

可重复使用热防护材料研究进展

李俊宁 冯志海 张大海 胡子君

(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 具有轻量化、耐高温、高抗损伤、重复使用、易于维护等性能的热防护材料是空天往返飞行器的关键材料,影响飞行器的先进性、可靠性、维护性和经济性。本文针对可重复使用飞行器机身大面积、头锥、翼前缘以及控制面等部位所需的热防护材料,综述了刚性隔热瓦、柔性隔热毡、抗氧化C/C、C/SiC、TUFROC等可重复使用热防护材料的发展历史、研究现状及在飞行器上的应用情况。总结了高温服役过程中典型热防护材料的损伤及性能衰减行为,并提出以材料损伤为基础,研究材料的可重复使用性能及寿命预测方法。最后,提出研制高性能可重复使用热防护材料、发展热防护材料可重复使用理论与标准、建立可重复使用热防护材料数据库是该领域今后需要重点关注的方向。

关键词 热防护材料,重复使用,损伤

中图分类号:TB33

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2024.02.001

Reusable Thermal Protection Materials: A Review

LI Junning FENG Zhihai ZHANG Dahai HU Zijun

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

Abstract Reusable thermal protection materials with lightweight, high temperature resistance, high damage resistance, reuse, easy maintenance and other properties are key materials for air space shuttle aircraft, which affect the progressiveness, reliability, maintainability and economy of aircraft. This paper reviews the development history, research status and applications of several typical thermal protection materials, such as rigid ceramic tile, flexible insulation blanket, anti-oxidation C/C, C/SiC, TUFROC and etc., which are widely used on fuselage, nose cap, leading edge and control surfaces of various aerospace vehicles. The damage and performance degradation behavior of typical thermal protection materials during high-temperature service is summarized, and a method for studying the reusable performance and life prediction of materials based on material damage is proposed. Finally, it is proposed that the development of high-performance and reusable thermal protection materials, the development of theoretical methods and standards for the reuse of thermal protection materials, and the establishment of a database of reusable thermal protection materials are the key directions that need to be focused on in this field in the future.

Key words Thermal protection materials, Reusable, Damage

0 引言

随着人类对太空的开发和利用,具备快速响应、重复使用的空天往返飞行器成为美、欧等争相发展的重要领域。可重复使用空天往返飞行器能够多次、快速往返于地面与空间轨道,两次飞行之间只需进行简单的维护,具备多任务模式、机动灵活、适应范围广的特征,是实现“进出空间、利用空间、控制空

间”的关键载体,能够促进高频次、大规模的空间活动,具有十分重要的意义。可重复使用空天往返飞行器根据入轨方式不同,可分为单级入轨和两级入轨飞行器。美国的国家空天飞机、X-33以及英国的Skylon等均属于单级入轨飞行器,而航天飞机轨道器、X-37B、XS-1、星舰等属于两级入轨飞行器。根据飞行器起降方式不同,可分为水平起飞、水平着

收稿日期:2024-02-20

第一作者简介:李俊宁,1980年出生,博士,研究员,主要从事热防护材料研究工作。E-mail:ljn1212@163.com

陆,垂直起飞、垂直着陆等。根据飞行器用途的不同,分为军用和民用。

可重复使用空天往返飞行器从太空轨道高速返回再入大气层时,严酷的气动热使飞行器表面温度急剧升高。例如航天飞机再入时,机头锥和翼前缘处最高温度可超过1 600 °C,机身迎风面最高温度可超过1 200 °C。此外,飞行器还要经受振动、噪声、冲击等载荷作用。热防护材料既要经受复杂热力载荷,又要实现重复使用,方便维护,其技术难度是相当大的^[1-3]。2003年,“哥伦比亚号”航天飞机返回过程中热防护材料损坏,导致空中解体,7名宇航员丧生,造成了轰动世界的影响。可见,热防护材料对空天往返飞行器安全飞行的极端重要性。本文总结了这类典型可重复使用热防护材料的发展历史、研究现状、应用情况等,特别是从材料损伤失效的角度分析了材料的可重复使用性能。

1 可重复使用热防护材料

1.1 机身大面积部位热防护材料

1.1.1 刚性隔热瓦

刚性隔热瓦是美国航天飞机迎风面使用的轻质热防护材料,研制工作始于20世纪70年代初,经过几十年的持续研究和改进,一般认为刚性隔热瓦发展了三代:第一代是以洛马公司研制的以石英纤维为主的LI(Lockheed Insulation)系列;第二代是NASA艾姆斯研究中心研制的石英纤维和硼硅酸铝纤维二组分的FRCI(Fibrous Refractory Insulation Composite)系列;第三代是NASA艾姆斯研究中心研制的石英纤维、硼硅酸铝纤维和氧化铝纤维三组分的AETB(Alumina Enhanced Thermal Barrier)系列。2003年,“哥伦比亚”号航天飞机事故后,波音公司发展了以石英纤维和氧化铝纤维为主的BRI(Boeing Reusable Insulation)系列,如图1和图2所示。表1列出了典型牌号刚性隔热瓦的性能^[4-5]。

刚性隔热瓦由石英纤维、硼硅酸铝纤维或氧化

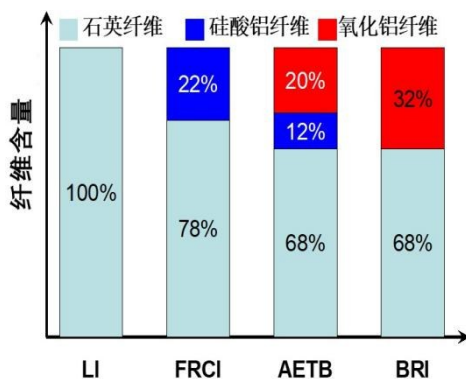


图1 美国刚性隔热瓦的纤维组分

Fig. 1 Fiber composition of ceramic tiles in the United States

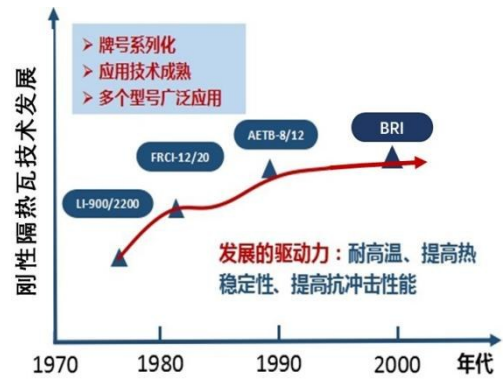


图2 刚性隔热瓦的技术发展

Fig. 2 Technology development of ceramic tiles

表1 隔热瓦的主要性能

Table 1 The main properties of ceramic tiles

隔热瓦	ρ / $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$	λ / $\text{W}\cdot(\text{m}\cdot\text{K})^{-1}$	c / $\text{J}\cdot(\text{kg}\cdot\text{K})^{-1}$	σ / MPa	α / 10^{-6}K^{-1}	T / $^{\circ}\text{K}$
BRI-8	0.128	-	-	0.41(T)	-	1 640(M)
AETB-8	0.128	0.068	628	0.38(T) 0.69(I)	-	1 640(M) 1 810(S)
AETB-12	0.192	0.064	628	0.69(T) 1.44(I)	2.60(T) 2.85(I)	1 700(M) 1 870(S)
FRCI-12	0.192	0.053 0.080	712	0.56(T) 1.77(I)	1.3(I)	1 640(M) 1 810(S)
FRCI-20	0.320	-	-	0.79(T) 3.20(I)	-	1 640(M) 1 810(S)
LI-900	0.144	0.048 0.068	628	0.17(T) 0.48(I)	0.40	1 590(M) 1 760(S)
LI-2200	0.352	0.074 0.10	628	0.50(T) 1.25(I)	0.48	1 640(M) 1 810(S)

注: T代表厚度方向, I代表平面方向; M代表多次使用, S代表单次使用。

铝纤维构成,经高温烧结后纤维之间相互“搭接”形成多孔网络结构,孔隙率高达80%以上,赋予隔热瓦良好的隔热性能和力学性能。刚性隔热瓦中纤维呈平面取向,因此其力学性能和隔热性能具有各向异性,厚度方向拉伸强度低,热导率低;平面方向拉伸强度高,但热导率大。通过加入一定比例的硼硅酸铝纤维或氧化铝纤维,可以提高陶瓷瓦的热稳定性,但热导率有所提高。刚性隔热瓦密度越大,热稳定性也越好。受服役环境的影响,刚性陶瓷瓦的最高使用温度,多次重复使用比单次使用低一些。

为了提高刚性隔热瓦的辐射性能,实际使用中,隔热瓦表面会涂覆一层高辐射涂层,涂层呈黑色,辐射系数达到0.85以上。美国先后发展了两种高辐射涂层:第一种被称为RCG(Reaction Cured Glass)致密涂层,烧结在隔热瓦表面;第二种涂层为TUFIT(Toughened Unipiece Fibrous Insulation)多孔涂层,在隔热瓦表面渗

透一定的厚度,以提高抗冲击性能(图3)。高辐射涂层一般由玻璃基体、辐射剂及烧结助剂组成,经高温烧结后,在隔热瓦表面形成平整、光滑的玻璃层。高辐射涂层要求耐高温,辐射系数高,热胀系数与隔热瓦匹配,避免高温下涂层出现碎裂剥落等^[6]。

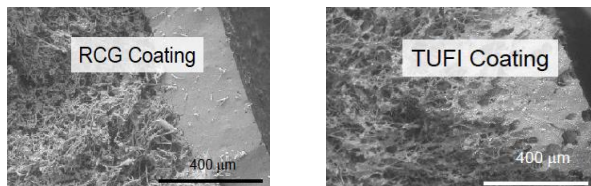


图3 刚性隔热瓦高辐射涂层

Fig. 3 High emittance coatings of ceramic tiles

刚性隔热瓦用于航天飞机,每架航天飞机表面使用2万多件,经过航天飞机多次飞行验证,积累了丰富的数据,应用技术趋于成熟,至今仍是飞行器热防护设计的重要选材(图4)。美国空军的X-37B飞行器,机身迎风面大面积也使用了刚性隔热瓦^[7], DARPA的XS-1重复飞行器的热防护方案也采用了刚性隔热瓦,SpaceX公司的“星舰”飞船也使用刚性隔热瓦作为热防护材料,充分说明刚性隔热瓦在美国重复使用热防护材料体系中的重要地位。



图4 刚性隔热在飞行器上的应用

Fig. 4 Applications of ceramic tile on different space vehicles

1.1.2 柔性隔热毡

柔性毡是用于航天飞机背风面的隔热材料。经过不断改进,性能逐渐提高,如图5所示。

最初研制的FRSI(Flexible Reusable Surface Insulation)主要成分是芳纶纤维,最高使用温度不超过371℃。NASA Ames研究中心发展了AFRSI(Advanced Flexible Reusable Surface Insulation)隔热毡,AFRSI使用硼硅酸铝纤维布和纤维线,多次重复使用温度可达

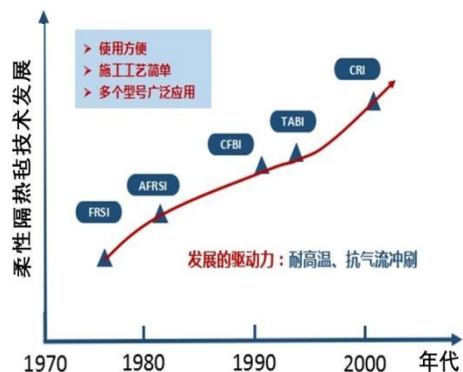


图5 隔热毡的技术发展

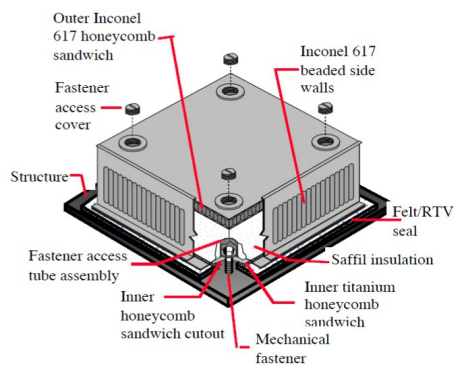
Fig. 5 Technology development of flexible blanket insulation

815℃,常温常压下的热导率约为0.033 W/(m·K),替代了航天飞机上部分LI-900隔热瓦。此外,还研制了CFBI(Composite Flexible Blanket Insulation)和TABI(Tailorable Advanced Blanket Insulation)隔热毡。其中,CFBI隔热毡使用SiC纤维线和织物,并增加了由镀铝的聚酰亚胺反射膜组成的多层结构,室温热导率约为0.035W/(m·K)。TABI隔热毡仍然使用硼硅酸铝纤维织物或SiC纤维织物,但其内部填充的隔热材料设计成三棱柱结构,主要特点是提高抗气流冲刷性能。波音公司研制了CRI(Conformal Reusable Insulation)隔热毡,高温面和低温面分别使用了硼硅酸铝纤维布和石英纤维布;芯层的主要组分为氧化铝、氧化硅、氧化硼等陶瓷纤维,最高使用温度达到了1200℃^[8]。

1.1.3 盖板式大面积热防护系统

为提高热防护材料的寿命和可维护性,NASA Langley研究中心主导开发了金属盖板式热防护,用于X-33飞行器大面积部位,完成了热、冲击、雨蚀等一系列地面考核试验^[9-10]。金属盖板式热防护系统是由外层Inconel高温合金面板及蜂窝、中间隔热毡、内部钛合金Ti6Al-4V蜂窝层以及螺栓、侧板组成。采用Inconel高温合金,表面最高可承受1093℃高温,如图6所示。在后来的设计中,采用PM2000代替Inconel,多层隔热材料代替Saffil纤维,最高使用温度达到1315℃,隔热性能也有所提高。X-33项目终止后,金属盖板式热防护系统的研究逐渐停止。

继金属盖板式热防护系统之后,欧洲研制了陶瓷盖板式热防护系统,如图7所示^[11-14]。该系统主要由三个部分构成:一是C/SiC材料复合材料面板;二是内部填充隔热材料;三是连接支架结构。其中,C/SiC材料由化学气相沉积工艺制备;高温面隔热材料使用了陶瓷纤维毡,低温部分采用了纤维增强气凝胶,并用聚酰亚胺薄膜包裹起来。连接结构采用特殊设计的金属支架,可在传递面板载荷的同时,协调应力变化。研究人员对陶瓷盖板式热防护系统的隔



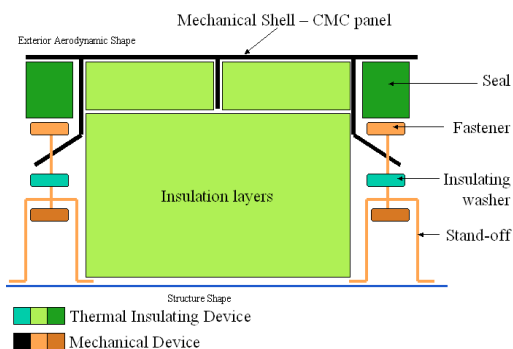
(a) 金属盖板式热防护系统设计方案



(b) 金属盖板式热防护系统实物

图6 金属盖板式热防护系统设计方案与实物

Fig. 6 Design scheme and physical object of metal cover plate thermal protection system



(a) 陶瓷盖板式热防护设计方案



(b) 陶瓷盖板式热防护部件

图7 陶瓷盖板式热防护系统设计方案与部件

Fig. 7 Design scheme and components of CMC thermal protection system

热性能进行仿真计算,结果表明该设计方案能够满足飞行器使用要求(图8)。陶瓷盖板式热防护系统应用于欧洲 IXV (Intermediate Experimental Vehicle)

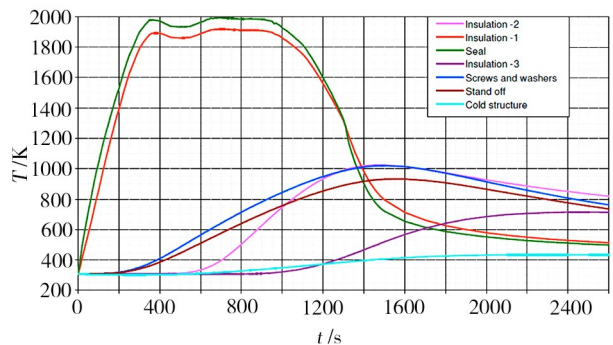


图8 陶瓷盖板式热防护系统背面温度仿真计算结果

Fig. 8 The simulation results of back temperature of CMC thermal protection system



图9 组装完毕的欧洲 IXV 飞行器陶瓷盖板式热防护系统

Fig. 9 CMC thermal protection system of the European IXV space vehicles after assembly

飞行器,通过飞行试验考核,图9给出了IXV飞行器装配完成后的陶瓷盖板热防护系统照片。

1.2 头锥、翼前缘及控制面热防护材料

1.2.1 抗氧化 C/C 材料

抗氧化 C/C 材料被用于航天飞机头锥和翼前缘部位的热防护。抗氧化 C/C 材料是以碳纤维为增强体,经酚醛树脂多次浸渍碳化制得。C/C 材料在高温下仍具有足够的强度,且线胀系数小,热应力小。为提高 C/C 材料抗氧化性能,在其表面制备 SiC 抗氧化过渡层,并通过浸渍正硅酸乙酯,热处理后在涂层和基体中形成 SiO₂,以减少 C 与 O₂ 的接触;最后在表面涂覆硅酸钠消除残余的孔隙和微裂纹,图 10 是抗氧化 C/C 材料截面微观结构照片^[15]。最终得到抗氧化 C/C 材料的密度约为 1.65 g/cm³,最高使用温度可达 1 650 °C。

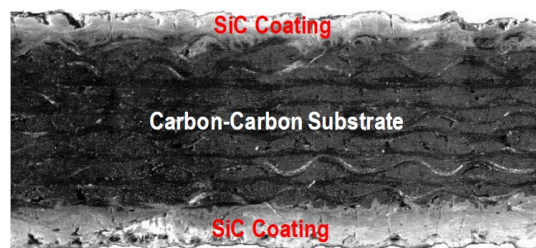


图10 抗氧化 C/C 材料的截面微观结构照片

Fig. 10 Cross-section microstructure of the anti-oxidation C/C



图 11 航天飞机抗氧化 C/C 材料头锥和翼前缘
Fig. 11 Anti-oxidation C/C nose cap and leading edge of the space shuttle

图 11 是航天飞机上采用抗氧化 C/C 材料研制的头锥和翼前缘照片。近年来,针对 C/C 材料抗氧化,

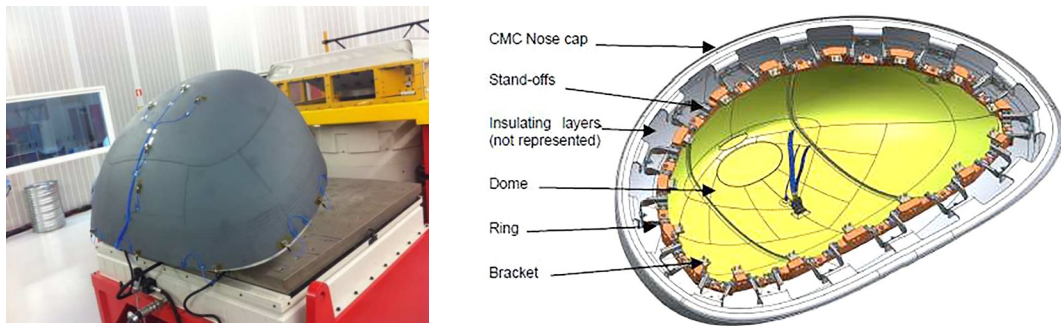


图 12 IXV 飞行器 C/SiC 材料头锥
Fig. 12 C/SiC nose cap of the IXV space vehicles

1.2.3 TUFROC

继抗氧化 C/C 材料和 C/SiC 材料之后,美国 X-37B 机头锥和翼前缘采用了新研发的 TUFROC (Toughened Uni-piece Fibrous Reinforced Oxidation-Resistant Composite)。TUFROC 由三部分构成:表层是 RCG 和 HETC 涂层,具有耐高温、高辐射、低催化的功能。HETC 涂层的下面是抗氧化碳瓦 (Refractory Oxidation-resistant Ceramic Carbon Insulation, ROCCI),碳瓦是由短切碳纤维形成的网络骨架,并通过在碳纤维骨架表面制备 SiOC 层实现抗氧化。最内层是 AETB 隔热瓦,起到高效隔热的作用,如图 13 和 14 所示。

TUFROC 材料具有三个显著特点:

一是能承受 1 700 °C 以上高温,高于航天飞机采用的抗氧化 C/C 材料;二是整体密度低,TUFROC 的整体密度仅为 0.4 g/cm³,有利于减轻飞行器质量;三是制造周期短、成本低,TUFROC 制造周期是抗氧化 C/C 材料的六分之一到三分之一,成本为十分之一。TUFROC 取代了航天飞机的抗氧化 C/C 材料,并经过 X-37B 多次飞行验证,是近年来典型的热防护材料研究成果^[17]。

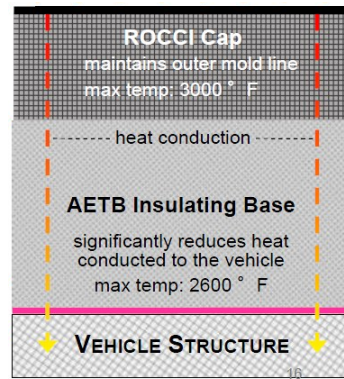


图 13 TUFROC 结构示意图
Fig. 13 Schematic of the TUFROC structure

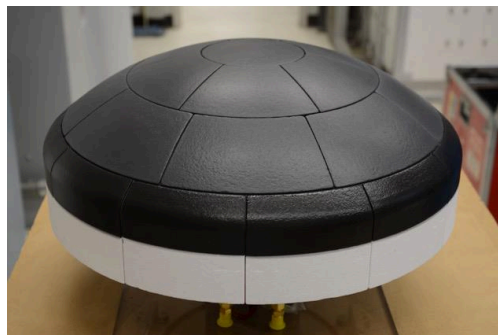


图 14 TUFROC 头锥构件
Fig. 14 TUFROC nose cap

国内外已经发展了多种抗氧化涂层及制备工艺,最高使用温度达到了 2 000 °C 以上^[16]。

1.2.2 C/SiC 材料

欧洲 IXV 飞行器头锥采用了 C/SiC 陶瓷基复合材料,如图 12 所示。其设计方案与陶瓷盖板式热防护系统类似,即外表面为 C/SiC 材料,内部为隔热材料。IXV 飞行器的 C/SiC 材料头锥宽度达到 1.3 m,预制体由 8 块碳纤维织物缝制在一起,16 个连接支架也通过缝制与主体连接。预制体大面积厚度仅为 1.6 mm,连接支架处为 6 mm,通过化学气相沉积工艺实现致密化。C/SiC 材料头锥也是通过特殊设计的金属连接件与主体结构连接。

1.3 控制面材料

空天往返飞行器的控制面主要包括襟副翼、方向舵等,需要承受较高的热力载荷。如图 15、图 16 所示,以 X-37B 为例,关键技术之一就是要研制和验证热结构控制面。设计要求采用尽可能轻的、合格的结构组件,但同时要求结构组件要严格满足 X-

37B 设定的强度要求^[18]。X-37B 研制了 C/SiC 材料和 C/C 材料两种襟副翼和方向升降舵,其中 C/C 材料襟副翼和方向升降舵完成地面试验考核,C/SiC 材料襟副翼完成地面试验考核,C/SiC 材料方向升降舵完成制造,但未进行地面试验考核。X-37B 最终选用了 C/C 材料制造襟副翼和方向升降舵。

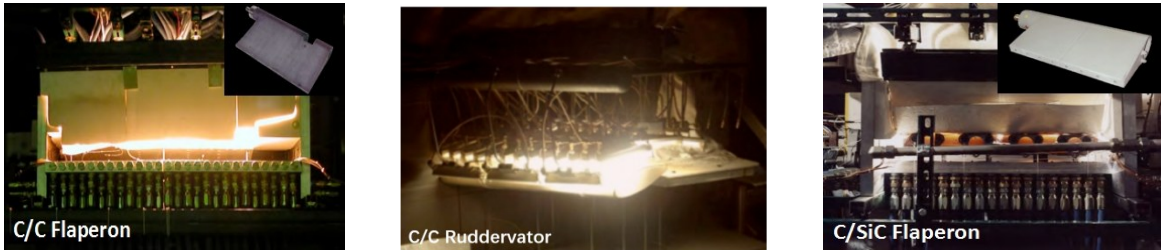


图 15 X-37B 襟副翼和方向升降舵考核试验

Fig. 15 The testing experiments of X-37B flaperon and ruddervator

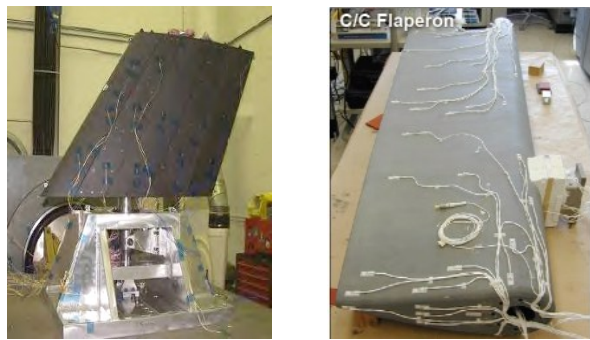


图 16 X-37B C/SiC 材料方向控制舵和 C/C 材料襟副翼构件

Fig. 16 C/SiC ruddervator and C/C flaperon of X-37B

欧洲更倾向于采用 C/SiC 材料作为飞行器控制面材料^[19]。MT Aerospace 为 X-38 飞行器制造了 C/SiC 材料体襟翼,单件尺寸达 1.4 m×1.6 m,质量仅为 68 kg,最高使用温度据称可达到 1 800 °C,图 17 为 X-38 飞行器 C/SiC 材料体襟翼构件及地面考核试验照片。欧洲 IXV 飞行器的体襟翼同样也采用了 C/SiC 材料。

于单次使用的热防护材料,也不同于成百上千次重复使用的飞机结构材料。空天往返飞行器在起飞、再入过程中,热防护材料经受复杂的气动热力载荷,载荷大小、作用时间、载荷之间的耦合作用等使热防护材料出现损伤,导致材料性能衰减,进而影响材料的寿命和重复使用。作者认为,评估热防护材料的可重复使用性能,首先要认识材料服役过程中使材料性能衰减的损伤模式及其产生的原因,并基于材料热力环境数据,建立相关模型,并通过飞行试验验证材料寿命模型的可靠性,进而指导热防护材料寿命提升,如图 18 所示。



图 17 X-38 C/SiC 材料体襟翼构件及地面热考核试验

Fig. 17 C/SiC body flap of X-38 and ground thermal assessment test

2 热防护材料可重复使用性能研究

热防护材料的可重复使用性能影响空天往返飞行器飞行可靠性、任务灵活性、经济适用性等。然而,空天往返飞行器热防护材料的服役环境既不同

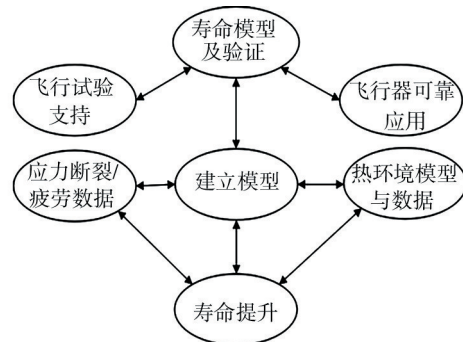


图 18 热防护材料重复使用寿命研究

Fig. 18 Research on reusable life of thermal protection materials

由于这方面的系统报道较少,本文以几种典型的热防护材料为例,进行简要总结。

2.1 抗氧化 C/C 材料的重复使用性能研究

“哥伦比亚号”航天飞机失事以后,美国对抗氧化 C/C 材料进行了大量研究,如图 19 和 20 所示。

JACOBSON 对头锥、前缘部位使用的抗氧化 C/C 材料研究结果表明,导致抗氧化 C/C 材料性能衰退的原因主要有三方面:一是氧气通过 SiC 涂层的裂纹进入 C/C 材料中,使之发生氧化,由于 C/C 材料和 SiC 的

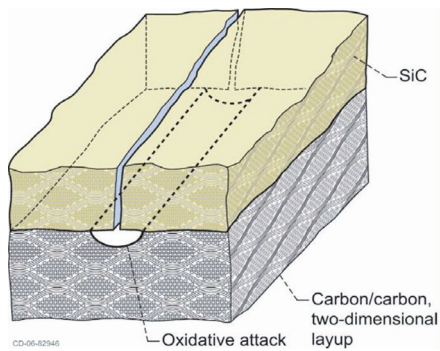


图 19 氧气通过裂纹扩散至抗氧化 C/C 材料内部导致氧化
Fig. 19 Oxygen diffuses through cracks into the interior of antioxidant C/C materials, leading to oxidation

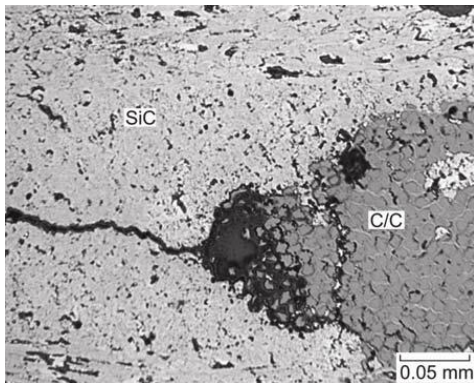


图 20 抗氧化 C/C 材料在 1 100 °C/669 Pa 氧化 1 h 后的电镜照片
Fig. 20 SEM images of anti-oxidation C/C materials for 1 h at 1 100 °C/669 Pa

线胀系数差异较大(C/C 材料接近 $1 \times 10^{-6} \text{K}^{-1}$, 而 SiC 为 $4 \sim 5 \times 10^{-6} \text{K}^{-1}$), 在受热和冷却过程中容易出现裂

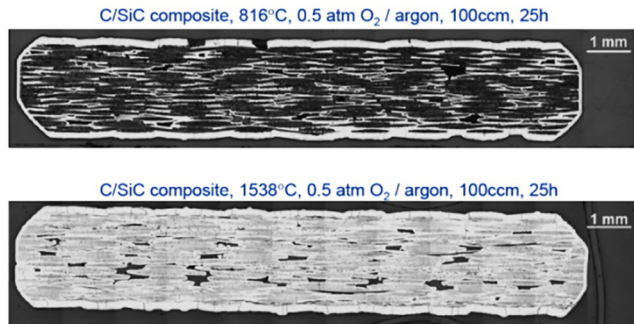
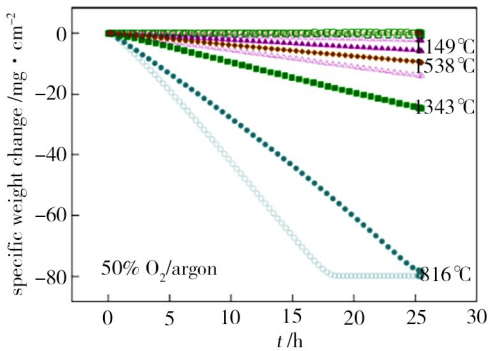


图 21 C/SiC 材料的氧化反应
Fig. 21 Oxidation reaction of C/SiC material

2.3 刚性隔热瓦的重复使用性能研究

刚性隔热瓦服役过程中的损伤主要体现在两个方面。首先是隔热瓦受热厚度方向收缩, 严重时影响飞行器气动外形。NASA 对隔热瓦气动加热下厚度收缩进行了研究, 结果表明隔热瓦的密度和组分对厚度收缩影响最大。对于 FRCI, 当密度由 0.19 g/cm^3 增大至 0.32 g/cm^3 , 在 1670 K 加热下, 厚度方向收缩量明显降低; 而对于 AETB, 密度由 0.19 g/cm^3 增大到 0.26 g/cm^3 , 对收缩的影响不明显。对于 LI 隔热瓦, 密度减小, 无论

纹, 裂纹作为氧气的扩散通道, 使 C/C 材料高温下发生氧化, C/C 材料在这种条件下的氧化反应受氧气分子的扩散控制; 二是抗氧化 C/C 材料表面硅酸钠密封层高温下汽化失效, 抗氧化 C/C 材料表面的硅酸钠密封剂, 在气动加热环境下发生汽化流失, 通过建立边界层扩散环境下硅酸钠汽化流失模型, 掌握高温环境中硅酸钠的行为规律, 有利于评估抗氧化 C/C 材料的重复使用性能; 三是 C/C 材料孔隙中的 SiO_2 和 C 在高温下发生化学反应。对上述过程的认识和评估, 是掌握抗氧化 C/C 材料再入气动加热环境中的长时可靠服役性能的关键^[20]。

2.2 C/SiC 材料重复使用性能研究

NASA 最早对 C/SiC 材料高温有氧环境的使用寿命开展了研究, 目的是以环境、应力等因素导致的损伤机制为基础, 建立能够有效描述 C/SiC 材料重复使用寿命的模型和方法^[21-22]。研究发现, 由于 C/SiC 材料存在裂纹或孔隙等缺陷, 碳纤维以及其表面的碳界面层高温下和氧气反应, 导致材料性能下降。随温度升高, C/SiC 材料受热, 基体裂纹打开, 成为氧气的扩散通道, 中间温度状态时 C/SiC 材料的氧化失重反而可能较大, 如图 21 所示。温度继续升高, 裂纹逐渐可能闭合: 一方面是 SiC 的膨胀所致; 另一方面 SiC 氧化表面生成 SiO_2 , 哪个因素起决定性作用, 仍需要继续研究。因此, C/SiC 材料的氧化损伤是导致性能衰减的重要原因, 氧化速率受温度、应力、氧分压、气动环境等因素的共同影响, 但这方面的研究仍很不成熟。

是短时(10 min)还是长时(50 min)加热, 收缩量均增加; 对于 FRCI, 密度减小, 短时加热对表面后退影响不明显, 但长时加热, 收缩量增加; 对于 AETB, 无论是短时还是长时加热, 密度变化对收缩量影响不大^[23]。此外, 高温下高辐射涂层的结构和性能也会产生变化。

如图 22-23 所示, 对 TUF1 涂层在 1260 °C 和 1400 °C 进行试验考核发现, 1260 °C 考核 10 min 后, 涂层的微观结构和表面辐射系数变化很小。但在 1400 °C 考核后, 涂层的表面粗糙度明显增加。电镜照片显示, 涂层

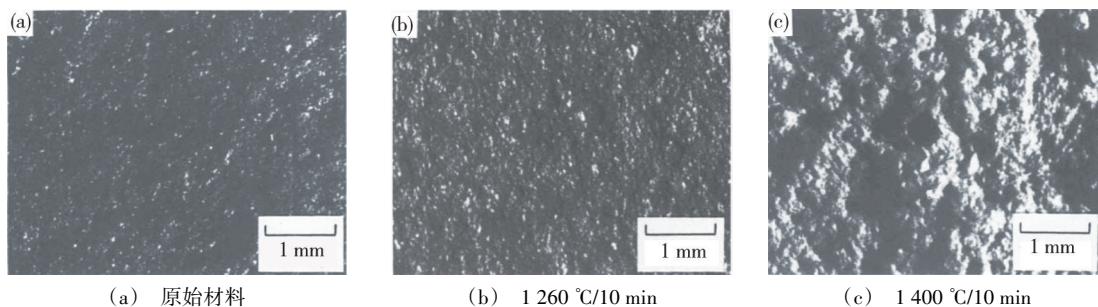
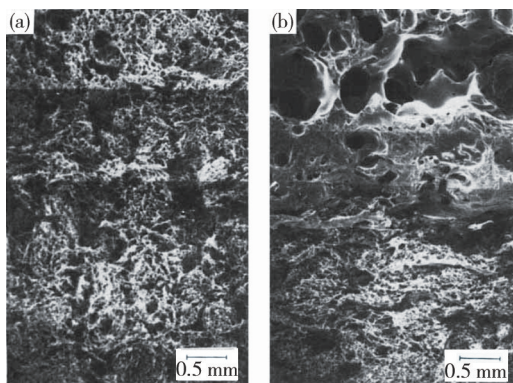


图22 TUF1涂层风洞试验前后微观结构

Fig. 22 Microstructure before and after TUF1 coating wind tunnel test



注:(a) 原始材料;(b) 试验后。

试验条件: $T=1400^{\circ}\text{C}$, $H=23.2\text{ MJ/kg}$, $P=0.01\text{ atm}$, $t=10\text{ min}$ 。

图23 TUF1涂层隔热瓦风洞试验后照片

Fig. 23 SEM image after wind tunnel test of TUF1 coating ceramic tiles

表面下出现气泡,一些气泡破裂,可能使涂层表面粗糙度增加。此外,TUF1涂层经 1400°C 考核后,涂层和瓦基体之间由于纤维烧结导致大孔出现,有可能导致涂层脱落^[24]。

其次,隔热瓦在起飞和再入过程的碎片撞击导致损伤^[15]。例如,航天飞机STS-27R任务返回后,发现迎风面右侧和翼面部位隔热瓦出现大量损伤,总数达到644处,其中272处尺寸大于 2.54 cm ,如图24所示。

研究发现,最可能导致损伤的原因是固体助推器上脱落的材料碎片撞击所致。针对撞击损伤,一

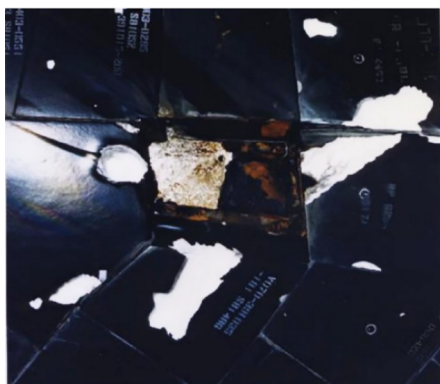


图24 航天飞机STS-27R任务返回后隔热瓦损伤

Fig. 24 Tile damage of STS-27R after mission

方面,采用TUF1梯度涂层替代RCG涂层,提升隔热瓦的抗冲击性能;另一方面,开发隔热瓦原位修补材料,提升服役安全性能。由于隔热瓦撞击损伤的复杂性,并不能完全消除隔热瓦损伤,但并不是所有的损伤影响飞行安全。例如在STS-118任务中(图25),右侧起落架舱门位置隔热瓦受到碎片撞击产生损伤,经研究人员地面试验评估,不会影响返回,事实证明再入加热过程没有改变损伤的尺寸。

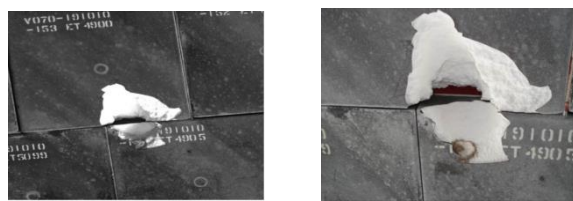


图25 航天飞机STS-118任务返回前后隔热瓦损伤变化情况

Fig. 25 The tile damage of STS-118 before and after reentry

2.4 柔性隔热毡的重复使用性能

SAWKO等^[25]研究表明,航天飞机再入返回后,AFRSI隔热毡绝大部分保持完好。部分隔热毡损伤主要原因为:粒子撞击、起飞气流冲刷以及高温导致的纤维脆化,如图26所示。



图26 航天飞机隔热毡损伤照片

Fig. 26 Damages picture of blanket insulations on space shuttle

例如,STS-6和STS-7任务后,约20块纤维毡表面纤维被破坏,主要是受气流冲刷所致,Rockwell开发了AFRSI隔热毡表面涂层C-9,以提高隔热毡抗冲刷能力。纤维脆化主要受高温影响,高温下石英纤维析晶导致纤维脆化,温度过高时有可能导致相邻纤维熔并烧结。此外,C-9涂层组分受热硬化,也会导致纤维脆化,与涂层用量有关。COE研究表明,高温下石英纤维表面的

Teflon 浸润剂分解,会降低石英纤维缝线的寿命^[26]。AFRSI 替换部分 LI-900 隔热瓦,长时飞行试验表明,AFRSI 的使用寿命并不比 LI-900 更优,但 AFRSI 的制造、安装时间和成本更低。

3 结语

重复使用空天往返飞行器的快速发展对热防护材料及其可重复使用性能提出了极高的要求。集轻量化、高抗损伤容限、耐高温、重复使用、高可靠性、方便维护等性能于一体的热防护材料是重复使用飞行器研制必须突破和掌握的关键技术。

(1) 发展高性能可重复使用热防护材料。可重复使用空天往返飞行器对热防护材料的需求是多样的,得益于过去十几年来热防护材料性能的提升和新型热防护材料的成功研发,热防护方案具有更多的选择性和设计性。一是要发展性能更先进的新型热防护材料。我国现有热防护材料基本上还是模仿航天飞机热防护材料的体系,但从美欧发展来看,热防护材料技术的发展和进步从未停止。在 X-37B 项目下研制的 TUFROC 就是典型的例子。二是要提升现有热防护材料的应用水平。英国“云霄塔”空天飞机的大面积热防护蒙皮采用纤维增强玻璃,美国 XS-1 飞行器前缘选用了非常传统的高温合金材料,“星舰”飞船大面积热防护采用了传统的隔热瓦。可见,由于空天往返飞行器有不同的设计、用途和往返方式,合理选择热防护方案是非常重要的。

(2) 开展热防护材料可重复使用性能理论和方法研究。可重复使用空天往返飞行器对热防护材料的要求与单次使用飞行器和数百上千次使用飞机存在很大的不同。复杂热力载荷服役环境下热防护材料寿命预测是提高服役安全的重要方面。对于热防护材料来说,一方面材料在复杂热力环境下的失效模式和失效机制不清晰,影响对热防护材料服役性能的判断和认识。另一方面,需要大量理论仿真、地面试验、飞行试验结果的积累和研究,进一步提高对热防护材料重复使用性能的认识,建立面向复杂热力载荷服役环境的热防护材料重复使用理论和方法。

(3) 建立可重复使用热防护材料数据库。目前,我国可重复使用热防护材料性能数据不多,尤其是材料地面模拟试验、飞行试验数据仍很少。通过热防护材料可重复使用理论和方法研究,系统开展热防护材料的可重复使用性能地面与飞行试验,尽快获得较为全面的性能数据,建立热防护材料性能数据库,对支撑可重复使用飞行器设计研制以及长期可靠服役非常重要。

参考文献

[1] UYANNA O, NAJAFI H. Thermal protection systems for space vehicles: A review on technology development, current
宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2024年 第2期

challenges and future prospects[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 176: 341-356.

[2] JOHNSON S M. Thermal protection materials and systems: Past and future[C]. Loughborough University Seminar. Daytona Beach, 2013: 1-73.

[3] GLASS D E. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles [C]. AIAA, 2008-2862.

[4] CLELAND J, IANNETTI F. Thermal protection system of space shuttle[R]. NASA Contractor Report 4227, 1989.

[5] 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.

[6] LEISER D B, CHURCHWARD R, KATVALA V, et al. Advanced porous coating for low density ceramic insulation materials [C]. *Ceramic Engineering Science Proceedings*, 1988, 9(9/10): 1125-1136.

[7] GRANTZ A C. X-37B orbital test vehicle and derivatives [R]. AIAA, 2011-7315.

[8] REZIN M, OKA C. The evolution of flexible insulation as thermal protection system for reusable launch vehicles[C]. NSMMS, June 25, 2001.

[9] LETCHWORTH G. X-33 reusable launch vehicle demonstrator, spaceport and range [R]. NASA, KSC-2011-232.

[10] BLOSSER M L. Development of metallic thermal protection systems for the reusable launch vehicle[R]. NASA TM 110296.

[11] BUFFENOIR F, ZEPPA C, PICHON T, et al. Development and flight qualification of the C-SiC thermal protection systems for the IXV[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 124: 85-89.

[12] 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, 5(2): 487-502.

[13] BANSAL N P, LAMON J. Ceramic matrix composites: Materials, modeling and technology[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc., 2015.

[14] PICHON T, BUFFENOIR F. CMC windward TPS and nose of the IXV vehicle: Qualification and flight[C]. IAC-15, D2, 6, x31093.

[15] RODRIGUEZ A C, SNAPP C G. Orbiter thermal protection system lessons learned[C]. AIAA, 2011-7308.

[16] YIN X M, ZHANG X, LIU H M, et al. Novel structural design strategies in ceramic-modified C/C composites[J]. *Accounts of Materials Research*, 2023, 4(10): 1095-1107.

[17] STEWART D A, LEISER D R. Lightweight TUFROC TPS for hypersonic vehicles[C]. AIAA, 2006-7945.

[18] GROSVELD F W, RIZZA S A, RICE C E. Dynamic Response of X-37 hot structure control surfaces exposed to controlled reverberant acoustic excitation[R]. NASA/TM-2005-213519.

[19] GLASS D E, European directions for hypersonic thermal protection systems and hot structures[C]. 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures Daytona Beach, F L, January 22, 2007.

[20] JACOBSON N S, ROTH D J, RAUSER R W, et al. Nondestructive evaluation (NDE) for characterizing oxidation damage in cracked reinforced carbon-carbon [J]. International Journal of Applied Ceramic Technology, 2010, 7(5): 652-661.

[21] HALBIG M C, The oxidation kinetics of continuous carbon fibers in a cracked ceramic matrix composite[R]. NASA/TM-2001-210520.

[22] OPILA E, SERRA J. Oxidation of C/SiC composites at

reduced oxygen partial pressures [C]. 216th Meeting of the Electrochemical Society Meeting, Vienna Austria, October 8, 2009.

[23] STEWART D A, LEISER D B. Thermal stability of ceramic coated thermal protection materials in a simulated high-speed earth entry[J]. Ceramic Engineering Science Proceedings, 1988, 9(9/10):1199-1206.

[24] LEISER D B, CHURCHWARD R, KATVALA V, et al. Advanced porous coating for low density ceramic insulation materials [J]. Journal of American Ceramic Society, 1989, 72(6):1003-1010.

[25] SAWKO P M, GOLDSTEIN H E, Performance of uncoated AFRSI blankets during multiple space shuttle flights[R]. NASA Technical Memorandum, 103892.

[26] COE C F. An investigation of the causes of failure of flexible thermal protection materials in an aerodynamic environment [R]. NASA Contractor Report 177466.