

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.05.014

耐高温树脂基复合材料高速冲击性能测试研究

李文锋¹, 罗 潇², 陈佳昭², 祁 曼³, 张 鹏³, 胡晓安¹,
隋天校¹, 滕雪峰¹

(1. 南昌航空大学动力与能源学院, 南昌 330063; 2. 中国航发湖南动力机械研究所, 株洲 412002;
3. 湖南博翔新材料有限公司, 长沙 410017)

摘要: 针对耐高温树脂基复合材料在室温及 350 °C 条件下的抗冲击性能测试需求, 开发了高温环境下复合材料靶板的冲击试验方法, 克服了传统方法“控温难”及“易损伤炉体”的缺点, 完成了 350 °C 条件下球形弹及叶片模拟件冲击碳纤维复合材料靶板的试验测试, 并结合断层扫描技术揭示了其冲击失效机理。结果表明: 在所选工艺条件下, 碳纤维复合靶板室温弹道极限约为 150 m/s, 所开发的冲击试验方法能够稳定实现 350 °C 下球形子弹及叶片模拟件对碳纤维靶板的冲击测试, 复合材料在 350 °C 下的拉伸强度较室温下降约 9.3%, 但断裂延性提高约 34.0%, 350 °C 复合材料靶板冲击性能与室温冲击性能并无显著差异。研究成果为先进复合材料防护结构的设计和优化提供了试验依据与理论支持。

关键词: 耐高温树脂基复合材料; 高温; 冲击测试; 碳纤维; 聚酰亚胺树脂

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)05-0932-09

Research on High-Velocity Impact Performance Testing of High-Temperature Resistant Resin-Based Composites

LI Wenfeng¹, LUO Xiao², CHEN Jiazhao², QI Man³, ZHANG Peng³, HU Xiaohan¹,
SUI Tianxiao¹, TENG Xuefeng¹

(1. School of Power and Energy, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;
2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou 412002, China;
3. Hunan Boom New Materials Co., Ltd., Changsha 410017, China)

Abstract: In response to the need for evaluating the impact resistance of high-temperature resin-based composites at both room temperature and 350 °C, a novel impact testing method at high temperature is developed to overcome conventional challenges such as poor temperature control and damage to furnace components. Using spherical projectiles and blade-simulating specimens, high-temperature impact tests are successfully conducted on carbon-fiber composite targets. X-ray computed tomography is employed to elucidate the damage and failure mechanisms under elevated-temperature impact. Results show that, under the selected processing conditions, the ballistic limit velocity of the carbon-fiber composite target at room temperature is approximately 150 m/s; the proposed method enables stable and repeatable impact testing at 350 °C for both projectile types. At 350 °C, the composite exhibits a about 9.3% reduction in tensile strength and a about 34.0% increase in fracture strain compared with room temperature. Despite these changes, the overall impact resistance remains comparable between the two temperature conditions. This study provides

收稿日期: 2025-06-27; 修订日期: 2025-08-31

通信作者: 隋天校, 男, 讲师, E-mail: 13240331839@163.com。

引用格式: 李文锋, 罗潇, 陈佳昭, 等. 耐高温树脂基复合材料高速冲击性能测试研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(5): 932-940. LI Wenfeng, LUO Xiao, CHEN Jiazhao, et al. Research on high-velocity impact performance testing of high-temperature resistant resin-based composites[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(5): 932-940.

critical experimental evidence and theoretical support for the design and optimization of high-temperature composite protective structures.

Key words: high-temperature resistant resin-based composites; high-temperature; impact testing; carbon fiber; polyimide resin

结构轻量化是提高航空发动机推重比的关键途径,传统高强度金属结构机匣已难以满足现代航空发动机日益增长的性能需求^[1-2],树脂基复合材料具有高比强度、高比模量和易设计等优点^[3-4],成为航空发动机压气机机匣的理想结构材料,能够显著降低整机质量^[5]。

随着航空发动机性能的不不断提升,其冷端部件服役温度可达 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ ^[6-7]。同时,航空发动机机匣的包容性问题直接关系到飞行安全,一旦发动机发生非包容事故,轻则导致飞行功能损失,重则机毁人亡^[8-11]。因此,开发兼具高温耐受性与抗冲击能力的树脂基复合材料机匣,已成为先进航空发动机发展的重要趋势。

国内外学者针对树脂基复合材料冲击性能开展了大量研究,主要集中于不同结构因素对复合材料靶板冲击性能、损伤形貌及吸能值等的影响^[12-13]。南京航空航天大学刘璐璐团队^[14]研究表明,湿热老化显著降低了复合材料机匣的吸能能力。西北工业大学张超团队^[15]通过不同碳纤维与芳纶纤维混编比的复合材料靶板冲击试验发现,随着芳纶纤维比例的增加,复合材料靶板的抗冲击性能得到提升。东华大学张辰^[16]研究了混杂比对复合材料高速冲击性能的影响,结果表明:当碳纤维与玻璃纤维的比例为1:1时,复合材料层合板的弹道极限速度最大,相较于单一碳纤维增强复合材料,弹道极限速度提升了约10%。洛阳船舶材料研究所张用兵等^[17]研究了碳纤维与超高分子量聚乙烯纤维混杂比及混杂方式对复合材料冲击韧性的影响,发现层间混杂方式对冲击韧性的改善作用最为显著。

英国诺丁汉大学 Turner 等^[18]开展了不同速度条件下的复合材料冲击试验,发现低速、中速以及高速条件下复合材料靶板的失效模式并不相同。美国加利福尼亚大学 Grunenfelder 等^[19]设计并验证了一种具有优异抗冲击性能的碳纤维复合材料层合结构,该结构能够有效抑制复合材料面板在穿透冲击载荷作用下的厚度方向损伤扩展,从而提升整体韧性,并显著增强其抗冲击能力。Muhi 等^[20]研究发现,在高强纤维中引入韧性纤维后,可明显提高复合材料靶板的能量吸收能力。比利时鲁汶大学 Yentl 等^[21]对纤维混杂复合材料的力学性能

进行了系统综述,指出纤维混杂是一种提升树脂基复合材料抗冲击性能的有效手段,纤维混杂度越大,界面数量增多,更容易发生层间脱层,从而吸收更多的能量,通过合理设计混杂结构,可在复合材料强度、韧性、质量、成本以及环保之间取得平衡。

由于高温环境下的高速冲击试验难度大,相关研究较少,并且主要集中于高温合金的抗冲击性能^[22-25]研究。目前关于树脂基复合材料在高温环境下冲击性能的研究仍较为有限,这一现状制约着先进航空发动机结构轻量化发展,因此耐高温树脂基复合材料的抗冲击性能相关研究亟待开展。

本文以碳纤维增强树脂基复合材料为研究对象,首先在室温条件下采用球形弹进行了复合材料靶板的弹道极限测试;随后开发了高温环境下的高速冲击试验方法,实现了叶片模拟件冲击高温碳纤维复合材料靶板测试;建立了复合材料靶板的冲击动力学模型,探讨了试验参数、材料性能以及纤维混编模式对抗冲击能力的影响。

1 碳纤维靶板弹道极限测试

1.1 复合材料靶板结构特征

复合材料靶板的长度与宽度均为 250 mm, 其名义厚度为 3 mm, 如图 1 所示。复合材料靶板在直径为 220 mm 的圆周上开有 28 个 $\Phi 8$ mm 的螺栓孔, 利用螺栓将复合材料靶板与夹具支撑固定。子弹冲击复合材料靶板中心区域, 故切除夹具中心圆形区域, 从而防止子弹冲击金属夹具。

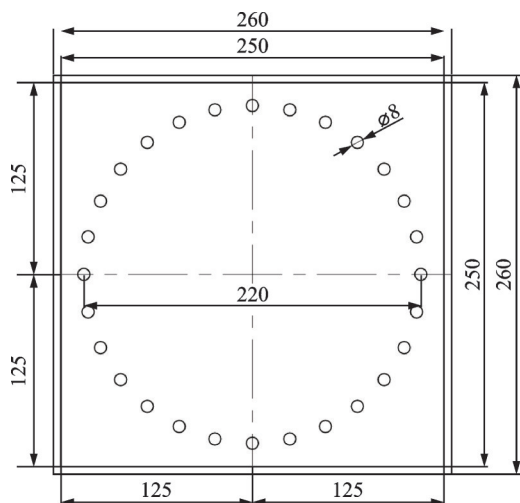


图1 复合材料靶板尺寸

Fig.1 Composite target panel dimensions

复合材料靶板的增强纤维为 T800 碳纤维,其编织方式为斜纹编织,树脂为 PMR-350 聚酰亚胺树脂,每层名义厚度为 0.3 mm,共铺 10 层。

在进行冲击性能测试前,利用计算机断层扫描技术完成了复合材料靶板的无损检测,扫描区域为靶板的冲击中心区域 50 mm×50 mm,靶板试样实物图及扫描图像如图 2 所示。扫描的分辨率为 30 μm,对 CT 图像数据进行孔隙阈值分割识别,获得其内部孔隙率约为 1.96%。

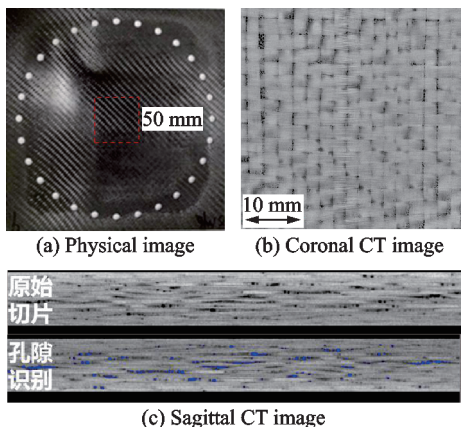


图 2 复合材料靶板实物及断层扫描结果

Fig.2 Physical photograph and CT scan of the composite target panel

1.2 弹道极限测试方法

采用轻气炮装置开展树脂基复合材料的高速冲击试验,试验装置如图 3 所示。

轻气炮装置通过高压气体对弹体进行加速,由测速传感器及高速摄像机测量弹体入射前的速度,高速摄像机记录整个冲击过程并计算弹体剩余速度,高速摄像机的帧率为 100 000 s⁻¹,由于高速摄像机曝光时间过短,配备高功率光源来提高画面亮度;试验前进行弹体速度调试确定合适的气压,弹体为 9 mm 直径钢珠,其名义体积为 381.7 mm³,材料密度为 7.8 g/cm³,名义质量为 2.963 g。

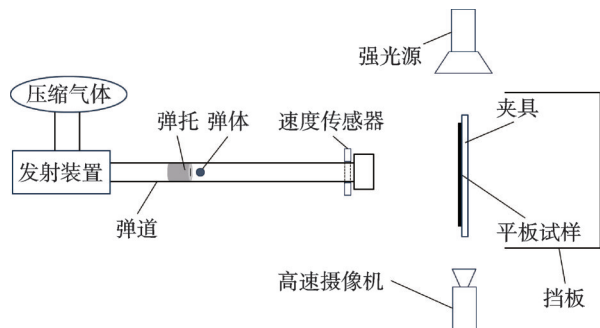


图 3 室温弹道极限测试装置示意图

Fig.3 Schematic of the room temperature ballistic limit test rig

1.3 高温环境下冲击试验方案设计

复合材料靶板尺寸较大,为创造高温环境,需设计加热装置。现有冲击试验加热方案主要包括两类:基于铸铜加热环以及基于高温炉的加热方式。铸铜加热环由于开放的加热环境,很难对目标温度进行精准控制,存在复合材料靶板加热不均匀的问题,高温炉虽然能够准确控制温度,加热均匀,但其封闭结构容易被高速弹体破坏,且难以重复使用,效率低。

为了提高试验效率,将高温炉由“立式”安装改变为“卧式”安装,在保留高温炉控温精准、加热均匀等优点的同时,克服了弹体易冲击炉体的劣势。

主要加热部分结构及弹道轨迹如图 4 所示,其外壳体尺寸为 360 mm×370 mm×800 mm,为方便高速摄像机实时记录破坏过程,在卧式高温炉壳体设置观察窗。观察窗口长 400 mm、宽 100 mm,采用耐高温玻璃覆盖,能够在 350 ℃条件下稳定工作。前后设有可拆卸盖板,除观察口所在位置外,其余三面均设有加热板,用于加热复合材料靶板。加热板与高温炉壳体之间放置石棉隔热板,保证高温炉稳定加热。

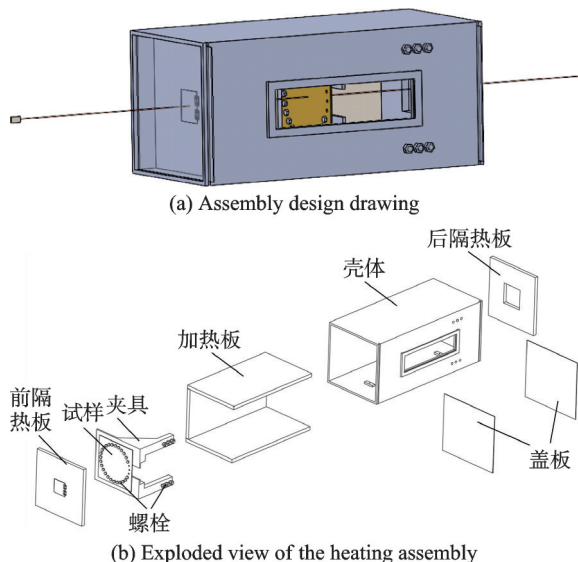


图 4 复合材料靶板加热装置

Fig.4 Heating device for the composite target panel

为便于子弹冲击复合材料靶板,在前隔热板上开方形孔,方形孔尺寸为 80 mm×80 mm。考虑到冲击靶板后子弹轨道可能发生偏转,后隔热板方形孔尺寸增大为 120 mm×120 mm,保证子弹不会撞击高温炉壳体。

隔热板的方形孔可通过铰链结构实现闭合。在加热及保温阶段,需关闭隔热板方形孔,以确保高温炉内温度平稳升至设定值;在冲击试验过程

中,再将方形孔打开。由于靶板与前后隔热板保持较大距离,短时间内打开方形孔并不会显著扰动炉内温度。在靶板冲击位置附近布置热电偶,用于实时测温与温控。夹具底座则固定于壳体侧面,并在侧面开槽,以扩大图像采集视野。

1.4 弹道极限测试结果

室温 RT 及高温环境条件下复合材料靶板的弹道极限测试结果如表 1 所示。

表 1 复合材料靶板弹道极限测试结果

Table 1 Results of the ballistic limit test for the composite target panel				
试样编号	温度/ ℃	冲击速度 $v_i/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	剩余速度 $v_r/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	是否 击穿
C-1	RT	521.74	356.32	穿透
C-2	RT	491.80	413.19	穿透
C-3	RT	508.47	448.79	穿透
C-4	RT	504.20	452.40	穿透
C-5	RT	521.74	455.61	穿透
C-6	RT	535.71	454.43	穿透
C-7	RT	526.32	430.60	穿透
C-8	RT	521.82	443.87	穿透
C-9	RT	483.87	427.99	穿透
C-10	RT	512.82	452.02	穿透
C-11	RT	508.47	446.79	穿透
C-12	RT	517.24	449.96	穿透
C-13	RT	521.74	470.74	穿透
C-14	RT	521.73	488.49	穿透
C-15	RT	517.24	465.44	穿透
C-16	RT	508.47	412.09	穿透
C-17	RT	271.49	221.71	穿透
C-18	RT	182.37	117.69	穿透
C-19	RT	161.29	31.162	穿透
C-21	RT	156.66	40.98	穿透
C-22	RT	151.89	33.97	穿透
C-23	RT	146.69	0.00	未穿透
C-24	RT	146.70	0.00	未穿透
C-25	RT	137.93	0.00	未穿透
C-26	350	155.24	0.00	未穿透
C-27	350	208.56	173.12	穿透

图 5 为初始冲击速度与剩余速度之间的关系,共开展冲击试验 27 次,其中包括 25 次室温冲击试验和 2 次在 350 ℃高温条件下的冲击试验。试验结果表明:在本文所采用的工艺条件下,复合材料靶板在高温下的抗冲击性能与室温下相比无显著差异。

利用 Lambert 公式^[2,26]对室温条件下的试验数据进行拟合,其表达式如下

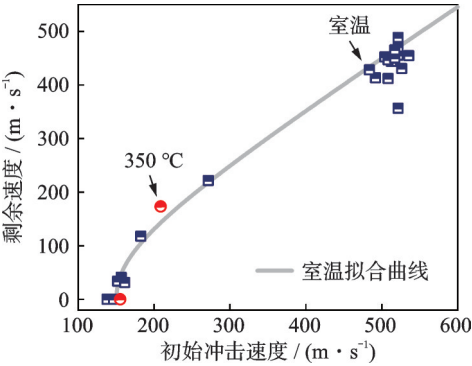


图 5 弹体初始速度与剩余速度关系

Fig.5 Initial velocity vs residual velocity of the projectile

$$v_r = \lambda(v_0^K - v_{50}^K)^{1/K} \tag{1}$$

式中: v_r 为弹体剩余速度, v_0 为弹体初始冲击速度, v_{50} 为弹道极限速度, K 与 λ 为与温度相关的材料参数。利用室温条件下的试验数据拟合式(1),得到 K 与 λ 的数值分别为 2.19 与 0.93, $v_{50}=150.3 \text{ m/s}$,即室温下碳纤维靶板的弹道极限值为 150.3 m/s。

图 6 为不同靶板损伤形貌,其中 C-7 靶板的主要失效模式为纤维断裂、层间分离及面外剪切破坏,且背面失效破坏范围明显大于正面。C-25 复合材料靶板的失效模式为面外压缩、背面纤维拉伸破坏及局部纤维断裂。两者失效破坏范围较小,这是由于碳纤维的脆性断裂,缺乏塑性形变耗散冲击能量。

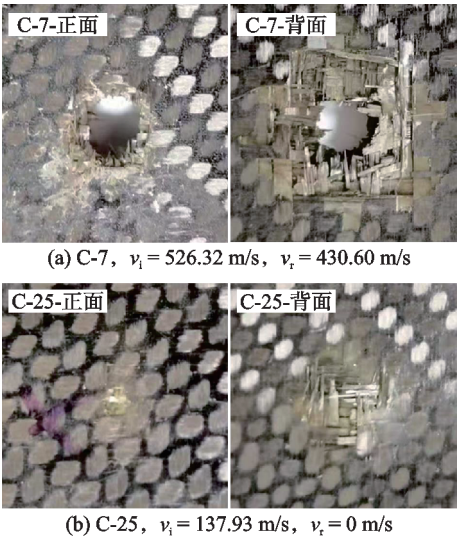


图 6 不同复合材料靶板的损伤形貌

Fig.6 Failure modes of different composite target panels

冲击后复合材料靶板的断层扫描结果如图 7 所示。厚度方向的扫描结果表明,在所采取的试验条件下,靶板损伤主要集中在弹体冲击区域,其他区域未见明显破坏;长度和宽度方向的扫描

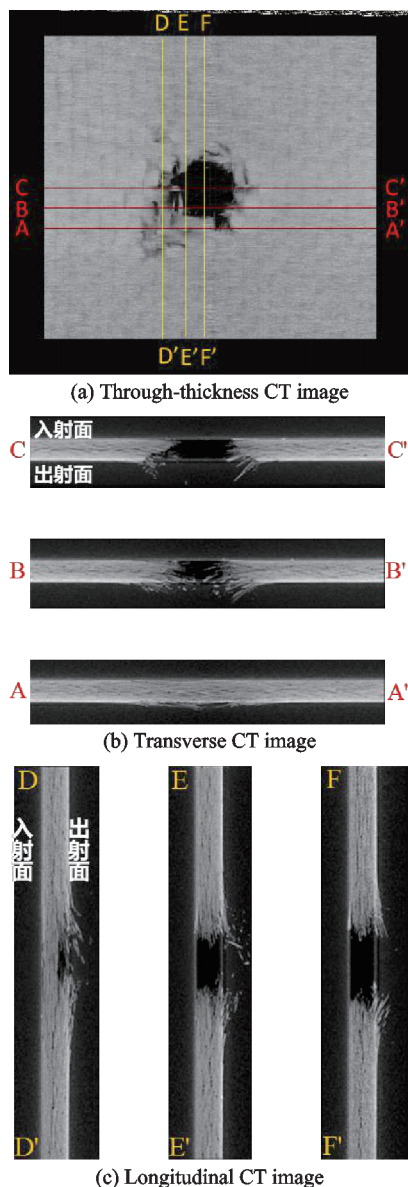


图7 冲击后复合材料靶板断层扫描结果

Fig.7 CT scan results of the composite target panel after impact

结果则显示,靶板入射面的损伤面积小于出射面。

通过对CT扫描图像进行阈值分割,将靶板损伤体积进行可视化处理,得到其体积为 288.63 mm^3 ,如图8所示,靶板因冲击产生分层现象,使得损伤体积边缘存在片状结构。

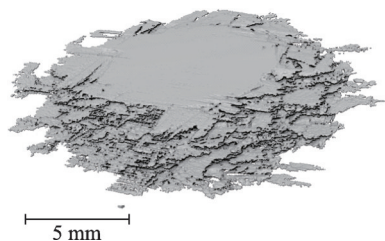


图8 基于球形弹的复合材料靶板损伤体积

Fig.8 Damage volume in the composite target panel induced by a spherical projectile

2 模拟叶片冲击高温靶板测试

2.1 高温环境下冲击试验方案设计

为了考核复合材料靶板在近服役工况下的抗冲击性能,在高温环境下的弹道冲击试验方案的基础上开展测试,采用钛合金作为弹体材料,叶片模拟件形状为长方体,叶片模拟件尺寸为 $26 \text{ mm} \times 15 \text{ mm} \times 4 \text{ mm}$,近似模拟叶片形状,如图9所示。

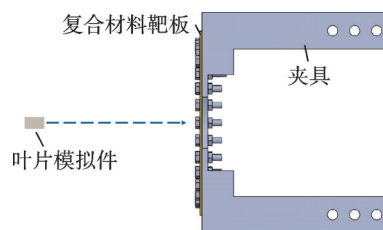


图9 基于叶片模拟件的冲击方案

Fig.9 Impact test scheme based on a blade simulator

叶片模拟件冲击复合材料靶板的中心区域,在靶板背弹面中心位置粘贴热电偶,用于实时监测并控制靶板温度。当靶板加热至设定温度并稳定保温 20 min 后,实施叶片模拟件的高速冲击试验。

2.2 高温复合材料靶板冲击试验结果

350°C 条件下叶片模拟件的冲击过程如图10所示,钛合金叶片模拟件垂直击穿靶板,瞬间产生大量材料碎屑,同时出现明亮火星,冲击靶板前后叶片模拟件的速度均由高速摄像机测量。

图10 350°C 下叶片模拟件冲击靶板过程

Fig.10 Process of the blade simulator impacting the target panel at 350°C

叶片模拟件冲击复合材料靶板的测试结果如表2所示,共完成两次叶片模拟件冲击打靶试验,试验结果表明,碳纤维复合材料靶板被叶片模拟件击穿,并且随着冲击速度的增大,复合材料的靶板吸能提升。

图11为 350°C 下复合材料靶板的冲击损伤形貌,靶板冲击中心纤维束断裂后,纤维束沿着断口一边大面积撕裂拔出,另一边纤维束轻微拔出突起,主要失效模式为面外剪切破坏和纤维断裂。

表 2 350 ℃ 下叶片模拟件冲击复合材料靶板测试结果

Table 2 Test results of the blade simulator impacting the composite target panel at 350 ℃

试样编号	冲击速度 $v_i/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	剩余速度 $v_r/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	吸能值/J
C-HT-1	356.97	247.70	217.71
C-HT-2	285.56	147.89	196.02

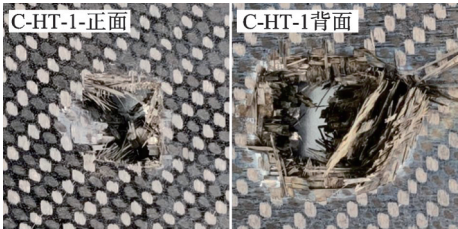


图 11 350 ℃下复合材料靶板的冲击损伤形貌

Fig.11 Impact-induced damage morphology of the composite target panel at 350 ℃

图 12 为复合材料靶板冲击后的断层扫描结果,靶板在纤维断裂处内部出现了分层现象,冲击断口边缘周围未出现明显损伤,整个损伤区域仅分布于侵彻位置。靶板主要通过纤维变形与内部分层来吸收能量。

对高温环境下复合材料靶板的冲击损伤进行可视化处理,如图 12(b)所示,其体积为 425.84 mm³,明显大于球形弹造成的损伤体积,且形状近似方形。损伤区边缘可见片状剥离结构,表明复合材料靶板在冲击区域发生了分层现象。

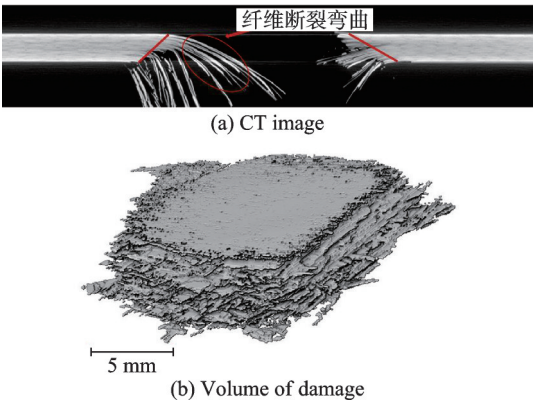


图 12 叶片模拟件冲击后靶板断层扫描结果

Fig.12 Post-impact tomography results of the target panel impacted by the blade simulator

3 碳纤维靶板抗冲击性能仿真

3.1 复合材料靶板基础力学性能测试

为了获得碳纤维复合材料基础力学性能参数,满足碳纤维靶板抗冲击性能仿真的需求,参考 GB/T 1447—2005 纤维增强塑料拉伸性能试验方法开展力学试验。

将随炉固化的耐高温树脂基复合材料制备成拉伸性能测试用试样,分别在室温和 350 ℃高温条件下测试其拉伸强度、弹性模量及断裂延性。试验过程中,采用微型高温炉对试样标距段进行局部加热,营造高温服役环境,温度控制精度为(350±1) ℃,炉内设置两个集测量与控制功能于一体的热电偶以确保温度稳定性,弹性模量和断裂延性通过引伸计进行测量,如图 13 所示。

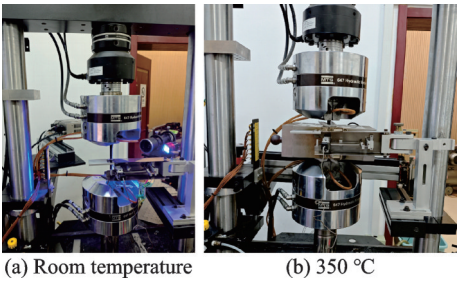


图 13 复合材料强度及模量测试试验

Fig.13 Strength and modulus testing of the composite

耐高温树脂基复合材料基础力学性能测试结果如表 3 所示,分别在室温及 350 ℃下开展拉伸测试,每种温度下测试 5 件试样。

表 3 耐高温树脂基复合材料基础力学性能测试结果

Table 3 Test results of basic mechanical properties for the high-temperature resistant resin-based composite

序号	温度/℃	强度/MPa	模量/GPa	延性
1	RT	903.78	77.12	未测到
2		895.97	84.10	0.007 6
3		727.44	86.01	0.009 0
4		858.59	83.10	0.010 0
5		878.95	80.69	0.011 0
均值		852.94	82.20	0.009 4
6	350	760.91	96.35	0.009 8
7		794.24	66.45	未测到
8		748.92	57.49	0.013 2
9		792.41	61.68	0.014 8
10		770.66	86.59	未测到
均值		773.43	73.71	0.012 6

由于“引伸计打滑”等原因,1 号试样、7 号试样与 10 号试样的断裂延性未测到。室温下耐高温树脂基复合材料的断裂强度、弹性模量以及断裂延性分别为 852.94 MPa、82.20 GPa 以及 0.009 4,350 ℃下断裂强度、弹性模量以及断裂延性分别为 773.43 MPa、73.71 GPa 以及 0.012 6。

相较于室温条件,350 ℃条件下耐高温树脂基复合材料拉伸强度降低 9.3%,弹性模量降低 10.3%,断裂延性提高 34.0%。

3.2 复合材料靶板冲击动力学建模

参考球形弹冲击复合材料靶板的试验条件,建立了复合材料靶板冲击动力学模型,如图 14 所示。

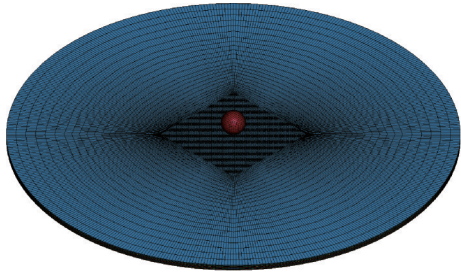


图 14 复合材料靶板冲击动力学模型

Fig.14 Dynamic model for impact on the composite target panel

联立 Hypermesh 软件与 Lsdyna 软件建立了复合材料靶板有限元模型,仿真模型中靶板尺寸为 $\Phi 220\text{ mm}$,厚度为 3 mm ,厚度方向共 10 层网格,每层网格模拟一层复合材料铺层,冲击区域 ($50\text{ mm} \times 50\text{ mm}$) 加密,靶板利用 Lsdyna 软件中的 Mat54_55 材料建模,模拟室温及 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 条件下复合材料靶板的冲击动力学响应。

子弹为 $\Phi 9\text{ mm}$ 球体,设置其为刚体,弹性模量为 210 GPa ,泊松比为 0.3 ,密度为 7.8 g/cm^3 ,采用 Mat20 材料建模,子弹入射速度设置为 500 m/s 。

室温及 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的材料参数如表 4 所示,其中 E 为弹性模量, ν 为泊松比, G 为剪切模量,1 方向与 2 方向为复合材料面内方向,3 方向为复合材料面外方向, δ 为断裂延性, σ_{1T} 为 1 方向的拉伸强度, σ_{1C} 为 1 方向的压缩强度, σ_{12S} 为面内剪切强度,选用 Chang/Chang 失效准则。

表 4 室温及 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下的材料参数($\text{mm}\cdot\text{MPa}$ 单位制)

Table 4 Material parameters at room temperature and $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ (in units of $\text{mm}\cdot\text{MPa}$)

参数	E_1	E_2	E_3	ν_{12}	ν_{13}
室温	82 200	82 200	10 000	0.28	0.18
$350\text{ }^{\circ}\text{C}$	73 710	73 710	8 200	0.28	0.18
参数	ν_{23}	G_{12}	G_{13}	G_{23}	δ
室温	0.18	5 000	2 500	2 500	0.009 4
$350\text{ }^{\circ}\text{C}$	0.18	4 400	2 200	2 200	0.012 6
参数	σ_{1T}	σ_{1C}	σ_{2T}	σ_{2C}	σ_{12S}
室温	853	700	853	700	150
$350\text{ }^{\circ}\text{C}$	773	640	773	640	135

根据图 5 及式 (1),室温条件下入射速度为 500 m/s 时,子弹剩余速度为 449.4 m/s ,并且复合材料靶板室温冲击试验结果与高温冲击试验结果无显著差异。

仿真结果显示:室温下球形子弹的剩余速度为 471.52 m/s ,相较于试验结果,剩余速度仿真结果相对误差为 4.92% ,仿真误差满足分析要求。

$350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下球形弹的剩余速度仿真结果为 469.23 m/s ,相较于室温仿真结果降低了 0.49% ,高温与室温下球形弹剩余速度仿真结果相当。

表 3 所列测试结果表明:在本文所采用的工艺条件下,随着温度由室温升高至 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$,复合材料的拉伸强度降低 9.3% ,其断裂延性提升 34.0% 。而在其他条件保持不变的前提下,复合材料的冲击吸能能力随着拉伸强度和断裂延性的提升而增强。

因此,尽管高温环境会对复合材料的力学性能产生一定影响,但其在 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 条件下的抗冲击性能与室温下相比并未表现出显著差异。在一定温度范围内,高温环境对该工艺条件下制备的树脂基复合材料抗冲击能力的影响较为有限。

4 结 论

本文测试了复合材料靶板的室温弹道极限,开发了高温高速冲击试验方法,建立了复合材料靶板的冲击动力学模型,得到的主要结论如下:

(1) 斜纹编织碳纤维复合材料靶板的室温弹道极限为 150.3 m/s ;冲击损伤集中于侵彻区域,其余部分均无明显破坏。

(2) 所开发的高温试验方法实现了 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下叶片模拟件的冲击测试,克服了传统方法控温差及炉体易损伤的缺点。

(3) 所选工艺与试验参数下,复合材料 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 拉伸强度降低约 9.3% ,其断裂延性提升约 34.0% ,室温冲击测试结果与 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 冲击测试结果并无显著差异。

参考文献:

- [1] 李军,刘燕峰,倪洪江,等.航空发动机用树脂基复合材料应用进展与发展趋势[J].材料工程,2022,50(6):49-60.
LI Jun, LIU Yanfeng, NI Hongjiang, et al. Application progress and development trend of resin matrix composites for aero engine[J]. Journal of Materials Engineering, 2022, 50(6): 49-60.
- [2] 刘璐璐.二维三轴编制带缠绕碳纤维复合材料机匣包容性研究[D].杭州:浙江大学,2014.
LIU Lulu. Research on the containment of 2D carbon fiber triaxial braided tape wound composite casing[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014.
- [3] 张超,曹勇,赵振强,等.树脂基复合材料在民用航

- 空发动机中的应用与关键技术研究进展[J]. 航空学报, 2024, 45(2): 028556.
- ZHANG Chao, CAO Yong, ZHAO Zhenqiang, et al. Applications and key challenges of polymer composites in civil aero-engines[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(2): 028556.
- [4] 邢丽英, 包建文, 礼嵩明, 等. 先进树脂基复合材料发展现状和面临的挑战[J]. 复合材料学报, 2016, 33(7): 1327-1338.
- XING Liying, BAO Jianwen, LI Songming, et al. Development status and facing challenge of advanced polymer matrix composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 33(7): 1327-1338.
- [5] 张昊, 孙宏杰, 孙建波, 等. 复合材料风扇机匣包容性相关研究进展[J]. 复合材料科学与工程, 2022, 7: 115-120.
- ZHANG Hao, SUN Hongjie, SUN Jianbo, et al. Research progress on the tolerance of composite containment fan case[J]. *Composites Science and Engineering*, 2022, 7: 115-120.
- [6] 倪洪江, 李军, 邢宇, 等. 航空发动机用T800级碳纤维增强聚酰亚胺复合材料制备及性能[J]. 复合材料科学与工程, 2022, 5: 46-51.
- NI Hongjiang, LI Jun, XING Yu, et al. Preparation and properties of T800-class carbon fiber reinforced polyimide composite for aero engine[J]. *Composites Science and Engineering*, 2022, 5: 46-51.
- [7] 梁恒亮, 陈玉龙, 周洪飞, 等. 耐温350℃以上复合材料外涵机匣模拟件的研制[J]. 复合材料科学与工程, 2022, 2: 112-118.
- LIANG Hengliang, CHEN Yulong, ZHOU Hongfei, et al. Study on the composite simulator of the aero-engine bypass duct with resistance above 350℃[J]. *Composites Science and Engineering*, 2022, 2: 112-118.
- [8] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- CHNE Guang. *Structural design and analysis of aero-engine*[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006.
- [9] 陈光涛. 几种典型机匣结构的包容性研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2014.
- CHEN Guangtao. Research on the containment of several kinds of typical casing structures[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014.
- [10] 陈国栋, 刘闯, 王洪斌, 等. 航空发动机包容试验研究综述[J]. 航空发动机, 2019, 45(3): 82-90.
- CHEN Guodong, LIU Chuang, WANG Hongbin, et al. Review of aeroengine containment test research[J]. *Aeroengine*, 2019, 45(3): 82-90.
- [11] 宣海军, 陆晓, 洪伟荣, 等. 航空发动机机匣包容性研究综述[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1860-1870.
- XUAN Haijun, LU Xiao, HONG Weirong, et al. Review of aero-engine case containment research[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(8): 1860-1870.
- [12] 蔡雄峰. 复合材料层合板高速冲击损伤研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020.
- CAI Xiong feng. Research on high-speed impact damage of composite laminates[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020.
- [13] 何庆, 宣海军, 刘璐璐. 某型发动机一级风扇机匣包容性数值仿真[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 295-300.
- HE Qing, XUAN Haijun, LIU Lulu. Numerical analysis of real aero-engine first-stage fan blade containment[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(2): 295-300.
- [14] 郑竞波, 张颖, 姜文龙, 等. 考虑湿热老化的复合材料机匣包容性试验与数值分析[J]. 应用数学和力学, 2025, 46(5): 661-675.
- ZHENG Jingbo, ZHANG Ying, JIANG Wenlong, et al. Tests and numerical analyses of the composite casing containment under hydrothermal environment[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2025, 46(5): 661-675.
- [15] 曹俊超, 孙建波, 曹勇, 等. 混杂纤维增强环氧树脂复合材料高速冲击损伤行为[J]. 复合材料学报, 2022, 39(10): 4935-4948.
- CAO Junchao, SUN Jianbo, CAO Yong, et al. High-velocity impact damage behavior of hybrid fiber reinforced epoxy composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2022, 39(10): 4935-4948.
- [16] 张辰. 碳/玻单向经编混杂复合材料抗冲击性能及损伤机理研究[D]. 上海: 东华大学, 2021.
- ZHANG Chen. Study on impact resistance properties and damage mechanism of carbon/glass unidirectional warp knitted hybrid composites[D]. Shanghai: Donghua University, 2021.
- [17] 张用兵, 史俊虎, 王利, 等. 混杂方式对CF/UHMWPEF混杂复合材料力学性能的影响[J]. 玻璃钢/复合材料, 2005, 2: 17-19.
- ZHANG Yongbing, SHI Junhu, WANG Li, et al. Effect of hybrid mode on CF/UHMWPEF composite performance[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2005, 2: 17-19.
- [18] TURNER P, LIU T, ZENG X, et al. Three-dimensional woven carbon fibre polymer composite beams and plates under ballistic impact[J]. *Composite Structures*, 2018, 185: 483-495.

- [19] GRUNENFELDER L K, SUKSANGPANYA N, SALINAS C, et al. Bio-inspired impact-resistant composites[J]. *Acta Biomaterialia*, 2014, 10(9): 3997-4008.
- [20] MUHI R J, NAJIM F, MOURA M D. The effect of hybridization on the GFRP behavior under high velocity impact[J]. *Composites: Part B*, 2009, 40: 798-803.
- [21] YENTL S, LARISSA G, IGNAAS V. Fibre hybridization in polymer composites: A review[J]. *Composites Part A*, 2014, 67: 181-200.
- [22] LIU P, ZHENG B L, ZHANG K, et al. Ballistic performance and energy absorption characteristics of thin nickel-based alloy plates at elevated temperatures[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2019, 126: 160-171.
- [23] WANG J J, HU X Y, YUAN K B, et al. Impact resistance prediction of superalloy honeycomb using modified Johnson-Cook constitutive model and fracture criterion[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2019, 131: 66-77.
- [24] XIE W H, FAN Y, LI D, et al. Predictive models and experiments for high-velocity and high-temperature impacts in inconel-alloy panels[J]. *Materials and Design*, 2019, 182: 108032.
- [25] CAO M, WANG C C, WU J T, et al. Impact resistance and energy absorption characteristics of nickel-based alloy ring at elevated temperatures[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2024, 194: 105089.
- [26] GAMA B A, GILLESPIE J W. Finite element modeling of impact damage evolution and penetration of thick-section composites[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2011, 38(4): 181-197.

(编辑:夏道家)