

空间探测烧蚀耐热材料应用及趋势

梁馨 方洲 邓火英 罗丽娟 毛科铸

(航天材料及工艺研究所, 北京 100076)

文 摘 综述了国内外空间探测器烧蚀耐热材料的种类及其应用情况,美国主要包括高密度酚醛/玻璃钢、蜂窝增强烧蚀耐热材料、PICA及PICA-X以及高密度碳酚醛材料等,国内则主要包括酚醛/尼龙、蜂窝增强烧蚀耐热材料和NF材料,介绍了这些材料所应用的探测器、气动加热环境、耐热材料性能和耐热结构成型技术。总结了美国空间探测耐热材料研制中出现的两次烧蚀异常及导致的探测器选材变化,可见耐热材料与热环境耦合关系复杂。同时介绍了我国针对耐热材料抵御异常损伤开展的部分工作。最后对空间探测耐热材料的应用与发展做出了展望。

关键词 空间探测,烧蚀,轻质,耐热结构

中图分类号:TB33

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2021.05.004

Application and Trend of Ablation Thermal Protection Materials for Space Exploration

LIANG Xin FANG Zhou DENG Huoying LUO Lijuan MAO Kezhu

(Aerospace Research Institute of Material & Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract The categories and applications of ablation thermal protection materials for space exploration have been reviewed, including high density glass fiber reinforced phenolic plastics, honeycomb reinforced ablation thermal protection materials, PICA and PICA-X, high density carbon phenolic of US, and nylon phenolic, honeycomb reinforced ablation thermal protection materials and NF material of China. The applied space exploration probe, aerodynamic heating environment, the properties and manufacture technology of the thermal protection structure are introduced. The anomaly ablation cases of the materials and the selected materials change of US space exploration are summarized. It can be seen that the coupling relationship between thermal protection material and heat environment is complex. The research of thermal protection material on resisting anomaly damage in our country is presented. The application and development of the thermal protection materials for space exploration are prospected in the end.

Key words Space exploration, Ablation, Light, Thermal protection structure

0 引言

烧蚀耐热材料是耐热材料的一种,通常为树脂基复合材料,该种材料通过高温下的物理化学反应,消耗气动加热的热量,从而达到抵御高速返回时返回舱外表面的高温、降低返回舱内部温度的目的。与非烧蚀材料相比,烧蚀材料虽然不利于重复使用,但其可以适应更宽范围和突变情况下的热流密度变化,安全性和可靠性较高。除美国的航天飞机外,绝大部分空间探测任务的返回舱,尤其是气动加热苛刻的大底耐热结构,均采用烧蚀耐热材料。美国主要的空间探测任务如图1所示。

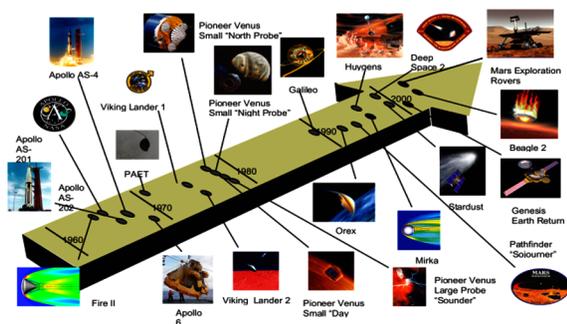


图1 美国主要的空间探测任务

Fig. 1 Main space exploration mission of America

收稿日期:2021-05-27

第一作者简介:梁馨,1979年出生,研究员/博士,主要从事树脂基功能及结构复合材料研究工作。E-mail:13810171997@139.com

隔热材料轻质化、隔热效率高是隔热材料及隔热系统发展的一个重要趋势,除此以外,安全和可靠也是探测器选择隔热材料的重要准则,尤其是载人返回器的隔热材料,对安全可靠要求更高。本文介绍国内外空间探测器烧蚀隔热材料的种类及其应用情况

1 美国隔热材料及应用情况

1.1 高密度酚醛/玻璃钢隔热材料

1961年,美国研制了高密度酚醛/玻璃钢隔热材料(密度 1.73 g/cm^3),采用斜切布块手糊铺成型,应用于地球轨道载人飞船“水星”号上。水星号共发射6次,其热流峰值 0.68 MW/m^2 、再入时间 600 s 、总加热量 200 MJ/m^2 。

1.2 蜂窝增强型隔热材料

1.2.1 DC325/HC

美国研制了玻璃钢蜂窝增强双组分甲基硅橡胶DC325/HC低密度烧蚀材料(密度 0.85 g/cm^3),主要组成为硅橡胶和功能填料,成型方法为通过振动的方式将材料灌注到蜂窝芯里,DC325/HC应用于地球轨道载人飞船“双子座”座舱热防护结构中,其承力结构为玻璃钢夹层结构,面板由5层玻璃布复合而成。该飞船在1965~1966年间共发射9次^[2],热流峰值 1.355 MW/m^2 ,再入时间 $300\sim 600\text{ s}$,总加热量 $144\sim 275\text{ MJ/m}^2$,其隔热结构如图2所示。



图2 双子座飞船隔热结构

Fig. 2 Thermal protection structure of Gemini spacecraft

DC325/HC表现出低密度和低热导率、高热阻塞效应、耐烧蚀、耐高低温交变和耐高温气流冲刷的优良性能,较好地解决了近地轨道再入的隔热问题,但存在密度相对较高、强度低和界面粘结性差以及烧蚀热效率低等不足。

1.2.2 Avcoat5026-39

针对双子座飞船隔热材料DC325/HC的不足,美国开展了蜂窝增强酚醛烧蚀材料Avcoat5026-39HC/G的研究,以满足载人登月的隔热需求。该材料密度为 0.55 g/cm^3 左右,采用灌注枪将低密度材料手工灌注至已经粘接在基材的蜂窝格子中的成型方

式^[3-5]。这种材料主要用于载人飞船“阿波罗”号上,其隔热结构如图3所示。可见在Avcoat5026-39HC/G的后面连接着不锈钢夹层结构以及绝热层,最下面是铝蜂窝夹层结构。该飞船前后共进行了11次飞行,其热流峰值 4.8 MW/m^2 ,再入时间 $674\sim 1000\text{ s}$,总加热量 $300\sim 505\text{ MJ/m}^2$ 。

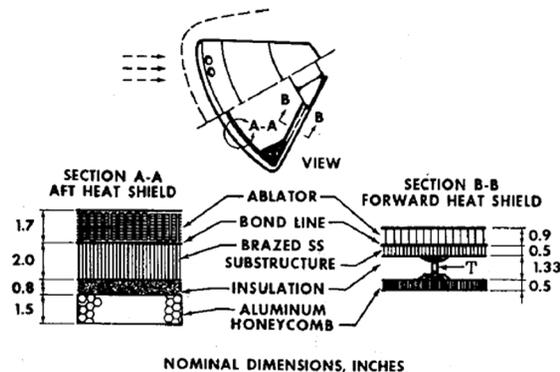


图3 阿波罗飞船隔热结构

Fig. 3 Thermal protection structure of Apollo spacecraft

美国NASA近期研制的猎户座(Orion)载人探测器可用于月球轨道返回(LDR)和地球轨道返回(LEO),其外形与阿波罗类似,但尺寸增大30%左右。设计的月球轨道返回再入速度为 11 km/s ,峰值热流大于 7.5 MW/m^2 ;近地轨道返回的再入速度约 8 km/s ,热流峰值大于 1.5 MW/m^2 ,烧蚀隔热材料需要同时满足两种返回需求(近地轨道返回和月地轨道返回)^[6-8]。

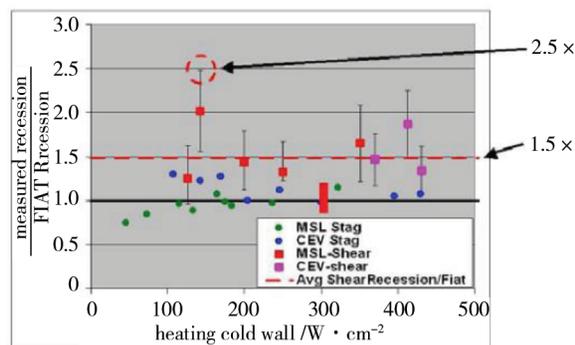


图4 PICA材料后退量与理论计算偏差

Fig. 4 Measured recession of PICA in a shear environment relative to the FIAT prediction

在猎户座烧蚀隔热材料研制过程中,选择了6种隔热材料进行筛选。筛选试验过程中,作为助选材料的PICA材料出现了烧蚀异常,如图4所示,其烧蚀后退量是预期值的2.5倍,且PICA材料使用需采用拼接方式,但目前基本无与之相匹配的缝隙材料,低热流条件下,填充材料后退量小于PICA,而高热流条件下填充材料后退量大于PICA,如图5所示,这使得PICA无法应用于猎户座飞船^[9-10]。而

Avcoat5026-39HC/G则表现出优异的烧蚀耐热性能,如图6所示。最终猎户座飞船的大底采用Avcoat材料^[11]。2014年12月6日,猎户座飞船在经历4.5 h飞行后坠入太平洋海域,完成了首次飞行,飞行后的大底如图7所示。下一次飞行试验(大幅值逆轨道)飞船已组装完毕,正在开展飞行前的试验。



图5 PICA与缝隙填充材料烧蚀不匹配
Fig. 5 No matching between PICA and filings in the gap

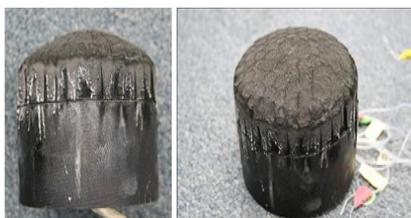


图6 改进后Avcoat在10 MW/m²经40 s的烧蚀形貌
Fig. 6 Ablation morphology of Avcoat improved for 10 MW/m², 40 s



图7 返回后的猎户座大底
Fig. 7 Heatshield of Orion after the first flight test

1.2.3 SLA-561V

在火星进入的耐热材料方面,应用最为广泛的为SLA-561 V蜂窝增强耐热材料,如图8所示。该材料密度为0.27 g/cm³左右,主要用于火星探测器拓荒者号(MPF)、海盗号(Viking)及漫游者号(MER)等,热流峰值0.46~1.2 MW/m²,加热时间70~220 s,总加热量最大35 MJ/m²。SLA-561 V材料是继阿波罗计划后,美国又研制的一种密度更低的新耐热材料,可以模压成有蜂窝增强或无蜂窝增强的平板,或者作为耐热隔热层和平面的或者曲面的基材一道整体模压而成,也可以作为三种组分的喷涂成型混合物,在烧蚀过程中形成坚固的、黏性很好的碳化层^[12-16]。



图8 SLA-561 V耐热材料
Fig. 8 Ablation material for SLA-561V

1.2.4 BLA-HD

波音自行研发的BLA低密度耐热材料,应用在新飞船CST-100“星际线”号的大底上,其外形如图9所示。BLA是一种低成本有机硅树脂耐热材料(密度约0.32 g/cm³)。该飞船于2019年执行了首次不载人飞行试验,但由于控制系统问题,未能完成指定任务,提前返回。后续计划于2021年再次开展飞行试验^[17]。



图9 波音的CST-100飞船
Fig. 9 Ablation material for SLA-561V

1.3 PICA及PICA-X

PICA是NASA Ames研究中心为了进一步降低耐热材料密度研制的一种酚醛树脂浸渍碳烧蚀耐热材料。PICA密度能够控制在0.224~0.321 g/cm³,以高孔隙率的硬质碳纤维隔热材料为增强体,经过特殊工艺浸渍酚醛树脂制得,其热导率和密度都要小于碳/酚醛,同时还具有很好的耐热性能,能够承受苛刻的热流环境。PICA首次应用是用于星尘号(Stardust)的热防护结构(热流峰值12 MW/m²,再入时间120 s,总加热量320 MJ/m²)^[18-21],如图10所示,其大底采用整体成型;后续又应用于火星探测器MSL,其原因是SLA-561V在MSL火星科学实验室探测器研制过程中,出现了异常烧蚀现象(图11)^[22-24],而PICA材料通过了试验考核,鉴于研制周期和经费等原因,MSL直接选用PICA作为大底结构的耐热材料,大底结构如图12所示。MSL耐热层的PICA共有113块,共27种形状,每块与结构之间采用胶黏剂粘接,块块之间的缝隙也采用胶黏剂密封,粘接界面温度低于225~250℃^[25]。MSL的峰值热流为1.97 MW/m²,再入时间为100 s,总加热量40 MJ/m²,2012年8月成功到达火星表面^[26-27]。

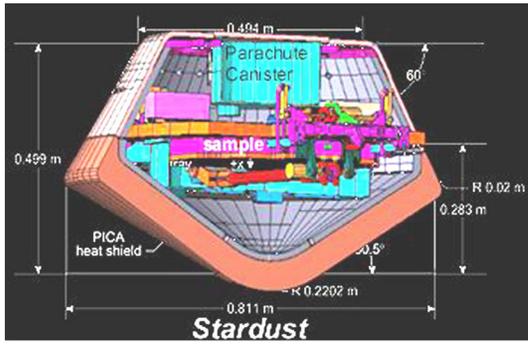


图10 星辰号隔热结构

Fig. 10 Thermal protection structure of Stardust



图11 SLA-561异常烧蚀现象

Fig. 11 Anomaly ablation of SLA-561

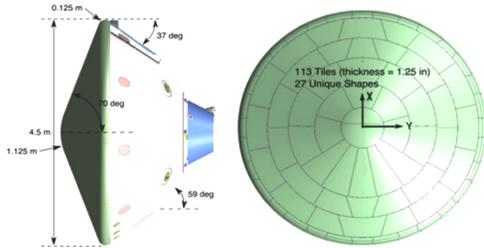


图12 MSL的PICA大底隔热结构

Fig. 12 PICA heat shield for MSL

PICA-X是在PICA的基础上进行改进得到的,应用在近两年发射的SpaceX公司的龙飞船(货运飞船)及龙飞船2号(载人龙飞船)上,并取得了地球轨道返回的成功^[28],如图13所示。2021年4月22日,载人龙飞船再一次开展飞行试验^[29-30],并于2021年5月2日成功返回。



图13 返回后的龙飞船

Fig. 13 Dragon spacecraft after fight

1.4 高密度碳酚醛

碳酚醛材料密度较高,适用于热流密度较高的气动加热环境。如FM5055,密度为 1.45 g/cm^3 左右,用于木星探测器-伽利略号飞船和金星探测器-先行者号。伽利略号飞船是迄今为止再入热流最高的探测器,峰值热流可达 170 MW/m^2 ,再入时间70 s,总加热量 2000 MJ/m^2 ,迎风面隔热层(大底)采用碎布模压工艺,侧壁锥段采用布带斜缠工艺,图14为伽利略飞船产品图^[31]。

金星先行者号于1958年3月~1978年8月共18次(含失败)、1978年12月9日到达金星,热流峰值约 47 MW/m^2 ,再入时间约12 s,总加热量约 216 MJ/m^2 ,图15为先行者号飞船热防护产品图^[32]。



图14 伽利略飞船热防护结构

Fig. 14 Thermal protection material and structure of Galileo

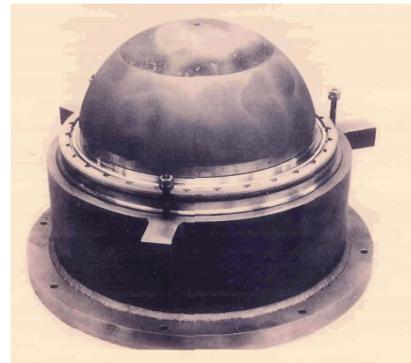
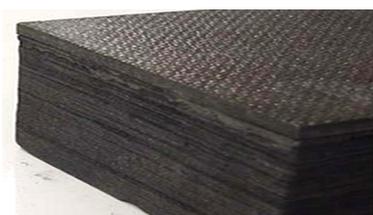


图15 先行者号飞船热防护结构

Fig. 15 Thermal protection material and structure of Pioneer

探测太阳风粒子的起源号大底迎风面采用的也是C-C体系的碳酚醛材料,密度 1.8 g/cm^3 左右。起源号飞船热流峰值 7.3 MW/m^2 ,再入时间100 s,总加热量 330 MJ/m^2 。图16为起源号飞船的热防护结构^[33]。

各探测器的隔热结构与其热环境的关系如图17所示^[34]。隔热结构质量与热环境密切相关,并非隔热材料密度越小,隔热结构质量占比越小。图18为美国主要空间探测器其隔热结构轻量化目标,可见Apollo隔热结构已经实现了其理想的轻量化水平,说明其隔热材料的隔热效率较高^[34]。



Carbon-Carbon System

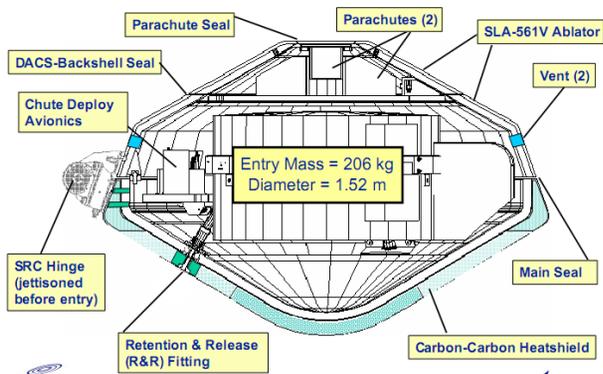


图 16 起源号飞船的热防护结构

Fig. 16 Thermal protection material and structure of Genesis

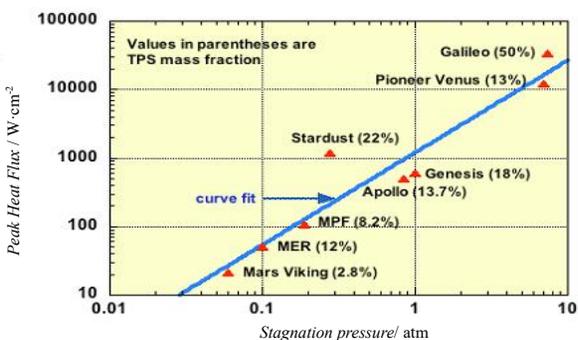


图 17 探测器的防热结构与其热环境

Fig. 17 Mission environments for ablation TPS application

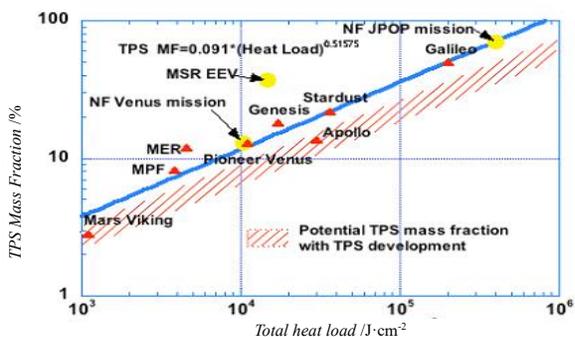


图 18 探测器其防热结构轻量化目标

Fig. 18 TPS mass fraction for prior and future planetary mission employing ablative TPS

2 我国防热材料及应用情况

2.1 酚醛/尼龙烧蚀防热材料

国内最早的空间探测烧蚀防热材料应用于返回式卫星,其头部和裙部采用的是尼龙酚醛复合材料,密度 1.2 g/cm^3 左右^[35],底部采用的是硅橡胶涂层^[36]。

2.2 蜂窝增强烧蚀防热材料

蜂窝增强烧蚀防热材料最早是由航天材料及工艺研究所为我国神舟飞船研制的轻质防热材料,其密度约 0.71 g/cm^3 ,以蜂窝结构为增强体,填充树脂和功能填料而成^[37],耐受地球轨道返回的热环境。目前已完成 11 次飞行试验,均成功返回,有利保障了航天员的生命安全。神舟飞船返回舱再入返回后的图片如图 19 所示。



图 19 返回后的神舟飞船返回舱

Fig. 19 Shenzhou spacecraft re-entry capsule after re-entry

随着我国探月工程研制进程发展,针对月地轨道跳跃式返回的“嫦娥五号”返回器的使用要求,航天材料及工艺研究所研制了密度为 0.5 g/cm^3 的新型蜂窝增强轻质烧蚀防热材料,“嫦娥五号”返回器是首次实现我国地外天体取样返回、携带月壤以第二宇宙速度从月球轨道跳跃式返回。该材料可适用于月球轨道返回,同时耐受中高热流短时及低热流长时的复杂气动加热条件,并耐受将近 $3000 \text{ }^\circ\text{C}$ 温差的热冲击载荷,目前经历了 2 次返回飞行任务(2014 年 11 月和 2020 年 12 月),均圆满成功。图 20 是“嫦娥五号”返回舱飞行试验后的照片^[38]。



图 20 返回后的“嫦娥五号”返回舱

Fig. 20 “Chang'e 5” re-entry capsule after re-entry

防热材料除满足热环境使用要求外,其可靠性也是防热材料的一个重要筛选准则,例如,返回器在轨飞行过程中,可能遭受空间碎片的撞击,如若在撞击的防热过程中,烧蚀材料出现异常,则会发生灾难

性事故,美国的哥伦比亚号航天飞机因为其隔热瓦在受到撞击后隔热材料出现裂纹,此处烧蚀中被烧穿而导致整块隔热瓦脱落,导致飞行任务失败,成为“挑战者”号以后美国航天史上最大的一次航天事故。在“嫦娥五号”隔热材料研制过程中,针对返回器隔热材料抵抗空间碎片的能力进行了相应研究。在隔热材料上预制贯穿到底缝隙,然后进行烧蚀试验,用来表征隔热材料抵抗裂纹或者撞击凹坑等的能力。图21为蜂窝增强隔热材料预制缝隙烧蚀前后的形貌,可见无论是烧蚀表面还是材料内部,缝隙完全闭合,说明该隔热材料具有优异的适应性,能够在出现意外的情况下仍保持其良好的烧蚀隔热性能,安全性和可靠性高。

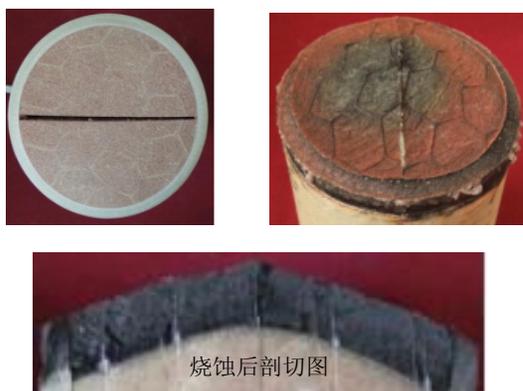


图21 蜂窝增强隔热材料预制缝隙烧蚀前后的形貌
Fig. 21 The graphic of the ablation material enhanced by honeycomb before and after ablation

在我国深空探测的牵引下,航天材料及工艺研究所研制了密度为 0.4 g/cm^3 的新型蜂窝增强超轻质烧蚀隔热材料,用于我国“天问一号”火星着陆巡视器大底隔热结构,并于2021年5月15日成功进入火星大气,通过了飞行任务的考核。

2.3 NF烧蚀隔热材料

NF烧蚀材料是北京卫星制造厂研制的新型轻质烧蚀隔热材料^[39],目前应用于新飞船的试验船,于2020年5月8日完成飞行试验,成功返回地面。

3 结语

高效、轻量化、可靠是空间探测隔热材料发展的主题,但隔热材料与使用环境的耦合非常密切,不同类型隔热材料有不同的适用环境,合理选用隔热材料既可以保障探测器安全进入或再入探测星体的大气,又可以降低隔热结构质量,提高有效载荷质量占比。除烧蚀性能外,高可靠也是隔热材料选材至关重要的因素,是决定探测任务成败的关键。在新型隔热材料技术发展过程中,在满足其所应用环境外,宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2021年 第5期

也要提高材料抵御如空间辐照、空间温度交变、极低温以及空间碎片等复杂使用环境的能力和长使用寿命,并充分借鉴以往隔热材料的优势,有效提高隔热材料的综合性能,促进空间探测向更高、更远、更可靠发展。

参考文献

- [1] JOHN H B, KENNETH S K. Systems design experience from three manned space programs [C]. ANAHEIM, CALIFORNIA: AIAA 61h Annual Meeting and Technical DisDlay, Oct 1969.
- [2] DONALD M C. Thermal protection systems manned spacecraft flight experience [R]. N93-12449, NASA, Oct 1992.
- [3] BRYANERB R, GREENSHIELDS D H, CHAUVIN T, et al. Apollo thermal-protection system development [J]. Spacecraft, 1970, 7(6): 727-734
- [4] GRAVES R A, WITTE W G. Flight-test analysis of Apollo heat-shield material using the pacemaker vehicle system [R]. NASA-TN-D- 4713, Aug 1968.
- [5] ACROUCH R K, WALBERG G D. Investigation of ablation behavior of Avcoat 5026 39M over a wide range of thermal environment[R]. NASA- TM-X-1778 69N22933, Apr 1969.
- [6] RICHARD A T, VICTOR L, THOMAS J, et al. Analysis of compression pad cavities for the orion heatshield[C]. Orlando, Florida: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Jan 2009.
- [7] BRIAN R H, KAREN T B, THOMAS J H. Aeroheating testing and predictions for project orion CEV at turbulent conditions [C]. Reno, Nevada: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan 2008.
- [8] BRIAN R H, THOMAS J H, KAREN T B, et al. Experimental investigation of project orion crew exploration vehicle aeroheating in AEDC Tunnel 9 [R]. NASA/TP -2008-215547. Hampton, Virginia: NASA, Dec 2008.
- [9] ETHIRAJ V, JAMES R. NASA Crew exploration vehicle, thermal protection system, lessons learned [C]. 6th International Planetary Probe Workshop, June 2008.
- [10] KOWAL T J. Thermal protection system (heat shield) development-advanced development project [C]. JSC Commercial Human space Flight Symposium, Oct 2010.
- [11] JOHN K. Overview of the orion thermal protection system development [C]. 7th International Planetary Probe Workshop, June 2010.
- [12] WILLCOCKSON H W. Mars pathfinder heatshield design and flight experience [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3): 374-379
- [13] ADAM S, PRASUN D, WAYNE L, et al. The mars exploration rovers entry descent and landing and the use of aerodynamic decelerators [C]. Monterey, Ca: AIAA ADS Conference, May 2003.
- [14] MICHAEL J W, CHUN Y T, KARL T E, et al. A review

of aerothermal modeling for Mars entry missions [C]. Orlando, Florida: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Jan 2010.

[15] HUY T, MICHAEL T, WILLIAM H, et al. Ames research center shear tests of SLA-561V heat shield material for Mars-Pathfinder[R]. NASA-TM-110402 96N34006, NASA, Sep 1996.

[16] HOLLIS B R, LIECHTY D S. Transition due to heat shield cavities on a mars entry vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(2):354-366

[17] MCKINNEY J, FERGUSON P, DIAZ A R, et al. Boeing CST-100 landing and recovery system design and development testing, AIAA-2013-1262 [R]. Reston: AIAA, March 2013

[18] RICHARD A T, VICTOR L, THOMAS J, et al. Analysis of compression pad cavities for the orion heatshield[C]. Orlando, Florida: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Jan 2009.

[19] BRIAN R H, KAREN T B, THOMAS J H. Aeroheating testing and predictions for project orion CEV at turbulent conditions[C]. Reno, Nevada: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan 2008.

[20] BRIAN R H, THOMAS J H, KAREN T B, et al. Experimental investigation of project orion crew exploration vehicle aeroheating in AEDC tunnel 9 [R]. NASA/TP -2008-215547. Hampton, Virginia: NASA, Dec 2008.

[21] ETHIRAJ V, JAMES R. NASA Crew exploration vehicle, thermal protection system, lessons learned [C]. 6th International Planetary Probe Workshop, June 2008.

[22] ROBIN A. S. B, DAVID M. D, Eric M. S. The evolution of the MSL heatshield [C]. International Planetary Probe Workshop, June 2008

[23] BECK R, DRIVER D, WRIGHT M, et al. Development of the mars science laboratory heatshield thermal protection systems [C]. San Antonio, TX: 41st AIAA Thermophysics Conference, June 2009.

[24] LAUB B, CHEN Y K. Development of high fidelity thermal/ablation response model for SLA-561V [C]. San Antonio, TX: 41st AIAA Thermophysics Conference, June 2009.

[25] JEAN-MARC B, FRANCINE B, LUDOVIC D, et al. Ablative thermal protection systems for entry in Mars atmosphere. A presentation of materials solutions and testing capabilities [C]. PASADENA, CALIFORNIA, 4th International Planetary Probe Workshop, June 2006.

[26] KARL T E, ARTEM A D, MICHAEL J, et al. Aerothermodynamic design of the mars science laboratory heatshield [C]. San Antonio, Texas: 41st AIAA Thermophysics Conference, June 2009.

[27] BECK R, DRIVER D, WRIGHT M, et al. Development of the mars science laboratory heatshield thermal protection system [C]. AIAA-2009-4229, 41st AIAA

Thermophysics Conference, San Antonio, Texas, June 2009.

[28] Space X manufactured heat shield material [R]. Feb, 2009.

[29] HUY K T, CHRISTINE E J, DANIEL J R, et al. Phenolic impregnated carbon ablators (PICA) as thermal protection systems for discovery missions [R]. NASA-TM-110440 97N19369, NASA, April 1997

[30] EDQUIST K T, HOLLIS B R, DYAKONOV A A. Mars science laboratory entry capsule aerothermo- dynamics and thermal protection system [C]. NASA IEEAC Paper 1423, Mar 2007.

[31] MILOS F S, CHEN Y K, SQUIRE T H, et al. Analysis of Galileo probe heatshield ablation and temperature Data [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3):298-306.

[32] FIMMEL R O, COLIN L, BURGESS E. Pioneer Venus [R]. NAS 1. 21:461; NASA-SP-461, 83N30340, NASA, 1983.

[33] WILLCOCKSON B. Genesis sample return capsule overview [R]. NASA-20070014646, NASA, Apr 2005.

[34] LAUD B, VENKATAPATHY E. Thermal protection system technology and facility needs for demanding future planetary missions [C]. International Workshop on Planetary Probe Atmospheric Entry and Descent Trajectory Analysis and Science, Lisbon, Portugal, October 2003.

[35] 姜贵庆. 返回式卫星烧蚀热防护机理与数值模拟 [J]. 中国空间科学技术, 1990(6):34-43.

JIANG G Q. Ablative thermal protective mechanism and numerical simulation for returnable satellite [J]. Chinese Space Science and Technology, 1990(6):34-43.

[36] 邢连群. 返回式卫星烧蚀隔热结构的工程计算 [J]. 中国空间科学技术, 1991(2):26-34.

XING L Q. An engineering computation of ablative thermal protection structure of returnable satellite [J]. Chinese Space Science and Technology, 1991(2): 26-34.

[37] 王春明, 梁馨, 孙宝岗, 等. 低密度烧蚀材料在神舟飞船上的应用 [J]. 宇航材料工艺, 2011, 41(2): 6-8.

WANG C M, LIANG X, SUN B G, et al. Application of low density ablative material on Shenzhou spacecraft [J]. Aerospace Materials & Technology, 2011, 41(2): 6-8.

[38] 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隔热系统设计与验证 [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]. Sci. Sin. Tech., 2015, 45(2):151-159

[39] 张璇, 董薇, 马宁, 等. 轻质碳-酚醛耐热材料缺陷类型及影响分析 [J]. 航天器环境工程, 2018, 35(6):599-605.

ZHANG X, DONG W, MA N, et al. Defect types in lightweight carbon-phenolic thermal protection materials and their influences [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2018, 35(6): 599-605.