

太阳探测器热防护系统发展现状及趋势

马彬¹, 张颜², 代树武¹, 王心桥², 徐宝升²

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 北京理工大学先进结构技术研究院, 北京 100081)

摘要: 随着太阳探测任务向更近太阳、更极端环境拓展, 热防护系统 (Thermal Protection System, TPS) 作为关键技术备受关注。本研究系统梳理了日地L1点探测、太阳极轨探测与太阳抵近探测3类任务的热环境特点及其对TPS的应用需求, 深入分析了对应TPS的设计理念、材料选择与技术路线。研究表明, 未来太阳探测热防护技术的发展趋势已超越单一材料性能的提升, 转向结构-功能一体化的协同设计, 这包括: ①开发耐超高温轻量化复合材料, 构建高效隔热与承载性能兼具的复合结构; ②提升热光学涂层技术, 在提升多途径隔热效能的同时, 确保材料在极端太阳风环境下的长期稳定性; ③推进大尺寸整体化制备工艺, 以实现高可靠性与低成本统一。本研究提炼的关键材料与优化方法, 为中国深空探测任务应对极端热环境提供了重要的理论支持与技术储备。加快相关核心技术攻关, 对提升国家航天科技原始创新能力和深空探测战略实施具有重大意义。

关键词: 太阳探测; 热防护系统; 复合材料

中图分类号: V45

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2025)05-0531-11

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20250063

引用格式: 马彬, 张颜, 代树武, 等. 太阳探测器热防护系统发展现状及趋势[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(5): 531-541.

Reference format: MA B, ZHANG Y, DAI S W, et al. Development status and trend of thermal protection systems for solar probes[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(5): 531-541.

引言

随着航天技术的不断发展, 对太阳系乃至外太阳系的空间探测已成为必然趋势^[1-3]。探测和研究太阳活动不仅是了解宇宙和太阳系起源、演化及现状的重要手段, 也是了解地球自然系统和空间现象之间联系的必要手段。因此, 研究各个尺度上的太阳活动规律, 发展太阳活动的观测手段和预报方法, 对国防和国民经济有着重要现实意义^[4-7]。

人类对太阳进行科学观测和研究的历史可以追溯到1610年, 伽利略使用其发明的天文望远镜对太阳黑子展开常规观测^[4]。在此后长达数百年的时间里, 人类对太阳的认识主要是依靠地面望远镜在可见光波段的观测。自从人类进入空间时代以来, 国内外已发射70余颗与太阳有关的空间探测器, 取得了许多开创性的科学成就(图1), 人们对于太阳内部结构、太阳大气动力学、太阳活动物理机制, 以及行星际空间环境、日地关系的研究更加深入, 太阳空间探测已成为推动太阳物理和空间天气研究发展的主要动力^[8-10]。

近年来, 以美国“帕克太阳探测器”(Parker Solar Probe, PSP)和欧洲“太阳轨道探测器”(Solar Orbiter, SolO)为代表的近距离太阳探测项目相继推进, 标志着人类对太阳的探测已经进入了新高潮。在这一背景下, 热防护系统 (Thermal Protection System, TPS) 是保证探测器任务成败的重要技术, 其地位越来越重要。尤其是太阳抵近探测所面临热防护的挑战比以往任何探测任务都要严峻, 因此太阳抵近探测的TPS设计和开发具有重要的参考价值。根据以上背景, 以不同太阳探测任务为研究对象, 对它们的TPS材料展开详细剖析。通过系统研究各种TPS的设计思想、技术路线和解决办法, 提炼出适合中国深空探测任务的TPS优化方法, 为未来中国深空探测任务提供理论基础和技术储备。

1 典型太阳探测热防护系统介绍

从20世纪60年代开始, 随着航天技术的不断发展, 全世界已经发射的太阳观测卫星主要集中在美

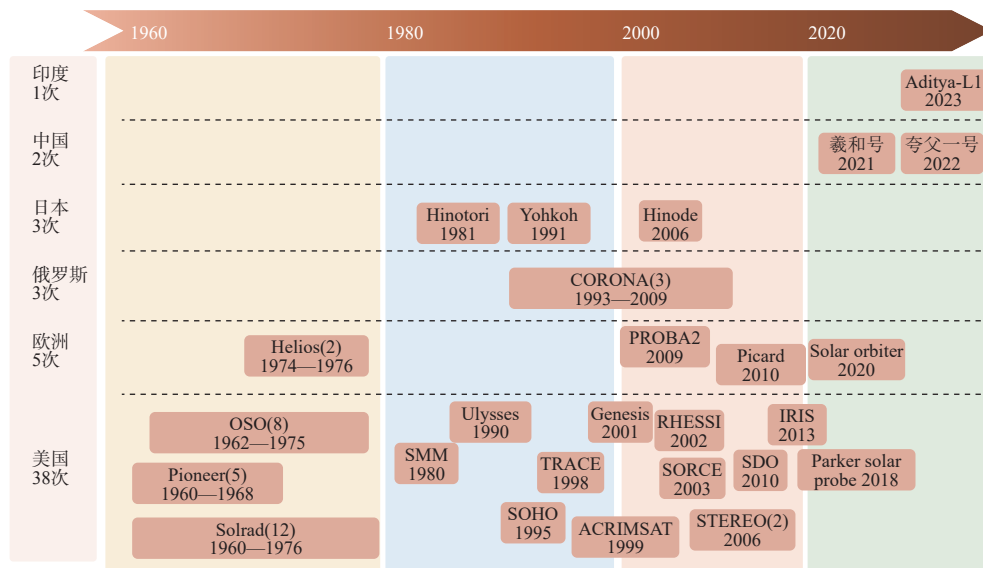


图1 空间太阳探测发展历程

Fig. 1 Development of space solar exploration

国、俄罗斯、日本等发达国家，这些任务主要围绕太阳黑子、耀斑和日冕物质抛射展开，取得了丰硕的探测成果。根据日心距离（即与太阳的距离）的不同，太阳探测任务可以分为3类，每类任务面临的热环境严酷程度依次递增，对TPS的要求也有所不同：在考虑时间跨度、任务特点和成果影响等因素后，选择具有代表性的TPS加以分析。

1.1 日地拉格朗日点探测：太阳与日光层观测台

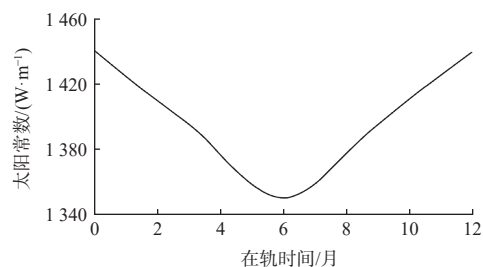
“太阳和太阳风层探测器”（Solar and Heliospheric Observatory, SOHO）是由欧洲航天局（European Space Agency, ESA）与美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）合作开展的国际化深空太阳探测项目，主要对太阳内部到日冕以及太阳风进行深入研究^[11]。该航天器于1995年12月发射升空，迄今已在轨持续运行30 a，成为太阳物理学领域中在轨时间最长的观测平台之一。

1) 任务热环境

SOHO位于日地系统的第一拉格朗日点（L1）的晕轨道（Halo Orbiter）^[12-13]，其轨道动力学受到太阳-地球引力的平衡约束，使航天器一直处在日地连线附近。该轨道位置距离地球 1.5×10^6 km^[11]，在该轨道上可以忽略地球的红外辐射和反照外热流，主要热源只有太阳直射外热流。SOHO在轨工作期间实测日照能量密度曲线如图2所示，数据表明，L1点的日照能量密度为 $1350 \sim 1440$ W/m²。

2) TPS设计

SOHO的TPS设计旨在实现三大核心目标：确保

图2 SOHO所测日照能量密度^[12]Fig. 2 Solar energy density tested by SOHO^[12]

安装在载荷舱上的所有设备温度维持在可接受范围内；为姿态和轨道控制系统（Attitude and Orbit Control System, AOCS）以及精密实验传感器提供热稳定环境，以满足严格的指向精度要求；控制舱内背景的辐射场，为实验传感器创造适宜的辐射环境。为实现上述目标，系统综合运用了多层隔热材料（Multi-Layer Insulation, MLI）、特殊表面涂层等多种热控手段^[14]。载荷舱的全外表面覆盖有13层MLI，其中导电型碳填充聚酰亚胺薄膜作为外层材料实现静电耗散，内层采用聚酯薄膜（Mylar）或聚酰亚胺薄膜（Kapton）构成梯度隔热屏障，载荷舱内壁涂覆有高发射率黑漆，通过壁面辐射最大限度减少舱内温度梯度，保证热环境均匀性^[14-15]。图3为SOHO探测器俯视图。

1.2 太阳极轨探测：太阳轨道探测器

“太阳轨道探测器”（Solar Orbiter, SoIo）是由ESA主导的一项任务，旨在从太阳系内部对太阳及其周围环境进行独特观测^[16]。该探测器设计在接近太阳

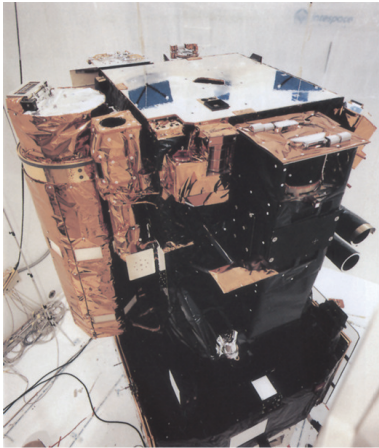


图 3 SOHO探测器俯视图^[11]
Fig. 3 Top view of SOHO spacecraft^[11]

(0.28 AU) 或远离地球 (1.2 AU) 的动态热环境下, 具有全任务周期运行能力, 通过结合遥感和原位科学仪器, 获取多波段太阳图像并直接测量太阳风与磁环境。整个TPS设计不仅要承受近太阳环境的高温, 还需保证科学仪器能持续直接观测太阳^[17-19]。

1) 任务热环境

在任务周期内, 航天器要经历22次轨道周期, 环境温度在极热与极冷之间剧烈变化。金星重力辅助机动期间, 探测器还需短暂应对来自金星的反射太阳通量和红外辐射。探测器在近日点 (0.28 AU) 处所承受的太阳辐射通量高达17.5 kW/m² (约13个太阳常数), 导致热盾前沿和高增益天线 (High-Gain Antenna, HGA) 等直面太阳的部件温度可达500 °C。同时, 遥感仪器的探测器需冷却至-50 °C以下, 因此散热器面板要与航天器的主体结构实现热隔离^[19]。此外, 来自热盾后方设备杂散光的反射也会造成局部热流分布不均匀, 需要加以控制或使热设计能够承受额外的太阳辐照度。SolO隔热罩如图4所示。



图 4 SolO隔热罩^[17]
Fig. 4 SolO heat shield^[17]

2) TPS设计

TPS的核心挑战在于既要抵御高温太阳能通量, 又要给各个仪器和子系统提供适宜的工作温度。整体隔热罩作为主要的防御措施, 在0.28 AU处承受约110 kW的太阳热功率, 但在整个任务过程中, 防护罩需要将主体的热通量限制在15 W以内。其TPS设计依靠两个关键部位: 高温隔热层 (High-Temperature Multi-Layer Insulation, HTMLI) 和位于设备与前防护罩之间的支撑空隙。这两个部位不仅能有效阻挡热量传递, 还能通过间隙将热量辐射到太空中。隔热罩主体结构为铝合金蜂窝夹芯板, 蒙皮采用高模量、高导热性的准各向同性碳纤维层压板来改善热负荷均匀性, 最大限度减少平台热变形, 保证仪器对准精度。MLI沿用SOHO的设计, 除了隔热, 还可利用静电耗散消除由于空间电荷积累对科学数据的干扰。除此之外, 在多层隔热材料 (Multi-Layer Insulation, MLI) 的外表面还涂敷有特别设计的SolarBlack涂层, 实现定向热发射^[20]。SolO探测器TPS如图5所示。

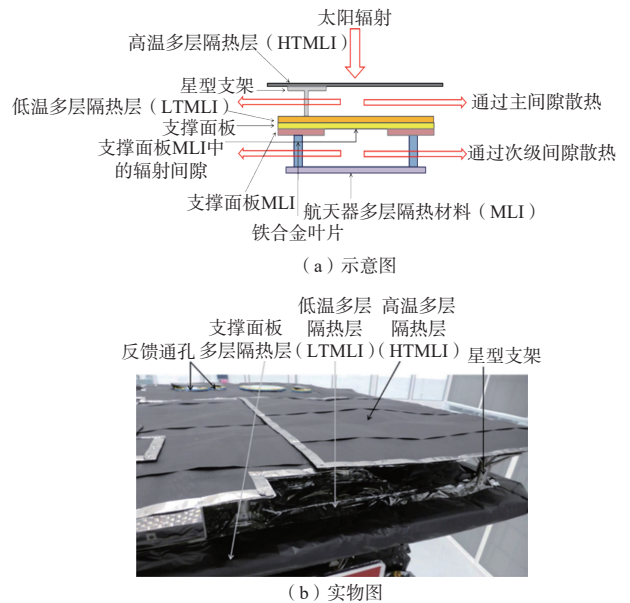


图 5 SolO探测器TPS^[21]
Fig. 5 SolO thermal shield system^[21]

1.3 太阳抵近探测: PSP

PSP是NASA主导的一项旨在研究太阳的深空探测任务。该任务由约翰霍普金斯大学 (Johns Hopkins University) 应用物理实验室 (Applied Physics Laboratory, APL) 开发, 于2018年发射, 计划在为期7 a的任务周期中, 完成24次近日点飞越, 最终进入距离太阳表面约10个太阳半径 (约690万km) 的极端环境中运行^[22]。

PSP的科学目标聚焦于探索太阳系中最后一个尚未被直接观测的重要区域——太阳日冕及其附近空间。自20世纪30~40年代日冕加热现象被发现以来,关于日冕加热机制、太阳风加速以及高能粒子产生与演化等科学问题一直悬而未决。PSP的核心科学目标是通过观测太阳日冕磁场结构及其动力学特性的直接观测,揭示日冕加热的物理机制、太阳风的加速过程以及高能粒子的产生与分布演化规律^[23]。

1) 任务热环境

PSP运行的内日光层是一个复杂而极端的环境,其中最严峻的挑战之一是来自太阳辐射的强烈热负荷。在任务期间,航天器将经历从发射时的1个太阳常数(约 1.36 kW/m^2)到近日点约475个太阳常数的极端热辐射变化。这种极端环境对探测器的TPS提出了极高要求。

在TPS的设计中,特别考虑了探测器最接近太阳表面的时刻。在这种情况下,太阳辐射通量密度高达 700 kW/m^2 ,直接作用于TPS的前表面^[24-25]。TPS需要将进入航天器的热量限制在可承受的范围内,以确保仪器和设备正常运行。任务期间,航天器要经历24次热循环,逐步接近太阳,这些周期的温度范围从第一轨道的 $70\sim 600 \text{ }^\circ\text{C}$,到最后轨道的 $130\sim 1400 \text{ }^\circ\text{C}$ ^[23]。因此,TPS不仅需要具备耐高温能力,还需适应热循环带来的疲劳效应。

PSP重量的限制也对TPS设计提出了严格要求,因此,团队开发了一种结构集成的隔热系统,并采用特殊涂层以优化性能。TPS的形状设计也受到任务需求的限制,例如,航天器上的某些组件需被有效屏蔽,而某些传感器则需在接近太阳时优先暴露,以满足任务操作需求。

2) TPS设计

PSP TPS作为整体隔热层被安装在桁架结构的一端,如图1所示,其尺寸和形状可在探测器朝向太阳时提供完整的本影区域,从而完全遮蔽所有安装在航天器上的设备。PSP的TPS由APL负责设计、组装与测试,其结构如图6所示。最终的TPS由直径约2.7 m,由11.42 cm厚的碳泡沫芯层组成,夹在两个碳-碳复合材料面板之间。暴露在阳光下的碳基面板表面涂覆了特殊涂层,可以有效反射太阳辐射,从而将TPS在极端情况下所达到的最高温度限制在 $1400 \text{ }^\circ\text{C}$ 。TPS陶瓷涂层和碳泡沫厚度与支架桁架的组合设计,几乎完全阻断了太阳能热量流向设备,并允许阴影区域内的部件和仪器在适合环境下稳定运行^[26-27]。

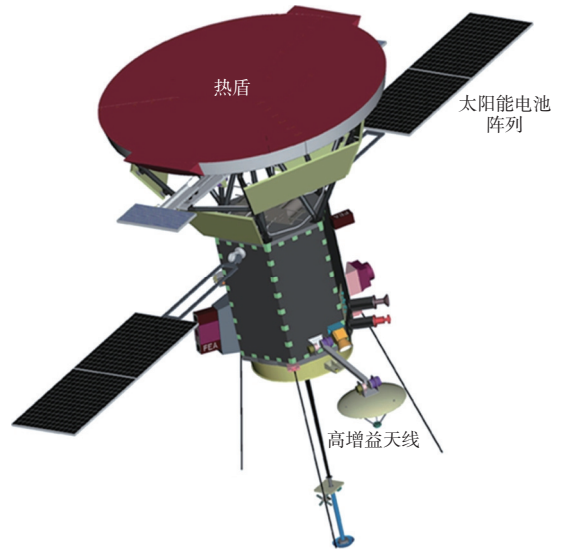


图6 “帕克太阳探测器”结构示意图^[24]
Fig. 6 Schematic diagram of structure of PSP^[24]

2 太阳探测热防护系统关键材料分析

2.1 多层隔热材料

MLI是高真空环境下性能最佳的被动式隔热材料,被广泛应用于各种航天器热控系统中,将航天器内部温度环境与外部温度环境隔离^[28],确保仪器设备在规定的温度范围内工作。MLI的典型结构为金属化反射屏与隔离间隔层交替叠压构成。在空间环境中,反射屏一般为 $6 \mu\text{m}$ 的双面镀铝聚酯薄膜,该薄膜可以有效阻隔来自太阳及其它行星的辐射热流。间隔层一般选择具有一定孔隙率、比较柔软、导热系数较低且轻质的材料,如玻璃纤维、塑料纤维、丝绸和涤纶等制成的网状织物,也可直接利用单面镀有金属层的薄膜材料的起皱或者花纹结构,依靠物理隔离作用防止反射屏直接接触传导热量^[29-30]。

从20世纪70年代起,MLI开始被广泛应用于火箭和卫星的隔热领域^[31-32]。如中国“神州”系列飞船的舱壁上便采用约1 cm厚的镀铝聚酯薄膜与尼龙网交替叠合组成的多层绝热材料,有效隔绝了舱内外的温差;美国麦道公司(McDonnell Douglas Corporation)“德尔它”(Delta)特快飞船液氧箱的内部隔热采用了由铝毡和辐射屏蔽箔构成的内部多层隔热(Internal Multi-layer Insulation, IMI)结构^[33],同样,法国Hermes航天飞机盖板下面的IMI结构,是一种由纤维隔热毡隔开的多层反射屏蔽的轻质隔热系统^[34-36]。

此后,研究人员对MLI在空间环境中的应用及适用性进行了大量深入研究。张建等^[37]通过电子辐照、原子氧作用及紫外线辐照等实验,系统研究了几

种MLI反射屏候选材料(包括聚酯、聚酰亚胺、吡龙以及吡龙-聚酰亚胺混合薄膜)的表面辐射特性。研究表明,在电子辐照和原子氧试验中,这些材料的化学结构和性能均保持稳定,未发生明显变化。然而,在紫外光照试验中,聚酰亚胺样品出现了部分挥发,而吡龙样品则表现出更强的抗紫外线辐射性能。韩炎晖等^[38]通过电子枪模拟空间充放电环境,完成了不同能量电子辐照下表面带电效应的模拟实验,为MLI的空间环境适用性分析和空间应用提供了重要的环境数据和设计指导。

在SolO任务中,支撑面板采用了全包裹式MLI设计,其中高温多层隔热材料(High-Temperature Multi-Layer Insulation, HTMLI)采用钛箔作为反射屏,而低温多层隔热材料(Low-Temperature Multi-Layer Insulation, LTMLI)则选用双层镀铝Uplex[®]膜作为反射屏。该结构成功地将外部高达550℃的热环境温度降到设备合格极限温度(160℃)以下。由此也可以看出,MLI技术可以适应的最高环境温度受其反射屏材料限制,通常上限约为1000℃,这一温度阈值难以满足近太阳探测任务中主隔热系统所面临的极端高温工况需求。但是在应对宇宙深冷背景(约-269℃)及中低温区间(-200℃~300℃)的绝热难题时,MLI技术凭借其优异的性能,仍是最有效的解决方案之一。

2.2 碳基材料

碳基材料,包括碳-碳(C/C)复合材料和多孔碳材料,具有极高的耐热性(在惰性环境中可承受高达2500K的温度)、良好的抗热震性、低热膨胀系数以及高耐化学腐蚀性^[39]。这些特性使其成为极端条件下热防护结构的理想候选材料^[40],在太阳探测等高温极端环境中具有极大的应用前景。

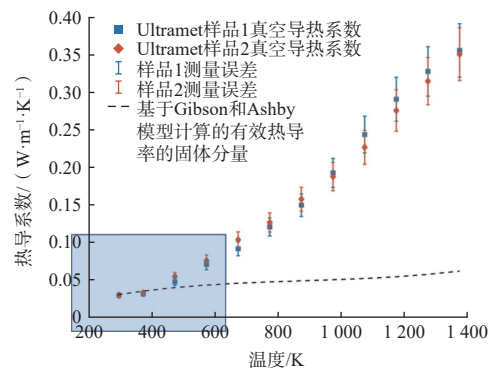
1) 碳泡沫

提高探测器质量效率是当前面临的关键挑战,而使用轻质隔热材料是解决这一问题的办法之一。孔隙率为82%~98%的高度多孔碳泡沫材料在高温隔热领域具有显著优势,其特点包括高刚性、极低密度(50~400 kg/m³)、高温稳定性、在工作温度下有足够强度(0.3~4.0 MPa)和低导热性(0.06~0.60 W/(m·K))^[41]。除了隔热性能优异之外,碳泡沫还可作为高温夹层系统中的结构构件。对于深空探测任务来说,开孔碳泡沫因不会受限于地球到太空期间所带来的压力变化影响而被采用,其热性能是研究的核心焦点。

温度影响碳泡沫的导热机制。在低温条件下,材料的热传导主要通过固体网络实现;而在高温条件下,

辐射传热的作用增强并逐渐占据主导地位。在以往研究中,针对室温环境下碳泡沫的有效导热系数及其传导、对流和辐射分量划分的研究取得了重要进展^[42-44]。除此之外,对于多孔材料在高温下的热性能研究也越来越多。然而,由于高温测试的复杂性,有效导热系数的表征仍面临挑战,特别是在1600K以上的高温范围内,相关数据与建模研究仍然有限^[29-30,45-48]。

在高达1600K的温度下,碳泡沫的有效导热系数主要由固体分量和辐射分量构成^[49]。Tseng等^[47]对酚醛衍生碳泡沫的研究发现,固体传热在室温下占主导地位,而辐射传热在500K时开始显现,并在超过1000K时成为主要传热形式。类似地,对PSP所应用的Ultramet 100 ppi 3%碳泡沫的测试结果如图7所示,室温下有效导热系数主要由固体导热分量决定。然而,随着温度升高,辐射分量的影响显著增强。



注:虚线为基于Gibson和Ashby模型计算的有效热导率的固体分量。

图7 保护热板(Guarded Hot Plate, GHP)法测定的Ultramet 100 ppi 3数据^[50]

Fig. 7 Ultramet 100 ppi 3 data determined by Guarded Hot Plate method (GHP)^[50]

碳泡沫中固体导热能力受泡沫的孔隙分数及固体网络所占比例的影响。以Ultramet 100 ppi 3%开孔泡沫为例,其固体导热分量由固体网络所占比例与固体材料导热系数的乘积决定。对于碳泡沫而言,石墨化程度是决定其有效导热系数的关键因素。根据Alam等^[51]的研究,碳泡沫的有效导热系数范围为1~2000 W/(m·K),具体取决于材料的晶体学特性。在PSP TPS的应用环境中,由于需要低导热性能,非晶碳泡沫成为首选材料。在设计用于室温真空环境的开孔泡沫时,优化重点应放在基础材料的固体导热系数上。然而,图7中框选部分显示,基于模型计算的有效热导率的固体分量可知,在较低温度下,有效导热系数主要由固体导热支配,而在较高温度下,固体导热只占很小一部分。辐射分量的影响变得更为显著。

辐射导热分量的研究相对复杂且较少,但在高温条件下对材料性能的影响至关重要。Sans等^[30]利用光学厚度参数(即消光系数与样品厚度的乘积)研究了辐射导热系数的影响。由于光子的平均自由程与消光系数相关,辐射导热分量受材料厚度和结构的显著影响。通过对随机结构的陶瓷泡沫的研究发现,在1 073 K时,每英寸孔数最高的随机结构泡沫具有较低的导热系数,进一步证实了厚度对有效导热系数的重要性。

2) C/C复合材料

C/C复合材料由于其高熔点、低密度、优异的强度重量比以及良好的热辐射性能(具有较高且稳定的太阳吸收率与总半球发射率比值),成为TPS设计中最具潜力的材料之一。

在近太阳极端环境中,太阳辐射对碳基TPS的影响主要取决于温度和辐射剂量,具体侵蚀机制包括物理溅射、化学侵蚀、热升华和辐射增强升华(Radiation-Enhanced Sublimation, RES)^[52]。Paulmier等^[52]深入研究了太阳风氢离子与PSP TPS所用碳材料间的相互作用,发现在1 800~2 400 K区间内,两种侵蚀过程主导:2 000 K以下的化学溅射和超过该温度的热升华。研究还指出,溅射出的碳物种相对丰度更依赖于C/C复合材料的微观结构,表面缺陷浓度和粗糙度的增加会加速材料降解,显著提升总质量损失率。Eck等^[53]后续扩展研究了氢和氦离子共同轰击下碳材料的侵蚀行为,综合运用多种模拟代码考虑了物理溅射、化学溅射、RES等过程,并区分了慢速与快速太阳风的影响。结果表明,入射粒子引起的物理溅射率较低;化学溅射表现为生成甲烷和乙炔等碳氢化合物,但在2 000 K以上可忽略不计;RES随温度升高而增强,但在PSP的实际运行条件下贡献不显著。总体而言,在1 800 K附近,RES和化学溅射占主导;而当温度超过2 000 K时,热升华成为最主要的侵蚀机制。此外,Paulmier^[54]还关注了高温和质子轰击下C/C复合材料的结构演变,发现材料的加工路线和纤维结构显著影响其结晶度、孔隙率和形貌,进而决定了微观结构退化行为。值得注意的是,由于PSP环境中质子能量低(约2 keV)、离子通量相对较小(约 $5 \times 10^{16} \text{ m}^{-2} \text{ s}^{-1}$),且高温退火效应可修复质子轰击造成的损伤,氢辐照对材料整体和表面性能的影响被评估为相对较弱。

为了深入了解C/C复合材料在近太阳极端多场耦合环境(高温、高能粒子、真空紫外线)下的行为,PSP研究团队在地面模拟平台上开展了系统实验研究,重点考察了材料在4个太阳半径($4 R_S$)处预期高温和真空紫外辐射下的脱气特性、质量损失率及热光

学性能演变^[55-60]。初步试验表明,C/C复合材料制成的热盾在近日点处工作情况良好,其峰值温度和质量损失率均满足甚至优于设计要求,验证了其在极端热-力-辐照综合环境下的可靠性能,为后续探测器设计及轨道规划提供了关键支撑。

选择碳基材料(C/C复合材料和碳泡沫)作为TPS的核心材料,主要是由于其高技术成熟度、轻量化优势以及在真空高温环境下的优异稳定性。然而,尽管具备这些显著优势,但是太阳风粒子(尤其是氦离子)与高温环境的协同作用会诱导碳氢化合物排放,使得碳基材料的热光学性能(发射率、吸收率、反射率)以及在轨行为尚未达到最佳状态。由于太阳热源本质上是纯辐射源,因此热光学特性将完全决定屏蔽层外层的表面温度。

2.3 热光学涂层

外层热控表面的设计是TPS在接近太阳环境下实现足够低温的核心。热控表面通过改善热光特性,可以明显降低TPS的平衡温度,削弱化学或辐射相互作用对其他部件材料降解的影响。理想的外层材料应具备以下3个关键特性:①合适的太阳吸收率与发射率比值(α/ε)。②极端环境耐受性。能够承受高温、太阳风离子轰击及真空紫外线辐射等极端环境。③低质量损失率。在近太阳环境中具有低挥发或剥落率,以免对机载科学仪器造成污染。此外,从材料加工工艺的角度来看,涂层应作为TPS制造过程的最后一步,并适用于大尺寸、大规模的工业化生产。

在PSP任务中,采用大气等离子喷涂工艺在C/C复合材料表面制备 Al_2O_3 涂层。King等^[61-63]在1 773 K氮气环境中测试了涂覆试样的光学性能(图8)。研究表明,该涂层在太阳光谱主能量区($0.3 \sim 2.5 \mu\text{m}$)呈现高反射性(反射80%~90%入射辐射),仅少量能量被吸收并传导至基底;同时在中远红外波段($3 \sim 15 \mu\text{m}$)具有高发射率($\lambda > 6 \mu\text{m}$ 时 $\varepsilon > 0.9$),使吸收热量得以热辐射形式高效散逸。其核心机理在于: Al_2O_3 在可见光波段($\lambda < 1 \mu\text{m}$)的高反射性显著降低热量输入;在 $\lambda \approx 1 \sim 4 \mu\text{m}$ 波段存在光谱透明窗口,允许热量传导至高发射率($\varepsilon \approx 1$)的C/C基底;基底在红外波段直接向太空辐射能量。这种光谱选择性设计使 α/ε 比值降至0.6以下,在距太阳4个太阳半径($4 R_S$)处将热屏蔽温度有效控制1 850 K以下。

Solo任务则采用基于骨炭的SolarBlack涂层(一种基于骨炭的高温涂层),通过ENBIO公司开发的CoBlast技术沉积^[64-65]。该涂层具有高且稳定的 α_s/ε_N (≈ 1)和较低的电阻率,同时兼具温度调控与静

电耗散功能。其设计逻辑源于多层高温热障 (High-Temperature Heat Barrier, HTHB) 构成的复合热屏蔽结构: 串联HTHB层通过抑制横向热传递促进横向散热, 而内置的红外反射层进一步强化该效应。此设计大幅降低了对表面热光学性能的苛求, 使工程重点从最小化 α_s/ϵ_N 比值转向优先保障热光学稳定性及最小化比值变化量 $\Delta(\alpha_s/\epsilon_N)$ 。尽管高吸收表面 ($\alpha_s/\epsilon_N \approx 1$) 相比高反射表面 ($\alpha_s/\epsilon_N \approx 0.2$) 会导致更高的工作温度, 但其在长期服役中展现的卓越稳定性成为关键优势。

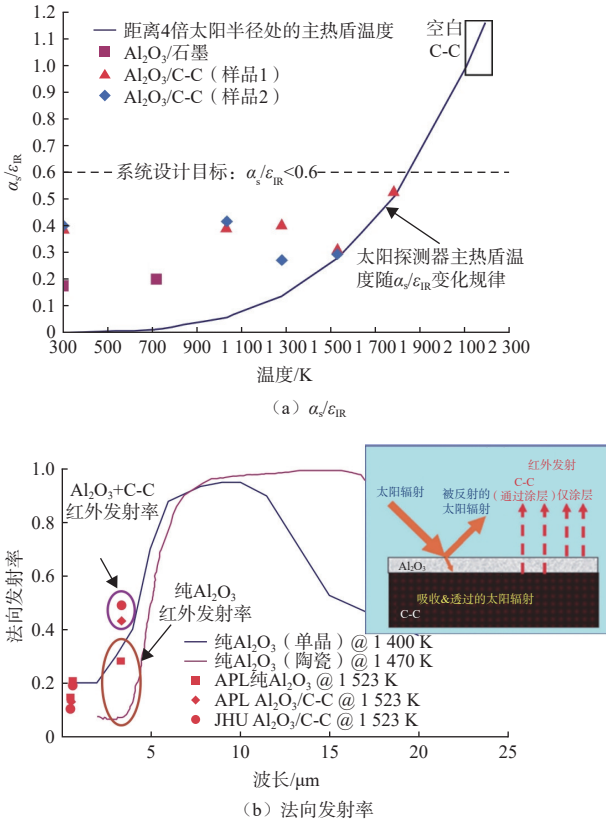


图8 涂敷 Al_2O_3 涂层的碳-碳表面光学性能数据^[63]
 Fig. 8 Data on optical properties of carbon-carbon surfaces coated with Al_2O_3 ^[63]

近太阳探测器外层热控材料设计要处理好热光学性能、环境适应性、工艺可行性之间的关系。PSP任务中的 Al_2O_3 涂层属于“主动降温”途径, 利用光谱选择性反射/发射来直接降低平衡温度, 而SolO的SolarBlack涂层是“稳定性优先”, 依靠热屏蔽结构降低对表面性能的要求, 牺牲理论热效率获得长期的可靠性, 分别证明了高反射和高吸收路线的工程价值。造成这些差异的原因是热屏蔽结构对表面热光学参数依赖性的不同, PSP依靠涂覆层直接降温和SolO依靠复合屏蔽结构降低对 α_s/ϵ_N 的敏感度, 转向以材料稳定为主。这就显示出极端热环境下TPS设计上的灵活性——当结构

设计能够分担一部分热控压力的时候, 材料长寿命可靠性的的重要性会超过瞬时热效率, 在未来抵日探测热防护策略方面有着重要的参考意义。

3 太阳探测热防护技术发展建议及展望

中国太阳探测虽然起步相对较晚, 但是起点较高, 以“羲和号”为例, 它的成功发射意味着中国在太阳空间观测领域取迈出了重要一步, 这为中国未来挑战更高热负荷的抵近探测任务打下了基础。但是要清醒地认识到, 在先进热防护技术方面, 中国与世界航天强国之间还仍存在着一定的差距。所以, 加快开展太阳探测核心关键技术攻关、实施具有挑战性的太阳抵近探测工程, 对于提高中国航天创新能力、服务国家深空探测整体发展战略、体现航天大国地位具有十分重大的战略意义。本文针对3种不同类型的太阳探测任务提出发展意见和建议。

3.1 日地拉格朗日点探测

在日地拉格朗日点的太阳探测任务中, 热环境主要由太阳直接照射产生, 地球红外辐射以及反照辐射对热环境的影响可以忽略。热设计时应把太阳辐射作为主要外部热源, 同时, 探测器背阳面为近0 K宇宙冷黑环境, 因此要依靠有效保温使设备正常工作。采用以被动热控为主的策略, 用多层隔热材料来隔绝热量的流失, 并利用高发射率涂料调整表面辐射特性等方式, 减少功耗, 提高系统可靠度。主动加热方案可以用来给局部重要的部分加热来达到温度补偿的目的抑制由非均匀热负载引起的温差; 在材料选择上要考虑高低温等极端工作环境下的材料性能衰减, 保证TPS在整个任务期间处于低功耗、高稳定性状态。

3.2 太阳极轨探测

未来中国极轨太阳探测任务的热控设计可以借鉴SolO的成功经验, 任务要应对动态剧烈变化的热环境, 整个热控系统材料要有较好的环境适应性。把整个航天器分成直接面对极端热流的高温区 (热盾、天线) 以及需要精密温控的低温区 (科学仪器载荷)。高温区要使用耐温超过 $500\text{ }^\circ\text{C}$ 的材料及部件, 它的目的不只是隔热, 而是把大部分热量通过热辐射的方式重新散发给太空。支撑间隙的设计既可以有效地阻止热传导, 又是向太空散热的一个途径。热盾主结构所选用的材料必须能够满足极端的热负荷要求和热变形要求, 低温设备区仍然主要依赖具有静电耗散特性的多层隔热材料, 保证设备能够在合适的温度范围内正常工作, 防止空间电荷积累影响科学测量数据。对材料的性能验证应该包括在轨工作 (高/低温)、轨道转移

等所有的重要阶段,保证热控系统在全部任务时间内具备高可靠性。

3.3 太阳抵近探测

太阳抵近探测任务面临着迄今为止最为恶劣的热环境,热流密度比常规深空任务要高得多,TPS要在千摄氏度以上的高温下工作。探测器迎日面要经受住长时间的超高温辐照,背阳面依然处在低温环境,整个TPS要达到极好的隔热和散热效果。热设计应该围绕超高温耐受性和热-结构稳定性展开,使用多层复合的耐高温轻质材料体系,尽量减小热量向内传导。在高温区应该用耐温达1 500 °C以上的碳基复合材料,借助太阳反射率高,吸收率低的热光学涂层来大大减少太阳辐射的吸收。整体隔热结构设计要考虑热膨胀匹配和应力释放,避免造成热失效,还要注意材料在强紫外、高能粒子环境下的性能问题。

3.4 总结与展望

中国太阳探测事业正处在“跟跑”向“并跑”乃至“领跑”跨越的重要阶段。TPS是实现深空探测能力的关键技术之一,决定了探测任务能否开展以及探测的深度和广度。面对面向日地拉格朗日点、太阳极轨、抵近太阳等不同距离下实施的系列太阳探测任务,要根据对应的热环境特点开展研究,要针对不同的热环境建立相应的热防护体系。展望未来,中国太阳探测TPS的设计应当以高可靠、低成本、轻量化三大特点为主,重点发展如下几个方面:

1) 耐超高温轻量化材料:要重点发展新型热防护材料,这可是应对近太阳极端热环境的关键所在。材料本身需具备良好的高温稳定性,低密度和可调控的热物理性能,以构建兼具高效隔热,防热与承载能力的复合结构,并且还要能够满足千摄氏度级热负荷下探测器对于材料性能的苛刻要求。

2) 热光学涂层:涂层技术的更新是改进系统防热性能的主要方法。高太阳反射率、高红外发射率多功能涂层体系,从多个角度实现防热与隔热的机制,在能量输入的源头上做好热管理。但是应该更多的重视涂层在强紫外线、高能粒子轰击等极端环境下长期的稳定性,保证其在整个任务周期内的服役性能。

3) TPS设计与制造工艺应朝着结构-功能一体化与低成本化方向发展。开展大尺寸整体化的制备技术攻关,优化和设计合理的工艺路线、降低制造成本,来满足未来高频次、大规模探测任务对经济可承受性的迫切需求。

综上所述,未来中国太阳探测TPS发展将进入一个多学科交叉融合,技术体系持续迭代的新阶段,随着

深空探测任务不断向更远距离,更高热负荷和更复杂时空环境拓展,中国有望通过持续攻关,形成涵盖材料-设计-制造-测试-验证全链条的自主可控技术能力,建立适应多任务、多环境、多尺度需求的热防护解决方案,为太阳极轨探测、太阳抵近探测等长远任务提供坚实支撑。与此同时,热防护技术的进步也将显著牵引材料、航空航天制造等相关领域的基础研究与工程应用,推动整体技术水平的提升。最终,中国将逐步建成具有中国特色、达到国际先进水平的热防护技术体系,不仅为中国深空探测战略的实施提供关键保障,也为人类深化对太阳的科学认知作出重要贡献。

参考文献

- [1] 李罡,解放,吴一凡,等.深空导航技术发展展望[J].测绘学报,2025,54(3):397-409.
LI G, XIE F, WU Y F, et al. Prospects for the development of deep space navigation technology[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2025, 54(3): 397-409.
- [2] 闫亚飞.深空探测领域2024年度进展综述[J].高科技与产业化,2025,31(1):73-78.
YAN Y F. Deep space exploration progress in 2024[J]. High-Technology & Industrialization, 2025, 31(1): 73-78.
- [3] 张扬眉.2023年国外深空探测领域发展综述[J].国际太空,2024(3):11-15.
ZHANG Y M. Review of international deep space exploration in 2023[J]. Space International, 2024(3): 11-15.
- [4] 白先勇,田晖,邓元勇,等.太阳极紫外光谱探测的历史与展望[J].空间科学学报,2023,43(3):406-422.
BAI X Y, TIAN H, DENG Y Y, et al. Current status and future perspectives of solar spectroscopic observations at extreme ultraviolet wavelengths[J]. Chinese Journal of Space Science, 2023, 43(3): 406-422.
- [5] 林隽,陆希,陈雨豪,等.太阳抵近探测计划——观测位置的新突破[J].上海航天(中英文),2024,41(5):1-10.
LIN J, LU X, CHEN Y H, et al. Solar close exploration plan: a new breakthrough in observation position[J]. Aerospace Shanghai (Chinese & English), 2024, 41(5): 1-10.
- [6] 颜毅华,邓元勇,甘为群,等.空间太阳物理学科发展战略研究[J].空间科学学报,2023,43(2):199-211.
YAN Y H, DENG Y Y, GAN W Q, et al. Strategic development of space solar physics in China[J]. Chinese Journal of Space Science, 2023, 43(2): 199-211.
- [7] 杨孟飞,汪景琇,王赤,等.太阳立体探测任务设想[J].科学通报,2023,68(8):859-871.
YANG M F, WANG J X, WANG C, et al. A concept for Solar Polar Orbit Radio Telescope mission[J]. Science Bulletin, 2023, 68(8): 859-871.
- [8] 林隽,黄善杰,李燕,等.太阳爆发抵近探测——“触碰计划”[J].空间科学学报,2021,41(2):183-210.
LIN J, HUANG S J, LI Y, et al. Close exploration of solar eruptions—the “Touch Plan”[J]. Chinese Journal of Space Science,

- 2021, 41(2): 183-210.
- [9] 杨孟飞,代树武,王颖,等. 太阳空间探测进展与展望[J]. *中国空间科学技术*, 2022, 42(5): 1-10.
YANG M F, DAI S W, WANG Y, et al. Progress and prospect of solar space exploration[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2022, 42(5): 1-10.
- [10] 张伟,陈鹏飞. 空间太阳探测技术的发展现状与展望[J]. *前瞻科技*, 2022, 1(1): 28-37.
ZHANG W, CHEN P F. Development status and prospect of space solar detection technology[J]. *Science and Technology Frontiers*, 2022, 1(1): 28-37.
- [11] DOMINGO V, FLECK B, POLAND A I. The SOHO mission: an overview[J]. *Solar Physics*, 1995, 162(1): 1-37.
- [12] 王祥. 日—地系拉格朗日L1点太阳望远镜热控技术研究[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2013.
WANG X. Thermal control technology research for solar telescope at Sun-Earth L1 lagrange point[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2013.
- [13] 王祥,李义,杨献伟. 日-地系拉格朗日L1点太阳观测器热设计[J]. *中国光学*, 2013, 6(6): 930-938.
WANG X, LI Y, YANG X W. Thermal design of solar observatory at Sun-Earth L1 Lagrange point[J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(6): 930-938.
- [14] POINAS P C. SOHO spacecraft thermal control aspects[C]//Proceedings of Sixth European Symposium on Space Environmental Control Systems, held in Noordwijk. The Netherlands: ESA, 1997.
- [15] POINAS P, CANDE J. SOHO spacecraft thermal control aspects[J/OL]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1997, 400: 207. https://www.researchgate.net/publication/234368253_SOHO_spacecraft_t_thermal_control_aspects.
- [16] MARSDEN R G, MÜLLER D. The Sun, the solar wind, and the heliosphere[M]. Dordrecht: Springer Netherlands, 2011: 347-354.
- [17] FORVEILLE T, SHORE S. The Solar Orbiter mission[J/OL]. *Astronomy & Astrophysics*, 2020, 642: A132. <https://www.semanticscholar.org/paper/The-Solar-Orbiter-mission-Forveille-Shore/78ee63c1be7240d9ec6531791894ceb73ad14b0c>.
- [18] MÜLLER D, NULL N, MARSDEN R G, et al. Solar Orbiter[J]. *Solar Physics*, 2012, 285(1-2): 1-2.
- [19] MÜLLER D, CYR O C, ZOUGANELIS I, et al. The Solar Orbiter mission[J/OL]. *Astronomy & Astrophysics*, 642: A132. <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2020A%26A...642A...1M/abstract>.
- [20] GARCÍA MARIRRODRIGA C, PACROS A, STRANDMOE S, et al. Solar Orbiter: mission and spacecraft design[J/OL]. *Astronomy & Astrophysics*, 2020, 642: A6. <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2021A%26A...646A.121G/abstract>.
- [21] LYNQVI A, RANDO N, GERLACH L, et al. The Solar Orbiter Thermal Design, F, 2005[C]//Proceedings of the 9th European Space Power Conference. Saint-Raphaël, France: ESA, 2005.
- [22] REYNOLDS E L, DRIESMAN A S, KINNISON J D, et al. Solar Probe Plus mission overview[C]//Proceedings of 2013 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2013: 1-11.
- [23] KINNISON J, LOCKWOOD M K, FOX N, et al. Solar Probe Plus: a mission to touch the Sun[C]//Proceedings of 2013 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2013: 1-8.
- [24] NASA. Solar Probe Plus: report of the science and technology definition team: NASA/TM-2008-214161[R]. Washington, D. C.: NASA, 2008.
- [25] CONGDON D M, CONKEY S, SCHAEFER E, et al. Case study of the Parker Solar Probe thermal protection system: development of a system level process for high temperature technology achievement[C]//Proceedings of 71st International Astronautical Congress. CyberSpace: International Astronautical Federation, 2020.
- [26] CONKEY S B, SCHAEFER E, ABEL E D, et al. Parker Solar Probe structural-thermal analysis challenges[C]//Proceedings of 71st International Astronautical Congress. CyberSpace: International Astronautical Federation, 2020.
- [27] HEISLER E, ABEL E, CONGDON E, et al. Full scale thermal simulator development for the Solar Probe Plus thermal protection system[C]//Proceedings of 2017 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2017: 1-12.
- [28] 李德富, 杨炜平, 刘小旭. 多层隔热材料传热特性研究现状及展望[J]. *航天器环境工程*, 2013, 30(3): 302-309.
LI D F, YANG W P, LIU X X. Research status and prospect of heat transfer characteristics for multilayer insulation material[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2013, 30(3): 302-309.
- [29] SACADURA J F. Thermal radiative properties of complex media: theoretical prediction versus experimental identification[J]. *Heat Transfer Engineering*, 2011, 32: 754-70.
- [30] SANS M, SCHICK V, PARENT G, et al. Experimental characterization of the coupled conductive and radiative heat transfer in ceramic foams with a flash method at high temperature[J/OL]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 148: 119077. <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0017931019311846>.
- [31] DARYABEIGI K. Design of high-temperature multi-layer insulation for reusable launch vehicles[D]. Charlottesville: University of Virginia, 2000.
- [32] MIKHAL CHENKO R S, GERZHIN A G, ARKHIPOV V T, et al. Effective thermal conductivity of multilayer vacuum insulation as a function of its thickness[J]. *Journal of Engineering Physics*, 1968, 15(3): 887-889.
- [33] COLUCCI F J S. Launching the Delta clipper[J]. *Aerospace America*, 1991, 7(8): 17-19.
- [34] JAMET J, CHAUMETTE D, DESNOYER M, et al. Structures and materials technologies for hypersonic vehicles—lessons from Hermes experience[C]//Proceedings of 3rd International Aerospace Planes Conference. Munich, Germany: AIAA, 1991: 1-12.
- [35] SUTHEESH P M, CHOLLACKAL A. Thermal performance of multilayer insulation: a review[J/OL]. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2018, 396(1): 012061. https://www.researchgate.net/publication/327289988_Thermal_performance_of_multilayer_insulation_A_review.
- [36] 韩鸿硕. 国外航天器防热系统和材料的应用研究现状[J]. *宇航材料工艺*, 1994(6): 1-4, 12.
HAN H S. Current application and research status of foreign spacecraft thermal protection systems and materials[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 1994(6): 1-4, 12.
- [37] 张建可, 冀勇夫. 多层绝热低温有效导热系数试验研究[J]. *低温与特气*, 2003(1): 40-41.
ZHANG J K, JI Y F. Experimental investigation on effective thermal

- conductivity of multi-layer insulation at low temperature[J]. *Low Temperature and Specialty Gases*, 2003(1): 40-41.
- [38] 韩炎晖, 冯娜, 陈益峰, 等. 卫星多层隔热组件表面静电放电特性模拟试验研究[C]//中国物理学会第二十四届全国静电学术年会论文集. 呼和浩特, 中国物理学会, 2021: 355-362.
- HAN Y H, FENG N, CHEN Y F, et al. Simulation experimental study on surface electrostatic discharge characteristics of satellite multi-layer insulation components [C]//Proceedings of Chinese Physical Society. Proceedings of the 24th National Conference on Electrostatics of the Chinese Physical Society. Hohhot: Chinese Physical Society, 2021: 355-362.
- [39] PROSUNTSOV P, PRAHEEVA A. Design of thermal insulation based on Open-Cell carbon materials for spacecraft[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2021, 38: 2019-2024.
- [40] MORGAN DWAYNE R, BIGGERS SHERRILL B, GRUJICIC M. Carbon foam thermal protection systems for space applications[M]. Reston, VA: American Society of Civil Engineers(ASCE), 2012: 960-967
- [41] ALIFANOV O M, BUDNIK S A, NENAROKOMOV A V, et al. Design of thermal protection based on open cell carbon foam structure optimization[J/OL]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 173: 115252. <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1359431119356649>.
- [42] CHOI S W, JUNG J M, YOO H M, et al. Analysis of thermal properties and heat transfer mechanisms for polyurethane foams blown with water[J]. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 2018, 132(2): 1253-1262.
- [43] GIBSON L J, ASHBY M F. Cellular solids: structure and properties[M]. 2 ed. Cambridge: Cambridge University Press, 1997.
- [44] LETELLIER M, DELGADO-SANCHEZ C, KHELIFA M, et al. Mechanical properties of model vitreous carbon foams[J]. *Carbon*, 2017, 116: 562-571.
- [45] COQUARD R, ROCHAIS D, BAILLIS D. Conductive and radiative heat transfer in ceramic and metal foams at fire temperatures[J]. *Fire Technology*, 2012, 48(3): 699-732.
- [46] LI J E, WANG B. Equivalent thermal conductivity of open-cell ceramic foams at high temperatures[J]. *International Journal of Thermophysics*, 2014, 35(1): 105-122.
- [47] TSENG C, PARTHASARATHY T, SIKORSKI R, et al. Effect of thermal radiation on the effective thermal conductivity of open-cell SiC foams[J]. *High Temperatures-High Pressures*, 2013, 42: 387-403.
- [48] SENG C C, SIKORSKI R L, VISKANTA R, CHEN M Y. Effect of foam properties on heat transfer in high temperature open-cell foam inserts[J]. *Journal of the American Ceramic Society*, 2012, 95(6): 2015-2021.
- [49] DRUMA A M, ALAM M K, DRUMA C. Analysis of thermal conduction in carbon foams[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2004, 43(7): 689-695.
- [50] CONGDON E A. Multi-scale thermal and structural characterization of carbon foam for the Parker Solar Probe thermal protection system[D]. Baltimore, MD, USA: Johns Hopkins University, 2021.
- [51] ALAM M, MARUYAMA B. Thermal conductivity of graphitic carbon foams[J]. *Experimental Heat Transfer*, 2004, 17: 227-241.
- [52] PAULMIER T, BALAT-PICHELIN M, LE QUÉAU D, et al. Physico-chemical behavior of carbon materials under high temperature and ion irradiation[J]. *Applied Surface Science*, 2001, 180(1-4): 227-245.
- [53] ECK J, BALAT-PICHELIN M. Study of carbon erosion under ion bombardment at high temperature: Application to the thermal protection system of Solar Probe+[J]. *Vacuum*, 2010, 85(3): 380-389.
- [54] PAULMIER T, BALAT-PICHELIN M, LE QUÉAU D. Structural modifications of carbon-carbon composites under high temperature and ion irradiation[J]. *Applied Surface Science*, 2005, 243(1-4): 376-393.
- [55] BALAT-PICHELIN M, ECK J, SANS J L. Thermal radiative properties of carbon materials under high temperature and vacuum ultra-violet (VUV) radiation for the heat shield of the Solar Probe Plus mission[J]. *Applied Surface Science*, 2012, 258(7): 2829-2835.
- [56] BALAT-PICHELIN M, ROBERT J F, SANS J L. Emissivity measurements on carbon-carbon composites at high temperature under high vacuum[J]. *Applied Surface Science*, 2006, 253(2): 778-783.
- [57] CK J, BALAT-PICHELIN M, SANS J L. Solar Probe + mission: VUV radiation coupled to high temperatures on carbon/carbon composites[J]. *Applied Surface Science*, 2011, 257 (24): 10577-10583.
- [58] ECK J, SANS J L, BALAT-PICHELIN M. Experimental study of carbon materials behavior under high temperature and VUV radiation: Application to Solar Probe+ heat shield [J]. *Applied Surface Science*, 2011, 257 (13): 3196-3204.
- [59] ECK J, SANS J L, BALAT-PICHELIN M. Combined effect of high temperature and VUV radiation on carbon-based materials[M]. Amsterdam, Netherlands: Elsevier, 2010.
- [60] MENDEZ S R. Determination of critical parameters for solar probe plus shielding [D]. El Paso, TX, USA: University of Texas at El Paso, 2011.
- [61] GAO Y, JIE M, LIU Y. Mechanical properties of Al₂O₃ ceramic coatings prepared by plasma spraying on magnesium alloy[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2017, 315: 214-219.
- [62] KING D E, DREWRY D G, SAMPLE J L, et al. Alumina optical surface heat shield for use in near-solar environment[J]. *International Journal of Applied Ceramic Technology*, 2009, 6(3): 355-361.
- [63] LANDRY C C, BARRON A R. MOCVD of alumina-silica oxidation resistant coatings on carbon fibers[J]. *Carbon*, 1995, 33(4): 381-387.
- [64] DOHERTY K A J, CARTON J G, NORMAN A, et al. A thermal control surface for the Solar Orbiter[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 117: 430-439.
- [65] DOHERTY K A J, TWOMEY B, MCGLYNN S, et al. High-temperature solar reflector coating for the Solar Orbiter[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, 53(6): 1077-1084.

作者简介:

马彬(1981-),男,研究员,主要研究方向:热防护材料及结构设计。
本文通信作者。

通信地址:北京市海淀区友谊路104号院(100094)

电话:18911309538

E-mail: mabin0502@163.com

Development Status and Trend of Thermal Protection Systems for Solar Probes

MA Bin¹, ZHANG Yan², DAI Shuwu¹, WANG Xinqiao², XU Baosheng²

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. Institute of Advanced Structure Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: As solar exploration missions extend toward regions closer to the Sun and more extreme environments, the Thermal Protection System (TPS) is a critical technology attracting significant attention. This study systematically reviewed thermal environmental characteristics and corresponding TPS application requirements for three types of missions: Earth-Sun L1 point observation, solar polar orbit exploration, and solar close approach exploration. An in-depth analysis of the design philosophies, material selections, and technical approaches for the associated thermal protection systems was conducted. Research indicates that the future development trend for solar exploration TPS has moved beyond the simple improvement of a single material's performance to a synergistic design that integrates structure and function. This includes: ①developing ultra-high-temperature-resistant, lightweight composite materials to build composite structures that offer both efficient thermal insulation and load-bearing capacity; ②advancing thermal optical coating technology to enhance multi-path thermal protection while ensuring long-term stability of materials under extreme solar wind conditions, and ③promoting large-scale, integrated manufacturing processes to achieve high reliability and low cost. The key materials and optimization methods extracted from this study provide crucial theoretical support and technical reserves for China's deep space exploration missions to cope with extreme thermal environments. Accelerating breakthroughs in related core technologies is of great strategic significance to enhancing the nation's original innovation capacity in aerospace science and technology and implementing the deep space exploration strategy.

Keywords: solar exploration; thermal protection system; composite material

Highlights:

- Systematically covers TPS requirements for three solar exploration missions, offering scenario-based support for targeted R&D via extreme thermal environment analysis.
- Breaks single-material optimization, clarifies three key TPS tech directions, and reveals structure-function integrated synergistic innovation trends.
- Provides critical theoretical/technical reserves for China's deep space exploration, boosting aerospace original innovation and strategic implementation.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]