

文章编号: 2097-1974(2024)04-0077-04

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20240413

# C/SiC 复合材料的烧蚀机理试验研究

付斌<sup>1</sup>, 王永海<sup>1</sup>, 陈鑫<sup>1</sup>, 曹占伟<sup>1,2</sup>, 阎君<sup>3</sup>

(1. 空间物理重点实验室, 北京, 100076; 2. 西安交通大学, 能源与动力工程学院, 西安, 710049;

3. 中国运载火箭技术研究院, 北京, 100076)

**摘要:** C/SiC 复合材料具有优异的热力学性能, 在临近空间领域具有较好的应用前景。针对 C/SiC 复合材料的烧蚀机理研究方法开展研究, 建立了 C/SiC 复合材料主/被动氧化烧蚀分析方法, 并在传统主动和被动氧化烧蚀的基础上, 对于更高温度条件则采用一种升华分解烧蚀模型。通过设计典型状态电弧风洞试验, 验证了主/被动氧化模型烧蚀、升华分解烧蚀模型的准确性, 试验结果表明典型状态下 C/SiC 复合材料无因次质量烧蚀率与理论值吻合, 有关研究及结果可以为 C/SiC 复合材料防热设计分析提供参考。

**关键词:** C/SiC 复合材料; 烧蚀机理; 升华分解; 防热设计; 氧化烧蚀

中图分类号: TB332; V42

文献标识码: A

## Experimental Research on Ablation Mechanical of C/SiC Composites

FU Bin<sup>1</sup>, WANG Yonghai<sup>1</sup>, CHEN Xin<sup>1</sup>, CAO Zhanwei<sup>1,2</sup>, YAN Jun<sup>3</sup>

(1. Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing, 100076; 2. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an, 710049; 3. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076)

**Abstract:** C/SiC composite material for hypersonic vehicle structure has a broad application in near-space area. The active/passive ablation performance of the C/SiC composite is studied numerically. An approach for active sublimation ablation performance up to 2000°C of C/SiC composite materials is proposed and some wind tunnel experiments have been designed and completed. The results show that the ablation performance proposed has good accuracy compared with the wind tunnel results. The results can provide a reference for the structure and thermal protection design and safety assessment of the hypersonic vehicles based on C/SiC composite material.

**Keywords:** C/SiC composites; ablative mechanism; sublimation decomposition; thermal protection design; oxidative ablation

## 0 引言

近年来, 为了利用临近空间独有的资源, 临近空间飞行器成为了国际空间领域发展的热点之一。由于该类飞行器速度快且长时间飞越稠密大气, 飞行器需承受严重的气动加热, 为了获得并保持良好的气动、控制和承载特性, 飞行器承力壳体及暴露部件必须兼具轻质、抗烧蚀、耐高温、抗力/热冲击的性能。SiC 具有优异的抗氧化性能, 被动氧化生成的 SiO<sub>2</sub> 具有封堵孔隙形成抗氧化膜的功能, C/SiC 复合材料作为低/非烧蚀的陶瓷基复合材料兼具高温承力/防热功能, 成为了临近空间飞行器设计领域具有广阔应用前景的热防护材料<sup>[1-3]</sup>。因此, 对其烧蚀机理进行研究进而发展烧蚀预测方法具有重要的意义。

C/SiC 材料氧化机制分为主动氧化和被动氧化, 主/被动氧化条件下的 SiC 氧化产物分别为气态的 SiO 和液态的 SiO<sub>2</sub>, 对材料的抗烧蚀性能有显著的影响, 并且不同温度和压力条件下材料的氧化机制在主/被动氧化之间转换, 对于材料烧蚀速率的准确预测带来了较大的困难。当化学反应速率小于扩散速率时, 材料氧化烧蚀速率由反应速率决定, 反之则由扩散速率控制。当前中国针对 C/SiC 材料氧化烧蚀机理及计算方法的研究相对较少。国义军等<sup>[3]</sup>基于热化学平衡方法开展了 C/SiC 材料的主动氧化烧蚀速率计算方法研究, 重点分析了温度、压力及材料组分对烧蚀性能的影响。邓代英等<sup>[4]</sup>建立了 C/SiC 材料的热化学平衡烧蚀模型, 进行了 C/SiC 材料烧蚀机理的计算研究和

试验验证,结果表明在同样条件下,C/SiC材料主动氧化烧蚀速率大于C/C复合材料烧蚀速率。张红军等<sup>[5]</sup>基于热化学平衡方法建立了任意比例C/SiC材料的主/被动氧化烧蚀模型,开展了C/SiC材料氧化烧蚀机理的计算研究,分析了表面温度、氧分压以及组分等因素对氧化烧蚀的影响。潘育松等<sup>[6]</sup>基于地面试车试验对固体火箭发动机C/SiC导流管的烧蚀性能进行了试验研究,研究结果明确了机械剥蚀和粒子冲刷对材料抗氧化烧蚀性能的影响。当前国内外研究中,重点关注了不同比例C/SiC材料被动氧化烧蚀机制转换和主动烧蚀转化温度的烧蚀模型建立。针对突出的控制面、稳定面等复杂气动干扰区,存在局部高温区域,目前在超过2 600 K条件下C/SiC材料烧蚀理论及地面试验数据的研究较少,尚缺少验证有效的烧蚀预测模型。

本文通过理论与试验相结合的方式对C/SiC复合材料烧蚀机理进行了研究,研究了C/SiC复合材料的高温(2 600 K以上)升华分解烧蚀模型,并通过典型状态的电弧风洞试验验证了烧蚀模型的合理性,可为C/SiC复合材料热结构的防热设计提供参考。

## 1 C/SiC复合材料烧蚀计算方法

C/SiC复合材料主要由碳纤维、碳界面层(PyC)和SiC基体构成,对于碳纤维及碳界面层的热化学烧蚀行为在C/C复合材料中的研究已经较为深入<sup>[7-9]</sup>,然而,C/SiC复合材料与C/C复合材料在烧蚀试验中却有着截然不同的表现,可见SiC组分主导着C/SiC复合材料的烧蚀行为。因此,研究C/SiC复合材料的烧蚀,以研究SiC材料烧蚀为主。对于SiC热化学烧蚀主要存在被动氧化、主动氧化和升华分解3种烧蚀模式。

### 1.1 被动氧化烧蚀

被动氧化现象使得SiC具备优良高温抗氧化性能。一般地,会在较高氧分压条件下发生被动氧化,表面将形成抗氧化膜阻止SiC的进一步氧化。SiC材料和C/SiC复合材料的被动氧化烧蚀形态示意图1,反应式为



式中 s, g分别表示固态和气态。

对于C/SiC复合材料,因工艺决定了SiC处于碳界面层和碳纤维的外围(见图1),在被动氧化条件下可充分发挥SiC的抗氧化作用,因此,表现出与纯SiC材料相同的烧蚀行为,表面生成SiO<sub>2</sub>抗氧化膜限

制氧向内部的扩散,不会造成烧蚀后退,该特性对热防护有利,一般不作为烧蚀研究的重点。

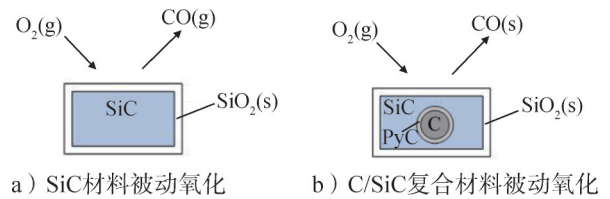
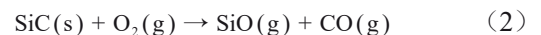


图1 被动氧化烧蚀形态示意

Fig.1 Passive oxidation ablation morphology diagram

### 1.2 主动氧化烧蚀

对于飞越大气层的高速飞行器,由于主动氧化烧蚀一般会带来较大的烧蚀量,往往成为人们关注的焦点。高温氧化环境下,当材料表面SiO<sub>2</sub>生成速率不小于它的流失速率时,抗氧化膜得以维持,如上文所述材料表现为被动氧化。但是,试验研究表明,随着氧分压减小,当SiO<sub>2</sub>蒸发速率大于SiO<sub>2</sub>生成速率时,抗氧化膜难以维持,SiC将暴露出来与O<sub>2</sub>直接反应,烧蚀速度迅速增加,SiC材料表现为主动氧化烧蚀,反应式为



对于C/SiC复合材料,由于外围SiC的烧蚀,碳界面层和碳纤维也将暴露出来,直接与O<sub>2</sub>发生反应,在主动氧化反应出现的高温低压环境中,C原子与O<sub>2</sub>的反应为白热燃烧,反应式为



设C/SiC中碳组元的质量分数为 $F_c$ ,SiC的质量分数为 $F_{\text{SiC}}$ ,则C原子和Si原子的质量分数计算式分别为

$$f_c = F_c + \frac{M_c}{M_{\text{SiC}}} F_{\text{SiC}} \quad (4)$$

$$f_{\text{Si}} = \frac{M_{\text{Si}}}{M_{\text{SiC}}} F_{\text{SiC}} \quad (5)$$

式中  $f_c$  为C原子质量分数; $f_{\text{Si}}$  为Si原子质量分数; $M_c$  为C原子的摩尔质量; $M_{\text{SiC}}$  为SiC的摩尔质量, $M_{\text{Si}}$  为Si原子的摩尔质量。

壁面处各组元浓度依次见式(6)~(9)<sup>[3]</sup>:

$$C_{\text{CO,w}} = M_{\text{CO}} \left( \frac{F_c}{M_c} + \frac{F_{\text{SiC}}}{M_{\text{SiC}}} \right) \frac{B_w}{1 + B_w} \quad (6)$$

$$C_{\text{SiO,w}} = M_{\text{SiO}} \frac{F_{\text{SiC}}}{M_{\text{SiC}}} \frac{B_w}{1 + B_w} \quad (7)$$

$$C_{\text{O}_2,w} = \frac{C_{\text{O}_2,e}}{1 + B_w} - M_{\text{O}_2} \left( \frac{F_c}{2M_c} + \frac{F_{\text{SiC}}}{M_{\text{SiC}}} \right) \frac{B_w}{1 + B_w} \quad (8)$$

$$C_{\text{N}_2,w} = \frac{C_{\text{N}_2,e}}{1 + B_w} \quad (9)$$

式中  $B_w$  为热化学烧蚀无因次质量烧蚀率; $C_{\text{CO,w}}$  为

CO壁面浓度； $C_{SiO,w}$ 为SiO壁面浓度； $C_{O_2,w}$ 为O<sub>2</sub>壁面浓度； $C_{N_2,w}$ 为N<sub>2</sub>壁面浓度； $C_{O_2,e}$ 为O<sub>2</sub>边界层外缘浓度； $C_{N_2,e}$ 为N<sub>2</sub>边界层外缘浓度； $M_{CO}$ 为CO的摩尔质量； $M_{SiO}$ 为SiO的摩尔质量， $M_{O_2}$ 为O<sub>2</sub>的摩尔质量。

热化学烧蚀无因次质量烧蚀率通用计算式为

$$B_w = \frac{\dot{m}_w}{\rho_e u_e S t_m} = \frac{\dot{m}_w}{\psi q_0 / h_r} \quad (10)$$

式中  $\dot{m}_w$ 为热化学质量烧蚀率； $\rho_e$ 为边界层外缘密度； $u_e$ 为边界层外缘速度； $S t_m$ 为斯坦顿数； $\psi$ 为引射因子； $q_0$ 为冷壁热流； $h_r$ 为焓值。

主动氧化扩散控制，则无因次质量烧蚀率计算式为<sup>[3]</sup>

$$B_w = \frac{C_{O_2,e}}{M_{O_2} \left( \frac{F_c}{2M_c} + \frac{F_{SiC}}{M_{SiC}} \right)} \quad (11)$$

当材料超过碳升华温度及更高温度条件时，SiC基体由于需要依托碳纤维而存在，其无因次质量烧蚀率计算式见式(12)，即升华分解烧蚀模型：

$$B_w = B_c \left( 1 + \frac{F_{SiC}}{F_c} \right) \quad (12)$$

式中  $B_c$ 为碳组元的无因次烧蚀率。

### 1.3 烧蚀计算流程

C/SiC复合材料烧蚀计算流程如图2所示。

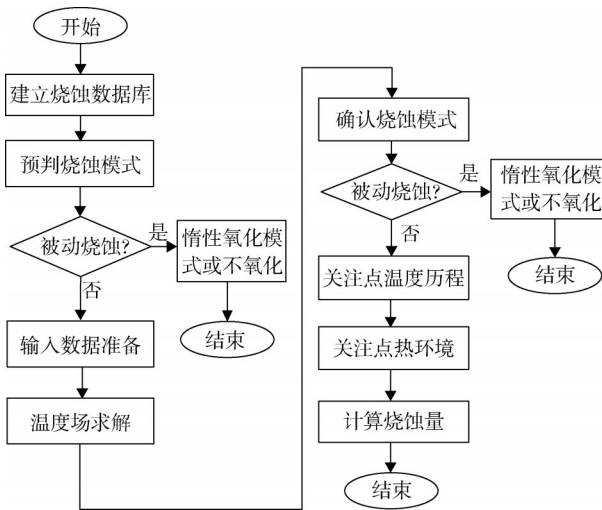


图2 C/SiC复合材料烧蚀计算流程

Fig.2 Ablation calculation process for C/SiC composite materials

步骤如下：

- a) 按1.2节的方法建立C/SiC材料相应的烧蚀数据库；
- b) 输入数据准备，包括：热环境参数、材料物性参数、温度；
- c) 预判烧蚀模式，若确认发生被动氧化，则结

束评估，否则进行后续步骤；

d) 根据温度、压力参数，利用烧蚀数据库插值计算获得无因次质量烧蚀率，并结合热流、恢复焓计算烧蚀量。

## 2 试验验证

为研究和验证C/SiC复合材料的烧蚀特性及模型有效性，提出了典型状态的电弧风洞试验。

### 2.1 电弧风洞试验

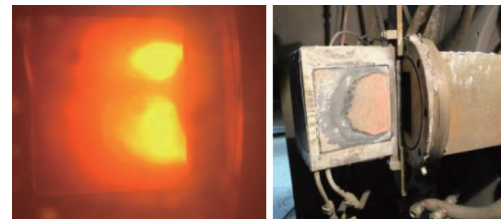
采用20 MW电弧风洞通过自由射流试验（状态A）及导管试验（状态B），模拟高焓条件下的不同热流、不同压力，进行C/SiC复合材料烧蚀试验。典型状态热流分别进行3个重复子样试验，试验实测状态参数见表1。

表1 试验状态参数

Tab.1 Test condition parameters

工况	子样	实测热流/(kW·m <sup>-2</sup> )	实测压力/kPa	时间/s
状态A	1#至3#	1964	10	80
状态B	4#至6#	5043	76	10

状态A试验：如图3a所示，在试验过程中靠近喷管出口的区域（亮斑区域），表面温度超过1650℃时，试验后该区域的模型表面露出纤维，出现明显的氧化烧蚀现象，如图3b所示。

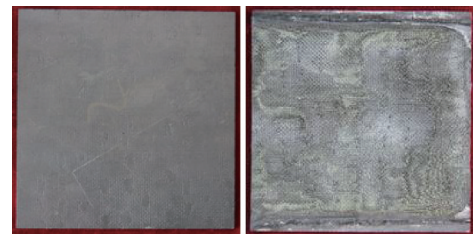


a) 试验过程 b) 试验后

图3 状态A试验

Fig.3 Test of state A

状态B试验：图4为试验前后模型表面的对比，可见模型表面出现了均匀的线烧蚀现象。



a) 试验前 b) 试验后

图4 状态B试验

Fig.4 Test of state B

试验无因次烧蚀率数据汇总见表2。

表2 试验结果数据  
Tab.2 Test results data

状态 A	无因次烧蚀率	状态 B	无因次烧蚀率
1#	0.2943	4#	0.3643
2#	0.2051	5#	0.2915
3#	0.2245	6#	0.3748
平均	0.2413	平均	0.3435

## 2.2 理论计算与试验对比分析

采用式(3)~(11),针对C/SiC复合材料,依据其碳组元的质量分数和SiC的质量分数,建立不同温度和压力条件下的无因次质量烧蚀数据库。无因次烧蚀率的试验结果如图5所示,主动氧化扩散段的 $B_w$ 理论值与试验值吻合较好,特别地,在高温区域 $B_w$ 试验值与理论值较为接近,前者略高于后者,可见采用的升华分解模型合理可行。

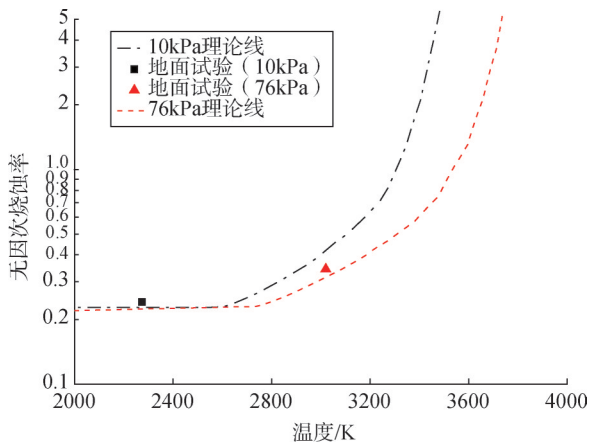


图5 试验结果与理论值对比

Fig.5 Comparison between experimental results and theoretical values

## 3 结论

本文对C/SiC复合材料的烧蚀机理及计算方法进行了阐述和研究,采用了电弧风洞完成相应的地面试验验证,得到了以下主要结论:

a) 试验证实了SiC组分主导着C/SiC复合材料的烧蚀行为,基于SiC烧蚀特性给出的C/SiC复合材料主动氧化扩散控制段的理论烧蚀率与试验结果吻合良好;

b) 本文采用升华分解烧蚀模型给出的烧蚀率与地面电弧风洞结果较为接近,初步验证了该烧蚀模型合理可行,可为高温状态下此类热结构耐热设计提供支撑;

c) 研究表明高温条件下烧蚀进展迅速,对采用C/SiC材料作为热结构的情况,应充分重视烧蚀行为对耐热、结构和气动的影响。

## 参 考 文 献

- [1] MILOS F S, CHEN Y K. Ablation predictions for carbonaceous materials using CEA and JANNAF-Based species thermodynamics [J]. AIAA, 2013(2). DOI:10.2514/1.a32316.
- [2] 张志成. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.  
ZHANG Zhicheng. Hypersonic aeroheating and thermal protection [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [3] 国义军, 桂业伟, 童福林, 等. C/SiC复合材料烧蚀机理和通用计算模型研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 34-38.
- [4] GUO Yijun, GUI Yewei, TONG Fulin, et al. Thermochemical ablation mechanisms and general relationship for C/SiC material oxidation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 34-38.
- [5] 邓代英, 陈思员, 俞继军, 等. C/SiC材料主动氧化烧蚀计算研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(4): 496-500.  
DENG Daiying, CHEN Siyuan, YU Jijun, et al. Calculation study of the active oxidative ablation of C/SiC[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(4): 496-500.
- [6] 张红军, 康宏琳. C/SiC材料主被动氧化烧蚀机理及计算方法研究[J]. 宇航学报, 2019, 40(2): 223-230.  
ZHANG Hongjun, KANG Honglin. Investigation on thermochemical ablation model for active/passive oxidation transition mechanism of C/SiC composite[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(2): 223-230.
- [7] 潘育松, 徐永东, 陈照峰, 等. 固体火箭发动机用C/SiC导流管烧蚀性能研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(6): 789-792.  
PAN Yusong, XU Yongdong, CHEN Zhao Feng, et al. Analysis of the ablation properties of C/SiC diversion tube used in solid rocket motor [J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(6): 789-792.
- [7] WILLIAMS S D, CURRY D M, CHAO D C, et al. Ablation analysis of the shuttle orbiter oxidation protected reinforced carbon-carbon [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1995, 9(3): 478-485.
- [8] HEUER A H, LOU V L K. Volatility diagrams for silica, silicon nitride, and silicon carbide and their application to high temperature decomposition and oxidation[J]. Journal of the American Ceramic Society, 1990(73): 2789-2803.
- [9] DENG D Y, LUO X G, CHEN S Y, et al. Calculation study of the active oxidative ablation of C/SiC[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2013, 43(7): 801-806.

## 作 者 简 介

付 斌 (1984—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为高速飞行器防隔热技术。

王永海 (1978—), 男, 研究员, 主要研究方向为飞行器设计。

陈 鑫 (1988—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为高速飞行器防隔热技术。

曹占伟 (1981—), 男, 研究员, 主要研究方向为高速飞行器防隔热技术。

阎 君 (1961—), 男, 研究员, 主要研究方向为飞行器设计。