

环状针刺 C/C 复合材料的压缩性能及破坏机理

孙 岩 刘勇琼 廖英强

(西安航天复合材料研究所, 西安 710025)

文 摘 以碳纤维针刺毡为预制体, 采用 CVI 致密工艺制作准三维 C/C 薄壁回转体, 具有各向异性的力学性能。本文主要对三个主方向的材料压缩性能及破坏机理进行了研究讨论。结果表明: 轴向压缩与环向压缩性能相似具有较高的压缩模量。材料的径向压缩表现为假塑性断裂行为, 在材料的断裂面上具有大量纤维及基体碎屑, 材料发生剪切破坏及基体压溃破坏。材料的轴向压缩与环向压缩表现为脆性断裂行为, 材料主要以分层劈裂方式破坏。

关键词 针刺 C/C 复合材料, 压缩性能, 破坏机理

Compressive Properties and Fracture Mechanism of Cylindrical Needled Felt Carbon/Carbon Composites

Sun Yan Liu Yongqiong Liao Yingqiang

(Xi'an Aerospace Composites Research Institute, Xi'an 710025)

Abstract The carbon/carbon composites ring prepared by chemical vapor infiltration (CVI) with needled felt as preform is anisotropy. Their compressive properties and fracture mechanism of three principal directions were studied. The results show that the axial compressive properties are similar to the hoop compressive properties with higher compressive modulus. The needled felt carbon/carbon composites exhibit quasi-ductile fracture behavior under radial compression. Many small fragments of fibers and matrix carbon on the fracture surface of the radial compressive specimens are observed and the failure modes are shear with matrix crushed. Under axial and circumferential loading, the composites exhibit catastrophic failure behavior and the specimens are destroyed by delamination and splitting.

Key words Needled felt carbon/carbon composites, Compressive properties, Failure mechanism

0 引言

C/C 复合材料由于其具有比强度高, 比模量大, 断裂韧性强, 密度低, 热稳定性、抗烧蚀性、化学稳定性和尺寸稳定的特点, 目前在航空、航天领域得到广泛应用^[1-3]。传统预制体成型技术中 2D 铺层预制体具有层间强度弱容易分层的缺点, 而 3D 编织预制体具有工艺复杂、成本高、不易批量生产的缺点, 法国欧洲动力装置公司成功将非织造布技术应用于碳纤维预制体成型领域, 发明了 Novoltex 针刺技术。针刺预制体的成型工艺是以碳纤维网胎为针刺原材料, 采用一种带有倒向钩刺的特殊刺针进行针刺, 引入 z 向纤维, 形成平面和层间均有一定强度的准三维网状结构增强体。同

时针刺预制体成型过程中在预制件上形成了均匀的孔隙通道, 有利于进行 CVI 致密化工艺, 获得高密度的热解炭基体。采用 CVI 致密针刺预制体制得的 C/C 复合材料具有优异的综合性能^[4-7]。

C/C 复合材料作为应用于航空航天领域的一种结构材料有必要了解其在各种载荷下的力学性能及破坏机理。由于 C/C 复合材料制备工艺复杂, 周期长, 材料非均匀性明显, 针对针刺 C/C 复合材料压缩性能的实验研究的报道还较少。本文通过单轴压缩试验对针刺 C/C 材料的压缩力学性能进行了实验研究, 获得了主要力学性能参数。

1 实验

收稿日期: 2011-07-19

基金项目: 国防基础科研项目 (C0320110006)

作者简介: 孙岩, 1985 年出生, 硕士研究生, 主要从事 C/C 复合材料力学方向的研究。E-mail: sunyan0109@163.com

1.1 制备针刺 C/C 复合材料

利用针刺成型技术制作回转体。纤维与网胎交替叠层,轴向采用无纬布铺层,环向采用连续纤维缠绕铺层,采用接力式针刺方法,将纤维网胎的纤维通过倒钩针的钩爪引入布面的垂直方向,形成准三维结构的预制体,使用的碳纤维主要为 T700,针刺成型过程如图 1 所示。然后,将针刺预制体进行 1 600℃ 的高温热处理后进行 CVI 致密。以丙烯为碳源气体,采用均热法 CVI 致密工艺,经多次致密针刺预制体后对致密化后的产品经 1 800℃ 高温热处理。最终制得 C/C 复合材料的密度在 1.65 g/cm³ 左右。

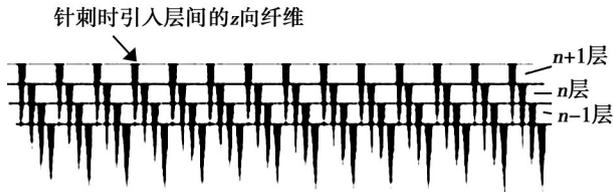


图 1 针刺成型示意图^[8]

Fig. 1 Needling process schematic^[8]

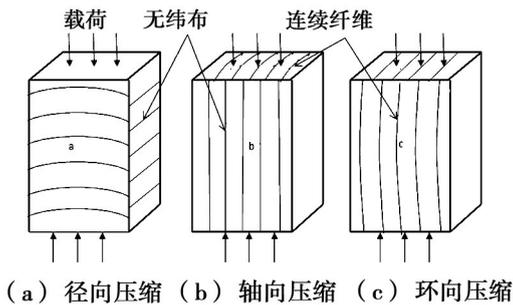


图 2 压缩载荷方向

Fig. 2 Direction of compressive load

1.2 压缩试验

压缩实验采用 SANS-100KN 万能实验机对 C/C 复合材料施加单轴压缩。试验参照 ASTM C695-91^[9] 标准,试样尺寸为 10 mm×10 mm×20 mm,每组样品为 5-8 个。实验中采用数显千分表测量试样位移变化。回转体中分别取轴向、环向,径向压缩试样,载荷压缩方向如图 2 所示。上压头向下移动速率为 1.3 mm/min,记录载荷-位移曲线,压缩强度计算方法如下:

$$\sigma = p_{\max} / bd \quad (1)$$

式中, σ 为试样的压缩强度; p_{\max} 为试样破坏时最大的压缩载荷; b, d 为试样的长和宽。

使用位移传感器来测量试样在加载过程中的位移变化量。压缩弹性模量计算公式为:

$$E = h \Delta p / bd \Delta L \quad (2)$$

式中, h 为试样的高度; Δp 为载荷位移曲线上的初始

直线段的载荷增量; ΔL 为 Δp 对应的位移增量。

分析材料的破坏机理。宏观观测针刺 C/C 复合材料的断口形貌,再采用 JSM-6460LV 扫描电镜 (SEM),对断口的微观结构进行描述分析。

2 结果与讨论

2.1 压缩性能

压缩实验结果如表 1 所示,各个方向压缩强度相差不大。环向压缩与轴向压缩性能相似,具有较高的压缩模量以及低位移增量。由于所制得的回转体直径远大于纤维屈曲波长,忽略纤维弯曲,环向与轴向的长纤维体积含量近似,则材料性能相近。径向压缩为垂直无纬布与连续纤维方向,具有很高的压缩强度,较低的压缩模量,但位移延伸率却远高于轴向与环向压缩。

表 1 针刺 C/C 复合材料的压缩性能测试结果

Tab. 1 Compressive results of needled felt C/C composites after compression tests

方向	压缩强度 /MPa	模量 /GPa	达到最大载荷时位移增量/mm
径向	132.48	4.8	2.07
轴向	136.50	17.6	0.25
环向	141.48	18.3	0.24

针刺 C/C 复合材料典型的压缩载荷-位移关系曲线如图 3 所示。可见,轴向压缩与环向压缩的曲线相似,曲线展现了近乎线性的关系,当载荷达到最大时快速下降,符合脆性断裂特性。在轴向或环向压缩时,主要是长纤维承受载荷,受碳纤维高模量的直接影响,载荷随位移增加迅速上升,曲线较陡,材料表现出较高的压缩模量。针刺 C/C 复合材料的径向压缩展现了假塑性断裂特性,曲线有明显的非线性段。材料径向压缩的弹性阶段出现偏离,曲线表现出两段直线段。在径向压缩时,纤维和基体碳交替共同承受载荷,受基体碳和孔隙的影响,弹性变形阶段载荷随位移增加较缓慢,材料具有较低的径向压缩模量。

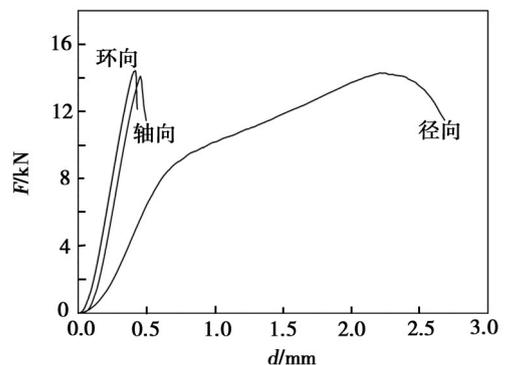


图 3 针刺 C/C 复合材料压缩载荷-位移曲线
Fig. 3 Typical compressive load - displacement curves of needled felt C/C composites

2.2 压缩破坏机理

纤维增强复合材料的压缩破坏方式主要表现为三种形式:(1)横向拉伸断裂,(2)纤维屈曲分为拉伸型式、剪切型式和剪切断裂^[10]。图4展现了针刺C/C复合材料沿径向,轴向,环向三个方向压缩破坏后的宏观形貌。如图4(a)所示,径向压缩试样破坏断口与压缩轴大约呈45°,可认为径向压缩破坏是典型的剪切破坏引起的,在实验中同时观察到基体碳层的压溃破坏。试样在压缩载荷下,无论是纵向还是横向压缩,压缩载荷将在试样的横截面上形成剪应力分量,其大小为,

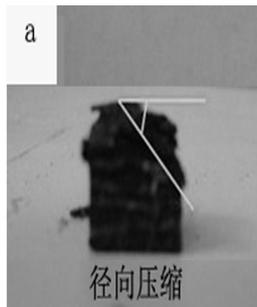
$$\tau = \sigma_c \sin\theta \cos\theta \quad (3)$$

式中, σ_c 为压应力, τ 剪切力, θ 为横截面压应力的夹角。当夹角为45°时,界面上切应力达到最大值。 $\tau_{\max} = 1/2\sigma_c$ 。在径向压缩时,剪切破坏可以发生在多个横截面上,且必然引起纤维剪切断裂,如图5所示。由于在CVI致密过程中,炭基体上存在大量裂纹及孔隙,导致该基体炭层承载能力低,易被压溃,相应压缩强度也较低,呈现出压溃破坏方式,压溃面上残留大量的炭碎屑。针刺C/C复合材料是两种脆性材料的复合,其载荷一位移曲线的非线性特征,以及伪塑性行为,主要来自于界面间的脱粘、滑移、拔脱等机制^[11-17]。

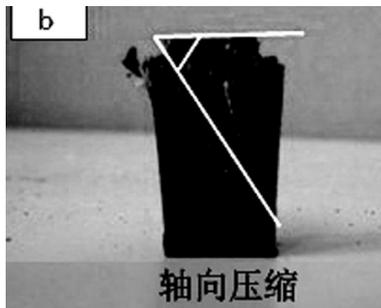
如图4(b)、(c)所示轴向压缩与环向压缩试样破坏方式相似,都是以分层劈裂的方式破坏。可以认为复合材料为横向拉伸断裂破坏导致横向开裂或分层,压缩强度可由下式计算,

$$X_c = \frac{E_f V_f + E_m (1 - V_f)}{\nu_f V_f + \nu_m (1 - V_f)} (1 - V_f^{\frac{1}{2}}) \epsilon_{mu} \quad (4)$$

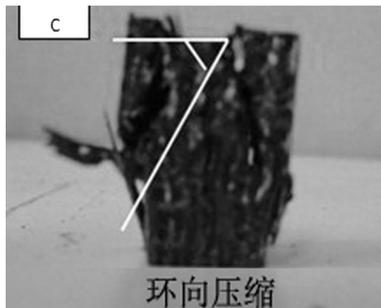
式中, ν_f 、 ν_m 分别为纤维与基体的泊松比, ϵ_{mu} 为基体的破坏应变。当纤维体积含量一定时,主要由复合材料横向拉伸应变,影响材料纵向压缩性能。由图中还可以看到与压缩方向成大约45°夹角走向的断口,认为样品的失效机制中既有分层,也有剪切断裂。对于针刺C/C复合材料,纤维排列层与层更分明,且层间或短纤维毡内基体炭孔隙多,因而层间剪切强度低,导致轴向压缩,与环向压缩主要以分层劈裂的方式破坏。



(a) 径向压缩



(b) 轴向压缩



(c) 环向压缩

图4 试样压缩破坏照片

Fig. 4 Images of the samples after compression tests

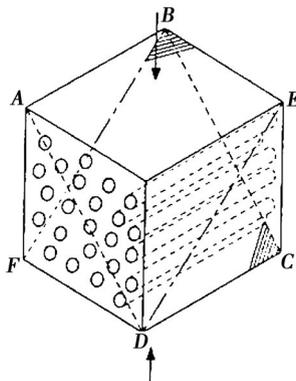
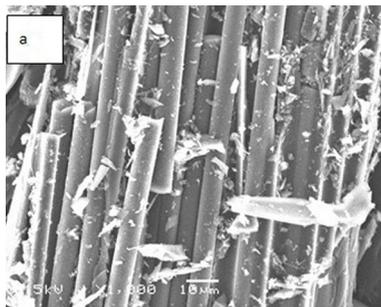


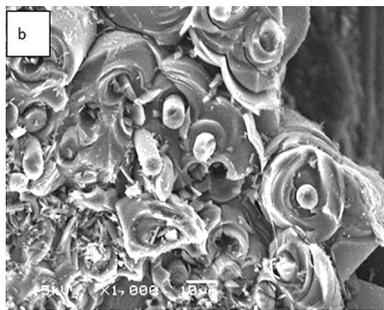
图5 径向压缩剪切破坏示意图

Fig. 5 Schematic diagram of radial compression shear failure

图6为压缩试件,在压缩破坏后形成的断裂面的SEM照片。图6(a)所示,当试样径向压缩破坏时,出现纤维束的断裂,以及纤维与基体的脱粘。同时可以观察到断裂面上残留大量的纤维与基体的碎屑。基体裂纹扩展,界面脱粘的摩擦耗散,导致了非线性的载荷一位移曲线,以及假塑性特性。



(a) 径向压缩试样



(b) 轴向压缩试样



(c) 环向压缩试样

图 6 针刺 C/C 复合材料压缩断口 SEM 照片

Fig. 6 SEM images of fracture surfaces of needled felt C/C composites after compression tests

如图 6(b)、(c)所示,轴向压缩,与环向压缩的断口处有大量的纤维拔出,且断裂表面粗糙。纤维拔出可以缓解复合材料发生灾难性的破坏。

3 结论

(1)径向压缩破坏主要表现为假塑性断裂。径向压缩的断裂机理为剪切破坏以及基体炭的压溃破坏。

(2)轴向压缩性能与环向压缩性能相似,都表现为脆性断裂。轴向压缩与环向压缩试样的主要以分层劈裂破坏方式破坏,伴随有剪切破坏方式。

参考文献

- [1] Savage G. Carbon-carbon composites [M]. London: Chapman & Hall, 1993:12
- [2] Buckley J D, Edie D D. Carbon-carbon materials and composites [M]. Park Ridge: Noyes Publications, 1993:12
- [3] Peter Morgan. Carbon fibers and their composites [M]. Taylor & Francis Group, 2005:951-1032
- [4] 杨爱玉,王者辉. NOVOTEX 炭/炭复合材料—固体火箭发动机喷管材料的最佳选择[J]. 宇航材料工艺, 1996(6): 49-55
- [5] 刘建军,李铁虎,郝志彪,等. 针刺炭布/网胎复合织物的组分形态及性能研究[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(4):

[6] Michel Berdoyes. SRM nozzle design breakthroughs with advanced composite materials [C] // AIAA, 1993, 93-2009

[7] Boury D, Filipuzzi L. Sepcarb materials for solid rocket booster nozzle components [C] // AIAA, 2001, 01-3848

[8] Alain Lacombe, Marc Lacoste, Thierry Pichon. 3D Novoltex[®] and Naxeco[®] carbon-carbon nozzle extensions, matured, industrial and available technologies to reduce programmatic and technical risks and to increase performance of launcher upper stage engines [C] // AIAA, 2008, 2008-5236

[9] ASTM - C695 - 91. Standard test method for compressive strength of carbon and graphite [P]. United States: ASTM, 2000

[10] 沈观林,胡更开. 复合材料力学 [M]. 北京:清华大学出版社, 2006:242-243

[11] Zhang Jincao, Luo Ruiying, Xiang Qiao, et al. Compressive fracture behavior of 3D needle-punched carbon/carbon composites [J]. Materials Science and Engineering A, 2011, 528(15):5002-5006

[12] 熊翔,黄伯云,肖鹏. 准三维 C/C 复合材料的压缩性能及其破坏机理 [J]. 中南大学学报, 2004, 35(5):703-706

[13] 孟松鹤,韦利明,许承海,等. 三维 C/C 复合材料的压缩性能及破坏机制 [J]. 复合材料学报, 2009, 26(6):92-95

[14] 王惠民,周希真,孙受灵. 碳纤维复合材料压缩性能的研究 [J]. 宇航材料工艺, 1989(3):40-45

[15] Hiroshi Hatta, Ken Goto, Takuya Aoki. Strengths of C/C composites under tensile, shear, and compressive loading: Role of interfacial shear strength [J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(15/16):2550-2562

[16] 蒋邦海,张若棋. 动态压缩下一种碳纤维织物增强复合材料的各向异性力学性能实验研究 [J]. 复合材料学报, 2005, 22(2):109-114

[17] 袁秦鲁,李玉龙,李贺军. C/C 复合材料压缩破坏的应变率效应研究 [J]. 无机材料学报, 2007, 22(2):311-314

[18] Kyriakides S, Arseculeratne R. On the compressive failure of fiber reinforced composites [J]. Solid Structures, 1995, 32(6-7):689-738

[19] Schultheisz C R, Waas A M. Compressive failure of composites, part one: testing and micromechanical theories [J]. Aerospace Sci., 1996, 32(1):1-42

(编辑 任涛)