

小型等离子体风洞材料烧蚀行为研究

黄河激, 潘文霞, 吴承康

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

(Tel:010-82544218, Email:huang@imech.ac.cn)

摘要 利用 150kW 小型直流电弧等离子体风洞, 产生总温 2300K, 马赫数 1.4 的高温高速有氧气流, 对铌基难熔合金、三元陶瓷、三维编织 C/SiC 陶瓷以及超高温复合陶瓷进行了驻点烧蚀实验, 获得了不同材料烧蚀量随时间的变化规律。实验结果表明, 抗氧化涂层能有效缓解热防护材料在高温有氧环境下的烧蚀; 高热导率材料有利于降低材料迎风面和背风面温度梯度, 提高其耐烧蚀性能。

关键词 等离子体风洞; 热防护材料; 高温烧蚀

0 前言

与通常的超声速飞行相比, 在高超声速飞行条件下气流的非化学平衡性以及边界层内温度梯度的增加表现得更为明显。同时, 高超声速飞行一般要求飞行器具有锐形的前缘结构以便获得良好的气动特性。这些特点带来的强气动加热以及催化复合效应使得高超声速飞行器需承受更为复杂的热-力-化学耦合飞行环境。同时, 飞行器复杂的外形和结构导致不同部位材料表面的气流具有不同的组分、热流密度、流动方向/状态以及局部压力。此外, 当激波层中离解气体在材料表面边界层内发生催化复合时, 材料所需承受的热流更可能成倍增加[1,2]。这样苛刻的使役环境, 不仅要求飞行器的热防护材料能长时间耐高温, 还要求材料应具有高比强、高比模、抗烧蚀、抗氧化、抗冲击、轻质、自修复等其他功能[3,4]。在这一背景下, 对高温热防护材料以及相应的隔热、抗氧化、抗烧蚀涂层体系的相关研究得到了蓬勃发展, 新型 C/C 复合材料, C/SiC 复合材料, 超高温陶瓷 (ZrB_2 , HfB_2 等), 高温金属合金 (AlTi), 难熔合金等热防护材料以及隔热、抗氧化涂层的制备与开发成为热防护材料研究的热点之一。

然而, 国内外对高温热防护材料的研究目前仍然主要集中于材料的制备工艺研究 [5-7], 而对材料在飞行器特征热环境下的性能表征和失效机理的研究则相对薄弱。高温热防护材料, 特别是新型高温热防护材料在近真实使役环境下的性能数据严重缺乏, 材料在相应环境下的抗氧化、耐烧蚀机理尚不明晰。这是因为: 一方面, 适合于近空间高超声速飞行器高温热防护用的高温材料本身处于研究初期, 其材料体系选择、制备工艺等都还不成熟; 另一方面, 高超声速飞行器所面临的特征热-力-化学耦合环境难以在普通的实验室环境中进行模拟, 也很难直接将材料置于实际飞行环境中进行挂片性能检测。小型等离子体风洞是开展材料高温热防护机理研究的有效手段, 也是国际上研究热点之一。采用小型等离子体风洞, 可长时间稳定获得高能流密度的等离子体射流, 适宜于模拟材料壁面处的高焓流动[8]。小型的等离子体风洞虽不能完全模拟高超声速飞行器的特

征环境、进行整体部件或结构检测，但对于在小试样上模拟材料表面的局部特征热环境，开展材料烧蚀特性研究则具有独特的优势：它操作相对简便、运行成本较低、可控性好，可有针对性地进行批量材料高温烧蚀特性检验。

本文利用中科院力学所的 150kW 小型等离子体风洞，对典型的几种新型热防护材料在高温高速有氧环境下的烧蚀行为进行了研究。

1 实验方法

实验所用的 150kW 小型直流电弧等离子体风洞系统主要由等离子体加热器及喷管、试验段、辅助测量段、缓冲调压罐以及真空系统、电源系统、冷却系统、供气系统、参数实时监测控制系统等组成。图 1 为该系系统试验段和辅助测量段示意图。直流电弧等离子体加热器置于试验段顶端，产生的等离子体射流经拉瓦尔喷管加速后喷出。采用便于更换喷管的加热器结构设计，以便根据不同实验目的，通过更换喷管而获得具有不同马赫数的等离子体射流。喷管出口直径为 10-20mm。辅助腔体内主要放置程控电动多维样品台，可实现水冷样品夹持杆的三维平移。

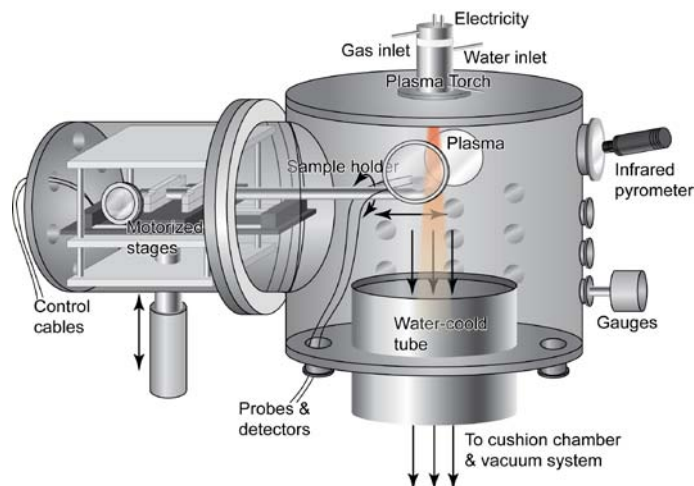


图 1 小型等离子体风洞实验段示意图

本文研究的新型热防护材料包括铌基难熔合金、三元陶瓷、三维编织 C/SiC 陶瓷以及超高温复合陶瓷，分别将上述材料加工为尖端曲率半径为 0.5mm 的尖劈，在等离子体风洞中进行驻点烧蚀实验。采用体积混合比为 4:1 的氮-氧混合气作为等离子体气体以模拟空气组分。实验中来流总温 2300K，马赫数 1.4。表 1 列出了几种材料的理论热力学参数。

表 1 几种材料的理论热力学参数

性能	铌基难熔合金	C/SiC	超高温陶瓷 UHTC
密度 kg/m^3	8860	2100	~6090
热导率 $\text{W/m}\cdot\text{K}$	38~44.61	13.86~4.75	105~70
比热容 $\text{J/kg}\cdot\text{K}$	343	750~1510	247.2~408.3
热膨胀系数 $10^{-6}/\text{K}$	6.84~8.1	2.1~3.8	6.3~7.6
屈服极限 MPa	296~59.3	---	---
强度极限 MPa	421~65.5	240~280	480~280

2 结果与讨论

以涂覆 HfB 超高温陶瓷涂层的三维穿刺 SiC 样品为例, 图 2 (a) 给出了样品烧蚀形貌随时间的演化规律。从图中可以看出加热 2 分钟后样件表面涂层有烧蚀产物出现 (图中表现为眩光)。但随着时间增长, 烧蚀量没有明显变化。图 2 (b) 给出了不同材料的烧蚀量随时间变化规律。从图中可以看出, 在样品置入来流 1 分钟内, 各种材料均没有明显烧蚀发生。然而, 当铌基难熔合金表面涂层剥落后, 其烧蚀量显著增大, 在 20 秒内整个样品的试验区域完全熔化, 熔面冷却后为黑色。对于三元陶瓷样品, 60 秒时样品烧出凹坑, 烧蚀产物使得射流颜色变绿。随着烧蚀时间增长, 样品烧蚀速率保持稳定, 烧蚀量随时间增加而逐步增大。采用三维穿刺的 SiC 基体加抗氧化涂层的样品烧蚀速率在同样来流条件下显著低于前两种样品。在 400 秒内, 烧蚀量均很小, 可认为是近零烧蚀。

与采用高温炉对材料进行高温性能实验不同, 利用小型等离子体风洞对材料进行驻点烧蚀时发现材料迎风面和背风面表现出不同的烧蚀行为。以三元陶瓷为例, 从烧蚀后材料迎风面的微观形貌可以发现, 在烧蚀凹坑区域下方存在部分“泪珠”状液滴, 如图 3 (a) 所示。而样品背风面则存在微裂纹网络 (图 3 (b))。这是因为材料迎风面需要承受高温高速气流冲刷且等离子体射流中含有较多的原子氧, 导致陶瓷材料易氧化组分发生高温氧化。由于材料迎风面各区域的温度不同, 材料氧化过程中将可能同时形成 SiO 和 SiO₂ 两种氧化产物。生成的 SiO₂ 流体在高速气流冲刷下沿气流方向向背风面流动。随着温度降低 SiO₂ 的粘度增加, 最终在材料表面形成“泪珠”状的液滴。而材料背风面由于基本不受高温高速气流冲刷, 其热量主要通过热传导获得。但由于三元陶瓷材料热导率较低, 迎风面与背风面存在很大的温度梯度, 导致较大的热应力, 从而在材料背风面形成微裂纹网络。由表 1 可以看出, 在几种材料中, 超高温陶瓷具有最高的热导率。烧蚀实验中也发现超高温陶瓷样品的迎风面和背风面温度梯度最小。背风面观测不到如图 3 (b) 所示的微裂纹网络。

对超高温陶瓷烧蚀后的样品进行显微观测, 发现存在不均匀的白色衬度相和灰色衬度相, 其中白色衬度相在高度方向较高, 而灰色衬度相对较低 (图 4)。由 EDS 能谱分析的结果表明, 白色衬度相为 ZrO₂, 而灰色衬度相为 SiO₂。二者高度方向对比表明, SiO₂

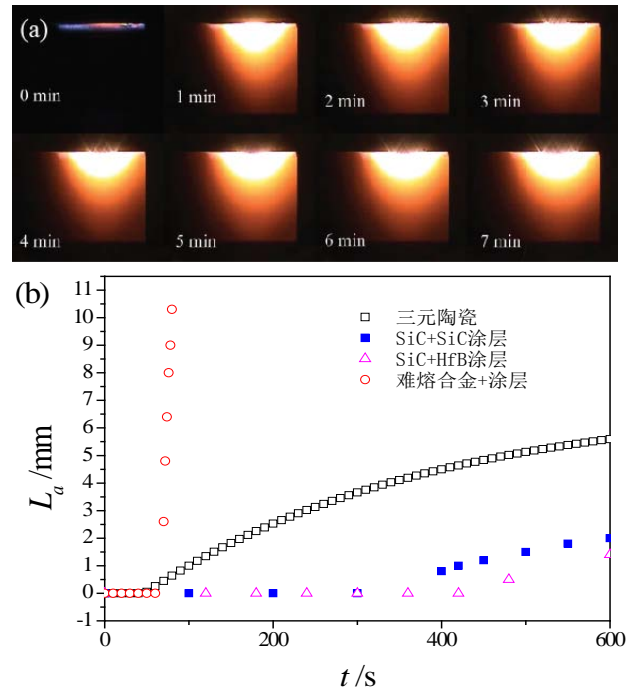


图 2 不同材料烧蚀量随时间的变化规律

区域比 ZrO_2 区域向下凹陷明显, 说明两种氧化产物中, ZrO_2 的耐烧蚀性能优于 SiO_2 。

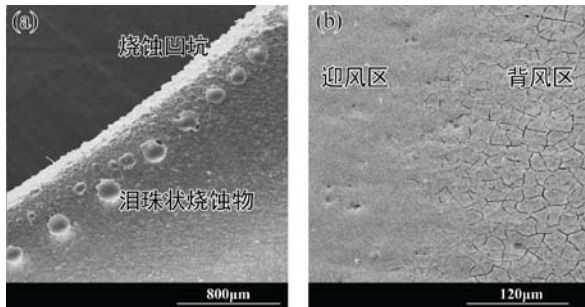


图3 三元陶瓷烧蚀后 SEM 微观形貌。(a) 蚀坑附近的泪珠状烧蚀物; (b) 背风区的微裂纹网络

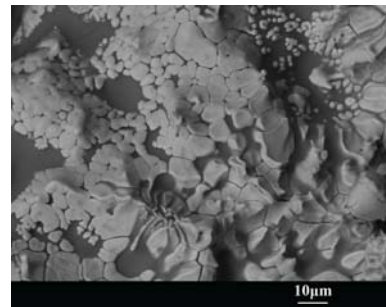


图4 烧蚀后超高温陶瓷氧化区域微观形貌

3 结 论

采用 150kW 小型直流电弧等离子体风洞对铌基难熔合金、三元陶瓷、三维编织 C/SiC 陶瓷以及超高温复合陶瓷进行了驻点烧蚀实验, 获得了不同材料烧蚀量随时间的变化规律。实验结果表明, 在本文所研究的几种材料体系中, 超高温陶瓷具有最好的耐高温烧蚀能力; SiC 或 HfB 抗氧化涂层能有效缓解 C 基材料在高温有氧环境下的烧蚀; 高热导率材料有利于降低材料迎风面和背风面温度梯度, 减少材料烧蚀过程中微裂纹的形成; 与 SiO_2 相比, ZrO_2 氧化产物具备更好的耐烧蚀性能。

参考文献

- [1] W.G. Fahrenheitoltz, and G.E. Hilmas, NSF-AFOSR Joint Workshop on Future Ultra-High Temperature Materials. 2004.
- [2] 林烈, 吴彬, 吴承康, 高温气流中材料表面催化特性研究[J]. 空气动力学学报, 2001. 19(4): p. 407--413.
LIN Lie, WU Bin, WU Cheng-Kang, Studies on Surface Catalytic Effect of Materials in a High-Temperature Gas Flow, ACTA Aerodynamica Sinica, 2001, 19(4):407--413
- [3] J.B. Davis, Ceramic Composites for Thermal Protection Systems[J]. Composites Part a-Applied Science and Manufacturing, 1999. 30(4): p. 483--488.
- [4] B. Behrens, and M. Muller, Technologies for Thermal Protection Systems Applied on Re-usable Launcher[J]. Acta Astronautica, 2004. 55(3-9): p. 529--536.
- [5] X.J. Zhou, Hot Pressed ZrB_2 -SiC-C Ultra High Temperature Ceramics with Polycarbosilane as a Precursor[J]. Materials Letters, 2007. 61(4-5): p. 960--963.
- [6] Tului, M., G. Marino, and T. Valente, Plasma Spray Deposition of Ultra High Temperature Ceramics[J]. Surface & Coatings Technology, 2006. 201(5): p. 2103--2108.
- [7] Yan, Y.J., et al., Pressureless Sintering of High-Density ZrB_2 -SiC Ceramic Composites[J]. Journal of the American Ceramic Society, 2006. 89(11): p. 3589--3592.
- [8] AuweterKurtz, M., J.L. Kurtz, and S. Laure, Plasma Generators for Re-Entry Simulation[J]. Journal of Propulsion and Power, 1996. 12(6): p. 1053--1061.