

厚/薄铺层混杂复合材料低速冲击损伤特征

郑凯东 陈宏达 蔡伟 曹东风 胡海晓 李瑞奇 李书欣

Damage characteristics of low-velocity impact of hybrid laminates made of thick- and thin-ply

ZHENG Kaidong, CHEN Hongda, CAI Wei, CAO Dongfeng, HU Haixiao, LI Ruiqi, LI Shuxin

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240730.002>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

热膨胀工艺制备不同厚度泡沫夹芯复合材料的低速冲击性能

Low-velocity impact properties of foam sandwich composites with different thicknesses prepared via thermal expansion molding process

复合材料学报. 2024, 41(3): 1611–1625 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20230710.003>

碳纤维-金属网增强复合材料低速冲击和界面损伤机制

Low-velocity impact and interlaminar damage mechanism of carbon fiber-metal mesh reinforced composites

复合材料学报. 2023, 40(11): 6351–6362 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20230222.007>

三维五向编织复合材料低速冲击损伤区域的量化表征

Quantitative characterization of low-velocity impact damage in three dimensional five-directional braided composites

复合材料学报. 2023, 40(9): 5411–5422 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20221223.002>

碳/芳纶混杂纤维增强波纹夹芯结构低速冲击性能

Low-velocity impact properties of carbon/aramid hybrid fiber reinforced corrugated sandwich structure

复合材料学报. 2023, 40(2): 1004–1014 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220317.001>

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>

聚芳醚酮(PAEK)树脂熔体黏度及冲击能量对其复合材料冲击损伤行为的影响

Effect of melt viscosity and impact energy of poly aryl ether ketone (PAEK) resins on the impact damage behavior of their composites

复合材料学报. 2023, 40(10): 5641–5653 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20221228.003>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

厚/薄铺层混杂复合材料低速冲击损伤特征



分享本文

郑凯东^{1,2}, 陈宏达^{1,2}, 蔡伟², 曹东风^{*1,2,3,4}, 胡海晓^{1,3,4},
李瑞奇², 李书欣^{*1,2,3,4}(1. 国家能源氢能及氨氢融合新能源技术重点实验室, 佛山仙湖实验室, 佛山 528200; 2. 武汉理工大学 材料复合新技术
国家重点实验室, 武汉 430070; 3. 武汉理工大学 新材料力学理论与应用湖北省重点实验室, 武汉 430070;
4. 武汉理工大学 先进材料制作装备与技术研究院, 武汉 430070)

摘要: 厚薄层层级混杂设计时采用多个薄铺层替代单个厚铺层, 增加了界面的复杂性。为了研究低速冲击 (Low-velocity impact, LVI) 下复合材料结构的厚薄层混杂效应, 以准各向同性铺层为基准设计了两种厚薄层混杂层合板, 开展了基准层合板和混杂层合板的 LVI 试验研究; 采用超声 C 扫设备和热揭层方法对含冲击损伤的层合板分别进行了无损和有损检测, 基于检测结果对冲击损伤进行了定性和定量的评估; 随后, 对冲击后压缩 (Compression after impact, CAI) 性能和破坏模式进行了分析。试验结果表明: 厚薄层混杂设计利用了薄铺层复合材料的损伤抑制特点, 提高了复合材料结构的冲击损伤阻抗, 减少了分层损伤投影面积和界面分层总面积, 缩短了最大单一分层与中性层之间的距离, 显著地提高了复合材料结构的 CAI 强度。该试验研究可为厚薄层混杂结构的优化设计和安全评估提供指导。

关键词: 层级混杂; 低速冲击; 损伤特性; 冲击后压缩; 冲击阻抗

中图分类号: TB330.1

文献标志码: A

文章编号: 1000-3851(2025)05-2606-12

Damage characteristics of low-velocity impact of hybrid laminates made of thick- and thin-plyies

ZHENG Kaidong^{1,2}, CHEN Hongda^{1,2}, CAI Wei², CAO Dongfeng^{*1,2,3,4}, HU Haixiao^{1,3,4},
LI Ruiqi², LI Shuxin^{*1,2,3,4}

(1. National Energy Key Laboratory for New Hydrogen-ammonia Energy Technologies, Foshan Xianhu Laboratory, Foshan 528200, China; 2. State Key Laboratory of Materials Synthesis and Processing, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China; 3. Hubei Key Laboratory of Theory and Application of Advanced Materials Mechanics, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China; 4. Institute of Advanced Materials and Manufacturing Technology, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China)

Abstract: The ply level hybridization design employs multiple thin layers instead of a single thick layer, resulting in an increased complexity of the interface. To investigate the hybrid effect between thick and thin plies of laminated composites subjected to low-velocity impact loading, two hybrid laminates were designed based on the quasi-isotropic stacking sequence. The low-velocity impact (LVI) tests including the baseline laminate and hybrid laminates were carried out. The ultrasonic C-scan and de-ply technology were respectively used to make a non-destructive and destructive detection on laminates with impact damages. Impact damages were qualitatively and quantitatively evaluated based on the detection results. Subsequently, the performances and failure modes of compression after impact (CAI) were analyzed. Experimental results show that hybrid design of thick- and

收稿日期: 2024-06-03; 修回日期: 2024-07-03; 录用日期: 2024-07-18; 网络首发时间: 2024-07-30 15:48:25

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240730.002>

基金项目: 国家自然科学基金 (52273080); 湖北省自然科学基金 (20231j0223)

National Natural Science Foundation of China (52273080); Natural Science Foundation of Hubei Province (20231j0223)

通信作者: 曹东风, 博士, 副研究员, 博士生导师, 研究方向为先进复合材料计算力学 E-mail: cao_dongfeng@whut.edu.cn;

李书欣, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为复合材料材料-工艺-结构一体化应用 E-mail: lishuxin@whut.edu.cn

引用格式: 郑凯东, 陈宏达, 蔡伟, 等. 厚/薄铺层混杂复合材料低速冲击损伤特征 [J]. 复合材料学报, 2025, 42(5): 2606-2617.

ZHENG Kaidong, CHEN Hongda, CAI Wei, et al. Damage characteristics of low-velocity impact of hybrid laminates made of thick- and thin-plyies[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2025, 42(5): 2606-2617(in Chinese).

thin-plies makes full use of the damage suppression characteristics of thin-ply composite, improves the impact damage resistance of composite structures, reduces the projected delamination area and total interface delamination area, shortens the distance between the largest single delamination and the neutral layer, and significantly improves the CAI strength of composite structures. The outputs of this experimental research serves as an indication for the optimal design and safety evaluation of hybrid structures.

Keywords: ply level hybridization; low-velocity impact; damage characteristics; compression after impact; impact resistance

碳纤维增强树脂基 (Carbon fiber reinforced polymer, CFRP) 复合材料具有优异的力学性能和可设计性, 是航空和航天等领域极具吸引力的结构材料^[1]。然而, 复合材料结构对面外载荷高度敏感, 在服役过程中不可避免的因低速冲击 (Low-velocity impact, LVI) 事件产生严重的内部损伤^[2-5]。LVI 损伤会降低复合材料结构的剩余承载能力, 威胁飞机的运营安全^[3, 6-9]。

高性能 CFRP 复合材料作为新材料开发和研究的重点之一, 在支撑并发展重点基础产业和巩固国防建设上具有重大需求, 具有广泛的应用前景。由常规厚度预浸料制备的复合材料层合板的面内横向基体拉伸强度低和层间粘结性能弱, 极大地限制了其在工程中的广泛应用。近年来, 随着丝束工艺的不断改进, 单层预浸料的制备最小厚度得到了显著的降低, 可以达到 15 μm 的水平, 这一技术的进步给复合材料制造领域带来了新的可能性^[10]。薄铺层复合材料特指由单层厚度 $\leq 100 \mu\text{m}$ 的薄铺层预浸料层合而成。与厚铺层复合材料 (单层厚度 $> 100 \mu\text{m}$) 相比, 薄铺层复合材料具有明显的损伤抑制能力, 在诸多力学性能方面表现更优异^[11-17], 极有可能显著地提高先进复合材料的应用效率和扩大其应用场景。

然而, LVI 载荷下, 薄铺层复合材料容易出现过早的纤维断裂。例如, Yokozeki 等^[18]对比了横向载荷下厚铺层层合板与薄铺层层合板的损伤特性, 表明了薄铺层层合板中纤维断裂出现较早。在准静态压痕^[19]和 LVI 试验^[20]过程中, 薄铺层织物层合板中过早的纤维损伤现象也普遍存在。纤维的过早断裂将会显著地降低复合材料结构的剩余力学性能。García-Rodríguez 等^[21]基于准静态压痕、LVI 和冲击后压缩 (Compression after impact, CAI) 试验的对比, 研究了分别由薄层与标准层无卷曲织物制备层合板的抗冲击性能和不同损伤出现的先后顺序。试验结果表明, 与标准层合板相比, 薄铺层层合板过早的纤维断裂显著地降低了其抗冲击损伤阻抗和 CAI 强度。Sasikumar 等^[22]

提供的试验也表明, LVI 载荷下薄铺层层合板中存在过早的纤维断裂是其 CAI 强度低于厚铺层层合板的根本原因。因此, 薄铺层复合材料中纤维对面外载荷较敏感这一特点, 在很大程度上限制其在工程中的广泛应用。

为了充分地利用薄铺层复合材料的损伤抑制特点, 延缓和减少纤维断裂, 从而提高复合材料结构的冲击损伤阻抗和剩余力学性能, 厚薄层混杂设计成为了科技前沿的热点。需要说明的是, 厚铺层可以由几个超薄铺层或薄铺层沿同一方向聚类而成^[15, 23-24]。Furtado 等^[25]对薄铺层和厚铺层织物进行混杂, 将层级混杂的概念引入了复合材料层合板, 通过触发特定的损伤机制克服了薄铺层复合材料的一些缺点, 得到了较好局部响应。Arteiro 等^[23]在厚薄层混杂层合板的含缺口拉伸试验中采用聚集 0°厚铺层的铺层策略, 改善了结构的缺口响应。Sebaey 等^[24]通过在层合板中引入了层级聚类, 对比分析了有聚类和无聚类层合板的抗损伤性能和损伤容限。结果表明, 与无聚类层合板相比, 有聚类层合板的 CAI 强度提高了 30%。Sebaey 和 Mahdi^[26]提供的另一项研究表明, 在 LVI 载荷作用下, 厚薄层混杂层合板比厚铺层层合板表现出更高的分层阈值与 CAI 强度。其中, 厚薄层混杂层合板的铺层序列中, 单独的厚铺层均被两相邻薄铺层所包围。Sasikumar 等^[27]基于层级混杂的思想提出了一种非对称铺层设计。LVI 和 CAI 试验表明, 与薄铺层层合板相比, 非对称铺设减少了混杂层合板中纤维断裂的数量, 提高了结构的 CAI 强度。然而, 结构刚度、强度和稳定性之间的平衡对层合板的结构设计至关重要。尽管非对称设计可在特定情况下定制损伤, 但非对称层合板的集成性能较差, 特别是结构稳定性和刚度方面。Sasikumar 等^[22]设计了两种混杂层合板, 其中, 厚铺层或标准层分别与薄铺层混合, 并进行了 LVI 与 CAI 试验。结果表明, 厚薄层混合层合板的 CAI 强度比薄铺层层合板提高了 40%。随后, Sasikumar 等^[28]设计了一系列的厚

铺层层合板和厚薄层混杂层合板，并采用数值的方法进行对比测试。数值结果表明，与厚铺层层合板相比，最佳的厚薄层混杂层合板的 CAI 强度提高了 40%。

目前，国内外有关厚薄层混杂层合板 LVI 的研究相对较少，且主要集中在厚薄层混杂设计对其冲击损伤阻抗的影响，缺乏对其冲击损伤特征的定性和定量研究，因厚薄层混杂导致基准层合板和混杂层合板在压缩破坏模式上存在差异的根本原因不明确，亟需开展相应的试验研究。本文以准各向同性铺层为基准，基于等效弯曲刚度方法设计两种厚薄层混杂层合板，开展厚铺层层合板和混杂层合板的 LVI 试验，对比分析每组层合板的 LVI 动态响应，探讨界面“双扇形”分层的产生机制，定性和定量地研究厚铺层层合板和厚薄层混杂层合板的冲击损伤特征，评估厚薄层混杂设计对复合材料层合板的 CAI 强度和破坏模式的影响。

1 试样制备和测试

1.1 材料选择

为了降低测试过程中由材料带来的离散性，本文选用由江苏恒神股份有限公司提供的同一生产批次两种不同纤维面密度的单向预浸料带。其中，厚铺层预浸料带的型号为 EV201-35%-12KHF30F-U-200gsm-1000，面密度为 200 g/m²，固化后单层厚度约为 0.2 mm；薄铺层预浸料的型号为 EV201-35%-12KHF30F-U-100gsm-1000，面密度为 100 g/m²，固化后单层厚度约为 0.1 mm。两种型号预浸料带在材料组份和树脂含量上具有一致性。该材料体系下，单向层合板的工程常数见表 1。

表 1 基本材料参数

Table 1 Basic material performance parameters

Property	Value
Longitudinal modulus, E_{11} /GPa	127
Transverse modulus, $E_{22} = E_{33}$ /GPa	9.9
Shear modulus, $G_{12} = G_{13} = G_{23}$ /GPa	4.8
Major Possion's ratio, $\nu_{12} = \nu_{13}$	0.3
Through-thickness Possion's ratio, ν_{2B}	0.45

1.2 厚薄层混杂设计

厚薄层混杂设计可以在结构内部产生有益的应力分布，从而改善复合材料结构的损伤响应^[23, 25]。本文以铺层序列为 [45/0/-45/90]_{3s} 的厚铺层层合

板 A1 作为基准层合板，采用 Olsson^[29] 建议的等效弯曲刚度方法设计了两种厚薄层混杂层合板 (分别命名为 A2 和 A3)。该方法认为，在对厚铺层层合板与厚薄层混杂层合板的冲击响应进行公平比较时，需保证厚薄层混杂层合板与厚铺层层合板具有接近的等效弯曲刚度 (D^*) 值^[22]。 D^* 值计算公式为

$$D^* \approx \sqrt{\frac{D_{11}D_{22}(\mu+1)}{2}}$$

(1)

其中， μ 由下式计算得到：

$$\mu = \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}}$$

(2)

式中， D_{11} 、 D_{22} 、 D_{66} 和 D_{12} 为经典层合板理论中复合材料层合板弯曲刚度矩阵的系数。

厚薄层混杂层合板 A2 中，(45°/-45°) 薄铺层的组合分别取代了基准层合板 A1 中的 45° 和 -45° 厚铺层，铺层序列为 [(45/-45)/0/(45/-45)/90]_{3s}。需要说明的是，铺层序列中，薄铺层以下划线进行了标记。厚薄层混杂层合板 A3 中，基准层合板 A1 中的 45° 和 -45° 厚铺层分别被 45° 和 -45° 单个薄铺层取代，并且在铺层序列中额外添加 0° 的厚铺层序列，以保持复合材料层合板的整体厚度不变。厚薄层混杂层合板 A3 的铺层序列为 [45/0/-45/0/90]_{3s}。详细的铺层信息与 D^* 值计算结果见表 2。与基准层合板 A1 相比，混杂层合板 A2 和 A3 的 D^* 值偏差小于 5.0%。因此，铺层次序的改变对 LVI 和 CAI 响应的影响可以忽略不计^[27-28]。

表 2 铺层次序与等效弯曲刚度

Table 2 Stacking sequences and equivalent bending stiffness

Laminate	Stacking sequences	$D^*/(\text{N}\cdot\text{m})$	$d_v/\%$
A1	[45/0/-45/90] _{3s}	502.45	0
A2	[(45/-45)/0/(45/-45)/90] _{3s}	495.69	-1.35
A3	[45/0/-45/0/90] _{3s}	477.58	-4.95

Note: d_v —Deviation of equivalent flexural stiffness of hybrid laminates A2 and A3 compared with baseline laminate A1; D^* —Equivalent bending stiffness.

1.3 试样制备

按照 CFRP 复合材料的铺层角度，采用专业裁布机将预浸料裁剪为 500 mm × 250 mm 的尺寸，通过手工依次铺贴。铺贴过程中，每铺设 4 层预浸料进行一次抽真空步骤，以减少残留在预浸料层间的气泡。铺贴完成的预浸料堆置入热压罐

(RG21, 西安龙德有限公司) 中进行固化, 如图 1(a) 所示。固化过程所需温度和压力控制曲线与文献 [15] 保持一致。复合材料板材固化后的厚度为 (4.8 ± 0.1) mm。参照 ASTM D7136 标准 [30], 采用水切割设备 (LTJ1613, 上海狮迈科技有限公司) 将成型的板材裁剪为 $150\text{ mm}\times100\text{ mm}$ 的标准冲击试样件, 并采用超声 C 扫设备 (UPK-T48HS, 美国物理声学公司) 对待测试样件进行了检测, 以确保试样制备过程中无损伤产生, 如图 1(b) 所示。

1.4 冲击方案

冲击试验在落锤冲击试验机 (DIT202E, 万测科技有限公司) 上进行, 如图 2 所示。由组内前期的研究成果可知, 15 J 的能量冲击下, 厚度为 4.8 mm 的 CFRP 层合板损伤响应位于目视勉强可见冲击损伤 (Barely visible impact damage, BVID) 和允许损伤极限 (Allowable damage limits, ADL) 范畴内 [4]。因此, 本次试验选用 15 J 的冲击能量, 选用直径为 16 mm 和质量为 5.5 kg 的半球形锤头。

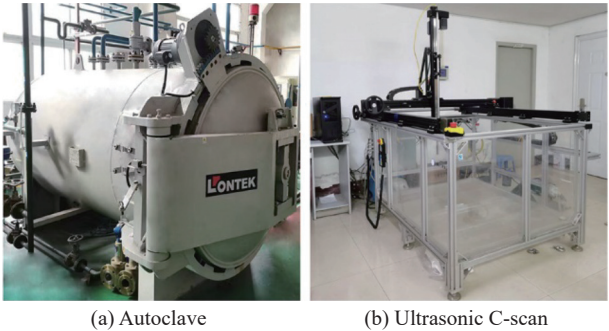
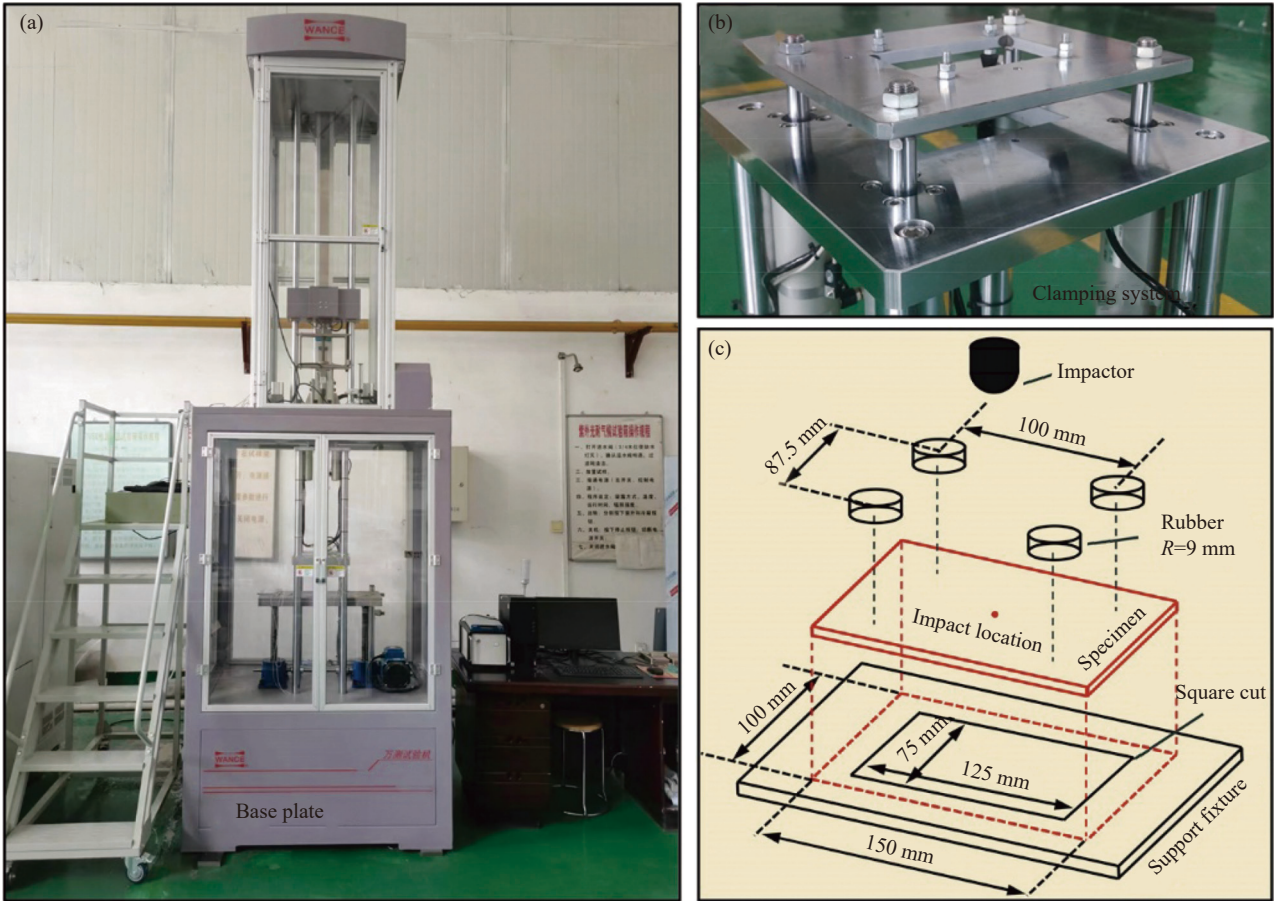


图 1 成型与无损检测设备

Fig. 1 Molding and non-destructive testing equipment

1.5 压缩方案

参照 ASTM D7137 标准 [31], 在静态通用试验机 (UTM5105X, 深圳三思纵横科技股份有限公司) 上进行 CAI 试验, 如图 3 所示。其中, 该套压缩夹具可有效抑制试样件发生整体屈曲, 由怀俄明州测试夹具公司提供。压缩夹具和边界条件的示意图分别如图 3(b) 和图 3(c) 所示。压缩加载速率为 0.5 mm/min。试验机压缩载荷下降 20% 标志



R—Radius

图 2 试验装置: (a) 落锤冲击试验设备; (b) 夹紧系统; (c) 夹紧系统示意图

Fig. 2 Testing set-up: (a) Drop-weight impact test equipment; (b) Clamping system; (c) Illustration of clamping system

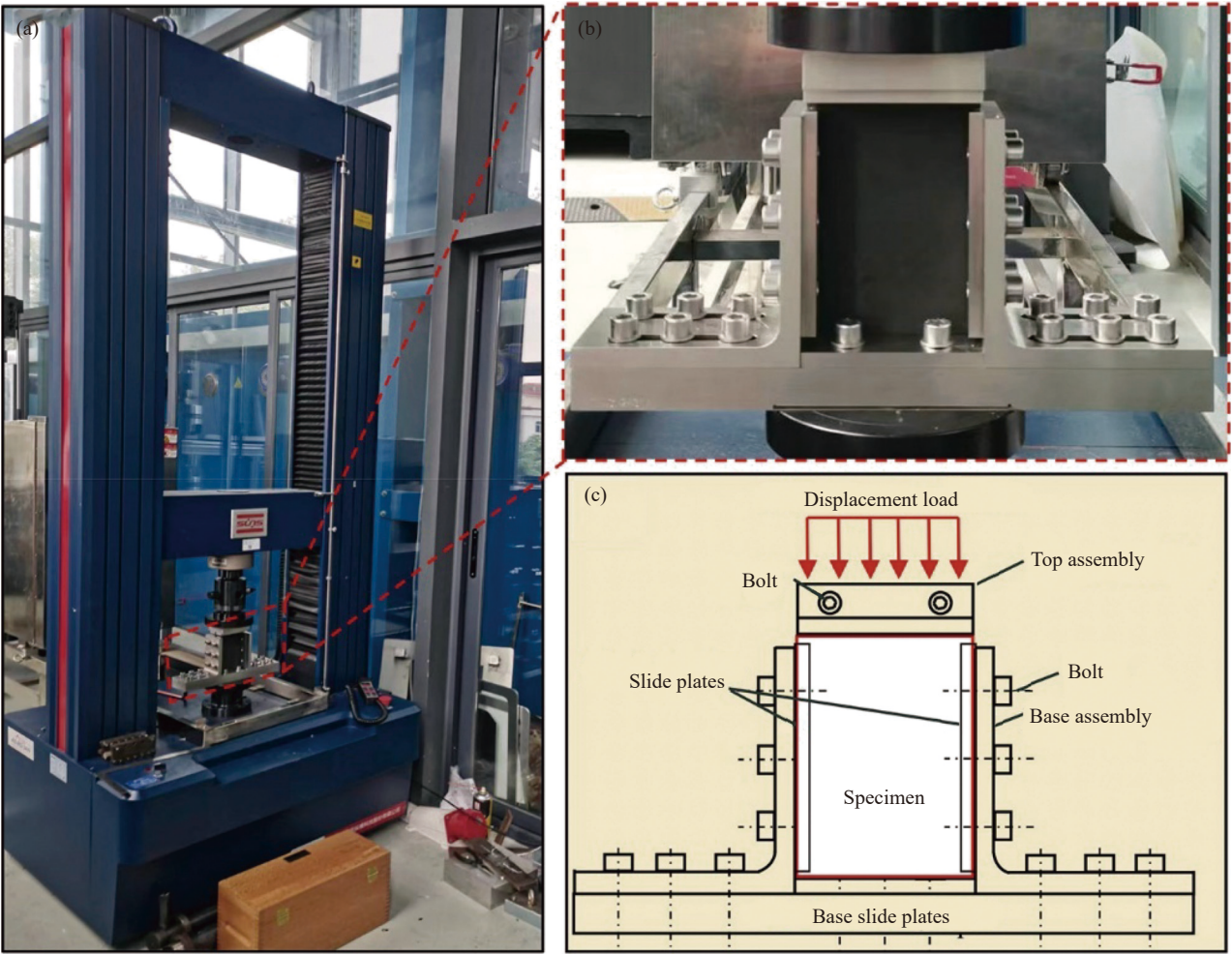


图3 冲击后压缩 (CAI) 试验装置: (a) 万能试验机; (b) 抗屈曲的 CAI 夹具; (c) 抗屈曲的 CAI 夹具示意图

Fig. 3 Compression after impact (CAI) test equipment: (a) Universal testing machine; (b) CAI fixture with anti-buckling ribs; (c) Schematic illustration of the CAI fixture with anti-buckling ribs

着压缩测试的结束。

2 CFRP 层合板的冲击曲线分析

2.1 CFRP 层合板的接触力与时间曲线

图 4、图 5 和图 6 分别为冲击过程中层合板 A1、A2 和 A3 的接触力-时间、接触力-位移和能量-时间曲线。由图可知，每组层合板的冲击历程曲线具有较好的重复性。另外，每组层合板接触力相关曲线上均存在明显的多峰特征。与基准层合板 A1 相比，混杂层合板 A2 和 A3 的接触力-时间曲线峰值的整体波动幅度较大。峰值特征与冲击过程中损伤的起始与扩展有关。15 J 的冲击载荷作用下，基准层合板和混杂层合板外表面无明显纤维断裂。层合板内部无纤维断裂的说明将由下文揭层试验结果提供。因此，本文冲击接触力下降的根本原因与纤维断裂无关，与冲击过程中分层和基体的损伤有关。为了对接触力-时间曲线

峰值做进一步的对比分析，本文将力-时间曲线的第一次急剧下降所对应的载荷水平定义为损伤阈值^[26]，并在图中用水平虚线进行了标记。

2.2 CFRP 层合板的冲击阻抗分析

图 7 汇总了基准层合板和混杂层合板的冲击损伤阈值和最大接触力峰值载荷。由于薄铺层复合材料对基体裂纹和界面分层具有明显的损伤抑制效应^[32-35]，混杂层合板的分层损伤投影面积和总的分层损伤面积均小于基准层合板 (将在后文中进行对比说明)。因此，与基准层合板 A1 相比，混杂层合板 A2 和 A3 具有较高的冲击损伤阈值和最大接触力峰值，展现出较高的冲击损伤阻抗。

3 CFRP 层合板的冲击损伤特性

3.1 CFRP 层合板的冲击损伤定性分析

3.1.1 超声 C 扫结果

分层损伤是 CFRP 复合材料层合板冲击损伤

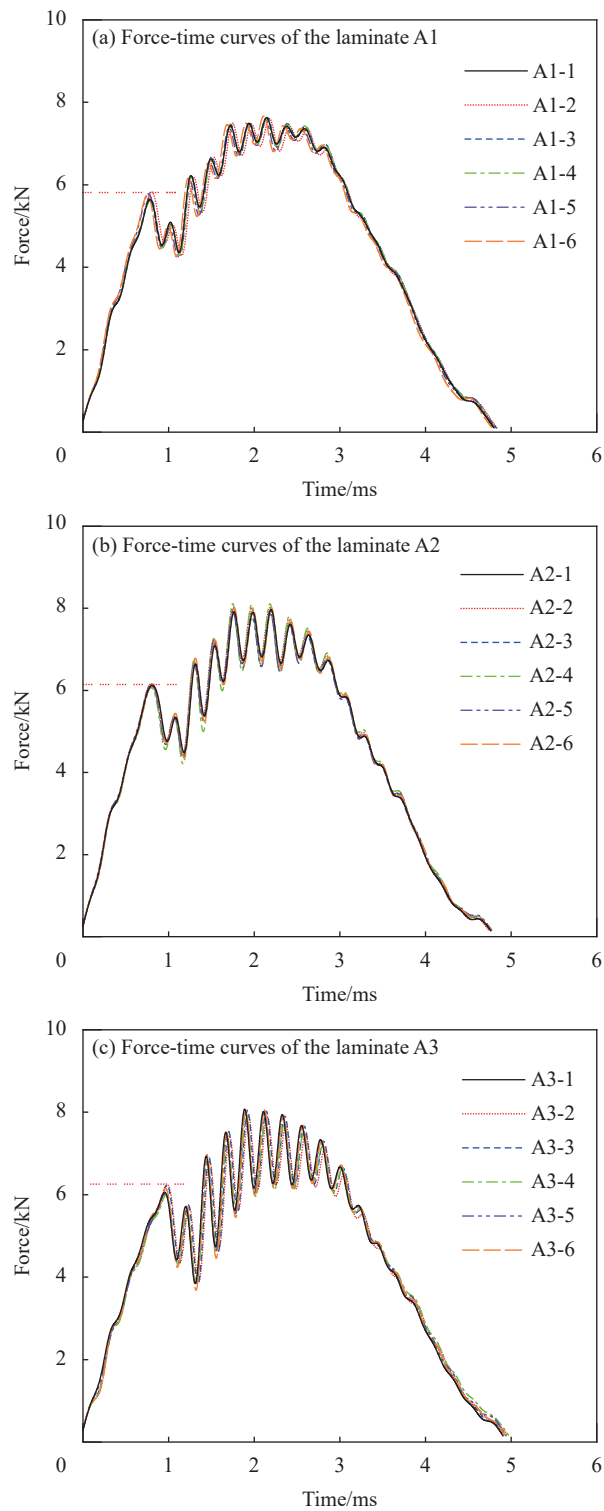


图 4 碳纤维增强树脂基复合材料 (CFRP) 层合板的接触力-时间曲线
Fig. 4 Contact force-time curves of carbon fiber reinforced polymer (CFRP) laminates

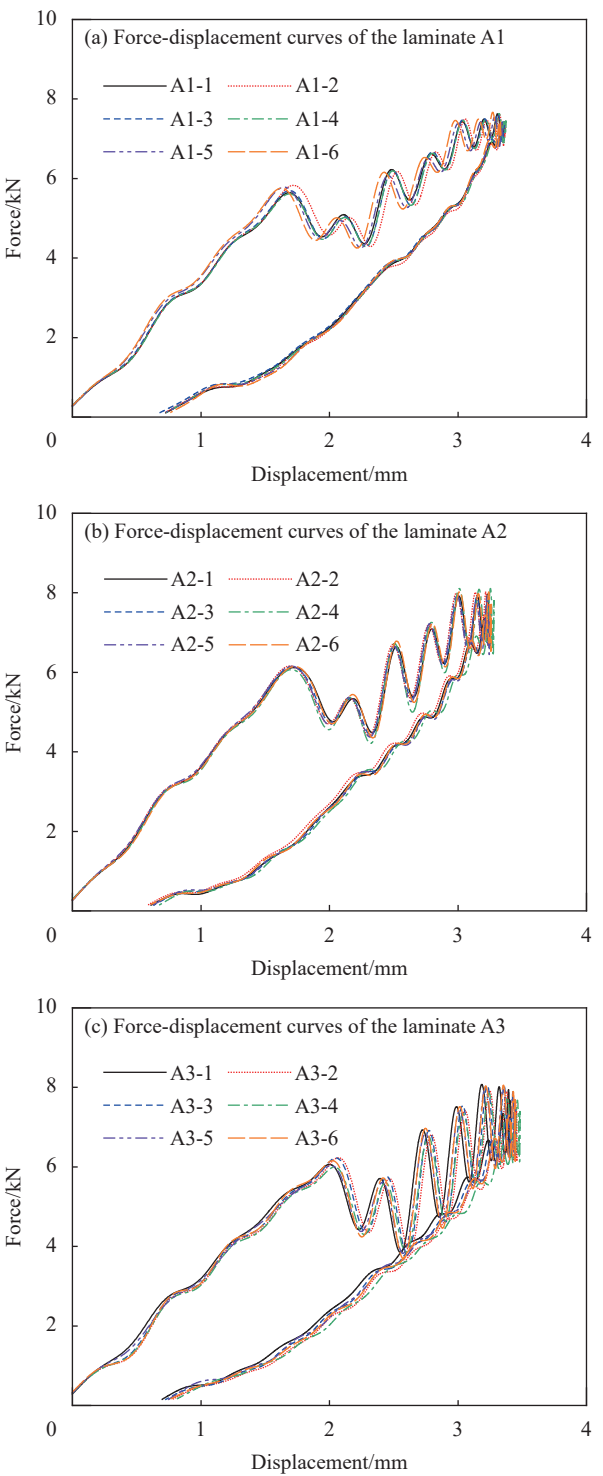


图 5 CFRP 层合板的接触力-位移曲线
Fig. 5 Contact force-displacement curves of CFRP laminates

最重要的损伤形式之一，备受研究者关注^[20, 22, 27-28]。本文采用超声 C 扫设备对每组层合板的分层损伤进行了无损检测，检测结果如图 8 所示。由于无

损检测结果具有良好的重复性，每组层合板中随机选择一个试验件的结果进行对比分析。冲击完成后，冲击引入的初始凹坑在很长一段时间内基本恢复，通过触摸的方式无法识别冲击凹坑的位置。因此，图 8 中位于冲击位置的空白区域不是

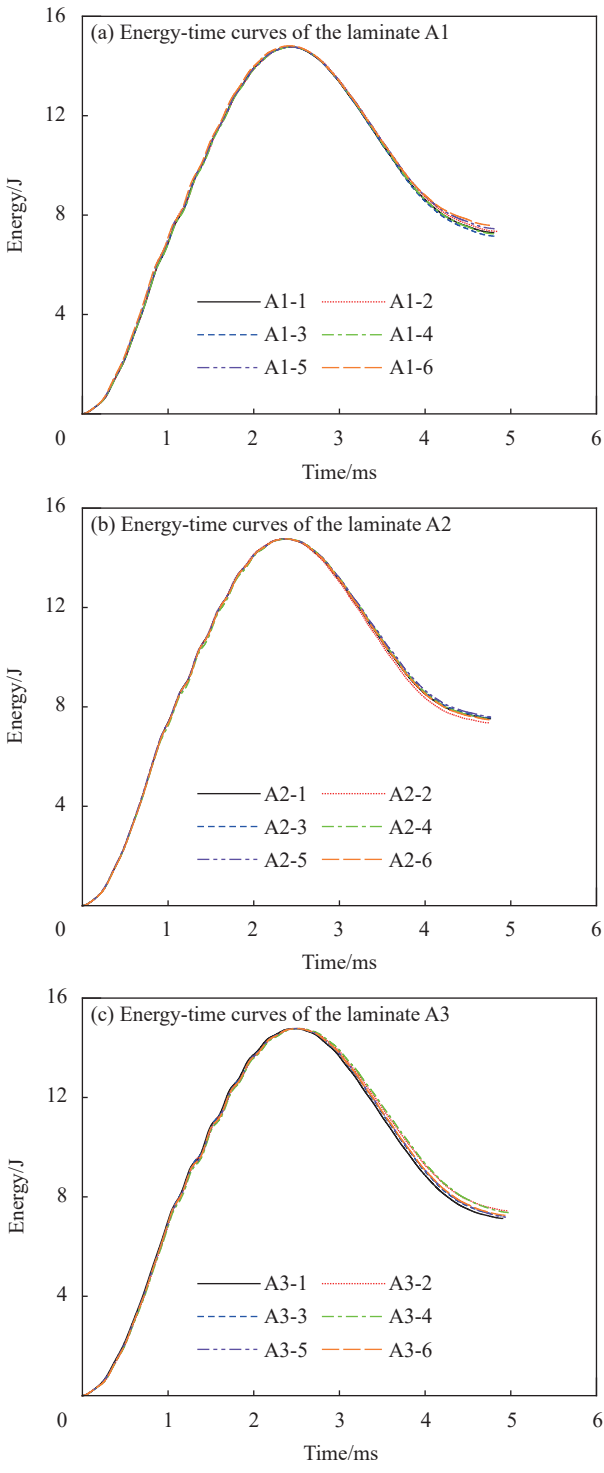


图6 CFRP层合板的能量-时间曲线
Fig. 6 Energy-time curves of CFRP laminates

声信号的丢失，而是局部无分层损伤产生 [36-38]。另外，由检测结果可知，基准层合板 A1 的投影分层面积为 3 415 mm²。与基准层合板 A1 相比，混杂层合板 A2 和 A3 的投影分层面积分别减小了 16.5% 和 32.9%。在基准层合板与混杂层合板的分

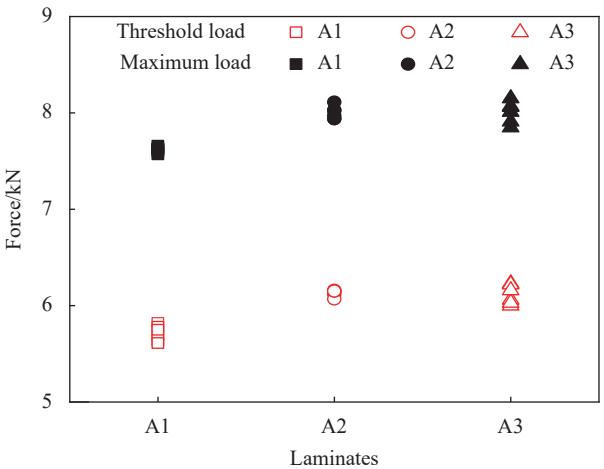


图7 CFRP层合板冲击损伤阈值和最大接触力
Fig. 7 Damage threshold load and the maximum load of CFRP laminates

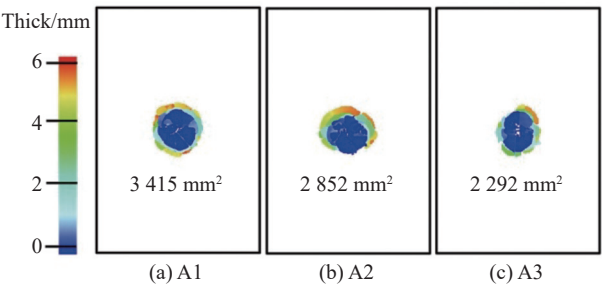


图8 CFRP层合板投影分层轮廓的超声C扫检测结果
Fig. 8 Projected damage profile of CFRP laminates obtained from C-scan inspection

层投影面积对比分析方面，本文 15 J 冲击能量下的超声 C 扫检测结果与文献 [27] 在不同冲击能量下的试验检测结果具有一致性。

3.1.2 热揭层结果

为了进一步研究冲击载荷下的厚薄层混杂效应，本文基于环氧树脂在高温下的热解挥发特性，采用热揭层方法对含冲击损伤的复合材料层合板进行有损检测。为了清晰地观察分层信息，热揭层试验采用氯化金溶液 (HAuCl₄·4H₂O, Aladdin 公司生产，编号 G109456) 作为显影剂。实验主要过程如下：采用装配金刚砂涂层碳纤维钻头 (钻孔直径为 1.5 mm) 的专业钻孔设备，在含冲击损伤复合材料结构的冲击点处钻削一个通孔；通孔底部进行密封形成一个复合材料“容器”，将氯化金溶液通过试管滴入复合材料“容器”中进行浸透；将浸透完成的试样置入自制真空马弗炉中进行烧结 (1 h 内由室温升温至 430℃；430℃ 保温 1 h；随后 1 h 内由 430℃ 降至室温)；烧结完成后，采用镊子将试样逐层有序揭开，并通过相机对损伤

信息进行记录^[6, 15]。

图 9 为基准层合板 A1 的热揭层试验结果。图中, 最靠近冲击面的一层被命名为第一层, 层编号为 1。分层损伤表现为深色背景下的明亮区域, 且仅出现在具有不同铺层方向的相邻层层间。由图可知, 平面内, 基准层合板中分层损伤具有明显的双扇形特征, 且沿冲击点呈中心对称分布。基准层合板为对称铺层, 其分层损伤沿层合板厚度方向呈双螺旋分布, 且分层损伤的旋转方向受下层纤维取向影响较明显。因此, 从层合板正面进行观察时, 位于对称位置上方的分层旋转方向为顺时针, 而位于对称位置下方的分层旋转方向为逆时针。另外, 由于 $45^{\circ}/0^{\circ}$ 、 $0^{\circ}/-45^{\circ}$ 、 $-45^{\circ}/90^{\circ}$ 和 $90^{\circ}/45^{\circ}$ 界面上下相邻层的失配角为 45° , 这些界面的分层损伤内角约为 45° 。针对单层厚度一致的准各项同性层合板, 本文热揭层试验提供的逐层损伤图像与文献 [37] 通过高频声学显微镜观察的分层损伤结果具有一致性。

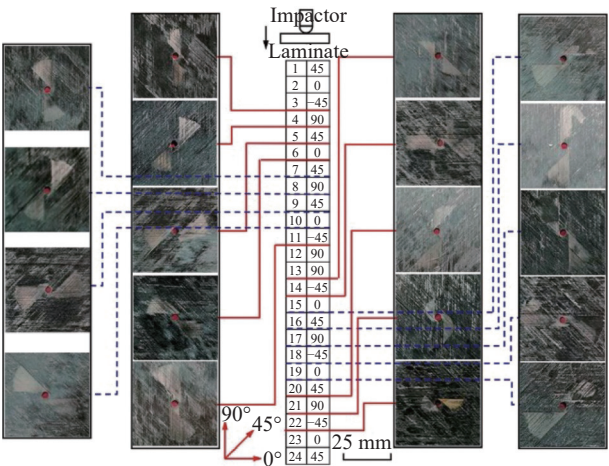


图 9 基准层合板 A1 的逐层损伤图像
Fig. 9 Layer-by-layer damage images of the baseline laminate A1

混杂层合板中, 45° 和 -45° 层为薄铺层复合材料。与基准层合板相比, 混杂层合板的界面形式更复杂。例如, 混杂层合板 A2 引入了纯薄铺层界面 ($45^{\circ}/-45^{\circ}$) 和厚薄层混杂界面 ($-45^{\circ}/0^{\circ}$ 、 $-45^{\circ}/90^{\circ}$ 和 $0^{\circ}/45^{\circ}$)。由文献 [39] 研究结果可知, 当界面上下相邻层的失配角为 90° 时, 冲击载荷下分层损伤大致呈现出“花生状”。由于薄铺层复合材料具有明显的分层损伤抑制作用^[15], 混杂层合板 A2 中纯薄铺层界面 ($45^{\circ}/-45^{\circ}$) 的分层面积较小, 如图 10 所示。由于分层损伤抑制作用带来的影响不断累积, 在混杂层合板 A2 中, 分层的中心对称性

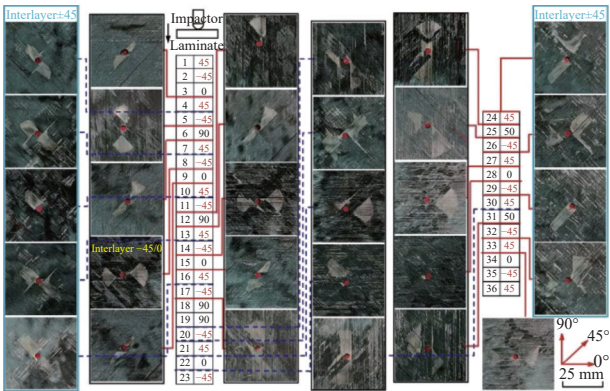


图 10 混杂层合板 A2 的逐层损伤图像
Fig. 10 Layer-by-layer damage images of the hybrid laminate A2

变差, 且该现象在层合板下半部分更明显。另外, 部分界面的分层损伤超出了上下相邻层失配角所在的范围, 以满足复合材料结构对整体变形协调的需求。

混杂层合板 A3 中, 厚薄层混杂界面 $-45^{\circ}/0^{\circ}$ 的分层损伤几乎被完全抑制, 如图 11 所示。另外, 在新引入的纯厚铺层界面 ($0^{\circ}/90^{\circ}$) 上, 由于上下相邻层的失配角为 90° , 该界面的分层损伤呈现出“花生状”, 且“花生状”分层的长轴方向与下一层的纤维铺设方向一致。

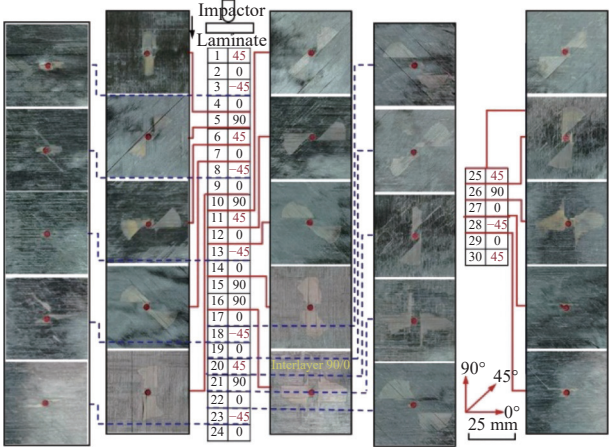


图 11 混杂层合板 A3 的逐层损伤图像
Fig. 11 Layer-by-layer damage images of the hybrid laminate A3

另外, 本文通过肉眼和 CCD 相机 (Charge-coupled device, GP-600V, 昆山高品精密仪器有限公司) 对揭层图像进行了观察, 未发现基准层合板和混杂层合板中存在断裂的纤维。

3.2 CFRP 层合板的分层形成机制分析

双扇形分层特征与界面相邻层的纤维取向有关。本节以 $-45^{\circ}/0^{\circ}$ 界面为例, 揭示冲击过程中 CFRP

复合材料层间双扇形分层的形成机制。图 12 阐明了冲击过程中双扇形分层的形成过程，其中分层损伤和纤维间基体裂纹如箭头方向所指。图 12(a) 为 CFRP 复合材料的无损伤状态。冲击载荷下，复合材料层合板产生弯曲变形，从而导致层内纤维间拉伸应力增加。当纤维间的拉伸应力大于基体的拉伸破坏强度时，复合材料层内纤维间出现基体裂纹，如图 12(b) 所示。随着复合材料层合板弯曲变形程度的增加，纤维间基体裂纹沿层合板厚度方向扩展，进而在复合材料层界面处形成沿纤维方向的分层轮廓。该分层轮廓将界面划分为两类扇形区域：一类区域中心角为 45°，另一类区域中心角为 135°，如图 12(c) 所示。在面外载荷作用下，与中心角为 135° 的区域相比，中心角为 45° 的区域界面剪应力较大。分层倾向于在中心角为 45° 的区域内扩展，从而导致分层损伤具有明显的双扇形特征，如图 12(d) 所示。

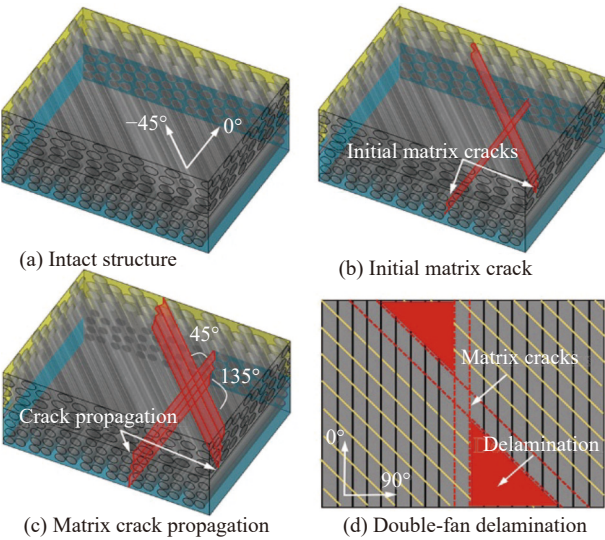
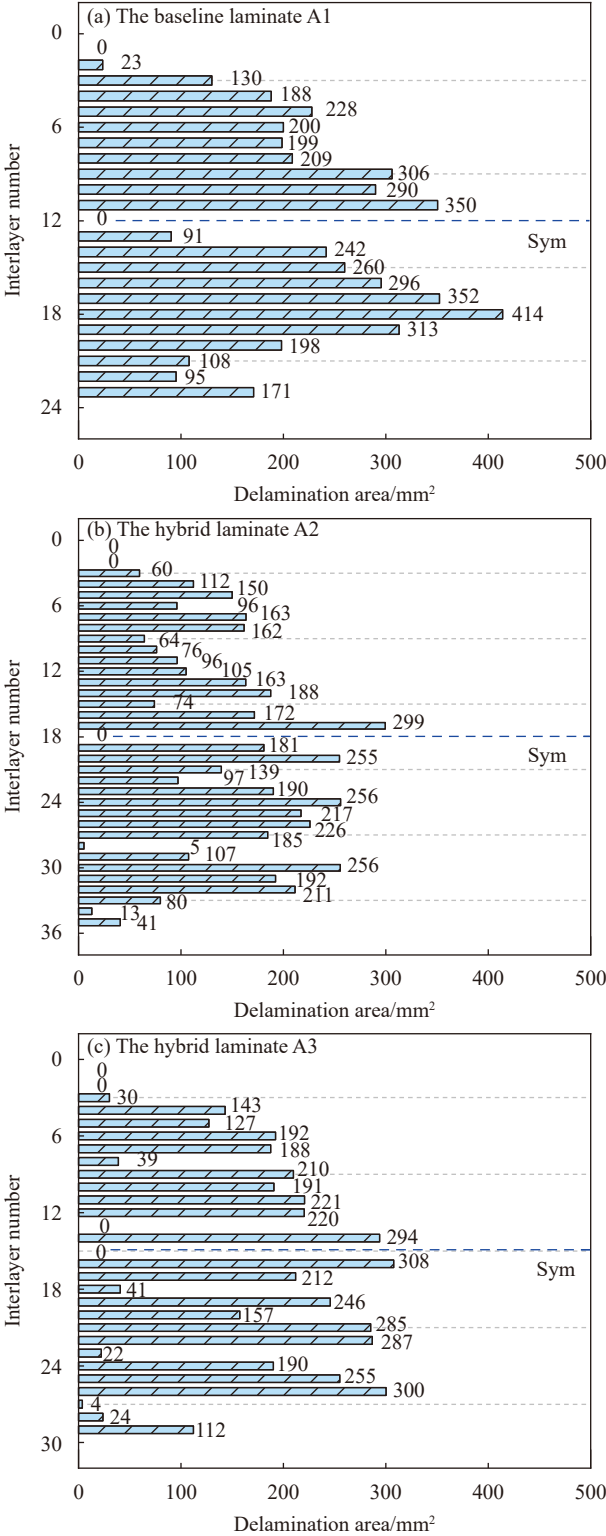


图 12 界面双扇形分层形成机制示意图

Fig. 12 Schematic of delamination formation mechanism at interfaces

3.3 CFRP 层合板的损伤定量分析

本节基于热揭层试验数据，分别提取了每组层合板的界面分层损伤面积，如图 13 所示。层合板的铺层对称位置(中性层)在图中用点划线进行了标记。由图可知，基准层合板 A1 中，最大面积的分层位于该层合板厚度 75.0% 的位置(第 18 界面)上，距离中性层 1.2 mm，其损伤面积为 414 mm²；混杂层合板 A2 中最大面积的分层位于该层合板厚度 45.8% 的位置(第 17 界面)上，距离中性层 0.2 mm，其损伤面积为 299 mm²；混杂



Sym is the neutral symmetric surface of the laminate

图 13 CFRP 层合板界面分层损伤面积

Fig. 13 Area of interface delamination of CFRP laminates

层合板 A3 中最大面积的分层位于该层合板厚度 54.2% 的位置(第 16 界面)上，距离中性层 0.2 mm，其损伤面积为 308 mm²。与基准层合板 A1 相比，

混杂层合板 A2 和 A3 的最大分层面积分别减少了 27.8% 和 25.6%，最大分层更靠近中性层。由统计结果可知，基准层合板 A1 的各界面分层损伤总面积为 4 663 mm²。由于薄铺层复合材料的损伤抑制作用，混杂层合板 A2 和 A3 的分层界面数量虽然明显增加，但分层损伤的总面积变化不明显，分别为 4 631 mm² 和 4 298 mm²。另外，厚薄层混杂设计改变了层合板上半部分与下半部分的分层面积比。例如，基准层合板 A1 上半部分的分层与下半部分的分层面积比值为 0.84。与基准层合板相比，混杂层合板 A2 和 A3 中，每组层合板上半部分的分层与下半部分的分层面积比值减小，分别为 0.75 和 0.76。

4 压缩性能分析

分层的尺寸和位置是影响复合材料层合板压缩极限承载能力和破坏模式的重要因素^[40]。由上述分析可知，冲击在层合板上半部分与下半部分引入的分层尺寸和分层位置不一致，导致层合板上半部分与下半部分的纵向压缩刚度不一致。因此，冲击引入的分层损伤为 CAI 载荷下的复合材料提供了一个面外的初始扰动，导致复合材料结构更容易失去承载能力。图 14 统计了每组层合板的冲击后剩余压缩强度。由图可知，混杂层合板 A2 和 A3 的 CAI 强度分别为 220 MPa 和 241 MPa，比基准层合板 (184 MPa) 分别提高了 19.5% 和 30.9%。

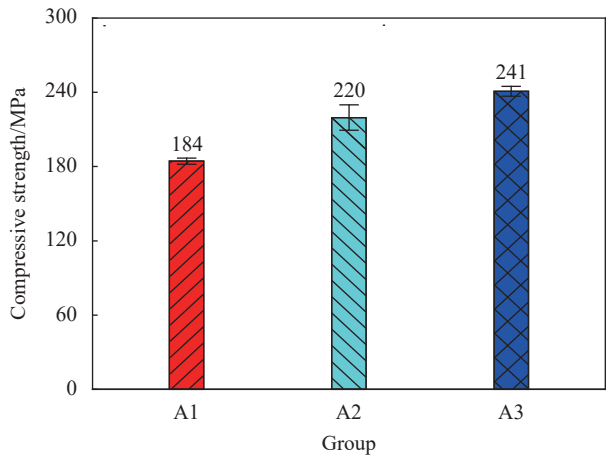


图 14 CFRP 层合板的 CAI 强度

Fig. 14 CAI strengths of CFRP laminated composites

压缩过程中，冲击引入的分层主要沿层合板的冲头下方无分层损伤区域和宽度方向扩展。压缩失效后，部分分层已沿宽度方向扩展至复合材料层合板的边缘，如图 15 所示。分层将层合板在

厚度方向划分为多个子层合板。子层合板的剪切屈曲破坏是层合板 CAI 失效的主要原因之一。另外，由于薄铺层的损伤抑制效应，混杂层合板中界面分层的尺寸和位置发生改变，因此导致基准层合板和混杂层合板在压缩破坏模式上存在差异。这种差异表现为基准层合板 A1 中未观察到贯穿试件宽度的裂纹，而混杂层合板 A2 和 A3 中存在一条贯穿试件宽度的裂纹，并且该裂纹穿过冲击点。

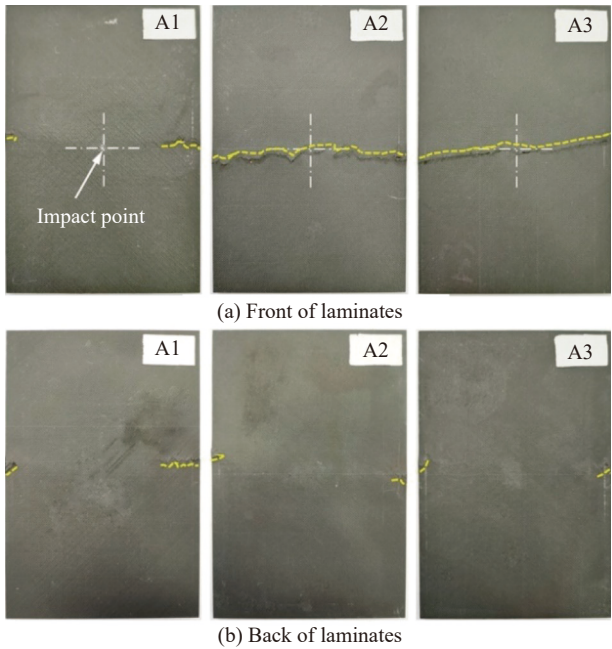


图 15 CFRP 层合板压缩破坏模式

Fig. 15 Compression failure mode of CFRP laminated composites

5 结论

本文开展了大量的试验工作，对低速冲击 (Low-velocity impact, LVI) 和冲击后压缩 (Compression after impact, CAI) 载荷下的厚薄层混杂效应进行了定性和定量的评估。主要结论如下：

- (1) 与基准层合板 A1 相比，基于等效弯曲刚度方法设计的厚薄层混杂层合板 (A2 和 A3)，利用了薄铺层复合材料的损伤抑制特点，提高了复合材料结构的冲击损伤阻抗，表现为高的冲击损伤阈值和最大接触力峰值；
- (2) 基于分层损伤的定量研究表明，厚薄层混杂设计显著地降低了 LVI 载荷下碳纤维增强树脂基 (CFRP) 复合材料的投影分层面积及单一的最大分层面积，极大地缩短了最大分层与层合板中性层之间的距离；
- (3) 厚薄层混杂设计提高了复合材料结构的

CAI强度。与基准层合板 A1 相比, 混杂层合板 A2 和 A3 的 CAI 强度分别提高了 19.5% 和 30.9%。

参考文献:

- [1] 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(in Chinese).
- [2] 张志远, 李伟, 蒋鹏, 等. 碳纤维复合材料层合板低速冲击损伤特性研究 [J]. 兵器材料科学与工程, 2021, 44(4): 34-39. ZHANG Zhiyuan, LI Wei, JIANG Peng, et al. Damage characteristics of carbon fiber composite laminates under low-velocity impact[J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2021, 44(4): 34-39(in Chinese).
- [3] 沈真. 碳纤维复合材料在飞机结构中的应用 [J]. 高科技纤维与应用, 2010, 35(4): 1-4. SHEN Zhen. Application of carbon fiber composites in aircraft structures[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2010, 35(4): 1-4(in Chinese).
- [4] 王遥, 曹东风, 胡海晓, 等. 单螺栓修复对含冲击损伤碳纤维/环氧树脂复合材料层合板压缩承载能力影响的实验研究 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(11): 2833-2843. WANG Yao, CAO Dongfeng, HU Haixiao, et al. Effect of single-bolt repair on compression capability of carbon/epoxy resin composite laminates containing impact damage: Experimental study[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(11): 2833-2843(in Chinese).
- [5] 钟小丹, 李朝阳, 李念, 等. 复合材料层合板自由边缘冲击失效机制 [J]. 复合材料学报, 2023, 40(10): 5932-5946. ZHONG Xiaodan, LI Zhaoyang, LI Nian, et al. Failure mechanisms of composite laminate subjected to edge-on impact[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2023, 40(10): 5932-5946(in Chinese).
- [6] CAO D, HU H, WANG Y, et al. Experimental and numerical studies on influence of impact damage and simple bolt repair on compressive failure of composite laminates[J]. Composite Structures, 2021, 4: 114491.
- [7] 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).
- [8] LEI Z X, MA J, SUN W K, et al. Low-velocity impact and compression-after-impact behaviors of twill woven carbon fiber/glass fiber hybrid composite laminates with flame retardant epoxy resin[J]. Composite Structures, 2023, 321: 117253.
- [9] 朱笑, 袁丽华. 基于红外热成像的 CFRP 复合材料低速冲击损伤表征 [J]. 复合材料学报, 2022, 39(8): 4164-4171. ZHU Xiao, YUAN Lihua. Low-velocity impact damage characterization of CFRP composite based on infrared thermography[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(8): 4164-4171(in Chinese).
- [10] 何明昌, 黄春芳, 郑青, 等. 薄铺层层合复合材料研究进展 [J]. 玻璃钢/复合材料, 2016, 7(8): 92-98. HE Mingchang, HUANG Chunfang, ZHENG Qing, et al. Progress of research on thin-ply laminated composites[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2016, 7(8): 92-98(in Chinese).
- [11] AMACHER R, CUGNONI J, BOTSIS J, et al. Thin ply composites: Experimental characterization and modeling of size-effects[J]. Composites Science and Technology, 2014, 101: 121-132.
- [12] HUANG C, JU S, HE M, et al. Identification of failure modes of composite thin-ply laminates containing circular hole under tension by acoustic emission signals[J]. Composite Structures, 2018, 206: 70-79.
- [13] LOVEJOY A E, SCOTTI S, MILLER S, et al. Characterization of IM7/8552 thin-ply and hybrid thin-ply composites [C]// AIAA Scitech 2019 Forum. Orlando: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019: 0773.
- [14] SIHN S, KIM R, KAWABE K, et al. Experimental studies of thin-ply laminated composites[J]. Composites Science and Technology, 2007, 67(6): 996-1008.
- [15] ZHENG K, HU H, CAO D, et al. Experimental and numerical studies on the tensile behaviors of thin-ply and thick-ply open-hole laminates[J]. Thin-Walled Structures, 2023, 186: 110649.
- [16] ARTEIRO A, FURTADO C, CATALANOTTI G, et al. Thin-ply polymer composite materials: A review[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2020, 132: 105777.
- [17] YOKOZEKI T, AOKI Y, OGASAWARA T. Experimental characterization of strength and damage resistance properties of thin-ply carbon fiber/toughened epoxy laminates[J]. Composite Structures, 2008, 82(3): 382-389.
- [18] YOKOZEKI T, KURODA A, YOSHIMURA A, et al. Damage characterization in thin-ply composite laminates under out-of-plane transverse loadings[J]. Composite Structures, 2010, 93(1): 49-57.
- [19] WAGIH A, MAIMÍ P, GONZÁLEZ E V, et al. Damage sequence in thin-ply composite laminates under out-of-plane loading[J]. Composites Part A: Applied Science and

- [Manufacturing](#), 2016, 87: 66-77.
- [20] SASIKUMAR A, TRIAS D, COSTA J, et al. Impact and compression after impact response in thin laminates of spread-tow woven and non-crimp fabrics[J]. [Composite Structures](#), 2019, 215: 432-445.
- [21] GARCÍA-RODRÍGUEZ S M, COSTA J, BARDERA A, et al. A 3D tomographic investigation to elucidate the low-velocity impact resistance, tolerance and damage sequence of thin non-crimp fabric laminates: Effect of ply-thickness[J]. [Composites Part A: Applied Science and Manufacturing](#), 2018, 113: 53-65.
- [22] SASIKUMAR A, TRIAS D, COSTA J, et al. Effect of ply thickness and ply level hybridization on the compression after impact strength of thin laminates[J]. [Composites Part A: Applied Science and Manufacturing](#), 2019, 121: 232-243.
- [23] ARTEIRO A, CATALANOTTI G, XAVIER J, et al. A strategy to improve the structural performance of non-crimp fabric thin-ply laminates[J]. [Composite Structures](#), 2018, 188: 438-449.
- [24] SEBAEY T A, GONZÁLEZ E V, LOPES C S, et al. Damage resistance and damage tolerance of dispersed CFRP laminates: Effect of ply clustering[J]. [Composite Structures](#), 2013, 106: 96-103.
- [25] FURTADO C, ARTEIRO A, CATALANOTTI G, et al. Selective ply-level hybridisation for improved notched response of composite laminates[J]. [Composite Structures](#), 2016, 145: 1-14.
- [26] SEBAEY T A, MAHDI E. Using thin-ply to improve the damage resistance and tolerance of aeronautical CFRP composites[J]. [Composites Part A: Applied Science and Manufacturing](#), 2016, 86: 31-38.
- [27] SASIKUMAR A, TRIAS D, COSTA J, et al. Mitigating the weak impact response of thin-ply based thin laminates through an unsymmetrical laminate design incorporating intermediate grade plies[J]. [Composite Structures](#), 2019, 220: 93-104.
- [28] SASIKUMAR A, COSTA J, TRIAS D, et al. A virtual testing based search for optimum compression after impact strength in thin laminates using ply-thickness hybridization and unsymmetrical designs[J]. [Composites Science and Technology](#), 2020, 196: 108188.
- [29] OLSSON R. Analytical prediction of damage due to large mass impact on thin ply composites[J]. [Composites Part A: Applied Science and Manufacturing](#), 2015, 72: 184-191.
- [30] ASTM. Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event: ASTM D7136/D7136M—20A[S]. West Conshohocken, PA: ASTM International, 2020.
- [31] ASTM. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates: ASTM D7137/D7137M—17A[S]. West Conshohocken, PA: ASTM International, 2017.
- [32] CAMANHO P P, DÁVILA C G, PINHO S T, et al. Prediction of in situ strengths and matrix cracking in composites under transverse tension and in-plane shear[J]. [Composites Part A: Applied Science and Manufacturing](#), 2006, 37(2): 165-176.
- [33] CZÉL G, REV T, JALALVAND M, et al. Pseudo-ductility and reduced notch sensitivity in multi-directional all-carbon/epoxy thin-ply hybrid composites[J]. [Composites Part A: Applied Science and Manufacturing](#), 2018, 104: 151-164.
- [34] KOHLER S, CUGNONI J, AMACHER R, et al. Transverse cracking in the bulk and at the free edge of thin-ply composites: Experiments and multiscale modelling[J]. [Composites Part A: Applied Science and Manufacturing](#), 2019, 124: 105468.
- [35] CATALANOTTI G. Prediction of in situ strengths in composites: Some considerations[J]. [Composite Structures](#), 2019, 207: 889-893.
- [36] ABISSET E, DAGHIA F, SUN X C, et al. Interaction of inter- and intralaminar damage in scaled quasi-static indentation tests: Part 1—Experiments[J]. [Composite Structures](#), 2016, 136: 712-726.
- [37] MOROKOV E, LEVIN V, CHERNOV A, et al. High resolution ply-by-ply ultrasound imaging of impact damage in thick CFRP laminates by high-frequency acoustic microscopy[J]. [Composite Structures](#), 2021, 256: 113102.
- [38] BULL D J, SPEARING S M, SINCLAIR I. Observations of damage development from compression-after-impact experiments using ex situ micro-focus computed tomography[J]. [Composites Science and Technology](#), 2014, 97: 106-114.
- [39] LIN S, WAAS A M. The effect of stacking sequence on the LVI damage of laminated composites: Experiments and analysis[J]. [Composites Part A: Applied Science and Manufacturing](#), 2021, 145: 106377.
- [40] 傅惠民, 杨雨松, 张勇波. 含分层损伤国产碳纤维 CCF300 与 T300 碳纤维复合材料层合板压缩失效模式 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2416-2421.
- FU Huimin, YANG Yusong, ZHANG Yongbo. Failure mode research on CCF300 and T300 carbon fiber composite laminates with delamination under compressive strength[J]. [Journal of Aerospace Power](#), 2011, 26(11): 2416-2421(in Chinese).