



深空极端热环境下热控材料研究现状与发展趋势

于登云, 邱家稳, 向艳超

Research Status and Development Trend of Thermal Control Materials in Deep Space Extreme Thermal Environment

YU Dengyu, QIU Jiawen, and XIANG Yanchao

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210042>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

航天器用可变发射率热控器件的研究进展

Development of Variable-Emittance Thermal Control Technology

深空探测学报(中英文) . 2018, 5(2): 188-200

深空探测器同位素热源环境试验技术

Environment Testing Technology of Radioisotope Heat Source for Deep Space Exploration

深空探测学报(中英文) . 2017, 4(2): 138-142

冷原子干涉重力仪在深空环境下的微重力探测

Exploration of Microgravity by Using the Cold Atom Interferometer in Deep Space Environment

深空探测学报(中英文) . 2017, 4(1): 20-25

核热推进技术发展综述

Review of Nuclear Thermal Propulsion Technology Development

深空探测学报(中英文) . 2017, 4(5): 417-429

中国月球及深空空间环境探测

The Lunar and Deep Space Environment Exploration in China

深空探测学报(中英文) . 2019, 6(2): 105-118

深空探测推进技术发展趋势

Development of Deep Space Propulsion Technology

深空探测学报(中英文) . 2018, 5(4): 323-330



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

深空极端热环境下热控材料研究现状与发展趋势

于登云¹, 邱家稳², 向艳超³

(1. 中国航天科技集团有限公司, 北京 100048; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094; 3. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘要: 深空探测过程中, 探测器可能会遇到极端低温环境、极端高温环境、气体环境等极端热环境, 这些极端热环境给探测器热控分系统设计造成了非常大的困难, 对热控设计中使用的热控材料的功能性能提出了严苛的要求。针对中国未来深空探测任务, 分析了深空探测中典型的极端热环境因素及其对航天器热控系统的影响, 论述了耐温1 200 °C的二氧化硅气凝胶、低密度(<30 kg/m³)二氧化硅气凝胶、透明聚酰亚胺薄膜、吸热涂层等热控新材料在中国深空探测任务中的应用现状及其主要性能表征, 分析了轻质耐极端高温材料、气体环境下的高效隔热材料等新热控材料的发展趋势。

关键词: 深空探测; 热环境; 热控材料; 热防护

中图分类号: V19

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)05-0447-07

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210042

引用格式: 于登云, 邱家稳, 向艳超. 深空极端热环境下热控材料研究现状与发展趋势[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(5): 447-453.

Reference format: YU D Y, QIU J W, XIANG Y C. Research status and development trend of thermal control materials in deep space extreme thermal environment[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(5): 447-453.

引言

深空探测是空间技术发展 to 一定程度的必然选择, 也是人类探索地球与生命起源和演化奥秘的重要途径。从1959年前苏联第一颗月球探测器升空以后, 美、苏等国家先后对月球、金星、火星、木星、土星、小行星等太阳系内天体开展了多种形式的探测。中国也顺利实施了对月球的环绕探测、月面巡视探测及采样返回, 并开启了火星探测新征程, 同时正在开展对小行星、木星及太阳等天体探测的论证^[1-2]。

与近地空间的航天器相比, 深空探测器在运行过程中, 常常面临复杂极端热环境的考验, 如: 月夜长时间低温环境、火面低气压环境、7 500 N变推力发动机工作时1 500 °C高温壁面热辐射环境等, 这就要求深空探测器热控分系统必须根据航天器的使命及热环境进行特殊的系统设计。热控材料作为被动热控设计的重要组成部分, 在深空探测器热控设计中扮演着重要角色。文献[3]从航天器总体的角度, 论述了对高导热材料、界面材料及高效隔热材料的需求; 文献[4]从热控设计的角度, 提出了对导热/隔热材料、智能热控涂层、新型功能热控材料的需求。上述文献主要针对近

地轨道航天器热控需求, 而深空探测器面临的环境与近地航天器的热环境差异大, 对热控材料的需求也存在特殊性, 因此有必要针对深空探测器热环境提出热控材料发展的需求。本文分析了深空探测可能遇到的极端热环境因素及其对航天器热控系统的影响, 论述了热控新材料在中国探月、探火等深空探测任务中的研究现状, 分析了深空极端热环境下热控材料的发展趋势。

1 深空极端热环境及其热效应分析

对于不同深空探测对象, 航天器将面临不同的极端热环境的考验。对于太阳系内天体的探测, 航天器可能遇到的极端热环境因素包括: 极端低温环境、极端高温环境、低/高气压环境、弱光照环境、沙尘环境等, 这些极端环境因素通常以组合形式出现, 对探测器热控系统产生重要影响。

1) 极端低温环境: 一般为自然环境, 常见于自转周期长的天体背面、火星及以外天体表面等, 如月面月夜温度低至-196 °C (“嫦娥四号”探测器实测温度)^[5]、月球南极阴影坑内约-230 °C^[6]、火星极区最低温度约-123 °C^[7]等。极端低温环境对热控材料低温适

性提出了要求。另外,材料在极端低温环境下的性能的变化对热控性能的影响也需要关注。

2) 极端高温环境: 一般包括自然高温环境和诱发高温环境。自然高温环境常见于自转周期长的天体阳面, 以及近太阳观测探测器的阳照面, 如金星阳照面温度最高达 485°C 、月球的阳照面也达到 120°C 等。诱发高温环境常见于高温发热体周围, 如工作中的发动机壁面、羽流冲刷壁面、同位素热源/电源及核电源壁面、受到高速气动加热的表面等。极端高温环境对热控材料的高温适应性及材料性能变化提出了要求。

3) 低/高气压环境: 火星表面存在约 700 Pa 的气体环境, 主要成分是二氧化碳^[7]; 金星表面则存在约90个大气压的气体环境, 主要成分为二氧化碳。木星表面也存在一定压力的气体环境。低/高气压环境对多层隔热组件等依靠辐射反射进行热隔离的产品的隔热性能有一定的影响。

4) 弱光照环境: 在火星及以远天体表面接受到的太阳辐射较近地太阳辐射强度小很多, 主要原因是与太阳的距离远, 另外大气中的尘埃对太阳光的反射和吸收效应进一步减弱了到达星体表面的太阳辐射。火星大气层顶的太阳辐射强度仅为地球大气层顶太阳辐射强度的42%, 木星、土星等距离更远的天体处的太阳辐射强度更小。弱光照环境将降低探测器表面接受到太阳辐射能量, 影响探测器表面的平衡温度^[8]。

5) 沙尘环境: 一般包括自然沙尘环境和诱发沙尘环境。自然沙尘环境如火星表面气体流动引发的沙尘暴环境^[7]; 诱发沙尘环境如月球着陆器着陆时发动机羽流吹起的月尘、月面航天员行走带起的月尘等。沙尘环境通常会污染热控涂层, 损伤热控材料表面状态, 改变材料表面性能。

2 极端热环境效应防护中的新材料研究现状

2.1 发动机辐射热防护中的耐高温新材料研究

对于航天器上常用的大推力发动机, 如490、3 000及7 500 N发动机, 其工作时喉部温度近 $1\ 500^{\circ}\text{C}$, 在其周围形成的固壁高温辐射环境, 对周围设备产生强烈的加热效应^[9]; 发动机的羽流场将对羽流场内设备产生羽流加热效应, 对设备的热控制造成严重问题^[10]。为防护发动机周围的设备, 在真空环境下一般用高温隔热组件进行辐射屏蔽隔热, 如图1所示。高温隔热组件的最外层一般使用不锈钢箔, 其耐高温性能通常决定了高温隔热组件的最高使用温度。在月球探测器中使用的不锈钢箔短时最高耐受温度约 $1\ 400^{\circ}\text{C}$ 。



图1 490 N 高温隔热屏

Fig. 1 High temperature heat shield for 490 N engine

在存在大气环境的火星等天体表面, 多层结构高温隔热组件的热防护效果将被气体导热效应削弱, 隔热性能降低。耐高温纤维增强气凝胶材料不仅能够通过纳米孔削弱气体导热和对流换热效应, 而且具有较强的耐温性能和可加工性^[11]。在“天问一号”探测器进入火星大气过程中, 对7 500 N变推力发动机固壁热辐射防护采用了耐高温二氧化硅气凝胶复合材料, 详见图2。耐高温二氧化硅气凝胶材料使用耐高温纤维毡作为增强体, 与二氧化硅气凝胶复合, 形成纤维增强气凝胶材料, 该材料在大气环境下具有优异的隔热性能和耐温性能, 能够适应 $1\ 200^{\circ}\text{C}$ 高温环境, 型面加工性能及高温环境下的热稳定性良好。图3给出了大气环境下耐高温二氧化硅气凝胶热导率随温度变化曲线, 材料的热导率随温度升高而增大。耐高温气凝胶材料在中国深空探测器“天问一号”上首次得到应用。



图2 耐高温二氧化硅气凝胶实物

Fig. 2 High-temperature aerogel composite

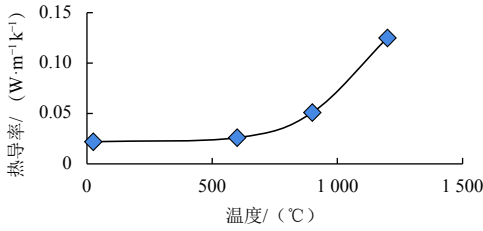


图 3 耐高温二氧化硅气凝胶热导率随温度变化曲线
Fig. 3 Thermal conductivity of high-temperature aerogel composites vs temperature

2.2 火面气体环境中的气凝胶隔热材料研究

传统航天器上使用的隔热措施一般为多层反射式隔热组件，其由反射屏和间隔层组成，在真空环境下具备良好的热辐射隔离性能。但对于存在大气的环境，多层隔热组件的隔热性能受气体分子导热影响，明显下降。低密度纳米气凝胶材料是一种轻质多孔材料，具有极低的密度、高比表面积和高孔隙率，孔径一般小于50 nm，小于气体分子运动自由程（地球空气分子的平均自由程约70 nm），可以消除分子间的导热和对流换热效应，从而在大气环境仍具有优异的隔热性能^[12]。

目前低密度纳米气凝胶材料已成功应用到火星巡视器热控系统中。美国的“机遇号”（Opportunity）、“勇气号”（Spirit）等火星车都使用了二氧化硅气凝胶材料^[13]。“天问一号”火星车上使用了中国自主开发的低密度二氧化硅气凝胶，用于在火面探测阶段火星车舱内设备的保温，气凝胶材料实物照片详见图4。这是中国首次在航天器上应用低密度纳米气凝胶隔热材料。

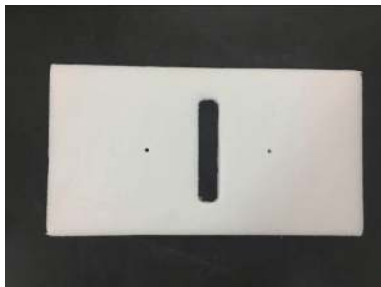


图 4 低密度二氧化硅气凝胶
Fig. 4 Low density silica aerogel composite

低密度二氧化硅气凝胶是用泡沫作增强体、二氧化硅作填料的复合材料，解决了纯二氧化硅气凝胶易碎、实施可操作性差的问题。相比纯二氧化硅气凝胶，其抗力学性能显著提高，隔热性能无明显变化。低密度二氧化硅气凝胶在1 400 Pa、二氧化碳环境下热导率随温度的变化曲线见图5，在0 °C时，气凝胶的热导率仅为0.005 4 W/(m·K)，隔热性能良好。该材料

通过了辐照总剂量、热循环、热真空等环境试验验证，产品的环境适应性良好^[14]。

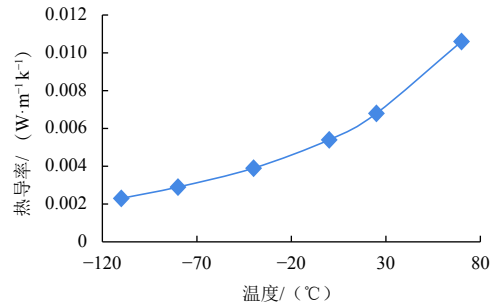


图 5 二氧化碳气氛下低密度气凝胶热导率随温度变化曲线
Fig. 5 Thermal conductivity of low density aerogel at different temperatures

2.3 火面弱光照环境中的透光与吸热材料研究

由于火星表面光照弱，对于火面巡视器热控中的设备保温，如果直接将太阳能转换为热能进行利用，要比将太阳能转换为电再利用效率更高，资源消耗更小。在“天问一号”火星车上，采用透明聚酰亚胺薄膜及吸热涂层组合构成太阳能收集装置，既能高效收集太阳能，又能屏蔽火星表面风进入火星车舱内，进而增加舱内向环境的漏热。图6和图7给出了透明聚酰亚胺薄膜和吸热涂层实物照片。



图 6 透明聚酰亚胺膜
Fig. 6 Transparent polyimide film

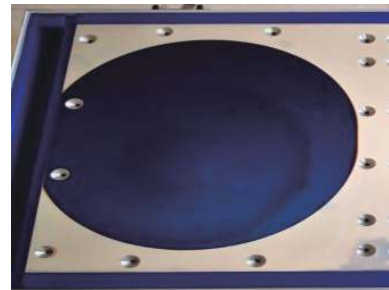


图 7 吸热涂层（蓝色区域）
Fig. 7 Absorbing coating

透明聚酰亚胺薄膜材料是一种太阳全光谱能量透过率高、热稳定性好的透明材料，厚度约45 μm，太阳

光谱透过率大于0.8。使用该材料作为透光窗口材料,既透光,又能阻挡风及火星尘进入舱内。

吸热涂层是一种Al-AIN复合膜系结构涂层,包括减反层、吸收层及红外反射层。吸热涂层的太阳吸收率大于0.92,发射率小于0.08。该涂层主要用于吸收太阳能,同时减少热量通过辐射方式散失。

透明聚酰亚胺薄膜及吸热涂层通过了真空-紫外、质子、电子等辐照试验等,产品性能稳定,环境适应性良好。

2.4 变太阳辐照环境下低吸收低发射涂层材料研究

火星探测器在地火转移期间,太阳辐照强度变化大,平均太阳辐照强度由1 365 W/m²减至589 W/m²。这种大的太阳辐照强度变化会对一直受太阳照射的探测器产生较大的影响。为了降低地火转移期间太阳辐照强度变化大对探测器热控的影响,一种低吸收、低发射涂层被开发出来,并被应用在火星探测器表面,实物照片详见图8。这种涂层的太阳吸收比为0.19±0.02,红外半球发射率在0.2~0.4范围,根据设计

需求可调节。该涂层通过空间环境验证,性能稳定,环境适应性良好。



图8 低吸收比低发射率涂层
Fig. 8 Low absorption and low emission coating

2.5 小结

2007年至今,中国从“嫦娥一号”月球探测到“天问一号”火星探测,先后成功实施了6次深空探测任务,在此过程中,牵引开发了低密度气凝胶、高透明聚酰亚胺薄膜等新材料,有力支持了任务实施。表1汇总了上述材料的基本性能参数、应用环境及作用、后续发展的方向。

表1 中国深空探测中应用的新热控材料

Table 1 New thermal materials used in deep space exploration

材料名称	基本性能	应用环境及作用	发展方向
耐高温气凝胶	耐温: ≥1 200 °C; 常压热导率: <0.053 W/(m·K) @900 °C; 面向线膨胀系数: <6×10 ⁻⁶ /K	真空及大气环境下高温辐射热隔离	提高耐温性能及尺寸热稳定性,降低导热系数及密度
低密度气凝胶	CO ₂ 气氛、压力1 400 Pa的热导率: <0.008 W/(m·K) @25 °C时	大气环境下隔热	降低导热系数及密度,提高尺寸热稳定性
透明聚酰亚胺薄膜	太阳光谱透过率: >0.8; 幅宽: >1 m	火星表面太阳能利用	提高太阳光谱透过率及耐紫外辐照性能
吸热涂层	太阳吸收率: >0.92; 发射率: <0.08	火星表面太阳能利用	提高太阳光谱吸收率
低吸收低发射率涂层	太阳吸收比: <0.2; 红外发射率: <0.2; 吸发比: α/ε < 1	低温天体探测器器表	降低太阳吸收比,提高耐紫外性能

3 深空极端热环境下热控新材料发展趋势

3.1 极端高温环境下高温防护材料发展趋势

局限在太阳系内探测活动,从航天器热控制的角度看,可分为两个方向:一个是地内行星探测,一个是地外行星探测。相比近地探测,地内探测的热环境是越靠近太阳越热,最热处当属近太阳探测热环境,此处热控制的主要工作内容是极高热流热防护和热排散,热控设计对耐高温(1 500 °C左右)材料需求强烈;地外探测的热环境是越远离太阳越冷,最冷处当属太阳边际探测热环境,此处热控制的主要工作内容是核热能利用及设备保温,热控设计更多聚焦在核热能的热量收集、传输与利用方面,温度水平一般在(500~600) °C。另外,考虑发射成本尽可能降低,

要求新材料的密度尽可能的低。因此,未来深空探测中极端高温环境下热防护热控材料的发展趋势是提高材料耐温性,应发展耐温性不低于1 500 °C的轻质耐高温材料。

以近太阳观测探测为例,当探测器距离日心的距离小于0.05 AU(AU:天文单位,表示日-地平均距离)时,探测器接收到的太阳辐照强度高达546 kW/m²,探测器朝阳表面温度约1 550 °C(涂层α/ε取值0.6),如此高的温度环境对隔热材料、涂层材料等的耐温性能提出了很高的要求;同时高真空及高太阳辐照环境,对材料的耐辐照性能也提出了高要求^[15-18]。对标美国“帕克”近太阳观测探测器(Parker Solar Probe)热防护系统,其结构直径2.72 m,采用C-C面板及C泡沫的夹层芯结构,对日面制备有氧化铝陶瓷涂层。C-C面板由6层

T300碳纤维烧结而成, 厚度0.76 mm, 工作最高温度为1 450 °C; C泡沫热导率0.05 W/(m·K), 密度为16 kg/m³; 氧化铝陶瓷涂层在1 450 °C、太阳高能粒子轰击及极紫外辐照环境下, α/ϵ 小于0.6^[19]。

除了提高材料的耐温性能外, 极端高温环境下的热物性参数测试方法及极端测试环境模拟方法等也是重要发展方向。

3.2 气体环境下低密度高效隔热材料发展趋势

阻断传热路径是航天器热设计中的重要一环。针对导热、辐射及对流三种传热形式, 在不同的环境条件下, 隔热方式主要有两种: 一种是真空环境下, 阻断导热和辐射传热路径, 一般采用反射式多层隔热设计方法, 如多层隔热材料等; 另一种是气体环境下, 阻断导热、辐射及对流传热路径, 一般采用减小导热、削弱辐射、抑制对流的热控设计方法, 如纳米气凝胶材料及各类纤维隔热毡等。

以火星、金星表面探测为例, 行星表面存在的气体对以辐射反射方式进行隔热的多层隔热组件的隔热性能影响明显, 需要使用类似纳米气凝胶等能够抑制气体对流的材料进行隔热。对于应用在气体环境下的隔热材料, 如气凝胶、聚酰亚胺泡沫及柔性隔热毡等, 需要针对应用环境中的气体种类、气体压力及气体温度等环境条件, 在热导率满足设计要求的条件下, 降低材料密度, 提高材料的外形尺寸热稳定性、可加工性, 降低材料表面颗粒脱落性能。对标美国在“机遇号”等火星车上使用的低密度气凝胶隔热材料, 其在1 400 Pa的二氧化碳气氛下0 °C时的热导率约为0.012 W/(m·K), 密度小于20 kg/m³^[20-22]。

3.3 特殊极端环境下热控新材料发展趋势

在深空探测中, 针对一些特殊的极端环境, 对热控材料提出了特殊的需求。对于金星、木星等大气进入式探测任务, 需要解决短期工作设备热耗排散难题, 相变材料蓄热是一种重要的热控措施。提高相变材料的相变潜热、增强相变材料的化学性能稳定是高性能蓄热材料的发展趋势。对于地内行星探测, 由于太阳辐射强度越来越大, 需要解决太阳辐照强度逐渐增大对散热性能的影响, 耐太阳辐照性能好的低太阳吸收比、高红外发射率涂层是发展趋势, 一般要求 α/ϵ 尽量低; 对于地外行星探测, 则太阳辐射强度越来越小, 需要解决太阳辐照强度逐渐减小对热控性能的影响, 耐空间环境好的低太阳吸收比、低红外发射率涂层是发展趋势, 一般要求 α/ϵ 接近1, α 小于0.1。对于热控涂层, 还要重点关注涂层对质子、电子及紫外辐照环境的耐受能力。

4 结束语

热控材料是航天器热控系统进行极端热环境防护的基础, 其性能对于航天器热控分系统的任务完成具有重要影响。随着深空探测活动的深度和广度进一步扩大, 发展能够耐受极端高温环境的轻质隔热材料、气体环境下高性能隔热材料及低红外发射率涂层材料等对保障未来深空探测器的热控系统设计具有重要的意义。

参 考 文 献

- [1] 孙泽洲, 孟林智. 中国深空探测现状及持续发展趋势[J]. 深空探测学报(中英文), 2015, 47(6): 785-791.
SUN Z Z, MENG L Z. Current situation and sustainable development trend of deep space exploration in China[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2015, 47(6): 785-791.
- [2] 于登云, 孙泽洲, 孟林智, 等. 火星探测发展历史与未来展望[J]. 深空探测学报(中英文), 2016, 3(2): 108-113.
YU D Y, SUN Z Z, MENG L Z, et al. The development process and prospects for Mars exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 108-113.
- [3] 范含林, 范宇峰. 航天器热控分系统对材料的需求分析[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(2): 135-138.
FAN H L, FAN Y F. The demand of materials in the spacecraft thermal control subsystem[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(2): 135-138.
- [4] 李明. 我国航天器发展对材料技术需求的思考[J]. 航天器工程, 2016, 25(2): 1-5.
LI M. Review on requirement of materials technology for development of Chinese spacecraft[J]. Spacecraft Engineering, 2016, 25(2): 1-5.
- [5] 吴伟仁, 刘继忠, 唐玉华, 等. 中国探月工程[J]. 深空探测学报(中英文), 2019, 6(5): 405-416.
WU W R, LIU J Z, TANG Y H, et al. China lunar exploration program[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(5): 405-416.
- [6] ROSA D D, BUSSEY B, CAHILL J T. Characterization of potential landing sites for the European Space Agency's lunar lander project[J]. Planetary and space science, 2012, 74(1): 224-246.
- [7] ALEXANDER M. Mars transportation environment definition document: NASA/TM-2001-210935[R]. Marshall Space Flight Center, Alabama, USA: NASA, 2001.
- [8] GILMORE D G. Spacecraft thermal control handbook, Volume I: fundamental technologies[M]. El Segundo, California: The Aerospace Press, 2004.
- [9] 韩崇威, 赵敬伟, 张响, 等. 第二代490N发动机热控设计[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(4): 388-391.
HAN C W, ZHAO Q W, ZHANG Y, et al. Thermal control design of the second generation 490N engine[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(4): 388-391.
- [10] 马巨印, 张有为, 陈建新, 等. 大推力发动机在轨羽流热效应监测与反演方法[J]. 航天器工程, 2019, 28(4): 60-64.
MA J Y, ZHANG Y W, CHEN J X, et al. Method of on-orbit plume heat effect monitoring and inversion for large thrust engines[J]. Spacecraft Engineering, 2019, 28(4): 60-64.
- [11] 朱召贤, 王飞, 姚鸿俊, 等. 遮光剂掺杂Al₂O₃-SiO₂气凝胶/莫来石纤

- 维毡复合材料的高温隔热性能研究[J]. *无机材料学报*, 2018, 33(9): 969-975.
- ZHU Z X, WANG F, YAO H J, et al. High-temperature insulation property of opacifier - doped $\text{Al}_2\text{O}_3\text{-SiO}_2$ aerogel/mullite fiber composites[J]. *Journal of Inorganic Materials*, 2018, 33(9): 969-975.
- [12] HÜSING N, SCHUBERT U. Aerogels-airy materials: chemistry, structure, and properties[J]. *Angewandte Chemie International Edition*, 1998(37): 22-45.
- [13] NOVAK K S, PHILLIPS C J, SUNADA E T, et al. Mars exploration rover surface mission flight thermal performance[C]//35th International Conference on Environmental System. Rome, Italy: [s. n.], 2005.
- [14] 艾素芬, 向艳超, 雷尧飞, 等. 火星车低密度纳米气凝胶隔热材料制备及性能研究[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2020, 7(5): 466-473.
- AI S F, XIANG Y C, LEI X F, et al. Preparation and characterization of ultra-low density nano-aerogel insulation materials for Mars rover[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(5): 466-473.
- [15] DANTZLER A A, STRAIN R D, FAULCONER J W. Solar Probe+ mission engineering study report[R]. USA: The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, 2008.
- [16] HEISLER E, ABEL E, CONGDON E, et al. Full scale thermal simulator development for the solar probe plus thermal protection system[C]//Proceedings of the 2017 IEEE Aerospace Conference. [S. l.]: IEEE, 2017.
- [17] 黄善杰, 林隽, 金振宇, 等. 帕克太阳探测器热防护系统研究及启示[J]. *天文研究与技术*, 2020, 17(4): 538-547.
- HUANG S J, LIN J, JIN Z Y, et al. Research and enlightenment of heat protection system of Park Solar Probe[J]. *Astronomical Research and Technology*, 2020, 17(4): 538-547.
- [18] 黄善杰, 种晓宇, 林隽, 等. 太阳爆发抵近探测器的热防护设计方案研究[J]. *天文研究与技术*, 2021, 18(1): 87-100.
- HUANG S J, ZHONG X Y, LIN J, et al. Study on design scheme of thermal protection of probe for in situ measurements of solar eruption[J]. *Astronomical Research and Technology*, 2021, 18(1): 87-100.
- [19] CONGDON E A, MEHOKE D S, BUCHTA M, et al. Development of a high-temperature optical coating for thermal management on solar probe plus[C]//10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Chicago, Illinois: AIAA, 2010.
- [20] HICKEY, GREGORY S. Integrated thermal control and qualification for Mars rover[C]//SAE 26th Int. Conference on Environmental Systems. [S. l.]: SAE, 1996.
- [21] WEN H, HICKEY L C, BRAUN G, et al. Sojourner Mars rover thermal performance[C]//SAE 28th Int. Conference on Environmental Systems. [S. l.]: SAE, 1998.
- [22] STEVEN M J. Aerogel: space exploration applications[J]. *Journal of Sol-Gel Science and Technology*, 2006, 40(2-3): 351-357.

作者简介:

于登云(1961-),男,研究员,主要研究方向:航天器动力学与总体设计技术。

通讯地址:北京市海淀区阜成路16号航天科技大厦(100048)

电话:(010)68370292

E-mail: yudyun@sina.com

Research Status and Development Trend of Thermal Control Materials in Deep Space Extreme Thermal Environment

YU Dengyu¹, QIU Jiawen², XIANG Yanchao³

(1. China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China; 2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;
3. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: Extreme environments such as extreme cool environment, extreme hot environment and gaseous environment will be encountered in deep space exploration; these environments pose great difficulties to the design of thermal control subsystem and put forward strict requirements for thermal control material. In view of future deep space exploration missions in China, the typical extreme thermal environment factors and their influences on the design of spacecraft thermal control subsystem were analyzed. The application and main performance of some new thermal control materials were discussed, and these new thermal control materials include high-temperature aerogel composites with maximum operating temperature of 1 200 °C, low density silica aerogel composites with a density lower than 30 kg/m³, transparent polyimide film and solar heat absorbing coating. The development trend for new thermal control materials was analyzed, such as light-weight heat-resistant materials in extreme high temperature environment and high-efficiency heat insulation materials in gaseous environment.

Keywords: deep space exploration; thermal environment; thermal control material; thermal protection

Highlights:

- Extreme thermal environment factors and their influences are analyzed.
- High-temperature aerogel composites with maximum operating temperature of 1 200 °C are discussed.
- Low density silica aerogel composites with a density lower than 30 kg/m³ are discussed.
- The requirements for new thermal control materials are proposed.

[责任编辑：高莎，英文审校：宋利辉]