

文章编号:1001-4888(2014)03-0273-06

极端环境下连续碳纤维增韧的 陶瓷基复合材料的力学行为^{*}

索涛, 张部声, 汤忠斌, 戴磊, 李玉龙

(西北工业大学 航空学院航空结构工程系, 陕西西安 710072)

摘要: 连续纤维增韧的碳化硅复合材料(以下简称 C/SiC), 作为超高速飞行器热结构使用时, 有可能在高温环境下受到高速撞击的作用, 因此, 掌握其在极端环境(高温、高应变率)下的力学性能是进行结构安全设计的基础。本文采用具有高温实验能力的分离式 Hopkinson 杆, 在 293~1273K 温度范围内进行了动态压缩力学性能测试, 研究了环境温度和加载速率对材料力学性能的影响。结果表明: C/SiC 复合材料的高温压缩力学性能主要受应力氧化损伤和残余应力的共同影响。实验温度低于 873K 时, 应力氧化损伤的影响很小, 而由于增强纤维和基体界面残余应力的释放使界面结合强度增大, 复合材料的压缩强度随温度的升高而增大; 当实验温度高于 873K 时, 应力氧化损伤加剧, 其对压缩强度的削弱超过残余应力释放对强度的贡献, 材料的压缩强度随温度的升高逐渐降低。由于应力氧化损伤受应变率的影响很大, 当温度由 873K 升高至 1273K 时, 高应变率下压缩强度降低的程度要比应变率为 0.0001/s 时低得多。

关键词: 连续纤维增韧碳化硅复合材料(C/SiC); 分离式 Hopkinson 压杆; 动态压缩; 压缩强度
中图分类号: O347.4 **文献标识码:** A **DOI:** 10.7520/1001-4888-13-152

0 引言

连续纤维增韧碳化硅陶瓷基复合材料(C_f/SiC)综合了高强度 C 纤维和高模量、抗氧化性能优良的 SiC 基体的优点, 具有耐高温、抗热震、高强度、高硬度、高韧性等一系列优异性能, 是新一代空天飞行器高温大面积热结构材料之一^[1]。尽管 C/SiC 复合材料热结构主要起到承受气动载荷的作用, 但它是内部主承力结构的热防护屏障, 一旦热结构受损, 高温将会导致主承力结构损坏。由于热结构在使用过程中一方面要承受高温环境外, 同时还要承受一定的机械载荷的作用, 这其中不仅包括气动载荷, 还包括飞行器起飞(发射)、着陆过程中可能受到的离散源(如外挂液体推进剂燃料箱导管结冰)或脱落物的撞击或打击。此外, 随着人类航天活动的发展, 在低地球轨道上飞行的残片会急剧增加, 执行空间使命的飞行器随时还会受到天然陨石和太空碎片的高速碰撞。这些离散源、空间碎片对热结构撞击的共同特点是载荷持续时间非常短, 同时还可能伴随着高温环境作用, 属于典型的高温、高应变率耦合的极端环境下的力学问题。2003 年 2 月 1 日, 美国“哥伦比亚”号航天飞机返回途中在穿越大气层时发生空中解体失事的灾难性事故, 事后美国 NASA 经详细调查发现, 导致“哥伦比亚”号失事的原因是其发射过程中外挂燃料箱脱落的一块隔热瓦击穿机翼前缘 C/C 复合材料热结构, 在穿越大气层时, 摩擦热穿越热结构破坏处, 使内部金属主承力结构破坏, 最终导致灾难性事故发生^[2,3]。

* 收稿日期: 2013-09-29; 修订日期: 2013-10-28

基金项目: 国家自然科学基金(No. 11272267, 11102168 和 10902008), 教育部和国家外专局“111”创新引智计划(B07050)资助

通讯作者: 索涛(1979-), 男, 教授, 博士。E-mail: suotao@nwpu.edu.cn

C/SiC 复合材料的力学性能,特别是在高温、高应变率下的力学性能研究是空天飞行器大面积热结构安全性设计的关键之一。然而由于受到实验条件的限制,对 C/SiC 复合材料力学性能的研究目前还主要集中在静态力学性能上。在 C/SiC 复合材料动态力学性能研究方面,国外研究工作未见有文献报道,这一方面可能是由于技术条件的制约,另一方面也可能是国外在这一领域严格保密。在国内,西北工业大学近年来率先开展了 C/SiC 复合材料等热结构材料在高温、高应变率下力学性能的研究^[4-8]。刘明爽^[4,5]等人对两种致密度的 C/SiC 复合材料进行了层向动态压缩性能实验研究,结果表明,随着应变率的增加,材料的抗压强度提高、失效应变减小,剪切损伤角增大。致密度提高后抗压强度明显增加但失效应变减小,且表现出脆性特征^[4]。而他们对材料高温环境下动态力学性能的初步实验结果表明,材料在 873K 时仍具有较高的强度^[5]。由于实验条件的原因,对更高温度下 C/SiC 复合材料的动态力学性能仍有待于深入研究。

本文采用具有高温实验能力的分离式 Hopkinson 杆,在 293~1273K 温度范围内进行了二维 C/SiC 复合材料动态压缩力学性能测试,研究了环境温度和加载速率对材料力学性能的影响。

1 材料与实验

1.1 材料

本文实验所用的二维 C/SiC 复合材料由西北工业大学超高温结构复合材料国防科技重点实验室提供。其中,增韧纤维采用 T300 纤维。材料制备时首先将 T300 纤维平纹编织成炭布,并按 0° 方向叠层成平板,在表面沉积厚度约 0.1~0.2 μm 的热解炭(PyC)界面层,再经化学气相渗透(CVI)工艺沉积 SiC 基体,最终制成纤维体积分数约 40%,密度约 1.97g/cm³ 的二维 C/SiC 复合材料板,最后用砂轮片切割成圆柱状试样。为了尽可能地避免高温实验时试样表面氧化的影响,在加工好的试样表面再沉积一层很薄的 SiC 涂层。

1.2 实验过程

本文实验中所采用的试样均为直径 5mm,长度 4mm 的圆柱形试样,试样的轴向、材料的层向和加载方向三者相同。实验中,温度分别选取室温(约 293K)、573K、873K、1073K 和 1273K。高应变率下的材料力学性能实验在直径为 12.7mm 的分离式 Hopkinson 杆上进行。根据一维应力波理论,被测试样的应力、应变及应变率可以分别表示为:

$$\begin{cases} \sigma_s = E \left(\frac{A}{A_s} \right) \epsilon_T \\ \epsilon_s = -\frac{2C_0}{l_s} \int_0^t \epsilon_R d\tau \\ \dot{\epsilon}_s = -\frac{2C_0}{l_s} \epsilon_R \end{cases} \quad (1)$$

式中 ϵ_R 和 ϵ_T 分别为由粘贴在入射杆和透射杆上应变片记录到的反射和透射波信号; C_0 , E 和 A 分别为加载杆的纵波波速、弹性模量和横截面积; l_s 和 A_s 分别为试样长度和横截面积。

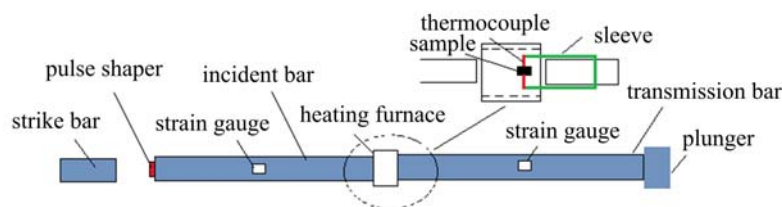


图 1 分离式 Hopkinson 压杆示意图

Fig. 1 The diagram illustration of the split Hopkinson press bar systems

需要指出的是,利用分离式 Hopkinson 杆进行材料高温力学性能实验的难点在于:由于在 Hopkinson 杆实验中要求加载时加载杆与试样保持紧密接触,在进行高温实验时,如果在试样加热时保持试样

与加载杆紧密接触,则加载杆不可避免地要承受长时间的高温。而通常所用的加载杆由经过热处理的高强度合金钢制成,长时间的高温环境会导致加载杆自身的力学性能发生改变甚至损坏,影响测试结果的准确性。因此,为了实现对材料在高温、高应变率耦合环境下的加载,本文高温动态实验时采用了同步组装(图 1)系统解决了高温、高应变率同时施加的问题(该方法的详细介绍参阅文献[9]),实现了温度高达 1273K 的动态压缩实验。值得注意的是,实验中由于高温高应变率耦合加载时,从试样与加载杆接触到开始加载存在着一个冷接触时间,在这段时间里,由于热传导,试样的温度会发生损失。因此,采用有限元方法模拟了试件与冷杆的接触时间对试样温度损失的影响(图 2)。结果表明:当试样初始温度为 1273K,冷接触时间为 10ms 时,沿试样轴向超过 80% 的区域温度降低小于 20K。而本文所用的高温同步组装系统的冷接触时间不大于 10ms,因此可以满足实验需要。

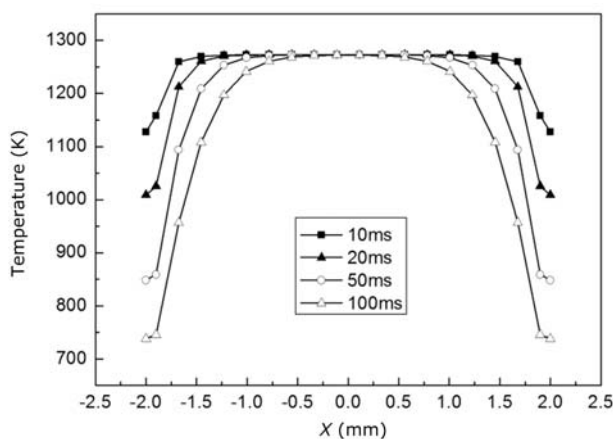


图 2 不同冷接触时间时试样的温度损失

Fig. 2 Temperature decrease at different cold contact time

2 实验结果与讨论

图 3 给出了实验获得的两组典型的应力—应变曲线。可以看到:无论是准静态还是动态,高温或低温下,应力—应变曲线可以分为四个阶段。在初始阶段,由于材料制备过程中形成的微裂纹等的闭合,材料的弹性模量逐渐增大;在第二阶段,模量基本保持不变,应力随应变线性增大,此时是纤维和基体发生弹性变形;第三阶段中,由于微裂纹的扩展,界面脱粘等过程中的能量耗散,压缩模量逐渐降低,直至应力达到峰值,此时微观裂纹聚集形成宏观裂纹;最后阶段中,宏观裂纹扩展,材料承载能力显著降低,直至试样破坏。

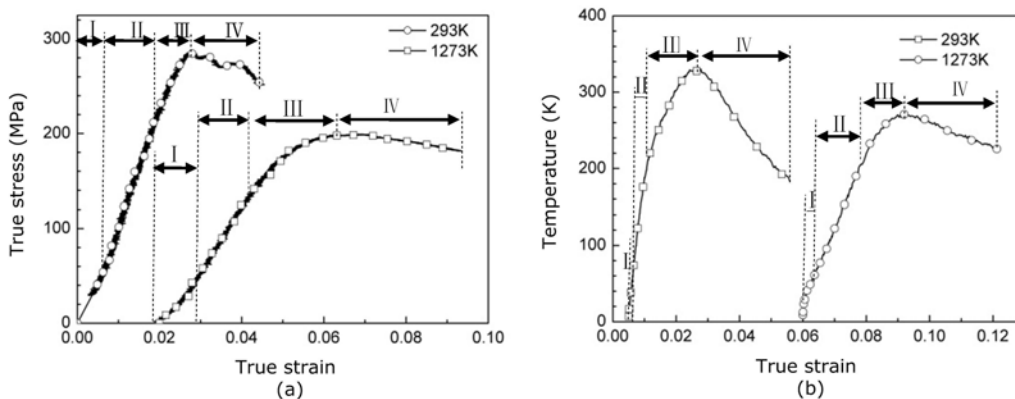


图 3 实验获得的典型应力—应变曲线 (a)准静态,(b)动态

Fig. 3 Typical stress versus strain curves under (a) quasi-static loading, and (b) dynamic loading

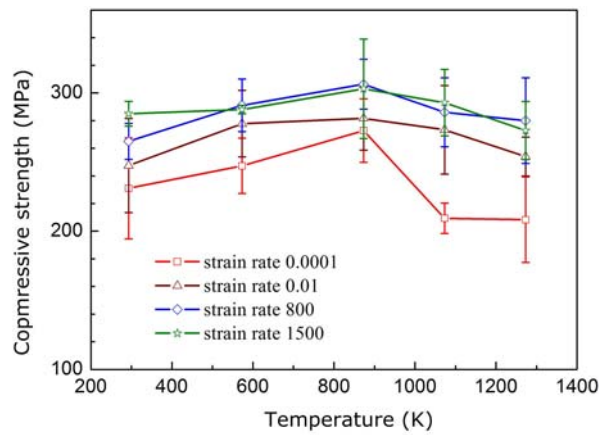
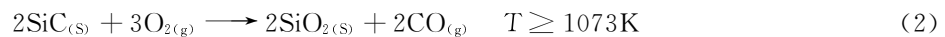
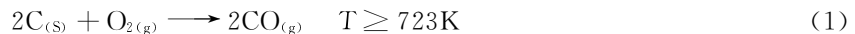


图4 不同应变率下压缩强度随温度的变化

Fig. 4 Compressive strength vs. temperature curves at strain rates of 0.0001/s, 0.01/s, 800/s and 1500/s respectively

图4给出了不同应变率下复合材料的压缩强度随实验温度的变化。与大部分材料的强度随温度的升高而降低所不同的是,C/SiC复合材料在所有应变率下均表现出:当实验温度低于873K时,随着温度的升高,压缩强度增大;而当实验温度高于873K时,压缩强度随温度的升高而降低。由于在当前的实验温度范围内,无论是C纤维还是SiC基体,其本征强度随温度的升高基本上不发生变化,因此影响复合材料高温压缩强度的主要是残余应力和应力氧化^[10]。复合材料制备过程中,在1273K高温下利用CVI工艺沉积SiC基体后,由于碳纤维的径向热膨胀系数大于基体的热膨胀系数,因此在降温过程中,纤维和基体界面会形成残余拉应力,削弱界面的结合强度。本文所进行的高温压缩实验的温度均不超过复合材料的制备温度,因此在温度低于1273K时受纤维和基体界面残余拉应力的作用。随着实验温度越接近1273K,界面的残余应力越小,残余应力释放引起的复合材料强度升高越多。C/SiC复合材料在1273K以下的大气环境中进行实验时主要发生两类化学反应:



本文所使用的C/SiC复合材料尽管在表面沉积了SiC以提高抗氧化能力,但是这只能尽可能地避免试样在加温过程中的氧化。在加载过程中,由于试样表面的SiC抗氧化涂层不可避免地存在微裂纹,以及复合材料本身存在的微裂纹等缺陷,在应力的作用下这些裂纹张开为氧气进入复合材料内部提供了传输通道。因此,在应力作用下,较高温度时复合材料会发生氧化损伤,使压缩强度降低。由此可见,在本文实验的温度范围内,C/SiC复合材料的压缩强度受因残余应力释放引起的强度增加和高温下的应力氧化损伤导致的强度降低共同影响,这两者相互竞争。本文的实验结果表明,在873K以下压缩时,残余应力释放引起的强度升高作用要高于应力氧化损伤引起的强度损失,C/SiC复合材料表现出压缩强度随温度升高而增加的趋势;而在873K以上时,应力氧化损伤加剧,超过了残余应力释放引起的强度升高,复合材料表现出压缩强度降低的趋势。

表1给出了不同应变率下温度由873K升高至1273K时复合材料压缩强度降低的百分比。值得注意的是,与较高的应变率下相比,应变率为0.0001/s下高温压缩时强度降低的最厉害。这是因为在高温下实验时,应变率越低,复合材料试样在高温下所处的时间越长,应力氧化损伤越严重。例如,在应变率为0.0001/s时,试样从开始加载直到破坏所需时间为数百秒,应力氧化时间很长,对压缩强度的影响很大;而在高应变率下,如1500/s,整个加载的过程只有数十微秒,应力氧化的影响有限,压缩强度降低较少。

表1 温度由 873K 升高至 1273K 时, 压缩强度降低变化

Tab. 1 The compression strength changes with the temperature from 873K to 1273K

$\dot{\epsilon}(\text{s}^{-1})$ T(K)	0.0001	0.01	800	1500
873	273±23	282±23	306±18	303±36
1273	208±31	254±34	280±31	273±21
压缩强度降低百分比	24%	10%	8%	10%

3 结论与展望

本文研究了二维 C/SiC 复合材料在温度范围为 293~1273K 的准静态及动态压缩力学行为。研究表明: C/SiC 复合材料在高温下的力学性能由残余应力释放和应力作用下的氧化损伤共同决定, 并受温度和应变率的影响。在温度低于 873K 时, 残余应力释放引起的强度增加超过氧化损伤造成的强度下降, 材料表现出压缩强度随温度升高而增大的趋势; 当温度高于 873K 时, 由于氧化损伤起主要作用, 压缩强度逐渐降低; 而且温度由 873K 升高至 1273K 时, 高应变率下压缩强度降低的程度要低得多。这是因为应力作用下的氧化损伤除了与实验温度有关外, 也受应变率的显著影响。在准静态载荷下, 由于加载时间较长, 应力作用下的氧化损伤严重。而在高应变率下, 加载时间在微秒量级, 因此氧化损伤的影响要小得多。

致谢 本文的研究得到了国家自然科学基金(No. 11272267, 11102168 和 10902008), 教育部和国家外专局“111”创新引智计划(B07050)的资助, 全体作者在此表示感谢。

参考文献:

- [1] 张立同, 成来飞, 徐永东. 新型碳化硅陶瓷基复合材料的研究进展[J]. 航空制造技术, 2003(1): 24-32 (ZHANG Litong, CHENG Laifei, XU Yongdong. Progress in Research Work of New CMC-SiC[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2003(1): 24-32 (in Chinese))
- [2] Gehman J H W. Report of the Columbia accident investigation board, vol. I [EB/OL]. U. S. Government Printing Office, 2003. Also available at <http://caib.nasa.gov/news/report/volume1/default.html>.
- [3] James D Walker. From Columbia to Discovery: Understanding the impact threat to the space shuttle[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36: 303-317.
- [4] 刘明爽, 李玉龙, 陶亮等. 两种致密度 2D-C/SiC 层向动态压缩性能实验研究[J]. 复合材料学报, 2007, 24(5): 90-96 (LIU Mingshuang, LI Yulong, TAO Liang, et al. Layer-directional dynamic compressive mechanical properties of two kinds of densifications 2D-C/SiC[J]. Acta Material Composite Sinica, 2007, 24(5): 90-96 (in Chinese))
- [5] Liu Mingshuang, Li Yulong, Xu Fei, et al. Dynamic compressive mechanical properties and a new constitutive model of 2D-C/SiC composites [J]. Mater Sci Eng A, 2008, 489: 120-126.
- [6] Qinlu Yuan, Yulong Li, Hejun Li, et al. Strain rate-dependent compressive properties of C/C composites [J]. Materials Science and Engineering, 2008, A485: 632-637.
- [7] Yuan Qinlu, Li Yulong, Li Hejun, et al. Quasi-static and dynamic compressive fracture behavior of carbon/carbon composites [J]. Carbon, 2008, 46(4): 699-703.
- [8] 刘明爽. C/SiC 复合材料动态压缩力学性能实验研究[D]. 西北工业大学硕士学位论文, 2007: 57-63.
- [9] 李玉龙, 索涛, 郭伟国等. 确定材料在高温高应变率下动态性能的 Hopkinson 杆系统[J]. 爆炸与冲击, 2005, 25(6): 487-492 (LI Yulong, SUO Tao, GUO Weiguo, et al. Determination of dynamic behavior of materials at elevated temperatures and high strain rates using Hopkinson bar[J]. Explosion and Shock Waves, 2005, 25(6): 487-492 (in Chinese))

- [10] 牛学宝, 张程煜, 乔生儒. 空气介质中 2D-C/SiC 复合材料高温压缩强度的研究[J]. 航空材料学报, 2011, 31(6):92-95 (Niu Xuebao, Zhang Chengyu, Qiao Shengru. Compressive Strength of 2D-C/SiC Composite at High Temperature in Air[J]. J Aeronautical Mater, 2011, 31(6):92-95(in Chinese))

Compressive Behaviors of Continuous Carbon Fiber Reinforced Silicon Carbide Composites at High Temperature and High Strain Rate

SUO Tao, ZHANG Bu-sheng, TANG Zhong-bin, DAI Lei, LI Yu-long
(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, Shaanxi, China)

Abstract: Continuous fiber reinforced silicon carbide composite (C/SiC) used in ultra-high-speed aircraft structure may be subjected to high-speed impact in high temperature environment. So, grasp of its mechanical properties under extreme conditions (high temperature, high strain rate) is the basis for safety design of structure. Dynamic compression properties of this composite were measured in temperature range 293-1273K, based on split Hopkinson pressure bar with high temperature capability. The influence of environmental temperature and loading rate on material mechanical properties was studied. Results show that the compressive behavior of 2D C/SiC composite is mainly determined by the combined action of oxidative damage and residual stress. When temperature is below 873K, compressive strength increases with rising temperature due to the release of residual stress existed at interface between fiber and matrix; the oxidative damage has little influence. In contrast, when temperature is higher than 873K, compressive strength decreases with temperature rising due to the exacerbation of oxidative damage; its weakening effect on compressive strength exceeds the contribution of residual stress release. Moreover, since oxidative damage is greatly affected by strain rate, the degradation of compressive strength at strain rate of 10^{-4} /s and temperatures above 873K is much more obvious than that at higher strain rates.

Keywords: continuous fiber reinforced silicon carbide composite (C/SiC); split Hopkinson pressure bar (SHPB); dynamic compression; compressive strength