

Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料的抗等离子火焰冲击行为及机制

肖鹏^{1,2}, 杨凯¹, 余艺平², 王松², 刘海波³

(1. 湖南云箭集团有限公司, 湖南 长沙 410073)

(2. 国防科技大学 空天科学学院 新型陶瓷纤维及其复合材料重点实验室, 湖南 长沙 410073)

(3. 湖南科技大学 机电工程学院 机械设备健康维护湖南省重点实验室, 湖南 湘潭 411201)

摘要: Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料是一种极具潜力的耐超高温结构材料, 但抗热冲击性能鲜有报道。设计以超高温等离子火焰对复合材料进行脉冲考核, 测试了材料考核过程中的升温数据及考核前后的微观组织和宏观形貌变化。在此基础上, 利用有限元软件模拟了材料考核过程中的热应力分布, 并指导开展了应力循环加载试验, 分析了材料的抗热冲击机制。结果表明, 复合材料经等离子火焰脉冲考核 120 次无裂纹生成。考核过程中, 复合材料内部最大热应力数值约为 207 MPa。复合材料自身的高强度和优异的抵御裂纹扩展能力是其优异抗热冲击性能的主要原因, 其经 210 MPa 应力循环加载 120 次后, 强度和韧性保留率分别高达 70.1% 和 73.9%。

关键词: Ta; Ta_{0.5}Hf_{0.5}C; 层状复合材料; 抗热冲击性能; 等离子火焰

中图分类号: TB333

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2024)06-1677-08

高超声速飞行器的战力升级对集承载/防热/抗烧蚀功能于一身的极端耐热结构材料提出了迫切需求^[1-4]。Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料是一种新型金属/陶瓷层状复合材料^[5-6], 具有高强 (365~539 MPa) 高韧 (13.16~18.3 MPa m^{1/2}) 特性且抗烧蚀性能与 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 陶瓷相当 (2500 °C 等离子火焰烧蚀 30 s 线烧蚀率分别为 -5.40 和 -4.08 μm/s), 同等烧蚀工况下线/质量烧蚀率与 C_f/SiBCN^[7]、C/C-ZrC^[8]、SiC-LaB₆^[9]、SiC-LaB₆-ZrB₂^[9]、ZrB₂-SiC^[10-12]等材料体系相当, 在耐超高温陶瓷体系中处于优秀水平, 被认为是面向极端热/力/氧环境 (>2000 °C) 服役装备的优异候选材料。但截至目前, Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料的抗热冲击行为仍鲜有报道, 其能否作为热结构材料工程应用仍缺乏数据参考。

评估耐超高温陶瓷抗热冲击性能的方法主要有加热冲击法 (包括氧乙炔火焰冲击、等离子火炬冲击、电弧加热冲击和激光冲击等) 和冷却冲击法 (包括水淬、油淬、空气淬、液氮淬等), 其中水淬法因操作简单, 已在 ZrB₂^[13]、SiC^[14]、MAX^[15] 相等多个材料体系性能研究中应用。

对于高超声速飞行器而言, 由于服役时需多次再入、滑翔, 鼻锥、机翼前缘等尖锐部件在极热 (~2000 °C)

急冷转变中往往需承受循环热冲击。而水淬法受限于加热装置, 升温极限难以超过 1800 °C, 且无法多次试验, 并不能真实反映高超声速飞行器部件的热冲击情况。为此, 研究者开始探索发展加热-冷却反复热冲击装置和研究方法, 以更好地评估面向极端热/力/氧环境服役耐超高温结构材料的热冲击性能。如 Jin 等^[16]设计以电阻加热结合喷水冷却, 研究了 ZrB₂-SiC-Graphite 样品在室温至 2000 °C 区间循环热震行为; Feng 等^[17]以 2100 °C 氧乙炔火焰结合空气冷却, 评估了 ZrC-SiC 复合涂层的循环热震行为和抗烧蚀性能。

为掌握 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料的抗热冲击行为, 本研究设计以超高温等离子火焰作为热源, 采用脉冲考核方式, 结合有限元方法, 研究复合材料在超高温循环热冲击下的服役特性和抗热冲击机制, 以期材料的工程应用提供数据参考。

1 实验

1.1 样品制备

实验所用 Ta 箔 (厚度 200 μm, 纯度 99.99%) 购自北京中金研新材料科技有限公司, Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 粉体由课题组以金属氯化物为原料通过溶剂热反应合成得到, 详

收稿日期: 2023-06-15

基金项目: 湖南省自然科学基金 (2021JJ40205)

作者简介: 肖鹏, 男, 1991 年生, 博士, 湖南云箭集团有限公司, 湖南 长沙 410073, 电话: 0731-86137001, E-mail: xiaopeng@861china.com

细工艺过程见文献[18]。Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 单体陶瓷的三点弯曲强度和断裂韧性分别为 555 MPa 和 4.35 MPa m^{1/2}。

Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料的制备流程为：在石墨模具中，将 Ta 箔和 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 粉体按照预设结构（金属/陶瓷单层厚度比 1:1.5，Ta 箔 20 层、Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 粉体 21 层以保证内外表面均为陶瓷相）依次叠层压制后置于热压炉中烧结。烧结温度为 2100 °C，压力为 50 MPa，时间为 15 min。烧结程序设定为：25~1200 °C，10 °C/min；1200~1800 °C，6 °C/min；1800 °C 之后，3 °C/min。压力从 1200 °C 开始加载，至 1800 °C 达到 50 MPa；待保温结束后开始卸压随炉冷却。

所制备的 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料样品光学照片及微观形貌如图 1 所示。

1.2 等离子火焰脉冲考核

采用课题组自有的等离子烧蚀系统对样品进行抗热冲击实验考核。具体实验方案为：通过控制等离子火焰喷嘴的移动平台左右平移，实现对样品加热 1 s、冷却 2 s 的脉冲考核。设定每个周期包含 1 次加热和 1 次冷却，分别对样品进行 30 周期、60 周期和 120 周期考核。考核结束后，样品与石墨模具自然冷却至室温，观察裂纹滋生情况。

等离子火焰考核工况设计为电流 600 A，电压 34 V，

氩气流量为 40 L/min，火焰喷嘴距离样品 30 mm。考核过程中，利用双比色红外测温仪实时测量样品考核表面和背面中心区的温度，其中以 C_f/SiC 作为标样的表面中心区最高温度为 2567 °C。考核样品设计为圆柱形，尺寸为 Φ20 mm×10 mm。等离子火焰冲击方向平行于复合材料的叠层方向。

1.3 有限元仿真分析

首先，建立考核样品的模型。鉴于前期研究^[5]已证实复合材料内部 Ta 相和 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 相之间的界面反应较轻微，界面层厚度小于以上两相的 10%，故在有限元分析中视同对传热、变形无影响。如图 2 所示，根据实际考核样品的尺寸，设定模型高 10 mm、直径 20 mm，其中 Ta 金属层数 20 层，陶瓷层 21 层，通过程序控制总共划分为 183188 个网格单元。

随后，对考核样品进行瞬态热分析。在加热时，设定等离子火焰为稳态热源，温度场恒为 2500 °C，样品陶瓷表层与热源、样品内部各组元之间的热量传导符合傅里叶定律，则其热传导方程为：

$$q = -k \frac{dT}{dx} \tag{1}$$

式中，*q* 为热流密度；*k* 为材料各组元的热导率，取值详见表 1。

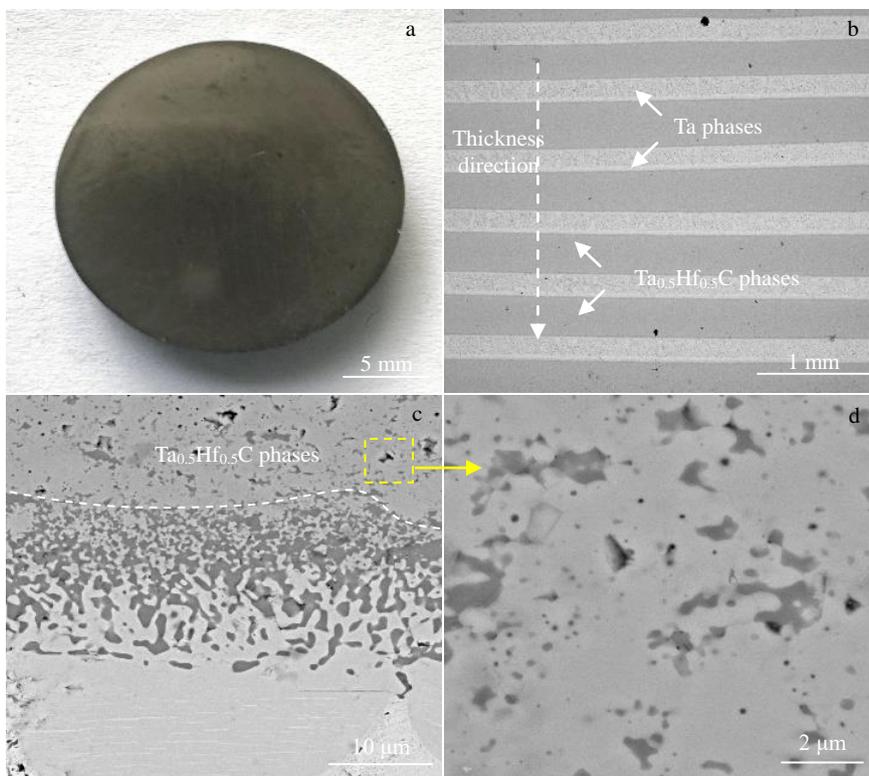


图 1 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料样品形貌

Fig.1 Morphologies of as-sintered Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composite: (a) OM image, (b) low magnification image of the cross-section, (c) high magnification image of the cross-section, and (d) enlargement of the areas marked in Fig.1c

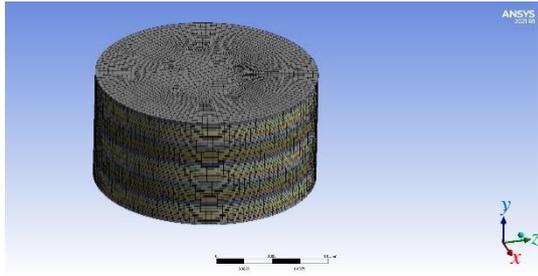


图 2 有限元仿真分析的模型

Fig.2 Model used for the finite element analysis

在冷却时, 设定考核样品只通过表面与空气发生对流传热, 因此其边界条件方程为:

$$h(T_0 - T) = \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) n_x + \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) n_y + \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) n_z \quad (2)$$

式中, h 为大气换热系数, 取值 20 W (m K)^{-1} ; T_0 为环境温度, 取值 $22 \text{ }^\circ\text{C}$; x 、 y 、 z 为点在三维空间坐标。

根据能量守恒定律, 在热传导方程中进一步引入热量传递与时间、空间的关系后, 得到样品的瞬时温度场函数如下:

表 1 Ta 和 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 的材料属性

Table 1 Material parameters of Ta and Ta_{0.5}Hf_{0.5}C^[19-21]

Material	$T/^\circ\text{C}$	$k^*/\text{W (m K)}^{-1}$	$C_p^*/\text{J (g K)}^{-1}$	$\alpha^*/\times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	Elastic modulus*/GPa	Shear modulus*/GPa	ν^*	Tensile strength*/MPa
Ta	20	57.5	0.144	6.559	200	74	0.35	186
	900	-	0.155	7.759	-	-	-	-
	1700	-	0.172	8.959	-	-	-	-
	2500	-	0.204	10.159	-	-	-	-
Ta _{0.5} Hf _{0.5} C	20	29.291	0.219	6.807	354	145	0.22	233
	900	40.571	0.285	6.967	-	-	-	-
	1700	51.851	0.323	7.127	-	-	-	-
	2500	63.131	0.358	7.287	-	-	-	-

Note: * value obtained from reference; * value measured by experiment

$$f(x, y, z, t) = C_p \frac{\partial T}{\partial t} - \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) - \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) - \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (3)$$

式中, C_p 为材料各组元的比热容, 取值详见表 1; T 为温度; t 为时间。

联立公式 (1) ~ (3), 利用 ANSYS Workbench 软件的瞬态热力学分析模块对考核样品的内部温度场进行仿真计算。为了简化计算量, 本研究只分析了样品在单个考核周期内 (0~3 s) 的温度场变化, 其中 0 s 代表开始加热, 1 s 代表加热结束、开始对流冷却, 3 s 代表冷却结束。同时, 参考样品加热和冷却过程中表面和背面的实测温度, 设定 1 s 时样品表面和背面温度分别为 1700 和 1200 $^\circ\text{C}$, 3 s 时样品背面温度为 1000 $^\circ\text{C}$, 以修正模型和假设条件。最后, 以仿真得到的温度场作为加载文件, 利用 ANSYS Workbench 软件的瞬态结构分析模块求解样品分别对应与加热和冷却过程的热应力场。设定 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 相为线弹性变形, Ta 相为塑性变形, 两相完

全结合, 载荷在界面区域传递顺畅。计算所需的 Ta 和 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 材料属性如表 1 所示。

1.4 循环应力加载试验

为了探究复合材料的抗热损伤机制, 基于有限元分析得到的热应力数据设计了交变应力加载试验, 考察了材料在交变应力场下的性能降级。其中交变应力加载试验中最大载荷设定为 160 N, 对应最大热应力 207 MPa; 载荷加载速度设定为 1.5 mm/min, 以控制单次加载时间为 2 s、单次应力交变周期为 4 s, 达到模拟热冲击试验应力交变频率的目的。试验过程部分交变应力加载曲线如图 3 所示。

1.5 表征测试

采用 TESCAN MIRA3 型场发射扫描电子显微镜表征样品的微观形貌, 得到背散射 (backscattered electron, BSE) 照片。参照三点弯曲法对样品进行循环加载应力测试, 加载方面平行于叠层方向。样品长×宽×厚为 40 mm×4 mm×3 mm, 跨距为 30 mm, 载荷加载速度设定为 1.5 mm/min, 以控制单次加载时间为 2 s、单次应力交变周期为 4 s, 达到模拟热冲击试验应力交变频率的目的。

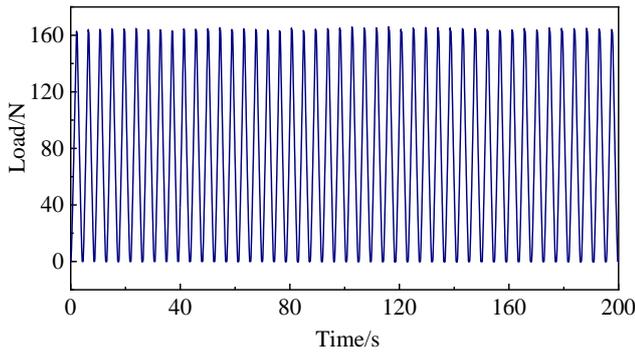


图 3 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料的部分应力循环加载曲线
Fig.3 Load-time curve of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composites under loading cyclic stress

2 结果与讨论

2.1 样品考核过程温度测量结果

图 4 为 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料样品考核 120 周期过程中表面和背面的温升曲线。可以看到，持续考核一定时间，样品的表面和背面温度开始伴随等离子火焰

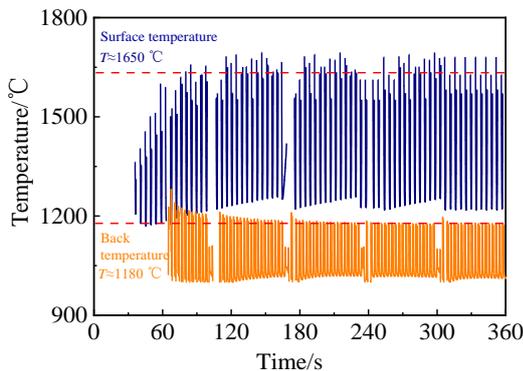


图 4 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料在考核中的温升曲线
Fig.4 Surface and back temperature curves of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composite during thermal shock test for 120 cycles

的加载和撤离呈现稳定的周期变化。此时，当样品处于加热状态时，表面温度维持在 1650 °C 左右，而背面温度则约为 1180 °C，材料内部的温度梯度接近 500 °C。当样品处于自然冷却状态时，样品的表面温度迅速下降至 1000 °C 以下，而背面冷却速度相对较慢，温度仍在 1020 °C 左右。基于样品考核过程中表面温度测量结果，可知复合材料的表层在考核过程中承受了约 700 °C 温差的多次热应力循环冲击。

2.2 样品考核后的微观形貌

图 5 为 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料经不同考核次数后的表面光学照片。所有样品的考核表面均不存在肉眼可见的裂纹，只是在等离子火焰冲刷下层陶瓷发生了不同程度的烧蚀，颜色由初始的黑色转变为白色。其中考核 30 次和 60 次的样品表面依稀仍能看到白色烧蚀层下方的材料底色，说明烧蚀层非常薄，这也侧面证实 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 陶瓷具有比较好的抗氧化烧蚀性能。

图 6 为 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料经不同考核次数后的内部截面形貌。与表面形貌一致，所有样品截面均不存在肉眼可见的裂纹（图 6a~6c），且界面之间及界面层与基体均保持非常紧密的结合状态，未出现任何脱粘（图 6d~6f），进一步证实复合材料具有较好的抗热冲击性能。值得注意的是，与考核前的样品相比（图 1d），考核后的样品中靠近界面区域的陶瓷相内部新出现了大量须状物相。通过对须状物相在单层陶瓷相的厚度进行测量，发现考核次数越多，须状物相的面积越大。当考核次数为 30 次时，陶瓷相中含有须状物的层厚约为 10 μm，此时须状物相呈细针状（图 6g）；而当考核次数提高至 60 次和 120 次时，须状物相在陶瓷相中的厚度分别增加至 58 和 86 μm 左右，形状则明显粗化。如图 6i 中所示，考核 120 次的样品中须状物相已近乎柱形，长径比相较考核 30 次的样品大幅减小。

图 6h 中内嵌图展示了须状物相的 EDS 分析结果。可以看到，须状物主要由 Ta、C 元素组成。基于文献中

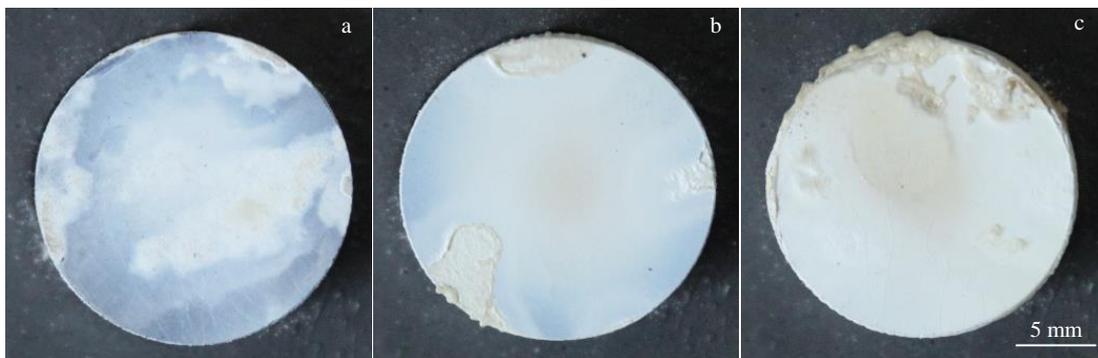


图 5 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料经热冲击考核后的光学照片

Fig.5 OM images of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composites after thermal shock test: (a) 30 cycles, (b) 60 cycles, and (c) 120 cycles

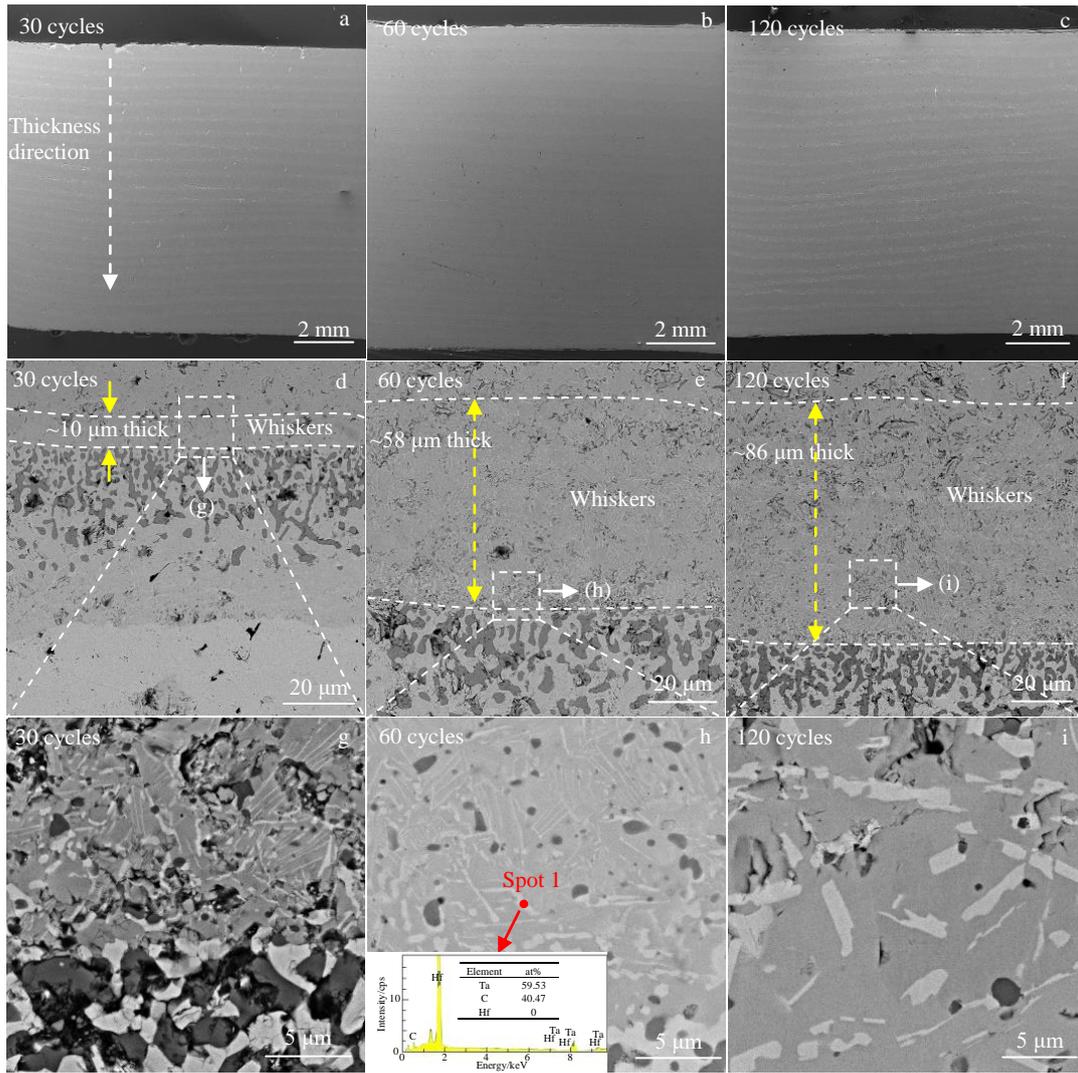


图 6 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料经热冲击考核后的截面 SEM 照片及 EDS 分析结果

Fig.6 Cross-section morphologies and EDS analysis results of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composites after thermal shock test: (a-c) low magnification images of the cross-section; (d-f) high magnification images of the interfacial region; (g-i) enlargement of the areas marked in Fig.6d-6f, respectively; the inset shows EDS results of the spot 1 marked in Fig.6h

关于 TaC_x 特性的报道^[22-23],以及前期对 Ta 和 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 相界面反应行为的研究结果^[5], 推测以上须状物相为 Ta₄C₃ 相, 其出现的原因主要是复合材料在脉冲考核过程中受外部热源影响, Ta 和 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 相进一步发生了界面反应, 导致 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 相中的 TaC 部分脱碳析出。脉冲考核次数越多, 界面区域吸收的热量越多、两相的反应时间越长, 因而生成的 Ta₄C₃ 相越多, 面积越大。

2.3 热应力有限元分析结果

图 7 和图 8 分别为样品在脉冲考核过程中的温度场和应力场仿真云图。表 2 详细列举了样品考核过程中的温度和应力仿真结果。

对比分析以上结果, 发现加热结束时样品厚度方向

存在温度梯度; 而冷却结束后, 样品在直径方向和厚度方向均存在温度梯度, 其表面温度约为 988 °C, 与实际情况基本一致。样品在考核过程中最大热应力出现在加热结束瞬间 (1 s), 其数值约为 217 MPa。在开始加热和冷却结束时, 样品内部的最大热应力均在 100 MPa 左右。以上两个数值均大幅低于 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料在室温和 1000 °C 时的弯曲强度 (实测值分别为 365±23 MPa 和 315±18 MPa), 这是复合材料多次考核无裂纹生成的原因之一。

2.4 应力循环加载试验结果

图 9 为复合材料样条经应力循环加载 120 周期后三点弯曲法和单边切口梁法测得的载荷-位移曲线。对比初始试样, 复合材料经应力循环加载后载荷上升段的斜率

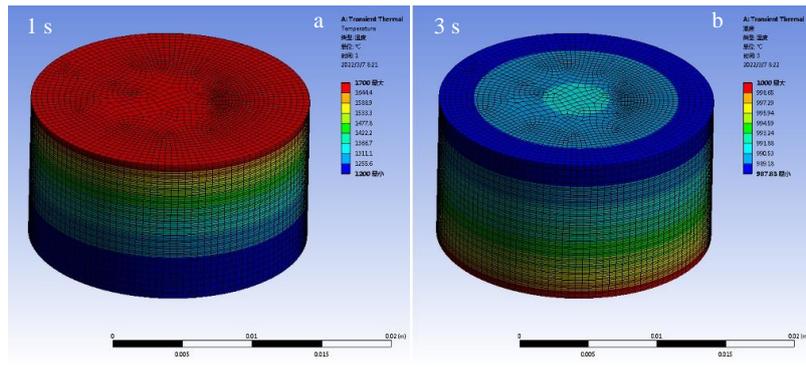


图 7 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料热冲击考核中的温度场仿真结果

Fig.7 Temperature field distributions of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composite during thermal shock test for 1 s (a) and 3 s (b)

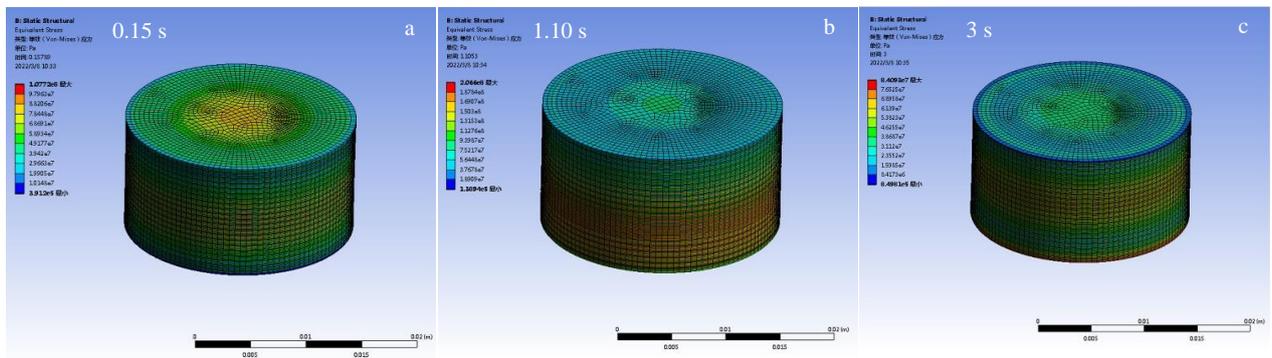


图 8 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料热冲击考核中的应力场仿真结果

Fig.8 Thermal stress field distributions of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composite during thermal shock test: (a) 0.15 s, (b) 1.10 s, and (c) 3 s

表 2 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料热冲击考核中的温度和应力仿真结果

Table 2 Temperature and thermal stress simulation results of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composite during thermal shock test

Time/s	Temperature/°C		Maximum thermal stress		Minimum thermal stress	
	Surface	Back	Value/MPa	Corresponding layer	Value/kPa	Corresponding layer
0.0	988	1020	91	12th	382	18th
0.5	1300	1089	105	11th	305	4th
1.0	1700	1200	217	14th	138	2nd
1.5	1243	1143	172	12th	382	17th
2.0	1144	1093	151	13th	941	6th
2.5	1080	1042	136	12th	688	2nd
3.0	988	1000	117	9th	850	1st

轻微增大，主要是因为 Ta 金属在循环应力作用下发生了硬化强化，导致模量增大。

由于应力诱导裂纹生成，复合材料经应力循环加载后最大载荷轻微下降，但其弯曲强度和断裂韧性 K_{IC} 数值仍分别高达(256±6) MPa 和(9.73±2) MPa m^{1/2}，较初始状态的保留率分别为 70.1%和 73.9%，表明应力加载对

于材料造成的损伤非常弱，复合材料具有较强的抵御裂纹扩展的能力。

2.5 复合材料抗热冲击机制

材料的抗热冲击性能主要由抵抗裂纹萌生和抵抗裂纹扩展的能力共同决定。以上 2 种能力可以分别通过热震断裂参数 (R') 和热震损伤性参数 (R'') 描述^[24-25]：

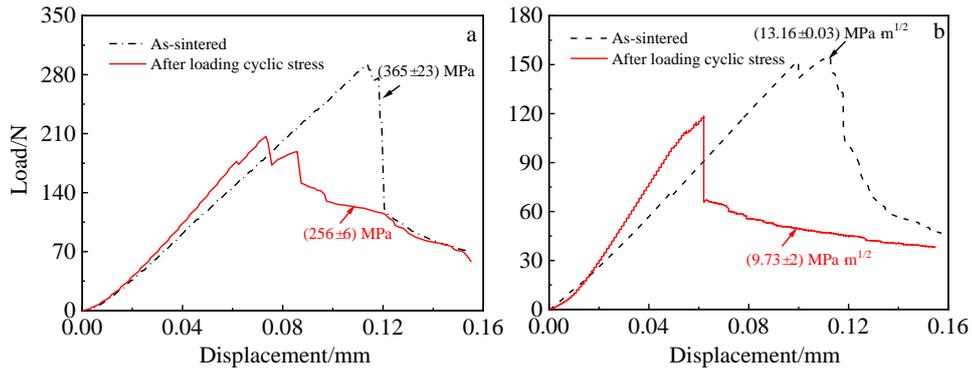


图 9 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料经应力循环加载后的载荷-位移曲线

Fig.9 Load-displacement curves of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composites during three-point bending (a) and single edge pre-cracked beam (SEPB) (b) tests after loading cyclic stress

$$R' = \frac{\sigma_f(1-\nu)}{\alpha E} \quad (4)$$

$$R'' = \frac{2\gamma_f E}{\sigma_f^2(1-\nu)} = \frac{1}{(1-\nu)} \frac{K_{IC}^2}{\sigma_f^2} \quad (5)$$

式中, σ_f 、 ν 、 E 、 γ_f 、 K_{IC} 为材料的力学性能参数, 分别表示弯曲强度、泊松比、弹性模量、新生裂纹的断裂表面能和断裂韧性, α 为热膨胀系数。

根据公式 (4) 和 (5) 可知, 材料的弯曲强度越高, 裂纹越不容易产生; 材料断裂韧性与弯曲强度的比值越大, 裂纹越不容易扩展。

对于 Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料而言, 一方面, 其室温和 1000 °C 实测弯曲强度均高于考核过程的热应力数值, 一定程度规避了新裂纹的生成; 另一方面, 复合材料具有较好的抵御裂纹扩展能力, 可有效阻止样品中已有裂纹的长大及其对样品的破坏。根据计算, 复合材料的热震损伤系数 R'' 数值比 Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 陶瓷高出 20 倍有余, 表现出优异的抗损伤性能, 这也经由前文应力循环加载试验结果得到验证。由此, 复合材料自身的高强度和优异的抵御裂纹扩展能力导致了其在超高温等离子火焰脉冲考核过程中始终无裂纹生成。

3 结 论

1) Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C 层状复合材料具有较好的抗热冲击性能, 经高温等离子火焰脉冲考核 120 周期后无裂纹出现。

2) 有限元分析方法可准确模拟复合材料脉冲考核过程中的温度场和应力场。考核过程中, 复合材料内部最大热应力出现在开始冷却瞬间, 数值约为 207 MPa。

3) 复合材料具有较好的抵御裂纹扩展的能力, 经应力循环加载后强度和断裂韧性高达 70.1% 和 73.9%。

4) 复合材料优异抗热冲击性能主要源于自身的高强度和优异的抵御裂纹扩展能力。

参考文献 References

- [1] Opeka M M, Talmy I G, Zaykosk J A. *Journal of Materials Science*[J], 2004, 39: 5887
- [2] Fahrenholtz W G, Hilmas G E. *Scripta Materialia*[J], 2017, 129: 94
- [3] Zhang Xiaoming(张晓明), Cai Xiaomei(蔡小梅), Wang Hui(王晖) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2011, 40(S2): 392
- [4] Zhang Jian(张 健), Jiang Jinming(蒋进明), Zhou Yonggang(周永刚) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2022, 51(2): 752
- [5] Xiao P, Wang S, Li W *et al. Journal of the American Ceramic Society*[J], 2022, 105(6): 4291
- [6] Xiao P, Wang S, Yu Y P *et al. Journal of the American Ceramic Society*[J], 2022, 105(12): 7600
- [7] Ding Q, Ni D, Jiang Y *et al. Journal of the American Ceramic Society*[J], 2020, 103(2): 1321
- [8] Shen X, Gao N, Shi Z *et al. Corrosion Science*[J], 2021, 185: 109409
- [9] Liu H, Yang X, Fang C *et al. Ceramics International*[J], 2020, 46(10): 16249
- [10] Zhang J, Jiang J, Song Q *et al. Ceramics International*[J], 2021, 47(19): 28050
- [11] Xu Qiang(徐 强), Shao Zhengshan(邵正山), Zhu Shizhen(朱时珍) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2015, 44(S1): 533
- [12] Chen Haoran(陈昊然), Liu Wei(刘 伟), Sun Yanan(孙娅楠) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2022, 51(12): 4429
- [13] Zimmermann J M, Hilmas G E, Fahrenholtz W G. *Materials Chemistry and Physics*[J], 2008, 112(1): 140

- [14] Zou W, Zhang H, Yang J *et al.* *Journal of Alloys and Compounds*[J], 2018, 741: 44
- [15] Barsoum M W, El-Raghy T. *Journal of the American Ceramic Society*[J], 1996, 79(7): 1953
- [16] Jin H, Meng S, Xu C *et al.* *Ceramics International*[J], 2016, 42 (14): 16354
- [17] Feng G, Yao X, Yu Y P *et al.* *Journal of Materials Science and Technology*[J], 2023 140: 153
- [18] Jiang Jinming(蒋进明). *Thesis for Doctorate*(博士论文)[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017
- [19] Liang Yinjiao(梁英教), Che Mengchang(车萌昌), Liu Xiaoxia(刘晓霞) *et al.* *Inorganic compound Thermodynamics Data Book*(无机物热力学数据手册第 1 版)[M]. Shenyang: Northeastern University Press, 1993: 456
- [20] Cedillos-Barraza O. London: Doctoral dissertation of Imperial College London, 2015
- [21] Editorial Committee of Encyclopedia of Chemical Engineering (化工百科全书编辑委员会). *Encyclopedia of Chemical Engineering*(化工百科全书第 15 卷 水产养殖——天然树脂第 1 版). Beijing: Chemical Industry Press, 1997: 609
- [22] Gusev A I, Kurlov A S, Lipatnikov V N. *Journal of Solid State Chemistry*[J], 2007, 180(11): 3234
- [23] Shi F, Liu L, Hou Z *et al.* *Materials Chemistry and Physics*[J], 2019, 225: 256
- [24] Hasselman D P H. *Journal of the American Ceramic Society*[J], 1969, 52(5): 288
- [25] Hasselman D P H. *Journal of the American Ceramic Society*[J], 1969, 52(4): 215

Thermal Shock Behavior and Mechanism of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C Laminated Composite Under Plasma Flame

Xiao Peng^{1,2}, Yang Kai¹, Yu Yiping², Wang Song², Liu Haibo³

(1. Hunan Vanguard Group Co., Ltd, Changsha 410073, China)

(2. Science and Technology on Advanced Ceramic Fibers and Composites Laboratory, College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

(3. Hunan Provincial Key Laboratory of Health Maintenance for Mechanical Equipment, School of Mechanical Engineering, Hunan University of Science and Technology, Xiangtan 411201, China)

Abstract: Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composite shows great potential to be used as wing leading edges and nose caps due to its good mechanical properties and ablation resistance. However, the thermal shock behavior of the composite is rarely reported, as such, it is hard to evaluate whether the composite can serve as a structural material stably. The plasma flame and finite element method (FEM) were employed to investigate the thermal shock behavior of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composite. By analyzing the morphologies and microstructure of the tested sample, it is found that Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composite possesses great thermal shock resistance since no cracks are observed on the internal and external surfaces of the composites after 120 cycles of plasma flame pulse assessment. Based on the measured temperature during thermal shock testing, the thermal stress distribution field inside the testing sample was built successfully. Result reveals that the maximum thermal stress (207 MPa) caused by plasma flame occurs at the moment of cooling. After 120 cycles of stress cycling, the retention rates of strength and toughness of the composites are 70.1% and 73.9%, respectively. High strength and excellent crack propagation resistance are the main reasons for the excellent thermal shock resistance of Ta/Ta_{0.5}Hf_{0.5}C laminated composite.

Key words: Ta; Ta_{0.5}Hf_{0.5}C; laminated composites; thermal shock resistance; plasma flame

Corresponding author: Xiao Peng, Ph. D., Hunan Vanguard Group Co., Ltd, Changsha 410073, P. R. China, Tel: 0086-731-86137001, E-mail: xiaopeng@861china.com