

针刺 C/C 复合材料高温力学性能

郑伟¹ 林志远¹ 刘芹¹ 李耿¹ 侯晓²

(1 西安航天动力技术研究所,西安 710025)

(2 航天动力技术研究院,西安 710025)

文 摘 采用材料超高温力学性能设备及高温应变测试系统,对针刺 C/C 复合材料拉伸、压缩性能进行了研究。结果表明:针刺 C/C 复合材料具有明显的拉、压双模量特性,拉、压模量均随着温度的升高而线性下降,且拉伸模量下降更快;针刺 C/C 复合材料拉伸、压缩强度均随温度升高而先升高后降低,1 600℃时拉伸强度达到最大值,1 200℃时压缩强度达到最大值;其拉伸破坏为脆性断裂,断口呈现 45°豁口;其压缩破坏为典型剪应力引起的压缩失效,破坏面倾角为 40°~50°。

关键词 针刺 C/C 复合材料,高温,拉伸,压缩

中图分类号:TB33; V25

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2017.06.008

Analysis of High Temperature Mechanical Properties of Needled Felt C/C Composite Material

ZHENG Wei¹ LIN Zhiyuan¹ LIU Qin¹ LI Geng¹ HOU Xiao²

(1 Xi'an Institute of Aerospace Solid Propulsion Technology, Xi'an 710025)

(2 Academy of Aerospace Solid Propulsion Technology, Xi'an 710025)

Abstract The tensile and compressive properties of needled felt C/C composite material at the temperature range of 20℃ to 1800℃ have been studied by test system of ultra-high temperature material performance and strain measurement system under high temperature. The results show that needled felt C/C composite material has different elastic modulus for tension and compression obviously, and the tensile and compressive modulus decrease linearly with the rise of temperature, but the tensile modulus decreases more quickly. At the same time, the tensile and compressive strength increase first then decrease with the rise of temperature, and the tensile strength reach to the maximum value at the temperature of 1600℃, then the compressive strength reach to the maximum value at the temperature of 1200℃. Needled felt C/C composite material shows fiber tensile brittle damage and fracture angle of 45° by high temperature tensile. On the other hand, needled felt C/C composite material shows compression failure caused by typical shear stress and the oblique angle of fracture plane is 45° under high temperature compression conditions.

Key words Needled felt C/C composite material, High temperature, Tension, Compression

0 引言

C/C 复合材料具有比强度和比模量高、热稳定性及抗烧蚀性好等优点,在高温环境中取得了广泛应用^[1]。因准三维针刺碳布/网胎复合织物的特殊结构,针刺 C/C 复合材料被应用于固体火箭发动机高空喷管扩张段部件以大幅减轻发动机的消极质量,成为先进战略导弹获得高性能、高可靠性、高冲质比喷管的技术保证和重要依托^[2-3]。目前国内外对三维

编织 C/C 复合材料的高温性能试验研究较多,而对准三维针刺 C/C 复合材料的高温特性研究尚处于起步阶段,尚未充分认识其高温力学性能表征机理^[4-6]。

本文设计了针刺 C/C 复合材料高温拉压试验,分析其力学性能参数(如:强度、模量等)随温度的变化规律,并基于针刺 C/C 复合材料试样的宏观/微观断口形貌,确定材料在不同温度下的失效模式,

收稿日期:2017-03-02;修回日期:2017-06-27

第一作者简介:郑伟,1986 年出生,工程师,研究方向为固体火箭发动机喷管设计。E-mail:zhengwei19862008@126.com

为指导针刺 C/C 复合材料工程化应用奠定基础。

1 试验

1.1 材料及设备

1.1.1 试样

针刺 C/C 复合材料预制体每一周期单元由轴向铺层(0°)、环向铺层(90°)、双斜向铺层($\pm 45^\circ$)组成。试验件的构型共有板形拉伸、板形压缩两种,测试方法按 Q/QJA 207—2014。

1.1.2 设备

50T DNS50 电子万能试验机,长春机械科学研究院有限公司。鉴于试验环境温度高,以高强度 C/C 材料制造加载块,并采用冷却水系统确保负载传感器和传动装置正常工作。利用水冷接触式引伸计及基于三维图像技术的 Vic-3D 测试系统对试样应变进行测量。

1.2 性能测试

在哈尔滨工业大学复合材料与结构研究所开展针刺 C/C 复合材料高温拉伸、压缩试验。分别取 20、

800、1 200、1 600 及 1 800 $^\circ\text{C}$ 。试验前测量针刺 C/C 高温拉伸、压缩试件测试段的尺寸。启动试验机并预热 15 min 以上,全面检查试验系统,调整试验机进入试验状态。随后,安装、调整试验工装、试验件以及应变采集系统,保证试样状态满足试验要求。

先对试样施加预载荷,待测试样与压头良好接触,预加载载荷小于预估破坏载荷的 5%,检查试验工装和应变采集系统;对试样加热,恒定预载荷,以消除试样热膨胀引起的热应力;以规定的温控程序、横梁位移速率对试样进行加热与恒定速率加载,保温 30~50 s,同步采集载荷、变形数据直至试样破坏。

2 结果分析

2.1 数据处理

1 200 $^\circ\text{C}$ 下,试样的拉伸、压缩载荷位移曲线如图 1 所示。可以发现,针刺 C/C 复合材料呈现脆性材料特性,以材料弹性模量及强度对材料进行表征,取应力-应变曲线中间平滑区域进行线性拟合得到弹性模量,典型数据处理方法见图 2。

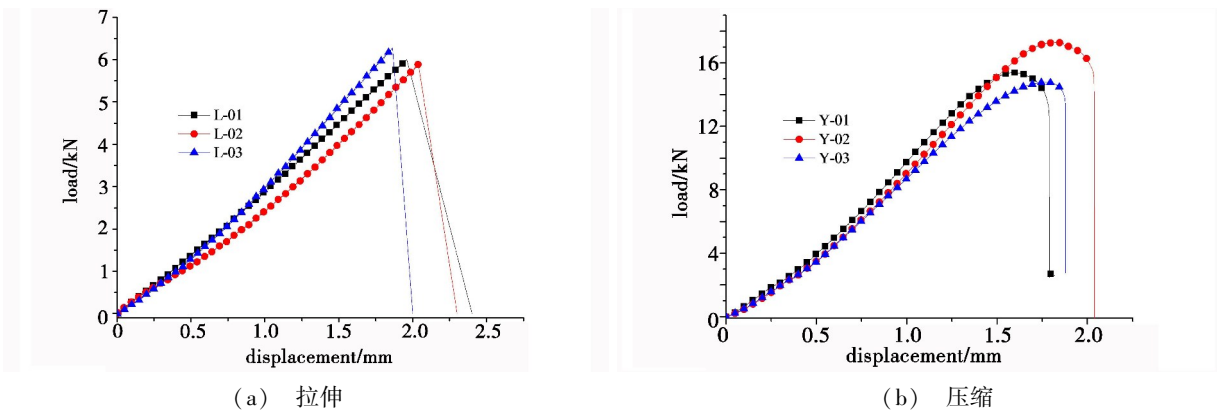


图 1 1 200 $^\circ\text{C}$ 时试样的拉压载荷位移曲线

Fig.1 Tensile and compressive load-displacement curves of specimen at 1200 $^\circ\text{C}$

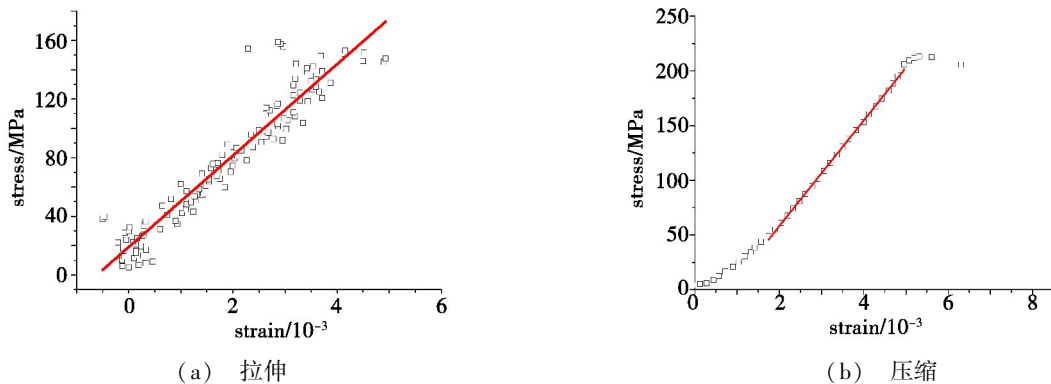


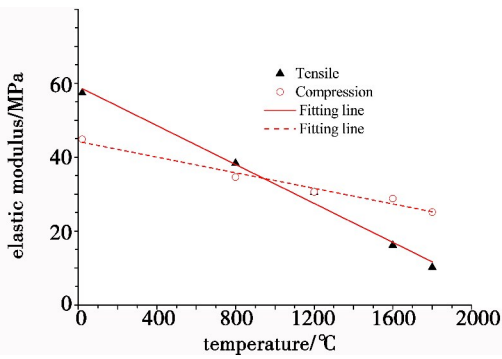
图 2 1 200 $^\circ\text{C}$ 时试样的拉、压应力-应变关系

Fig.2 Tensile and compressive stress-strain curves of specimen at 1200 $^\circ\text{C}$

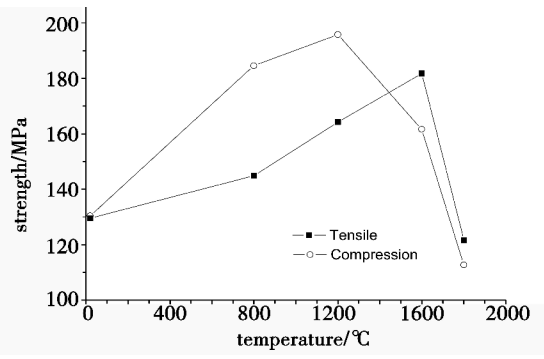
2.2 结果与讨论

在 20~1 800 $^\circ\text{C}$,针刺 C/C 试样的拉压测试结果如图 3 所示。由图 3(a)可以发现,试样拉伸与压缩性能不同,表现出明显的拉压双模量特性;试样的拉压模量均随着温度的升高而线性下降;且拉伸模量下

降更快。依据图 3(b)可知试样的拉伸、压缩强度均随温度升高而先升高后降低:拉伸强度在 1 600 $^\circ\text{C}$ 时达到最大值 181.8 MPa,压缩强度在 1 200 $^\circ\text{C}$ 时达到最大值 195.8 MPa;1 800 $^\circ\text{C}$ 时针刺 C/C 复合材料自身的拉伸及压缩强度均明显降低。



(a) 弹性模量



(b) 强度

图3 试样拉压弹性模量及强度随温度的变化情况

Fig.3 Elastic modulus and strength of specimen changes with temperature under tensile and compressive

以常温试验的温度 T^0 及模量 E^0 作为标准,对高温试验参数(温度为 T 、模量为 E)进行无量纲化(无量纲化时温度单位为 K , $E^* = E/E^0$, $T^* = T/T^0$),可获得针刺 C/C 试样的拉压模量随温度变化的函数关系:

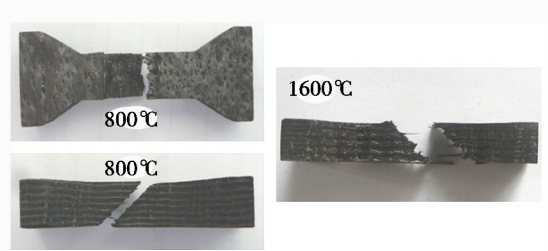
$$\begin{cases} E^* = 1.15 - 0.13T^* & \text{拉伸} \\ E^* = 1.05 - 0.06T^* & \text{压缩} \end{cases}$$

不同温度下试样的拉伸、压缩断裂破坏形貌见图

4。由图 4(a)可以发现,高温拉伸下试样断口比较平整,断面与试样轴线基本垂直,这说明试样是拉应力作用下导致其纤维断裂所致。拉伸试验后纤维拔出尺寸较短,断口呈现 45° 豁口,这主要是因存在沿 45° 方向铺设的纤维所引发。另一方面,由图 4(b)可知,高温压缩下试样破坏面均为斜压破坏形式,破坏面倾角为 $40^\circ \sim 50^\circ$,其材料损伤特征表现为典型剪应力引起的压缩失效。



(a) 拉伸



(b) 压缩

图4 不同温度下试样的拉伸及压缩破坏形貌

Fig.4 Tensile and compressive failure mode of specimen at different temperatures

3 结论

(1)在室温至 1800°C , 针刺 C/C 复合材料表现出明显的拉、压双模量特性,拉伸、压缩模量均随着试验温度的升高呈现线性下降的关系;且拉伸模量下降速率更快。

(2)在室温至 1800°C , 针刺 C/C 复合材料拉伸、压缩强度均随温度升高而先升高后降低, 1600°C 时拉伸强度达到最大值, 1200°C 时压缩强度达到最大值。

(3)在室温至 1800°C , 针刺 C/C 复合材料拉伸破坏表现为脆性断裂,且断口呈现 45° 豁口。

(4)在室温至 1800°C , 针刺 C/C 复合材料压缩破坏呈现为典型剪应力引起的压缩失效,破坏面倾角为 $40^\circ \sim 50^\circ$ 。

参考文献

[1] LUO R Y, LIU T, LI J S, et al. Thermophysical proper-

ties of carbon/carbon composites and physical mechanism of thermal expansion and thermal conductivity [J]. Carbon, 2004, 42 (14): 2887-2895.

[2] 张宏波, 姜召阳, 孙陈诚, 等. 无纬碳布增强针刺毡 C/C 复合材料性能的研究[J]. 宇航材料工艺, 2007, 37(1): 19-22.

[3] BERBER S, KWON Y K, TOMNEK D. Unusually high thermal conductivity of carbon nanotubes[J]. Physical Review Letters, 2000, 84(20): 4613-4616.

[4] 孟松鹤. 碳毡/碳复合材料超高温性能与热结构行为研究[D]. 哈尔滨工业大学, 1997: 41-54.

[5] 易法军, 韩杰才, 杜善义. 混杂碳-碳复合材料超高温力学性能实验研究[J]. 复合材料学报, 2003, 20(2): 118-122.

[6] 张巍, 易法军, 韩杰才, 等. 细编穿刺碳/碳复合材料超高温断裂模式研究[C]. 第十二届全国复合材料学术会议论文集, 天津, 2002: 598-602.