

高温环境下碳纤维层合板的抗弹性能分析

张健^{1*}, 田扬², 李智¹, 林作泓³

(1.湖北文理学院 纯电动汽车动力系统设计及测试湖北省重点实验室, 湖北 襄阳 441053;

2.温州工程勘察院有限公司, 浙江 温州 325006; 3.中北大学, 太原 030051)

摘要: 碳纤维增强复合材料 (CFRP) 层合板的轻质防护结构设计需要考虑其在极端环境下的抗冲击性能, 尤其是高温环境特征。**方法** 采用实验和数值模拟相结合的方式开展了 CFRP 层合板在高温下的抗弹性能和损伤机制分析。**结果** 结果发现, 在 25 (常温)、75 和 125 °C 下, 2 mm 厚度的 CFRP 层合板的弹道极限分别是 191、176 和 189 m/s。由此可知, CFRP 层合板的弹道极限随着温度的升高呈先降后升趋势。随着冲击能量的增加, 层合板能量吸收呈线性增加。在冲击能量较低时, CFRP 层合板能量吸收随温度升高而增大; 随着冲击能量的增加, 温度对能量吸收的影响逐渐减小。在球弹的高速撞击下, 层合板正面出现凹陷, 背面出现凸起, 损伤模式主要为纤维断裂、基体压溃和纤维分层等。其中, 相比常温环境, 高温下层合板的背面凸起显著减小, 但侵入通道附近的分层损伤会加重, 产生的纤维碎屑会减少。对比层合板的分层失效特征, 发现环境温度为 75 °C 时损伤最严重。**结论** 研究结果可为 CFRP 层合板在航空航天、民用等轻型装甲防护结构中的设计和应用提供依据和参考。

关键词: CFRP 层合板; 抗弹性能; 高温; 损伤; 能量吸收

中图分类号: TB33

文献标志码: A

文章编号: 1001-3563(2024)21-0260-08

DOI: 10.19554/j.cnki.1001-3563.2024.21.035

Analysis of Anti-ballistic Performance of Carbon Fiber Laminates at High Temperature

ZHANG Jian^{1*}, TIAN Yang², LI Zhi¹, LIN Zuohong³

(1. Hubei Key Laboratory of Power System Design and Test for Electrical Vehicle, Hubei University of Arts and Science, Hubei Xiangyang 441053, China; 2. Wenzhou Engineering Survey Institute Co., Ltd., Zhejiang Wenzhou 325006, China; 3. North University of China, Taiyuan 030051, China)

ABSTRACT: The design of lightweight protective structures with CFRP laminates needs to consider their impact resistance performance under extreme environmental conditions, particularly in high temperature environments. A combination of experimental testing and numerical simulations was used to study the anti-ballistic performance and damage mechanisms of CFRP laminates at high temperature. The ballistic limits of 2 mm thick CFRP laminates at temperatures of 25 °C (room temperature), 75 °C, and 125 °C were 191 m/s, 176 m/s, and 189 m/s, respectively. This indicated that the ballistic limit of CFRP laminates decreased initially and then increased with rising temperature. As the impact energy increased, the energy absorption of the laminates increased linearly. At lower impact energies, the energy absorption of CFRP laminates increased with rising temperature. However, as impact energy increased, the effect of

收稿日期: 2024-08-27

基金项目: 中国博士后科学基金面上项目 (2021M701130); 湖北省自然科学基金创新发展联合基金 (2024AFD042); 襄阳市基础研究类科技计划 (2022ABH006271)

*通信作者

temperature on energy absorption gradually diminished. Under high-speed impacts by spherical projectiles, the front surface of the laminate showed indentation, while the rear surface exhibited bulging. The main damage modes included fiber breakage, matrix crushing, and fiber delamination. Compared to room temperature, the bulging on the rear surface of the laminate was significantly reduced at high temperature, but delamination damage near the penetration channel intensified, and fewer fiber fragments were produced. Through the comparison on the delamination failure characteristics, it was found that damage was most severe at an environmental temperature of 75 °C. The results of this study can provide a basis and reference for the design and application of CFRP laminates in lightweight armor protective structures for aerospace, military, and civilian applications.

KEY WORDS: CFRP laminates; anti-ballistic performance; high temperature; damage; energy absorption

碳纤维增强复合材料 (CFRP) 由于具有较好的比强度和模量, 从而广泛应用于航空航天、土木工程等领域^[1-2]。实际服役环境下, CFRP 不仅可能会遭受冲击载荷的作用, 如飞机结构的鸟撞、船体的水雷爆炸、防护结构的弹道冲击、装甲车和汽车碰撞等^[3], 还有可能暴露在高温条件下的恶劣工作环境。研究表明, CFRP 的材料力学性能随温度的增加会出现一定程度的减弱^[4]。因此, 有必要对高温环境下 CFRP 的抗冲击性能进行研究, 以评价材料在恶劣条件下的防护性能, 从而为相关复合装甲结构设计提供依据。

当前, 对于 CFRP 高温下的抗冲击性能研究明显不足, 此处以其他纤维增强树脂基复合材料为背景进行文献综述。尹昱凯^[5]对不同温度条件 (25、100、150 和 200 °C) 下碳纤维-双马树脂复合材料进行抗冲击性能试验, 发现材料在温度 150 °C 以内性能稳定, 且靶板主要以纤维拉伸断裂和层间分层为主要损伤模式。Wang 等^[6]认为温度升高会导致纤维增强复合材料的失效机制由脆性转向韧性断裂, 主要表现为层内和层间裂纹的变化。Boominathan 等^[7]发现随着温度的升高, 冲击滞后循环斜率明显减小, 非弹性变形增加, 温度和铺层方向将改变损伤模式和破坏程度。Dubary 等^[8]研究了混杂碳和玻璃纤维编织物增强 PEEK 层合板在 20 和 150 °C 下的冲击行为和损伤容限, 结果表明温度对冲击行为影响不大, 但对内部和外部损伤有显著影响。Im 等^[9]研究了 CF/环氧树脂和 CF/PEEK 复合材料在低温和高温冲击载荷下基体开裂和界面分层损伤影响, 发现随温度变化, 冲击能与分层面积呈线性关系。Salehi-Khojin 等^[10]发现凯夫拉/玻璃纤维复合材料层合板随着能级增加, 吸能对温度的依赖性越来越大。综上可知, 温度的增加会改变纤维增强复合材料的冲击损伤机制, 但对抗冲击性能的影响随纤维和基体的类型不同而不同。

对于 CFRP, 当前研究更多关注的是其在低温环境下的冲击响应特性, 以获取复合材料在寒冷环境中的动态力学行为。Banik^[11]研究了 23 和 -70 °C 环境下 CFRP 层合板的抗冲击性能, 结果发现小质量的高速

冲击体由于应变率敏感性高, 对靶板造成的损伤会增大。Gómez-del 等^[12]开展了 CFRP 层合板在 -150~20 °C 条件下加筋结构形式和叠层顺序对层合板力学性能和损伤的影响机制。López-Puente 等^[13]分析了 -150~25 °C 温度下 CFRP 的中高速冲击损伤机理, 并获得了复合材料层合板的损伤与温度、冲击速度和材料类型之间的相关性。Sánchez-Sáez 等^[14]研究了不同 CFRP 层合板 (带状和编织) 在低温 (-60、-150 °C) 环境下的冲击后压缩行为, 结果发现低温环境降低了带状层合板的压缩强度, 但是编织层合板却表现出比室温下更高的强度。Sayer 等^[15]针对混杂复合材料进行了不同温度的冲击响应特性研究, 利用能量分布图确定了复合材料的穿透和射孔阈值。葛辛辛等^[16]发现 CFRP 层合板在低温条件下受到低速冲击后的损伤比室温环境下更小。由此可知, 低温环境会改变 CFRP 的力学性能和冲击损伤机制。

综上可知, CFRP 层合板在高温环境下的抗冲击机制尚不明确。因此, 本文采用试验分析和数值仿真相结合的方法, 重点关注 CFRP 层合板在高温环境下的抗弹性能, 包括弹道极限、能量吸收能力、损伤和分层机制等, 相关研究结果可为 CFRP 层合板在航空航天、民用等轻型装甲防护结构中的设计和应用提供依据和参考。

1 试验设置

CFRP 层合板堆叠顺序为 [0°/90°], 单层厚度 0.15 mm, 靶板总厚度 1.95 mm, 将层合板切割成 100 mm×100 mm 的方形试样。弹丸选用直径 6 mm 的球形高强度合金钢, 质量为 0.86 g, 在高速撞击过程中子弹变形较小, 可视作刚性弹。采用弹道枪装置实现弹丸发射, 主要由电磁激发装置、反应室、弹丸、20 mm 发射管、弹丸分离、高温靶仓和高速摄像机构成, 如图 1 所示。通过调节装药量大小可实现对弹丸撞击速度的控制。高速摄像机 (Photron FASTCAMSA5) 用于跟踪弹丸的轨迹。摄像机的帧速率为 6 万 fps。为了获得 CFRP 层合板在高温环境下抗弹性能的变化, 试验过程中将靶板置于高温靶仓内, 设定环境温度分别为 25、75

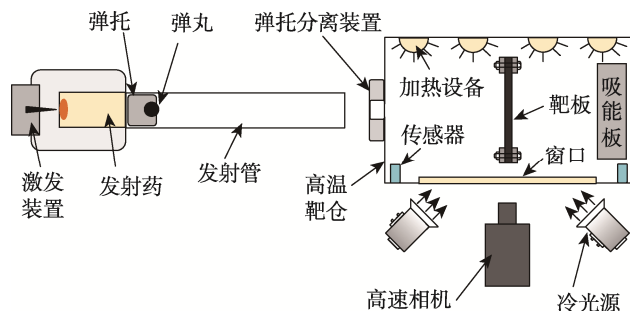


图 1 试验设置示意图
Fig.1 Schematic diagram of
experimental setup

和 125 °C，并保温 1 h，从而保证靶板材料内温度与环境温度一致。

2 仿真设置

2.1 有限元模型

CFRP 层合板的弹丸高速撞击数值仿真采用 ANSYS/LS-DYNA 软件，建立与试验一致的有限元模型，如图 2 所示。由于整个结构是平面对称，计算采用 1/2 模型以减小计算工作量。对层合板的中间弹靶作用区域进行网格细化，网格尺寸控制为 0.3 mm；边侧部分主要为弹性变形，网格尺寸逐渐稀疏，以减小计算工作量。球形子弹和 CFRP 层合板均采用 LAGRANGE 网格描述；CFRP 层合板和刚性弹丸之间，设置关键字 ERODING_SURFACE_TO_SURFACE 侵蚀接触，以防止由于网格畸变导致的计算中断和误差过大等问题。

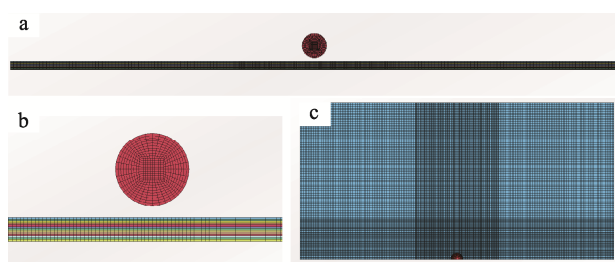


图 2 有限元模型中的正视图 (a)、
局部网格 (b) 和俯视图 (c)
Fig.2 Front view (a), local meshing (b)
and top view (c) of the finite
element model

CFRP 层合板各层结构采用 SHELL163 壳单元进行建模，并在 K 文件中定义层合板的铺层方向和厚度。各层壳单元之间设置 CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK 接触。考虑层间拉伸和剪切失效模式，定义层合板的层间失效为：

$$\left(\frac{|\sigma_n|}{S_{NFL}}\right)^2 + \left(\frac{|\sigma_s|}{S_{FLS}}\right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

式中： σ_n 为拉应力， σ_s 为剪应力， S_{NFL} 为界面失效拉应力， S_{FLS} 为界面失效剪切应力。为了提高能量释放率，设置罚函数刚度折减系数 M_{SF} 和 S_{SF} ：

$$S_{FS} = M_{SF} \geq \frac{\min(S_{NFL}, S_{FLS})}{CCRIT} \quad (2)$$

最后，添加热固耦合关键字 INITIAL_TEMPERATURE_SET 设定层合板的环境温度。

2.2 材料模型

高强钢球弹设置为刚性弹。CFRP 层合板选用 LS-DYNA 中关键字 MAT54 (MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE) 渐进损伤模型进行描述，其中，材料失效基于 Chang-Chang 失效准则^[17]：

1) 纤维拉伸失效：

$$\sigma_{11} > 0: \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{失效} \\ < 0 & \text{未失效} \end{cases} \quad (3)$$

$$E_1 = E_2 = G_{12} = \mu_{21} = \mu_{12} = 0$$

2) 纤维压缩失效：

$$\sigma_{11} < 0: \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{失效} \\ < 0 & \text{未失效} \end{cases} \quad (4)$$

$$E_1 = \mu_{21} = \mu_{12} = 0$$

3) 基体拉伸失效：

$$\sigma_{22} > 0: \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{失效} \\ < 0 & \text{未失效} \end{cases} \quad (5)$$

$$E_2 = \mu_{21} = 0 \Rightarrow G_{12} = 0$$

4) 基体压缩失效：

$$\sigma_{22} < 0: \left(\frac{\sigma_{22}}{2S}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{失效} \\ < 0 & \text{未失效} \end{cases} \quad (6)$$

$$E_2 = \mu_{21} = \mu_{12} = 0 \Rightarrow G_{12} = 0$$

式中： σ 为应力， E 和 μ 分别表示弹性模量和泊松比，下标 1、2、3 分别代表 3 个主方向； X_t 、 X_c 分别为纤维拉伸和压缩强度， Y_t 、 Y_c 分别为基体拉伸和压缩强度， S 为剪切强度。球弹和 CFRP 层合板材料力学性能参数详见参考文献[18]。

2.3 仿真模型验证

为验证仿真模型的有效性，选取不同速度区间和温度的弹丸撞击工况进行数值仿真，结果如表 1 所示。由表 1 可知，仿真误差均在 15% 以内。以环境温度 75 °C、撞击速度 330 m/s 为例，提取靶板正面和背面的损伤程度，试验和仿真中靶板正面的穿孔直径分别为 6.1 和 6.5 mm，仿真误差为 6.5%，再一次验证了仿真模型的有效性，如图 3 所示。

表 1 典型工况的试验和仿真结果对比
Tab.1 Comparison of test and simulation results under typical conditions

编号	环境温度/℃	撞击速度/(m·s ⁻¹)	剩余速度 (试验) / (m·s ⁻¹)	剩余速度 (仿真) / (m·s ⁻¹)	误差/%
1	25	220	128	110	14.1
2	25	321	267	262	1.9
3	25	417	371	405	9.2
4	75	215	113	102	9.7
5	75	330	263	255	3.0
6	75	576	523	569	8.8
7	125	241	108	92	14.8
8	125	296	220	232	5.5
9	125	499	455	491	7.9

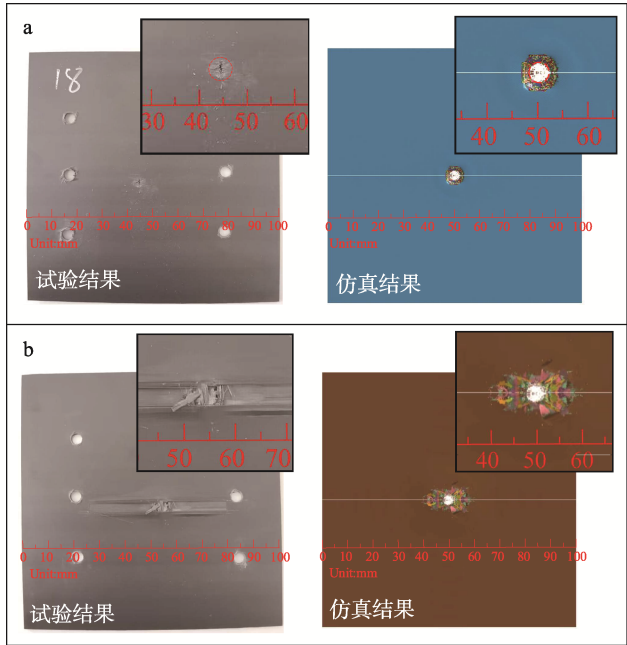


图 3 靶板正面损伤 (a) 和背面损伤 (b) 的试验与仿真结果对比 (温度 75 °C)

Fig.3 Comparison of test and simulation results of front damage (a) and back damage (b) of target plate (temperature 75 °C)

3 结果分析

3.1 弹道极限与能量吸收机制

试验后回收弹靶, 根据高速相机采集数据, 可获得不同温度下球弹的撞击速度和剩余速度, 结果如表 2 所示。

弹道极限是衡量靶板材料抗冲击性能的重要指标, 采用 Lambert-Jonas 经验公式^[19]拟合不同温度条件下 CFRP 层合板的弹道极限:

$$V_r = a(V_i^p - V_{BL}^p)^{1/p}$$

(7)

表 2 试验结果汇总
Tab.2 Summary of experimental results m/s

温度 25 °C		温度 75 °C		温度 125 °C	
撞击速度	剩余速度	撞击速度	剩余速度	撞击速度	剩余速度
143	—	215	113	189	—
217	143	283	216	212	96
220	128	330	263	241	108
233	144	394	336	258	180
241	145	576	523	296	220
290	267	623	584	414	353
321	267			499	455
417	371				
470	424				

注: “—”表示未穿透靶板。

式中: V_i 、 V_r 和 V_{BL} 分别是撞击速度、剩余速度和弹道极限速度, p 和 a 是拟合参数。

图 4 为不同温度条件下 CFRP 层合板受球弹高速撞击下的试验数据和理论预测结果。由图 4 可知, 在 25、75 和 125 °C 条件下 2 mm 厚度的 CFRP 层合板的弹道极限分别为 191、176 和 189 m/s。由此可知, 层合板的弹道极限并非随着温度增加单调变化, 而是出现了先减小后增加的趋势。

通过观察高速相机采集的穿出靶板弹丸照片, 发现弹丸可视为刚性, 并可忽略弹丸变形能。从能量守恒角度分析, 可知弹丸的动能转化为了靶板的能量吸收。将 CFRP 层合板吸收的能量 E_{abs} 定义为:

$$E_{abs} = \frac{1}{2}m_p(V_i^2 - V_r^2)$$

(8)

式中: m_p 为弹丸质量。

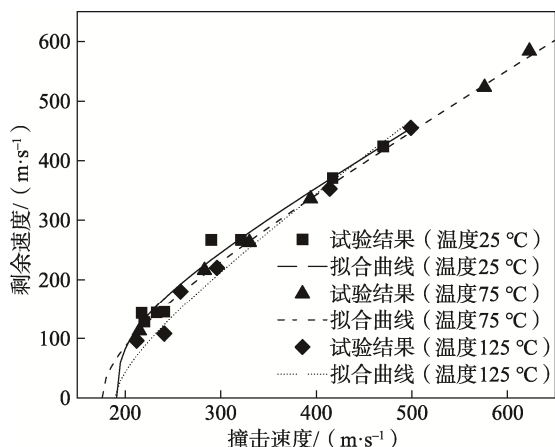


图4 不同温度条件下CFRP层合板的试验和拟合结果
Fig.4 Experimental and fitted results of CFRP laminates under different temperature conditions

采用式(8)将25、75和125℃条件下2 mm厚CFRP层合板的能量吸收结果进行汇总,如图5所示。由图5可知,靶板的能量吸收随冲击能量的增加而线性增加。对比不同环境温度条件下的弹丸撞击工况,在冲击能量较低时,高温环境可使CFRP层合板能量吸收显著增大;但是当冲击能量较高时,3种不同温度的能量吸收曲线逐渐接近。由此可知,随着冲击能量的增加,温度对层合板能量吸收的影响逐渐减小。

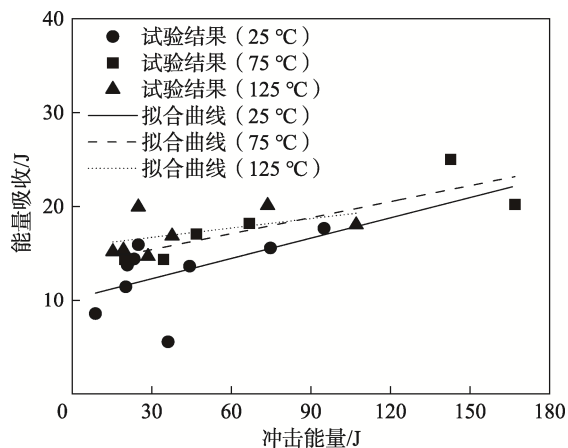


图5 不同温度条件下CFRP层合板的能量吸收
Fig.5 Energy absorption of CFRP laminates under different temperature conditions

3.2 侵彻历程分析

图6为高速相机采集到的CFRP层合板受弹丸高速撞击下的侵彻历程。由图6可知,靶板正面经历压溃破坏和背面的拉伸断裂后,均出现了反向的纤维束剥离。同时,随着温度的增加,随弹丸共同飞溅而出的纤维束逐渐呈现为以粉末为主的形态。

为获得弹靶作用过程中的损伤机制,需要采用仿真手段提取弹靶作用截面进行分析,如图7所示。在球弹高速撞击CFRP层合板时,应力波开始传播,在层合板接触瞬间即出现压溃损伤。随着球弹不断侵入,层合板内部逐渐出现了纤维/基体分层、基体压溃和纤维拔出断裂等现象,层合板背面出现鼓包凸起,并有纤维受拉伸作用出现拔出和断裂现象。在侵彻通道附近的纤维出现压碎和断裂。随着层合板的失效和破坏,球弹携带部分纤维碎屑穿出层合板。靶板背面产生纤维断裂损伤裂缝,此时球弹仍然具有一定剩余速度。

在环境温度75℃条件下,层合板受应力波作用各层之间逐渐出现分层,甚至纤维剥离。与25℃条件下相比,层合板背面的隆起更小,球弹携带了更少的纤维碎屑冲出靶板,且层合板中后部的分层破坏更严重。在球弹穿过层合板后,背面隆起部位受纤维变形的回弹,逐渐变小,但此时层间分层状态已无法恢复。在环境温度125℃条件下,在弹丸撞击初期,层合板正面出现凹陷,背面轻微凸起,出现纤维断裂和剥离现象。相比于25和75℃条件下,在125℃条件下侵彻通道附近破碎纤维较少,同时背面的鼓包凸起也明显减小。当球弹冲出层合板时,有部分纤维碎屑随着子弹一起冲出层合板,部分纤维束向外翘曲。从能量角度分析,弹靶的弹性性能较小,但试验和仿真结果中75℃情况下靶板的分层破坏更为严重,表明其对弹丸动能的吸收更大。

3.3 损伤机制分析

图8给出了CFRP层合板在弹丸高速撞击后的正面、背面以及弹道截面的损伤情况。由图8可知,虽然靶板为薄板,但是CFRP层合板的整体刚度较大,在弹丸高速撞击下,靶板的变形主要表现为局部效应,各工况下的整体结构响应差别较小。如图8所示,在球弹撞击速度为283 m/s时,CFRP层合板被完全贯穿,正面呈现圆形弹孔,弹孔附近的纤维出现断裂和沿纤维方向的劈裂。层合板背面出现鼓包凸起,并且最后1层纤维束已经脱离层合板,脱离的纤维束宽度约等于侵彻通道直径。由于球弹的速度过快,在穿过层合板后,正面侵彻位置附近的纤维束变形有一定的恢复。同时层合板背面纤维在拉伸作用下,损伤面积比正面大。观察弹道截面可知,侵彻通道呈现出近似“八”字形,同时分层裂纹扩展和纤维断裂严重。在球弹贯穿层合板后,部分断裂纤维随着子弹一起喷出靶板。对比不同环境温度,在75℃温度下,靶板背面损伤面积最大,分层最为严重。

图9为不同温度条件下CFRP层合板的局部损伤数值仿真结果。由图9可知,在3种温度条件下,层合板的损伤模式和失效机理相似。受弹丸高速撞击产

生的摩擦作用, 高温部分主要集中在弹道附近。弹丸撞击过程中, 靶板最高响应温度随着环境温度的增大而增大, 层合板内部出现了纤维/基体分层、层间分层和纤维拔出断裂等现象, 在侵彻通道周围有大量的受到挤压和拉伸作用出现的纤维碎屑。在 75 °C

条件下, 侵彻通道附近的分层破坏现象比 25 和 125 °C 条件下严重。随着环境温度的升高, CFRP 层合板的纤维碎屑逐渐减少, 背面鼓包凸起逐渐减小。在 125 °C 条件下, 层合板背面侵彻通道附近出现部分纤维束。

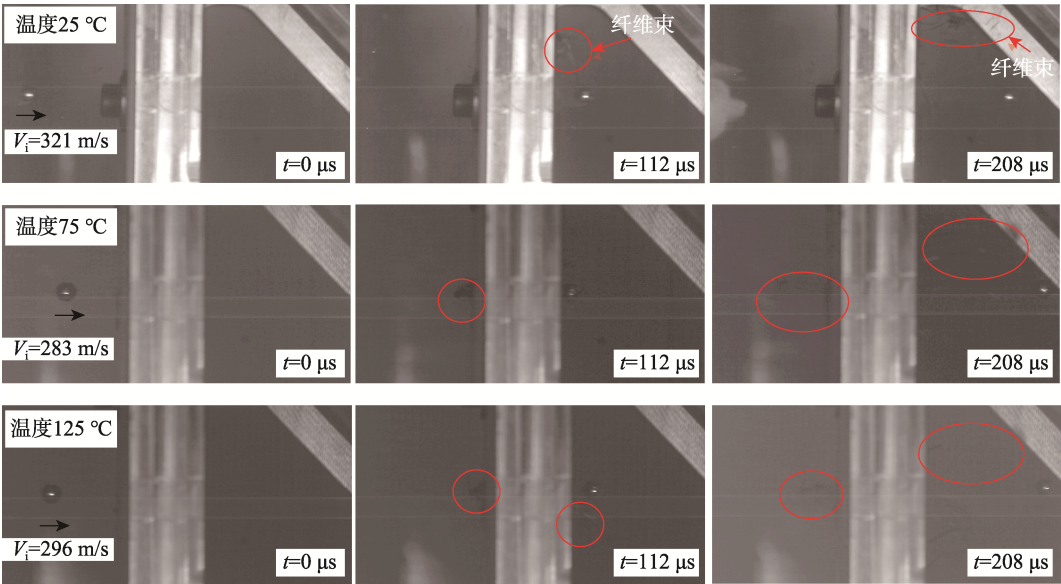


图 6 不同温度条件下 CFRP 层合板侵彻历程
Fig.6 Penetration process of CFRP laminates under different temperature conditions

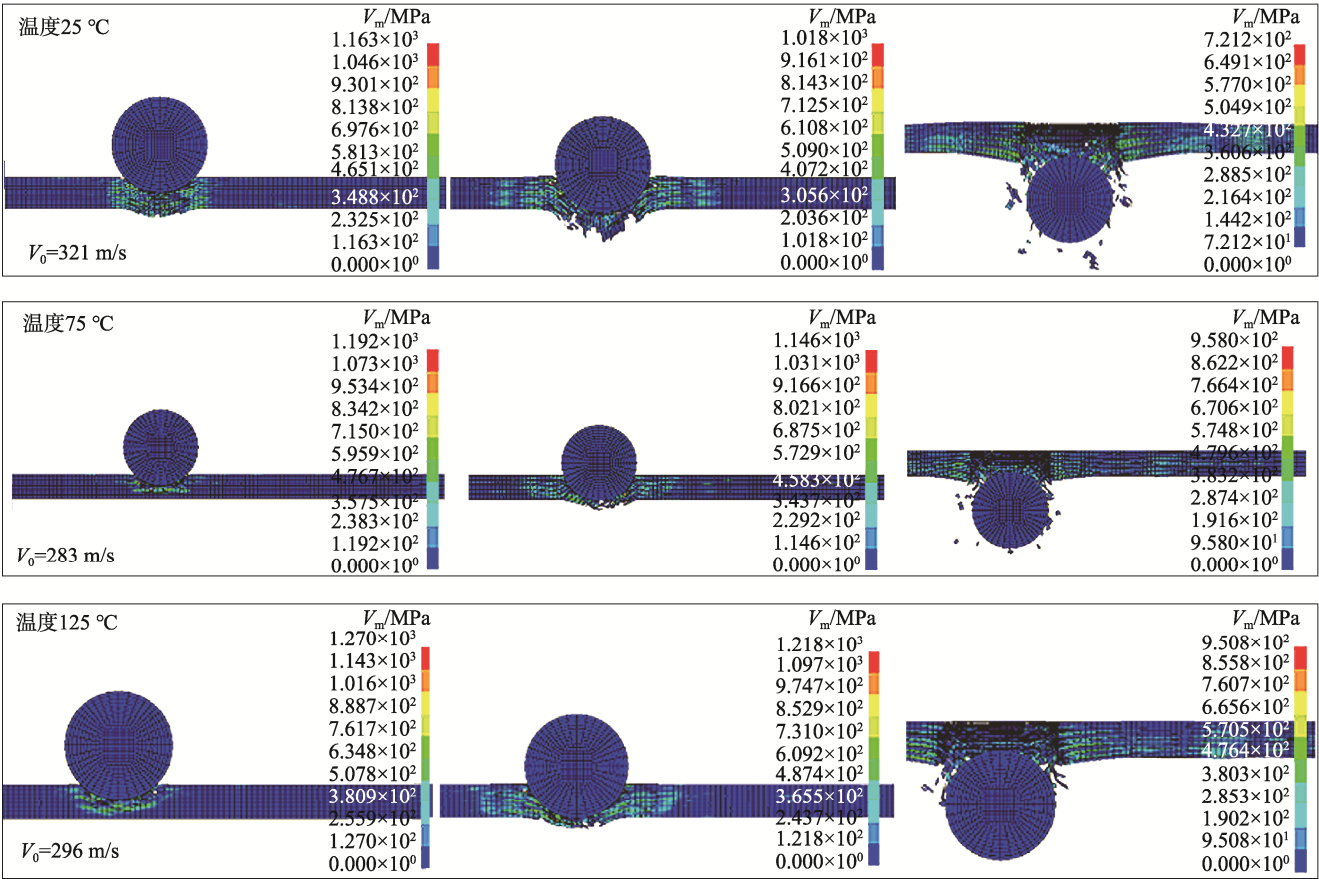


图 7 球弹高速撞击 CFRP 层合板仿真结果
Fig.7 Simulation results of high-speed impact of spherical projectiles on CFRP laminates

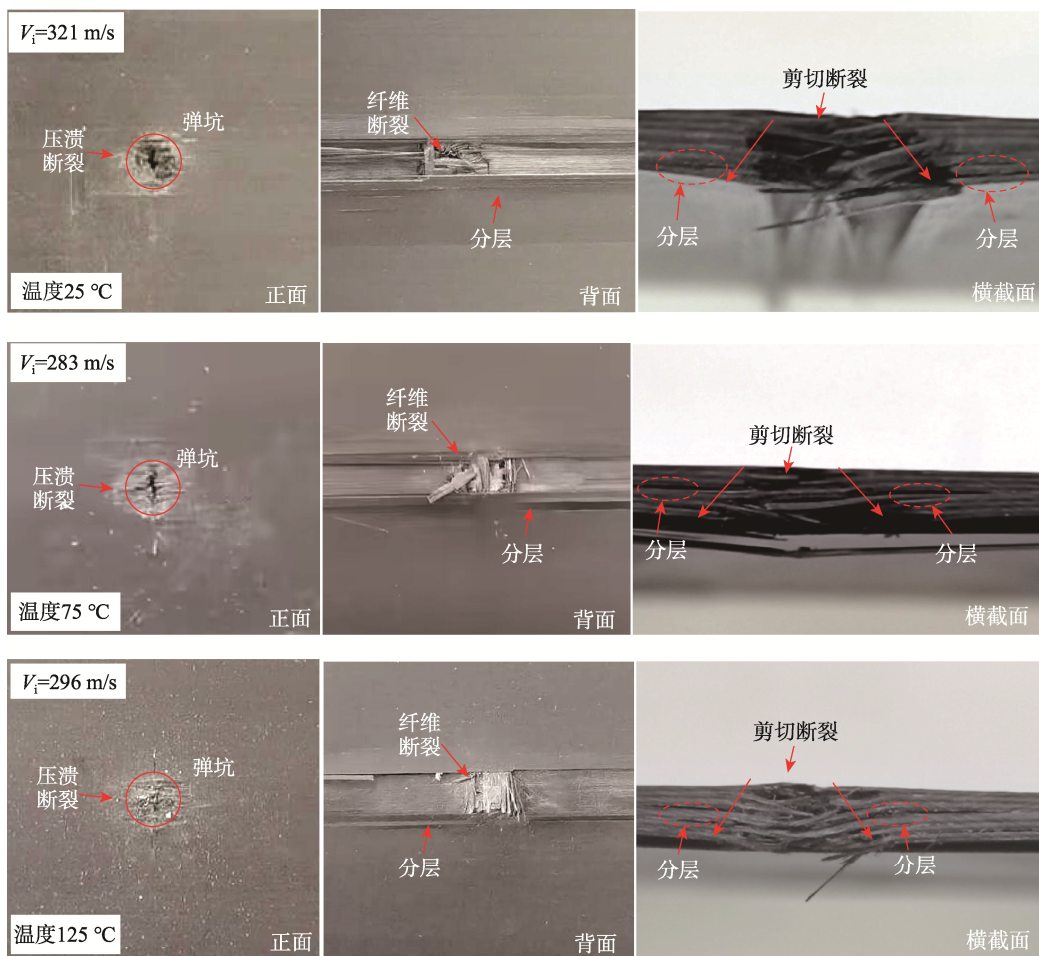


图8 CFRP层合板正面、背面、弹道截面的损伤情况

Fig.8 Damage conditions on the front, back, and ballistic cross-section of CFRP laminates

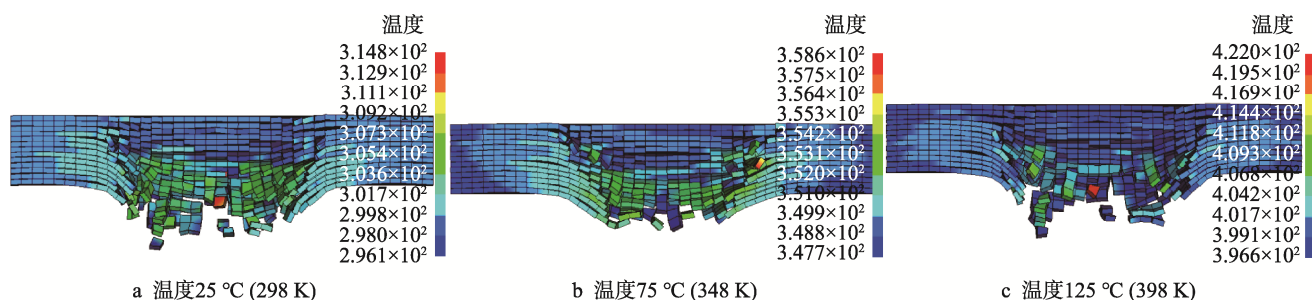


图9 温度分别为 25 °C (a)、75 °C (b) 和 125 °C (c) 条件下 CFRP 层合板的局部损伤结果

Fig.9 Results of local damage in CFRP laminates under temperature conditions of 25 °C (a), 75 °C (b) and 125 °C (c) respectively

4 结论

本文针对 CFRP 层合板在高温环境下的冲击响应特性进行研究,通过试验分析和数值仿真相结合的方法,讨论了层合板的抗冲击性能,包括弹道极限、能量吸收能力、损伤和分层机制等,主要结论如下。

1)在 25、75 和 125 °C条件下 2 mm 厚度的 CFRP 层合板的弹道极限分别为 191、176 和 189 m/s。层合板的弹道极限并非随着温度增加单调变化,而是出现了先减小后增加的趋势。

2) CFRP 层合板的能量吸收随冲击能量的增加而线性增加。高温环境可使层合板能量吸收显著增大,但随着冲击能量的增加,温度对层合板能量吸收的影响逐渐减小。

3)在不同温度条件下,层合板受到球弹高速撞击时,损伤模式主要为纤维断裂、基体压溃和纤维分层。其中 25 °C条件下层合板背面的凸起明显,而 75 和 125 °C条件下层合板背面的凸起明显减小。同时随着温度的升高,层合板在侵彻通道附近的分层损伤更严重,但是产生的纤维碎屑会减少。对比层合板的分

层失效特征,发现在选取的3种环境温度中75℃时损伤最严重。

参考文献:

- [1] GAO Y B, SHI L T, LU T, et al. Ballistic and Delamination Mechanism of CFRP /Aluminum Laminates Subjected to High Velocity Impact[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2024, 295: 109797.
- [2] 刘峰, 张梦涛, 王卓煜. 碳纤维单向层合板落锤冲击损伤特性试验与仿真研究[J]. *兵器装备工程学报*, 2022, 43(11): 16-24.
- LIU F, ZHANG M T, WANG Z Y. Experimental and Simulation Research on Falling Weight Impact Damage of Carbon Fiber Unidirectional Laminates[J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2022, 43(11): 16-24.
- [3] SHAKIL U A, BIN ABU HASSAN S, YAHYA M Y, et al. A Review of Properties and Fabrication Techniques of Fiber Reinforced Polymer Nanocomposites Subjected to Simulated Accidental Ballistic Impact[J]. *Thin-Walled Structures*, 2021, 158: 107150.
- [4] 曹雨函, 郭姝含, 欧阳俊杰, 等. 高温预损伤对碳纤维复合材料冲击后压缩剩余强度影响规律研究[J]. *复合材料科学与工程*, 2023(6): 30-36.
- CAO Y H, GUO S H, OUYANG J J, et al. Research of the Influence of High Temperature Pre-Damage on the Residual Strength after Impact of Carbon Fiber Composites[J]. *Composites Science and Engineering*, 2023(6): 30-36.
- [5] 尹昱凯. 温度对碳纤维/双马树脂复合材料力学特性及抗冲击性能的影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- YIN S K. Study on the Effect of Temperature on the Mechanical Properties and Impact Resistance of Carbon Fiber/Bismaleimide Resin Composite[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023.
- [6] WANG Y, ZHANG J P, FANG G D, et al. Influence of Temperature on the Impact Behavior of Woven-Ply Carbon Fiber Reinforced Thermoplastic Composites[J]. *Composite Structures*, 2018, 185: 435-445.
- [7] BOOMINATHAN R, ARUMUGAM V, SANTULLI C, et al. Acoustic Emission Characterization of the Temperature Effect on Falling Weight Impact Damage in Carbon/Epoxy Laminates[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2014, 56: 591-598.
- [8] DUBARY N, TACONET G, BOUVET C, et al. Influence of Temperature on the Impact Behavior and Damage Tolerance of Hybrid Woven-Ply Thermoplastic Laminates for Aeronautical Applications[J]. *Composite Structures*, 2017, 168: 663-674.
- [9] IM K H, CHA C S, KIM S K, et al. Effects of Temperature on Impact Damages in CFRP Composite Laminates[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2001, 32(8): 669-682.
- [10] SÁNCHEZ-SÁEZ S, BARBERO E, NAVARRO C. Compressive Residual Strength at Low Temperatures of Composite Laminates Subjected to Low-Velocity Impacts[J]. *Composite Structures*, 2008, 85(3): 226-232.
- [11] BANIK A, ZHANG C, PANYATHONG D, et al. Effect of Equienergetic Low-Velocity Impact on CFRP with Surface Ice in Low Temperature Arctic Conditions[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2022, 236: 109850.
- [12] GÓMEZ-DEL RÍO T, ZAERA R, BARBERO E, et al. Damage in CFRPS Due to Low Velocity Impact at Low Temperature[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2005, 36(1): 41-50.
- [13] LÓPEZ-PUENTE J, ZAERA R, NAVARRO C. The Effect of Low Temperatures on the Intermediate and High Velocity Impact Response of CFRPS[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2002, 33(8): 559-566.
- [14] SÁNCHEZ-SÁEZ S, BARBERO E, NAVARRO C. Compressive Residual Strength at Low Temperatures of Composite Laminates Subjected to Low-Velocity Impacts[J]. *Composite Structures*, 2008, 85(3): 232-238.
- [15] SAYER M, BEKTAŞ N B, DEMIR E, et al. The Effect of Temperatures on Hybrid Composite Laminates under Impact Loading[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2012, 43(5): 2152-2160.
- [16] 葛辛辛, 赵南, 杨骏, 等. 温度对编织复合材料层合板冲击性能的影响研究[J]. *装备环境工程*, 2023, 20(9): 178-184.
- GE X X, ZHAO N, YANG J, et al. Effect of Temperature on Impact Resistance of Woven Composite Thick Laminates[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2023, 20(9): 178-184.
- [17] FERABOLI P, WADE B, DELEO F, et al. LS-DYNA MAT54 Modeling of the Axial Crushing of a Composite Tape Sinusoidal Specimen[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2011, 42(11): 1809-1825.
- [18] 林作泓. 碳纤维层合板及其复合结构冲击损伤机理研究[D]. 太原: 中北大学, 2024.
- LIN Z H. Research on the Impact Damage Mechanism of Carbon Fiber Laminates and Their Composite Structures[D]. Taiyuan: North University of China, 2024.
- [19] LAMBERT J P, JONAS G H. Towards Standardization in Terminal Ballistics Testing: Velocity Representation[R]. BRL Report, 1976.