

固体冲压发动机环境下 C/C-SiC 喷管的烧蚀行为及重复性使用分析

王玲玲^{*1}, 吴玉燕², 嵇阿琳¹, 闫联生¹, 崔红¹

(1. 西安航天复合材料研究所, 西安 710025; 2. 西安航天动力技术研究所, 西安 710025)

摘要: 为探索 C/C-SiC 喷管在固体冲压发动机工作环境下烧蚀行为及重复使用的可行性, 对固冲发动机 C/C-SiC 复合材料喷管内层进行研究。研究表明: C/C-SiC 复合材料喷管能够适应固体冲压发动机富氧、长时间的工作环境; C/C-SiC 复合材料喷管收敛段的厚度有所下降, 以热化学烧蚀和热机械侵蚀为主; 喉部的厚度未发生明显变化, 以热化学烧蚀为主; 扩张段的厚度未发生变化, 只有轻微的氧化。喷管内层的环向弯曲强度和轴向弯曲强度较试验前均有所降低, 收敛段下降较多, 而扩张段下降较少, 但仍能满足重复使用要求; 应对试验后喷管内层再进行分区化学气相沉积 SiC 涂层, 提高喉部上游的抗氧化性能, 提高其重复使用时的工作可靠性。

关键词: 固冲发动机; C/C-SiC; 喷管; 烧蚀行为; 重复使用

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2017)07-1569-06

Ablation behavior and repetitive-use analysis of the C/C-SiC composites nozzle for solid propellant ramjet

WANG Lingling¹, WU Yuyan², JI Alin¹, YAN Liansheng¹, CUI Hong¹

(1. Xi'an Aerospace Composites Research Institute, Xi'an 710025, China;

2. The Institute of Xi'an Aerospace Solid Propulsion Technology, Xi'an 710025, China)

Abstract: In order to explore the ablation behavior and repetitive-use feasibility of the C/C-SiC nozzle in the solid propellant ramjet, the C/C-SiC composite nozzle was experimentally investigated. The results show that the C/C-SiC composite nozzle can work safely under the oxygen-rich combustion environment of the ramjet for long test duration. The thickness of convergent section of the nozzle reduces and the ablation mechanism are suggested as the thermochemical ablation and thermal-mechanical erosion. Thermochemical ablation is the dominated ablation mechanism for the nozzle throat with the thickness not reduced appreciably. No obvious oxidation and thickness reduction are observed in the divergent section of the nozzle. The circumferential and axial flexural strength of the convergent section descend obviously while the divergent section descend insignificantly after test, which can also satisfy for repetitive-use of the nozzle. Hence for the safety and reliability of the repetitive-use nozzle, chemical vapor deposition SiC coating in different positions of the after-test nozzle should be optimally designed for improving the anti-oxidation performance of the throat upstream.

Keywords: solid propellant ramjet; C/C-SiC; nozzle; ablation behavior; repetitive-use

固体冲压发动机利用高速飞行时进气道冲压作用, 利用空气作为氧化剂而不自带氧化剂, 大大提高了发动机比冲, 可使导弹在飞行全程处于动力飞

行, 大大提高了导弹机动性, 具有体积小、重量轻、速度快、射程远和机动性好等特点, 已成为满足飞航导弹高速、中高空(或超低空)、中远程作战要求

收稿日期: 2016-08-11; 录用日期: 2016-10-10; 网络出版时间: 2016-10-18 09:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20161018.0933.008.html

基金项目: 国防重大基础科研项目(c0320110006)

作者简介: 王玲玲, 硕士, 高级工程师, 研究方向为纤维增强陶瓷基复合材料 E-mail: 1985wllpz@sina.com

引用格式: 王玲玲, 吴玉燕, 嵇阿琳, 等. 固体冲压发动机环境下 C/C-SiC 喷管的烧蚀行为及重复性使用分析[J]. 复合材料学报, 2017, 34(7): 1569-1574.

WANG Lingling, WU Yuyan, JI Alin, et al. Ablation behavior and repetitive-use analysis of the C/C-SiC composites nozzle for solid propellant ramjet[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2017, 34(7): 1569-1574 (in Chinese).

的新一代动力装置^[1-6]。

冲压喷管热防护系统研究是固冲发动机研究的一项重要内容。冲压喷管是固体冲压发动机的一个双用途喷管,它既是助推发动机的喷管,助推装药形成的高压、高温燃气作用于其中;另外,它又是冲压发动机续航阶段喷管内层,冲压二次燃烧过程中,含有大量金属及金属氧化物粒子的高速燃气流与进气道引入的空气掺混、反应,经由冲压喷管喷出。以上因素共同作用,使得冲压喷管工作条件极为恶劣^[2, 4-6]。

C/C-SiC 复合材料最早在 20 世纪 80 年代作为热结构材料出现,具有耐烧蚀、抗氧化性能,在长时间工作条件下,其表面基本不发生烧蚀,从而保持外形基本不变,因而受到了极大地关注,尤其在航空航天飞行器需要承受极高温度的特殊部位具有很大的潜力^[7-13]。C/C-SiC 陶瓷复合材料逐渐成为国内外固体冲压发动机冲压喷管热防护材料的发展方向,可提高发动机的工作寿命,保证飞行器的长航程,其中以英国宇航公司研制的冲压发动机导弹 Meteor(流星)最为出名。

为探索 C/C-SiC 喷管内层在固体冲压发动机上应用的可行性,以及固体冲压发动机工作环境下的烧蚀行为,本文对冲压发动机针刺 C/C-SiC 复合材料喷管进行了试验研究,并对烧蚀后喷管内层残余厚度、力学性能及烧蚀机制进行研究,对其可行性及重复使用性进行研究。

1 实验部分

1.1 复合材料及构件制备

本文研究的固体冲压发动机喷管内层采用层间性能较好、易于成型薄壁制品的碳纤维针刺预制体,预制体采用 T700-12K 碳纤维无纬布和网胎(纤维长度 60~70 mm)制成,最终纤维体积分数在 25%~30%之间,体积密度约为 0.48 g/cm³。制备工艺为化学气相沉积工艺(CVI)与先驱体浸渍裂解(PIP)组合工艺,具体为:对预制体进行 CVI 实现 C 基体的致密,制备成中密度的 C/C 复合材料,CVI 采用丙烯-N₂ 气体体系,丙烯纯度≥95%,N₂ 纯度≥99.99%;然后采用 PIP 实现 SiC 基体的致密,循环 5~6 周期至密度≥1.80 g/cm³,PIP 工艺采用聚碳硅烷(PCS)为浸渍剂,PCS 由国防科技大学新型陶瓷纤维及其复合材料国防科技重点实验室合成,陶瓷产率约为 55%;完成后在复合材料构件内型面

进行化学气相沉积 SiC(CVD-SiC)涂层,涂层以三氯甲基硅烷(CH₃SiCl₃, MTS)为原料,高纯 H₂ 为载气,高纯 Ar 气为稀释气体,纯度≥99.99%,最终成型 C/C-SiC 复合材料喷管内层。

1.2 发动机试验

固体冲压发动机工作时间为 220 s,喷管内层的总温约为 1 700~2 000 K,燃烧室的总压为 0.4~0.5 MPa,喷管内层喉部的气流速度约 300 m/s。

1.3 性能表征

采用排水法测量材料的密度;用 0~100 mm 的游标卡尺对试验后的 C/C-SiC 喷管内层沿轴向进行残余厚度测试;对试验前后的针刺 C/C-SiC 喷管内层进行了工业 CT 检测;

以三点弯曲法测定 C/C-SiC 材料试车前及试车后的弯曲强度,试样尺寸为 55 mm×10 mm×4 mm,且每种材料性能测试均采用 6 个子样,加载速率为 0.5 mm/min;

采用 FSM-6460LV 型扫描电子显微镜观察复合材料烧蚀表面的微观形貌(SEM),SYSTEM SIX 能谱仪分析材料烧蚀表面的元素组成(EDS)。

2 结果与分析

2.1 C/C-SiC 喷管试验后外观及残留厚度

针刺 C/C-SiC 喷管内层密度为 1.85 g/cm³,经过长达 220 s 试验后结构完整(图 1 中裂缝为解剖时锯开),且烧蚀表面未出现剥层及掉块等现象,具体如图 1 所示。对试验后的针刺 C/C-SiC 喷管内层进行工业 CT 检测,检测结果表明:收敛段的厚度相对试验前有所下降,喉道部位的厚度未发生明显变化,扩张段的厚度未发生变化,即喷管收敛段部较其它部位烧蚀严重,材料未出现分层及裂纹等损伤。具体检测结果如图 2 所示。



图 1 试车后 C/C-SiC 喷管内层照片

Fig. 1 Photo of the C/C-SiC nozzle post-test

图 3 为实验后喷管内层烧蚀深度测试示意图, 从收敛段到扩张段沿轴向每隔 10 mm 对喷管内层的烧蚀厚度进行测试, 测试数据分布如图 4 所示。

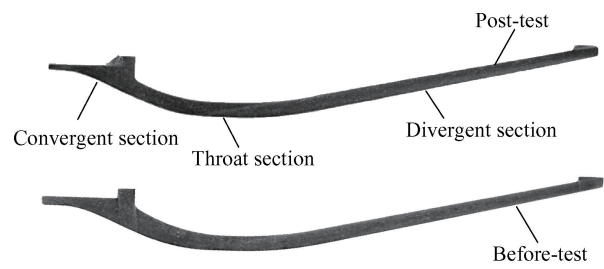


图 2 C/C-SiC 喷管内层试车前后轴向 CT 照片
Fig. 2 Axial CT images of the C/C-SiC nozzle before and post test

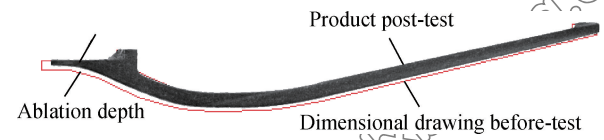


图 3 实验后喷管内层烧蚀深度测试示意图
Fig. 3 Diagrammatic sketch of ablation depth of the nozzle post-test

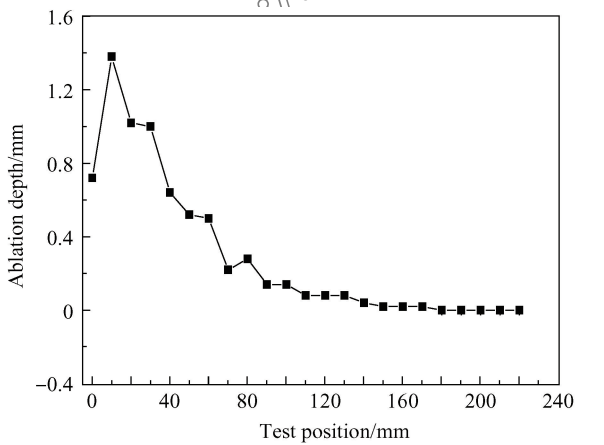


图 4 试车后 C/C-SiC 喷管内层沿轴向的烧蚀深度
Fig. 4 Axial ablation depth of the C/C-SiC nozzle post-test

可以看出, 喷管内层收敛段(轴向位置 0~60 mm)单边烧蚀量约为 0.88~1.54 mm, 平均线烧蚀率为

0.0057 mm/s; 喷管内层喉部(轴向位置 60~100 mm)单边烧蚀量为 0.30~0.78 mm, 平均线烧蚀率为 0.0023 mm/s; 扩张段部位(轴向位置 100~260 mm)单边烧蚀量为 0~0.08 mm, 平均线烧蚀率为 0.0001 mm/s。

2.2 C/C-SiC 喷管的残余力学性能

对试验后的喷管内层收敛段、喉部、扩张段分别取环向弯曲强度及轴向弯曲强度, 与试验前喷管内层的相应性能进行对比, 如表 1 所示。可以看出, 试验后收敛段、喉部及扩张段部位的环向弯曲强度和轴向弯曲强度较试验前均有所降低, 收敛段的环向弯曲强度和轴向弯曲强度分别下降 40.2% 和 39.5%; 喉部分别下降 29.3% 和 31.8%; 而扩张段下降较少, 分别下降 4.34% 和 6.78%。

表 1 试验前后 C/C-SiC 喷管内层的弯曲强度

Table 1 Flexural strength of the the C/C-SiC nozzle

Test item	Before-test	Post-test		
		Convergent section	Throat	Divergent section
Circumferential flexural strength/MPa	184	110	130	176
Axial flexural strength/MPa	177	107	120.7	165

2.3 C/C-SiC 喷管烧蚀行为

2.3.1 C/C-SiC 喷管内层收敛段部位

收敛段内表面出现试验时熔融沉积物, 部分沉积层出现孔洞等破坏。收敛段内表面的检测结果如图 5 所示。该部位的检测结果表明: 试验后喷管收敛段表面存在大量不规则形状的坑洞(如图 5(a)所示), 喷管的损伤是由于大量大小不一的固体颗粒对表面高速撞击、冲刷造成的。涂层破坏后下层的碳纤维裸露出来, 纤维发生了一定程度的氧化, 如

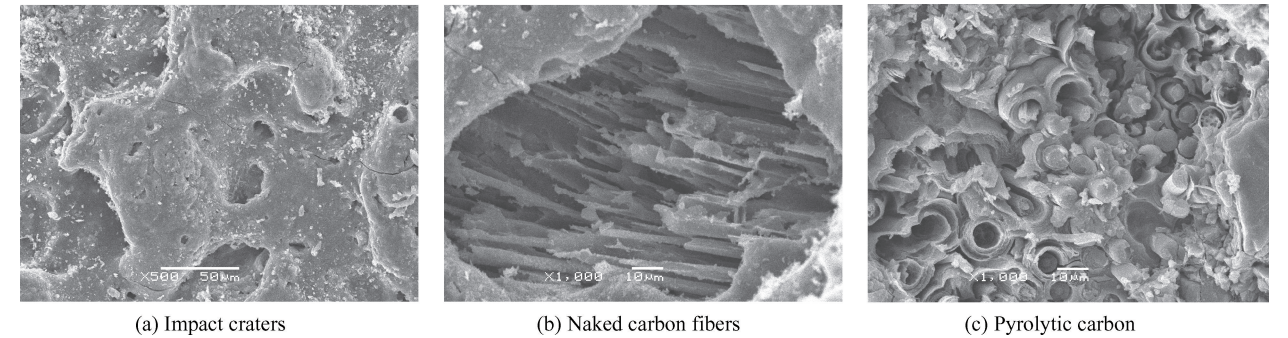


图 5 试验后喷管内层收敛段撞击坑、裸露碳纤维及热解碳的微观形貌
Fig. 5 Microstructures of the impact craters, naked carbon fibers, and pyrolytic carbon on the post-test nozzle convergent section

图 5(b)所示, 纤维尖端变细, 由于端部裸露的时间最长、受到燃气的冲刷力最大, 烧蚀也越多, 从而导致碳纤维前端又细又尖, 而后端相对较粗。同时如 5(c)所示, 热解碳发生了较严重的烧蚀, 部分热解碳包围的纤维被烧蚀完。

2.3.2 C/C-SiC 喷管内层喉部

图 6 为试验后喷管内层喉部熔融物及裸露碳纤维的微观形貌。

由图 6(a)可看出, 内表面被 SiC 基体的熔融物所覆盖, 阻碍了下层材料的进一步氧化, 但熔融层也出现了裂纹、孔洞等缺陷, 总体喷管内层喉部烧蚀情况良好。

由图 6(b)可见, 材料表面局部裸露的纤维有轻微的烧蚀和冲刷痕迹, 这是燃气流的冲刷和氧化共同作用所致, 同时可见纤维上仍有少量 SiC 基体存在。同时由图 6 可看出, 喉部有部分 SiC 基体氧化成 SiO₂ 球状颗粒, 如图中箭头所指。SiO₂ 球状颗粒形成机制^[14]为: 在较高温度下, 部分 SiC 基体

氧化生成液态 SiO₂, 由于液态 SiO₂ 与碳纤维、C 基体和 SiC 基体的润湿性较差, 从而在烧蚀后试样的降温冷却过程中, 在液态 SiO₂ 的表面张力和热应力的作用下收缩为球状颗粒。

2.3.3 C/C-SiC 喷管内层扩张段

入口部位的检测结果如图 7 所示。可知, 该部位大部分涂层 SiC 都完好, 形态为原始的 CVD-SiC 沉积形态, 呈“菜花”状, 如图 7(a)所示, 仅局部涂层出现裂缝。

破坏 SiC 涂层可见(如图 7(b)所示), 扩张段部位 C/C-SiC 复合材料内部完好如初, 碳纤维发生一定程度的氧化烧蚀, SiC 基体氧化不明显。

2.3.4 C/C-SiC 喷管烧蚀机制分析

C/C-SiC 复合材料的氧化是复杂的物理、化学过程, 与温度、氧化性组分以及材料自身的构成有关。不同的环境温度下, C/SiC 复合材料的氧化机制不同。相关研究表明^[15-16], 温度是 C/C-SiC 复合材料在燃气环境下氧化的关键因素。图 8 是 C/C-

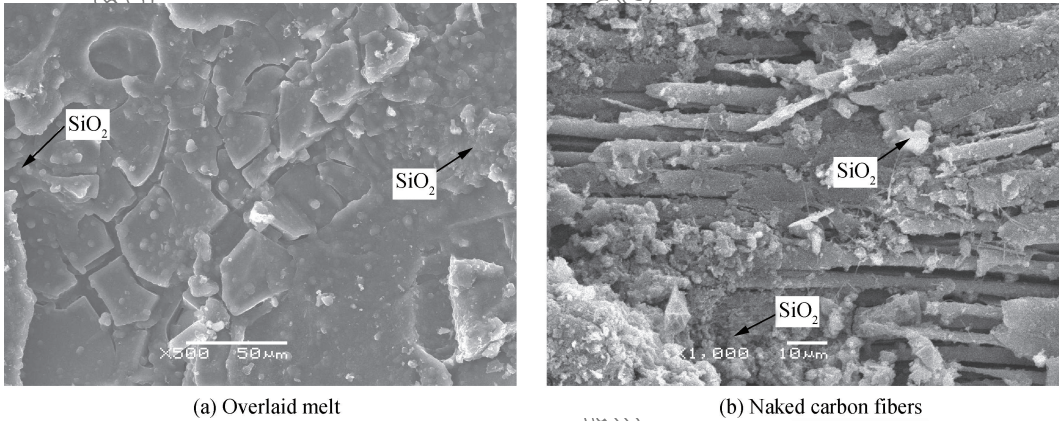


图 6 试验后喷管内层喉部熔融物及裸露碳纤维的微观形貌

Fig. 6 Microstructures of the overlaid melt and naked carbon fibers on the post-test nozzle throat

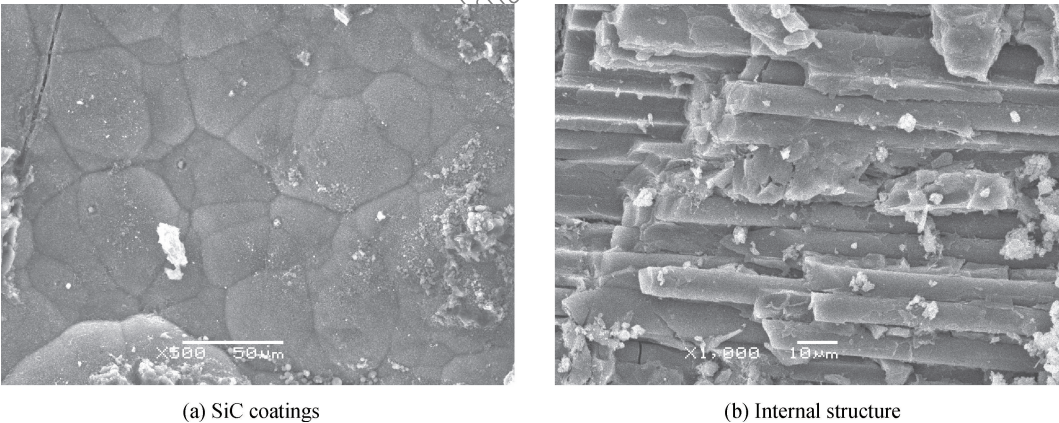


图 7 试验后喷管内层扩张段 SiC 涂层和内部结构的微观形貌

Fig. 7 Microstructures of the intact SiC coatings and internal structure on the post-test nozzle divergent section

SiC 喷管内层的温度分布云图。可见, 温度最高点出现在喉衬收敛段部位, 最高温度为 2 016 K。对喷管内层收敛段、喉部及扩张段部位的烧蚀表面进行元素分析。图 9 是 C/C-SiC 喷管内层三个部位元素质量分数分布图。可以看出, 喷管内层的三个部位均有 C 和 Si, 还含有 O 元素, 这表示在烧蚀过程

中均有氧化反应发生, Mg 和 Al 存在表明喷管均有固体推进剂冲刷后的残留。收敛段 Si 及 O 元素质量分数较少, 表明 SiC 涂层及基体氧化及流失较严重, 氧化烧蚀较严重; 扩张段部位 Si 及 C 元素含量均较高, 表明 SiC 基体氧化反应不显著; 而喉部 O 元素含量较高, 这与其表面大量的 SiO₂ 熔融物有关, 以上均与 SEM 分析结果一致。

以上分析均表明: 在发动机工作过程中, 喷管内层表面 CVD-SiC 涂层氧化生成液态的 SiO₂, 液态的 SiO₂ 具有很低的氧扩散系数, 其覆盖在基体上, 形成保护膜, 阻挡氧气与材料内部接触、反应, 阻止进一步被氧化。但喷管收敛段的温度和氧气含量相对较高, 且受到固体颗粒击打和高速气流不停冲刷, SiO₂ 与基体的附着力降低, 在高速气流作用下, 被吹走或部分吹走, 这些均加速了材料内部基体与纤维的氧化。因此 C/C-SiC 喷管收敛段的烧蚀以热化学烧蚀和机械侵蚀为主。喷管喉部温度较低, 上游氧化形成的氧化熔体及自身氧化形成的熔融体的覆盖, 形成对喉部内部材料的保护, 且气流冲刷破坏程度小, 因此喉部以热化学烧蚀为主。喷管扩张段的温度和压力较低, 存在轻微的氧化, CVD-SiC 涂层抗氧化性及保留率较高, 因此整个扩张段的氧化烧蚀程度不明显。

2.4 喷管内层重复使用可行性分析

按喷管内层的试验温度和压力, 对喷管内层的热态应力云图计算结果如图 10 所示。可以看出, 对于试验喷管内层, 径向方向上, 压应力主要集中在喉部下游, 最大压应力约 71 MPa; 环向方向上, 压应力主要在喉衬收敛段, 最大压应力为 93.5 MPa; 轴向方向上, 压应力主要集中在喉部, 最大压应力约 94 MPa。试验压力作用在材料上, 与材料受弯曲载荷较接近, 因此考查的是喷管的弯曲强度。如表 1 所示, 试验后喷管的收敛段、喉部

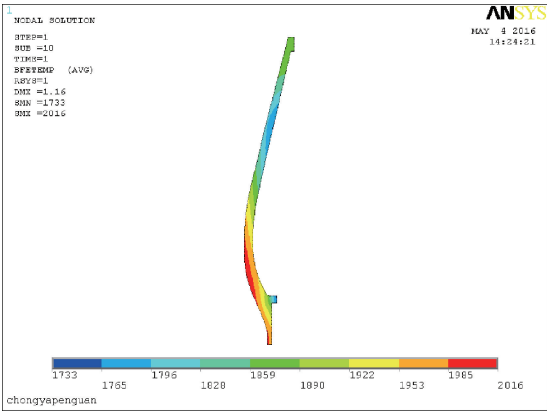


图 8 试验时 C/C-SiC 喷管内层温度分布云图

Fig. 8 Temperature distribution nephogram of the C/C-SiC nozzle when test

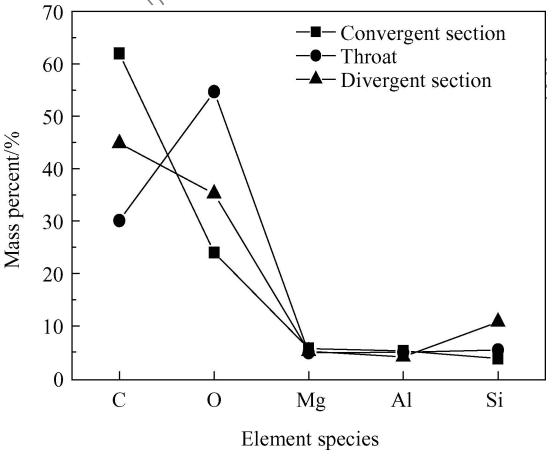


图 9 试验后 C/C-SiC 喷管内层三个部位元素分布图

Fig. 9 Element distribution of the three-parts on the post-test nozzle

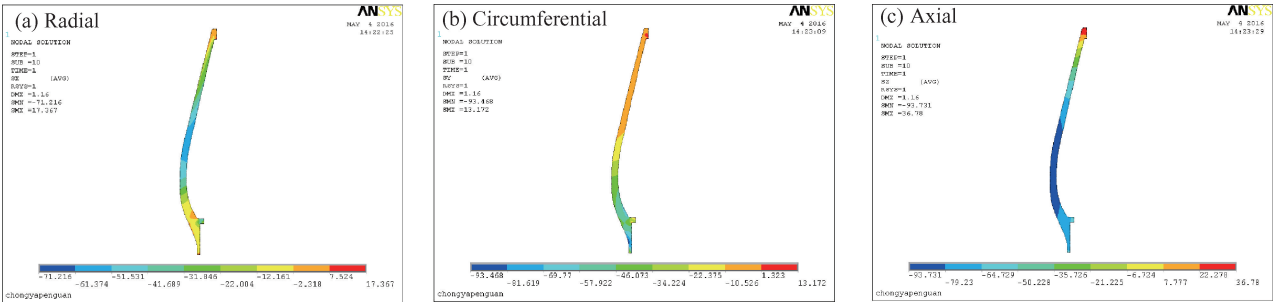


图 10 试验时喷管内层径向、环向及轴向应力分布云图

Fig. 10 Radial, circumferential and axial stress distribution nephogram of the nozzle when test

及扩散段的环向、轴向弯曲强度均满足使用要求,收敛段的环向弯曲强度及喉部的轴向弯曲强度均有一定裕度,因构件径向厚度限制,无法测试径向弯曲强度,但最大压应力出现在扩张段部位,考虑到扩张段部位氧化烧蚀较轻及强度保留率高,试验后材料仍能满足发动机试验载荷下的性能要求。

从喷管内层的烧蚀行为可看出,CVD-SiC涂层具有较好的抗氧化性能。考虑到收敛段及喉部部位氧化烧蚀较严重,重复使用时有必要将试验后的喷管内层进行一次分区CVD-SiC涂层处理,增加喉部上游的抗氧化烧蚀能力。

3 结 论

(1) C/C-SiC喷管内层能够适应固体冲压发动机长时间氧化工作的环境,收敛段的厚度有所下降,喉部的厚度未发生明显变化,扩张段的厚度未发生变化;

(2) C/C-SiC喷管内层收敛段、喉部及扩张段部位的环向弯曲强度和轴向弯曲强度较试验前均有所降低,收敛段下降较多,而扩张段下降较少;

(3) C/C-SiC喷管内层扩张段部位只有轻微的氧化,SiC涂层保留较多;喉部以热化学烧蚀为主,而收敛段温度较高,氧化及冲刷较严重,以热化学烧蚀和热机械侵蚀为主;

(4) 模拟了C/C-SiC喷管内层各部位的应力云图,试验后喷管内层强度仍能满足重复使用要求;同时对试验后喷管内层再进行分区化学气相沉积SiC涂层,提高喉部上游的抗氧化性能,提高其重复使用时的可靠性。

参考文献:

- [1] 鲍福廷,徐东来,曹军伟. 固体火箭冲压发动机一体化CAD系统设计[J]. 固体火箭技术, 2001, 24(3): 1-6.
BAO F Y, XU D L, CAO J W. A CAD system for solid propellant ramjet rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2001, 24(3): 1-6 (in Chinese).
- [2] 李岩芳,陈林泉,严利民,等. 固体火箭冲压发动机补燃室绝热层烧蚀试验研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(4): 68-70.
LI Y F, CHEN L Q, YAN L M, et al. Erosion test of the insulation in the ramjet combustor of solid ducted rocket motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26(4): 68-70 (in Chinese).
- [3] 周建军. 固体火箭冲压发动机燃气流量调节技术与实验研究[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(4): 558-560.
ZHOU J J. Gas flow control technique of rocket ramjet[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2005, 25(4): 558-560 (in Chinese).
- [4] 曹军伟,王虎干. 固体火箭冲压发动机在空空导弹上应用的优势[J]. 航空兵器, 2009(2), 2: 47-49.
CAO J W, WANG H G. Predominance of ducted solid rocket ramjet applied to airborne missile[J]. Aero Weaponry, 2009

- (2): 47-49 (in Chinese).
- [5] 叶定友. 固体火箭冲压发动机的若干技术问题[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(6): 470-473.
YE D Y. Some technological problems of solid rocket ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(6): 470-473 (in Chinese).
- [6] 徐东来,陈凤明,蔡飞超,等. 固体火箭冲压发动机设计技术问题[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(2): 142-147.
XU D L, CHEN F M, CAI F C, et al. Assessment of design techniques of ducted rockets[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(2): 142-147 (in Chinese).
- [7] 马彦,马青松,陈朝辉. 连续纤维增强陶瓷基复合材料国外应用进展[J]. 材料导报, 2007, 21(S1): 401-404.
MA Y S, MA Q S, CHEN Z H. Overseas research progress in the application of continuous fiber reinforced ceramic matrix composites[J]. Materials Review, 2007, 21(S1): 401-404 (in Chinese).
- [8] 张立同,成来飞. 连续纤维增强陶瓷基复合材料可持续发展战略探讨[J]. 复合材料学报, 2007, 24(2): 1-6.
ZHANG L T, CHEN L F. Discussion on strategies of sustainable development of continuous fiber reinforced ceramic matrix composites[J]. Acta Materialiae Composites Sinica, 2007, 24(2): 1-6 (in Chinese).
- [9] 葛明龙,田昌义,孙纪国. 碳纤维增强复合材料在国外液体火箭发动机上的应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2003(4): 22-26.
GE M L, TIAN C Y, SUN J G. Application of C/C and C/SiC based composites for foreign liquid propellant rocket engines[J]. Missiles and Space Vehicles, 2003(4): 22-26 (in Chinese).
- [10] 马青松,刘海韬,潘余,等. C/SiC复合材料在超燃冲压发动机中的应用研究进展[J]. 无机材料学报, 2013, 28(3): 247-254.
MA Q S, LIU H T, PAN Y, et al. Research progress on the application of C/SiC composites in scramjet[J]. Journal of Inorganic Materials, 2013, 28(3): 247-254 (in Chinese).
- [11] 李志永,陈静敏,郑日恒,等. 冲压发动机C/SiC喷管沉积特性研究[J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1682-1688.
LI Z Y, CHEN J M, ZHENG R H, et al. Investigation on deposit property of C/SiC composite nozzle for ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(12): 1682-1688 (in Chinese).
- [12] 李志永,李立翰,郑日恒,等. 针刺预制体分层对燃烧室C/C-SiC热防护结构的影响[J]. 推进技术, 2011, 32(5): 698-705.
LI Z Y, LI L H, ZHENG R H, et al. Effects of delamination of needled preform on thermal insulation of C/C-SiC chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(5): 698-705 (in Chinese).
- [13] 陈博,张立同,成来飞,等. 3D C/SiC复合材料喷管在小型固体火箭发动机中的烧蚀规律研究[J]. 无机材料学报, 2008, 23(5): 938-943.
CHEN B, ZHANG L T, CHENG L F, et al. Ablation characteristic of 3D C/C-SiC composites nozzle in a small solid rocket motor[J]. Journal of Inorganic Materials, 2008, 23(5): 938-943 (in Chinese).
- [14] 王玲玲,嵇阿琳,黄寒星,等. 三维针刺C/C-SiC复合材料的烧蚀性能[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(4): 532-535.
WANG L L, JI A L, HUANG H X, et al. Ablation properties of three dimensional needled C/C-SiC composites[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(4): 532-535 (in Chinese).
- [15] 张杰,魏鑫,郑力铭,等. C/SiC复合材料在空气中的氧化烧蚀[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 488-492.
ZHANG J, WEI X, ZHENG L M, et al. Ablation of C/SiC composite in oxygen-rich gas[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 488-492 (in Chinese).
- [16] 李志永,郑日恒,李立翰,等. 冲压发动机针刺C/SiC喷管的烧蚀行为研究[J]. 推进技术, 2013, 34(7): 956-961.
LI Z Y, ZHENG R H, LI L H, et al. A study on ablation behavior of needled C/SiC composite nozzle for ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(7): 956-961 (in Chinese).