2.5D SiC-PyC-SiC复合材料气膜孔结构高温拉伸特性试验研究

邵红艳,李 龙,沈 莲,邓杨芳,丁俊杰
(中国航发四川燃气涡轮研究院,成都 610500)

摘 要:为研究气膜孔结构对陶瓷基复合材料强度的影响,设计了3种带气膜孔结构的2.5D SiC-PyC-SiC复合材料试样(分别为90°单气膜孔试样、45°单气膜孔试样和45°多气膜孔试样),在1 100 ℃高温空气环境下开展气膜孔试样的拉伸试验,并采用扫描电子显微镜对断口形貌进行观察。结果表明:在拉伸载荷下,不同试样的破坏强度从大到小依次为90°单气膜孔试样、45°单气膜孔试样、45°多气膜孔试样,3种试样断口位置基本位于平行且过气膜孔轴线的平面内。45°单气膜孔试样孔边最大应力低于90°单气膜孔试样,但因45°单气膜孔试样孔边应力的影响区域大于90°单气膜孔试样,导致其破坏强度低于90°单气膜孔试样;45°多气膜孔试样大应力分布位置与断口位置吻合。

关键词:编织陶瓷基复合材料;典型结构件;气膜孔结构;应力仿真;试验研究
中图分类号:TB332 **文献标识码**:A **文章编号**:1672-2620(2026)01-0092-08
DOI:10.3724/j.GTER.20250065

High temperature tensile characteristics of 2.5D SiC-PyC-SiC composites with cooling holes

SHAO Hongyan, LI Long, SHEN Lian, DENG Yangfang, DING Junjie
(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: To investigate the effect of cooling holes on strength of ceramic matrix composites, three kinds of 2.5D SiC-PyC-SiC composite specimens with cooling holes were designed, including the 90° single cooling hole specimen, the 45° single cooling hole specimen and the 45° multi-cooling hole specimen. Tensile mechanical tests were carried out at 1 100 ℃ air atmosphere, and the appearance of fractures was observed by scanning electron microscope. The experimental results demonstrated that under tensile loads, the ultimate strength of specimens from high to low in order were: the 90° single cooling hole specimen, the 45° single cooling hole specimen, the 45° multi-cooling hole specimen. The fracture locations of the three kinds of specimens were basically in the plane parallel to the axis of the cooling hole. Stress analysis of specimens revealed: the maximum stress near the cooling hole of the 45° single cooling hole specimen was lower than that of the 90° single cooling hole specimen, however its global stress level was higher than that of the 90° single cooling hole specimen, which causes the 45° single cooling hole specimen had a lower failure strength. And the fracture location of the 45° multi-cooling holes specimen was consistent with the distribution of large stress.

Key words: 2.5D SiC-PyC-SiC composites; typical specimen; cooling hole structure; stress simulation; experiment research

收稿日期:2024-11-03
基金项目:中国航发自主创新专项资金项目(ZZCX-2023-038)
作者简介:邵红艳(1989–),女,四川资阳人,高级工程师,硕士,主要从事航空发动机复合材料构件强度设计工作。
引用格式:邵红艳,李 龙,沈 莲,等. 2.5D SiC-PyC-SiC复合材料气膜孔结构高温拉伸特性试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2026,39(1):92–99.
SHAO Hongyan,LI Long,SHEN Lian,et al. High temperature tensile characteristics of 2.5D SiC-PyC-SiC composites with cooling holes[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2026,39(1):92–99.

0 引言

随着先进航空发动机推重比的持续提升,涡轮前的进口温度不断升高。为满足先进航空发动机热端部件日益严苛的服役要求,急需发展高强度的轻质耐高温材料。碳化硅陶瓷基复合材料(SiC-CMC)以其高强韧、耐高温、抗烧蚀、抗氧化等优异性能,受到了业界的高度关注[1-4]。相较于金属结构,SiC-CMC应用于热端结构虽然可以提高结构的耐温能力,但为确保其长时间的使用性能,SiC-CMC热端结构的热防护不可或缺。气膜孔结构冷却作为传统的冷却方式,具有高效可靠的优点,在航空发动机高温部件的冷却防护中得到广泛应用。但气膜孔结构会破坏SiC-CMC纤维的连续性,且孔边存在应力集中,引起微裂纹从气膜孔边萌生和扩展[5],进而降低SiC-CMC结构的强度和刚度;此外,微裂纹的存在还将加剧SiC-CMC气膜孔结构在高温环境下的氧化行为,进一步降低SiC-CMC的力学性能。因此,开展SiC-CMC气膜孔结构在典型服役环境下的力学特性研究对带气膜孔结构的SiC-CMC构件的设计及强度评估具有重要意义。

研究人员从不同尺度对典型服役环境下陶瓷基复合材料(CMCs)的力学行为及失效机理开展了广泛探讨。DALMAZ[6]、MA[7]、薛建刚[8]、梁仕飞[9]等针对2.5D编织CMCs在拉伸载荷下的弹性性能、力学行为、失效机理及本构模型开展了研究。郭洪宝和谢骏[10]开展了2D平纹编织CMCs在偏轴载荷作用下的试验,计算分析了材料在复合应力下的损伤耦合力学行为。DANIEL[11]、梅辉[12]、胡殿印[13]等针对2D平纹编织CMCs在拉伸载荷下的弹性性能、失效机理及力学行为开展了研究,发现CMCs失效机理存在一定相似性:当应力水平小于材料初始基体开裂应力时,材料内部没有发生损伤,拉伸应力-应变曲线表现为线性特征;随着载荷继续增大,材料存在基体开裂、界面脱黏、滑移等损伤模式,应力-应变曲线表现为非线性特征;当应力水平大于界面完全滑移对应的应力时,随着载荷的持续增大,只有纤维能够继续承载,材料应力-应变曲线将出现第二个线性段[14]。

尽管业界针对CMCs已开展了大量的基础研究,但有关CMCs单元级和构件级力学特性的研究相对较少。THOMAS等[5]考虑涂层、热力载荷等因素,在发动机工作环境下开展了带氧化物/氧化物复合材料火焰筒的环形燃烧室性能试验,并对CMCs火焰筒应力进行了有限元分析,发展出修正的Tsai-Wu失效准则以评估结构失效风险。LI等[15-16]通过聚合物浸渍裂解(PIP)工艺制备了2D C/SiC四方、双钉横排和单钉铆接单元试样,并研究了其拉伸性能,试验结果表明,结构的失效载荷随铆钉数量的增多呈倍数增大。张毅[17]从细观力学角度研究了2D C/SiC复合材料的结构单元性能和基本力学性能与2D C/SiC单钉铆接单元拉伸性能的关系,以及氧化损伤对2D C/SiC单钉和多钉铆接单元拉伸行为的影响。郭洪宝等[18]对2D C/SiC复合材料Φ4 mm和Φ6 mm开孔试件进行了拉伸试验,获得了开孔尺寸对试件强度的影响机制,并通过声发射探头获得了拉伸过程中试件材料的损伤参量变化规律。

本研究从工程应用出发,设计了3种带气膜孔结构的2.5D SiC-PyC-SiC复合材料试样,并在1 100 ℃空气环境下开展了试样在拉伸载荷下的力学性能试验,通过有限元方法对带气膜孔结构试样的应力进行了分析,同时结合试样断口探讨了不同气膜孔结构对2.5D SiC-PyC-SiC复合材料强度的影响。相关研究结果为带气膜孔冷却结构的CMCs构件设计提供了技术支撑。

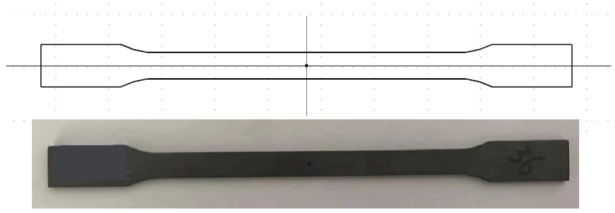
1 试验件试样及试验概况

1.1 试样

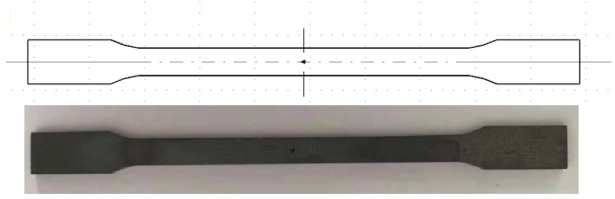
为探讨气膜孔结构,特别是气膜孔角度和开孔规律对SiC-CMC强度的影响,设计了3种含气膜孔结构的2.5D SiC-PyC-SiC复合材料试样,分别为90°单气膜孔试样、45°单气膜孔试样和45°多气膜孔试样,如图1所示。试样预制体为2.5D编织结构,细观几何结构如图2所示。待试样完成加工后采用激光打孔工艺制备气膜孔,气膜孔直径为1.2 mm,试样厚度为2.8 mm,试样长度为200.0 mm,单气膜孔试样试验段宽度为10.0 mm,多气膜孔试样试验段宽度为16.8 mm,每组试样4件。

1.2 试验概况

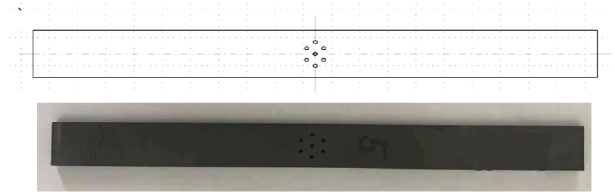
试验由中国建筑材料科学研究院完成。在1 100 ℃空气环境下开展试验,沿纤维经向方向加载;试验时将环境箱温度升温至控制温度,温度控制精度为±10 ℃,控制方法采用位移控制;随后缓慢施加拉伸载荷,加载速率为0.1 mm/min。采用力试LF5504型电液伺服动静万能试验系统进行拉伸试



(a) 90°单气膜孔试样



(b) 45°单气膜孔试样



(c) 45°多气膜孔试样

图1 气膜孔试样照片

Fig.1 Pictures of specimens with the cooling hole

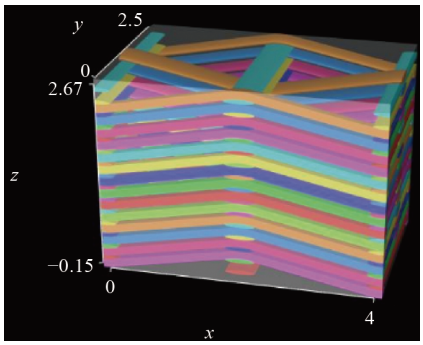


图2 2.5D编织细观结构示意图

Fig.2 Schematic diagram of 2.5D woven micro-structure

验,试验机夹头轴线与试样中心线同轴度≤0.1%。为防止试样加持段损坏,试验时在加持段粘贴金属加强片。

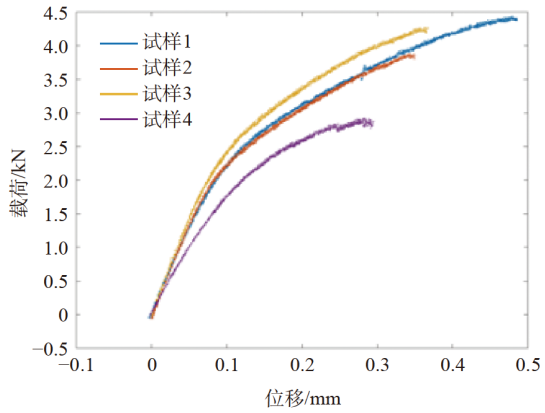
试验结果表明,90°单气膜孔试样的平均断裂载荷为3 876.2 N,45°单气膜孔试样的平均断裂载荷为3 788.2 N,45°多气膜孔试样的平均断裂载荷为5 066.6 N;所有试样的断口均位于气膜孔处,其中90°单气膜孔试样的破坏载荷离散系数最大。

2 试验结果及分析

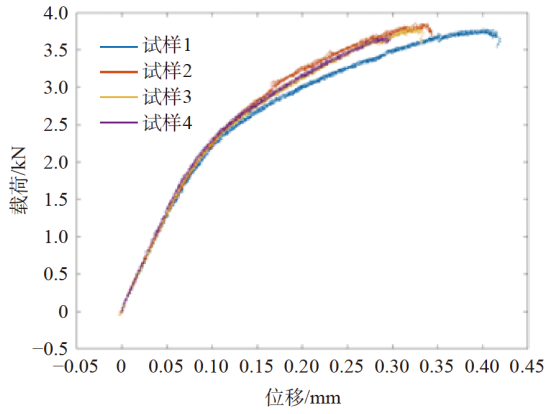
2.1 气膜孔对2.5D SiC-PyC-SiC复合材料强度的影响

1100 ℃空气环境下,90°单气膜孔、45°单气膜孔和45°多气膜孔试样在拉伸载荷作用下的载荷−位移曲线如图3所示。可以看出,90°单气膜孔试样拉伸性能的分散性明显大于45°单气膜孔试样和45°多气膜孔试样。

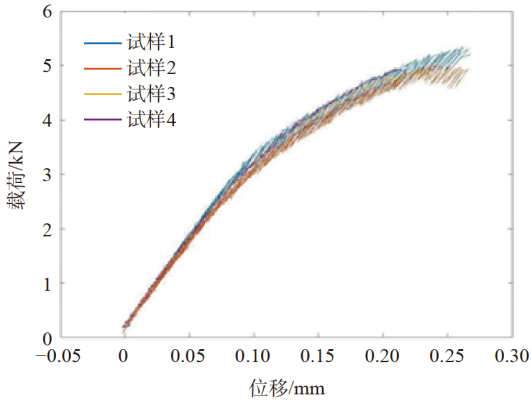
由于不同试样的尺寸不同,结合试样断口位置基本位于平行且过气膜孔轴线的平面内的断口特征,根据断口名义截面面积(A)和断裂载荷(F)计算



(a) 90°单气膜孔试样



(b) 45°单气膜孔试样



(c) 45°多气膜孔试样

图3 1 100 ℃空气环境下试样拉伸载荷−位移曲线

Fig.3 Tensile load vs. displacement curve of specimens under 1 100 ℃ air atmosphere

试样破坏强度(σ_b,$\sigma_b = F/A$)。不同试样的名义截面如图4所示(图中阴影区域),破坏强度计算结果见表1。由表可知,不同试样破坏强度的关系为:90°单气膜孔试样>45°单气膜孔试样>45°多气膜孔试样。

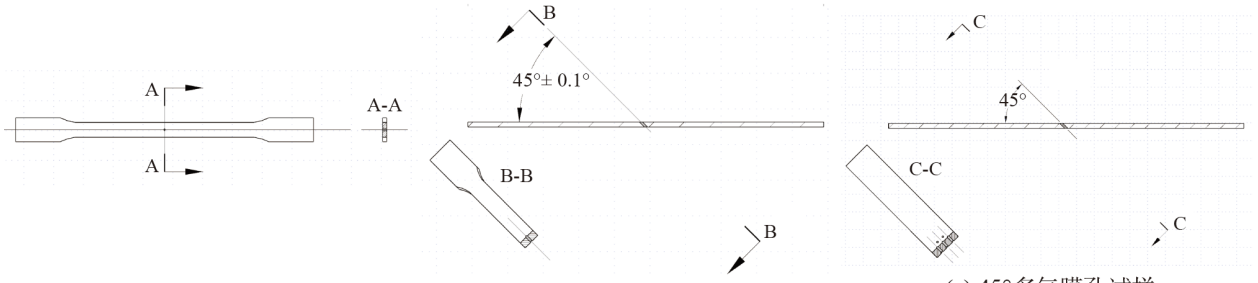
2.2 断口分析

45°气膜孔试样拉伸宏观断口形貌照片如图5所示。可以看出,试样在最小截面处发生断裂,断口与板厚度方向形成的夹角与气膜孔开孔角度基本相同。图6为45°单气膜孔试样断口的扫描电子显微镜结果。可以看出,试样断口位置基本位于平行且过气膜孔轴线的平面内,但断口面呈现出不平整形貌(图6(a));断口上存在基体碎裂、掉块(图6(b));断口处存在长度不一的拔出纤维,部分基体上存在纤维拔出后的孔洞(图6(c));拔出纤维的表面附着有残留的界面层且较为斑驳(图6(d))。此外,还发现部分拔出纤维断面不平整,表明在拉伸载荷作用下,随着损伤的演变和扩展,断口附近主应力方向发生变化。

对45°单气膜孔试样断口上的拔出纤维表面进行能谱分析,结果如图7所示。能谱分析检测到少量氧原子的存在,表明界面层发生了氧化反应。这是因为所用试样材料为SiC-PyC-SiC,SiC纤维和基体具有良好的抗氧化性能,但PyC界面层在超过800 ℃的氧化气氛中极易氧化[19]。

2.3 应力分析及讨论

3种试样在拉伸载荷下的应力分布如图8~图10所示,图中L表示沿板宽方向与孔边最大应力的距离。对比图8、图9可以看出,对于单气膜孔试样,90°



(a) 90°单气膜孔试样　(b) 45°单气膜孔试样　(c) 45°多气膜孔试样

图4 各试样名义截面示意图

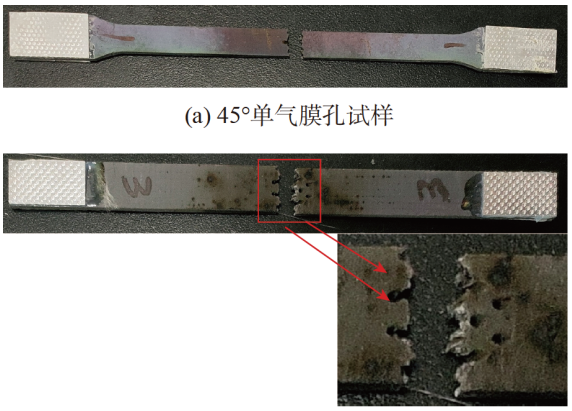
Fig.4 Diagrams of nominal section for different specimens

表1 气膜孔试样拉伸强度试验结果

Table 1 Tensile strength results of specimens

试样类型		断裂载荷(试验)/N	名义截面面积/mm^2	破坏强度(计算)/MPa
90°单气膜孔	1	3 871.1	24.6	157.1
	2	4 272.5		173.4
	3	2 925.0		118.7
	4	4 436.3		180.0
	平均值	3 876.2	–	157.3
	离散系数/%	17.47	–	17.47
45°单气膜孔	5	3 780.5	34.8	108.5
	6	3 855.2		110.6
	7	3 817.8		109.6
	8	3 699.3		106.2
	平均值	3 788.2	–	108.7
	离散系数/%	1.52	–	1.76
45°多气膜孔	9	5 349.8	52.3	102.4
	10	5 041.1		96.4
	11	4 930.5		94.3
	12	4 944.9		94.6
	平均值	5 066.6	–	96.9
	离散系数/%	3.85	–	3.85

单气膜孔试样孔边应力集中较为明显,在距孔边不足1/2孔径距离的范围内,应力明显下降。原因在于CMCs对局部应力集中不敏感,局部应力集中不会导致材料迅速发生断裂失效,当孔边局部应力超过材料极限强度时,孔边局部将发生基体开裂,引起应力的重新分配,载荷进一步增加,导致试样损伤扩大并产生新的细观损伤,直至试样断裂。对于45°单气膜孔试样,尽管该结构的孔边最大应力小于90°单气膜孔试样,但其孔边应力集中范围由孔边扩展至板边缘,且应力水平下降幅度较小,整体应力水平较高,使得试样基体裂纹饱和的载荷低于90°单气膜孔试样,进而导致45°单气膜孔试样的破坏强度低于90°单气膜孔试样。



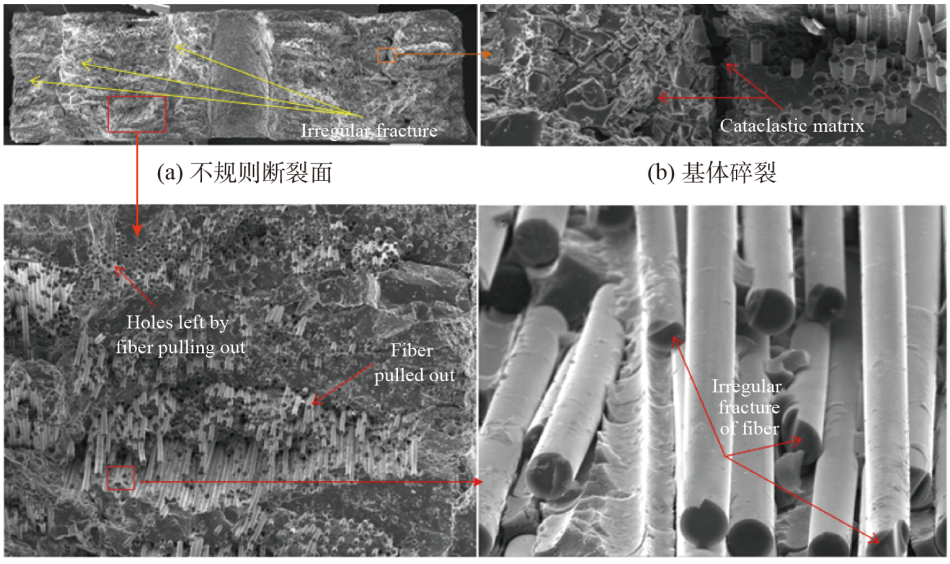
(a) 45°单气膜孔试样

(b) 45°多气膜孔试样

图5 试样宏观断口形貌

Fig.5 Macro-fracture of specimens

对比图9、图10可以看出,45°多气膜孔试样靠近气膜孔边缘的应力分布与45°单气膜孔试样的类似,拉伸载荷下同一排气膜孔之间的应力存在叠加耦合,使得同一排气膜孔之间的应力较大,导致45°多

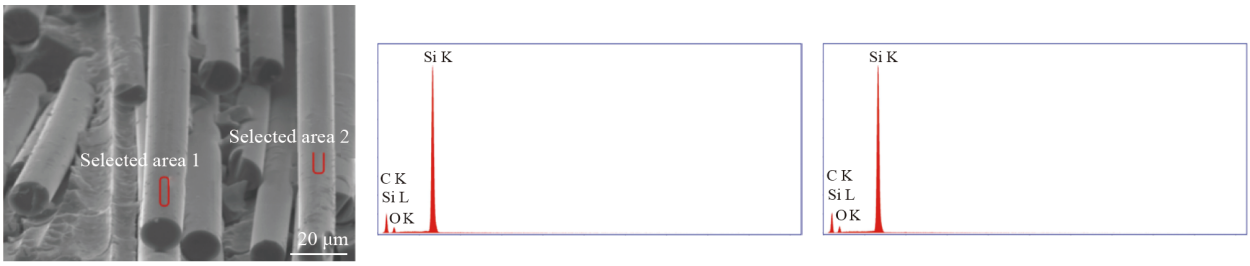


(a) 不规则断裂面 (b) 基体碎裂

(c) 纤维拔出 (d) 纤维不平整断口

图6 45°单气膜孔试样的扫描电子显微镜照片

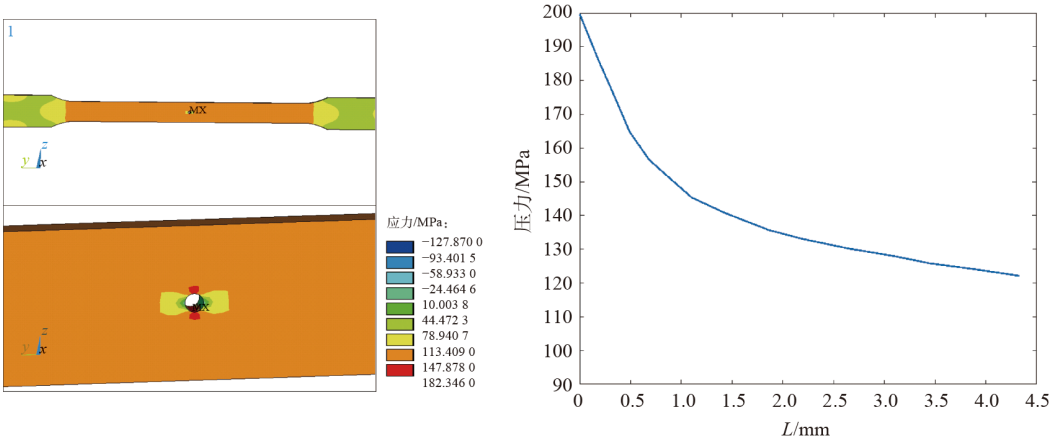
Fig.6 Scanning electron microscope pictures of the 45° single cooling hole specimen



(a) EDS分析位置 (b) 区域1 (c) 区域2

图7 45°单气膜孔试样的能量色散光谱分析结果

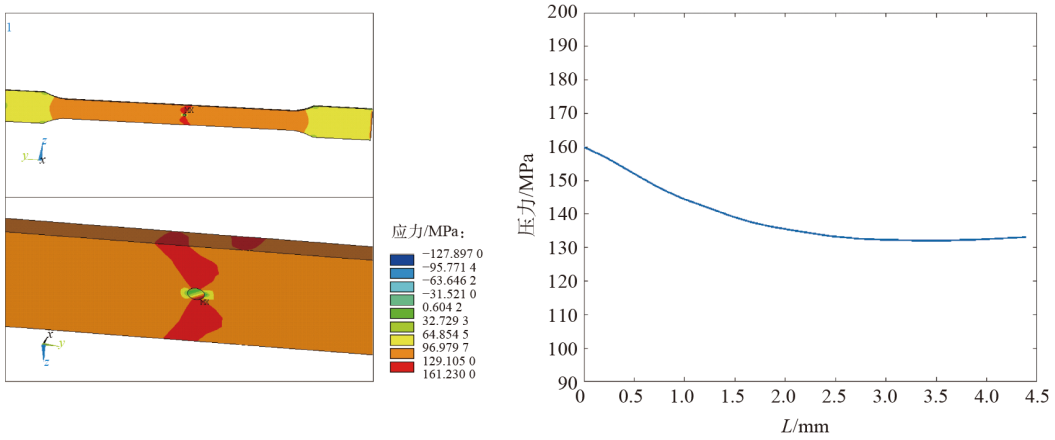
Fig.7 Energy dispersive spectrometer analysis results of the 45° single cooling hole specimen



(a) 应力云图　　(b) 气膜孔边应力分布

图8 90°单气膜孔试样应力分布

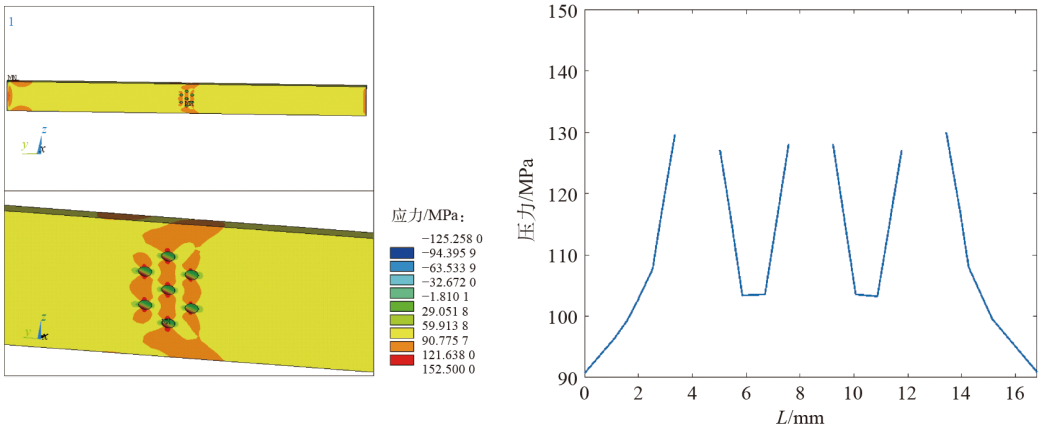
Fig.8 Stress distribution of the 90° single cooling hole specimen



(a) 应力云图　　(b) 气膜孔边应力分布

图9 45°单气膜孔试样应力分布

Fig.9 Stress distribution of the 45° single cooling hole specimen



(a) 应力云图　　(b) 气膜孔边应力分布

图10 45°多气膜孔试样应力分布

Fig.10 Stress distribution of the 45° multi-cooling holes specimen

气膜孔试样的破坏强度降低;不同排气膜孔之间的应力基本不存在耦合,多气膜孔试样大应力分布位置与试样断口位置吻合。

3 结论

通过对3种2.5D SiC-PyC-SiC复合材料带气膜孔结构试样的试验与分析,得到以下结论:

(1) 不同2.5D SiC-PyC-SiC复合材料气膜孔试样在拉伸载荷下的应力-应变曲线呈现明显的非线性特征,不同试样破坏强度的关系为90°单气膜孔试样>45°单气膜孔试样>45°多气膜孔试样。

(2) 3种试样断口位置基本位于平行且过气膜孔轴线的平面内。45°单气膜孔试样断口呈现出不平整形貌,部分拔出纤维存在不平整断面,表明试样从损伤扩展至完全断裂的过程中,断口区域的主应力方向发生了变化。

(3) 45°单气膜孔试样孔边最大应力低于90°单气膜孔试样,但其整体应力水平高于90°单气膜孔试样,导致其破坏强度低于90°单气膜孔试样;45°多气膜孔试样大应力分布位置与断口位置吻合。

(4) 2.5D SiC-PyC-SiC复合材料气膜孔结构的拉伸力学性能主要受气膜孔角度、整体应力水平影响,工程中针对CMCs结构在进行气膜孔冷却设计时,在满足冷却要求的前提下,还应当考虑气膜孔对材料强度的影响;除关注气膜孔局部最大应力外,还应关注气膜孔对周围区域应力的影响,尽量减小或避免气膜孔之间应力的耦合叠加,以降低气膜孔对结构整体承载能力的影响。

参考文献:

[1] 刘巧沐,黄顺洲,何爱杰. 碳化硅陶瓷基复合材料在航空发动机上的应用需求及挑战[J]. 材料工程,2019,47(2):1-10.
LIU Qiaomu,HUANG Shunzhou,HE Aijie. Application requirements and challenges of CMC-SiC composites on aero-engine[J]. Journal of Materials Engineering,2019,47(2):1-10. (in Chinese)

[2] KATOH Y,SNEAD L L,HENAGER C H. et al. Current status and recent research achievements in SiC/SiC composites[J]. Journal of Nuclear Materials,2014,455(1-3):387-397.

[3] 焦 健,齐 哲,吕晓旭,等. 航空发动机用陶瓷基复合材料及制造技术[J]. 航空动力,2019,(5):17-21.
JIAO Jian,QI Zhe,LV Xiaoxu,et al. The manufacture processing of SiC_f/SiC composite materials and products for aero engine[J]. Aerospace Power,2019,(5):17-21. (in Chinese)

[4] VEDULA V,SHI Jun,LIU Shiling. Sector rig test of a ceramic matrix composite (CMC) combustor liner[R]. ASME GT2006-90341,2006.

[5] THOMAS B,STEFAN H,PETER M,et al. Development and test of oxide/oxide CMC combustor liner demonstrators for aero engines[R]. ASME GT2016-57323,2016.

[6] DALMAZ A,DUCRET D,EL GUERJOUMA R,et al. Elastic moduli of a 2.5D C_f/SiC composite: experimental and theoretical estimates[J]. Composites Science and Technology,2000,60(6):913-925.

[7] MA Junqiang,XU Yongdong,ZHANG Litong,et al. Microstructure characterization and tensile behavior of 2.5D C/SiC composites fabricated by chemical vapor infiltration[J]. Scripta Materialia,2006,54(11):1967-1971.

[8] 薛建刚,高希光,方光武,等. 2.5D C/SiC复合材料连续损伤本构模型[J]. 复合材料学报,2016,33(3):606-612.
XUE Jiangang,GAO Xiguang,FANG Guangwu,et al. Continuum damage constitutive model of 2.5D C/SiC composite[J]. Acta Materiae Compositae Sinice,2016,33(3):606-612. (in Chinese)

[9] 梁仕飞,矫桂琼. 2.5维自愈合C/SiC复合材料的拉伸应力-应变关系[J]. 航空动力学报,2013,28(10):2216-2222.
LIANG Shifei,JIAO Guiqiong. Tensile stress-strain behavior of 2.5-D self-healing C/SiC composite[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(10):2216-2222. (in Chinese)

[10] 郭洪宝,谢 骏. 2D-SiC/SiC复合材料损伤耦合力学行为[J]. 材料工程,2019,47(10):160-165.
GUO Hongbao,XIE Jun. Damage coupling mechanical behaviors of 2D-SiC/SiC composite[J]. Journal of Materials Engineering,2019,47(10):160-165. (in Chinese)

[11] DANIEL I M,ANASTASSOPOULOS G,LEE J W. The behavior of ceramic matrix fiber composites under longitudinal loading[J]. Composites Science and Technology,1993,46(2):105-113.

[12] 梅 辉,成来飞,张立同,等. 2维C/SiC复合材料的拉伸损伤演变过程和微观结构特征[J]. 硅酸盐学报,2007,35(2):137-143.
MEI Hui,CHENG Laifei,ZHANG Litong,et al. Damage evolution and microstructural characterization of a cross-woven C/SiC composite under tensile loading[J].

Journal of the Chinese Cetamic Society,2007,35(2):137−143. (in Chinese)

[13] 胡殿印,曾雨琪,张　龙,等. 二维编织SiC/SiC陶瓷基复合材料宏观弹性常数预测及模态试验研究[J]. 推进技术,2018,39(2):465−472.
HU Dianyin,ZENG Yuqi,ZHANG Long,et al. Effective elastic constants prediction and modal test of 2D braided SiC/SiC ceramic matrix composites[J]. Journal of Propulsion Technology,2018,39(2):465−472. (in Chinese)

[14] 韩　笑. SiC/SiC复合材料力学性能的高温稳定性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
HAN Xiao. Research on high temperature stability of mechanical properties of SiC/SiC composites[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2018. (in Chinese)

[15] LI Guangde,WU Xinfeng,ZHANG Changrui,et al. Theoretical simulation and experimental verification of C/SiC joints with pins or bolts[J]. Materials & Design,2014,53:1071−1076.

[16] LI Guangde,ZHANG Yudi,ZHANG Changrui,et al. Design, preparation and properties of online-joints of C/SiC–C/SiC with pins[J]. Composites Part B: Engineering,2013,48:134−139.

[17] 张　毅. CVI-2D C/SiC复合材料铆接单元的力学行为与失效机制[D]. 西安:西北工业大学,2017.
ZHANG Yi. Mechanical behaviors and failure mechanisms of Z-pinned joints for 2D C/SiC composite prepared by chemical vapor infiltration[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2017. (in Chinese)

[18] 郭洪宝,王　波,矫桂琼,等. 2D-C/SiC复合材料开孔试件拉伸特性和失效分析[J]. 航空材料学报,2012,32(4):80−86.
GUO Hongbao,WANG Bo,JIAO Guiqiong,et al. Tensile properties and failure analysis of 2D-C/SiC composite laminates with circular holes[J]. Journal of Aeronautical Materials,2012,32(4):80−86. (in Chinese)

[19] 张冰玉,王　岭,焦　健,等. 界面层对SiC_f/SiC复合材料力学性能及氧化行为的影响[J]. 航空制造技术,2017,12:78−83.
ZHANG Bingyu,WANG Ling,JIAO Jian,et al. Effect of interface on mechanical property and oxidation behavior of SiC_f/SiC composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2017,12:78−83. (in Chinese)