

低速多次冲击下碳纤维/环氧树脂基复合材料层合板失效机制及剩余强度评估

俞鸣明 朱雪莉 刘雪强 方琳 谢旺 任慕苏 孙晋良

Failure mechanism and assessment of residual strength of carbon fiber/epoxy resin matrix composite laminates under multiple impacts at low velocities

YU Mingming, ZHU Xueli, LIU Xueqiang, FANG Lin, XIE Wang, REN Musu, SUN Jinliang

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20230510.001>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

一种基于复合材料剩余强度的衍生疲劳损伤模型

A derivative fatigue damage model based on residual strength of composites

复合材料学报. 2020, 37(10): 2473–2481 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20191224.002>

碳纤维增强环氧树脂基复合材料轴管的低速冲击失效机制及剩余压缩性能

Failure mechanisms and residual compression performance of carbon fiber reinforced epoxy composite shaft tubes subjected to low velocity impact

复合材料学报. 2021, 38(11): 3640–3651 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210129.004>

玻璃纤维/环氧乙烯基酯树脂复合材料的层间增韧及其低温下低速冲击性能

Interlaminar toughening of glass fiber/epoxy vinyl ester resin composite and its low-velocity impact properties at low temperature

复合材料学报. 2021, 38(1): 145–154 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200824.003>

基于超弹性特性的SMA复合材料层合板低速冲击损伤数值模拟方法

Numerical simulation of low-velocity impact damage behaviour of composite laminates based on SMA superelasticity

复合材料学报. 2017, 34(2): 364–373 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20160413.004>

基于FBG传感技术的复合材料T型加筋板低速冲击损伤监测

Low-velocity impact damage monitoring of composite T-stiffened panels based on FBG sensors

复合材料学报. 2019, 36(10): 2266–2274 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20181114.002>

基于连续介质损伤力学的复合材料层合板低速冲击损伤模型

A model for low velocity impact damage analysis of compositelaminates based on continuum damage mechanics

复合材料学报. 2018, 35(7): 1878–1888 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20180103.001>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

低速多次冲击下碳纤维/环氧树脂基复合材料层合板失效机制及剩余强度评估



分享本文

俞鸣明¹, 朱雪莉¹, 刘雪强², 方琳^{*1}, 谢旺¹, 任慕苏¹, 孙晋良¹

(1. 上海大学 材料科学与工程学院, 上海 200444; 2. 军需工程技术研究所, 北京 100010)

摘要: 碳纤维 (Carbon fiber, CF) 增强环氧树脂 (Epoxy resin, EP) 基复合材料因其优异的抗冲击性而被广泛应用于飞机结构件。考虑到飞机在飞行过程中部分结构会遭受多次冲击的工况, 设计 CF/EP 复合材料层合板的多次冲击及冲击后压缩试验。通过对多次冲击的力学响应曲线分析及内部损伤图观测, 得到不同冲击载荷对复合材料多次冲击的力学性能影响及多次冲击过程中的主要损伤机制和损伤传播模式。在此基础上, 对冲击后的剩余压缩强度及失效形貌进行了分析, 得到了 CF/EP 复合材料层合板在冲击后的损伤容限及失效模式。结果表明: 冲击次数的提高将导致复合材料的吸能性下降, 抗冲击性下降。在多次冲击过程中, 复合材料层合板的损伤模式为自下而上。此外, 随冲击能级变化, 复合材料在冲击后压缩过程中的主要损伤模式有所变化。

关键词: 复合材料; 多次冲击; 低速冲击; 冲击损伤; 剩余强度

中图分类号: TB332 文献标志码: A 文章编号: 1000-3851(2023)09-5359-12

Failure mechanism and assessment of residual strength of carbon fiber/epoxy resin matrix composite laminates under multiple impacts at low velocities

YU Mingming¹, ZHU Xueli¹, LIU Xueqiang², FANG Lin^{*1}, XIE Wang¹, REN Musu¹, SUN Jinliang¹

(1. School of Materials Science and Engineering, Shanghai University, Shanghai 200444, China; 2. Institute of Military Engineering and Technology, Beijing 100010, China)

Abstract: Carbon fiber (CF) reinforced epoxy resin (EP) matrix composites were widely used in aircraft structural components due to their excellent impact resistance. Considering that some of the structures of aircraft were subjected to multiple impacts during flight, the CF/EP composite laminates were designed for multiple impacts and compression after impact tests. The mechanical response curves and internal damage diagrams of the multiple impacts were analyzed to obtain the effects of different impact loads on the mechanical properties of the composites during multiple impacts, as well as the main damage mechanisms and damage propagation modes during the multiple impacts. On this basis, the residual compression strength and failure morphology after impact were analyzed to obtain the damage tolerance and failure mode of CF/EP composite laminates after impact. The results show that an increase in the number of impacts will lead to a decrease in the energy absorption and impact resistance of the composites. During multiple impacts, the damage pattern of the composites is bottom-up. In addition, the main damage modes of the composites during compression after impact vary with the impact energy level.

Keywords: composite materials; multiple impacts; low velocity impacts; impact damage; residual strength

收稿日期: 2023-03-08; 修回日期: 2023-04-18; 录用日期: 2023-04-29; 网络首发时间: 2023-05-11 11:10:08

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20230510.001>

基金项目: 广东省重点研发计划 (2019B010929001); 上海市优秀学术/技术带头人计划 (20XD1434300)

Key R&D Program of Guangdong Province (2019B010929001); Sponsored by Program of Shanghai Academic/Technology Research Leader (20XD1434300)

通信作者: 方琳, 硕士, 实验师, 研究方向为碳纤维复合材料 E-mail: lfang@shu.edu.cn

引用格式: 俞鸣明, 朱雪莉, 刘雪强, 等. 低速多次冲击下碳纤维/环氧树脂基复合材料层合板失效机制及剩余强度评估 [J]. 复合材料学报, 2023, 40(9): 5359-5370.

YU Mingming, ZHU Xueli, LIU Xueqiang, et al. Failure mechanism and assessment of residual strength of carbon fiber/epoxy resin matrix composite laminates under multiple impacts at low velocities [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2023, 40(9): 5359-5370 (in Chinese).

与普通复合材料相比,碳纤维增强树脂基复合材料具有高比强度、高比模量和良好的耐热性。它们被用于汽车制造、航空航天、船舶、医疗设备^[1-4]等。例如:飞机在飞行时可能会遭遇鸟撞,给飞机带来重大的结构损坏^[5];船舶的船体在使用过程中不可避免地受到漂浮碎片和其他船舶的冲击^[6]。这些领域的复合材料构件在使用过程中会受到多次低速冲击事件,这些事件会对复合材料内部造成不可检损伤,如分层、基体开裂和纤维断裂等^[7-9],从而削弱材料的使用寿命。此外,低速冲击导致的损伤使复合材料的承载能力大大削减^[10-11]。因此,碳纤维增强树脂基复合材料的抗冲击性及冲击后的压缩损伤行为成为国内外研究热点。

目前,关于复合材料的低速冲击损伤研究主要集中在单次冲击^[12-14],而对于复合材料在多次冲击中的损伤行为研究较少。Morais等^[15]通过研究3种不同堆叠顺序的碳纤维/环氧树脂基复合材料层合板的低速多次冲击过程,发现了复合材料的开裂模式,即损伤沿纤维方向扩展。Andrzej等^[16]通过开发的图像处理算法评估了低速多次冲击载荷下复合材料结构退化的一般特征。Liao等^[17]研究了复合材料层合板在4种直径冲击器下的冲击力学特性,此外探究了层合板在多次冲击中的损伤累积机制。复合材料在低速多次冲击过程中的损伤机制非常复杂,了解多次冲击后的损伤机制,是优化复合材料结构设计的关键。

低速冲击导致的损伤会降低复合材料的损伤容限,大多数学者采用冲击后压缩(Compression after impact, CAI)的方法来表征复合材料受冲击后的损伤程度。例如,Lyu等^[18]利用CAI试验探究了压缩过程中的损伤演变和失效机制,同时利用有限元的方法模拟不同位置的多次冲击试验和后续压缩试验,实现了对材料冲击后损伤容限的高效预测。马欢等^[19]研究了铺层角度对复合材料层合板冲击后压缩性能的影响,发现当铺层角度为 $[0^\circ/0^\circ/0^\circ]_T$ 时,剩余冲击后压缩强度达到最大值97.43 MPa,压缩强度保持率75.72%,由此判定该结构具有较好的承载能力。Seamone等^[20]对薄碳纤维复合材料进行了CAI试验,确定了复合材料在受到冲击后的压缩承载能力,并且发现了冲击能量与损伤类型之间的相关性,为冲击损伤及CAI的计算模型提供了有用信息。可见,冲击后

压缩是评价复合材料损伤容限的有效方法。

本文针对飞机结构件在飞行中遭遇多次冲击的工况,对 $[0/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$ 铺层方式的碳纤维(CF)增强环氧树脂(EP)基复合材料层合板进行了多次冲击及冲击后压缩试验。通过对层合板的冲击响应曲线及内部损伤分析,得到复合材料在不同冲击能量下的力学性能变化规律及损伤渐进失效过程,在此基础上探究复合材料的内部损伤传播模式。通过CAI方法,借助光学显微镜及工业CT技术,探究CF/EP复合材料层合板在冲击后的损伤容限和表观、内部失效模式。本文目的在于为高性能碳纤维复合材料层合板的设计和制备提供理论依据和技术参考。

1 实验材料及方法

1.1 原材料

实验原材料是由威海光威有限公司提供的型号为WP-3011-6508的CF/EP复合材料预浸料,单层厚度为0.25 mm。实验中为碳纤维CF/EP复合材料层合板设置预浸料铺设方式为 $[0/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$,铺层示意图如图1所示。层合板大小设置为150 mm×100 mm×4 mm。将预浸料经由手工堆叠后,利用热压罐成型工艺固化,最终得到CF/EP复合材料层合板。

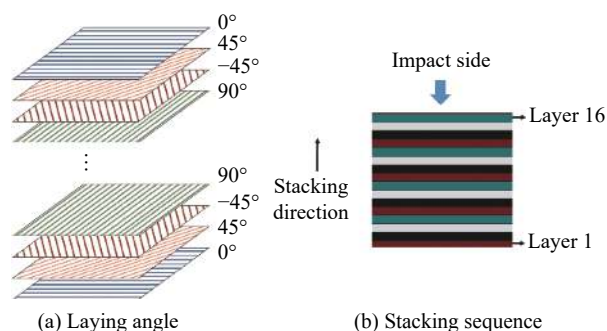


图1 碳纤维(CF)/环氧树脂(EP)复合材料层合板铺层示意图

Fig. 1 Carbon fiber (CF)/epoxy resin (EP) composite laminates lamination diagram

1.2 冲击试验

根据冲击试验的标准试验方法ASTM D 7136/D7136M-05^[21],利用德国生产的落锤冲击试验机(Zwick/Roell HIT2000F)对CF/EP复合材料层合板进行多次冲击测试,利用夹具的4个夹子将试样固定在刚性基座上,以此约束试样x、y方向自由度。试验机及夹具如图2(a)所示。考虑线性变化,设置冲头质量分别为1 kg、1.5 kg、2 kg,降落高

度设置为 1 m, 以此得到冲击能量分别为 9.8 J、14.7 J、19.6 J。每次冲击进行 3 组平行试验, 计算出平均峰值力, 最终选取接近平均峰值力值的一组进行结果分析。此外, 冲击过程中, 由传感器采集得到的冲头能量、位移、冲击接触力等为后续力学响应分析提供数据。

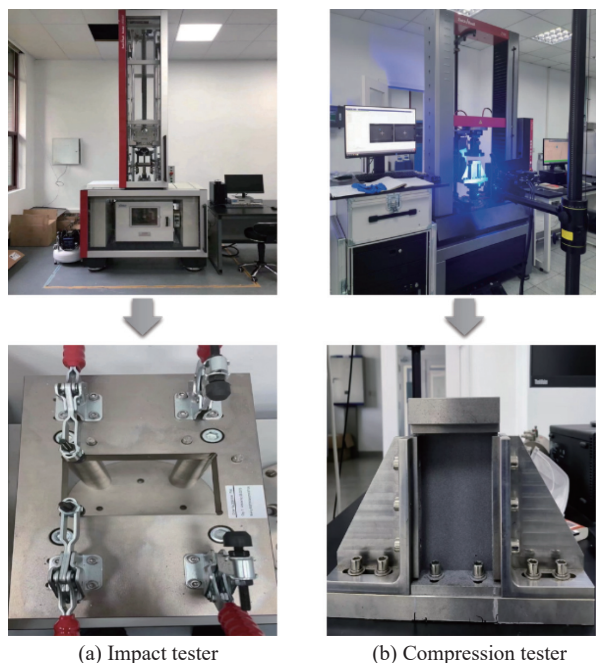


图2 试验仪器及夹具

Fig. 2 Test apparatus and fixtures

1.3 压缩试验

根据标准试验方法 ASTM D 7137/D7137 M-17^[22], 利用图 2(b) 中德国生产的万能试验机 (Zwick/Roell Z100) 对多次冲击后的碳纤维增强环氧树脂基复合材料层合板进行压缩试验。采集得到压缩接触力的数值。

2 结果与讨论

2.1 冲击试验及整体力学响应

在不同的冲击能量下, 复合材料层合板的冲击力随时间变化的力学响应有所不同, 如图 3 所示。在受到首次冲击时, 曲线在初始阶段出现轻微振荡, 这是由于落锤接触层合板引起层合板振动导致。当冲击力继续增加到最大值, 曲线开始剧烈振动。从第 2 次冲击开始, 弹性波的散射作用引起了振荡的衰减, 导致冲击力曲线振荡幅度减小。在低能量 (9.8 J) 冲击下, 首次冲击的冲击力峰值最大, 而较高能量冲击下的冲击力峰值随冲击次数的增加而增大。此现象可以解释为, 在

9.8 J 的冲击能级下, 首次冲击对层合板造成的破坏较小, 此时层合板几乎为弹性变形。再次冲击时, 层合板出现了明显的树脂、纤维等损伤, 因此冲击力峰值出现下降趋势。此外, 后一次冲击的持续时间比前一次长, 受高能级冲击的层合板比受低能级冲击的层合板要长。这说明冲击器的冲击位移逐渐增大, 冲击器反弹需要更多的时间。意味着层合板被严重破坏, 屈曲程度加剧。

图 4 显示了 3 种不同冲击能量下, 冲击力随位移变化的趋势。可知, 随冲击次数的增加, 初始曲线的斜率逐渐减小。当冲击器接触到层合板时, 冲击力开始增加, 直到冲击器速度减少为 0, 冲击位移达到最大值, 冲击力也同时达到峰值。之后, 冲击器开始反弹, 冲击力下降, 冲击位移变小, 当冲击器离开层合板, 此时冲击力为 0。对比发现, 多次冲击下, 冲击器的中心位移大于层合板的厚度。此外, 冲击产生的层合板的弯曲度随着冲击能量水平的提高而增加。在相同的冲击次数下, 冲击能量水平增加, 冲击器需要更多的时间离开层合板, 因此, 残余位移增大。

为了解多次冲击对层合板吸能的影响, 对 3 种不同冲击能量下的能量变化进行探究, 如图 5 所示。当冲击器接触到层合板时, 冲击器的动能开始转移到层合板上。其中一部分被层合板吸收, 另一部分由于各种损伤、摩擦等原因被耗散。当冲击器向下的速度达到 0 时, 全部动能转移到层合板上。之后冲击器反弹离开层合板, 层合板的最终吸收能量达到稳定状态。当冲击能为 9.8 J 时, 3 次冲击中的最终吸收能分别为 8.66 J、8.26 J、8.07 J。这是由于首次冲击使材料内部出现损伤, 因此随冲击次数的增加, 最终吸收能量逐渐减小。此外, 由于冲击能量的增加, 层合板损伤加剧, 吸能更多。

通过对复合材料层合板的力学性能研究发现, 层合板在低能量冲击下, 首次冲击的峰值力最大, 在较高能量冲击下, 峰值力随冲击次数的增加不断增大。

2.2 冲击损伤及失效机制

CF/EP 复合材料层合板在冲击过程中, 会产生目不可检的内部损伤。为探究层合板在冲击过程中的主要损伤机制和损伤传播模式, 在不破坏层合板冲击后状态的情况下, 采用无损检测对层合板的整体冲击损伤形貌进行观察分析, 如图 6

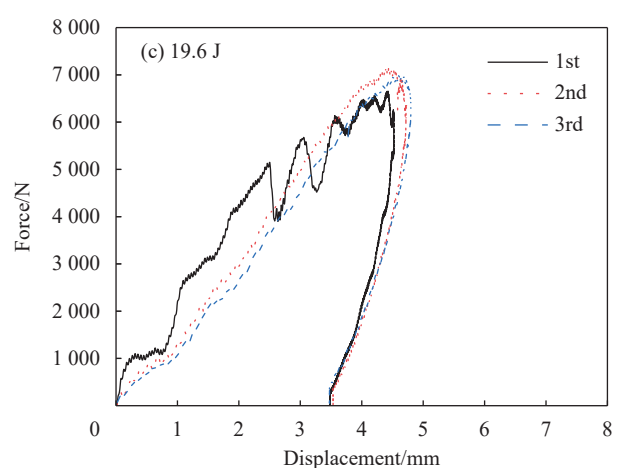
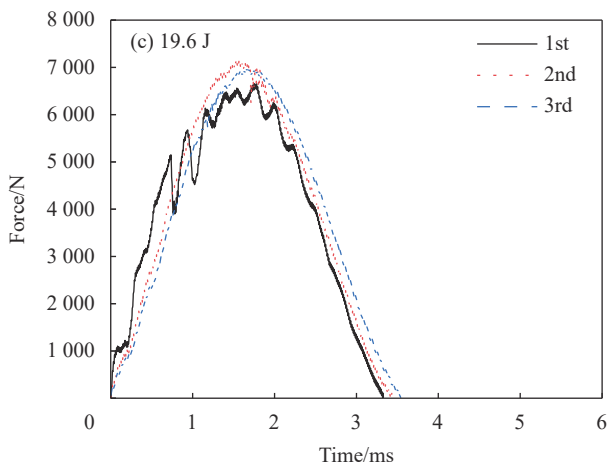
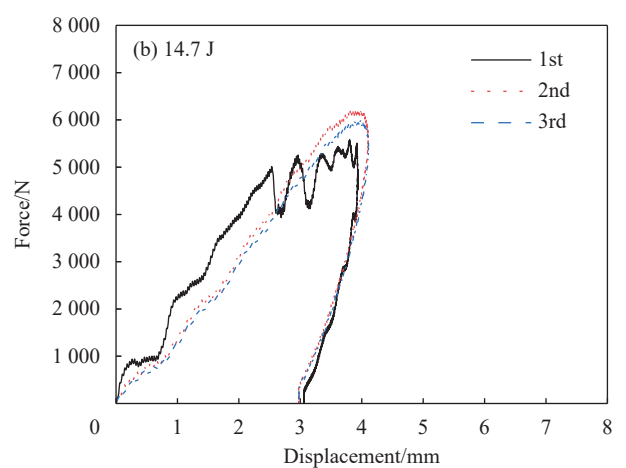
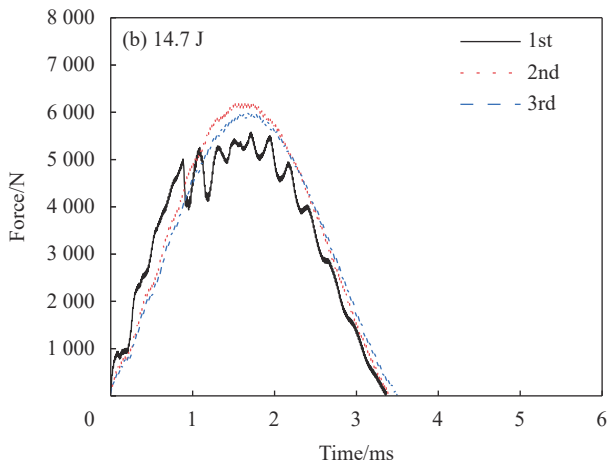
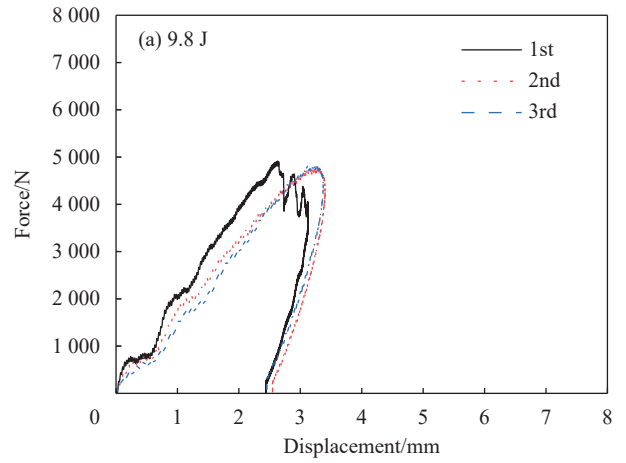
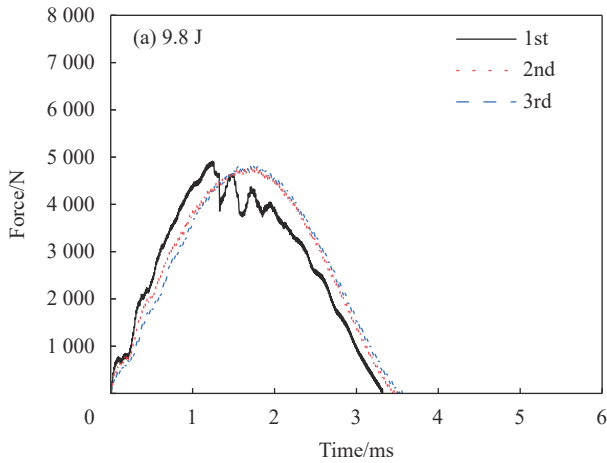


图3 CF/EP 层合板在不同冲击能量下的冲击力-时间响应曲线

图4 CF/EP 层合板在不同冲击能量下的冲击力-位移响应曲线

Fig. 3 Force-time response curves for CF/EP laminates at different impact energies

Fig. 4 Force-displacement response curves for CF/EP laminates at different impact energies

所示。当冲击头接触到层合板时, 损伤开始出现, 随后损伤沿冲击中心区域向外均匀扩散。由此表明, 在均匀铺层的层合板中, 损伤沿纤维方向扩展。此外, 损伤形状可见为花瓣状。可以看出, 随冲击次数的增加, 损伤面积逐渐增大。其中,

在低能级 (9.8 J) 冲击下, 第 3 次冲击造成损伤的面积增幅较第 2 次小。说明在低能级冲击下, 层合板自第 2 次冲击开始, 损伤已经呈现相对稳定的趋势。当冲击能级为 14.7 J 时, 第 3 次冲击的损伤面积增幅更加明显。由此表明, 冲击能的增加

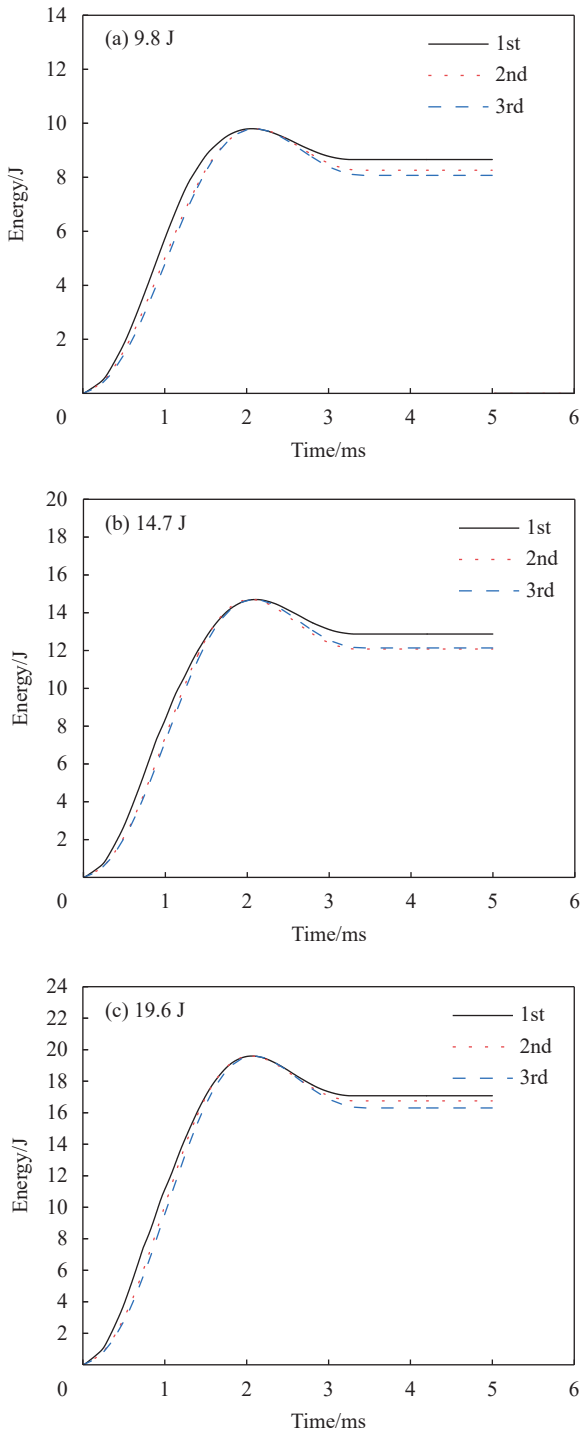


图5 CF/EP层合板在不同冲击能量下的能量-时间响应曲线

Fig. 5 Energy-time response curves for CF/EP laminates at different impact energies

对多次冲击的损伤面积增幅有所影响。

同一冲击次数下,发现损伤面积随冲击能级的提高而增大。此外,14.7J相对9.8J冲击能级下的损伤面积增加不大。19.6J冲击能量下,损伤面积增加明显。由此表明,在同一冲击次数下,

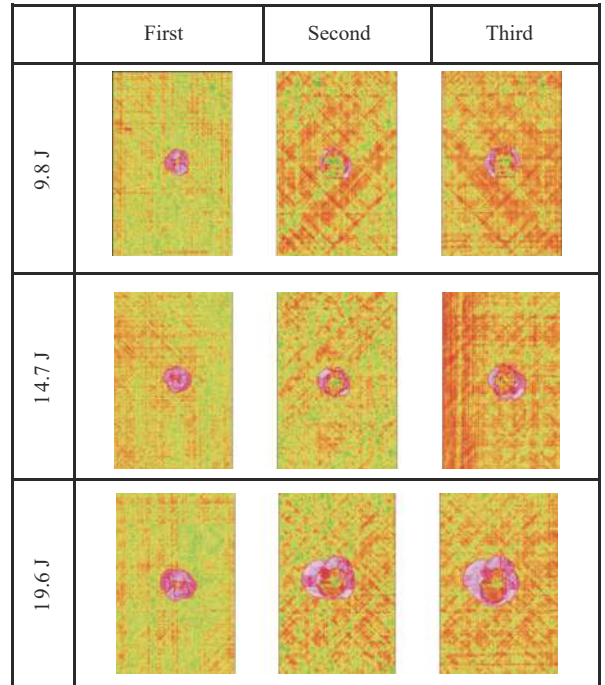


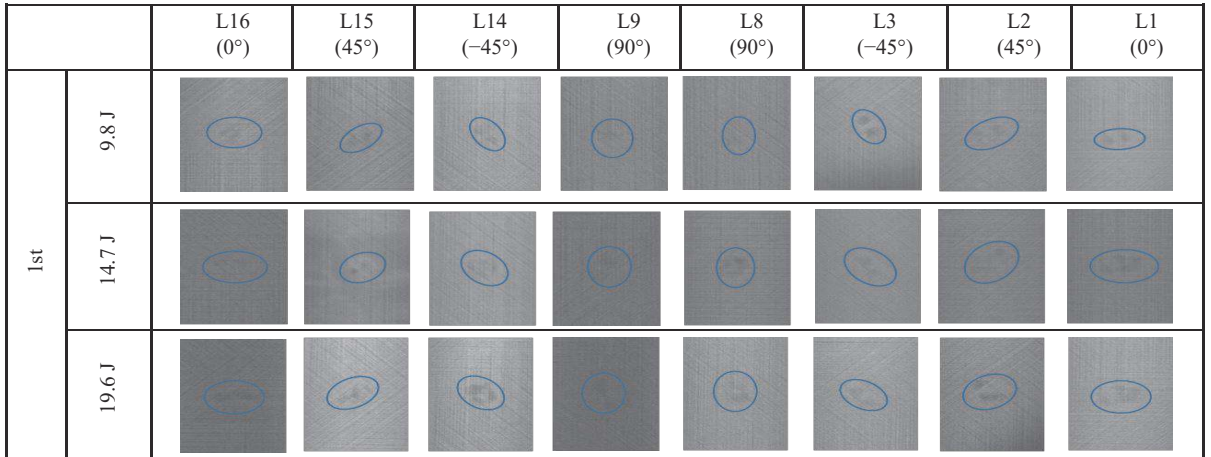
图6 CF/EP层合板在不同冲击能量下的C扫描检测结果

Fig. 6 C-scan test results of CF/EP laminates at different impact energies

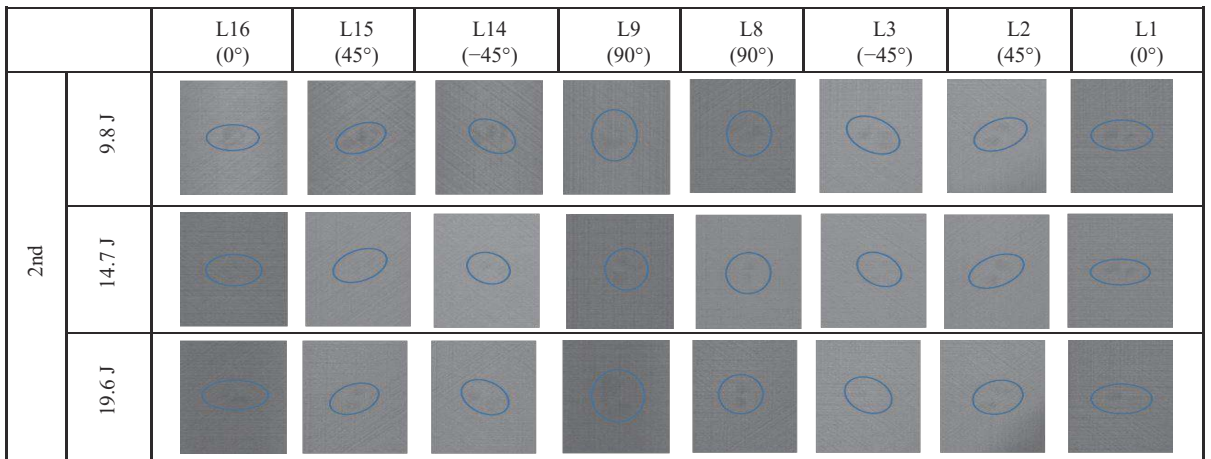
19.6J的冲击损伤面积扩张明显,即高能量冲击对损伤面积影响较大。

为探究多次冲击对复合材料层合板内部损伤扩展规律的影响,采用CT扫描,对层合板的内部损伤分布及形状进行观测,内部损伤如图7所示,在此基础上,将损伤面积量化表示,如图8所示。图7中复合材料各层内损伤方向与纤维方向相同。由此表明,层合板的冲击损伤沿纤维方向扩展。此外,由图8可得,层合板中心层内损伤范围大于其余层。这是由于层合板正面首先接触到冲击器出现压应力,形成相对集中的损伤,接着冲击力沿纤维方向,由树脂载体逐层向下传递。当层合板正面出现压应力的同时,底部由于向上翘曲出现拉应力,并通过纤维和基体向上传递。两种应力同时作用,使层合板中心层损伤范围最大。此外,冲击背面损伤程度较正面大,冲击能级越高,该现象越明显。由此表明,损伤模式为由下往上。

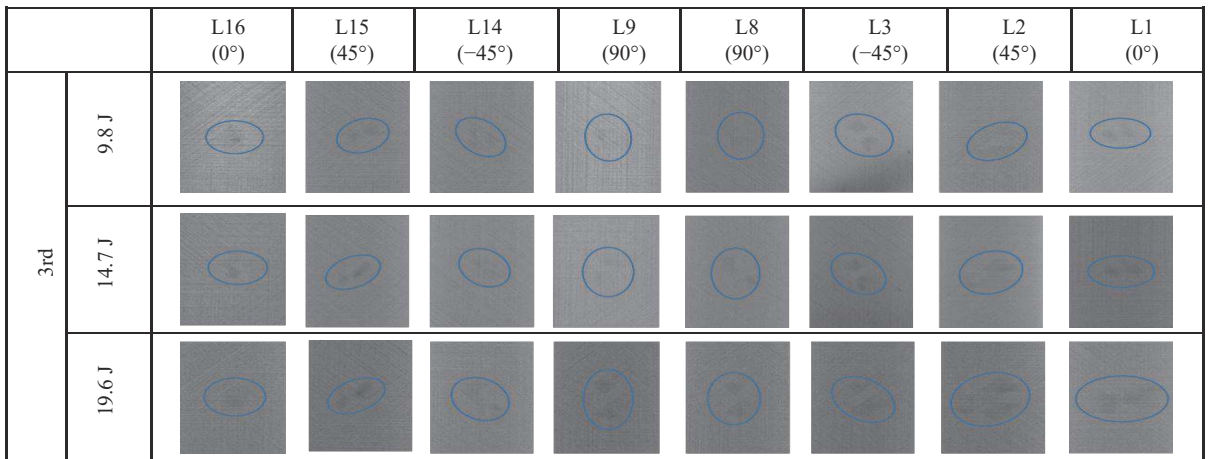
在同一冲击次数下,能级越高,损伤程度越大,损伤越明显。同一冲击能级下,随冲击次数的增加,损伤面积逐渐增大。这是由于冲击器落在层合板的同一区域,导致损伤随冲击次数的提升出现累积现象。图9为复合材料层合板损伤失效过程示意图。



(a) First impact



(b) Second impact



(c) Third impact

L1-L16—Layer 1-layer 16

图7 CF/EP 层合板在多次冲击下不同铺层角度的层内损伤 CT 检测结果

Fig. 7 CT results of intra-laminar damage of CF/EP laminates under multiple impacts with different lay-up angles

在损伤累积原则的基础上，通过对复合材料层合板的层内损伤分析发现，损伤面积随冲击次数的增加而增大，随冲击能级的提高而加剧。在

多次冲击过程中，复合材料的损伤模式为自下而上。

2.3 压缩试验及整体力学响应

为更好的掌握复合材料层合板在多次冲击后

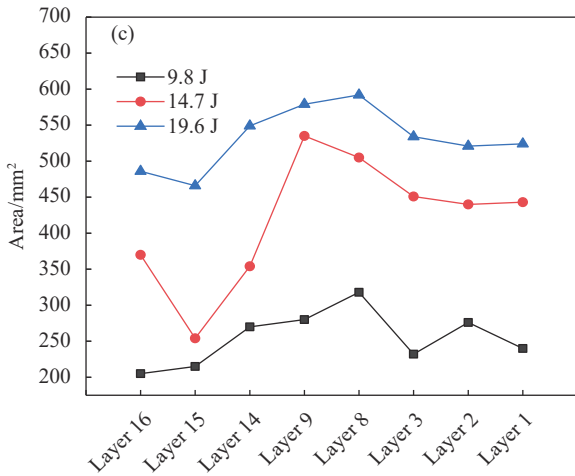
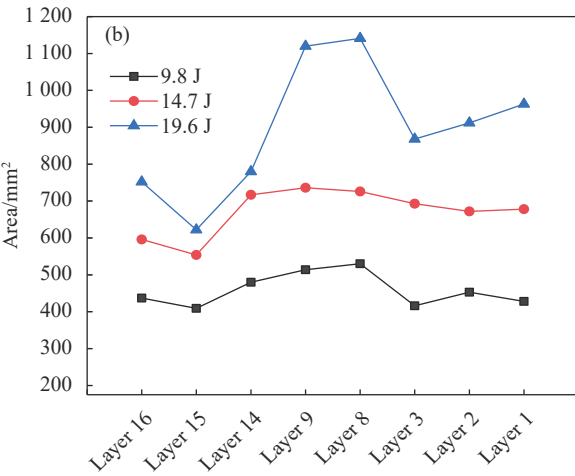
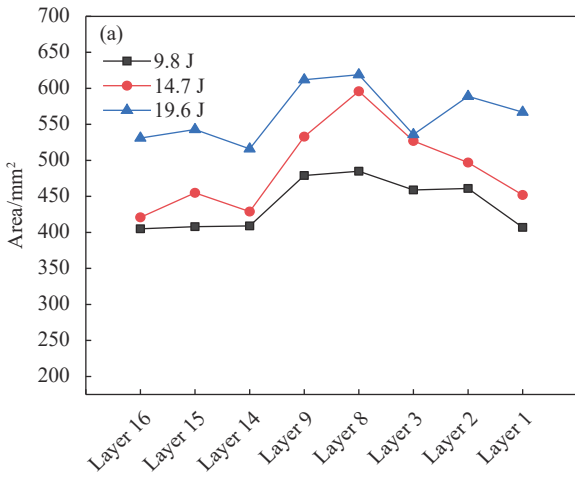


图8 CF/EP层合板在多次冲击下的层内损伤面积

Fig. 8 Area of intra-laminar damage of CF/EP laminates under multiple impacts

所拥有的残余承载力及能达到的损伤极限, 对不同冲击能级下的层合板的整体力学响应进行探究。如图10为层合板在3次冲击后的压缩过程的载荷随位移变化的曲线。在9.8J、14.7J、19.6J冲击能

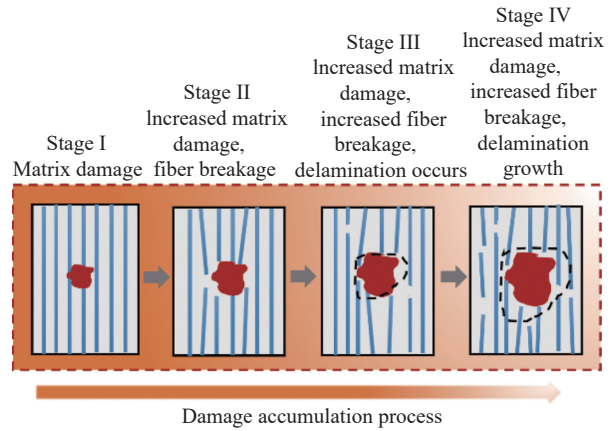


图9 CF/EP层合板在多次冲击下的损伤失效过程示意图

Fig. 9 Schematic diagram of the damage failure process of CF/EP laminates under multiple impacts

级下的极限载荷值分别约为92 kN、88 kN、83 kN, 可见随冲击载荷的增加, 极限压缩载荷逐渐减小。这是由于冲击能量提高, 层合板内部损伤程度增加, 导致层合板刚度下降。此外, 在压缩初始阶段, 出现斜率较小的曲线, 之后随压缩载荷的增加, 曲线斜率开始增大, 并保持不变, 在压缩后阶段中, 压缩载荷与位移呈线性关系。这是由于在压缩试验刚开始时, 试验机的压头与层合板没有完全接触, 导致压力不实, 之后压头与试件充分接触, 载荷开始均匀增加直到极限, 试验听到清脆的断裂声, 此时试样出现脆性断裂, 试验停止。

3种能级下的压缩曲线斜率大小为9.8J > 19.6J > 14.7J, 且14.7J的冲击能的位移最大。这种现象可以解释为, 在低能量(9.8J)冲击下, 冲击能量主要被层合板正面几层所吸收, 而无法为

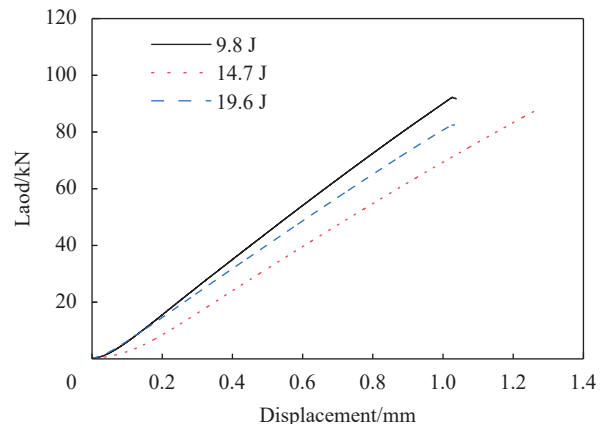


图10 CF/EP层合板压缩过程中的载荷-位移曲线

Fig. 10 Load-displacement curves during compression of CF/EP laminates

其余层面提供多余能量。当冲击能量 (19.6 J) 较高时, 由于冲击产生的瞬时能量较大, 应力未扩散已被冲击区域大量吸收, 因此在冲击区域形成较大损伤。而当冲击能量 (14.7 J) 为中级时, 应力在试样内均匀传播分布, 使层合板冲击正面及板内部产生相对平衡的损伤分布, 因此压头能够前进更远的距离。

通过对复合材料层合板剩余压缩强度的研究发现, 随冲击载荷的增加, 极限压缩载荷逐渐减小。3 种冲击能量中, 中能级冲击后的压缩位移最大。

2.4 压缩损伤及失效机制

利用显微镜对压缩失效后的表面损伤进行观测, 同时借助 CT 技术对压缩失效后的内部损伤观察, 以此探究 CF/EP 复合材料层合板在冲击后压缩的损伤破坏模式。图 11 中数字标号为显微镜下的损伤观测位置。图 12 为层合板在不同位置的宏观表面损伤放大图。图 12(a) 中当冲击能为 9.8 J 时, 损伤出现在冲击区域两侧, 而未贯穿层合板中心。这是由于冲击过程未对层合板造成纤维束断裂、基体开裂等损伤, 之后由于压缩作用, 冲击中心区域的纤维密度提高, 导致该区域强度高于两侧, 因此不会出现明显脆断。

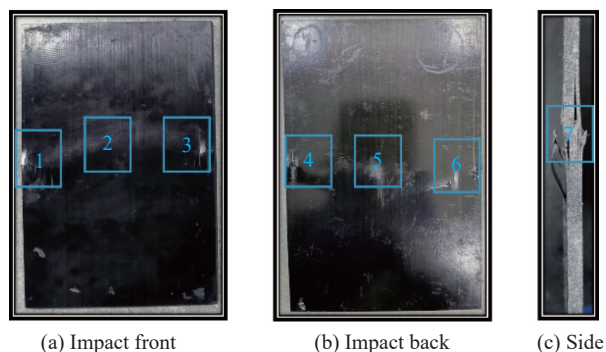


图 11 CF/EP 层合板在压缩失效时的损伤位置示意图

Fig. 11 Schematic diagram of the location of damage to CF/EP laminates in the event of compression failure

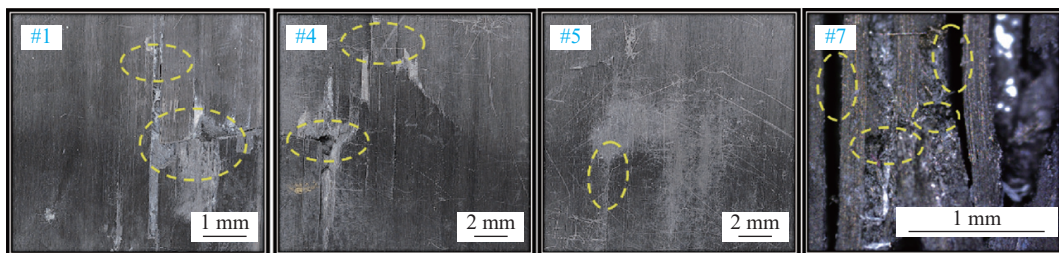
在 9.8 J 冲击能下, 层合板冲击区域两侧均有小部分纤维断裂, 在纤维断裂附近出现大量树脂被破坏, 且沿纤维方向出现基体开裂。在层合板的冲击区域背部, 沿垂直方向出现微小裂纹。此外, 层合板侧面主要出现基体破坏、分层。由此表明, 在低能量冲击后的压缩下, 层合板的损伤以基体破坏为主。

图 12(b) 中, 当冲击能量为 14.7 J 时, 在层合

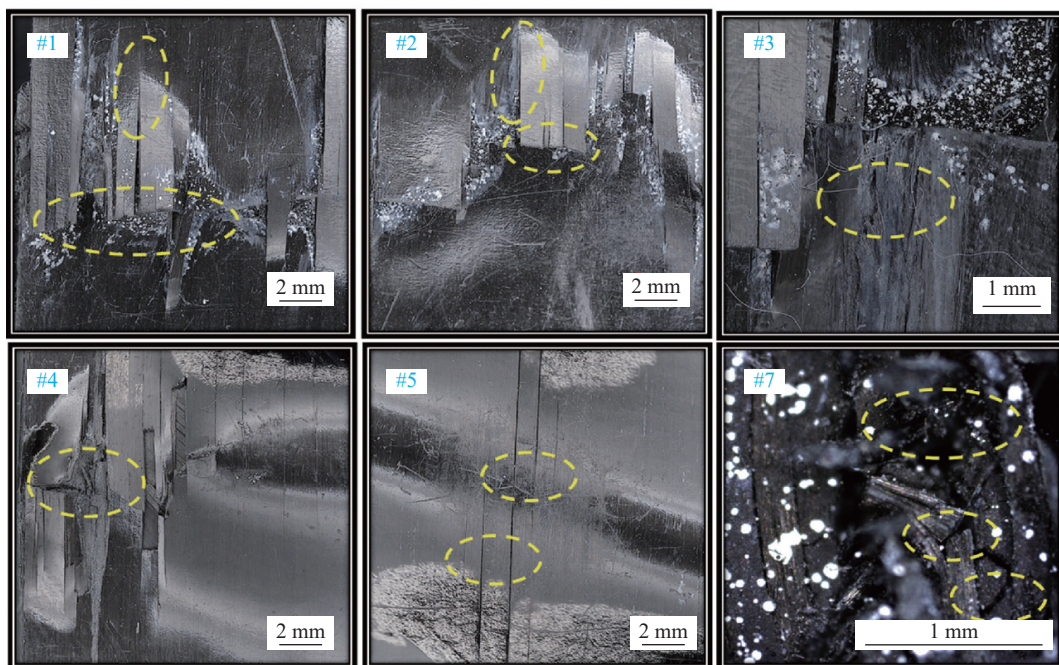
板正面边缘及中心区域出现大量纤维断裂、纤维束翘曲、基体开裂。在边缘区域的 #3 号位置, 出现明显的树脂破坏, 纤维裸露。在层合板背部两侧, 纤维断裂处出现分层现象。在背部冲击区域, 基体出现开裂, 纤维束开始拱起, 但未断裂。这是由于冲击能的增加, 使正面冲击中心区域出现了一定的损伤, 在压缩作用下, 试样正面首先出现脆性断裂, 背部中心区域出现损伤较小, 纤维压缩强度仍然较高, 最后纤维出现拱起而未断裂。#7 位置的侧面损伤中, 出现大量的剪切破坏, 长纤维束变为短纤维束, 方向大多为 45°、-45°分布。原因是层合板在受到轴向压力时, ±45°方向的纤维与压缩应力呈现一定的夹角, 纤维束主要受到剪切的作用, 因此出现剪切损伤。

图 12(c) 中, 当冲击能量为 19.6 J 时, 在冲击正面横向区域, 出现较严重的树脂破坏, 且纤维断裂程度高, 断裂深度较大。这是由于冲击能量较高时, 冲击区域的损伤较大, 导致层合板在压缩时受损严重。层合板侧面形貌中, 除纤维断裂及基体破坏损伤外, 还出现严重的分层现象。这是由于高能级冲击后, 材料的刚度及强度明显下降, 当试件受到压缩时, 基体粘结力下降, 分层更加容易。

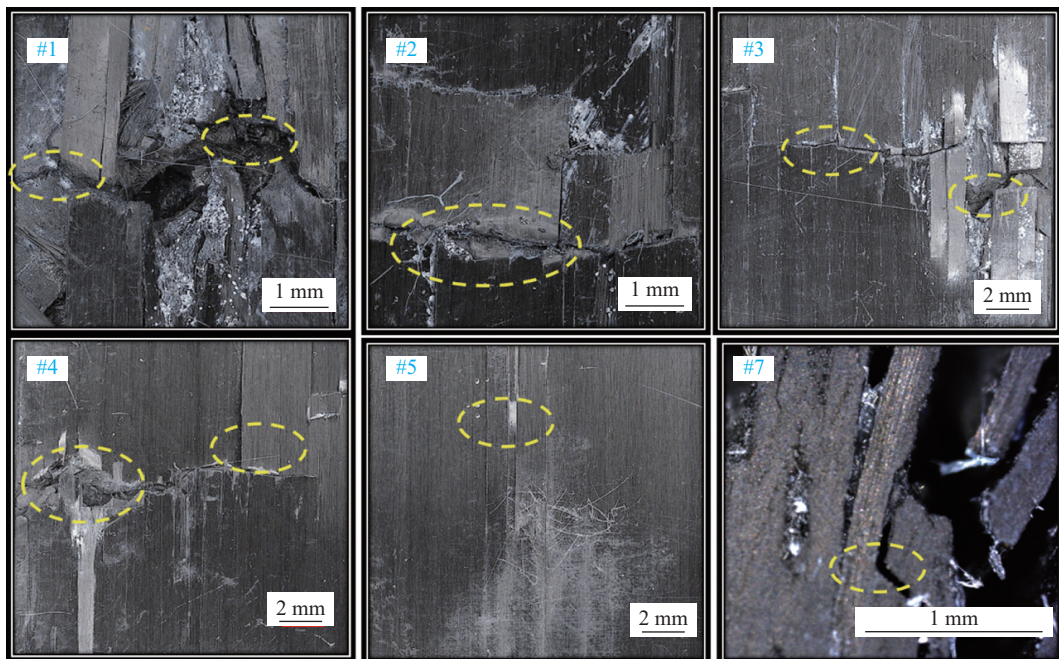
图 13 为层合板在压缩后的层内损伤 CT 结果图, 沿层合板冲击正面垂直向下间隔相似的距离取 CT 影像进行观察, 即图中①~⑥位置。图 13(a) 中, 接近层合板正面与背面的位置, 层内出现的损伤较少, 而在层合板中心层面上, 出现了较大损伤。其中, 层面纤维断裂方向由层合板上下两层纤维方向共同决定。这是由于材料在轴向压力的作用下, 不同方向的纤维受力会产生不同方向的剪切作用, 剪切力通过基体传递到上下两层, 导致一个层面上出现两种方向的纤维断裂, 例如在 45°纤维排列的层面上, 同时出现 45°、-45°方向的纤维断裂。图 13(b) 中, 接近层合板正面与背面的位置出现明显的面内损伤, 损伤程度大于中心层面的损伤。这是由于在 14.7 J 冲击能下, 冲击正面的压应力及背面的拉应力明显增大, 导致该位置的刚度减小, 因此损伤程度比中心层大。图 13(b) 中层合板中间层面上的损伤程度与图 13(a) 相比变化不大。图 13(c) 中, 中间层面上的损伤程度加剧, 且出现新的损伤形式。综上, 低能量冲击后的压缩失效过程中, 损伤由中心层向上下两



(a) 9.8 J



(b) 14.7 J



(c) 19.6 J

图 12 CF/EP 层合板在不同位置的表面损伤

Fig. 12 Surface damage of CF/EP laminates at different locations

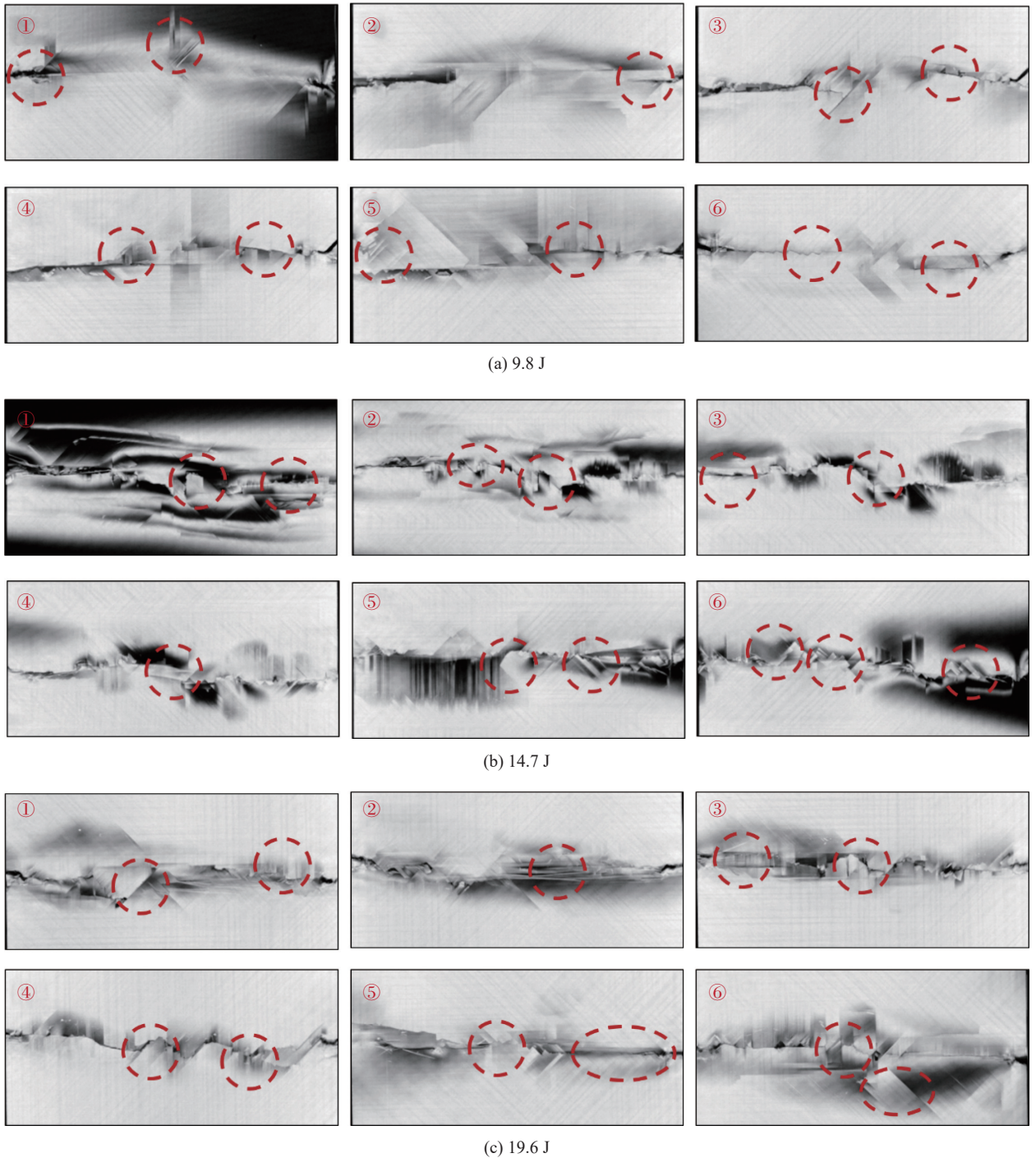


图 13 CF/EP 层合板在不同冲击能量下的层内损伤 CT 检测结果

Fig. 13 CT results of intra-laminar damage in CF/EP laminates at different impact energies

边扩展。冲击能级提高, 损伤由层合板上下两边向内部中心层传递。通过对层合板压缩过程中的表面损伤及内部损伤形貌分析, 得到压缩失效过程中的损伤机制, 如图 14 所示。

通过对复合材料层合板压缩损伤图观测发现, 冲击能量越高, 压缩破坏的损伤形式越复杂。冲

击能级不同, 导致复合材料在压缩过程中的主要损伤模式不同。

3 结论

本文对碳纤维 (CF) 增强环氧树脂 (EP) 基复合材料层合板在多次冲击下的力学性能及损伤机制

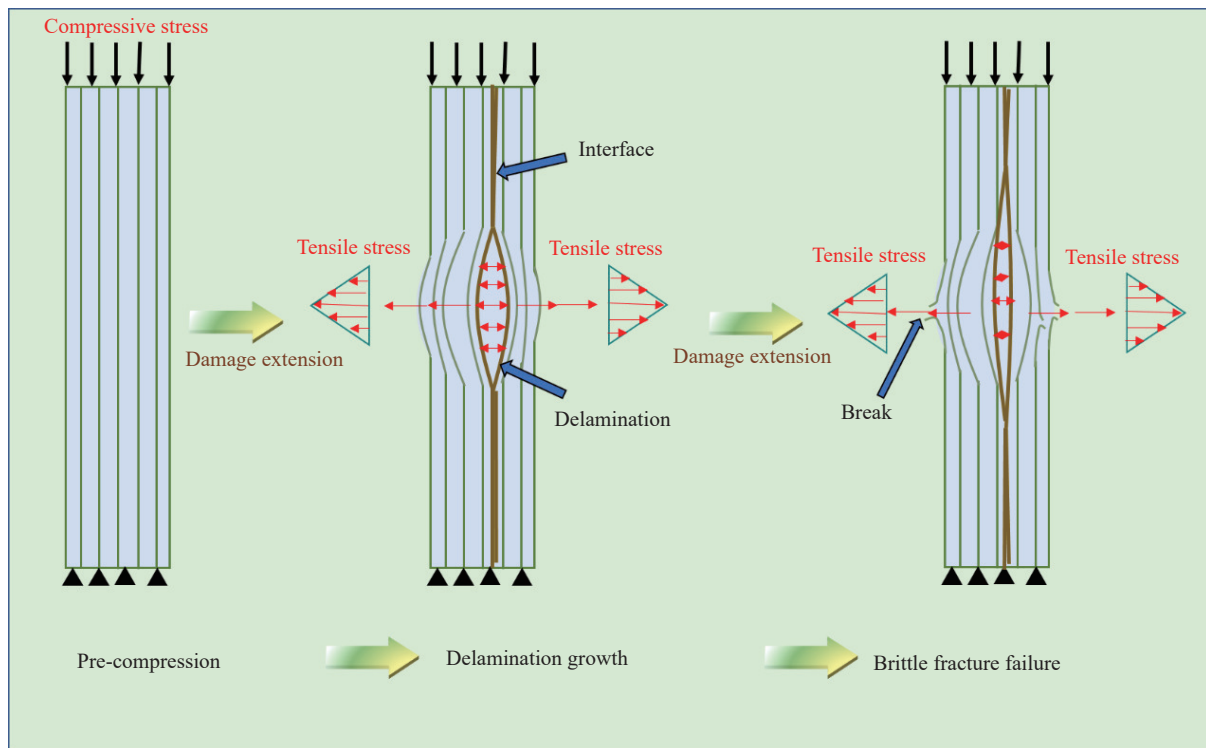


图 14 CF/EP 层合板的压缩失效示意图

Fig. 14 Schematic diagram of compression failure of CF/EP laminates

及冲击后的剩余压缩强度进行了研究, 得出的主要结论如下:

(1) 在低能量 (9.8 J) 冲击下, 首次冲击对层合板造成的破坏较小, 冲击力峰值更大。冲击力峰值随冲击能级的提高而增大。随冲击能量提高, 3 次冲击后的冲击器中心位移分别为 3.46 mm、4.28 mm、5.23 mm, 即大于或等于 14.7 J 的冲击能产生的中心位移大于层合板厚度。在相同的冲击次数下, 层合板残余位移随冲击能量提高而增大。此外, 9.8 J 冲击能下, 层合板的最终吸收能分别为 8.66 J、8.26 J、8.07 J, 吸收能随冲击次数的增加逐渐减小;

(2) 同一冲击能量下, 损伤面积随着冲击次数的增加而增大。同一冲击次数下, 损伤面积随冲击能级的增加而不断增大, 冲击能的增加对多次冲击的损伤面积增幅有所影响;

(3) 随着冲击载荷的增加, 极限压缩载荷由 92 kN 逐渐减小至 83 kN。3 种能量冲击后, 最终压缩位移分别为 1.02 mm、1.26 mm、1.03 mm, 中能级冲击后的压缩位移最大。压缩损伤模式为, 低能量 (9.8 J) 冲击后的压缩失效过程中, 层合板的表面损伤以基体破坏为主, 损伤由中心层向上下两边扩展。冲击能量提高, 压缩损伤模式由纤维

和基体共同决定, 损伤由层合板上下两边向内部中心层传递。高能级 (19.6 J) 下, 压缩损伤以分层为主。多次冲击后的压缩破坏损伤过程包括层面鼓起阶段、界面分层扩展阶段和裂纹扩展阶段、断裂失效阶段。

参考文献:

- [1] ZHU G H, SUN G Y, LI G Y, et al. Modeling for CFRP structures subjected to quasi-static crushing[J]. *Composite Structures*, 2018, 184: 41-55.
- [2] MARÍN J C, GRACIANI E. Normal stress flow evaluation in composite aircraft wing sections by strength of material models[J]. *Composite Structures*, 2022, 282: 115088.
- [3] 熊文. 复合材料在海洋船舶中的应用研究[J]. *科技经济市场*, 2021(10): 24-25.
XIONG Wen. Research on the application of composite materials in marine vessels[J]. *Science and Technology Economy Market*, 2021(10): 24-25(in Chinese).
- [4] GENG D X, LIU Y H, SHAO Z Y, et al. Delamination formation and suppression during rotary ultrasonic elliptical machining of CFRP[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2020, 183: 107698.
- [5] KALAM S A, SESHIAH T, SRIVIDYA K. Damage behaviour and failure response of aircraft composite structure by soft body impact[J]. *Materials Today: Proceedings*,

- 2022, 52: 867-872.
- [6] SUTHERLAND L S. A review of impact testing on marine composite materials: Part I -Marine impacts on marine composites[J]. *Composite Structures*, 2018, 188: 197-208.
- [7] BIENIAŚ J, JAKUBCZAK P. Impact damage growth in carbon fibre aluminium laminates[J]. *Composite Structures*, 2017, 172: 147-154.
- [8] GE X X, ZHANG P, ZHAO F, et al. Experimental and numerical investigations on the dynamic response of woven carbon fiber reinforced thick composite laminates under low-velocity impact[J]. *Composite Structures*, 2022, 279: 114792.
- [9] TUO H L, LU Z X, MA X P, et al. Damage and failure mechanism of thin composite laminates under low-velocity impact and compression-after-impact loading conditions[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2019, 163: 642-654.
- [10] OSTRÉ B, BOUVET C, MINOT C, et al. Experimental analysis of CFRP laminates subjected to compression after edge impact[J]. *Composite Structures*, 2016, 152: 767-778.
- [11] SUN X C, HALLETT S R. Failure mechanisms and damage evolution of laminated composites under compression after impact (CAI): Experimental and numerical study[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2018, 104: 41-59.
- [12] 贾耀雄, 敖清阳, 张文正, 等. 碳纤维复合材料层压板低速冲击损伤性能分析[J]. *兵器材料科学与工程*, 2022, 45(5): 170-174.
- JIA Yaoxiong, AO Qingyang, ZHANG Wenzheng, et al. Analysis of low-velocity impact damage performance of carbon fiber composite laminates[J]. *Ordnance Material Science and Engineering*, 2022, 45(5): 170-174(in Chinese).
- [13] 许良, 涂宜鸣, 崔浩, 等. T800碳纤维复合材料低速冲击渐进损伤仿真与试验研究[J]. *大连理工大学学报*, 2021, 61(6): 608-614.
- XU Liang, TU Yiming, CUI Hao, et al. Simulation and experimental research on progressive damage of T800 carbon fiber composites under low velocity impact[J]. *Journal of Dalian University of Technology*, 2021, 61(6): 608-614(in Chinese).
- [14] HUNG P Y N, LAU K T, CHENG L K, et al. Impact response of hybrid carbon/glass fibre reinforced polymer composites designed for engineering applications[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2018, 133: 86-90.
- [15] DE MORAIS W A, MONTEIRO S N, D'ALMEIDA J R M. Evaluation of repeated low energy impact damage in carbon-epoxy composite materials[J]. *Composite Structures*, 2005, 67(3): 307-315.
- [16] KATUNIN A, PAWLAK S, WRONKOWICZ-KATUNIN A, et al. Damage progression in fibre reinforced polymer composites subjected to low-velocity repeated impact loading[J]. *Composite Structures*, 2020, 252: 112735.
- [17] LIAO B B, ZHOU J W, LI Y, et al. Damage accumulation mechanism of composite laminates subjected to repeated low velocity impacts[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2020, 182: 105783.
- [18] LYU Q H, WANG B, GUO Z Y. Predicting post-impact compression strength of composite laminates under multiple low-velocity impacts[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2023, 164: 107322.
- [19] 马欢, 张国利, 朱有欣, 等. 复合材料头盔壳体用超薄层合板冲击后的压缩性能[J]. *材料研究学报*, 2018, 32(5): 348-356.
- MA Huan, ZHANG Guoli, ZHU Youxin, et al. Compression performance after being subjected to impact of ultra-thin composite laminates for helmet[J]. *Chinese Journal of Materials Research*, 2018, 32(5): 348-356(in Chinese).
- [20] SEAMONE A, DAVIDSON P, WAAS A M, et al. Low velocity impact and compressive response after impact of thin carbon fiber composite panels[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2022, 257: 111604.
- [21] ASTM Committee D30 on Composite Materials. Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event: ASTM D7136/D7136 M-15[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2015.
- [22] ASTM Committee D30 on Composite Materials. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates: ASTM D7137/D7137 M-17[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2017.