

# 航天复合材料研究进展

冯志海 李俊宁 左小彪 徐林 李仲平

(航天材料及工艺研究所, 先进功能复合材料技术重点实验室, 北京 100076)

**文 摘** 航天复合材料的性能与应用水平是衡量航天型号先进性与可靠性的重要标志,是支撑航天型号发展的关键材料,决定型号性能与成败。本文总结了近年来在热结构、防热、热透波、隔热以及结构复合材料领域的重要研究进展,提出极端环境服役新材料、可重复使用防隔热材料、第三代结构复合材料以及复合材料构件低成本快速制造等是航天复合材料未来发展的重要方向。

**关键词** 功能复合材料, 结构复合材料, 航天应用

中图分类号:TB33

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2021.04.003

## Progress of Composite Materials for Aerospace Applications

FENG Zhihai LI Junning ZUO Xiaobiao XU Lin LI Zhongping

(National Key Laboratory of Advanced Functional Composite Materials, Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

**Abstract** The properties and applications of composite materials are key features to evaluate the advancement and reliability of aerospace vehicles. Composite materials are fundamental to support the development of various aerospace vehicles and decisive to success or failure of the flight mission. This paper reviews the recent progress of thermal structural materials, thermal protection materials, high-temperature wave-transparent materials, thermal insulator and structural composite materials. Finally, the authors believe that novel materials for extreme environment, reusable thermal protection materials, the 3rd generation advance structural composite material and the cost-effective manufacture technology are future directions of composite materials for aerospace applications.

**Key words** Functional composite materials, Structural composite materials, Aerospace applications

### 0 引言

航天复合材料是航天型号的物质基础与技术先导,其性能与质量水平是衡量航天型号先进性与可靠性的重要标志。航天复合材料涵盖热结构、防热、透波、隔热、结构等多个材料体系,在极端环境下服役,是支撑航天型号发展的关键材料,决定型号性能与成败。当前,世界范围内高超声速飞行器、空天往返飞行器、空间探测器等各类航天器迅猛发展,航天复合材料是支撑上述航天器研制的关键材料,不可替代,对航天器综合性能与功能实现具有举足轻重的作用<sup>[1]</sup>。

目前,我国航天复合材料基本实现了“弹、箭、星、船、器、站”的系统配套、自主保障和体系建成,有效支撑了各类航天器的从无到有和更新换代,并逐步形成了与极端服役环境及装备特殊要求密切相关

的自身特色。主要体现在:(1)先进性,苛刻的设计要求需要挖掘材料力学、物理或化学的极限性能;(2)前沿性,极端使用环境下材料物态特性变化及其使用性能涉及多个学科和交叉学科的前沿;(3)可靠性,材料安全系数小,失效机制复杂,“差之毫厘,失之千里”;(4)自主性,材料支撑航天强国建设,要求实现技术自主、产业自主、体系自主;(5)经济性,航天规模越来越大,涉及领域越来越广,对材料经济可承受方面的要求逐渐提高;(6)带动性,带动化工、冶金、能源等基础工业的进步以及物理、力学、工程热物理等学科的发展。

本文综述了近年来热结构、防热、热透波、隔热等功能复合材料以及树脂基结构复合材料的主要研究进展,以期总结现阶段我国航天复合材料的发展现状,并为未来本领域的发展提供借鉴。

收稿日期:2021-05-30

第一作者简介:冯志海,1965 出生,博士,研究员,研究方向为防热功能复合材料、碳纤维及其复合材料、新材料设计开发与应用。E-mail: fengzh2006@sina.com

通信作者:李俊宁,1980 年出生,博士,研究员,主要从事高效隔热材料研究工作。E-mail:ljn1212@gmail.com

## 1 热结构材料

热结构是指不依赖金属结构承力,同时起到气动外形、隔热承载等功能的复合材料结构,主要包括气动壳体、端头/前缘、舵/翼、燃烧室等,一般使用温度达到1 000 ℃以上,主应力水平达到100 MPa量级以上,服役环境为复杂的热/力/化学耦合环境<sup>[2-4]</sup>。美国航天飞机第一次研制并使用了C/C机头锥、翼前缘等热结构,实现了航天飞机安全返回和可重复使用,是航天飞机取得的重大成就之一<sup>[5]</sup>。近年来随着高超声速飞行器的蓬勃发展,陶瓷基热结构材料研究和应用取得了快速进步。陶瓷基热结构利用连续纤维克服传统陶瓷脆性问题,实现耐高温、低密度、高比强度、高比模量、抗烧蚀等。欧洲过渡性试验飞行器的头锥、迎风面盖板、控制舵等均采用了C/SiC热结构材料,其头锥构件尺寸达到了1.4 m,具有尺寸大、形面复杂的特点,体现了很高的制造工艺和应用水平<sup>[6-7]</sup>。此外,欧洲还对C/SiC在不同条件下的烧蚀特性进行了研究,积累了较为丰富的研究成果,为C/SiC材料的进一步应用奠定了基础。近年来,欧洲还开展了超高温陶瓷基复合材料的研究工作,已经研制出300 mm量级的平板及舵试件,并在氧-乙炔焰装置上进行了考核试验<sup>[8-11]</sup>。陶瓷基热结构材料可设计性强,根据增强体结构和基体成分的不同,可以获得具有不同结构、组分及性能的热结构材料,如图1所示。

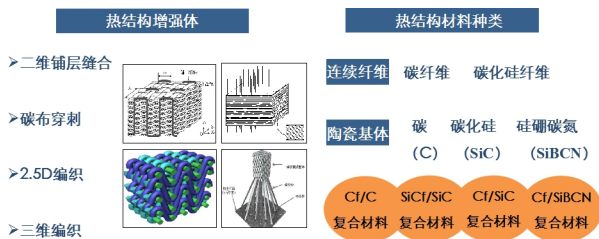


图1 热结构增强体形式与主要材料种类

Fig. 1 Thermal structural materials and main types of reinforcement

近年来,我国在陶瓷基热结构材料方面取得了显著的进展,先后突破了C/SiC、SiC/SiC、C/SiBCN等系列热结构材料的设计与制备关键技术,研制出系列大尺寸热结构构件并获得型号应用。面向未来装备发展需求,热结构材料的发展方向是实现大型热结构复合材料的低成本快速制备;发展超高温( $\geq 2500$  ℃)热结构复合材料,开发新成分、新体系热结构材料,发展新型热结构材料复合和结构制造的方法与工艺;进一步研究热结构材料与极端环境的相互作用,确保热结构材料应用的可靠性和先进性。

## 2 树脂基烧蚀耐热材料

树脂基烧蚀耐热材料是以有机聚合物为基体,通过分解、融化、升华等一系列化学和物理变化牺牲材料自身的质量带走大量气动热从而达到耐热目的,具有高可靠、高性价比、装配工艺简便的特点,至今仍然被认为是最有效、最可靠、最成熟和最经济的一种热防护方式,如图2所示。经过多年发展,形成了玻璃/酚醛、高硅氧/酚醛和碳/酚醛三大系列,在现役导弹弹头耐热部件的应用率高达90%以上,在飞船、返回式卫星等众多航天飞行器热防护系统中也大量使用,具有不可替代的独特优势。随着太空探索的需求,低密度耐热材料蓬勃发展<sup>[12]</sup>。早在20世纪70年代,洛马公司已经研制成功SLA-561V蜂窝增强低密度树脂基耐热材料,最大的极限热流密度能够达到3 MW/m<sup>2</sup>,直至今日,SLA-561V仍是美国深空探测器重要的选材方案之一。20世纪90年代中后期,NASA Ames研究中心研制了酚醛树脂浸渍碳纤维骨架轻质烧蚀耐热材料(PICA),被成功应用于“星尘号”飞船的返回舱及火星探测器耐热,SpaceX公司在PICA基础上,发展了PICA-X耐热材料,用于龙飞船。2010年以后,NASA重点发展了3D混杂纤维编织型及梯度结构型轻质耐热材料等,用于深空探测器耐热,技术成熟度已达到6级<sup>[13-17]</sup>。

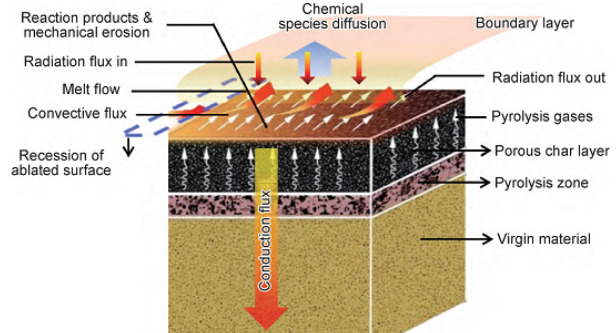


图2 烧蚀材料烧蚀过程中复杂的物理和化学变化<sup>[12]</sup>

Fig. 2 Schematic of physical and chemical changes of ablative material during heating<sup>[12]</sup>

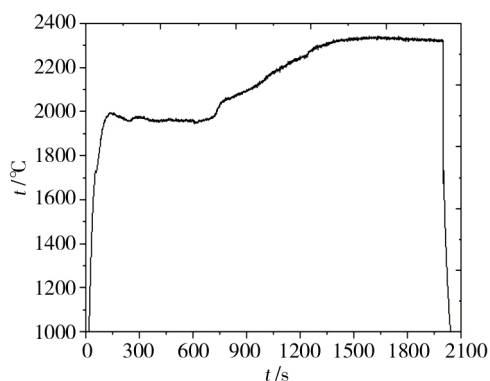
近年来,我国在探月工程以及新型航天飞行器的牵引下开发了中低密度石英/酚醛、玻璃/酚醛体系耐热材料。中低密度耐热材料主要特点是在酚醛树脂基体中添加玻璃微球、陶瓷粉体等轻质功能填料,通过调整增强体和树脂基体配方,获得满足不同耐热要求的耐热材料。空心小球和微孔的引入在降低材料密度的同时,能够显著降低材料的热导率。同传统致密型玻璃/酚醛、石英/酚醛耐热复合材料相比,材料密度最大可降低43%左右,室温热导率降为传统耐热材料的50%左右,成功应用于月球轨道返

回器关键部位的热防护。此外,以多孔杂化酚醛树脂为基体,通过改变增强体纤维组织结构,开发了密度在 $0.25\sim 1.3\text{ g/cm}^3$ 可调可控的低密度防隔热一体化复合材料。这类材料典型特点是将气凝胶材料的微纳开孔结构引入到复合材料内部结构中,大幅降低材料的热导率,显著提高其隔热性能。多孔杂化树脂中的纳米功能组元,提高了树脂基体和碳化层的耐烧蚀、抗剪切、抗氧化和力学性能,进一步降低材料热导率<sup>[18-20]</sup>。树脂基烧蚀隔热材料的发展方向是实现材料的轻量化、多功能兼容与集成化,利用多重热防护机制协同作用进一步提高材料防隔热性能和服役温度。

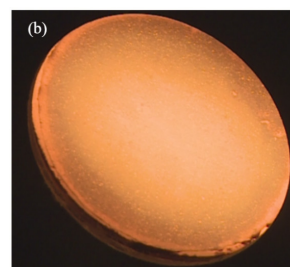
### 3 低烧蚀隔热材料

低烧蚀隔热材料一般用于飞行器端头、前缘、发动机燃烧室等部位。美国突破了难熔金属掺杂C/C复合材料的制备技术,形成了C/Zr-Si-C、C/ZrC-C、C/Zr-Hf-C等系列低烧蚀碳基复合材料,通过了 $2\ 691\text{ }^\circ\text{C}/125\text{ s}$ 条件试验考核,燃烧室工程尺寸构件经过了多次 $2\ 400\text{ }^\circ\text{C}/30\text{ s}$ 的点火试验<sup>[21]</sup>。多元难熔金属改性材料实现了 $2\ 015\text{ }^\circ\text{C}/240\text{ s}$ 氧乙炔的表面无明显烧蚀考核,实现了低烧蚀碳基材料向微烧蚀或零烧蚀材料的跨越。英国拉夫堡大学PIP法制备的材料氧乙炔焰试验考核表面温度最高达 $2\ 650\text{ }^\circ\text{C}$ ,C/HfC、C/HfB<sub>2</sub>表现出较好的耐温性能和抗氧化性<sup>[22-24]</sup>。欧洲多家研究机构在H2020计划中联合开展适用于燃烧室环境的超高温陶瓷基复合材料研究<sup>[7]</sup>。此外,美国还发展形成了耐超高温HfC、TaC纤维,并开展了复合材料研究与试验工作,实现了低烧蚀材料增强体由碳纤维向耐烧蚀纤维的拓展。

针对高超声速飞行器端头、前缘热环境苛刻,但力学性能要求相对偏低的应用特点,国内在碳纤维及超高温陶瓷组元高温氧化机制研究的基础上,采用陶瓷粉体浸渗、前驱体裂解等手段,在碳基体中引入难溶碳化物、硼化物,产生协同抗氧化作用,研制的低烧蚀的C/C复合材料在 $2\ 200\text{ }^\circ\text{C}$ 以上表现出良好的抗氧化特性,“吸氧+阻氧”是主要的热防护机制。为进一步提高陶瓷组元含量,还开展了整体织物增强超高温陶瓷基复合材料研究工作,通过液相浸渍热压、抽滤成型热压、PIP浸渍裂解等方法实现了连续纤维和短切纤维增强锆基、硅基复合材料制备与结构控制,典型样件并通过了地面试验考核,表现出较高的耐温等级和抗烧蚀性能,如图3所示。针对新型发动机燃烧室热环境,研制的低烧蚀隔热材料构件通过了地面和飞行试验考核。面向未来极端环境服役要求,具有更高使用温度的低烧蚀隔热材料仍是重要的发展方向。



(a) 加热曲线



(b) 实验中材料

图3 低烧蚀隔热材料风洞试验

Fig. 3 Results of minimal-ablative material in wind tunnel

### 4 热透波材料

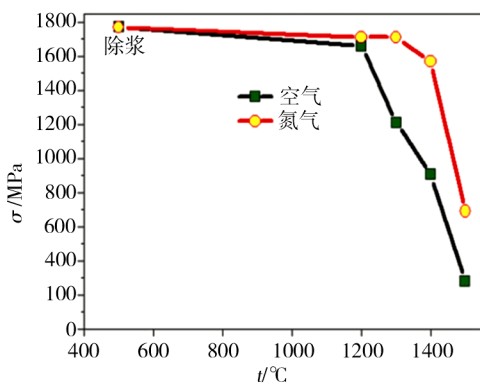
热透波材料主要用于飞行器天线罩(窗),早期高温透波材料以陶瓷为主,包括氧化铝、微晶玻璃、石英陶瓷等,但由于陶瓷材料无法满足极端热力环境下高可靠使用要求,发展了以连续纤维编织体为增强体,氧化硅为基体的第二代热透波材料。美国发展最为成熟的是SiO<sub>2</sub>/SiO<sub>2</sub>复合材料,而俄罗斯的精制导弹主要使用石英纤维增强磷酸盐材料。石英纤维增强二氧化硅基复合材料介电常数在 $2.80\sim 3.30$ ,介电损耗可控制在 $10^{-3}$ 量级,高温介电性能稳定性良好,材料拉伸强度可达 $60\text{ MPa}$ ,弯曲强度可达 $150\text{ MPa}$ ,短时使用温度可超过 $2\ 000\text{ }^\circ\text{C}$ (表面温度)<sup>[25]</sup>。磷酸盐复合材料主要包括石英纤维增强磷酸铝、磷酸铬及磷酸铬铝复合材料,基体分别在 $1\ 200$ 、 $1\ 200\sim 1\ 500$ 、 $1\ 500\sim 1\ 800\text{ }^\circ\text{C}$ 具有较好的热稳定性<sup>[26]</sup>。比石英体系耐温更高的是氮化物体系,美国SRI采用前驱体浸渍热解法制备了氮化硅纤维增强氮化物复合材料,材料密度 $2.85\text{ g/cm}^3$ ,室温弯曲强度为 $184\text{ MPa}$ ,模量 $102\text{ GPa}$ , $1\ 000\text{ }^\circ\text{C}$ 强度为 $191\text{ MPa}$ ,模量 $92\text{ GPa}$ 。日本东亚燃料公司采用Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>和SiBN纤维,制备的复合材料密度 $2.36\text{ g/cm}^3$ ,室温弯曲强度约 $618\text{ MPa}$ , $1\ 250\text{ }^\circ\text{C}$ 弯曲强度 $546\text{ MPa}$ 。美国金刚砂公司研制了BN纤维,制备出密度 $1.85\text{ g/cm}^3$ 的复合材料,但相关性能未见报道。此外,国外对氮化硅陶瓷高温

透波材料研究较为深入。波音公司采用反应烧结技术,研制了多倍频宽带氮化硅天线罩,介电常数2.24~2.5,介电损耗为0.005;以色列研制出多孔氮化硅天线罩,不仅介电性能好,而且强度高、耐雨蚀性能良好<sup>[27]</sup>。

我国在石英/石英、氮化硅纤维增强氮化物等复合材料,石英、氮化硅等陶瓷材料领域也取得了很大进展。特别是瞄准未来高温长时热透波需求,突破了连续氮化硅纤维工程化制备关键技术,实现了氮化硅纤维的批量生产,并开展了基于连续氮化硅纤维的增强陶瓷复合材料设计、制备及透波性能等研究工作,如图4所示。此外,基于前驱体纺丝连续氮化硼纤维制备技术也取得突破。面向未来高超声速飞行器,发展具有更耐高温烧蚀和优异透波特性的热透波材料,提升高温介电性能的稳定性将是重要的发展方向。



(a) 纤维样品



(b) 拉伸强度

图4 氮化硅纤维样品图及拉伸强度

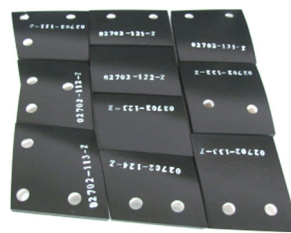
Fig. 4 Picture and tensile strength of silicon nitride fiber

## 5 高效隔热材料

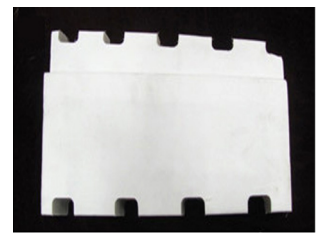
由于高超声速飞行器在稀薄大气层中长时间高速飞行,隔热材料是阻止气动热向飞行器内部传递的最重要屏障,因此具备耐高温、轻质、低热导率特性的高效隔热材料愈发重要。航天飞机是最早大量使用高效隔热材料的航天器,其迎风面和背风面分别采用了专门研发的隔热瓦和隔热毡,其中隔热瓦形成了LI(Lockheed Insulation)、FRCI(Fibrous Refractory Insulation)、AETB(Alumina Enhanced Thermal Barrier)、BRI(Boeing Reusable Insulation)等系列,最高使用温度达到1500℃;

隔热毡形成了FRSI(Flexible Reusable Surface Insulation)、AFRSI(Advanced Flexible Reusable Surface Insulation)和CRI(Conformal Reusable Insulation)等系列,最高使用温度达到1200℃,成为第一代高效隔热材料的代表。目前仍是美国各类高超声速飞行器、可重复使用运载器以及飞船等航天器热防护系统的重要候选材料,如X-37B、Dreamchaser、Orion飞船等<sup>[28-31]</sup>。进入21世纪后,以HTV-2、X-51A和X-37B为代表的滑翔式、巡航式和返回式临近空间飞行器研究在世界范围内迅猛发展,不仅带动了隔热瓦和隔热毡的性能提升,而且催生了以纳米隔热材料为代表的第二代高效隔热材料的研发与工程应用。自20世纪90年代中后期起,NASA着力推动SiO<sub>2</sub>气凝胶的应用,并实现在高超声速飞行器大面积隔热、火星探测器电源系统等的<sup>[32-33]</sup>应用。2018年,美国Parker太阳探测器发射成功,其防热罩采用了碳泡沫增强碳气凝胶材料,最高使用温度超过2000℃,是隔热材料典型的应用案例<sup>[34-35]</sup>。

经过近十年的快速发展,国内在飞行器高效隔热材料领域也形成了隔热瓦、隔热毡和纳米隔热材料三大体系。隔热瓦形成了1200和1500℃两种系列,通过了型号飞行试验考核,充分验证了材料的可靠性。隔热毡形成了600和1000℃两种系列,在运载火箭等型号上得到广泛应用。在纳米多孔隔热材料领域,国内在SiO<sub>2</sub>、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-SiO<sub>2</sub>及C等纳米隔热材料制备技术、材料性能及应用等方面已到达国际先进水平,如图5所示。其中氧化物纳米隔热材料最高使用温度达到1400℃,碳基纳米隔热材料最高使用温度超过2000℃。面向未来需求,发展使用温度更高的轻质高效隔热材料、防隔热一体化材料是高效隔热材料重要的发展方向。



(a) 陶瓷瓦



(b) 纳米隔热材料

图5 我国研制的高效隔热材料构件照片

Fig. 5 Images of high-performance thermal insulation materials

## 6 结构复合材料

结构复合材料(即树脂基结构复合材料)具有高强度、高比模量、可设计性强、抗震性能好、制造周期短等特点,是实现航天器和武器装备结构轻量化的主要途径之一,其用量已经成为衡量结构先进性的重要指标<sup>[36-38]</sup>。以纤维增强体性能级别进行分类,第一代结构复合材料以T300和T700碳纤维为增强体,第二代结

构复合材料是以T800级碳纤维为增强体,第三代结构复合材料以高强高模高韧为特征。航天结构复合材料已经发展了两代,第三代结构复合材料正在孕育发展之中。国外先进结构复合材料广泛应用于土星5、阿里安、猎鹰9、能源号等运载火箭及三叉戟-2、战斧、白杨、侏儒等导弹武器。大型运载火箭的整流罩、卫星支架、仪器舱、级间段、贮箱等结构及导弹武器的头锥壳体、弹体舱段、发动机壳体、弹翼、发射筒等结构广泛采用IM7、T800H等高强中模碳纤维为增强体的第二代结构复合材料,满足耐中高温使用需求,材料研制及工程应用水平非常成熟<sup>[39]</sup>。

目前,我国第一代、第二代结构复合材料基本满足了航天型号需求,实现了航天装备用碳纤维及其复合材料的自主保障。结构复合材料形成了环氧、双马树脂基体为代表的主干材料体系,突破了耐500℃聚酰亚胺结构设计及工程应用关键技术,实现了“低温大用、高温小用”的稳步应用。以高强高模高韧为特征的第三代结构复合材料国际国内正在同步研制发展,面向未来需求,需重点突破第三代复合材料技术,为新型航天装备材料升级换代奠定基础,如图6所示。

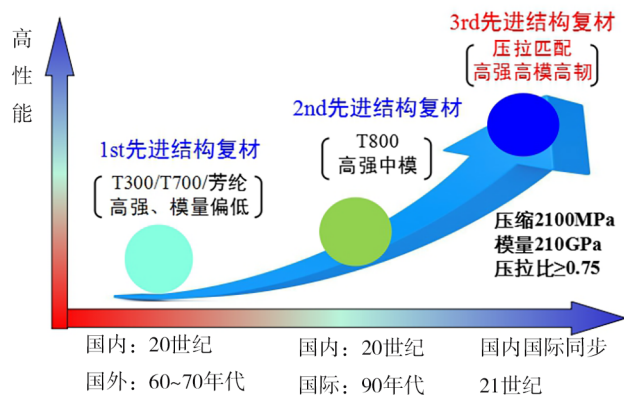


图6 结构复合材料的发展

Fig. 6 Development of structural composite materials

## 7 展望

我国已经提出建设航天强国的战略目标,高超声速飞行器、空天往返飞行器、空间探测等航天器研制与航天工程实施对复合材料提出了新要求,为航天复合材料的发展提供了新的契机和动力。首先,完善提高现有复合材料体系,发展以用于更高服役环境、重复使用等为代表的新一代复合材料,大力发展第三代树脂基复合材料,提高复合材料使用效率;其次,提升航天复合材料的自动化制造能力,实现高可靠、低成本、快速制造,促进材料体系与制造体系的融合发展;最后,统筹航天复合材料创新链、供应链、产业链和价值链,做好四个链条的构建与协同,实现航天复合材料的发展进步,支撑航天强国建设。

## 参考文献

- [1] 李仲平. 耐热复合材料发展与展望[J]. 复合材料学报, 2011, 28(2): 1-9.
- [2] LI Z P. Major advancement and development trends of TPS composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 28(2): 1-9.
- [3] CLELAND J, IANNETTI F. Thermal protection system of space shuttle [R]. NASA Contractor Report 4227, 1989.
- [4] GLASS D E. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles [R]. AIAA, 2008-2682.
- [5] KRENKEL W. Ceramic matrix composites: fiber reinforced ceramics and their applications [D]. John Wiley & Sons, 2021.
- [6] BANSAL N P, LAMON J. Ceramic matrix composite materials: modeling and technology [D]. John Wiley & Sons, Inc., 2015.
- [7] BINNER J, PORTER M, BAKER B, et al. Selection, processing, properties and applications of ultra-high temperature ceramic matrix composites, UHTCMCs—a review [J]. International Materials Reviews, 2020, 65(7): 389-444.
- [8] RUBIO V, RAMANUJAM P, BINNER J. Ultra-high temperature ceramic composite [J]. Advances in Applied Ceramics, 2018, 117(51): 556-561.
- [9] BEYER S, SCHMIDT S, PERES P, BOUCHEZ M. Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion system applications [R]. AIAA 2005-3644.
- [10] BALAT-PICHELIN M, CHARPENTIER L, PANERAI F, et al. Passive/active oxidation transition for CMC structural materials designed for the IXV vehicle re-entry phase [J]. Journal of the European Ceramic Society, 2015, 35: 487-502.
- [11] ANGELINI R, DENARO A. IXV re-entry demonstrator: Mission overview, system challenges and flight reward [J]. Acta Astronautica, 2016, 124: 18-30.
- [12] OPEKA M M, TALMY I G, ZAYKOSKI J A. Oxidation-based materials selection for 2000°C+ hypersonic aerosurfaces: theoretical considerations and historical experience [J]. Journal of Materials Science, 2004, 39(19): 5887-5904.
- [13] 冯志海, 师建军, 孔磊, 等. 航天飞行器热防护系统低密度烧蚀耐热材料研究进展[J]. 材料工程, 2020, 48(8): 14-24.
- [14] FENG Z H, SHI J J, KONG L, et al. Research progress in low-density ablative materials for thermal protection system of aerospace flight vehicles [J]. Journal of Materials Engineering, 2020, 48(8): 14-24.
- [15] NATALI M, KENNY J M, TORRE L. Science and technology of polymeric ablative materials for thermal protection systems and propulsion devices: A review [J]. Progress in Materials Science, 2016, 84: 192-275.
- [16] MILLER J E, CHRISTIANSEN E L, DAVIS B A, et al. Ballistic performance model of crater formation in monolithic, porous thermal protection systems [J]. Procedia Engineering, 2015, 103: 398-404.

- [15] CROUCH R K, WALBERG G D. An investigation of ablation behavior of Avcoat 5026-39/M over a wide range of thermal environments[R]. Washington, D. C. :Langley Research Center, 1969.
- [16] STELTZNER A D, MIGUEL SAN MARTIN A, RIVELLINI T P, et al. Mars science laboratory entry, descent, and landing system development challenges [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 51(4): 994-1003.
- [17] TRAN H, JOHNSON C, RASKY D, HUI F. Phenolic impregnated carbon ablators (PICA) for discovery class missions [R]. AIAA96-1911.
- [18] 董彦芝, 刘峰, 杨昌昊, 等. 探月工程三期月地高速再入返回飞行器防热系统设计与验证[J]. *中国科学:技术科学*, 2015, 45(2): 151-159.
- DONG Y Z, LIU F, YANG C H, et al. Design and verification of the TPS of the circumlunar free return and reentry flight vehicle for the 3rd phase of Chinese lunar exploration program[J]. *Science China: Technological Science*, 2015, 45(2): 151-159.
- [19] 叶培建, 杨孟飞, 彭兢, 等. 中国深空探测进入/再入返回技术的发展现状和展望[J]. *中国科学:技术科学*, 2015(3): 229-238.
- YE P J, YANG M F, PENG J, et al. Review and prospect of atmospheric entry and earth reentry technology of China deep space exploration [J]. *Science China: Technological Science*, 2015, (3): 229-238.
- [20] 王筠, 杨云华, 冯志海. 深空探测用热防护材料的现状及发展方向[J]. *宇航材料工艺*, 2013, 43(5): 1-10.
- WANG Y, YANG Y H, FENG Z H. Current status and further trend of thermal protection materials for deep space exploration [J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2013, 43(5): 1-10.
- [21] PAULI A, VENUGOPAL S, BINNER J, et al. UHTC-carbon fibre composites: preparation, oxyacetylene torch testing and characterisation [J]. *Journal of the European Ceramic Society*, 2013, 33(2): 423-432.
- [22] OHLHORST C W, GLASS D E, BRUCE W E, et al. Development of X-43A Mach10 leading edges [C]. IAC-05-D2. 5. 06.
- [23] SMITH R W, SIKORA J G, LINDELL M C. Test and analysis of a hyper-X carbon-carbon leading edge chine [R]. NASA/TM-2005-213765.
- [24] GLASS D E, DIRLING R, CROOP H, et al. Materials development for hypersonic flight vehicles [R]. AIAA 2006-8122.
- [25] 李仲平. 热透波机理与热透波材料[D]. 北京:中国宇航出版社, 2013.
- LI Z P. High-temperature wave-transparent mechanism and materials[D]. Beijing:China Aerospace Publishing House, 2013.
- [26] 张大海, 黎义, 高文, 等. 高温天线罩材料研究进展 [J]. *宇航材料工艺*, 2001, 31(6):1-3.
- ZHANG D H, LI Y, GAO W, et al. Development and application of high temperature radome materials [J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2001, 31(6):1-3.
- [27] 蔡德龙, 陈斐, 何凤梅, 等. 高温透波陶瓷材料研究进展 [J]. *现代技术陶瓷*, 2019, 40(1/2):1-120.
- CAI D L, CHEN F, HE F M, et al. Recent progress and propection on high-temperature wave-transparent ceramic materials [J]. *Advanced Ceramics*, 2019, 40(1/2):1-120.
- [28] 李俊宁, 胡子君, 孙陈诚, 等. 高超声速飞行器隔热材料技术研究进展 [J]. *宇航材料工艺*, 2011, 41(6): 10-13.
- LI J N, HU Z J, SUN C C, et al. Recent progress of thermal insulation materials for hypersonic vehicles [J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2011, 41(6):10-13.
- [29] SIVOLELLA D. To orbit and back again: how the space shuttle flew in space [D]. Springer, 2014.
- [30] FROSCH R A, LEISER D B, GOLDSTEIN H E, et al. Fibrous refractory composite insulation [P]. US4148962.
- [31] BARNEY A, WHITTINGTON C A, EILERTSON B, et al. Thermal insulation conformal blanket [P]. US6652950B2.
- [32] AEGERTER M A, LEVENTIS N, KOEBEL M M. *Aerogels Handbook* [D]. Springer, 2011.
- [33] KOEBEL M M, RIGACCI A, ACHARD P. Aerogel-based thermal superinsulation: an overview [J]. *Journal of Sol-Gel Science and Technology*, 2012, 63:315-339.
- [34] WIENER M, REICHENAUER G, BRAXMEIER S, et al. Carbon aerogel-based high-temperature thermal insulation [J]. *International Journal of Thermophysics*, 2009, 30:1372-1385.
- [35] NASA. Cutting-Edge Heat Shield Installed on NASA's Parker Solar Probe [EB/OL]. <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2018/cutting-edge-heat-shield-installed-on-nasa-s-parker-solar-probe>, 2018-07-05.
- [36] 杜善义. 先进复合材料与航空航天 [J]. *复合材料学报*, 2007, 24(1):1-12.
- DU S Y. Advanced composite materials and aerospace engineering [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2007, 24(1): 1-12.
- [37] 陈祥宝, 张宝艳, 邢丽英. 先进树脂基复合材料技术发展及应用现状 [J]. *中国材料进展*, 2009, 28(6):2-11.
- Chen X B, ZHANG B Y, XING L Y. Application and development of advanced polymer matrix composites [J]. *Materials China*. 2009, 28(6):2-11.
- [38] 张璇, 沈真. 航空航天领域先进复合材料制造技术进展 [J]. *纺织导报*, 2018(S1):74-81.
- ZHANG X, SHEN Z. Progress in manufacturing technology of composite materials in the aerospace field [J]. *China Textile Leader*, 2018(S1):74-81.
- [39] 王群, 王婧超, 李雄魁, 等. 航天用轻质结构材料研究进展及应用需求 [J]. *宇航材料工艺*, 2017, 47(1):1-4.
- WANG Q, WANG J C, LI X K, et al. Research progress and application requirements of lightweight structure materials for aerospace applications [J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2017, 47(1):1-4.