	−40~+55
10	光谱仪	29.3	−4.6	−40~+55

于火星的夏季, 火面环境温度较高, 导致火星车设备最低温度高于相变材料的相变点温度−25℃，相变材料的潜热蓄能作用未充分展现. 这是设计结果的一种正常预期状态.

6 总结

祝融号火星车是我国第一个火面巡视探测器，也是我国第一个完成火面巡视勘察和火面生存的探测器，面临低气压、低温、弱光照等特殊新环境考验和太阳能原位利用等新技术挑战. 作为火星车的关键基础支持系统，热控系统在继承传统的设计思想的基础上，更重视系统设计的理念，将热控设计融入总体构型布局之中；在对新环境充分识别与认识的基础上，大胆使用新技术和新的试验验证方法，确保了祝融号火星车热控系统性能满足总体要求. 祝融号火星车热控系统设计的理念和相关技术为我国后续深空探测器的热控设计奠定了基础.

参考文献

1 Wu W R, Yu D Y. Development of deep space exploration and its future key technology (in Chinese). J Deep Space Expl, 2014, 1: 1–17 [吴伟仁, 于登云. 深空探测发展与未来关键技术. 深空探测学报, 2014, 1: 1–17]

2 Yu D Y, Sun Z Z, Meng L Z, et a1. The development process and prospects for Mars exploration (in Chinese). J Deep Space Expl, 2016, 3: 108–113 [于登云, 孙泽洲, 孟林智, 等. 火星探测发展历程与未来展望. 深空探测学报, 2016, 3: 108–113]

3 Geng Y, Zhou J S, Li S, et al. Review of first Mars exploration mission in China (in Chinese). J Deep Space Expl, 2018, 5: 399–405 [耿言, 周继时, 李莎, 等. 我国首次火星探测任务. 深空探测学报, 2018, 5: 399–405]

4 Xiang Y C, Wu Y, Shao X G. Investigation on thermal control design methods of deep space spacecraft (in Chinese). Space Eng, 2007, 16: 82–86 [向艳超, 吴燕, 邵兴国. 深空探测器热控系统设计方法研究. 航天器工程, 2007, 16: 82–86]

5 Eisen H J, Wen L C, Hickey G, et al. Sojourner Mars rover thermal performance. In: 28th International Conference on Environmental Systems. Danvers, 1998. 981685

6 Novak K S, Phillips C J, Sunada E T, et al. Mars exploration rover surface mission flight thermal performance. In: 35th International Conference on Environmental Systems. Rome, 2005. 2005-01-2827

7 Novak K S, Kempenaar J E, Liu Y, et al. Thermal performance of the Mars science laboratory rover during Mars surface operations. In: 43th International Conference on Environmental Systems. Colorado, 2013

8 Alexander M. Mars transportation environment definition document. Technical Report. NASA/TM-2001-21935, 2001

9 Marie-Christine D. Actual knowledge of Martian environment and associated thermal control and life support solutions for the future. In: 31th International Conference on Environmental Systems. Florida, 2001. 2001-01-2283

10 Fan H L, Wen Y P. A review of spacecraft thermal balance test (in Chinese). Spacecraft Environ Eng, 2007, 24: 63–68 [范含林, 文耀普. 航天器热平衡试验评述. 航天器环境工程, 2007, 24: 63–68]

11 Pauken M T, Kinsella G M, Novak K S, et al. Mars exploration rover thermal test program overview. In: 34th International Conference on Environmental Systems. Colorado, 2004. 2004-01-2310

12 Novak K S, Kempenaar J E, Liu Y, et al. Mars science laboratory rover system thermal test. In: 42th International Conference on Environmental Systems. California, 2012

Design and verification of the thermal control system for the Zhurong rover

XIANG YanChao[1,2], ZHANG BingQiang[1,2], XUE ShuYan[1,2], ZHENG Kai[1,2], DAI ChengHao[1,2], YANG HuNing[1,2] & LIU GuoQiang[1]

[1] *Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;*
[2] *Beijing Key Laboratory of Space Thermal Control Technology, Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China*

The conditions of low temperature, weak sunlight, and low-density atmosphere on Mars pose severe challenges to the thermal control design and verification of the Zhurong rover. The thermal control system adopts the idea of broadening sources of incoming energy and reducing energy expenditure. This is accomplished by an energy conversion and storage system based on in-situ solar energy use combined with a nano-aerogel insulation system, which solves the problems of energy supply and heat loss without a nuclear source. The thermal design has been verified by thermal analysis simulations. Low-pressure static thermal balance tests, low-pressure atmosphere thermal balance tests, and thermal control product performance tests were carried out to validate the thermal model. The testing was successful, and the thermal control verification problem, caused by the difficulty of comprehensively simulating the thermal environment on Mars, was solved. The successful design and full verification of the thermal control system laid the foundation for the spacecraft to complete its mission.

Mars rover, thermal control system, solar collector, nano aerogels

doi: 10.1360/SST-2021-0490