

碳/碳-碳化硅复合材料在舰载机尾流场中烧蚀性能

王德文, 李 聪, 孟东容, 何庆飞

(西京学院, 陕西 西安 710123)

摘 要: 为了提高航空母舰燃气导流板的工作性能, 将碳/碳-碳化硅复合材料(C/C-SiC)试件在舰载机尾流中做模拟起飞工况的多次重复烧蚀试验, 测定试件的烧蚀率和抗热震性能。采用扫描电镜(SEM)和微CT观察试件烧蚀后的微观形貌, 采用能谱分析(EDS)测量燃烧产物的成分, 对试件的烧蚀机理和热震损伤机制进行分析。结果表明: 试件的线烧蚀率约为0.0405 mm/s, 质量烧蚀率约为0.0349 g/s。在热影响区, 复合材料基体在热震的作用下出现裂纹, 而氧化反应不明显; 在过渡区, 热震使试件发生氧化反应生成SiO₂在碳纤维的周围沉积, 形成包鞘结构, 有效地阻滞了氧化反应向内部传递, 降低了试件的烧蚀率; 在烧蚀中心区, 生成的SiO₂易被高速气流吹除掉而无法大量沉积, 对氧化反应的阻滞作用不大, 试件在此处烧蚀成凹坑, 碳纤维呈尖笋状分布; 试件的损伤机制是裂纹和氧化共同作用的结果, 复合材料总体表现出优异的抗烧蚀性能。

关键词: 碳/碳-碳化硅复合材料; 舰载机; 尾流场; 烧蚀率; 热震

中图分类号: TB332

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2019)07-2317-06

航空母舰对于任何一个国家来说, 其军事和政治的地位不言而喻。航空母舰的舰载机在弹射前, 舰载机的发动机已经全速运转, 此时它向后喷射出高温高速燃气流, 对甲板上的飞机和人员产生巨大的危害。为了保护后面的飞机和人员的安全, 在弹射器的后方安装了燃气导流板, 使燃气流向上偏转, 达到保护后面飞机和人员的目的^[1]。因此, 燃气导流板的性能直接影响到整个航母的作战性能。航母燃气导流板材料的选择已成为一项亟待解决的重大课题^[2]。

碳/碳-碳化硅复合材料(C/C-SiC), 即碳纤维增强陶瓷基体复合材料, 是一种抗热震性和可设计性的新型高性能复合材料, 它具有高比强度、高比模量、优良的抗烧蚀性能, 在空气中使用时, 环境温度达 1500 °C 时仍然可保持良好的力学性能, 因而特别适合在要求力学性能稳定和可靠性高的高温及超高温环境中使用^[3-5]。目前, 世界各国均把 C/C-SiC 复合材料用于复杂的高温热工作环境的首选材料, 并不断扩大其应用领域。C/C-SiC 复合材料已成功地在飞机刹车片、固体火箭发动机喷管、航天器与导弹鼻锥等重要航天航空领域得到了广泛的应用, 是应航天航空领域的需要而发展的最成功的材料之一^[6-8]。本研究对 C/C-SiC 复合材料在航母燃气导流板上的应用开展研究。

1 实 验

试验材料为采用化学气相渗透法对轴棒法编织的高密度三维四向预制体进行化学气相沉积制成的 C/C-SiC 复合材料^[9]。它采用细碳纤维刚性棒构成轴向(Z向)增强网络, 在垂直于轴向的XY平面上沿 120°、240°、360°等 3 个方向针织碳纤维, 组成软硬混编的三维四向预制体; 反应气体为甲基三氯硅烷(MTS), 另有氢气为稀释气体, 氩气为载气, 通过化学气相渗透工艺制备成高密度的 C/C-SiC 复合材料, 该材料的密度约 2.56 g/cm³。

将作为舰载机燃料的航空煤油和氧气混合, 经雾化和燃烧后形成高温、高压燃气, 并通过加速喷管将燃气加速至超音速, 模拟舰载机起飞瞬间工作燃气对导流板材料进行烧蚀的试验^[10-12]。实验中的氧气的流量为 45 m³/h, 压力为 1.2 MPa, 航空煤油流量为 27 L/h, 压力为 1.5 MPa, 燃烧室的压力为 2.9 MPa, 燃气的出口速度约为 2150 m/s, 温度约为 2800 K, 采用 Spray-watch 测温测速仪测得试件表面处尾流的速度约为 200 m/s, 温度约为 400 K, 烧蚀角度为 50°, 烧蚀时间为每次 5 s, 室温中自然冷却时间每次为 10 min, 然后再次烧蚀。试样每次经过烧蚀和室温冷却 2 个热震过程, 这 2 个热震过程分别重复 50 和 100 次。

收稿日期: 2018-07-10

基金项目: 国家科技重大专项(2017ZX04011010); 青年科学基金项目(51605480); 西京学院基金项目(XJ170125)

作者简介: 王德文, 男, 1976 年生, 博士, 副教授, 西京学院, 陕西 西安 710123, E-mail: wangdewen1@163.com

采用红外测温仪测试试件表面的温度，获得温度差。采用法国 JY 公司的 INCA ENERGY 350 能谱仪对舰载机尾气的燃烧产物进行验证，采用 Sky-scan 1172 型多面微 CT 对试样进行分层扫描^[13-15]，产物主要为 CO、CO₂、H₂O 和微量的 H₂。试件烧蚀前的基本参数如表 1 所示。

2 实验结果

2.1 尾流的温度与速度分布

舰载机的尾流高速喷出进入大气后，与周围的大气发生作用形成湍流焰流，因而其横截面的分布是不均匀的，尾流边缘和尾流中心之间的差别较大。以尾流轴心线处的气动参量来表征尾流的气动参量，尾流轴心线处的速度可用式 (1) 表达^[16]。

$$\frac{V_g}{V_e} = \frac{0.96r_e}{\alpha x} \sqrt{\frac{1 + 0.735(\theta - 1) \frac{V_g}{V_e}}{\theta}} \quad (1)$$

式中， V_g 为尾流的速度； V_e 为尾流出口处的速度； r_e 为尾流的出口半径； x 为距离舰载机尾流出口的距离； α 为尾流的扩展角，尾流外边界的夹角称尾流的扩展角； θ 为无因次参数，为尾流出口处焰流的温度与周围大气的温度之比，如式(2)所示：

$$\theta = \frac{T_e}{T_a} \quad (2)$$

式中， T_e 为尾流出口处的温度； T_a 为大气温度。

尾流轴心线处的温度可用式(3)表达^[16]：

$$\frac{\Delta T_g}{\Delta T_e} = \frac{0.70r_e}{\alpha x} \sqrt{\frac{1 + 0.735(\theta - 1) \frac{\Delta T_g}{\Delta T_e}}{\theta}} \quad (3)$$

式中， $\Delta T_g = T_g - T_a$ ； $\Delta T_e = T_e - T_a$ ； T_g 为尾流的温度。

测得尾流出口处的速度和温度分别约为 2150 m/s 和 2800 K，尾流的扩展角约为 6°。周围大气的温度假定为恒温 303 K (30 °C)，计算得尾流轴心处的速度和温度如图 1 所示。

表 1 试件基本参数

Table 1 Parameters of samples

Test	Thickness/mm	Mass/g
1	10.16	140.302
2	10.21	149.682
3	10.08	148.319
4	10.65	151.428

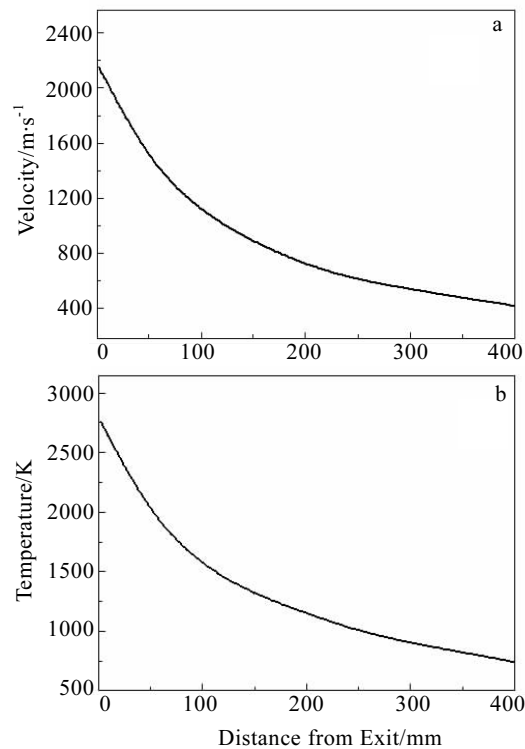


图 1 轴线上速度和温度分布

Fig.1 Distributions of velocity (a) and temperature (b) on the axis

2.2 烧蚀率的计算与分析

材料的线烧蚀率可用式 (4) 算出：

$$R_d = \frac{\Delta d}{t} = \frac{d_1 - d_2}{t} \quad (4)$$

式中， R_d 为材料的线烧蚀率， d_1 为试件烧蚀前的初始厚度， d_2 为试件烧蚀后剩余的厚度， t 为烧蚀的时间。

材料的质量烧蚀率由式(5)算出：

$$R_m = \frac{\Delta m}{t} = \frac{m_1 - m_2}{t} \quad (5)$$

式中， R_m 为材料的质量烧蚀率， m_1 为试件烧蚀前的质量， m_2 为试样烧蚀后剩余的质量， t 为烧蚀的时间。

由实验测得试样烧蚀 100 次的烧蚀率如表 2 所示，线烧蚀率约为 0.0405 mm/s，质量烧蚀率约为 0.0349 g/s。

2.3 抗弯强度

对试样烧蚀前、烧蚀 50 和 100 次后的抗弯强度进行测试，测试结果如表 3 所示。结果表明：试样在烧蚀前的抗弯强度平均在 780 MPa，烧蚀 50 次后的抗弯强度约为 693 MPa，烧蚀 100 次后的抗弯强度约为 645 MPa，多次烧蚀后试样的残余强度呈非线性逐渐降低。

表2 试样烧蚀100次的烧蚀率

Table 2 Ablation rates of samples after ablation for 100 times

Samples	Linear loss rate/mm·s ⁻¹	Mass loss rate/g·s ⁻¹
1	0.031	0.0341
2	0.042	0.0351
3	0.050	0.0357
4	0.039	0.0346
Average	0.0405	0.0349

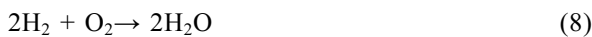
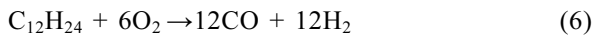
表3 试样烧蚀前后的抗弯强度

Table 3 Bending strength of samples before and after ablation

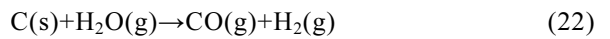
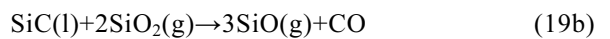
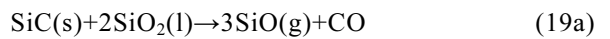
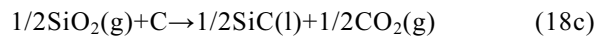
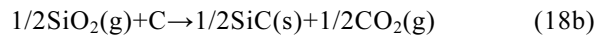
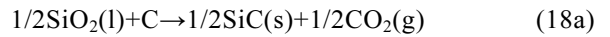
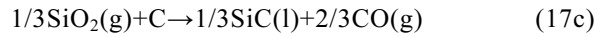
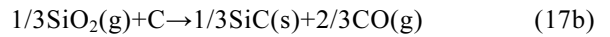
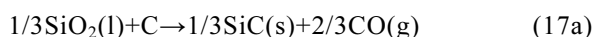
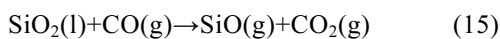
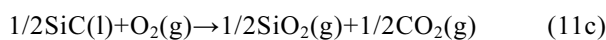
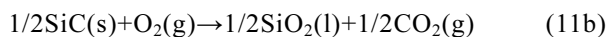
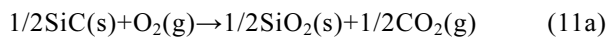
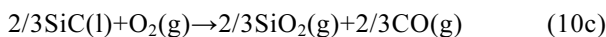
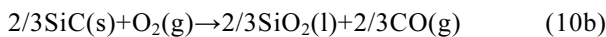
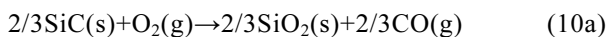
Samples	Strength before ablation/MPa	Residual bending strength/MPa	
		Ablation for 50 times	Ablation for 100 times
1	776.9	688.5	642.1
2	781.4	689.1	640.8
3	743.2	682.2	638.4
4	819.7	713	659.9
Average	780.3	693.2	645.3

3 分析与讨论

由于产物主要为CO、CO₂、H₂O和微量的H₂,故简化的化学反应方程式如下:



采用能谱仪分别对试样不同烧蚀次数的产物进行验证,主要成分均为:二氧化硅、一氧化碳、二氧化碳、氧化硅、碳化硅、氢气等,因为复合材料的主要组分为碳和碳化硅,故可能的化学反应方程式如式(9)~(22)所示:



对试样烧蚀前后进行比较,图2a和图2b分别为试样在烧蚀前和烧蚀后的宏观照片^[17,18]。由图2b可以看出,烧蚀区域表面存在一个明显的凹坑,根据烧蚀表面的形貌特征和尾流对烧蚀表面的作用程度,可以将试样分为烧蚀中心区、过渡区、边缘区以及热影响区等4个区域。其中,烧蚀中心区为试样表面的烧蚀中心,对应尾流的中心,由于尾流轴心线上的温度最高,速度也最大,因而受到尾流的烧蚀和吹除作用亦最大。紧挨着中心区为过渡区,由于尾流在切向上各参数的梯度变化较大,该区域受到尾流的作用急剧减弱,试件的厚度呈梯度变化明显。距离烧蚀中心较远的区域定义为边缘区,在该区域试样受到折射尾流的作用,厚度基本上没有变化。对试样内部不直接接触尾流的区域定义为热影响区。

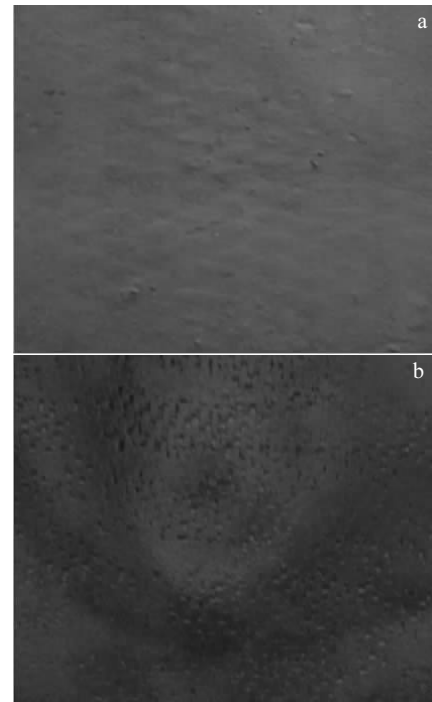


图2 试样烧蚀前后的宏观照片

Fig.2 Images of sample before (a) and after (b) ablation

图 3a 是试样烧蚀中心区 3000 倍的 SEM 照片。可以发现：烧蚀时，基体材料和碳纤维都在高温下发生氧化反应而消耗，而碳纤维相对于基体材料消耗得更严重，碳纤维丝变细变尖，碳纤维丝之间的空隙增大，呈尖笋状分布；大量的基体材料呈网状不规则地填充在碳纤维丝束之间。对基体材料进行能谱分析(EDS)，如图 3b 所示，其主要成分为 Si、C 和 O 元素，说明复合材料在多次重复的热震环境下发生氧化反应生成 SiO₂ 和液化的 SiC。由于 SiC 的熔点较高，而且相对于碳纤维更不易发生氧化反应，同时其氧化反应生成的 SiO₂ 容易沉积在碳纤维的周围，对热震产生的微裂纹有一定的自愈合作用，阻止了氧化反应向复合材料内部扩散，因而呈现出基体材料比碳纤维消耗更少的现象。但由于烧蚀中心区域尾流的流速大，生成液态的 SiO₂ 和 SiC 容易被高速气流吹除掉，所以对氧化反应的保护作用有限，试件在此处被烧蚀成凹坑。

考虑到舰载机的尾流中含有 CO 和氧气等富氧气体，为了提高试件的自愈合能力，可以考虑在制备材料时，逐步适量增大 SiC 的渗透量，从而制备出富 Si 的复合材料，以提高复合材料的抗氧化性能。

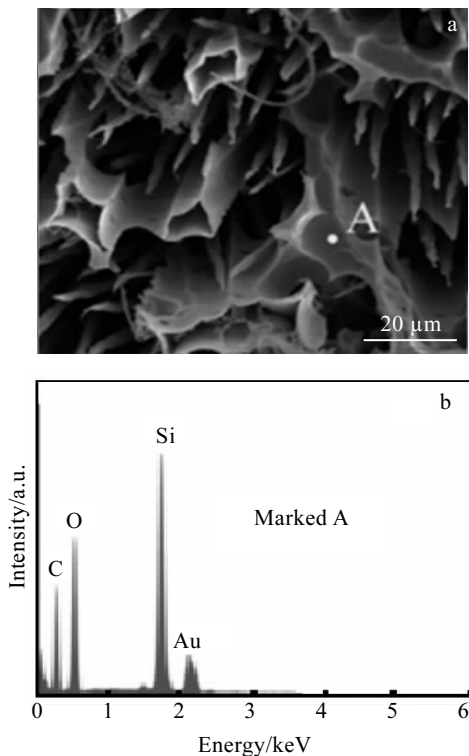


图 3 试样烧蚀中心区的 SEM 照片及 EDS 能谱

Fig.3 SEM image (a) and EDS spectrum (b) of ablation central zone

图 4 为试样过渡区的 SEM 照片。在过渡区由于尾气在切向上的温度和速度变化梯度很大，所以试件在过渡区宏观上呈断崖式分布，从图 4a 中可以看出，断面的碳纤维和基体几乎同步消耗，碳纤维相对于周围的基体仅仅漏出一点尖头，纤维丝变细变尖；基体材料对碳纤维形成包销状。对碳纤维周围的基体进行 EDS 分析，如图 4b 所示，发现基体材料为 SiO₂，说明 SiC 发生氧化反应生成了 SiO₂ 沉积在碳纤维的周围，对碳纤维起到了一定的保护作用。

对试样过渡区的基体进行 SEM 形貌观察，图 5a、5b 分别为试件基体烧蚀前后放大 3000 倍时的照片。通过比较可以看出：由于化学气相渗透后，材料内部的孔洞和微裂纹的存在，以及纤维和基体在不同方向上微晶的取向不同等原因，在试件受热后，复合材料的基体材料在热氧化的作用下出现了许多微小孔洞。

图 6 为试件断面处的 SEM 照片。可以发现基体材料有裂纹存在。图 7 为微 CT 扫描热影响区内部结构图。从图中可以看出，复合材料在烧蚀后，热影响区的基体受热开裂，而碳纤维和基体之间的结合面处受热后无明显裂纹。

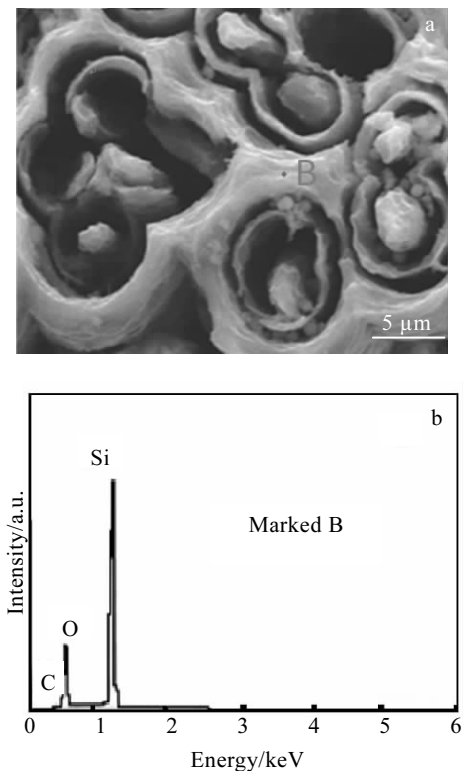


图 4 过渡区的 SEM 照片及 EDS 能谱

Fig.4 SEM image (a) and EDS spectrum (b) of transition zone

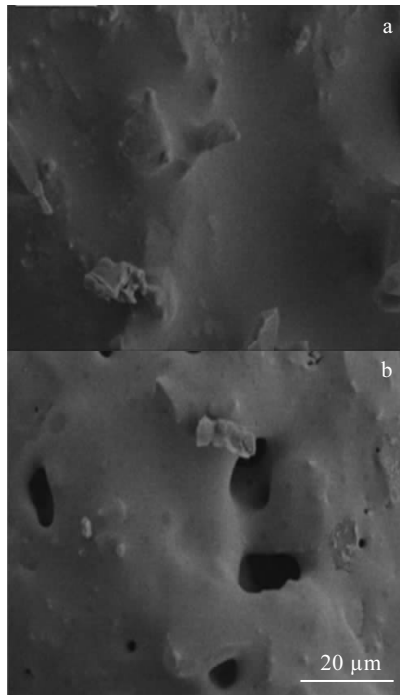


图5 烧蚀前后基体的形貌

Fig.5 SEM images of matrix before (a) and after (b) ablation

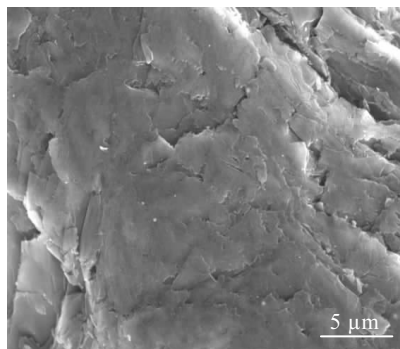


图6 基体断面裂纹形貌

Fig.6 SEM image of matrix crack

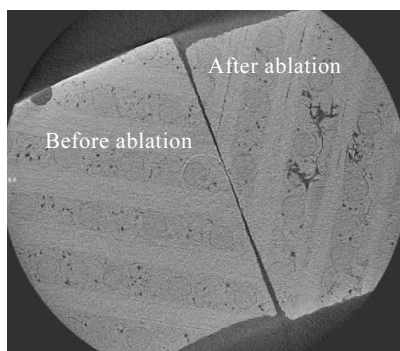


图7 热影响区形貌

Fig.7 Micro-CT analysis of sample before and after ablation

4 结 论

1) 采用舰载机尾气对化学气相沉积方法制成的 C/C-SiC 复合材料试件进行烧蚀试验, 烧蚀 100 次的线烧蚀率约为 0.0405 mm/s, 质量烧蚀率约为 0.0349 g/s。

2) 在热影响区, 基体在热震的作用下开裂, 而氧化反应不明显。在过渡区, 尾气的温度和流速减弱, SiO₂ 在碳纤维周围沉积, 形成包鞘结构, 有效地阻滞了氧化反应向内部传递, 降低了试件的烧蚀率。在烧蚀中心区, SiC 氧化反应生成的 SiO₂ 在碳纤维周围沉积, 但由于尾流的流速大, 生成的 SiO₂ 易被吹走, 对碳纤维的保护作用需加强, 故在制备复合材料时, 应适当增加 SiC 的渗透量。

3) 复合材料经热震后基体与碳纤维的结合处没有明显的分离现象, 二者之间的结合较好。

参考文献

- [1] Tao Guo (郭涛). *Performance Analysis and Calculation of Drift Plate*(偏流板的性能分析与计算)[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2009
- [2] Wu Shidong(吴始栋). *Ship Building Science and Technology* (中外船舶科技)[J], 2008(4): 9
- [3] Jia Yujun, Yao Xiyuan, Sun Jiajia. *Materials and Design*[J], 2017, 129: 15
- [4] Cui Yuanyuan, Li Aijun, Li Bo. *Journal of the European Ceramic Society*[J], 2014, 34(2): 171
- [5] Zhao Zhigang, Li Kezhi, Liu Qing. *Vacuum*[J], 2018, 156: 123
- [6] Lu Youjun (陆有军). *Preparation and Properties of Ceramic Composites with Silicon Carbide Matrix and Carbon Nanoparticles*(碳纳米颗粒改性碳化硅陶瓷基复合材料的制备及其性能研究)[D]. Changsha: South China University of Technology, 2014
- [7] Ji Hongliang, Zhang Changrui. *Carbon*[J], 2011, 11(2): 3707
- [8] Wang H L, Zhang C Y. *Materials and Design*[J], 2011(2): 172
- [9] Lu Jinhua, Hao Kui, Liu Lei. *Corrosion Science*[J], 2016, 103: 1
- [10] Suo Tai, Fan Xueling, Hu Guangli. *Carbon*[J], 2013, 16: 4481
- [11] Aliasgarian R, Naderi M, Mirsalehi S E et al. *Journal of Alloys and Compounds*[J], 2018, 742: 797
- [12] Wang Dewen, Zha Bailin, Yang Yuecheng et al. *Journal of Propulsion Technology*[J], 2014, 35(8): 1080
- [13] Kuhn R E, Margason R J, Curtis P. *Jet Induced Effects*[M]. Reston: Progress in Astronautics and Aeronautics, 2006
- [14] Wang Peipei, Li Hejun, Jia Yujun. *Ceramics International*[J], 2017, 43: 12005
- [15] Abdollahi A, Ehsani N, Valefi Z. *Journal of Alloys and*

- Compounds*[J], 2018, 745: 798
- [16] Zhang Fuxiang(张福祥). *Rocket Gas Jet Dynamics*(火箭燃气射流动力学)[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004: 63
- [17] Huo Caixia, Guo Lingjun, Wang Changcong. *Journal of Alloys and Compounds*[J], 2018, 735: 914
- [18] Wang Shaolei, Li Hong, Ren Musu. *Ceramics International* [J], 2017, 43(14): 10 661

Ablative Properties of C/C-SiC Composite in the Wake Flow Field of Carrier-based Aircraft

Wang Dewen, Li Cong, Meng Dongrong, He Qingfei
(Xijing University, Xi'an 710123, China)

Abstract: In order to improve the working performance of the gas deflector of aircraft carrier, the ablation test intended for simulating the takeoff condition was conducted by placing the test specimens of C/C-SiC composite in the wake flow of carrier-based aircraft so as to measure the ablative rate of the specimens. The microstructure of the test specimens after ablation was analyzed by scanning electron microscope (SEM) and micro-CT, the components of combustion products were measured by energy dispersive spectrometry (EDS), and the ablation mechanism and thermal shock damage of the test specimens were analyzed. The results show that the linear ablative rate of the test specimen is about 0.0405 mm/s and the mass ablative rate is about 0.0349 g/s. The heat-affected zone experiences matrix cracking, and the oxidation reaction is not obvious. In the transition zone, the SiO₂ produced by the reaction is precipitated around the carbon fibers and forms a sheathing structure, thus effectively retarding oxidation reaction from transferring inward and reducing the ablative rate of the test specimen. In the center of ablation, the retardation of SiC on oxidation reaction is slight and the test specimen forms a concave pit, with carbon fibers being distributed in the shape of pointed bamboo shoots. On the whole, the material gives its outstanding anti-ablative performance.

Key words: C/C-SiC composite; carrier-based aircraft; wake flow field; ablation rate; thermal shock

Corresponding author: Wang Dewen, Ph. D., Associate Professor, Xijing University, Xi'an 710123, P. R. China, E-mail: wangdewen1@163.com