

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.01.011

碳/芳纶混杂复合材料蜂窝夹芯板低速冲击及冲击后 压缩实验研究

陈 然, 张 迪, 蔡登安

(南京航空航天大学航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016)

摘要: 通过低速冲击和冲击后压缩试验,探讨了不同复合材料面板和 Nomex 蜂窝组成的夹芯板在不同能量冲击损伤后的压缩承载行为、失效模式及失效机理。通过无损检测 C 扫描、Micro-CT 和 DIC 数字测量技术,获得试样的失效模式。试验结果表明,材料损伤模式主要包括面板纤维断裂、基体和纤维界面脱粘、基体开裂、芯材剪切破坏以及芯材压溃。碳/芳纶混杂复合材料夹层结构相较于碳纤维复合材料夹层结构具有更好的层间性能,且层间混杂结构相较于层内混杂结构具有更高的压缩刚度和剩余压缩强度。

关键词: 混杂复合材料; 低速冲击; 冲击后压缩; 失效模式; 剩余压缩强度

中图分类号: TB332

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)01-0109-11

Experimental Study on Low-Velocity Impact and Compression After Impact of Carbon/Aramid Hybrid Composite Honeycomb Sandwich Panels

CHEN Ran, ZHANG Di, CAI Deng'an

(State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The compressive bearing behavior, failure mode and failure mechanism of sandwich panels composed of different composite panels and Nomex honeycomb are discussed through low-velocity impact and compression after impact tests. The failure modes of the specimen are obtained by non-destructive C-scan tests, Micro-CT and DIC digital measurements. The results show that the material damage modes mainly include panel fiber fracture, matrix and fiber interface debonding, matrix cracking, shear failure and crushing of core material. Compared with the carbon fiber composite sandwich structure, the carbon/aramid hybrid composite sandwich structure has better interlaminar properties. Furthermore, the interlayer hybrid structure has higher compressive stiffness and residual compressive strength than the intralayer one.

Key words: hybrid composites; low-velocity impact; compression after impact; failure mode; residual compression strength

复合材料夹层结构因其优越的比强度、能量吸收性能和耐腐蚀性,越来越多地被应用于能源和航空航天等各种领域^[1-3]。然而,夹层结构容易受到外来物体的低速撞击,在制造、维护和使用期间,工具掉落、冰雹和碎片撞击可能对复合材料结构产生

威胁。冲击损伤会显著降低材料性能,尤其是压缩强度,进而导致结构的失效。因此,有必要深入研究复合材料夹层结构在低速冲击下复杂的抗冲击性能和损伤机理^[4-7]。

本文研究的夹层结构由两个较薄的复合材料

收稿日期: 2024-10-29; 修订日期: 2024-11-25

通信作者: 蔡登安, 男, 博士, 副研究员, 硕士生导师, E-mail: cda@nuaa.edu.cn。

引用格式: 陈然, 张迪, 蔡登安. 碳/芳纶混杂复合材料蜂窝夹芯板低速冲击及冲击后压缩实验研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(1): 109-119. CHEN Ran, ZHANG Di, CAI Deng'an. Experimental study on low-velocity impact and compression after impact of carbon/aramid hybrid composite honeycomb sandwich panels[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(1): 109-119.

面板和一个相对较软的 Nomex 蜂窝芯组成^[8-9]。近年来,随着材料科学相关领域的发展,Nomex 蜂窝因其良好的阻燃性、抗冲击性和低介电性能,被广泛应用于复合材料夹层结构中^[10-12]。低速冲击会在面板、芯材和面板/芯材连接处产生不同的损伤模式。这些损伤行为受多种因素影响,包括冲击能量、材料性能、几何参数和边界条件等。

层压板的典型破坏模式主要包括层内损伤(如纤维断裂、基体开裂)和层间损伤(如分层)^[13-15]。在冲击作用下,冲击区域经常出现不可逆的局部破碎。同时,夹层结构的整体变形会引起芯材剪切破坏。面板损伤和芯材变形的相互作用使得复合材料夹层结构的损伤机理明显复杂于常规层合板。

Chen 等^[16]通过有限元建模和试验研究了复合材料夹芯板的低速冲击响应,发现损伤模式包括面板损伤、芯材破碎以及面板/芯材脱粘。Klaus 等^[17]对复合材料夹芯板冲击后的剩余强度进行了试验和数值研究,通过四点弯曲测试不同能量冲击后的剩余强度。结果表明,冲击试验引起的损伤和变形对试件的抗弯强度影响显著,且试验与数值模拟结果吻合良好。Leijten 等^[18]考虑了不同的冲击能量、材料和几何尺寸对低速冲击下复合材料夹层结构压缩行为的影响,发现较厚的芯材破坏多是局部,而较薄的芯材则导致整体破坏,剩余强度主要取决于面板损伤而非芯板损伤。

混杂结构主要分为层间混杂结构和层内混杂结构,成为影响材料力学性能的重要因素^[19]。Gustin 等^[20]通过低速冲击试验,研究了 7 种不同设计的碳/芳纶混杂纤维复合材料,结果表明,加入芳纶可以提升复合材料的冲击强度,其中层间混杂结构层合板相比碳纤维层合板,材料吸收的冲击能量最多增加 12.5%。Miyasaka 等^[21]制备一系列的碳

纤维与玻璃纤维混杂层合板,开展冲击试验并观察内部损伤,揭示了不同混杂结构对层合板抗冲击性能的影响。张超锋等^[22]对碳/芳纶纤维混杂蒙皮的蜂窝夹层结构的抗冲击性能展开研究,发现蜂窝夹层结构的承载能力存在临界值:在此值以下,冲击峰值力随着冲击能的增大而增大;而超过临界值后,冲击峰值力则保持稳定。

本文针对混杂复合材料蜂窝夹层结构在低速冲击后的压缩性能进行了试验研究,探讨了 4 种不同面板的混杂复合材料蜂窝夹芯板在不同冲击能量冲击后的压缩承载行为、破坏形式和失效机理,为混杂复合材料夹层结构在实际情况中受冲击后的剩余性能评估提供参考。

1 试样制备与测试

1.1 材料选择

本文中的复合材料面板增强材料为碳纤维平纹织物、芳纶纤维平纹织物及碳/芳纶纤维混编平纹织物,均为南京玻璃纤维研究设计院生产,织物参数如表 1 所示。碳纤维牌号为 T300-3K,芳纶纤维牌号为 Kevlar29。与 E51 环氧树脂复合后的单层板力学性能如表 2 所示。

表 1 织物的材料参数

Table 1 Material parameters of fabrics

材料	密度/ ($\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$)	克重/ ($\text{g}\cdot\text{m}^{-2}$)	线密度 (Tex)	纤维层厚 度/($\text{mm}\cdot$ 层 ⁻¹)	幅宽/ mm
碳纤维 平纹织物	1.76	210	159	0.17	1 000
芳纶纤维 平纹织物	1.44	200	166	0.18	1 000
碳/芳纶纤维 平纹织物	1.60	206		0.18	1 000

表 2 平纹织物单层板力学性能参数

Table 2 Mechanical properties of plain fabric lamina

材料参数	碳纤维平纹织物单层板	芳纶纤维平纹织物单层板	碳/芳纶纤维平纹织物单层板
纵向拉伸模量 E_{1T} /GPa	66.28	21.65	51.24
横向拉伸模量 E_{2T} /GPa	61.80	18.56	19.74
纵向压缩模量 E_{1C} /GPa	53.70	16.16	47.94
横向压缩模量 E_{2C} /GPa	51.64	14.96	20.11
面内剪切模量 G_{12} /GPa	4.52	1.47	2.64
泊松比 ν_{12}	0.057	0.093	0.091
泊松比 ν_{21}	0.053	0.091	0.050
纵向拉伸强度 X_T /MPa	696.69	511.97	536.34
横向拉伸强度 Y_T /MPa	635.06	420.78	460.21
纵向压缩强度 X_C /MPa	453.10	101.58	171.58
横向压缩强度 Y_C /MPa	435.94	92.36	125.79
面内剪切强度 S_{12} /MPa	119.19	54.27	73.23

1.2 混杂面板设计

蜂窝夹芯结构试件由两侧薄而硬的平纹编织面板和 Nomex 纸蜂窝芯组成。试件尺寸如图 1 所示。Nomex 纸蜂窝芯的芯格为正六边形,边长 $a=2.75\text{ mm}$,纵向高度 $h=5\text{ mm}$,公差范围 $\pm 0.2\text{ mm}$,芳纶纸壁厚 $c=0.15\text{ mm}$,角度 $\theta=60^\circ$,如图 1(d) 所示。蜂窝芯主要力学参数如表 3 所示。单侧平纹编织面板由四层单层板构成,总厚度约为 1 mm 。碳/芳纶混编平纹织物复合材料的结构如图 2 所示。混编平纹织物的经纱为碳纤维,纬纱为芳纶纤维。碳纤维平纹织物和芳纶纤维平纹织物与碳/芳纶纤维混编平纹织物的机织结构相同,但结构中的经、纬纱为相同类型的纤维。本试验设计 4 种不同

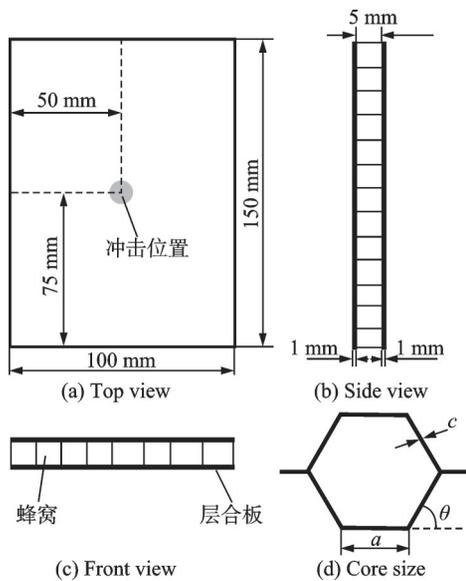


图 1 蜂窝夹芯结构尺寸示意图

Fig.1 Honeycomb sandwich structure size

表 3 Nomex 蜂窝芯力学性能参数

Table 3 Mechanical properties of Nomex honeycomb cores MPa

性能参数	数值
夹芯结构压缩模量 E_{TT}	140
面板剪切模量 L 向 G_{LT}	40
面板剪切模量 W 向 G_{WT}	25
夹芯结构压缩强度 X_{TT}	2.4
面板剪切强度 L 向 S_{LT}	1.2
面板剪切强度 W 向 S_{WT}	0.7

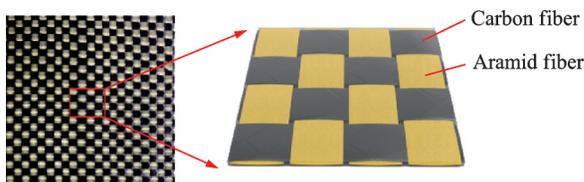


图 2 单层碳/芳纶纤维混编平纹机织复合材料结构示意图
Fig.2 Schematic diagram of structure of a single-layer carbon/aramid fiber blended plain weave composites

试件分别命名为 A、B、C、D,其中试件 A 与试件 B 面板为碳/芳纶纤维混编平纹织物,即层内混杂结构试件 A 长度方向为纬纱芳纶纤维,而试件 B 长度方向为经纱碳纤维。试件 C 的面板由碳纤维平纹织物与芳纶纤维平纹织物交错铺设而成,试件 D 面板均为碳纤维平纹织物,铺层角度均为 0° 。

1.3 试样制备

本文研究所用的基体材料为 E51 环氧树脂,固化剂为苯二甲胺,塑化剂为邻苯二甲胺二丁酯。试件具体成形制备工艺如下^[23]:

(1) 模具清理,涂覆脱模剂。

(2) 将环氧树脂、固化剂和塑化剂按 10:2:1 的比例混合均匀。

(3) 按照铺层顺序铺设纤维布,使用刷子沿垂直纤维布的方向点蘸胶液,使胶液浸透每层纤维布,铺设完毕后,再铺设隔离膜和吸胶毡,最后用真空袋配合 3M 胶进行密封。如图 3 所示,通过真空袋表面预设的可锁紧真空嘴连接真空机进行抽真空处理,施加压力为 0.1 MPa ,保持 5 min ,检查其气密性。



图 3 成形与无损检测设备

Fig.3 Molding and non-destructive testing equipment

(4) 将试验件放入环境箱中固化,固化初始阶段对试验件施加 0.02 MPa 压力,此阶段内树脂处于流动态,黏性随温度升高而降低。施加压力有助于将层间气泡挤出,消除手糊时造成的树脂富集区,使得树脂分布更加均匀。同时,较小的压力避免树脂被完全挤出,有助于控制纤维体积分数。在 $80\text{ }^\circ\text{C}$ 保温 1 h 后,压力增加 0.09 MPa ,此时树脂处于橡胶态,主要发生化学交联反应产生收缩应力,较大的压力有助于其内部固化应力的均匀分布。随后试验件在 $80\text{ }^\circ\text{C}$ 下固化 5 h 后取出。

(5) 按试验件尺寸对复合材料蜂窝夹芯板进行水切割,并使用超声 C 扫设备对待测样品进行检测,以确保试件在制备和裁切过程中未产生损伤。

1.4 冲击试验方法

根据 ASTM D7136^[24] 标准, 通过使用 Instron Ceast 9350 落锤冲击试验机进行低速冲击试验, 如图 4 所示。本次试验选用冲头质量为 2.277 kg, 冲头形状 16 mm±0.1 mm 的钢制半球形。通过试验件自带的传感器和数据采集系统记录试验过程中的冲击速度、冲击载荷和位移, 同时使用防反弹装置以避免二次冲击。工程中常见的以工具掉落为主的外来物冲击的冲击能量为 3~24.9 J^[25]。不同水平的冲击能量导致了蜂窝夹层复合材料 4 种典型的损伤形式, 通过预试验进行冲击能量标定, 获得了蜂窝夹层复合材料的 4 种典型损伤形式对应的能量, 即: 在 5 J 冲击能量下, 试样的上表面出现基体损伤; 在 10 J 冲击能量下, 试样上面板开裂; 在 15 J 冲击能量下, 上面板完全穿透; 在 20 J 冲击能量下, 整个试样被冲头完全穿透。因此, 选择这 4 种冲击能量水平进行试验, 以研究不同的冲击损伤形式对结构剩余压缩性能和失效机理的影响。

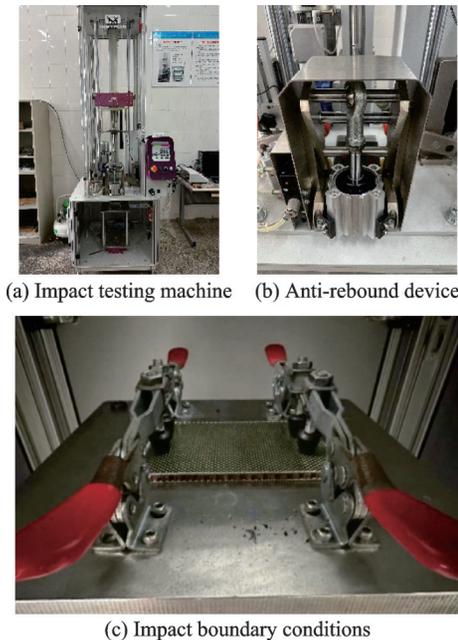


图 4 低速冲击试验配置

Fig.4 Low-speed impact testing configuration

1.5 压缩试验方法

试样承受冲击载荷后, 根据 ASTM D7137^[26] 标准进行压缩试验 (Compression after impact, CAI), 以确定试样在不同能量冲击后的剩余强度。冲击后压缩试验在 MTSE45 微机控制的电子万能试验机上进行, 如图 5(a) 所示。为了实现准静态加载, 采用位移控制加载模式, 加载速率为 0.5 mm/min。试验期间, 使用冲击后压缩夹具固定试样。该夹具在侧面、顶部和底部使用侧边支撑, 以防止整体屈曲。当压缩过程中负载下降 20% 时, 压缩加载过程自动停止。同时, 采用数字

图像相关 (DIC) 技术测量压缩载荷下试样冲击表面的平面外位移, 图像采集频率为 1 Hz, 以获取准确的位移数据。

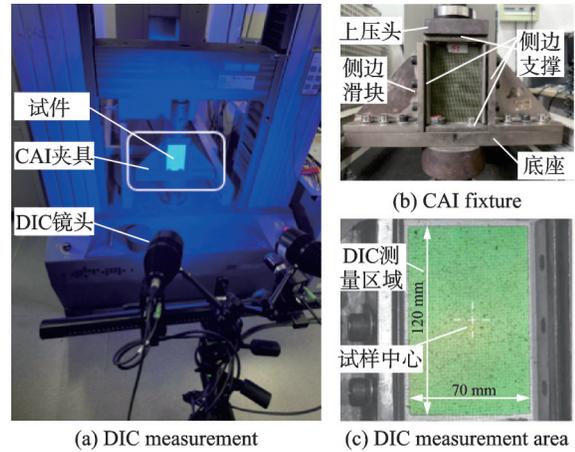


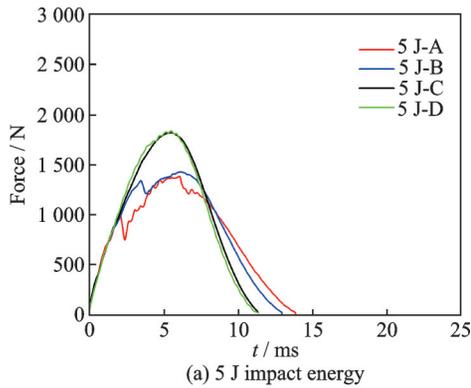
图 5 冲击后压缩试验设置

Fig.5 Compression testing setup after impact

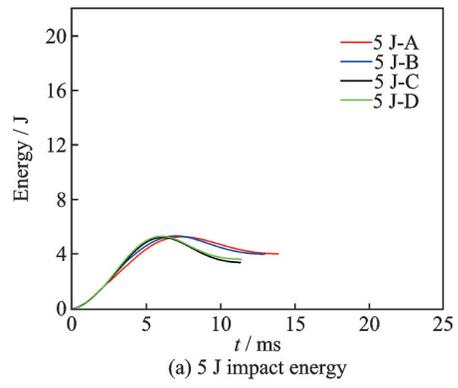
2 结果分析与讨论

2.1 冲击响应

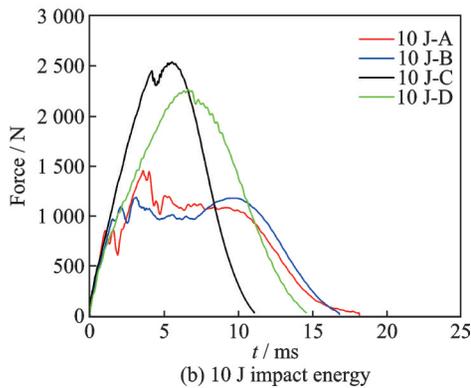
图 6 所示为混杂复合材料蜂窝夹芯结构在 5、10、15 和 20 J 能量冲击下的冲击力-位移试验曲线对比, 所选曲线为重复试验中最接近均值的曲线。当冲击能量较小时 (5 或 10 J), 冲头与蜂窝夹芯复合材料的上面板接触, 冲击载荷随时间近似线性增长至第一峰值载荷。随后出现面板基体开裂和部分纤维断裂, 载荷峰值迅速下降。此后, 随着连接上、下面板的蜂窝芯材受冲头挤压失效, 上面板裂纹扩展, 试样显示出不同的波动响应。图 6(a, b) 所示 5 和 10 J 冲击过程中, 冲头对上面板造成损伤后回弹, 因此载荷时间曲线中仅有一个峰值。在 15 和 20 J 冲击过程中, 载荷-时间曲线有两个峰值, 如图 6(c, d) 所示。第一个峰值表明冲头穿透了蜂窝夹芯复合材料的上面板。此后, 上、下面板之间的芯材接着受到冲击和破坏, 随着冲头继续冲击下面板, 载荷-时间曲线中出现第二个峰值, 其冲击响应与上面板相似。比较图 6(c, d) 可以看出, 在 15 J 冲击能量下, C 型板载荷-位移曲线的第二个峰值略低于第一个峰值, 这表明下面板在冲击区也出现基体损伤, 但面板内纤维未受到影响。在 20 J 冲击能量下, 曲线上的两个峰值载荷相当。第二个峰值载荷之后, 冲头完全穿透上面板并在下面板上穿孔, 与冲头接触的所有纤维束均失效。峰值载荷是衡量复合材料承载能力的重要指标, 代表层板在遭受严重破坏前所能承载的最大力, 并与材料的初始刚度有关。在相同能量冲击下, C、D 型板峰值载荷相当, 且明显高于 A、B 型板, 其初始刚度较大。



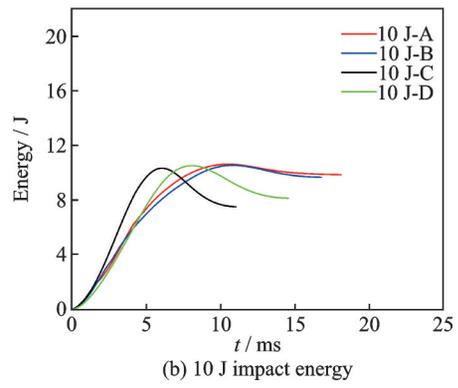
(a) 5 J impact energy



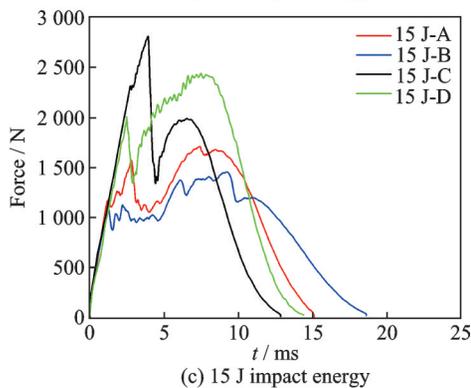
(a) 5 J impact energy



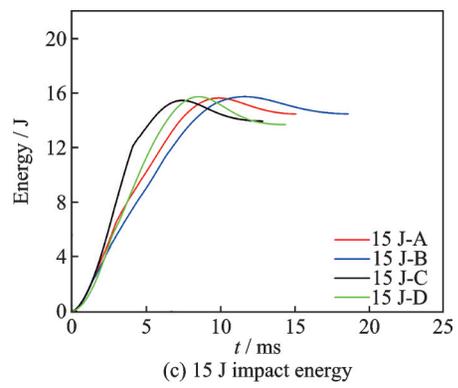
(b) 10 J impact energy



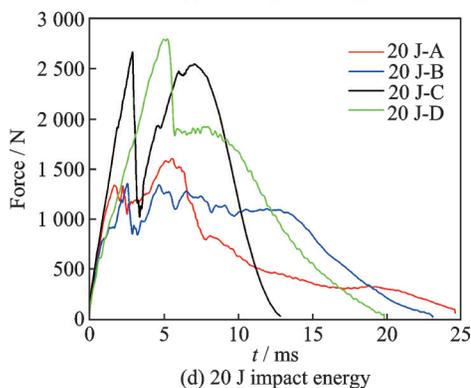
(b) 10 J impact energy



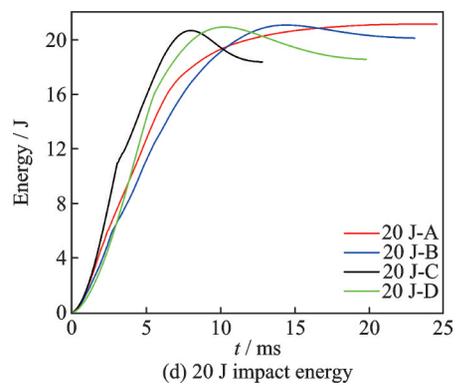
(c) 15 J impact energy



(c) 15 J impact energy



(d) 20 J impact energy



(d) 20 J impact energy

图 6 4 种冲击能量下的冲击力-时间曲线对比

Fig.6 Comparison of impact force-time curves under four impact energies

图 7 为 3 种蜂窝夹芯复合材料吸收能量-时间曲线对比图。在初始阶段,吸收能量速度相对较低。因为在瞬时冲击载荷下,锤头刚接触到试样时,吸收能量主要以产生凹坑和厚度方向的变形为主。进入第二阶段,吸收能量随时间先迅速增加后缓慢增加并且达到最大值,这主要是由于冲头与试

图 7 不同冲击能量下的能量吸收-时间曲线对比

Fig.7 Comparison of energy absorption-time curves under different impact energies

样的接触面积迅速增加导致吸收能量迅速增加。当变形位移达到最大值时,冲头开始回弹,蜂窝夹芯板释放储存的弹性势能,则吸收能量随时间而缓慢增加,此时的主要吸能方式为层板内部的不可逆损伤。在第三阶段,曲线基本保持平直,表明材料的能量吸收过程趋于稳定。

2.2 冲击损伤形貌

蜂窝夹芯复合材料受低速冲击过程中吸收的能量与试样的损伤程度显示出很强的相关性。通过超声 C 扫描技术对受冲击试样进行损伤检测,得到蜂窝夹芯复合材料的永久凹坑面积,如图 8 至图 11 所示。如表 4 所示,试样的冲击损伤面积随着冲击能量的增加而增加。损伤区域仅略大于冲头直径,D 型板在远离冲击点的周围区域能够检测到损伤,而其余 3 种结构未检测到明显损伤,这表明混杂复合材料蜂窝夹芯结构受冲击后损伤不易大

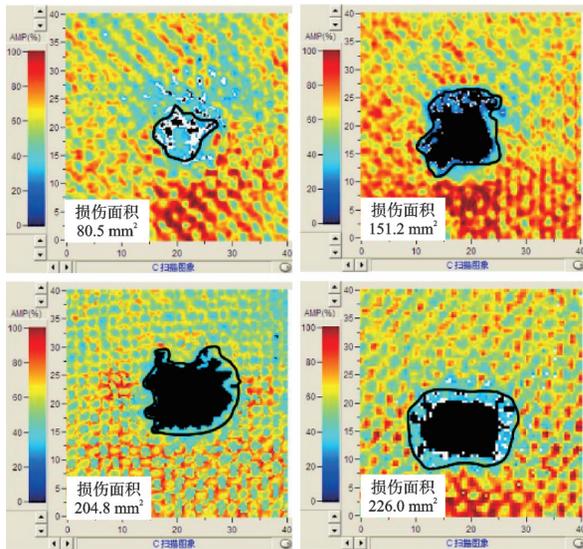


图 8 A 型蜂窝夹芯复合材料在 5、10、15 和 20 J 这 4 种能量冲击后 C 扫描图像

Fig.8 C-scan images of type A honeycomb sandwich composites after four energy impacts of 5, 10, 15, and 20 J

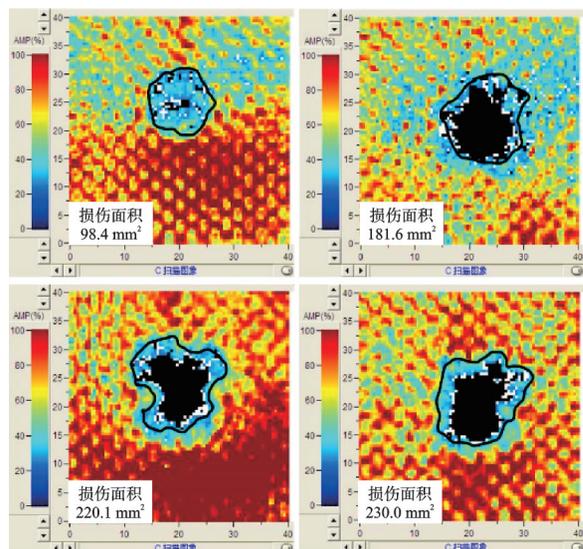


图 9 B 型蜂窝夹芯复合材料在 5、10、15 和 20 J 这 4 种能量冲击后 C 扫描图像

Fig.9 C-scan images of type B honeycomb sandwich composites after four energy impacts of 5, 10, 15, and 20 J

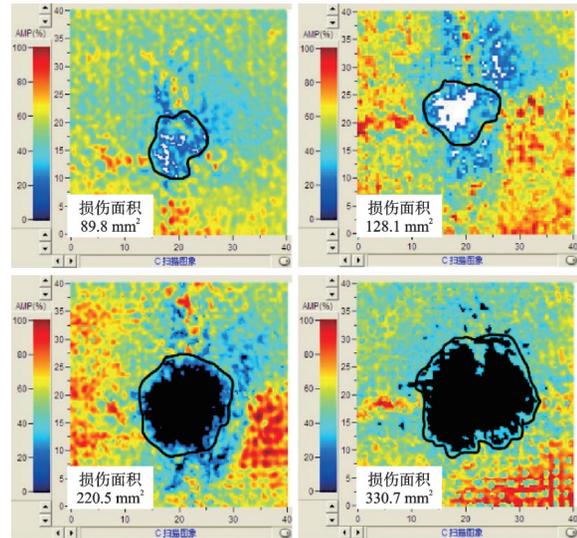


图 10 C 型蜂窝夹芯复合材料在 5、10、15 和 20 J 这 4 种能量冲击后 C 扫描图像

Fig.10 C-scan images of type C honeycomb sandwich composites after four energy impacts of 5, 10, 15, and 20 J

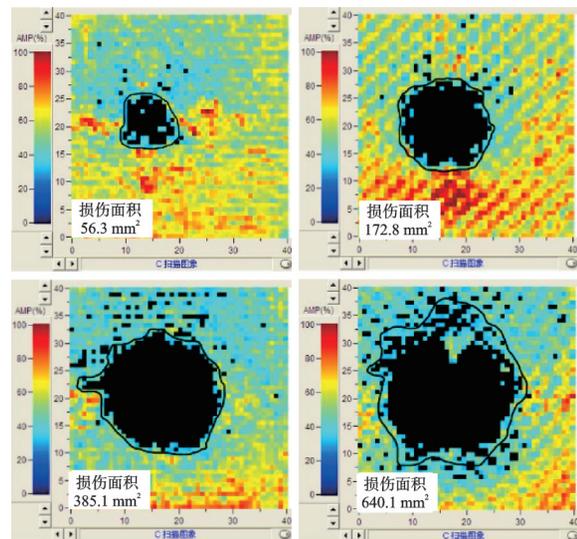


图 11 D 型蜂窝夹芯复合材料在 5、10、15 和 20 J 这 4 种能量冲击后 C 扫描图像

Fig.11 C-scan images of type D honeycomb sandwich composites after four energy impacts of 5, 10, 15, and 20 J

表 4 不同能量冲击损伤面积

Table 4 Impact damage area of different energies

试件	损伤面积/mm ²			
	5 J	10 J	15 J	20 J
A 型	80.5	151.2	204.8	226.0
B 型	98.4	181.6	220.1	230.0
C 型	89.8	128.1	220.5	330.7
D 型	56.3	172.8	385.1	640.1

面积扩展。相比之下,纯碳纤维面板的夹芯板受到冲击的损伤面积要远大于混杂面板的夹芯板。此外,层间混杂蜂窝夹芯复合材料在受到高能量冲击

时相较于层内混杂蜂窝夹芯复合材料表现出更大面积的损伤,表明其层间性能较差,更易出现分层和脱粘情况。

在不切割实际样品的情况下, Micro-CT 可以检测样品中的内部缺陷,并根据图像显示试样的每个横截面。图 12 至 15 显示了分别受到 5 和 15 J 能量冲击的试样 CT 图像,可以清楚地看到蜂窝夹芯复合材料上面板的冲击损伤区域。在蜂窝夹芯复合材料中,构成芯材的蜂窝夹芯的主要功能是连接

上、下面板并传递载荷。在上面板受到冲击时,面板中的经纱和纬纱以及蜂窝夹芯吸收了大部分冲击能量,因此在低冲击能量(5 J)下不会损坏下面板。然而,当上面板受到更高的冲击能量(15 J)时,冲击损伤区域近似圆形,且面积略大于冲头横截面积,沿冲头边缘存在环形的基体裂纹。同时芯材在上面板冲破后被完全压碎。这些结果表明了冲击能量对蜂窝夹芯复合材料损伤模式的显著影响。

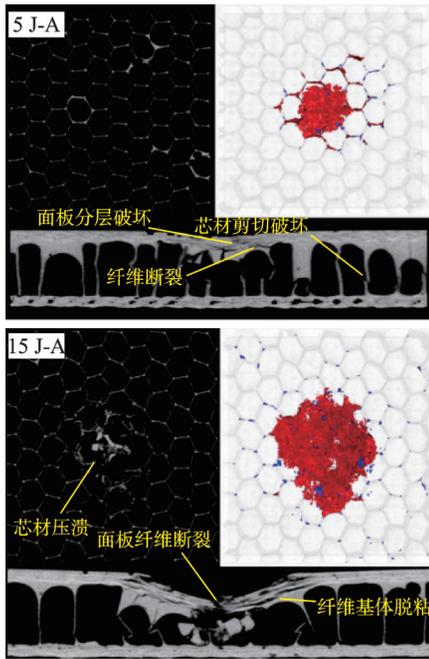


图 12 A 型试样在 5 和 15 J 冲击后 CT 图像

Fig.12 CT images of type A specimens after impact at 5 and 15 J

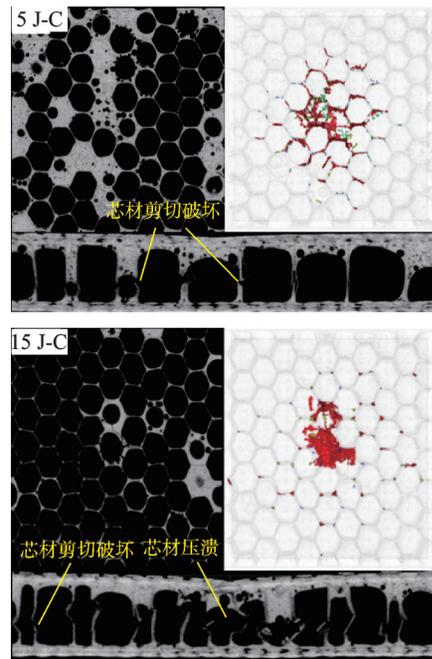


图 14 C 型试样在 5 和 15 J 冲击后 CT 图像

Fig.14 CT images of type C specimens after impact at 5 and 15 J

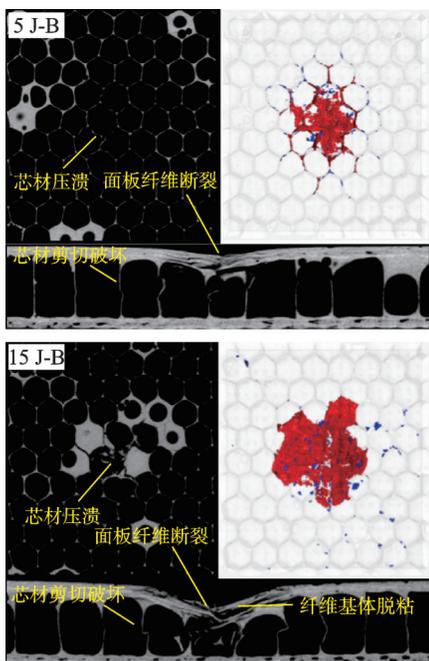


图 13 B 型试样在 5 和 15 J 冲击后 CT 图像

Fig.13 CT images of type B specimens after impact at 5 and 15 J

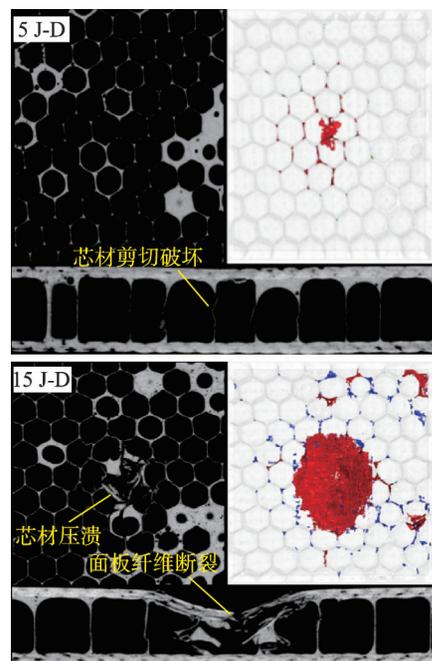


图 15 D 型试样在 5 和 15 J 冲击后 CT 图像

Fig.15 CT images of type D specimens after impact at 5 and 15 J

通过 CT 截面图像可以观察到几种损伤模式,包括面板纤维断裂、基体和纤维界面脱粘、基体开裂、芯材剪切破坏以及芯材压溃。当冲击能量为 5 J 时, A、B 型板的面板发生轻微的纤维断裂以及分层破坏,而 C、D 型板面板几乎未发现明显损伤。在冲击区域周围,4 种夹芯板均发生了芯材剪切破坏。当冲击能量为 15 J 时, A、B、D 型板面板发生了严重的纤维断裂以及纤维基体脱粘现象, C 型板面板并未受到严重损伤,主要破坏形式表现为芯材的剪切破坏和压溃。D 型板在受到冲击后,远离冲击区域依然能够检测出芯材损伤,而其他结构在冲击损伤区域外没有可见的损伤或结构变形。这表明 D 型板的损伤扩展性较强,反映出其特有的结构特性。

2.3 冲击后剩余压缩强度

在冲击后压缩过程中,4 种蜂窝夹芯复合材料的载荷-位移曲线如图 16 所示。在压缩起始阶段增长缓慢,夹具压实后所有试样均呈现出线性响应,试验件面内弹性承载,未见明显的面外变形和低速冲击凹坑扩展。随后,当载荷增加到凹坑失稳载荷时,面板凹坑处失效,面板凹坑边沿出现褶皱。由于冲击损伤区的局部屈曲,载荷-位移曲线呈现非线性增长趋势。当达到峰值载荷时,面板中心冲击损伤出现横向裂纹扩展,载荷下降,并开始沿横向急速扩展至面板两侧边。当出现贯穿横向的整体裂纹时,试样完全失去承载能力。由此可见,在压缩载荷作用下,含低速冲击损伤的复合材料蜂窝夹层结构的破坏是含低速冲击损伤面板凹坑区域失效导致的面板整体失效。如图 16(b) 所示, B 型蜂窝夹芯复合材料在压缩过程中表现出高于 A 型的压缩刚度和压缩强度,这是由于压缩方向上碳纤维比芳纶纤维具有更高的模量与强度。并且,4 类试样的压缩刚度和剩余压缩强度也直接受到冲击损伤面积的影响。随着冲击能量的增加,冲击损伤面积增大,试样的剩余压缩强度则随之减小。

在引入能量为 5、10、15 和 20 J 的冲击损伤后,各类试样的失效载荷及剩余压缩强度分别如表 5、6 所示。A 试样的强度较无损伤状态分别下降 7.9%、26.2%、29.4% 和 37.3%, B 试样的强度较无损伤状态分别降低了 13.2%、27.5%、29.7% 和 39.0%, C 试样的强度较无损伤状态分别降低了 15.2%、27.2%、34.3% 和 46.2%, D 试样的强度较无损伤状态分别降低了 24.4%、55.6%、72.0% 和 77.8%。如图 17 所示,通过比较可以看出, D 蜂窝夹芯复合材料的剩余压缩强度下降速度明显快于 A、B、C 试样,表明纯碳纤维复合材料更

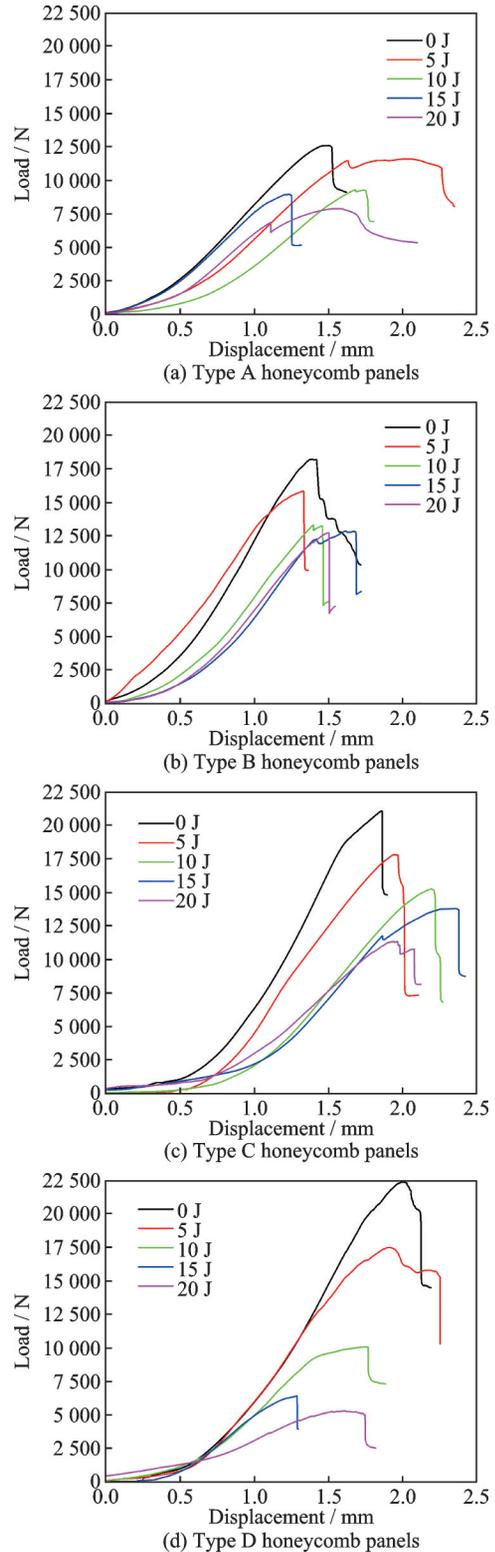


图 16 蜂窝夹芯复合材料冲击后压缩载荷-位移曲线对比
Fig.16 Comparison of compressive load-displacement curves of honeycomb sandwich composites after impact

容易受到冲击能量的影响。D 试样在受到冲击载荷后内部分层、脱粘现象更为显著。而 A 试样压缩方向为芳纶纤维,芳纶纤维断裂伸长率高,提高了层板的韧性,其受到冲击损伤后剩余强度下降最慢。

表 5 蜂窝夹芯复合材料冲击后压缩失效载荷

Table 5 Compressive failure load of honeycomb sandwich composites after impact

试样	失效载荷/kN				
	0 J	5 J	10 J	15 J	20 J
A 型	12.6	11.6	9.4	8.9	7.9
B 型	18.2	15.8	13.2	12.8	12.7
C 型	21.0	17.8	15.3	13.8	11.3
D 型	22.5	17.0	10.0	6.3	5.0

表 6 蜂窝夹芯复合材料冲击后剩余压缩强度

Table 6 Residual compressive strength of honeycomb sandwich composites after impact

试样	剩余压缩强度/MPa				
	0 J	5 J	10 J	15 J	20 J
A 型	17.1	15.7	12.7	12.1	10.7
B 型	25.3	22.0	18.3	17.8	17.6
C 型	29.9	25.4	21.8	19.7	16.1
D 型	33.7	25.5	15.0	9.4	7.5

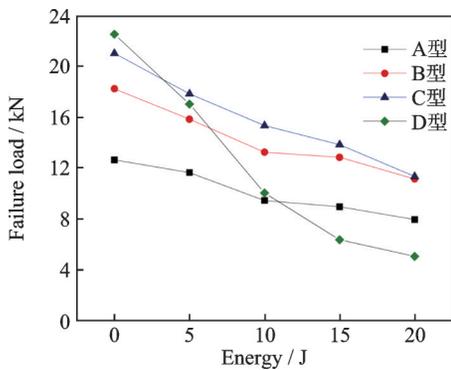


图 17 蜂窝夹芯复合材料冲击后压缩失效载荷对比

Fig.17 Comparison of compressive failure loads of honeycomb sandwich composites after impact

2.4 冲击后压缩损伤形貌

图 18 至图 21 展示了 4 类试验件在 15 J 能量冲击后,通过 DIC 技术观测的试样面外位移分布。压缩失效之前,4 类试验件面板冲击损伤区域出现局部屈曲。冲击孔周围的面板由于失去了芯材的连接与支撑产生了更大的面外位移,承压面板的刚度变化导致其载荷-位移曲线呈非线性增长,最终在中部冲击损伤区域发生裂纹扩展。芯材部分的蜂窝受到压缩载荷而压溃,试件出现横向整体断裂,失去承载能力。A、B、C、D 这 4 种试样在受 15 J 能量冲击后压缩过程中最大面外位移分别为 3.318、3.362、2.264 和 4.545 mm。对比发现,A、D 试样面板冲击损伤区域会出现更严重的局部屈曲,而 C 试样抵抗屈曲的能力最强。图 22 显示了引入 5 和 15 J 冲击损伤的蜂窝夹层结构冲击后压缩宏观破坏模式。从图中可以看出,所有试样的宏观破坏模

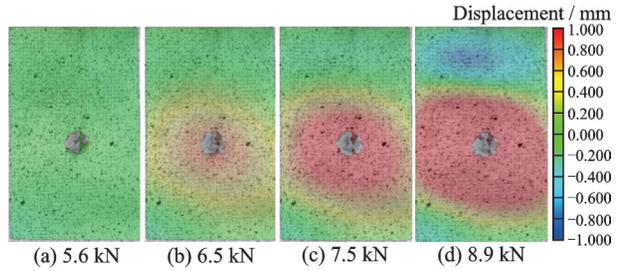


图 18 冲击后压缩试验中通过 DIC 获得的 A 试验件 15 J 冲击后试样面外位移分布

Fig.18 Distribution of out-of-plane displacement of 15 J specimens of specimen A obtained by DIC in post-impact compression test

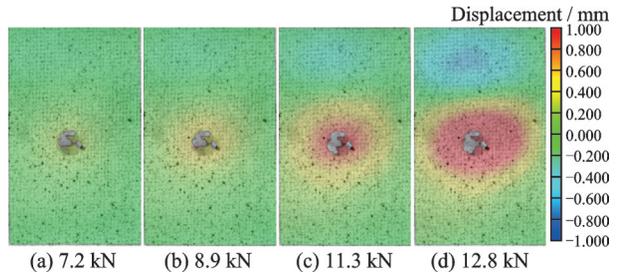


图 19 冲击后压缩试验中通过 DIC 获得的 B 试验件 15 J 冲击后试样面外位移分布

Fig.19 Distribution of out-of-plane displacement of 15 J specimens of specimen B obtained by DIC in post-impact compression test

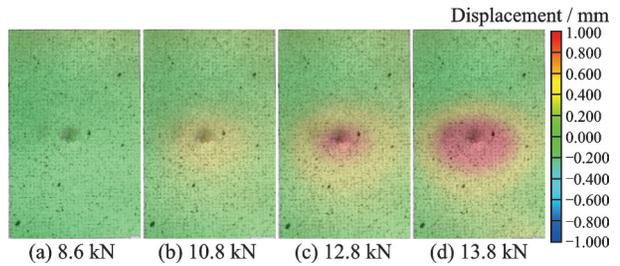


图 20 冲击后压缩试验中通过 DIC 获得的 C 试验件 15 J 冲击后试样面外位移分布

Fig.20 Distribution of out-of-plane displacement of 15 J specimens of specimens C obtained by DIC in post-impact compression test

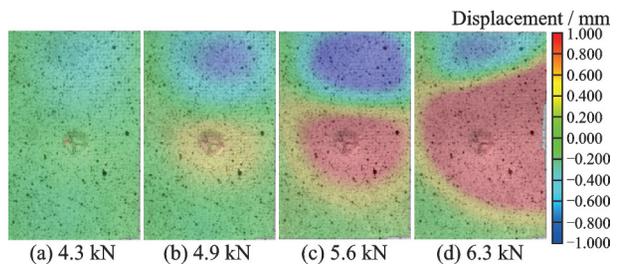


图 21 冲击后压缩试验中通过 DIC 获得的 D 试验件 15 J 冲击后试样面外位移分布

Fig.21 Distribution of out-of-plane displacement of 15 J specimens of specimen D obtained by DIC in post-impact compression test

式均为冲击损伤区域的横向整体断裂,少部分试样在压缩试验夹具夹持端出现裂纹。

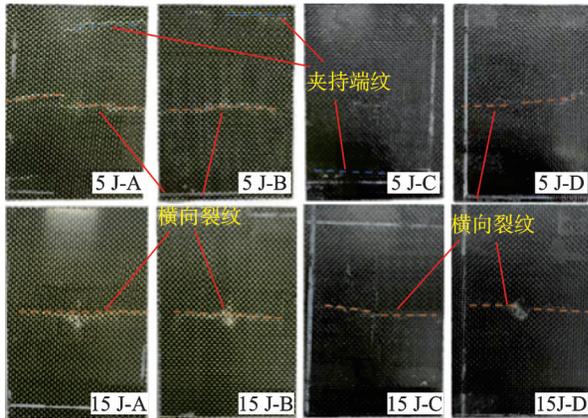


图 22 混杂复合材料夹芯结构冲击后压缩失效模式

Fig.22 Compressive failure mode of hybrid composite sandwich structure after impact

3 结 论

本文对复合材料蜂窝夹芯结构进行低速冲击以及冲击后压缩性能试验研究,对不同混杂方式面板的复合材料蜂窝夹芯板的损伤和失效进行了详细的分析,根据试验结果可以得出以下结论:

(1) 冲击试验结果表明,复合材料夹层结构主要通过破坏上、下面板和芯材来吸收能量,在不同冲击能量下,4类试样的冲击损伤面积随冲击能量的增加而增加,且碳纤维复合材料夹层结构的生长速度远快于碳/芳纶混杂复合材料夹层结构试样。

(2) 冲击试验后 Micro-CT 检测结果表明,在冲击损伤区域观察到的材料损伤模式主要包括面板纤维断裂、基体和纤维界面脱粘、基体开裂、芯材剪切破坏以及芯材压溃。混杂试样受冲击载荷作用后损伤仅存在于冲击附近区域,未向四周扩展,说明混杂复合材料夹层结构在局部损伤控制方面的优越性。

(3) 冲击后压缩试验表明,在引入不同能量的冲击损伤后,4类试样的剩余强度随着冲击能量的增大而减小,且碳纤维复合材料夹层结构的剩余强度减少速度远快于碳/芳纶混杂复合材料夹层结构。而层间混杂结构相较于层内混杂结构具有更高的压缩刚度和剩余压缩强度,碳纤维蜂窝夹芯结构初始压缩强度最大,但更容易受到低速冲击损伤的影响。

参考文献:

[1] REIS E M, RIZKALLA S H. Material characteristics of 3-D FRP sandwich panels[J]. Construction and Building Materials, 2007, 22(6): 1009-1018.

[2] HALDAR S, BRUCK H A. A new methodology for scaling the mechanics of pin-reinforcement in composite sandwich structures under compression using digital

image correlation[J]. Experimental Mechanics, 2015, 55(1): 27-40.

- [3] NOURI DAMGHANI M, MOHAMMADZADEH GONABADI A. Numerical study of energy absorption in aluminum foam sandwich panel structures using drop hammer test[J]. Journal of Sandwich Structures & Materials, 2019, 21(1): 3-18.
- [4] MORADA G, OUADDAY R, VADEAN A, et al. Low-velocity impact resistance of ATH/epoxy core sandwich composite panels: Experimental and numerical analyses[J]. Composites Part B: Engineering, 2017, 114: 418-431.
- [5] 李金矿, 万文玉, 刘闯. 形状记忆合金蜂窝结构抗冲击性能研究[J]. 应用数学和力学, 2024, 45(1): 34-44.
- LI Jinkuang, WAN Wenyu, LIU Chuang. Study on impact resistance of shape memory alloy honeycomb structures[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2024, 45(1): 34-44.
- [6] SAWANT R, PATEL M, PATEL S. Numerical analysis of honeycomb sandwich panels under blast load[J]. Materials Today: Proceedings, 2023, 87: 67-73.
- [7] 陈琨, 解江, 裴惠, 等. 明胶鸟弹撞击复合材料蜂窝夹芯板试验[J]. 复合材料学报, 2020, 37(2): 328-335.
- CHEN Kun, XIE Jiang, PEI Hui, et al. Experiment of composite honeycomb sandwich panels subjected to gelatin bird impact[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(2): 328-335.
- [8] 王鑫. 非对称蜂窝夹芯结构抗冲击性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- WANG Xin. Study on impact resistance of asymmetric honeycomb sandwich structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [9] ZHANG X Y, XU F, ZANG Y Y, et al. Experimental and numerical investigation on damage behavior of honeycomb sandwich panel subjected to low-velocity impact[J]. Composite Structures, 2020, 236: 111882.
- [10] KARAKOÇ A, FREUND J. Experimental studies on mechanical properties of cellular structures using Nomex® honeycomb cores[J]. Composite Structures, 2012, 94(6): 2017-2024.
- [11] NANAYAKKARA A, FEIH S, MOURITZ A P. Experimental analysis of the through-thickness compression properties of Z-pinned sandwich composites [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2011, 42(11): 1673-1680.
- [12] ZHOU G M, LIU C, CAI D A, et al. Shear behavior of 3D woven hollow integrated sandwich composites: Experimental, theoretical and numerical study[J]. Ap-

- plied Composite Materials, 2017, 24(4): 787-801.
- [13] ROZYLO P, DEBSKI H, KUBIAK T. A model of low-velocity impact damage of composite plates subjected to compression-after-impact (CAI) testing[J]. Composite Structures, 2017, 181: 158-170.
- [14] LIN Y Y, LI H G, KUANG N, et al. Experimental and numerical research on flexural behavior of fiber metal laminate sandwich composite structures with 3D woven hollow integrated core[J]. Journal of Sandwich Structures & Materials, 2022, 24(4): 1790-1807.
- [15] 赖家美, 莫明智, 黄志超, 等. 缝合碳纤维/泡沫夹芯复合材料损伤阻抗及损伤容限性能[J]. 高分子材料科学与工程, 2022, 38(1): 123-130.
LAI Jiamei, MO Mingzhi, HUANG Zhichao, et al. Damage resistance and damage tolerance performance of stitched carbon fiber/foam sandwich composites[J]. Polymer Materials Science & Engineering, 2022, 38(1): 123-130.
- [16] CHEN Y, HOU S J, FU K K, et al. Low-velocity impact response of composite sandwich structures: Modelling and experiment[J]. Composite Structures, 2017, 168: 322-334.
- [17] KLAUS M, REIMERDES H G, GUPTA N K. Experimental and numerical investigations of residual strength after impact of sandwich panels[J]. International Journal of Impact Engineering, 2012, 44: 50-58.
- [18] LEIJTEN J, BERSEE H E N, BERGSMA O K, et al. Experimental study of the low-velocity impact behaviour of primary sandwich structures in aircraft[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2009, 40(2): 164-175.
- [19] 张转. 混杂织物增强复合材料的制备、性能测试和防撞应用研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2019.
ZHANG Tuan. Study on preparation, performance test and anti-collision application of hybrid fabric reinforced composites[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2019.
- [20] GUSTIN J, JONESON A, MAHINFALAH M, et al. Low velocity impact of combination Kevlar/carbon fiber sandwich composites[J]. Composite Structures, 2005, 69(4): 396-406.
- [21] MIYASAKA C, KASANO H, SHULL P J. Damage analysis of CF/AF hybrid fabric reinforced plastic laminated composites with scanned image microscopy [C]//Proceeding of SPIE Smart Structures and Materials + Nondestructive Evaluation and Health Monitoring. San Diego, CA: [s.n.], 2004.
- [22] 张超锋, 都伟忠, 王伟利. 混杂复合材料蜂窝夹层结构冲击特性研究[J]. 机械强度, 2021, 43(6): 1309-1315.
ZHANG Chaofeng, DU Weizhong, WANG Weili. Study on low velocity impact characteristics of hybrid composite honeycomb sandwich structure [J]. Journal of Mechanical Strength, 2021, 43(6): 1309-1315.
- [23] 胡彦鹏. 碳纤维复合材料固化残余应变及变形研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2024.
HU Yanpeng. Study on curing residual strain and deformation of carbon fiber composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2024.
- [24] ASTM. Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event: D7136/D7136M-15[S]. Philadelphia: ASTM, 2005.
- [25] 谈庆明. 复合材料结构中的损伤效应的建模简化方法[J]. 国外科技新书评介, 2015(12): 22-23.
TAN Qingming. Modeling the effect of damage in composite structures simplified approaches[J]. Scientific & Technology Book Review, 2015(12): 22-23.
- [26] ASTM. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates: D7137/D7137M-12[S]. Philadelphia: ASTM, 2005.

(编辑: 胥橙庭)