

# 可重复使用飞行器用低密度烧蚀防热涂层研究

闫雪 高超 杜宝宪 贺晨 刘健柠 曾一兵

(航天材料及工艺研究所, 北京 100076)

**文 摘** 通过简便、高效的方法合成了硅氮化合物, 以此为固化剂, 分别完成了轻量化组元和烧蚀维形组元研究, 最终获得了热稳定性优异、高温下尺寸稳定性高、抗烧蚀性能好的可重复使用飞行器用低密度防热涂层。结果表明, 该防热涂层经过有限次静态烧蚀, 密度、质量保留率均趋于稳定, 力学性能能够满足使用需求。涂层经过高达 10 次石英灯烧蚀考核, 防隔热性能无下降; 经过 5 次风洞烧蚀考核, 防热涂层抗烧蚀、防隔热性能无下降, 进一步证明该种防热涂层经过有限次重复使用, 仍能够对飞行器起到良好的热防护作用。

**关键词** 硅氮化合物, 防热涂层, 可重复使用飞行器

中图分类号: V45

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2024.02.012

## Research on Low-density Ablative and Thermal Protection Coating for Reusable Aircraft

YAN Xue GAO Chao DU Baoxian HE Chen LIU Jianning ZENG Yibing

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

**Abstract** The silazane compounds was synthesized through convenient and efficient method. Using it as a curing agent, lightweight components and ablative dimensional components were studied separately. Finally, a low-density heat-resistant coating for reusable aircraft with excellent thermal stability, high dimensional stability at high temperatures and good ablation resistance was obtained. The results indicates that the density and mass retention rate of the heat-resistant coating tend to stabilize after a finite number of static ablations, and the mechanical properties meet the usage requirements. The coating has undergone up to 10 times of quartz lamp ablation assessments, and its thermal insulation performance has remained unchanged. In addition, after 5 times wind tunnel ablation assessments, ablation resistance and thermal insulation performance of heat-resistance coating has remained unchanged, which shows that heat-resistant coating can still provide good thermal protection for aircraft after a finite number of repeated use.

**Key words** Silazane compounds, Thermal protection coating, Reusable aerospace craft

### 0 引言

航天器重复使用是降低天地往返运输系统的运输费用和提高操作效率的有效途径, 是未来航天领域技术发展的必然趋势<sup>[1]</sup>。可重复使用热防护系统是为重复使用飞行器而发展的关键性技术。在气动加热环境下, 没有热防护系统, 航天器的结构将遭到破坏。可重复使用飞行器要求热防护系统经历有限次飞行后, 仍能起到良好的热防护效果, 因此要求热防护材料具备重复使用可靠性。各国在大力开展重复使用高马赫数飞行器研究的同时也积极开展热防护材料及技术的相关研究<sup>[2-5]</sup>。

国外和国内早期重复使用飞行器, 如哥伦比亚号、

暴风雪号、X-37B 等大面积应用刚性隔热瓦<sup>[6-8]</sup>。刚性隔热瓦具有轻质、耐温、低热导率的特点, 是优良的隔热材料, 主要应用于 600~1 260 °C 的高温区热防护。但隔热瓦脆性大, 形变及碰撞均会导致其碎裂, 因而其与基材的匹配设计较为困难, 往往需要使用应变隔离垫, 且瓦与瓦之间需预留缝隙以解决变形匹配和透气问题<sup>[8-10]</sup>, 带来施工周期长、修补困难等缺点。此外, 隔热瓦成本较高, 不利于重复使用飞行器的降本增效。Space X 的龙飞船和猎鹰火箭采用快拆式隔热瓦, 利用金属挂钩连接基材和隔热瓦, 解决了隔热瓦施工周期长及修补困难的问题, 但金属挂钩的引入, 带来新的传热问题, 增大了热防护设计的难度和复杂性。因此, 亟须一种

收稿日期: 2023-11-05

第一作者简介: 闫雪, 1994 年出生, 硕士, 工程师, 主要从事特种功能涂层材料及工艺研究工作。E-mail: yanxuebuaa@126.com

热设计简单、施工周期短、易修补、低成本的可重复使用热防护材料。

隔热涂层具有热防护效率高、施工周期短、工艺适应性强、成本低廉、可修复性强、修复工艺简单等优点,是航天飞行器热防护首选方案之一。对于中低热流环境,应用隔热涂层,不仅能大大提升施工效率,且有利于可重复使用飞行器的降本增效,当前国内外对隔热涂层的研究集中于1次飞行应用,隔热涂层的可重复使用性研究较少。可重复使用飞行器用隔热涂层必须满足可靠、轻量化及可重复使用的条件。因此,不仅要考虑材料重复使用后的防隔热、抗烧蚀性,且需要综合评价材料的密度、拉伸强度、断裂伸长率等各项基础性能。现有成熟隔热涂层用硅橡胶基体分解温度约为350℃,适用于表面温度较低的重复使用环境,无法满足高速飞行器大面积热防护需求。当表面温度高达500℃时,经历一次飞行后,隔热涂层发生烧蚀粉化、开裂,高温重复使用环境下,可靠性欠佳。因此,亟须开展高温环境下的可重复使用隔热涂层材料研究。

硅橡胶主链中残留硅羟基的“回咬”反应是导致主链链式降解的主要因素之一,以硅氮化合物为固化剂,在硅橡胶中引入连续硅氮结构,能够消除硅橡胶中端基引发的解扣式降解和硅氧链的水解,只发生需要更高温度才能进行的主链无规降解,大大提升基体的耐温性能及高温韧性<sup>[11-14]</sup>。当前市面上硅氮化合物大多为二官能度化合物,不利于硅橡胶的固化,且合成条件严苛、合成路线复杂,迫切需要通过合理的分子结构设计及合成路线设计,制备新型硅氮化合物,实现固化性能和耐热性能的双重提升。玻璃空心微球主要成分为SiO<sub>2</sub>及少量的钙镁铝硼等元素,本体密度低,是常用的降密度材料,其耐温性能优异,能够提升材料的高温质量保留率、提升材料的轻量化水平。纤维具有高比强、高比模、耐温性优异的优势,纤维在涂层材料中能够形成骨架结构,提升材料的耐烧蚀性及高温尺寸稳定性<sup>[15]</sup>。玻璃空心微球和纤维不仅能够对隔热涂层的基础性能

进行调控,且有利于涂层的可重复使用。本文通过简便、高效的方法合成硅氮化合物,用于硅橡胶的固化,提升隔热涂层用基体的耐热性;分别研究玻璃空心微球和纤维对涂层材料的结构及性能的影响,并进行涂层材料的重复烧蚀考核,最终获得能够有限次重复使用的隔热涂层材料,拟为涂层材料进一步应用于重复使用航天器指明方向。

## 1 实验

### 1.1 原材料

所用材料包括八甲基环四硅氮烷(OMCTS)(分析纯,国药);三乙氧基硅烷(TEOS)(分析纯,国药);甲基苯基硅橡胶(上海树脂厂);玻璃纤维(市售);高密度玻璃空心微球(市售);低密度玻璃空心微球(市售)。

### 1.2 硅氮化合物的合成

146.5 g八甲基环四硅氮烷与82 g三乙氧基硅烷在120℃下反应40 h,取黄色上清液,进行蒸馏提纯,获得透明液体即为硅氮化合物。

### 1.3 隔热涂层制备

按配方比例称取基体、纤维,用捏合机以2000 r/min的速率搅拌20 min。加入玻璃空心微球等填料,以500 r/min的速率搅拌20 min至目视涂料颜色均一。按比例加入硅氮化合物,搅拌均匀后进行涂料喷涂并室温固化,随后进行性能测试。

### 1.4 测试和表征方法

根据QJ 990.13—86测试密度;根据GB/T 1040.2—2006测试拉伸强度和断裂伸长率;根据GB/T 10295—2008测试热导率;根据GB/T 531.1—2008测试邵A硬度;根据GJB 7347—2011进行电弧风洞烧蚀试验。

## 2 结果和讨论

### 2.1 耐高温基体研究

#### 2.1.1 硅氮化合物成分表征

所合成硅氮化合物核磁共振氢谱(<sup>1</sup>H NMR)见图1。

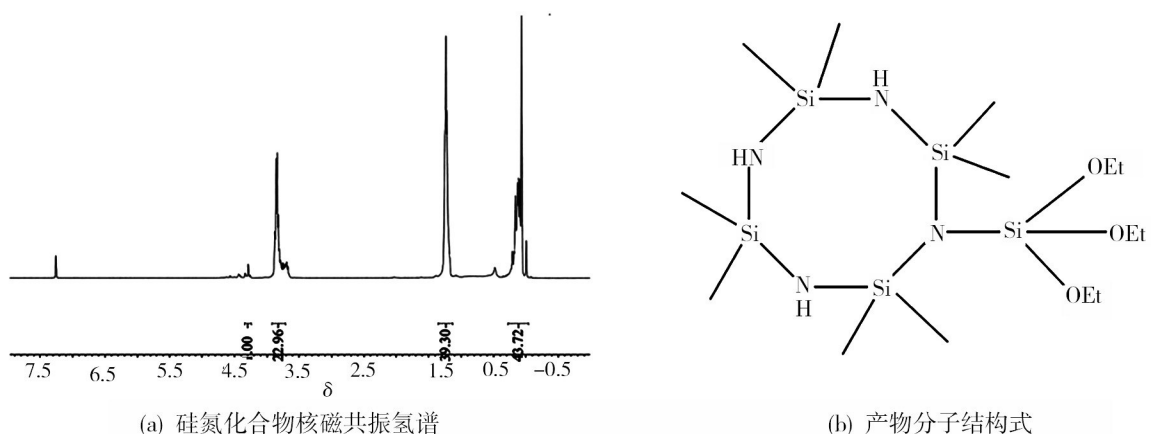


图1 硅氮化合物分子结构表征

Fig. 1 Characterization of molecular structure of silazane compounds

化学位移0.1附近是八甲基环四硅氮烷中—Si—CH<sub>3</sub>中H的信号峰,化学位移1.2和3.8附近分别是三乙氧基硅烷中乙氧基的—CH<sub>3</sub>和—CH<sub>2</sub>—中H的信号峰。通过与三乙氧基硅烷标准<sup>1</sup>H-NMR谱图的对比,4.3处与Si—H基团的H的信号峰相对强度减弱,且出现八甲基环四硅氮烷中甲基H的信号峰,均说明了OMCTS和TES成功发生了反应。产物分子结构式见图1(b)。

### 2.1.2 新型基体热稳定性表征

以甲基苯基有机硅橡胶为基体,以硅氮化合物为固化剂,得到新型基体。所获得的基体具有优异的耐热性,其热失重(TG)曲线如图2所示,500℃质量保留率高达90%以上。与传统固化剂体系硅橡胶相比,新型基体的起始分解温度和最大失重速率温度均显著提升。这与已有研究结果吻合,硅羟基、水能促进聚硅氧烷主链的降解,而—Si—N—结构可能起到除去硅羟基和水的作用<sup>[16]</sup>,其作用机理见图3。

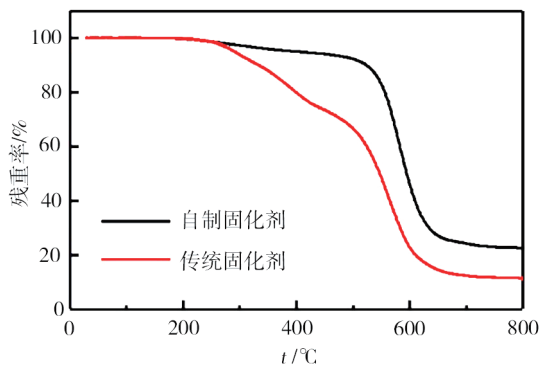


图2 新型基体和传统硅橡胶TG曲线

Fig. 2 TG curves of new matrix and traditional silicone rubber

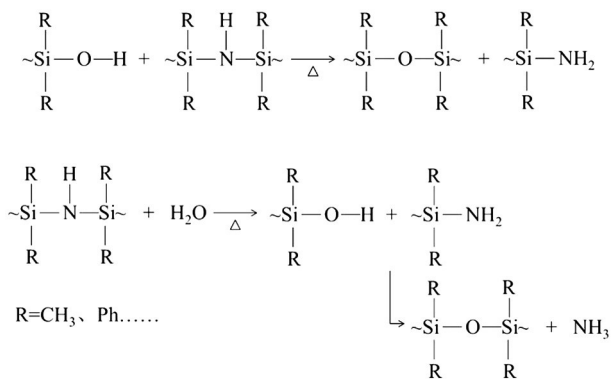


图3 Si—N键抑制硅橡胶链式降解反应机理<sup>[16]</sup>

Fig. 3 Mechanism of Si—N bond inhibition chain degradation reaction of silicone rubber<sup>[16]</sup>

图4、图5分别为新型基体和传统硅橡胶经马弗炉烧蚀后的宏观形貌。从图中可以看出,经400℃烧蚀,两种聚合物均未发生显著烧蚀分解,维形性较强;随着烧蚀温度升高,新型基体仍具有较强的维形性,烧蚀表面平整;传统硅橡胶出现鼓泡、粉化等现

象。新型基体高温结构尺寸稳定性高这一特性,有利于涂层高温下的重复使用。

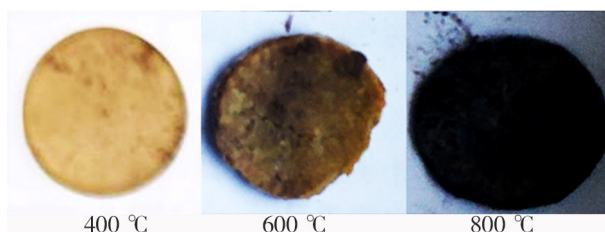


图4 新型基体马弗炉烧蚀

Fig. 4 New matrix ablated by muffle furnace

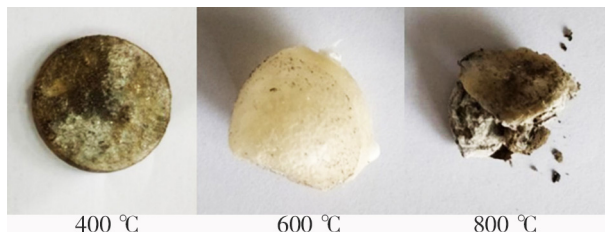


图5 传统硅橡胶马弗炉烧蚀

Fig. 5 Traditional silicone rubber ablated by muffle furnace

## 2.2 轻量化组元研究

一般地,轻量化组元的添加,有利于材料密度的减小及产品减重。玻璃空心微球是常见的轻量化组元,已有研究指出,空心微球应用于涂层材料时,应兼顾高强度和低比表面积<sup>[17]</sup>。为实现涂层具有良好的力学性能,往往需要不同密度的空心微球进行复配。

### 2.2.1 玻璃空心微球的表征

两种玻璃空心微球扫描电镜(SEM)照片见图6,其中,低密度玻璃空心微球粒径分布60~150 μm,高密度玻璃空心微球粒径分布40~110 μm,由图6(b)、(d)可知,两种玻璃空心微球壁厚相当,均约1 μm。

### 2.2.2 玻璃空心微球对涂层性能的影响

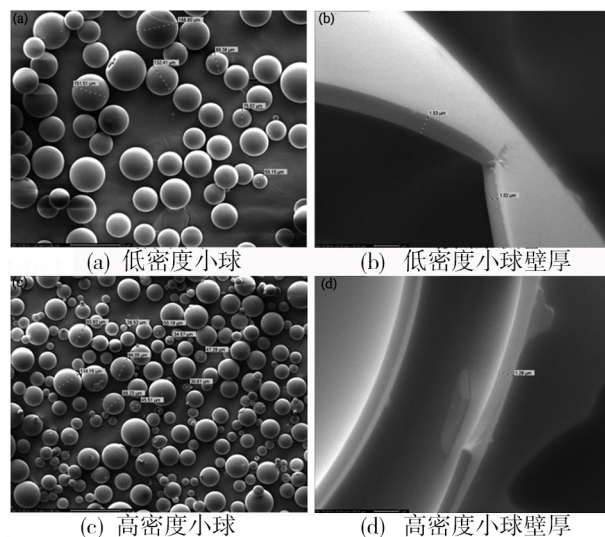


图6 不同玻璃空心微球电镜照片

Fig. 6 SEM images of different glass hollow microspheres



为探究不同密度玻璃空心微球复配比例对涂层基础性能的影响,设计了1#~4#不同玻璃空心微球复配比例的涂层材料,分别测试了其基础性能。配比见表1,涂层性能见图7。

随着低密度玻璃空心微球添加比例增大,涂层密度逐渐减小,热稳定性无显著变化,拉伸强度先略有增大,后明显下降,断裂伸长率则呈逐渐减小的趋势。当低密度玻璃空心微球与高密度玻璃空心微球添加质量比为20:30时,涂层材料密度较小,同时具有良好的力学性能。低密度玻璃空心微球比例进一步增大,虽然

表1 不同涂层的配比

Tab. 1 Formulas of different coatings

涂层组元	基体 /(%w)	低密度玻璃空心 微球/(%w)	高密度玻璃空心 微球/(%w)
1#	100	5	45
2#	100	10	40
3#	100	20	30
4#	100	30	20

密度持续减小,但涂层材料的韧性显著下降。

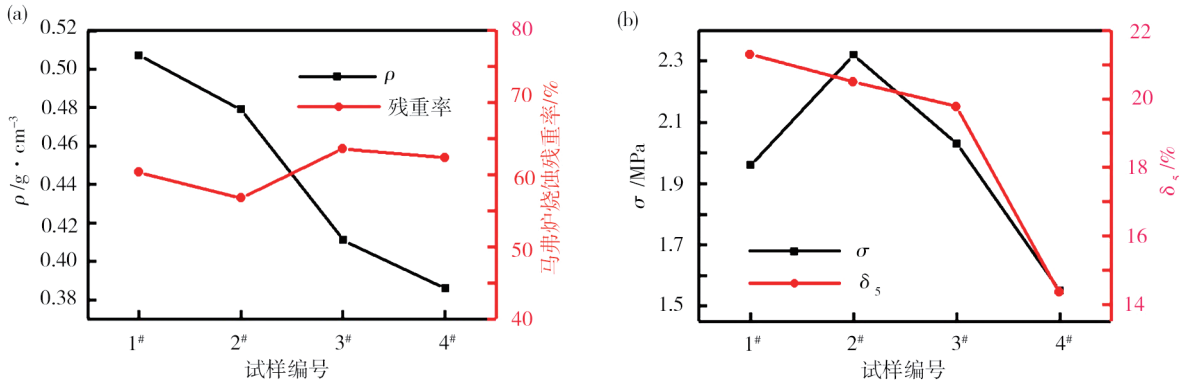


图7 不同玻璃空心微球复配比例涂层的性能

Fig. 7 Performance of coatings with different proportions of glass hollow microspheres

玻璃空心微球在隔热涂层中的排布示意图见图8。只添加高密度玻璃空心微球时,不利于涂层轻量化水平提升;只填充低密度玻璃空心微球时,尽管能够降低涂层密度,但涂层的拉伸强度显著下降;当高

密度微球和低密度微球复配时,高密度空心微球能够填充到低密度微球的间隙,不仅有利于在单位体积内提高空心微球的填充比例,以进一步降低密度,且能够使涂层的力学性能较为优异。

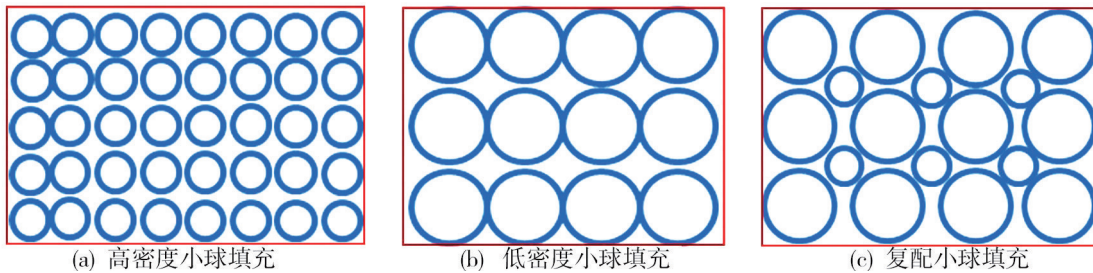


图8 玻璃空心微球排布示意图

Fig. 8 Schematic diagram of arrangement of glass hollow microspheres

### 2.3 烧蚀纤维组元研究

玻璃纤维具有成本低、不燃烧、耐热、耐化学腐蚀性、拉伸强度和冲击强度高及绝热性好等优点<sup>[18]</sup>。玻璃纤维能够在涂层材料中形成骨架结构,进一步提升涂层的高温尺寸稳定性。添加不同分数玻璃纤维的涂层配方见表2。

添加不同分数玻璃纤维涂层的性能对比见图9。从表中可以看出,三种涂层的密度均小于  $0.5 \text{ g/cm}^3$ ,邵A硬度、热导率无显著差别。随着玻璃纤维添加分数增多,涂层密度呈先减小后增大的趋势,这可能是由于加入少量纤维时,纤维与基体界面引入少量

表2 不同纤维添加量涂层配比

Tab. 2 Formulas of coatings with different fiber additions

涂层组元	基体 /(%w)	玻璃纤维 /(%w)	玻璃空心微球 A/(%w)	玻璃空心微球 B/(%w)
5#	100	0	20	30
6#	100	6	20	30
7#	100	15	20	30

孔隙;纤维含量进一步增大,引起涂层密度的增大,材料的热导率也随之增大。力学性能方面,三种涂层的拉伸强度无显著差异;随着纤维添加分数的增多,涂层的断裂伸率先增大后减小,这可能是由于

纤维在涂层内部形成的网络结构对应力扩展起到缓冲作用,从而韧性提升。加入过量纤维后,基体对纤

维的浸润程度不足,界面间存在较多缺陷,缺陷处成为应力集中区域,断裂伸长率下降。

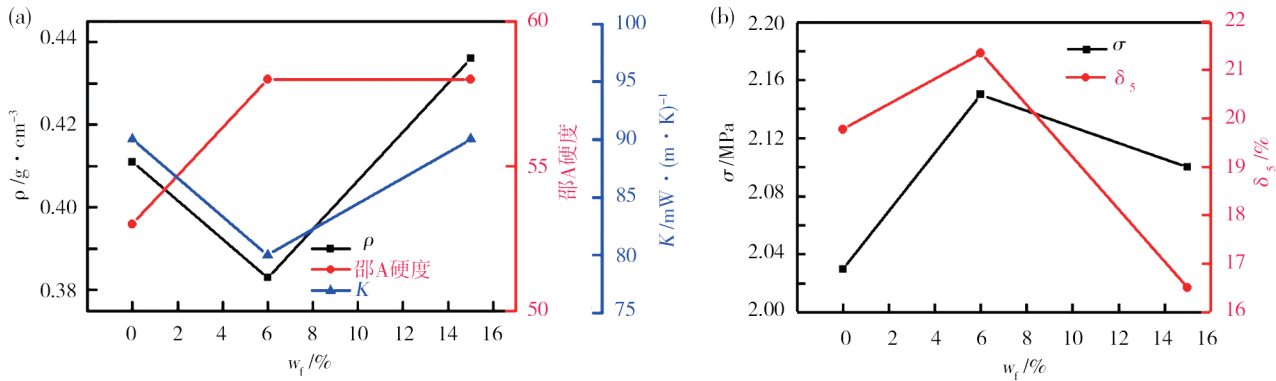


图9 不同纤维分数涂层性能对比

Fig. 9 Performance of coatings with different fiber additions

不同纤维添加量涂层材料的微观形貌见图10。可以看出,不添加纤维时,涂层截面处的破坏主要集中在玻璃空心微球的破碎,添加6%纤维后,截面处玻璃空心微球的破碎有所改善,纤维之间搭接形成网络结构,玻璃空心微球填充在网络结构孔洞或缝隙,应力主要由基体传递至纤维,玻璃空心微球所受应力大大减小,从而被“保护”,由此也使得涂层的断

裂伸长率略有增大。添加15%纤维后,从截面微观形貌上可以看出,纤维较聚集,分布均匀性差。纤维从基体中的拔出较多,纤维与基体间脱粘成为涂层材料的主要破坏模式。由此,可以看出,纤维的少量加入,有利于涂层密度的降低及韧性的提升,而添加过量纤维,不仅增加了涂料制备难度,且不利于涂层综合性能的提升。

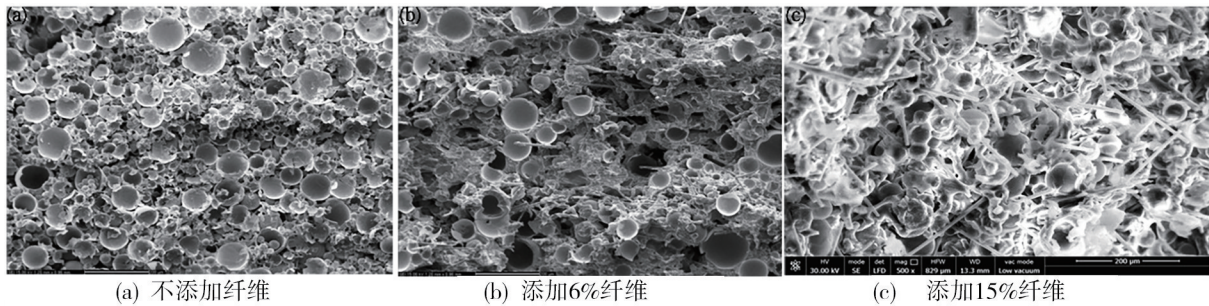


图10 添加不同分数纤维涂层扫描电镜照片

Fig. 10 SEM images of coatings with different fiber additions

## 2.4 涂层可重复使用性

经过上述研究,优选6#涂层进行可重复使用性能研究。为分析涂层的可重复使用性,分别进行了涂层的静态烧蚀及风洞烧蚀,并评估了其烧蚀前后的性能变化。

### 2.4.1 涂层的基础性能研究

涂层经600℃/15 min、不同次数马弗炉烧蚀(涂层上压有耐火砖)后的密度变化、质量保留率及20%应变时的压缩强度变化见表3。可以看出,涂层材料经600℃、1次烧蚀后,密度减小约25%,经过3次烧蚀,密度下降约39%,经5次烧蚀,密度下降约41%。随着烧蚀次数增多,涂层密度变化率逐渐减小,趋于稳定。

经过马弗炉烧蚀,涂层20%应变时压缩强度变化不明显;拉伸强度和断裂伸长率有所下降,但拉伸

表3 防热涂层烧蚀前后基础性能

Tab. 3 Performance of the thermal protection coating before and after ablation

状态	$\rho / \text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$	质量保留率/%	20%应变压缩强度/MPa	$\sigma / \text{MPa}$	$\delta_5 / \%$
未烧蚀	0.37	-	1.55	2.15	21.35
烧蚀1次	0.28	75.07	1.47	1.60	15.47
烧蚀3次	0.23	61.39	1.62	1.11	11.40
烧蚀5次	0.22	59.25	1.48	1.03	11.06

强度仍在1.0 MPa以上,断裂伸长不低于10%,经历高温后,仍具有良好的韧性,能够满足金属、树脂基复合材料等各种基材的变形需求。此外,对该种涂层进行了温度冲击试验,5 mm涂层涂覆于2 mm铝合金,经过液氮/10 min-150℃/10 min共5个循环后,涂



层试样完好,未出现脱粘、开裂等现象。温度冲击结果表明,涂层在低温下仍具有一定力学韧性,可以满足使用需求。

涂层未烧蚀及经过数次烧蚀后的XRD谱图见图11。通过XRD分析,可以看出,未烧蚀和经多次烧蚀样本中主要特征峰为SiO<sub>2</sub>无定型衍射峰,无显著差异,说明材料主要相结构较为稳定,重复烧蚀对涂层材料各相结构无显著影响。

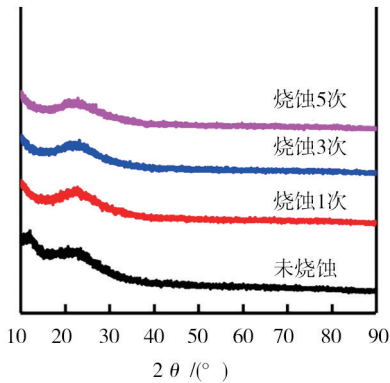


图11 未经烧蚀及烧蚀后涂层的XRD图谱

Fig. 11 XRD patterns of the coating before and after ablation

#### 2.4.2 涂层的静态烧蚀研究

以实际产品表面温度、总加热时间为考核条件,进行涂层的静态烧蚀考核。5 mm 耐热涂层,涂覆于2 mm 铝合金基材,以面温 650~700 °C、烧蚀时间 210 s 为输入进行石英灯 10 次重复烧蚀考核,温度曲线见图 12。其中,第 1 次和第 2 次最高面温约 720 °C,3~10 次烧蚀面温趋于稳定,这可能是由于随着烧蚀次数增多,材料表面辐射系数略有波动。重复烧蚀背温较为稳定,10 次烧蚀背温最大温差约为 17 °C。烧蚀次数的增多,并未引起背温的明显升高。经过重复烧蚀,涂层的隔热性能无下降,该种涂层具备重复使用的应用前景。

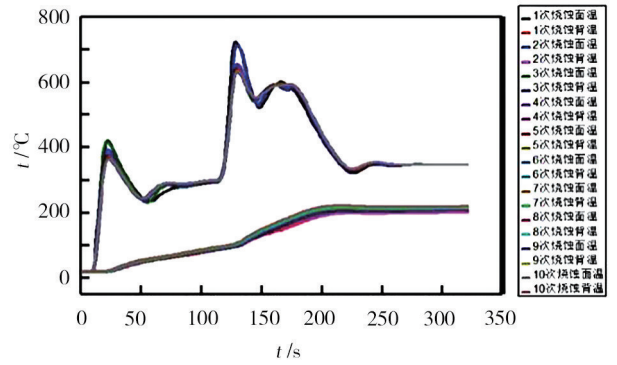


图12 多次石英灯烧蚀温度曲线

Fig. 12 Temperature curves of the specimen after multiple quartz lamp ablation

#### 2.4.3 涂层的动态烧蚀研究

可重复使用飞行器不仅要求热防护涂层具备可重复使用的防隔热性能,还要求其具有优异的抗烧蚀性,经过数次飞行仍能够保证飞行器的气动外形。为验证涂层材料重复使用可靠性,进行了特定环境下的电弧风洞试验,考核结果如图 13 所示。经面温约 650 °C、总加热时间 210 s 风洞考核,新型涂层表面颜色变为黄褐色,无肉眼可见裂纹,无烧蚀后退;传统硅橡胶涂层经风洞烧蚀,有 1.0~1.5 mm 烧蚀后退。相比传统硅橡胶基耐热涂层,新型耐热涂层表现出了优异的抗烧蚀性能。

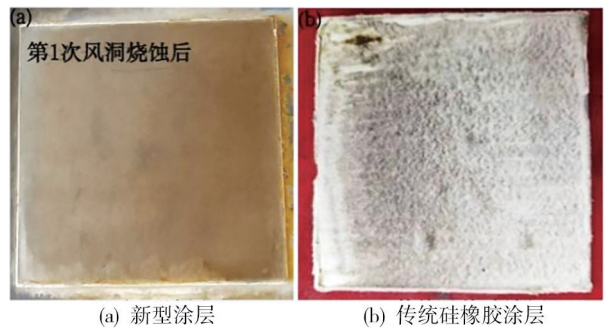


图13 不同涂层经风洞烧蚀后照片

Fig. 13 Images of different coatings after wind tunnel experiments

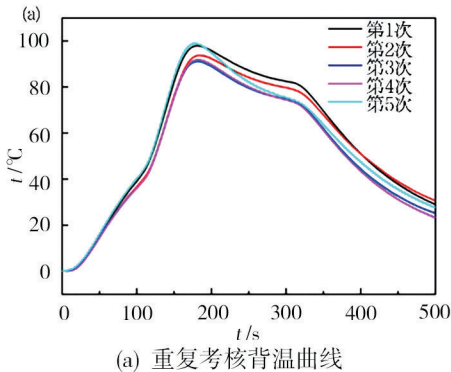
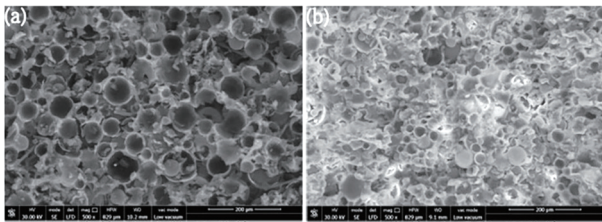


图14 耐热涂层重复考核结果

Fig. 14 Results of repeated wind tunnel experiments

进一步地,对涂层材料进行电弧风洞重复烧蚀考核,样件背面温升曲线及烧蚀后形貌见图14。经5次烧蚀,样件背温温升均处于100℃以内,无显著波动;经5次风洞烧蚀,涂层颜色逐渐加深,表面有不显著开裂,未发生剥蚀脱落,说明涂层的烧蚀隔热性能、抗烧蚀性能无下降。经过综合评价,隔热涂层可以满足型号提出的重复使用热防护需求。

利用扫描电镜分别分析了经1次、5次风洞烧蚀后,隔热涂层样件的微观形貌,结果见图15。涂层经过不同次数烧蚀,截面形貌相似,未出现明显缺陷。



(a) 1次烧蚀后微观形貌 (b) 5次烧蚀后微观形貌

图15 风洞烧蚀后试样的扫描电镜照片

Fig. 15 SEM images of specimens after wind tunnel experiments

### 3 结论

(1)通过一种反应条件温和、反应易放大的方法制备了硅氮化合物,并以固化剂的形式将Si-N结构引入硅橡胶主链,有效降低了硅羟基“回咬”反应导致的硅橡胶主链降解,提升了隔热涂层用基体的起始分解温度和高温烧蚀残重。

(2)利用玻璃空心微球和玻璃纤维对涂层进行性能调控,获得了综合性能良好的超低密度隔热涂层。该涂层经5次600℃/15min马弗炉烧蚀,仍具备良好的力学性能,对铝合金、纤维增强树脂基复合材料、钢、钛合金等常见基材有良好的应变适应性。

(3)经过有限次重复考核,隔热涂层抗烧蚀、隔热性能均保持良好,可靠性较高。隔热涂层经过高达10次石英灯重复烧蚀,样件背面温升曲线吻合良好;经过5次风洞考核,涂层微观形貌无显著变化,宏观形貌良好,表面无明显开裂、无剥蚀,样件背面温升曲线重合度较高。

(4)经过综合评价,该种新型涂层适用于可重复使用飞行器中低热流环境热防护。

#### 参考文献

[1] 孙广勃. 美国先进可重复使用运载器的技术进展[J]. 中国航天, 2001(7):18-21,25.

SUN Guangbo. Technical progress of advanced reusable launch vehicles in the united states[J]. China Aerospace, 2001(7):18-21,25.

[2] ESSER B, Barcena J, KUHN M, et al. Innovative

thermal management concepts and materials solutions for future space vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2016, 536:1051-1061.

[3] 孙兆虎. 高超声速飞行器结构热问题讨论[J]. 航空科学技术, 2008(3):13-16.

SUN Zhaohu. The issues of aerodynamic heating and thermal protection of hypersonic flight vehicle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2008(3):13-16.

[4] 周印佳, 张志贤. 航天器可重复使用热防护技术研究进展与应用[J]. 航天返回与遥感, 2019, 40(5):27-40.

ZHOU Yinjia, ZHANG Zhixian. Research progress and applications of reusable thermal protection technology for spacecraft[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2019, 40(5):27-40.

[5] 吴国庭. 航天器高温隔热材料及提高性能的途径[J]. 宇航材料工艺, 1992(4):22-26.

WU Guoting. High temperature insulation materials for spacecraft and ways to improve their performance[J]. Aerospace Materials & Technology, 1992(4):22-26.

[6] KUMAR S, MAHULIKAR S P. Selection of materials and design of multilayer lightweight passive thermal protection system[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2016, 8(2):021003.

[7] MOSES P L, RAUSCH V L, NGUYEN L T, et al. NASA hypersonic flight demonstrators—overview, status, and future plans[J]. Acta Astronautica, 2004, 55(3-9):619-630.

[8] 黄红岩, 苏力军, 雷朝帅等. 可重复使用热防护材料应用与研究进展[J]. 航空学报, 2020, 41(12):6-40.

HUANG Hongyan, SU Lijun, LEI Chaoshuai, et al. Reusable thermal protective materials: application and research progress[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12):6-40.

[9] HUANG J, YAO W X. High-temperature mechanical properties of strain isolation pad for thermal protection system[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2018, 55(4):848-855.

[10] JENKINS D R. Protecting the body: the orbiter's thermal protection system, in space shuttle legacy[M]. Reston: AIAA, 2014:111-135.

[11] HE C, LI B, REN Y, et al. How the crosslinking agent influences the thermal stability of RTV phenyl silicone rubber[J]. Materials, DOI:10.3390/ma12010088, 2018, 12(1):1-13.

[12] 王清正, 谢择民, 王金亭, 等. 硅氮化合物交联的缩合型双组分室温硫化硅橡胶的热稳定性[J]. 合成橡胶工业, 1993(4):230-231.

WANG Qingzheng, XIE Zemin, WANG Jinting, et al. Thermal stability of condensed two component room temperature vulcanized silicone rubber crosslinked with silicon nitride compounds[J]. China

Synthetic Rubber Industry, 1993(4):230-231.

[13] NARULA C K, CZUBAROW P, SEYFERTH D. Poly (borazinyamine): An excellent precursor for the preparation of low volume fraction metal-matrix composites containing metal borides and nitrides an ceramic phase [J]. Journal of Materials Science, 1998(33):1389-1397.

[14] CHEN Wanjuan, ZENG Xingrong, LAI Xuejun, et al. Synergistic effect and mechanism of platinum catalyst and nitrogen-containing silane on the thermal stability of silicone rubber [J]. Thermochimica Acta, 2016(632):1-9.

[15] 赵凤起,王新华,鲍冠苓. 短纤维补强硅橡胶包覆材料研究[J]. 固体火箭技术,1997(4):61-64.

ZHAO Fengqi, WANG Xinhua, BAO Guanling. Research on short fiber reinforced silicone rubber coating material [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1997(4):61-64.

[16] 谢择民,王金亭,李其山. 硅氮化合物在改进聚硅

氧烷热稳定性中的作用[J]. 高分子学报,1989(1):46-51.

XIE Zemin, WANG Jinting, LI Qishan. The role of silicon nitrogen compounds in improving the thermal stability of polysiloxanes [J]. Acta Polymerica Sinica, 1989(1):46-51.

[17] 范海波,左瑞霖,李晨光,等. 低密度抗压防热涂层制备与性能[J]. 表面技术,2018,47(5):142-147.

FAN Haibo, ZUO Ruilin, LI Chenguang, et al. Preparation and performance of low density and compression resistance thermal protection coating [J]. Surface Technology, 2018, 47(5): 142-147.

[18] 赵玉庭,姚希曾. 复合材料聚合物基体[M]. 武汉: 武汉工业大学出版社,1992:64.

ZHAO Yuting, YAO Xizeng. Composite Material Polymer Matrix [M]. Wuhan: Wuhan University of Technology Press, 1992:64.