

DOI: 10.20189/j.cnki.CN/61-1527/E.202505003

T800 级碳纤维增强复合材料层压板冲击后的 压缩失效机理与损伤容限表征

杨正伟, 张敬业, 赵志彬, 邓飞扬, 刘鑫铭
(火箭军工程大学, 西安 710025)

摘 要: 为更好发挥复合材料冲击后压缩失效机理和损伤容限表征参量对碳纤维增强复合材料(carbon fiber reinforced polymer, CFRP)层压板强度设计的指导作用, 基于红外热成像方法提出了 2 种新型损伤容限表征参量。首先, 将受到不同能量冲击后的 T800 级 CFRP 层压板作为压缩试件进行静强度试验, 利用红外热成像和二维数字图像相关系统进行压缩过程的实时监测, 揭示其在压缩载荷下的破坏模式和失效机理; 其次, 结合本文所提的 2 种新型损伤容限表征参量, 以最大平均温差和表观耗散能来衡量复合材料的冲击后压缩强度; 最后, 考虑到复合材料损伤容限表征参量与复合材料冲击损伤参数间的关联性不明, 基于皮尔逊相关性分析方法分析了 3 种冲击损伤参数与 3 种损伤容限表征参量间的相关性。结果表明: 随着冲击能量的增加, 复合材料层压板的剩余强度逐渐降低, 其中, 纤维断裂损伤造成的剩余强度下降最为明显, 而凹坑深度和分层面积是影响能量耗散的主要因素。新型损伤容限表征参量在评估层压板损伤容限特性中具备一定的可行性, 可为今后 CFRP 层压板的损伤容限优化设计提供一定评估参考。

关键词: 复合材料; 失效机理; 损伤容限; 损伤表征; 关联性评估

中图分类号: TB33

文献标志码: A

开放科学标识码(OSID):

文章编号: 2097-2741(2025)05-0023-13



听语音
与作者互动
聊科研

Compression Failure Mechanisms and Damage Tolerance Characterizations of T800-Grade Carbon Fiber Reinforced Polymer Laminates after Impact

YANG Zhengwei, ZHANG Jingye, ZHAO Zhibin,
DENG Feiyang, LIU Xinming
(Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

收稿日期: 2025-04-11

修回日期: 2025-05-28

录用日期: 2025-06-11

基金项目: 国家自然科学基金(52375558); 陕西省科技创新团队项目(2002TD-62); 军队高层次人才创新团队项目(2022GCCRC-004); 四川省自然科学基金(2023NSFC0907)

第一作者: 杨正伟(1982—), 男, 教授, 主要从事红外热波无损检测研究。E-mail: yangzhengwei1136@163.com

引用格式: 杨正伟, 张敬业, 赵志彬, 等. T800 级碳纤维增强复合材料层压板冲击后的压缩失效机理与损伤容限表征[J]. 火箭军工程大学学报, 2025, 39(5): 23-35. YANG Zhengwei, ZHANG Jingye, ZHAO Zhibin, et al. Compression failure mechanisms and damage tolerance characterizations of T800-grade carbon fiber reinforced polymer laminates after impact[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2025, 39(5): 23-35.

ABSTRACT: Two novel damage tolerance characterization parameters based on infrared thermal imaging were proposed to guide the strength design of carbon fiber reinforced polymer (CFRP) laminates, using both the compression failure mechanisms and damage tolerance characterization parameters for composite materials after impact. First, T800-grade CFRP laminates subjected to different impact energy levels were prepared as compression specimens for static strength tests. The compression process was monitored in real-time using infrared thermal imaging and two-dimensional digital image correlation systems to reveal the failure modes and mechanisms under compressive loading. Second, incorporating the proposed two novel damage tolerance characterization parameters, the maximum average temperature difference and apparent dissipated energy were used to measure the post-impact compressive strength of composite materials. Finally, considering the unclear correlation between damage tolerance characterization parameters and impact damage parameters of composite materials, the correlations between three impact damage parameters and three proposed damage tolerance characterization parameters were analyzed utilizing the Pearson correlation analysis method. The results show that as the impact energy increases, the residual strength of the composite laminates gradually decreases. Fiber fracture damage contributes to the most significant reduction in residual strength, while pit depth and delamination area are identified as the main factors affecting energy dissipation. The novel damage tolerance characterization parameters demonstrate certain feasibility in evaluating the damage tolerance characteristics of laminates, and can provide valuable evaluation references for the damage tolerance optimization design of CFRP laminates in the future.

KEYWORDS: composite material; failure mechanism; damage tolerance; damage characterization; correlation assessment

随着中国航空航天事业的快速发展,工业部门针对火箭、导弹、新型作战飞机等各类飞行器的研制工作,对主承力结构材料的性能指标提出了更严苛且系统的要求。近年来,轻质高强度的碳纤维复合材料(carbon fiber reinforced polymers, CFRP)层压板逐渐受到研究人员的关注。但复合材料也有其自身缺陷,其对外部冲击载荷十分敏感,即使是低速冲击,也会对其整体力学性能产生显著削弱作用,进而严重影响装备的服役安全。然而,在日常生产、运输、使用和维护中,复合材料不可避免地会遭受外部冲击。因此,研究外部冲击载荷对复合材料压缩失效机理及损伤容限的影响对于复合材料结构的安全稳定服役与性能设计优化具有重要意义。

在复合材料冲击后压缩失效机理研究方面,国内外学者已经开展了大量工作。沈真等^[1]基于冲击后压缩试验对含损伤复合材料的压缩破坏模式进行了分类,主要包括总体屈曲、总体失稳、冲击面与背面的局部屈曲等。陈普会等^[2]通过试验研究发现,当冲击能量较低时,试件在压缩载荷作用下易出现子层局部屈曲;而当冲击能量较

高时,易发生局部屈曲,这一现象与凹坑造成的冲击面与背面表面刚度不对称存在关联。同时,试件的最终破坏与内部纤维的屈曲有很大关系。程小全等^[3]的研究表明,复合材料的局部屈曲主要发生在复合材料背面子层,其扩展范围不涉及整板,且扩展方向主要沿宽度方向进行;并通过复合材料热揭层试验,详细分析了层压板压缩试验前后内部损伤状态,对层压板的压缩破坏机理进行了详细阐释,并指出压缩过程中不仅分层损伤会随之扩展,压缩破坏之前还会出现部分纤维断裂,且断裂位置并不一定经过冲击中心。Wang等^[4]通过开展不同冲击能量下的复合材料冲击试验和冲击后剩余强度试验,发现冲击能量的增加与剩余强度的下降并非单纯的线性关系,指出纤维损伤会导致剩余强度的急剧下降。李要磊等^[5]在剩余压缩强度试验基础上,对复合材料冲击后压缩的渐进损伤过程进行了分析,发现冲击后的损伤直接影响复合材料剩余强度,试件的破坏过程一般从冲击损伤区域开始,并随着压缩载荷加载扩展到层压板边缘。由上述分析可知,研究人员在复合材料的压缩破坏机理研究上已经有了一

定基础, 但关于国产 T800 级复合材料的冲击后剩余压缩破坏机理的研究还需进行相应试验来进行更为细致的分析。

在复合材料冲击行为表征参量(凹坑深度、分层面积、能量耗散等)与损伤容限表征参量(剩余强度等)方面, 国内外研究人员也开展了部分研究。Fuoss 等^[6-7]基于试验和仿真分析后认为, 损伤面积是描述复合材料损伤状态的关键参数。罗靛等^[8]通过进行低速冲击和冲击后压缩试验两两对比, 分析了凹坑深度、冲击能量、分层面积、压缩破坏应变之间的关系曲线, 并利用各项表征参量讨论了复合材料的损伤阻抗和损伤容限。沈真等^[9]提出采用层压板静压痕试验中的最大接触力来表征损伤阻抗以及损伤面积、凹坑深度、损伤宽度等参量, 取得了较好的效果。林智育等^[10]通过进行复合材料冲击后压缩试验, 研究了含损伤层压板的压缩破坏机理, 并对各项表征参量的关系进行了分析。结果表明, 冲击能量增大, 凹坑深度、背部裂纹长度以及分层面积均有所增大, 但背部裂纹长度并非线性趋势增长, 因而不建议作为冲击损伤表征参量。许国栋^[11]用冲击行为 7 种表面损伤表征参量对复合材料层压板冲击损伤进行了综合评价, 还利用模糊综合评价建立数学模型, 提出了新的冲击损伤等级评价方式。Evci^[12]和 Panettieri 等^[13]通过试验研究发现, 能量耗散与损伤的状态密切相关, 但与分层面积并无明显线性关系。通过上述研究可知, 冲击行为表征参量与损伤容限表征参量的相关性研究方面已具备一定基础, 但损伤容限表征参量的研究只集中于剩余强度, 这并不利于研究方法的多元化发展。因此, 有必要继续探索新型损伤容限表征参量, 并挖掘各表征参量之间的内在联系。

目前, 随着湿法制 T800 级高性能碳纤维工业化产能的提高和成本的下降^[14], 航空航天领域飞行器复合材料结构的复合材料体系已逐步从 T300、T700 级向 T800 级发展。然而, 关于国产 T800 级碳纤维增强复合材料的剩余压缩试验研究相对较少, 其失效机理也尚不明确。探究复合材料的新型损伤容限表征参量以及各表征参量间的相互关联性需要进行更深层次的工作。本文开展原位热成像和数字图像相关(digital image correlation, DIC)系统同时监测的含损伤复合材料静压缩试验, 并基于 DIC 监测结果分析层压板压缩过程中的面内应变与位移, 再结合试件破坏模式

研究国产 T800 级复合材料的压缩破坏机理; 进而基于热成像监测结果提出最大平均温差和绝对表观耗散能 2 种新型表征参量, 并分析二者与剩余强度的可替代关系, 建立二者与剩余强度的关系模型; 在此基础上, 探究不同表征参量间的相互关联性, 验证所提的 2 种基于温度信息的新型表征参量的可行性, 为今后复合材料损伤评估工作提供一定参考。

1 低速冲击后的压缩试验

1.1 试验方案

压缩试验选用此前被 10 J、20 J、30 J、40 J、50 J 五种能量水平冲击后的试件^[15], 每组试件至少 3 块。试验按照 ASTM D7137/D7137M 标准、采用 Instron 8804 型万能材料试验机进行, 试验机最大破坏载荷为 500 kN。为保证含损伤层压板受力均匀, 通过设计专用夹具将试件固定其中; 在进行压缩试验夹具安装时, 为保证夹具与试件的间隙小于 0.1 mm, 期间采用测隙规进行估测, 以防压缩过程中出现失稳现象; 同时, 在试验机底座中心位置做好标记, 保持试件严格对中。试验过程中, 试验机采用位移控制模式进行加载, 速度设置为 3 mm/min。试验整体装置如图 1 所示。

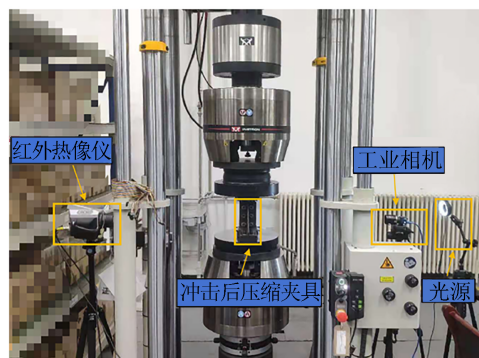


图 1 基于原位热成像和 DIC 的含损伤复合材料静压缩试验

Fig. 1 Static compression test of damaged composite materials using in-situ thermal imaging and DIC

实时监测设备采用 Infratec Vhr680 型红外热像仪和 MER2-U3-L 系列大恒工业相机, 工业相机采集图像分辨率 5 496×3 672, 像素尺寸 2.4 μm×2.4 μm。为保证对压缩试验过程有效监测的同时减少数据量, 红外热像仪和工业相机采集频率分别设置为 10 Hz 和 1 fps, 用于监测试件冲击面和背面, 并严格保证 2 个相机的镜头与试件表面平行。

试验前，对工业相机配套的 DIC 系统进行标定，以确定系统内外部参数；同时，为保证后处理图像对比度效果，需要对冲击后试件表面进行喷漆处理。本节试验使用郡士 1 500 目底漆进行喷涂，背景色为白色，黑色底漆用于在试样表面产生随机斑点。

1.2 试验结果

1.2.1 冲击试验结果

目前，复合材料冲击行为的表征参量主要包括分层尺寸、凹坑深度、能量耗散等。落锤冲击试验机数据采集单元采集到的 5 种冲击能量下的平均能量耗散分别为 3.5 J、5.8 J、9.2 J、13.3 J、19.7 J。通过超声 C 扫试验得到不同能量冲击后的 5 类层压板试件分层尺寸如图 2^[15-16]所示。其中，各试件分层尺寸与凹坑深度如表 1 所示，3 个试件平均面积和平均凹坑深度与冲击能量关系如图 3 所示。

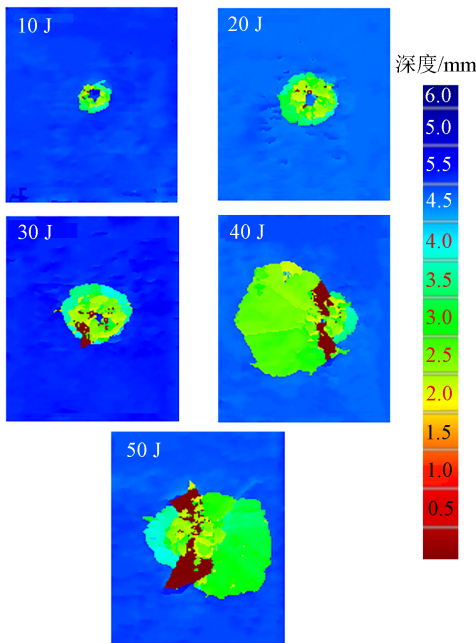


图 2 5 种能量冲击后的试件分层检测结果
Fig. 2 Stratified test results of specimens after impact of 5 energy levels

由表 1 和图 3 可知，冲击能量越大，试件分层损伤越严重，且 2 条曲线均在 30 J 处出现转折，说明此时试件的主要损伤模式可能发生了一定转变，进而表明凹坑深度在宏观上与分层尺寸具有一定的关联性。

1.2.2 含损伤试件压缩破坏模式分析

试验后，对试验机记录的数据进行分析。5 种不同能量冲击后，含损伤试件在压缩载荷下随万

能试验机夹头的位移变化曲线如图 4 所示。一般在夹头与夹具接触后，曲线应呈线性增长，但因试验机与上夹头之间采用球纹连接，在夹头与夹具初始接触时，会自动调整以确保二者之间平行接触，而夹头的调整会导致曲线初始时出现轻微的非线性现象，调整完毕后曲线便呈线性增长，并在达到最大破坏载荷时发生骤降，说明试件此时已失去承载能力。此后，机器自动停止。由图 4 可知，各冲击能量下的载荷-位移曲线变化趋势基本一致，但高冲击能量与低冲击能量的含损伤试件相比，其最大破坏载荷和最大位移差别比较明显。

表 1 试件分层尺寸与凹坑深度信息

Table 1 Layered sizes of pecimens and detailed information of pit depths				
冲击能量/ J	横向长度/ mm	纵向长度/ mm	面积/ mm ²	凹坑深度/ mm
10	15.65	16.47	296.88	0.23
	19.24	17.76	342.55	0.27
	21.24	20.55	351.22	0.28
20	24.25	25.69	512.97	0.30
	31.67	29.96	950.42	0.31
	34.92	39.99	1 441.66	0.35
30	35.87	40.23	1 290.91	0.38
	41.18	43.66	1 450.29	0.40
	42.65	35.78	1 428.68	0.42
40	67.50	64.82	3 372.21	0.65
	70.26	75.30	3 962.81	0.70
	73.86	70.06	3 878.68	0.72
50	66.53	69.01	4 287.01	1.13
	70.23	69.14	4 331.50	1.17
	76.60	72.45	4 690.15	1.30

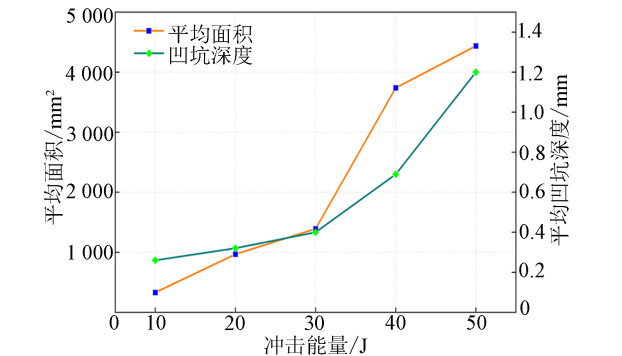


图 3 平均面积和平均凹坑深度与冲击能量关系
Fig. 3 Relationship between average area, pit depth and impact energy

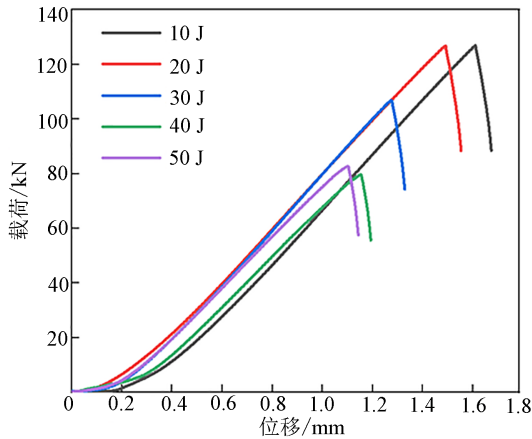


图 4 压缩载荷与端部位移曲线

Fig. 4 Curves of compression load and end displacement

以 20 J 和 30 J 为例, 含损伤层压板试件的最终破坏模式如图 5 (a) ~ (d) 所示。由图可知, 压缩过程中, 层压板试件冲击面和背面均会出现明显的截断式纤维断裂损伤, 纤维在垂直于压缩载荷方向沿冲击区域横向断裂, 但裂纹在纵向会随机扩展, 并无固定断裂走向。同时, 由图 5 (e) 与图 5 (f) 可知, 不同试件侧面均出现明显的分层损伤。

1.2.3 含损伤试件压缩失效机理分析

以 20 J 冲击试件为例, 压缩过程中的面内应变云图如图 6 所示。其中, ε_x 代表试件 x 方向应变分量, ε_y 代表试件 y 方向应变分量, ε_{xy} 代表试件剪应变分量 (x 为试件宽度方向, 垂直于压缩载荷加载方向; y 为试件长度方向, 平行于压缩载荷加载方向)。图中的拉应变为正, 压应变为负。观察 20 J 冲击试件在压缩过程中的应变分量 ε_x 可知, 随着压缩载荷的持续加载, 试件受冲击区域的蓝色区域愈加明显且从中心向四周扩张, 表明试件在压缩过程中会受到较大的横向压缩应变; 而在

压缩破坏的前一刻出现了明显的红色区域, 这表明试件此时存在较大的纵向拉伸应变。分析应变分量 ε_y 可知, 其同样以冲击区域为中心产生了明显的压缩应变, 且不断横向扩展直至试件横向断裂; 而随着压缩载荷不断增加, 试件整体的应变分布也越来越不均匀。在剪切应变中, 冲击区域中心首先出现了明显的 45° 方向的线条状区域, 而在破坏前一刻出现了较大的 $\pm 45^\circ$ 交叉区域, 且交叉区域以冲击区域为中心对称分布, 表明此时试件承受了较大的剪切作用, 而同样随着载荷增加, 应变分布呈现不均匀分布^[17-18]。通过对比发现, 30 J 冲击试件的应变云图分布与 20 J 冲击试件相似。

综合上述分析可知, 国产 T800 级复合材料层压板冲击后压缩的失效机理为: 首先, 试件在冲击损伤较为严重的区域产生较大应变; 其次, 损伤会因载荷的增强而产生较大的面内应变, 使得内部损伤垂直压缩载荷方向横向扩展, 且损伤在纵向长度上也存在较大扩展, 但与横向扩展相比, 直至损伤扩展至贯穿整个试件; 最终, 失效的试件会沿冲击凹坑横向断裂处分为明显的 2 部分, 但中间仍有基体和纤维连接。其总体损伤扩展过程可概括为“由内到外”“由慢到快”, 且具有瞬发性。

1.2.4 含损伤试件压缩剩余强度分析

在进行含损伤层压板压缩试验之后, 还需要对 3 块无损伤层压板试件进行试验, 得到其原始破坏载荷, 试件剩余强度需通过式 (1) 进行换算:

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (1)$$

式中: σ 为试件剩余强度; F 为最大压缩破坏载荷; A 为试件压缩破坏方向截面积。

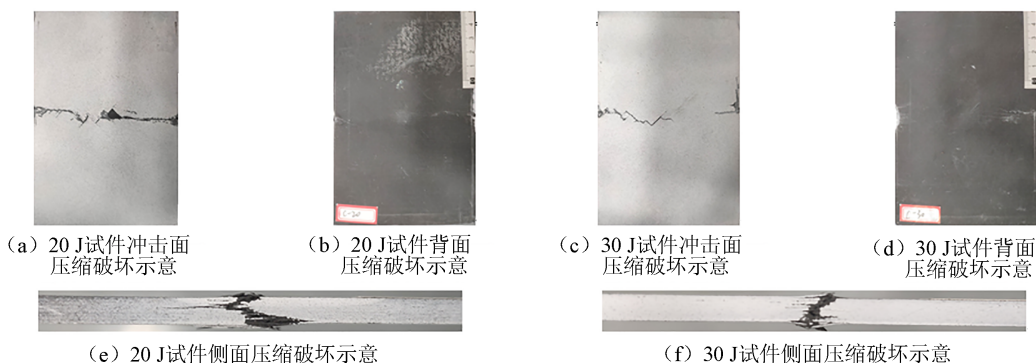


图 5 含损伤层压板试件压缩破坏示意

Fig. 5 Compression failure of damaged laminate specimens

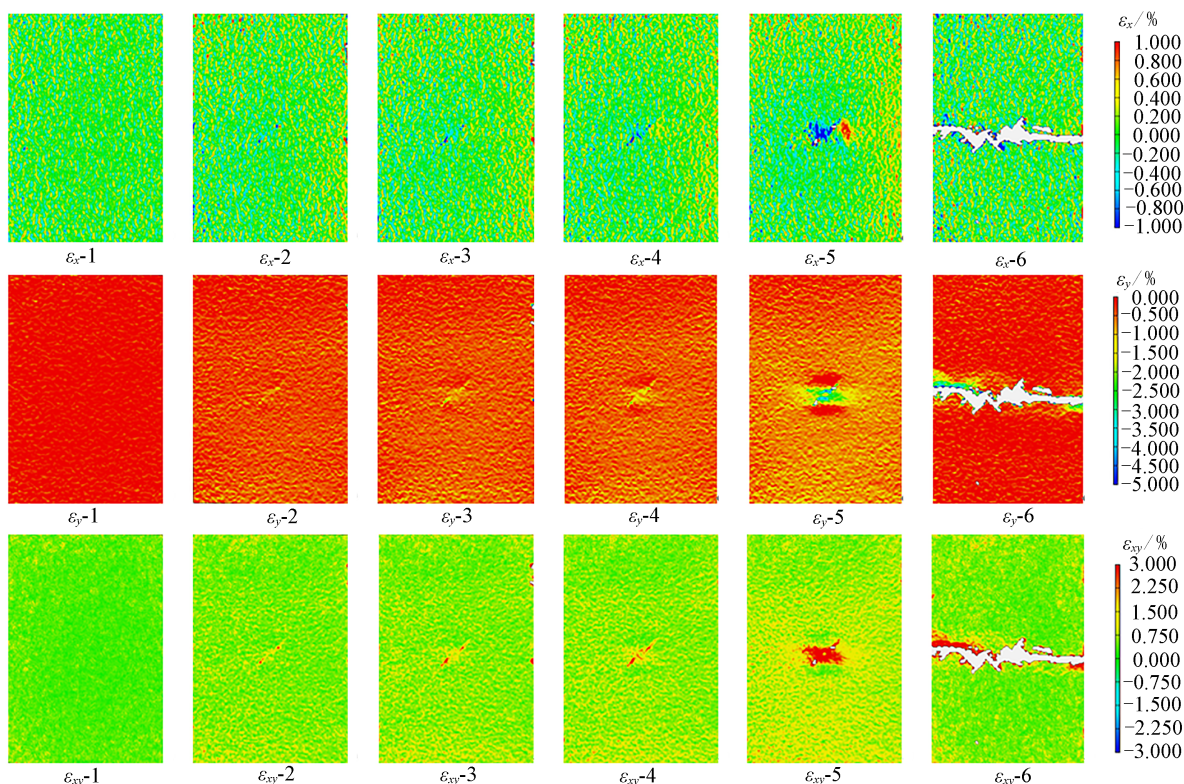


图 6 20 J 能量冲击试件压缩过程应变与形变结果

Fig. 6 Strain and deformation results during the compression process of the 20 J energy impacted specimen

为进行综合对比评价,对层压板剩余强度进行归一化处理^[17-19]:

$$\bar{\sigma} = \frac{\sigma_d}{\sigma_0} \quad (2)$$

式中: $\bar{\sigma}$ 为剩余强度归一化系数; σ_d 为受冲击后试件的真实剩余强度; σ_0 为未受冲击试件的剩余强度。根据以上定义,将经过冲击试验后含损伤试件剩余强度汇总,如表 2 所示。归一化系数如图 7 所示。

由表 2 可知,随着冲击能量的增加,试件的剩余强度逐步降低。但在冲击能量为 30 J 时折线出现明显拐点,在未达到拐点之前,折线基本呈线性下降,而在到达 30 J 冲击能量后,剩余强度发生骤降。30 J 冲击能量下微细观损伤容貌如图 8 所示,可以观察到明显的纤维断裂,可能是由于冲击能量为 30 J 时,损伤模式发生了变化。

2 基于温度和表观耗散能的复合材料剩余强度模型

为研究冲击行为对复合材料结构剩余强度的影响规律,各国学者广泛采用冲击后压缩 (compression after impact, CAI) 剩余强度来表征复合

材料损伤容限。为扩展复合材料损伤容限的表征手段,提出新的损伤容限评估参数来评估复合材料的压缩破坏行为,主要基于红外热像仪热图序列结果,采用温度和能量来进行损伤容限表征,在确定其相关性后可将其作为一定环境和条件下冲击后剩余强度的替代表征参量。

表 2 含损伤层压板剩余强度信息

Table 2 Residual strength information of damaged laminates

冲击能量/J	试验破坏载荷/kN	平均破坏载荷/kN	剩余强度/MPa	原始强度/MPa
10	125.810	126.99	264.56	320
	130.650			
	124.520			
20	117.580	120.81	251.68	320
	126.810			
	118.030			
30	114.425	108.47	225.97	320
	106.775			
	104.210			
40	80.600	81.65	170.10	320
	85.850			
	78.500			
50	72.130	70.66	147.20	320
	70.200			
	68.650			

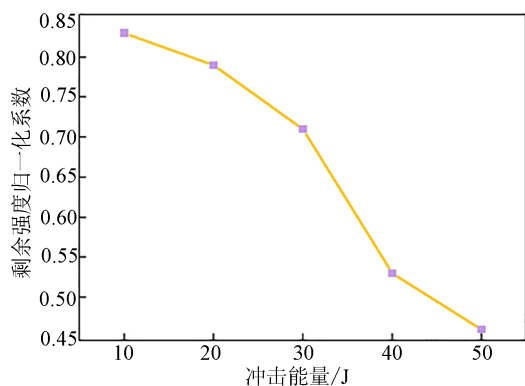


图 7 含损伤层压板试件剩余强度归一化系数与冲击能量关系

Fig. 7 Relationship between residual strength normalization coefficients and impact energies of damaged laminate specimens

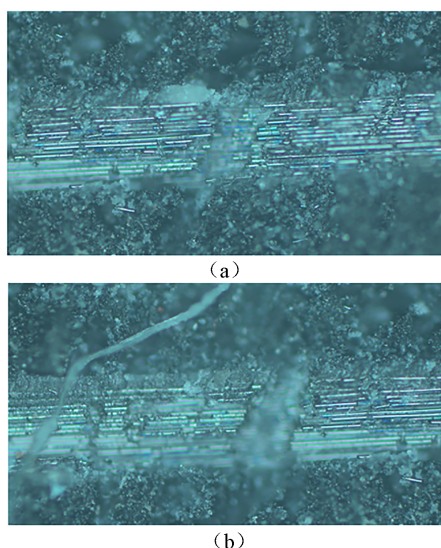


图 8 微细观损伤容貌

Fig. 8 Microscopic appearance of damage

2.1 温度-剩余强度模型

用 IRBIS 3 PLUS 软件对压缩试验热图序列进

行处理, 以提取温度数据。如图 9 (a) 所示, 通过确定破坏区域对其进行区域选择, 提取该区域每张热图的最大表面温差和最大平均温差数据, 绘制曲线如图 9 (b) 和 9 (c) 所示。

由图 9 中曲线可知, 压缩破坏区域的最大表面温差和最大平均温差变化趋势均为“平稳-骤升-缓慢下降”, 这也进一步表明层压板的压缩破坏具有瞬发性的特点。进一步对热图破坏区域面积最大时刻的最大表面温差和最大平均温差进行分析, 通过提取上述时刻最大表面温差点和最大平均温差点数据绘制折线图, 如图 10 所示。其中, 实线为回归分析曲线, 点划线为实际关系曲线。由图 10 (a) 可知, 随着冲击能量增加, 试件压缩破坏的最大表面温差先增大后减小。由图 10 (b) 可知, 5 种冲击能量含损伤层压板的剩余强度和最大表面温差不具有线性关系。由表 2 可知, 剩余强度随冲击能量增加单调递减, 因而最大表面温差不能作为复合材料剩余强度的替代参量。再观察 5 种冲击能量含损伤试件与该能量下的最大损伤热斑区域的平均温差的关系。由图 10 (c) 可知, 最大平均温差与冲击能量呈线性相关且线性趋势相当明显, 这是由于冲击能量越大, 造成的损伤也越多, 而压缩破坏是通过横向截断破坏来耗散热量, 因而前期冲击损伤越严重, 压缩破坏产生的损伤越少, 释放的热量也就越少, 热斑区域面积也越小。耗散热量的具体表现即为热斑区域, 而热斑区域各个像素点温度之和的平均值与冲击能量有关。如图 10 (d) 所示, 由 5 种冲击能量含损伤层压板的剩余强度和最大平均温差关系曲线可知, 二者趋于线性相关, 因而可将最大平均温差视为复合材料剩余强度的替代表征参量。

5 种能量冲击试件压缩过程的热图序列如图 11

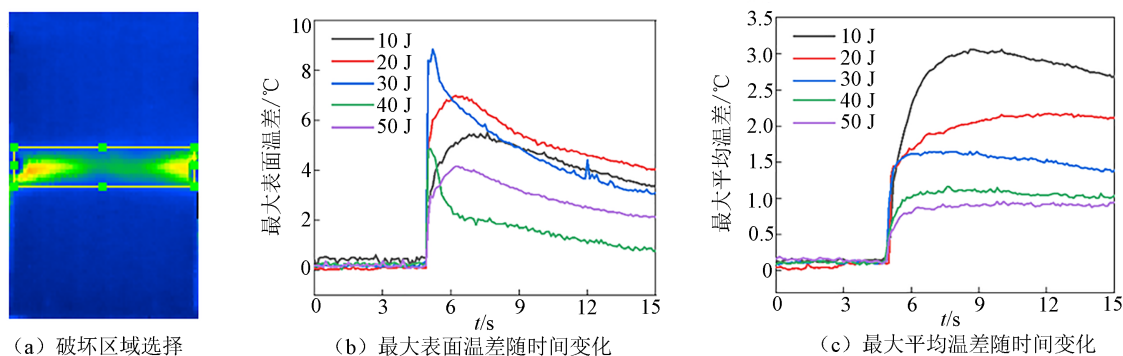


图 9 不同含损伤试件选择区域温度时序变化

Fig. 9 Temperature changes in the selected area of different damaged specimens with time series

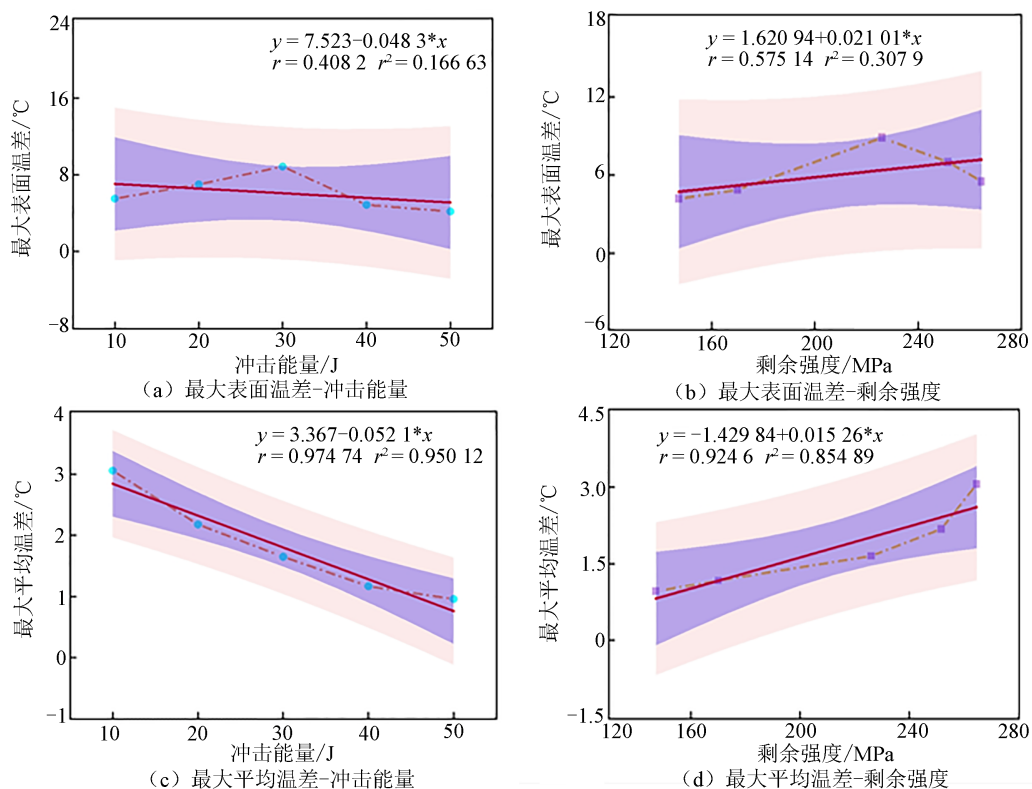


图 10 试件压缩破坏时刻温度信息与冲击能量和剩余强度关系

Fig. 10 Relationship between temperature information and impact energy, residual strength of specimens at the time of compression failure

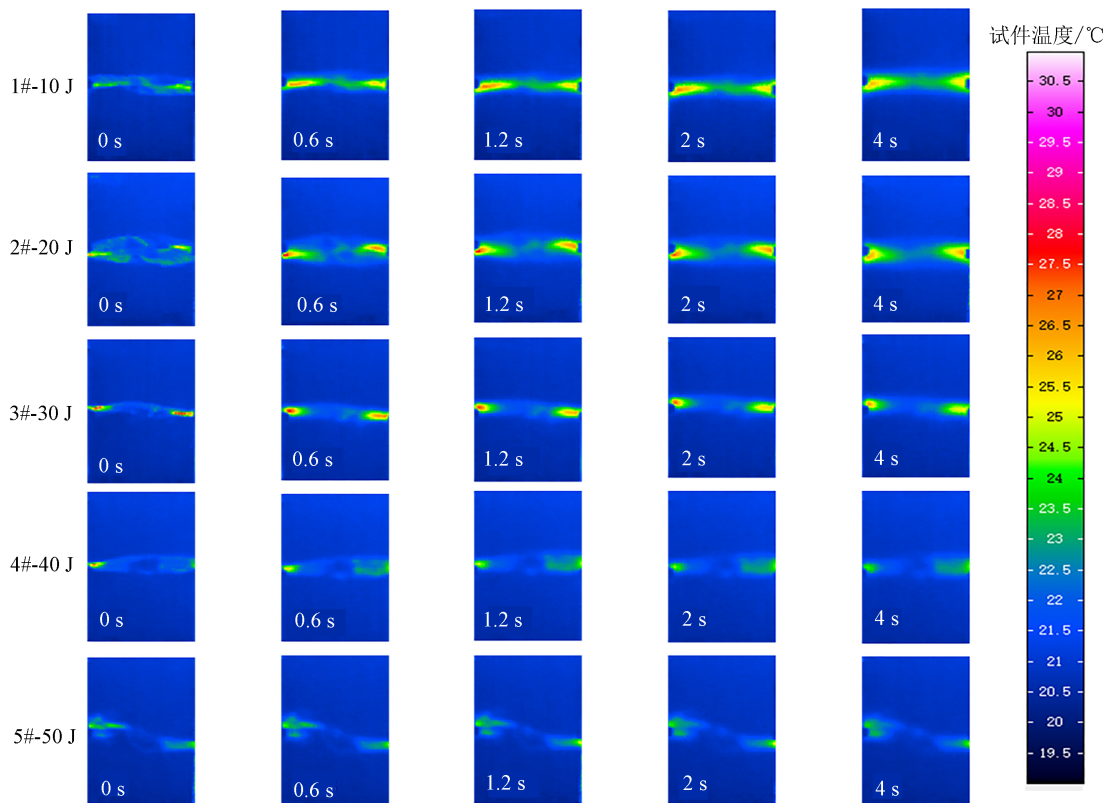


图 11 含损伤试件压缩过程热图序列

Fig. 11 Heat map sequence of the compression process of damaged specimens

所示。从图中可以清晰看到, 尽管破坏时的最大表面温度各不相同, 具有随机性, 但冲击能量越大的试件, 破坏时的热区域面积越小, 且该区域的平均温度明显低于冲击能量低的试件, 这进一步证明了上述分析的准确性。

2.2 绝对表观耗散能-剩余强度模型

在冲击过程中, 红外热像仪所监测到的试件表面温度变化与吸收的外界能量相关, 试件为更好地将吸收到的能量进行转化, 会产生各种损伤作用来进行热量的耗散。而通过观察试件热图序列中像素点的温度变化, 可得到给定像素点的耗散能量 $E_{di}^{[20]}$ 为

$$E_{di}(t) = C \Delta T_i(t) \quad (3)$$

式中: C 为等厚度层压板试件的单位比热容; ΔT_i 为热图序列中第 i 个像素点的温度变化; 将整张热图各像素点的温度相加可得试件的总耗散能 E_d 为

$$E_d(t) = C \sum_i \Delta T_i(t) \quad (4)$$

式中: Σ 为对热图中所有像素点的温度变化求和。Meola^[20] 指出, 若假设材料的比热容 C 恒定为 1, 可将 ΔT 的值简单定义为表观耗散能, 即

$$E_{app}(t) = \sum_i \Delta T_i(t) \quad (5)$$

Maierhofer 又在 Meola 的基础上提出材料的绝对耗散能公式, 用于计算材料耗散的实际能量^[21]

$$E_D = A(t) \cdot \Delta T_{mean}(t) \cdot l \cdot \rho \cdot C \quad (6)$$

式中: A 为热图中的热区域面积; ΔT_{mean} 为 t 时刻的平均变化温差; l 为试件厚度; ρ 为材料密度。对于同一试件, l 、 ρ 、 C 均为定值, 且在建立剩余强度关系模型时, 其大小与模型曲线趋势并不相关, 因此将三者假设为 1, 则材料表观耗散能的另一种

表现形式为

$$E_D = A(t) \cdot \Delta T_{mean}(t) \quad (7)$$

由于从热图处理软件可以直接得出损伤区域的平均温差, 但并不能直接定量获取损伤区域面积, 因而选取平均温差最大时刻的热图, 并利用热图处理算法对其进行预处理和分割提取, 分割前后热图如图 12 所示。

经定量识别后可知, 随冲击能量从小到大, 损伤区域面积分别为 $2\,686.2\text{ mm}^2$ 、 $2\,399.55\text{ mm}^2$ 、 $2\,246.37\text{ mm}^2$ 、 $2\,094.97\text{ mm}^2$ 。从而得到各冲击能量下, 含损伤层压板压缩过程中的表观耗散能与冲击能量的关系如图 13 (a) 所示。由图可知, 冲击能量越大, 含损伤试件在压缩破坏时所释放的表观耗散能越小, 这与之前的分析结果一致。同时, 由图 13 (b) 可知, 表观耗散能与剩余强度基本呈线性关系, 且其相关系数为 0.951 46, 比最大平均温差与剩余强度的相关系数 0.924 6 高出 2.9%。因此, 表观耗散能也可作为剩余强度的替代表征参量。

3 损伤特性参量与损伤容限关联性分析

复合材料冲击行为和损伤容限的表征参量种类多样, 纷繁复杂^[22]。本文提出的新的损伤容限表征参量与传统冲击行为表征参量的关联性还有待探究。本节采用凹坑深度、分层面积、能量耗散、剩余强度、最大平均温差和表观耗散能 6 个损伤评估参数来评估层压板冲击后的损伤特性, 因部分冲击数据已在之前的文章中发表, 现将以往试验所测得的数据汇总, 如表 3 所示。

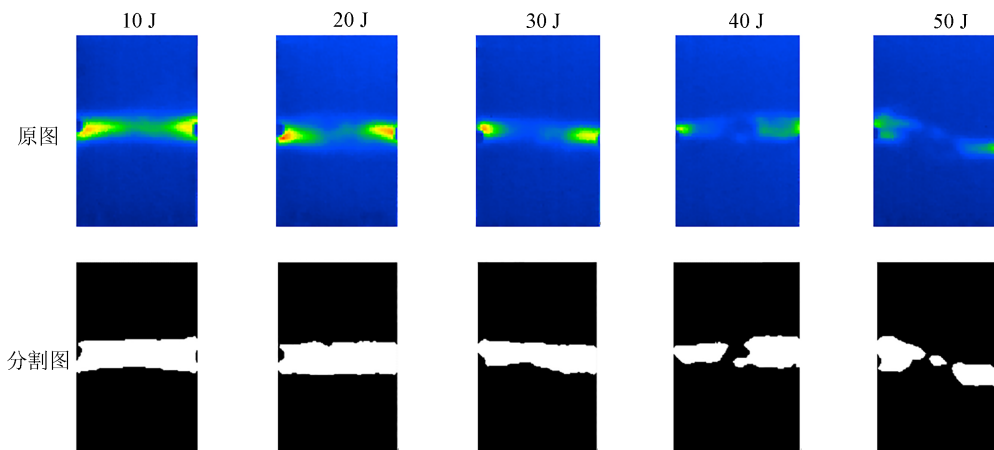


图 12 各试件压缩破坏区域分割提取结果

Fig. 12 Segmentation and extraction results of the compression failure region for each specimen

表 3 各表征参量具体数值
Table 3 Specific values of different characterization parameters

损伤评估参数	冲击能量/J				
	10	20	30	40	50
凹坑深度/mm	0.26	0.32	0.40	0.69	1.20
分层面积/mm ²	330.22	9 68.35	1 389.96	3 737.90	4 436.22
能量耗散/J	3.5	5.8	9.2	13.3	19.7
剩余强度/MPa	264.56	251.68	225.97	170.10	147.20
最大平均温差/℃	3.06	2.18	1.65	1.17	0.96
表观耗散能	7 913.772	6 358.515	4 058.260	2 628.250	2 011.170

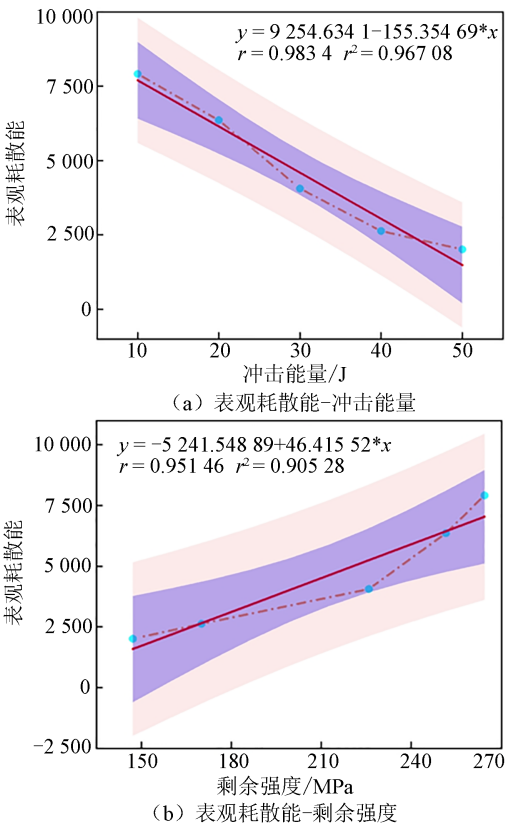


图 13 表观耗散能与冲击能量和剩余强度关系

Fig. 13 Relationship between apparent dissipated energy and impact energy, residual strength

由表3可知，虽然损伤参数数据量较少，但根据大量传统低速冲击试验可知，复合材料的冲击损伤参数与损伤容限参数总体上在一定范围内，基本符合正态分布，因而可使用SPSS对损伤评估参数进行皮尔逊相关性分析。皮尔逊相关系数是较为常见的分析2变量之间线性关系的分析指标，其定义为2变量间协方差和标准差的商，即

$$\rho_{X,Y} = \frac{\text{Cov}(X,Y)}{\sigma_X \sigma_Y} = \frac{E[(X-\mu_X)(Y-\mu_Y)]}{\sigma_X \sigma_Y} \quad (8)$$

变量间协方差为

$$\text{Cov}(X,Y) = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})}{n-1} \quad (9)$$

变量X的标准差为

$$\sigma_X = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2}{n-1}} \quad (10)$$

变量Y的标准差为

$$\sigma_Y = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y})^2}{n-1}} \quad (11)$$

式中： $E[(X-\mu_X)(Y-\mu_Y)]$ 为协方差； μ_X 与 μ_Y 分别为X和Y的期望； σ_X 和 σ_Y 分别为X和Y的标准差。上述参量两两相关散点图和皮尔逊相关系数结果分别如图14和表4所示。

通常情况下，皮尔逊相关系数可通过判断系数取值范围来判断变量相关强度，并将系数按大小划分为5个范围：(0.8~1.0]表示极度相关、(0.6~0.8]表示强相关、(0.4~0.6]表示中度相关、(0.2~0.4]表示弱相关、(0~0.2]表示极弱相关。由于本文数据量较少，因而将取值范围重新划分，系数在0.01级别（双尾）为强相关，系数在0.05级别（双尾）为中度相关，将其他显著级别统一划分为弱相关。因此，从表4和图14可以得出以下结论。

1) 对于冲击行为表征参量之间的相关性，凹坑深度和分层面积均与能量耗散呈正强相关。由散点图可知，凹坑深度越大，分层面积越大，试件能量耗散也越多，这说明试件在冲击过程中因损伤、摩擦、塑性变形等行为产生的能量耗散主要由凹坑深度和分层面积综合决定。而由文献[23]可知，不同能量水平的冲击试验，凹坑深度

表 4 各表征参量皮尔逊相关系数

Table 4 Pearson correlation coefficients of different characterization parameters

损伤评估参数	凹坑深度	分层面积	能量耗散	剩余强度	最大平均温差	表观耗散能
凹坑深度	1.000	0.938*	0.979**	-0.939*	-0.814	-0.839
分层面积	0.938*	1.000	0.965**	-0.995**	-0.909*	-0.929*
能量耗散	0.979**	0.965**	1.000	-0.976**	-0.912*	-0.931*
剩余强度	-0.939*	-0.995**	-0.976**	1.000	0.925*	0.951*
最大平均温差	-0.814	-0.909*	-0.912*	0.925*	1.000	0.988**
表观耗散能	-0.839	-0.929*	-0.931*	0.951*	0.988**	1.000

注: * 表示在 0.05 级别 (双尾), 为中度相关; **表示在 0.01 级别 (双尾), 为强相关。

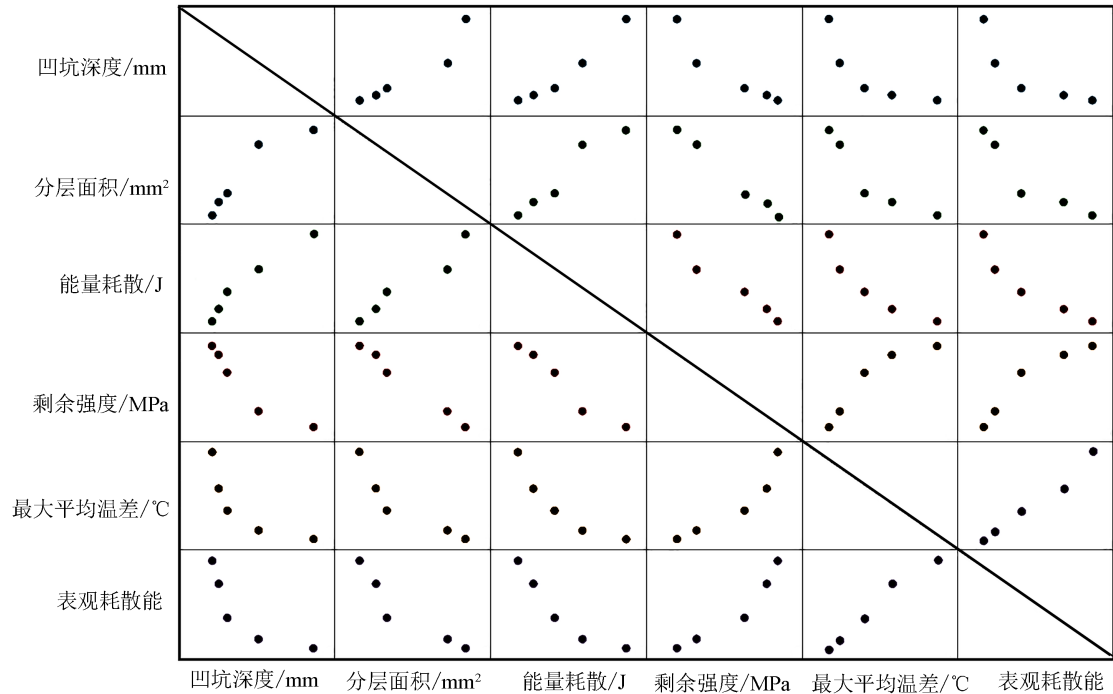


图 14 各表征参量两两相关散点图

Fig. 14 Scatter plot diagram of pairwise correlation between two characteristic parameters

和分层面积间也会互相影响, 当一方增加时, 另一方会相应减少, 说明在同一冲击能量耗散的前提下, 凹坑深度所反映的层内损伤和分层面积所反映的层间损伤会相互制约、相互影响。

2) 对于冲击行为和损伤容限表征参量之间的相关性, 由散点图可知, 分层面积、能量耗散与剩余强度呈负强相关。其中, 耗散能量的去向包括分层损伤的产生, 而分层面积与剩余强度之间的相关系数高达 0.995, 这进一步说明层间损伤的扩展是导致试件压缩破坏的主要因素, 且表面层间强度的大小对材料的剩余强度有显著影响。

3) 对于损伤容限表征参量之间的相关性, 由表 4 和图 14 可知, 最大平均温差和表观耗散能呈

正强相关。这表明冲击能量越小, 损伤越小, 压缩破坏时横向纤维断裂和基体开裂所释放的能量越多, 表观耗散能也就越多, 最大平均温差也越大。但由于最大平均温差还受破坏面积影响, 而破坏面积并非随冲击能量增加而呈现线性变化, 因而二者虽然相关性较高, 但无法达到线性相关效果, 且与最大平均温差相比, 表观耗散能与剩余强度的相关性更大。

4 结论

本文基于 DIC 和原位热成像在线监测冲击后复合材料的压缩破坏过程, 提出新的剩余强度替

代表征参量, 分析各传统冲击行为表征参量与损伤容限表征参量之间的相关性, 得出以下结论。

1) 随着冲击能量的增加, 复合材料层压板的剩余强度逐渐降低, 冲击能量-剩余强度折线中的拐点现象是因为主要损伤模式的变化, 而纤维断裂、基体开裂和分层损伤都会使结构自身承载力下降, 且纤维断裂损伤造成的剩余强度下降最为明显。

2) 基于红外热成像仪监测的热图序列温度结果, 提出最大平均温差和表观耗散能 2 种新型损伤容限表征参量, 通过分析 2 种新型参量与剩余强度的相关性曲线, 验证了所提出的 2 种参量用于替代冲击后剩余强度参量来评估含损伤层压板损伤容限特性的可行性。

3) 通过分析各传统冲击行为表征参量与损伤容限表征参量之间的两两相关性, 发现凹坑深度和分层面积是影响能量耗散的主要因素。同时, 验证了本文所提出的 2 种基于温度信息的新型表征参量在量化复合材料损伤破坏行为时的可靠性。

参考文献

- [1] 沈真, 陈普会, 刘俊石, 等. 含缺陷复合材料层压板的压缩破坏机理[J]. 航空学报, 1991, 12(3): 105-113.
SHEN Z, CHEN P H, LIU J S, et al. Experimental study on the compressive failure mechanisms of damaged composite laminates[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(3): 105-113.
- [2] 陈普会, 沈真, 聂宏. 复合材料层压板冲击后压缩剩余强度的统计分析与可靠性评估[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 573-576.
CHEN P H, SHEN Z, NIE H. Statistical analysis of post-impact compression strength of a composite laminate and reliability evaluation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 573-576.
- [3] 程小全, 张子龙, 吴学仁. 小尺寸试件层合板低速冲击后的剩余压缩强度[J]. 复合材料学报, 2002, 19(6): 8-12.
CHENG X Q, ZHANG Z L, WU X R. Post-impact compressive strength of small composite laminate specimens[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2002, 19(6): 8-12.
- [4] WANG S X, WU L Z, MA L. Low-velocity impact and residual tensile strength analysis to carbon fiber composite laminates[J]. Materials & Design, 2010, 31(1): 118-125.
- [5] 李要磊, 铁瑛, 李成, 等. CFRP 层压板冲击后压缩失效分析数值模拟[J]. 复合材料科学与工程, 2020(5): 12-18, 52.
LI Y L, TIE Y, LI C, et al. Numerical simulation of compression failure analysis of CFRP laminates after impact[J]. Composites Science and Engineering, 2020(5): 12-18, 52.
- [6] FUOSS E, STRAZNICKY P V, POON C. Effects of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates. Part 1: parametric study[J]. Composite Structures, 1998, 41(1): 67-77.
- [7] FUOSS E, STRAZNICKY P V, POON C. Effects of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates. Part 2: prediction method[J]. Composite Structures, 1998, 41(2): 177-186.
- [8] 罗靓, 沈真, 杨胜春, 等. 碳纤维增强树脂基复合材料层压板低速冲击性能实验研究[J]. 复合材料学报, 2008, 25(3): 20-24.
LUO L, SHEN Z, YANG S C, et al. Experimental study on low-velocity impact performance of carbon fiber reinforced composite laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(3): 20-24.
- [9] 沈真, 杨胜春, 陈普会. 复合材料层压板抗冲击行为及表征方法的实验研究[J]. 复合材料学报, 2008, 25(5): 7-15.
SHEN Z, YANG S C, CHEN P H. Experimental study on the behavior and characterization methods of composite laminates to withstand impact[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(5): 7-15.
- [10] 林智育, 许希武. 复合材料层板低速冲击后剩余压缩强度[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 140-146.
LIN Z Y, XU X W. Residual compressive strength of composite laminates after low-velocity impact[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 140-146.
- [11] 许国栋. 复合材料层压板低能量冲击损伤表征技术研究[D]. 北京: 北京建筑大学, 2019: 56-57.
XU G D. Study on characterization technology of low energy impact damage of composite laminates[D]. Beijing: Beijing University of Civil Engineering and Architecture, 2019: 56-57.
- [12] EVCI C, GÜLGEÇ M. An experimental investigation on the impact response of composite materials[J]. International Journal of Impact Engineering,

- 2012, 43: 40-51.
- [13] PANETTIERI E, FANTERIA D, MONTE-MURRO M, et al. Low-velocity impact tests on carbon / epoxy composite laminates: a benchmark study[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2016, 107: 9-21.
- [14] 钱伯章. 我国高性能、成本低 T800 级碳纤维达产技术突破[J]. *合成纤维*, 2017, 46(3): 55-56.
- [15] ZHAO Z B, YANG Z W, ZHANG W, et al. Low-velocity impact response and infrared radiation characteristics of thermoplastic/thermoset composites [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(10): 365-380.
- [16] 赵志彬, 杨正伟, 李胤, 等. 低速冲击下碳/玻混杂复合材料红外辐射特征[J]. *北京航空航天大学学报*, 2023, 49(1): 177-186.
- ZHAO Z B, YANG Z W, LI Y, et al. Infrared radiation characteristics of carbon/glass hybrid composites under low-velocity impact[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2023, 49(1): 177-186.
- [17] 王杰. 复合材料泡沫夹层结构低速冲击与冲击后压缩性能研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013: 130-141.
- WANG J. Study on the low-velocity impact and compression-after-impact behavior of foam-core sandwich panels[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013: 130-141.
- [18] 郭静静. 复合材料夹层板低速冲击及压缩失效研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2019: 62.
- GUO J J. Failure study on low velocity impact and compression of composite sandwich panels[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2019: 62.
- [19] 李习习. 复合材料层压板低速冲击损伤与剩余压缩强度研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015: 48-49.
- LI X X. Impact damage and residual compressive strength for composite laminate subjected to low velocity[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015: 48-49.
- [20] MEOLA C, BOCCARDI S, CARLOMAGNO G M. A quantitative approach to retrieve delamination extension from thermal images recorded during impact tests[J]. *NDT & E International*, 2018, 100: 142-152.
- [21] MAIERHOFER C, KRANKENHAGEN R, RÖLLIG M. Application of thermographic testing for the characterization of impact damage during and after impact load[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2019, 173: 106899.
- [22] 廖斌斌, 周建武, 林渊, 等. CFRP 层压板低速冲击响应及损伤特性研究[J]. *高压物理学报*, 2019, 33(4): 105-113.
- LIAO B B, ZHOU J W, LIN Y, et al. Low-velocity impact behavior and damage characteristics of CFRP laminates[J]. *Chinese Journal of High Pressure Physics*, 2019, 33(4): 105-113.
- [23] ZHOU J W, LIAO B B, SHI Y Y, et al. Experimental investigation of the double impact position effect on the mechanical behavior of low-velocity impact in CFRP laminates[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2020, 193: 108020
- (编辑: 夏菁)