

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2023.03.019

非对称夹芯结构低速冲击响应

高春赞^{1,2}, 陈启晖^{1,2}, 杜瑞奎^{1,2}, 赵贵哲^{1,2}, 贺星^{1,2}

(1. 中北大学材料科学与工程学院, 太原 030051; 2. 山西省高分子复合材料工程技术研究中心, 太原 030051)

摘要: 为研究非对称夹芯结构的低速冲击响应, 以环氧树脂/碳纤维复合材料层合板为面板, 以Nomex蜂窝为芯材制备蜂窝夹芯板, 通过落锤冲击试验研究了不同上下面板厚度比对夹芯结构抗低速冲击性能的影响。同时, 基于Hashin失效准则、渐进损伤模型、内聚力模型、理想弹塑性模型, 在有限元仿真软件ABAQUS中建立了碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP)面板/Nomex蜂窝夹芯板精细化低速冲击仿真模型, 仿真结果与试验结果吻合较好。结果表明, 当上下面板总厚度不变时, 增大上下面板的厚度比, 有助于提高夹芯结构的抗低速冲击性能, 且建立的有限元模型可以有效地预测蜂窝夹芯板的低速冲击响应和冲击损伤。通过提出的仿真模型, 观察并讨论了低速冲击响应下的结构内部损伤及演化过程。

关键词: 复合材料; 蜂窝夹芯板; 低速冲击; 有限元仿真

中图分类号: TB332 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2023)03-0113-08

Low-velocity Impact Response of Asymmetric Honeycomb Sandwich Structure

Gao Chunyun^{1,2}, Chen Qihui^{1,2}, Du Ruikui^{1,2}, Zhao Guizhe^{1,2}, He Xing^{1,2}

(1. School of Materials Science and Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. Research Center for Engineering Technology of Polymeric Composites of Shanxi Province, Taiyuan 030051, China)

Abstract : To study the low-velocity impact behavior of the asymmetric sandwich panel with carbon fiber/epoxy composites facesheets and Nomex honeycomb core, this paper presents the effects of different thickness ratios of top to bottom facesheets on the low-velocity impact resistance of sandwich structures with the hemisphere-head drop hammer impact test system. In addition, based on Hashin damage criteria, continuous damage mechanics models, cohesive element models and a refined low-velocity impact simulation model for honeycomb sandwich plate with carbon fiber reinforced polymer (CFRP) facesheets, adhesive films, hexagonal Nomex honeycomb core was established by finite element simulation software ABAQUS. The simulation results agree well with the experimental counterparts. The studies reveal that the low-velocity impact resistance of the sandwich structure can be effectively improved by increasing the thickness ratio of top to bottom facesheets when the total thickness remains the same. The established model can be used to predict the low-velocity impact response and impact damage effectively. More detailed responses, such as internal damage and evolution are discussed with the numerical model proposed.

Keywords : composites ; honeycomb sandwich panel ; low-velocity impact ; finite element simulation

作为一种轻质结构, 夹芯结构复合材料由于其高比刚度、高比强度和多功能性, 已广泛应用于各种工程领域, 如航空航天、船舶、车辆等^[1-3]。例如, 在NH90等军用直升机中, 复合材料部件的利用率达到90%左右^[4]。虽然夹芯结构复合材料在这些应用中具有显著的优势, 但夹芯结构容易受到各类冲

击载荷的影响, 例如掉落的工具、风载物体、鸟击、跑道碎片和运行中的轨道碎片等, 可能会使结构遭受冲击, 导致严重的局部损伤, 从而降低其刚度、强度和承载能力, 进而缩短其使用寿命, 带来安全隐患^[5-7]。因此, 深入了解低速冲击行为和失效机制对于夹芯结构复合材料更广泛的应用具有重要意义。

基金项目: 山西省高性能碳纤维及其复合材料研制和应用重点科技创新平台项目, 山西省基础研究计划资助项目(20210302123035)

通信作者: 杜瑞奎, 副教授, 主要研究方向为结构-功能一体化复合材料成型工艺研究

收稿日期: 2023-02-27

引用格式: 高春赞, 陈启晖, 杜瑞奎, 等. 非对称夹芯结构低速冲击响应[J]. 工程塑料应用, 2023, 51(3): 113-120.

Gao Chunyun, Chen Qihui, Du Ruikui, et al. Low-velocity impact response of asymmetric honeycomb sandwich structure[J]. Engineering Plastics Application, 2023, 51(3): 113-120.

夹芯结构复合材料由两个硬的薄面板和轻质的芯层组成。它可以在自然材料中被观察到,例如鸟喙、甲虫的翅膀、龟壳等^[8-10]。在进行结构设计时,夹芯结构上下面板通常采用具有厚度较薄,但高强度、高模量的材料来制备,常见的有金属薄板、纤维增强复合材料等^[11-14]。而芯层增加了惯性矩,赋予了夹芯结构复合材料通过芯层压缩吸收能量的能力,而质量几乎没有增加^[15],常见的有泡沫、蜂窝、波纹等^[16-18]。

蜂窝夹芯板尤其是带有纤维增强复合材料面板的蜂窝夹芯板,能够在达到一定刚度、强度的要求下有效地减轻结构质量,同时还具有高能量吸收率、阻振、隔热等优点,它克服了泡沫夹芯强度低的缺点以及瓦楞夹芯板设计差的劣势^[19]。目前,通过实验、数值模拟和理论研究,学者们对蜂窝夹芯板在载荷作用下发生的变形和破坏模式进行了大量的研究。Shin等^[20]比较了蜂窝夹芯板中,玻璃纤维织物/环氧树脂面板和金属铝面板之间的冲击响应和损伤特征,结果表明前者比后者具有更好的冲击性能。Shitta-Bey等^[21]的研究表明,蜂窝芯的单元尺寸在蜂窝结构低速冲击响应中起着关键作用。Wu等^[22]通过实验和模拟相结合的方法研究了碳纤维/铝蜂窝夹芯板结构参数对低速冲击响应的影响。He等^[23]采用实验和数值仿真相结合的方法,研究了碳纤维面板/铝蜂窝夹芯结构的低速冲击响应及其损伤状态。实验和数值结果表明,面板厚度、蜂窝芯的壁厚和边长对蜂窝结构的冲击性能有着显著的影响。Leijten等^[24]通过考虑不同冲击能量、材料和几何尺寸对冲击和冲击后压缩行为的影响,对低速冲击下的夹芯结构进行了实验研究。Sun等^[25]通过仿真模拟研究了不同前后面板厚度比对夹芯板变形程度的影响。

需要指出的是,虽然学者们已经对蜂窝夹芯板低速冲击的响应做了大量的研究工作,但是现有研究大多是以上下面板同材料同厚度的夹芯结构复合材料为研究对象进行的。现实中为了使设计的夹芯结构满足特定功能并具有更高的承载力,往往需要采用非对称夹芯结构,但迄今为止关于非对称夹芯结构低速冲击响应和失效机制的研究相对比较少。

为了解决上述问题,研究旨在阐明上下面板不同厚度比对蜂窝夹芯板抗低速冲击性能的影响。

为此,制备了具有不同面板厚度和相同蜂窝芯厚度的夹芯板,在不同的冲击能量下,对夹芯试样进行了落锤冲击试验,根据损伤形貌、峰值载荷、能量吸收表征了受冲击夹芯板的动态响应。此外,建立了复合材料面板层内和层间损伤的三维有限元模型,基于Hashin失效准则,采用渐进损伤模型预测了面板层内损伤的起始和演化,其中层间损伤通过内聚单元进行模拟。蜂窝芯采用精细化模型,考虑了蜂窝芯细胞壁的几何条件。该有限元模型可以预测夹芯结构的内部损伤以及低速冲击下的破坏机制,并为夹芯板的抗冲击设计思路提供一定的参考。

1 试验部分

1.1 主要原材料

T700 碳纤维预浸料:H-USN25000,树脂含量33%,宜兴市华恒高性能纤维织造有限公司;

环氧树脂胶膜:面芯粘结剂,面密度100 g/m²,黑龙江石化所;

Nomex 蜂窝:CMAG-CNC1,公称密度48 kg/m³,孔径尺寸2.75 mm,单壁厚0.05 mm,嘉兴雅港复合材料有限公司。

1.2 主要设备及仪器

热压罐:RYG-23型,西安龙德科技发展有限公司;

落锤冲击试验机:CEAST9350,美国Instron公司。

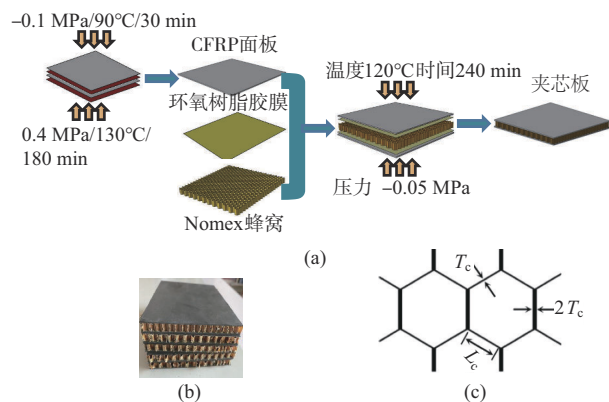
1.3 试样制备

夹芯板由两个碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP)面板和Nomex蜂窝芯组成,它们通过环氧树脂胶膜粘合在一起。面板采用T700/环氧树脂预浸料通过热压罐成型工艺制成,铺层顺序为[0/90]_n。面板、胶膜、蜂窝芯使用真空辅助成型工艺制成夹芯板,整个夹芯板制备工艺如图1所示。最后,使用切割机将夹芯板切割成100 mm×100 mm的试样。

1.4 性能测试

蜂窝夹芯结构复合材料低速冲击试验参考ASTM D7136/D7136M-2015,采用落锤冲击试验机进行,冲头采用半径为16 mm的半球形锤头,冲头质量为5.5 kg。

表1给出了用于低速冲击试验夹芯结构的详细结构参数与测试条件,其它结构参数保持不变,上、下面板总厚度为2 mm,改变上、下面板的厚度比 α 。 $\alpha=1/3$ 时,上面板厚度为0.5 mm,下面板厚度为1.5



a—制备工艺;b—夹芯板试样;c—蜂窝平面示意图

图1 蜂窝夹芯板试样

mm, $\alpha=1$ 时,上面板厚度为 1 mm,下面板厚度为 1 mm; $\alpha=3$ 时,上面板厚度为 1.5 mm,下面板厚度为 0.5 mm。

表1 蜂窝夹芯结构试样结构参数与测试条件

序号	编号	上面板厚度/mm	芯材厚度/mm	下面板厚度/mm	冲击能量/J
1	T0.5-H7-B1.5-E10	0.5	7	1.5	10
2	T0.5-H7-B1.5-E20	0.5	7	1.5	20
3	T1.0-H7-B1.0-E10	1.0	7	1.0	10
4	T1.0-H7-B1.0-E20	1.0	7	1.0	20
5	T1.5-H7-B0.5-E10	1.5	7	0.5	10
6	T1.5-H7-B0.5-E20	1.5	7	0.5	20

2 有限元仿真

2.1 仿真模型的建立

基于材料子程序 VUMAT,在有限元分析软件 ABAQUS 上建立蜂窝夹芯板在低速冲击下的精细化仿真模型,蜂窝夹芯板低速冲击示意图如图 2 所示。试件尺寸与试验保持一致。CFRP 面板的网格类型为 C3D8R,网格划分采用渐进过渡的疏密网格,密度从中心冲击区域到两边依次降低,网格大小为 0.5~2 mm。层间胶层采用零厚度 Cohesive 单元,网格单元类型为 COH3D8 单元。六边形蜂窝芯采用 S4R 单元,网格大小为 0.5 mm。冲头和夹具设置为刚体,网格类型为 R3D4,网格大小均为 0.5 mm。为简化分析,假设面板-芯材界面间完美接触,面板和蜂窝芯采用“Tie”绑定。夹具和面板、冲头和面板、蜂窝芯之间设置为通用接触,摩擦系数为 0.3^[26]。限制夹具所有自由度,冲头仅保留 Z 方向的

自由度。

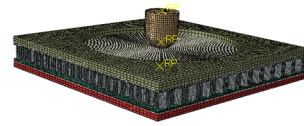


图2 蜂窝夹芯板低速冲击示意图

使用基于 Hashin 准则的渐进损伤模型模拟 CFRP 层合板的损伤和失效。Hashin 失效准则用于损伤起始,当复合材料层合板中的单元应力达到上述失效判据后,该处材料性能会下降,调用子程序 VUMAT 设置刚度退化来控制损伤演化^[27],并通过 VUMAT 定义了共 12 个状态变量。其中,SDV1 为纤维拉伸损伤变量,SDV2 为纤维压缩损伤变量,SDV3 为基体拉伸损伤变量,SDV4 为基体压缩损伤变量,层合板材料属性见表 2。层间的损伤采用内聚力单元模拟,内聚力单元可以有效预测分层损伤的起始、演化以及最终分层的发生,内聚力单元材料参数见表 3^[28]。

表2 CFRP 层合板材料属性

参数	数值	参数	数值
E_{11}/GPa	130	G_{23}/GPa	3.8
E_{22}/GPa	7.7	X_T/MPa	1950
E_{33}/GPa	7.7	X_C/MPa	1 015
μ_{12}	0.3	Y_T/MPa	75
μ_{13}	0.3	Y_C/MPa	220
μ_{23}	0.33	S_{12}/MPa	150
G_{12}/GPa	4.8	S_{13}/MPa	150
G_{13}/GPa	4.8	S_{23}/MPa	150

注: E 为拉伸弹性模量; μ 为泊松比; G 为剪切弹性模量; X_T 为纤维方向拉伸强度; X_C 为纤维方向压缩强度; Y_T 为基体方向拉伸强度; Y_C 为基体方向压缩强度; S 为剪切强度。

表3 内聚力单元材料参数

参数	数值
$K_n/(\text{GPa} \cdot \text{mm}^{-1})$	120
$K_s=K_t/(\text{GPa} \cdot \text{mm}^{-1})$	43
N/MPa	30
$S=T/\text{MPa}$	50
$G_{IC}/(\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	520
$G_{IIC}=G_{IIIC}/(\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	920

注: K_n, K_s, K_t 为内聚力模型刚度; N, S, T 分别表示 3 个方向的界面强度; $G_{IC}, G_{IIC}, G_{IIIC}$ 分别表示 3 个方向的断裂能。

2.2 模型验证

以试样 T0.5-H7-B1.5-E10 为例,以本文的试验参数为参照,将仿真模拟计算结果与试验结果进行对比。仿真和试验结果接触载荷-时间曲线和能量吸收-时间曲线如图 3 所示,仿真曲线与试验曲线在趋势上有良好的一致性。以此模型进行仿真计算,

仿真预测的峰值载荷和试验值对比见表4。其中,仿真预测的峰值载荷略大于试验值,最大误差为9.8%,这主要是由于制造缺陷以及界面粘附削弱了蜂窝夹芯板的结构刚度,模拟时没有考虑这些因素。而能量吸收值的预测结果略小于测量结果,这主要是因为模拟时结构较大的刚度使冲头以较高的速度反弹^[23],最大误差为-4.9%,具体数据见表4。以上可以发现仿真与试验的误差在合理范围内,所建立的有限元模型可以有效预测蜂窝夹芯板的低速冲击响应。

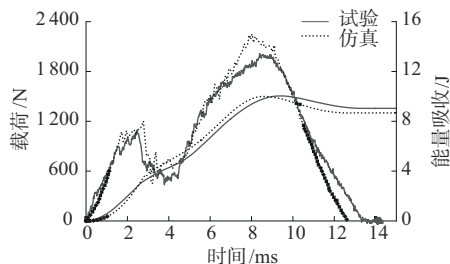


图3 试样T0.5-H7-B1.5-E10的接触载荷-时间曲线、能量吸收-时间曲线仿真与试验对比

表4 冲击后接触力峰值和能量吸收值仿真与试验误差

序号	试样	误差/%	
		第一峰值载荷	能量吸收
1	T0.5-H7-B1.5-E10	9.8	-3.6
2	T0.5-H7-B1.5-E20	8.3	-3.9
3	T1.0-H7-B1.0-E10	8.9	-4.8
4	T1.0-H7-B1.0-E20	8.3	-1.6
5	T1.5-H7-B0.5-E10	3.1	-4.9
6	T1.5-H7-B0.5-E20	8.5	-3.1

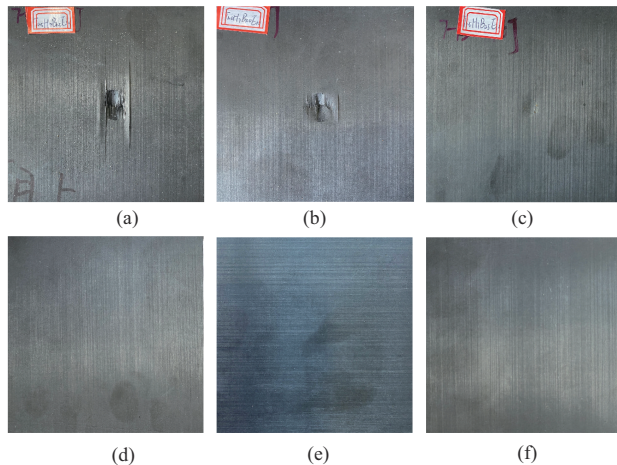
3 结果与分析

3.1 不同上下面板厚度比对结构抗低速冲击性能的影响

(1) 冲击损伤。

为了研究上、下面板不同厚度比对蜂窝夹芯板结构抗低速冲击性能的影响,测试了3种不同上、下面板厚度比的试样在10 J和20 J冲击能量下的冲击响应,损伤情况如图4和图5所示。在10 J的冲击能量下, $\alpha=1/3$, $\alpha=1$, $\alpha=3$ 的试样下面板均未观察到可视损伤; $\alpha=1/3$ 的试样上面板可以明显观察到十字形裂痕及严重的纤维断裂和基体损伤; $\alpha=1$ 的试样上面板出现半球形凹坑,但还有部分纤维处于连续状态; $\alpha=3$ 的试样上面板仅出现轻微压痕;试样的损伤程度随着 α 的增大而减小。当冲击能量为20 J时, $\alpha=1/3$ 和 $\alpha=1$ 的试样上面板均几乎完全穿透,且下面板均出现裂纹损伤, $\alpha=1/3$ 和 $\alpha=1$ 的试样下面板裂纹长度分别为31 mm,25 mm; $\alpha=3$ 的试样上面板出现

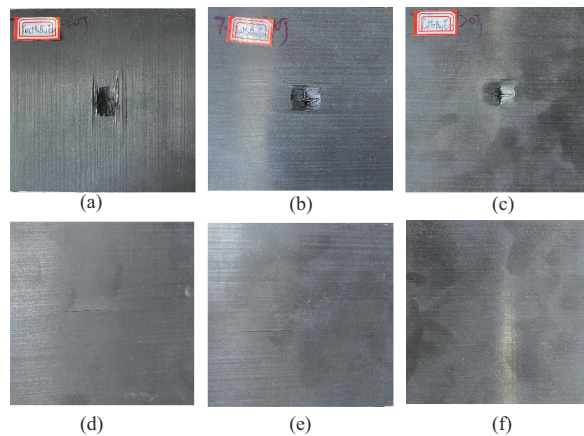
不连续断裂,且下面板未出现裂纹。这表明,在低速冲击下,保持上、下面板总厚度不变,上、下面板厚度比越大,试样损伤越小,表现出较好的抗冲击性能。



上面板:a— $\alpha=1/3$,10 J;b— $\alpha=1$,10 J;c— $\alpha=3$,10 J

下面板:d— $\alpha=1/3$,10 J;e— $\alpha=1$,10 J;f— $\alpha=3$,10 J

图4 10 J冲击能量下不同上、下面板厚度比蜂窝夹芯板的冲击损伤



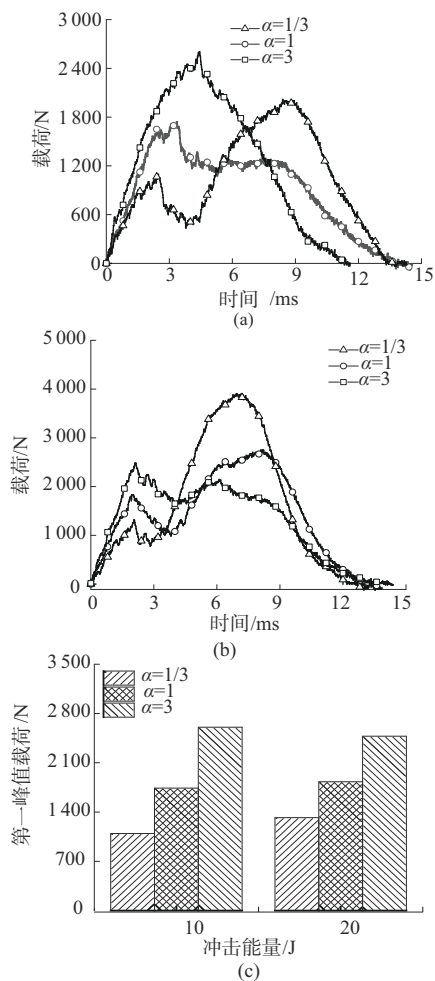
上面板:a— $\alpha=1/3$,20 J;b— $\alpha=1$,20 J;c— $\alpha=3$,20 J

下面板:d— $\alpha=1/3$,20 J;e— $\alpha=1$,20 J;f— $\alpha=3$,20 J

图5 20 J冲击能量下不同上下面板厚度比蜂窝夹芯板的冲击损伤

(2) 接触载荷-时间曲线。

结构的低速冲击响应可以用载荷-时间曲线表示,如图6所示,当冲击能量为10 J时,载荷-时间曲线出现3种不同的类型,分别为单峰曲线、单峰-平台区曲线、双峰曲线。 $\alpha=3$ 时,载荷-时间曲线具有典型的上升和下降阶段,具有单个峰值载荷,上面板仅观察到轻微的压痕,在接触力载荷达到峰值后,冲头反弹回来。 $\alpha=1$ 时,载荷-时间曲线只有一个峰值载荷,随后是延长的平台区,当载荷达到峰值时,纤维断裂,载荷急剧下降,之后,随着冲头下

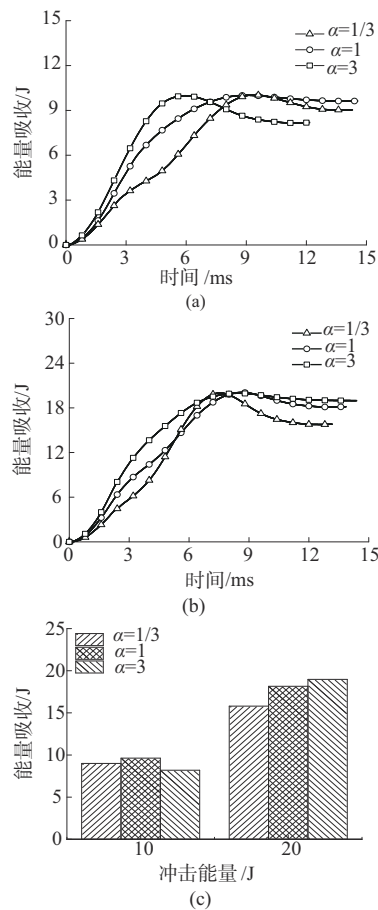


a—10 J; b—20 J; c—不同冲击能量下第一峰值载荷对比
图6 10 J、20 J冲击能量下不同上下面板厚度比蜂窝夹芯板的
载荷-时间曲线

移,通过蜂窝芯的屈曲压碎提供稳定的阻力载荷,相应的曲线在峰值载荷之后出现一段平台区。 $\alpha=1/3$ 时,载荷-时间曲线是具有两个峰值的双峰曲线,此时冲头冲透上面板并接触下面板。从图6可以观察到,随着 α 的增大,曲线的斜率也逐渐增大,表明上面板厚度的增加增强了结构的初始刚度。同时,随着 α 的增大,第一峰值载荷逐渐增大。当冲击能量为20 J时,3个试样的冲击类型均为双峰曲线,冲头均已接触下面板,此时, $\alpha=1/3$, $\alpha=1$, $\alpha=3$ 的试样第一峰值载荷分别为1 320,1 830,2 478 N,随着 α 的增大,曲线的斜率增大, $\alpha=1$, $\alpha=3$ 的试样第一峰值载荷比 $\alpha=1/3$ 的试样分别增大了38.6%,87.7%。可见,保持上、下面板总厚度不变,增大上、下面板厚度比可以使蜂窝夹芯板的初始刚度增大,承载载荷能力增强。

(3)能量吸收-时间曲线。

图7为不同能量下3种夹芯结构吸收能量随时间变化的曲线。当冲击能量为10 J时,能量吸收-时间曲线对应载荷-时间曲线也出现3种不同的类型。当 $\alpha=3$ 时,夹芯板吸收的能量在冲击开始后快速增加,曲线在达到峰值后出现较大回落,这表明在冲头回弹之前,相当一部分弹性能量存储在夹芯板中,冲头回弹后存储在夹芯板中的弹性能量最后转换为冲头的动能。当 $\alpha=1$ 时,吸收的能量-时间曲线首先在冲头接触上面板的位置处急剧上升,纤维断裂开始后,曲线的上升变得缓慢,冲头使断裂的面板撕裂,芯部压碎,并随着摩擦阻力下滑,直至冲头回弹,但反弹期间恢复的弹性能量很少。当 $\alpha=1/3$ 时,初始阶段对应的能量吸收曲线趋势与其它两种曲线类似,能量急剧上升,随后主要以Nomex蜂窝芯在上面板完全穿透后吸收能量,使能量吸收斜率降低,最后,冲头撞击下面板,然后下部面板起到了吸收能量的关键作用,使能量吸收斜率再次升高。当冲击能量为20 J时, $\alpha=1/3$, $\alpha=1$, $\alpha=3$ 的试样能量



a—10 J; b—20 J; c—不同冲击能量下能量吸收值对比
图7 10 J、20 J冲击能量下不同上下面板厚度比蜂窝夹芯板的
能量吸收-时间曲线

吸收值分别为 15.8, 18.2, 19.0 J, $\alpha=1, \alpha=3$ 的试样能量吸收值比 $\alpha=1/3$ 的试样分别增加了 15.2%, 20.3 %。这表明当冲击能量为 20 J 时,上下面板厚度比的增加增大了蜂窝结构的能量吸收。

3.2 蜂窝夹芯结构低速冲击失效机制分析

数值仿真模拟可以进一步探索结构的失效机制,预测复合材料夹芯板的损伤演化过程。

冲击能量为 10 J 时,不同上、下面板厚度比的试样的上面板预测损伤轮廓如图 8 所示。 $\alpha=1/3$ 时,上面板冲击中心单元已被删除,呈十字形,这表明上面板遭受严重损伤,出现纤维断裂、基体开裂和层间分层翘起; $\alpha=1$ 时,上面板有轻微的纤维损伤,基体损伤和层间分层; $\alpha=3$ 时,上面板主要是基体损伤、层间分层。这表明,随着上面板厚度的增加,夹芯板上面板的主要失效模式从纤维断裂、基体开裂、层间分层转变为基体损伤和分层损伤。

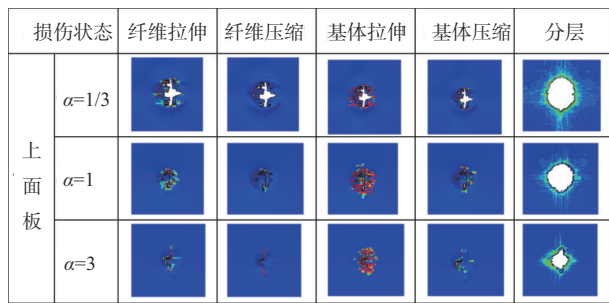


图 8 10 J 冲击能量下试样的预测冲击损伤

当冲击能量为 20 J 时,不同上、下面板厚度比的试样的上、下面板预测损伤轮廓如图 9 所示。典型的十字形间隙出现在上面板冲击区周围,上面板都

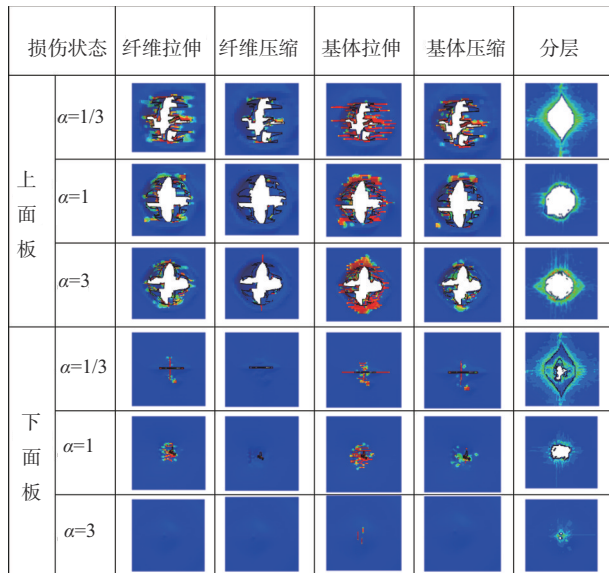


图 9 20 J 冲击能量下试样的预测冲击损伤

受到了更严重的损伤,主要的失效模式仍然是纤维断裂和基体开裂和分层。同时, $\alpha=1/3$ 和 1 时,下面板出现一字型间隙,表明下面板出现裂纹,这与试验结果非常相似, $\alpha=3$ 时,下面板中没有出现间隙,这意味着没有出现可视损伤,模拟结果与试验结果相吻合。

以 T0.5-H7-B1.5-E20 (冲击能量 20 J, $\alpha=1/3$) 为例,模拟冲击过程中材料损伤的起始和演化^[29],典型试样损伤和失效模式图如图 10 所示。在初始阶段,轻微的基体损伤出现,蜂窝芯细胞壁屈曲,而没有纤维损伤。在大约 0.75 ms 时,基体拉伸损伤增长,此时纤维损伤并没有出现,随着冲击时间的增加,基体拉伸损伤和分层损伤不断增加。在 1.28 ms 时上面板的底层出现了轻微的纤维拉伸损伤,蜂窝芯出现损伤,冲击载荷的增长率降低,随后,蜂窝芯损伤随着面板变形而扩展。之后,在 2.06 ms 左右,能观察到大量的基体损伤,但并没有可视纤维损伤,此时,接触载荷达到峰值约 1 320 N,随后,上面板表面发生纤维断裂,导致载荷骤降,观察到基体开裂和蜂窝芯损伤的扩展。接着,冲头在摩擦力的作用下继续向下移动,与夹芯板的失效上面板和蜂窝芯相互作用,同时,蜂窝芯的细胞壁逐渐折叠和压碎,并起到抗冲击的作用,曲线出现一段平台区。冲头继续下移,在 2.86 ms 左右接触下面板,下面板底层出现轻微的基体拉伸损伤,随着冲击时间的增加,下面板基体损伤和层间分层继续扩展,在 4.85 ms 左右下面板出现纤维拉伸损伤,冲头继续下移,在 7.35 ms 左右开始反弹,接触载荷达到第二个峰值,纤维和基体损伤以及分层在载荷下降后几乎一直持续到卸载阶段。

4 结论

利用落锤冲击试验研究了碳纤维/Nomex 蜂窝夹芯结构复合材料的低速冲击响应及其损伤状态,探讨了上、下面板厚度比对冲击损伤、冲击载荷、能量吸收的影响。同时,还建立了一个有限元模型,以全面、清晰地了解冲击行为,主要结论如下:

(1) 低速冲击可以在夹芯结构中引起不同的损伤模式,冲击中心区域出现永久性凹痕。较小的冲击能量下,仅上面板观察到可视损伤,上、下面板厚度比越大,上面板损伤越小。对于较大的冲击能量,上面板损伤更严重,下面板开始观察到可视损伤,上、下面板厚度比越大,下面板损伤越小。由此

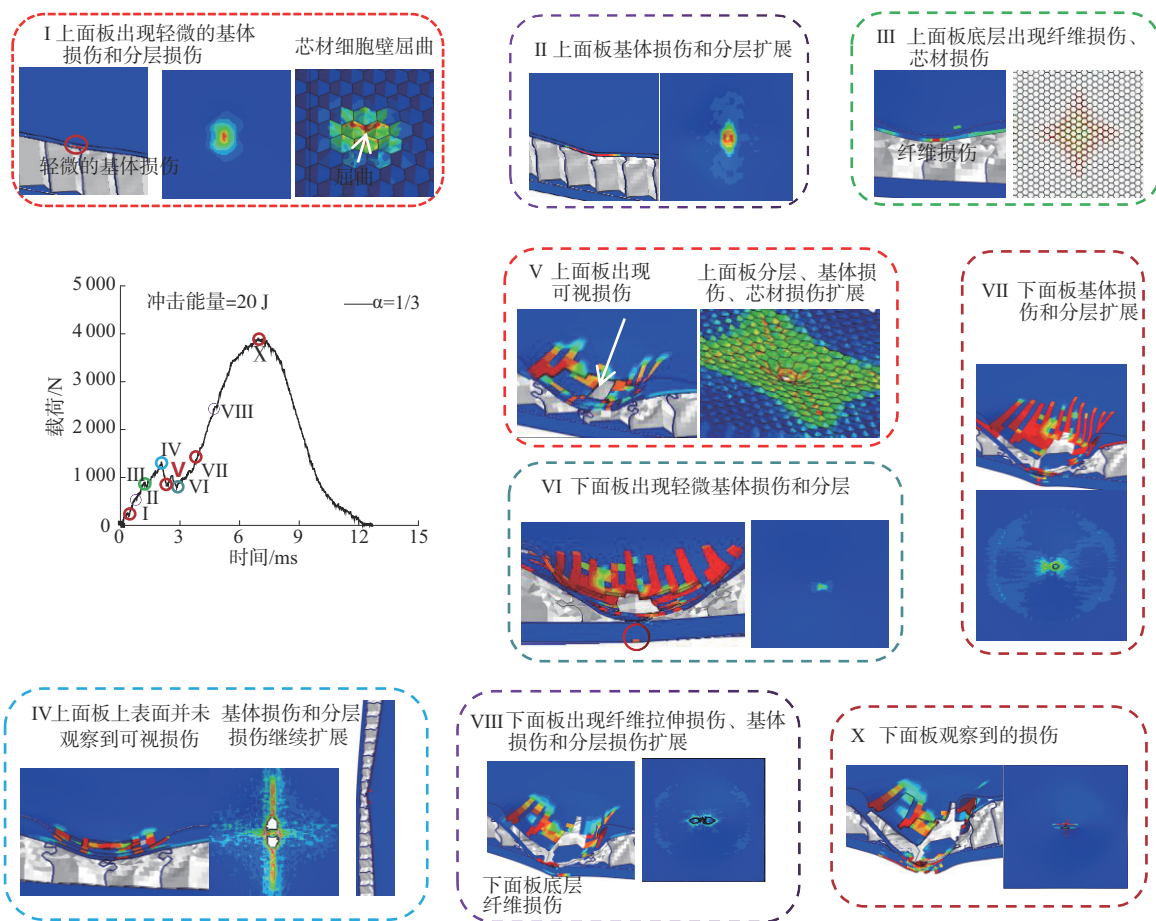


图10 典型试样损伤和失效模式图

可见,在上、下面板总厚度不变时,上面板厚度越大,试样损伤程度越小,表现出越好的抗低速冲击性能。

(2) 随着上、下面板厚度比的增加,第一峰值载荷、初始刚度随之增加,能量吸收也随之变化。由此可知,上、下面板的面板厚度比对蜂窝夹芯结构的抗低速冲击性能具有显著的影响。

(3) 建立的有限元模型可以准确地预测蜂窝夹芯板的低速冲击响应,仿真结果和试验数据在接触载荷、能量吸收和损伤状态方面有较好的一致性。

(4) 模拟预测了蜂窝夹芯板在低速冲击下的失效机制。分层损伤和基体损伤是低冲击能量情况下及冲击初始阶段的主要失效模式;随着冲击能量的增加,上面板受到严重损伤,主要失效模式为纤维断裂和基体开裂,下面板随着冲击能量的大小出现不同程度的损伤,损伤从下面板底层开始。

参考文献

[1] Castanić B, Bouvet C, Ginot M. Review of composite sandwich structure in aeronautic applications[J]. Composites Part C: Open Access, 2020, 100. DOI:10.1016/j.jcomc.2020.100004.

[2] Crupi V, Epasto G, Guglielmino E. Comparison of aluminium sandwiches for light eight ship structures: Honeycomb vs. foam[J]. Marine structures, 2013, 30:74-96.

[3] Xiao Zhi, Fang Jianguang, Sun Guangyong, et al. Crashworthiness design for functionally graded foam-filled bumper beam[J]. Advances in engineering software, 2015, 85:81-95.

[4] Castanić B, Aminanda Y, Barrau J J, et al. Discrete modeling of the crushing of nomex honeycomb core and application to impact and post-impact behavior of sandwich structures[M]//Dynamic failure of composite and sandwich structures. Dordrecht: Springer Netherlands, 2013:427-489.

[5] Hazizan M A, Cantwell W J. The low velocity impact response of an aluminium honeycomb sandwich structure[J]. Composites Part B: Engineering, 2003, 34(8):679-687.

[6] Taraghi I, Fereidoon A. Non-destructive evaluation of damage modes in nanocomposite foam-core sandwich panel subjected to low-velocity impact[J]. Composites Part B: Engineering, 2016, 103: 51-59.

[7] Sabah S H A, Kueh A B H, Al-Fasih M Y. Comparative low-velocity impact behavior of bio-inspired and conventional sandwich composite beams[J]. Composites Science and Technology, 2017, 149:64-74.

- [8] Rhee H, Horstemeyer M F, Hwang Y, et al. A study on the structure and mechanical behavior of the *Terrapene carolina* carapace: A pathway to design bio-inspired synthetic composites[J]. *Materials Science and Engineering: C*, 2009, 29(8):2 333–2 339.
- [9] Chen Jinxiang, Gu Chenglong, Guo Shijie, et al. Integrated honeycomb technology motivated by the structure of beetle forewings[J]. *Materials Science and Engineering: C*, 2012, 32(7):1 813–1 817.
- [10] Qi Chang, Jiang Feng, Yang Shu. Advanced honeycomb designs for improving mechanical properties: A review[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2021, 227. DOI: 10.1016/j.compositesb.2021.109393.
- [11] Wang Zhonggang, Li Zhendong, Xiong Wei. Experimental investigation on bending behavior of honeycomb sandwich panel with ceramic tile face-sheet[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2019, 164:280–286.
- [12] Gilioli A, Sbarufatti C, Manes A, et al. Compression after impact test (CAI) on NOMEX™ honeycomb sandwich panels with thin aluminum skins[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2014, 67: 313–325.
- [13] Zhang Yanqin, Zong Zhijian, Liu Qiang, et al. Static and dynamic crushing responses of CFRP sandwich panels filled with different reinforced materials[J]. *Materials & Design*, 2017, 117:396–408.
- [14] Tan C Y, Akil H M. Impact response of fiber metal laminate sandwich composite structure with polypropylene honeycomb core[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2012, 43(3):1 433–1 438.
- [15] Sun Guangyong, Chen Dongdong, Wang Hongxu, et al. High-velocity impact behaviour of aluminium honeycomb sandwich panels with different structural configurations[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2018, 122:119–136.
- [16] Zhang S, Dulieu-Barton J M, Thomsen O T. The effect of temperature on the failure modes of polymer foam cored sandwich structures[J]. *Composite Structures*, 2015, 121:104–113.
- [17] Wang Hongxu, Ramakrishnan K R, Shankar K. Experimental study of the medium velocity impact response of sandwich panels with different cores[J]. *Materials & Design*, 2016, 99:68–82.
- [18] Wei Kai, Peng Yong, Qu Zhaoliang, et al. High temperature mechanical behaviors of lightweight ceramic corrugated core sandwich panel[J]. *Composite Structures*, 2017, 176:379–387.
- [19] Xie Suchao, Feng Zhejun, Zhou Hui, et al. Three-point bending behavior of Nomex honeycomb sandwich panels: Experiment and simulation[J]. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2021, 28(18):1 917–1 931.
- [20] Shin K B, Lee J Y, Cho S H. An experimental study of low-velocity impact responses of sandwich panels for Korean low floor bus[J]. *Composite Structures*, 2008, 84(3):228–240.
- [21] Shitta-Bey O T, Carruthers J J, Soutis C, et al. The localized low-velocity impact response of aluminium honeycombs and sandwich panels for occupant head protection: Experimental characterization and analytical modelling[J]. *International Journal of Crashworthiness*, 2007, 12(5):549–558.
- [22] Wu Yinghan, Liu Qiang, Fu Jie, et al. Dynamic crash responses of bio-inspired aluminum honeycomb sandwich structures with CFRP panels[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2017, 121: 122–133.
- [23] He Wentao, Yao Lu, Meng Xiangjian, et al. Effect of structural parameters on low-velocity impact behavior of aluminum honeycomb sandwich structures with CFRP face sheets[J]. *Thin-Walled Structures*, 2019, 137:411–432.
- [24] 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.
- [25] Sun Guangyong, Huo Xintao, Wang Hongxu, et al. On the structural parameters of honeycomb-core sandwich panels against low-velocity impact[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2021, 216. DOI:10.1016/j.compositesb.2021.108881.
- [26] Zhang Taotao, Yan Ying, Li Jianfeng. Experiments and numerical simulations of low-velocity impact of sandwich composite panels [J]. *Polymer Composites*, 2017, 38(4):646–656.
- [27] Kubher S, Gururaja S, Zitoun R. Coupled thermo-mechanical modeling of drilling of multi-directional polymer matrix composite laminates[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2022, 156:106 802–106 816.
- [28] Feng D, Aymerich F. Damage prediction in composite sandwich panels subjected to low-velocity impact[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2013, 52:12–22.
- [29] Zhang Xiaoyu, Xu Fei, Zang Yuyan, et al. Experimental and numerical investigation on damage behavior of honeycomb sandwich panel subjected to low-velocity impact[J]. *Composite Structures*, 2020, 236. DOI:10.1016/j.compstruct.2020.111882.