

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.01.011

碳-玻璃纤维混杂层合复合材料弹击后剩余强度预测

曹海英¹, 于健², 汪振兴³, 熊欣³, 崔韦³, 周储伟¹

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学通用航空与飞行学院, 常州 213300; 3. 中国直升机设计研究所, 天津 300450)

摘要: 为研究碳-玻璃纤维混杂层合板在弹击作用下的损伤特征及其剩余承载性能, 本文结合实验测试、无损检测与有限元模拟方法, 对典型直升机桨叶混杂层合板在不同入射角条件下的弹击损伤形貌及剩余强度进行了系统研究。首先, 通过 90° 与 22.5° 两种入射角的弹击试验, 结合 (Computed tomography, CT) 扫描技术分析弹孔形貌及内部损伤分布规律。结果表明, 入射角对弹击损伤形态及剩余拉伸承载能力具有显著影响, 斜向入射条件下的真实内部损伤范围明显大于表面可视弹孔区域, 试件的剩余拉伸强度整体降低且离散性增大。进一步建立了考虑弹孔几何与损伤分布特征的有限元模型, 并通过用户子程序引入损伤因子 (User-defined material subroutine, UMAT) 描述材料强度退化, 实现了弹击后拉伸失效过程的数值模拟。有限元预测结果与实验结果总体误差控制在 ±15% 以内, 验证了模型在预测弹击后层合板剩余拉伸强度方面的有效性。相关研究可为直升机桨叶等关键复合材料结构在受弹击后的损伤评估与损伤容限设计提供参考。

关键词: 碳-玻璃纤维混杂层合板; 弹击损伤; 剩余强度; 无损评估; 有限元法

中图分类号: TH145.9; O347.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2026)01-0127-07

Prediction of Residual Strength of Carbon/Glass Fiber Hybrid Laminated Composites after Ballistic Impact

CAO Haiying¹, YU Jian², WANG Zhenxing³, XIONG Xin³, CUI Wei³, ZHOU Chuwei¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. College of General Aviation and Flight, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Changzhou 213300, China; 3. China Helicopter Research and Development Institute, Tianjin 300450, China)

Abstract: This study investigates the ballistic impact damage characteristics and residual tensile strength of carbon fiber/ glass fiber hybrid laminates using a combination of experimental testing, computed tomography (CT)-based damage characterization, and finite element modeling. Ballistic impact experiments are conducted at incidence angles of 90° and 22.5°, and the corresponding impact hole morphology and internal damage distribution are analyzed using CT. The results show that the incidence angle significantly affects both the impact-induced damage and the residual tensile load-bearing capacity. Oblique impacts produce a substantially larger internal damage region than the visually observable impact hole, resulting in reduced residual tensile strength and increased data scatter. A finite element model incorporating the impact hole geometry and damage distribution is developed, in which a damage factor is implemented via a user-defined material subroutine (UMAT) to account for strength degradation. The numerical predictions agree well with the experimental results, with deviations generally within ±15%, demonstrating the capability of the

基金项目: 中国博士后科学基金(2023M741691); 电磁信息控制与效应全国重点实验室开放基金(20240105)。

收稿日期: 2025-11-03; **修订日期:** 2025-12-28

通信作者: 于健, 男, 博士, 讲师, E-mail: ianyujian@qq.com。

引用格式: 曹海英, 于健, 汪振兴, 等. 碳-玻璃纤维混杂层合复合材料弹击后剩余强度预测[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(1): 127-133. CAO Haiying, YU Jian, WANG Zhenxing, et al. Prediction of residual strength of carbon/glass fiber hybrid laminated composites after ballistic impact[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2026, 58(1): 127-133.

proposed model to predict the residual tensile strength of impact-damaged laminates. The findings provide a basis for damage assessment and damage-tolerant design of composite structures such as helicopter rotor blades subjected to ballistic impacts.

Key words: carbon/glass fiber hybrid laminate; ballistic impact; residual strength; non-destructive evaluation; finite element method

随着航空航天装备向轻量化与高性能方向持续发展,复合材料因其优异的比强度、比刚度及抗疲劳性能,已广泛应用于直升机桨叶、机翼蒙皮及防护结构等关键部位^[1-3]。然而,此类结构在服役过程中不可避免地会遭受高速异物(如冰雹、鸟体或弹丸)的撞击,引发的局部损伤会导致结构刚度与强度显著下降,严重时甚至威胁飞行安全^[4-6]。因此,深入揭示复合材料层合板在弹击作用下的损伤机理与残余承载性能,对于实现结构的抗冲击设计与损伤容限评估具有重要的工程意义。

在外载扰动与极端服役条件下,直升机旋翼桨叶通常承受以拉伸载荷为主的复合载荷状态,其中由旋翼高速旋转产生的离心力构成桨叶最主要、最持久的工作载荷。因此,桨叶在遭受外界冲击(如鸟撞、冰击、弹丸或破片冲击)后的剩余拉伸承载能力直接关系到整机的飞行安全与抗损伤容限。

近年来,关于复合材料层合板弹击损伤研究已取得丰富成果^[7-13]。大量实验与数值研究表明,弹丸入射角^[14]、冲击速度^[15]、铺层方式^[16]及界面特性^[17]等因素均会显著影响损伤形貌及剩余强度表现。相比单一纤维体系,碳纤维/玻璃纤维混杂层合板因兼具高强度与高韧性特征,在提高抗冲击性能方面展现出独特优势。

然而,现有研究多集中于弹击损伤形貌及穿透行为的表征,对受弹击层合板在服役主导载荷作用下的剩余承载能力关注仍显不足。此外,现有研究中对弹击损伤的表征多侧重于表面可视损伤或基于经验假设的简化描述,缺乏基于CT(Computed tomography)扫描的内部损伤定量表征方法,且将其进一步与剩余拉伸性能评估及数值预测模型相结合的研究仍较为有限。

基于此,本文结合弹击实验、CT扫描表征、剩余静力拉伸试验及有限元数值模拟方法,对典型直升机桨叶用碳纤维/玻璃纤维混杂层合板在不同入射角条件下的弹击损伤特征及其剩余承载性能进行了系统研究。通过对90°与22.5°两种入射角弹击工况的对比分析,揭示了入射角变化对损伤形貌及后续剩余强度的影响机制;进一步结合有限元模拟,对弹击后层合板的损伤演化与剩余强度进行了预测与验证。研究结果不仅表明所建立模型能够较好地预测受损结构的剩余静强度,也为直升机桨

叶等关键复合材料结构在受弹击后的抗损伤设计与损伤容限评估提供了有价值的理论依据与技术支撑。

1 层合板设计与试验方案

1.1 层合板铺层设计

本研究选用玻璃纤维预浸料(Glass fiber, GF)与碳纤维预浸料(Carbon fiber, CF)设计制备了一种典型的混杂层合板,其铺层结构为[GF(0/90)/CF(45/-45)₃/CF(0/90)]。其中玻璃纤维预浸料牌号为3238A/EW250F,碳纤维预浸料牌号为3238A/CF3052。在该设计中,最外层的GF(0/90)层用于增强板材的纵横向承载性能;中间的CF(45/-45)₃层用于提升面内剪切性能与能量吸收能力;底层的CF(0/90)层则进一步增强整体刚度与抗冲击性能。通过这种玻璃纤维与碳纤维的协同混杂设计,层合板兼具较高的强度、刚度与韧性平衡,能够较好地模拟航空航天结构中典型的中厚复合材料构件。制备所得靶板尺寸为450 mm×350 mm,用于后续弹击损伤与剩余强度研究。层合板的力学性能通过静力试验获得,数据如表1所示。

表1 混杂层合板力学性能参数

Table 1 Mechanical properties of hybrid laminated plates

E_{11} /GPa	E_{21} /GPa	G_{12} /GPa	ν_{12}	X_T /MPa
19.46	19.46	7.05	0.38	281.3

1.2 试验流程

1.2.1 弹击试验

本文设计了两种弹击方案,子弹入射角分别为90°和22.5°。弹击试验时,对靶板施加预拉力,预应力为15.89 MPa。使用12.7 mm燃烧穿甲弹从玻纤面侵彻复合材料层合板。通过高速相机记录的子弹飞行轨迹,结合已知的拍摄距离(1.5 m),可计算得到子弹冲击速度,弹击示意图如图1所示,其中入射角度为子弹入射时与层合板平面的夹角,即图1中的 α 。板材编号、入射角度和弹丸速度如表2所示。

1.2.2 拉伸试验

靶板采用水刀进行切割。设计固定靶板的夹

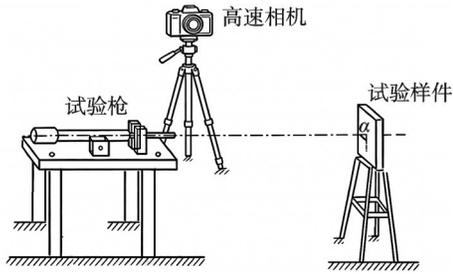


图 1 弹击试验示意图

Fig.1 Schematic of ballistic impact test

表 2 子弹入射角度、速度

Table 2 Bullet impact angle and velocity

序号	靶板编号	入射角/(°)	弹丸速度/(m·s ⁻¹)
1	Z1	90	663
2	Z2	90	660
3	Z3	22.5	645
4	Z4	22.5	656

具,如图 2 所示,防止切割过程中靶板偏移;同时在靶板与机床之间垫有一层岩板,从而避免水刀切割过程中金刚砂反弹对靶板造成额外的损伤。



图 2 固定夹具

Fig.2 Clamping fixture

弹击后的靶板切割方案和编号方式如图 3 所示。每块靶板切割后一共有两种尺寸的试件,分别是含有弹孔(含半个弹孔)的 2 件试件和不含弹孔的 6~8 件试件(试件数量以实际切割结果为准),含弹孔的试件尺寸为 450 mm×50 mm,不含弹孔的试件的尺寸为 250 mm×25 mm,切割以弹孔中心为对称轴,左右对称切割。试件长度方向为弹击时的拉力方向。切割得到的试件需进行拉伸试验,从而得到试件的剩余强度。

拉伸试验采用 MTS 疲劳试验机,如图 4 所示。该试验机采用美国 MTS 公司的 TestStar II 疲劳试验控制器,最大加载能力±25 t,静态试验精度为±0.5%FS;静态应变测量采用 JM3816A 多功能静态应变仪。在试验过程中,严格按照 ASTM D3039 标准试验方法^[18],以 2 mm/min 的恒定加载速率对试件施加拉伸载荷,试验机记录试验过程中的力-位移曲线。不含弹孔的试件还需要同时测量

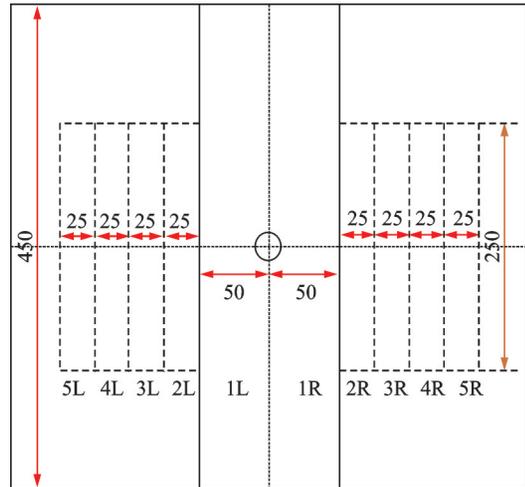


图 3 靶板弹击后切割方式、尺寸及编号示意图

Fig.3 Schematic diagram of the cutting method, dimensions, and numbering of laminates after impact



图 4 MTS 疲劳试验机

Fig.4 MTS fatigue testing machine

并绘制试验件着弹面和背弹面的应变曲线。

2 试验结果与分析

2.1 弹击损伤表征

采用两种方式对弹击靶板的损伤区域进行测量:(1)肉眼观测,通过量尺测量靶板弹孔尺寸,如图 5 所示;(2)CT 扫描,通过 CT 技术扫描测量损伤区域,如图 6 所示,CT 图像中的红色区域为损伤区域。

在不同入射角条件下,层合板的弹孔形貌及损伤模式表现出显著差异。从相机拍摄的表面损伤形貌可以看出,当入射角为 90°(垂直入射)时,弹孔整体呈近似圆形,孔口边缘较为整齐,试件正反两面的表观损伤区域尺寸相近,未观察到明显的层间分层现象,表明穿透过程主要由局部压缩-剪切破坏主导。进一步结合 CT 扫描结果可以发现,该工况下内部损伤区域在面内同样呈近似圆形分布,损伤主要局限于弹孔附近有限范围内,沿厚度方向扩

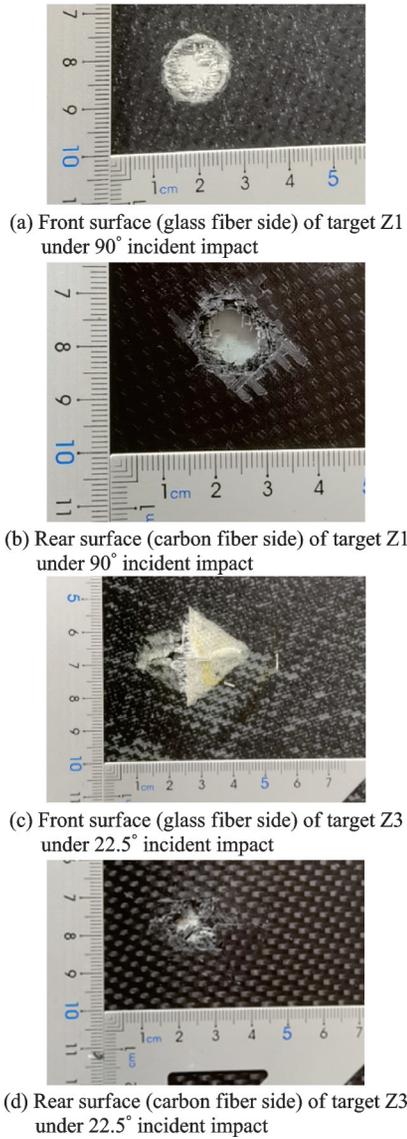


图 5 层合板弹击后弹孔图像

Fig.5 Bullet hole images after impact on laminates

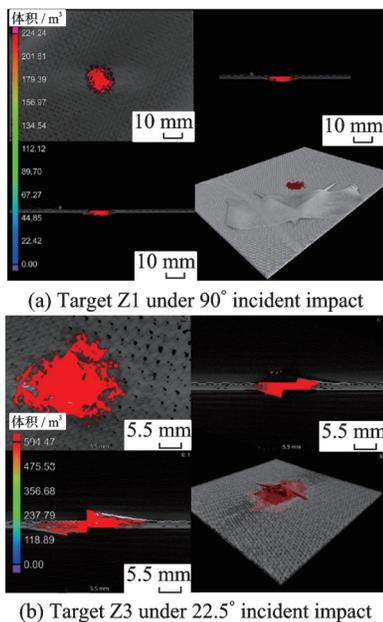


图 6 层合板弹击后弹孔 CT 扫描结果

Fig.6 CT scanning results of the bullet holes in laminates after ballistic impact

展较为均匀,未出现大尺度层间脱粘或分层扩展,说明垂直入射条件下损伤具有明显的局部化和对称性特征。

相比之下,在 22.5°斜向入射条件下,表面损伤形貌显示弹孔形状明显偏离圆形,整体趋近菱形,孔口沿入射方向出现显著的拉伸撕裂特征。玻璃纤维层侧可观察到明显的层间分层与剥离,而碳纤维层侧则出现贯穿性裂纹及纤维断裂,表现出典型的非对称表面损伤模式。CT 扫描结果进一步揭示,在斜向入射作用下,内部损伤区在面内呈明显非对称分布,并沿弹丸入射方向发生扩展;截面视图表明,玻璃纤维层一侧存在较大范围的层间分层与界面脱粘,而碳纤维层一侧则以裂纹扩展和纤维断裂为主,显示出斜向冲击条件下多种损伤机制耦合作用的特征。CT 图像可以给出较为准确的损伤尺寸,见表 3。

表 3 混杂层合板弹击后弹孔尺寸 (CT 扫描)

Table 3 Dimensions of bullet holes in hybrid laminates after ballistic impact (CT scanning)

序号	靶板编号	入射角/(°)	弹孔尺寸/cm	
			x 向	y 向
1	Z1	90	23.33	21.82
2	Z3	22.5	28.96	37.35

2.2 弹击后拉伸试验结果

由于试件中间存在弹孔,因此分别定义名义强度 σ_{anu} 和扣除弹孔缺损区剩余部分的真实强度 σ_{au} 。名义强度计算为

$$\sigma_{anu} = \frac{F_u}{A} = \frac{F_u}{Wt} \quad (1)$$

式中: F_u 为破坏载荷, W 为试件宽度, t 为试件的厚度。真实强度计算公式为

$$\sigma_{au} = \frac{F_u}{A_1} = \frac{F_u}{(W - W_d)t} \quad (2)$$

式中: W_d 为弹孔缺损宽度。计算得到的带弹孔试件的强度如表 4 所示。

拉伸试验结果表明,入射角对弹击后层合板试件的剩余拉伸承载能力具有显著影响。从极限拉伸强度统计结果可以看出,当入射角为 90°(垂直入射)时,试件的平均极限应力水平较高,为 186~254 MPa,且不同试件之间的离散性较小,表明该工况下弹击损伤对结构承载能力的削弱相对稳定。相比之下,当入射角为 22.5°(斜向入射)时,试件的平均极限拉伸强度整体呈下降趋势(为 143~290 MPa),同时数据离散性明显增大,反映出斜向冲击在层合板内部引入了更加复杂且非对称的损伤状态。

表 4 带弹孔试件强度

Table 4 Strength of specimens with bullet holes

序号	弹击角度/ (°)	编号	W/ mm	t/ mm	W _d / mm	σ_{anu}/MPa	σ_{au}/MPa
1	90	Z1-1L	49.51	1.67	4.50	218.07	239.87
2		Z1-1R	49.86	1.81	6.50	165.63	190.46
3		Z2-1L	49.78	1.80	5.00	187.42	208.35
4		Z2-1R	49.80	1.76	4.50	204.96	225.32
5	22.5	Z3-1L	49.04	1.79	5.00	178.58	198.86
6		Z3-1R	49.81	1.79	7.00	114.64	133.39
7		Z4-1L	49.57	1.72	5.50	204.89	230.46
8		Z4-1R	49.70	1.81	7.00	113.45	132.05

进一步将弹击后试件的拉伸强度与未受损层合板进行对比可知,本研究中混杂层合板在弹击前的平均拉伸强度为 283.51 MPa,而弹击后试件的极限拉伸强度均出现不同程度的下降,说明弹击损伤显著削弱了层合板的拉伸承载能力。同时,该结果也表明,仅基于表面可视弹孔尺寸难以准确评估结构的真实损伤程度,弹击引起的内部损伤区域往往明显大于可视弹孔范围。

从弹击后含弹孔试件的力-位移曲线(图 7)可以进一步验证上述结论。结果显示,不同入射角条件下试件的极限承载力存在明显差异:22.5°入射条件下试件的峰值载荷普遍低于 90°入射工况。这主要是由于斜向入射时弹孔及其周围损伤区域在面内和厚度方向上均发生扩展,有效承载截面减小,从而导致极限承载能力降低。

此外,力-位移曲线还揭示了同一块靶板上弹孔两侧试件承载行为的差异。当入射角为 90°时,弹孔两侧试件的极限承载力较为接近,表明垂直入射下损伤分布具有较好的对称性;而在 22.5°入射条件下,同一靶板弹孔两侧试件的极限承载力差异显著,这与斜向冲击引起的非对称损伤分布密切相关。

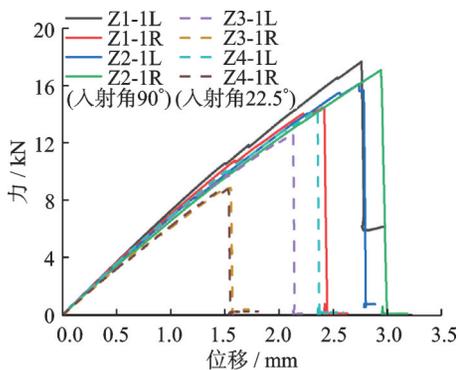


图 7 含弹孔试件拉伸力-位移曲线

Fig.7 Force-displacement curves of the tensile test of hybrid laminates

3 含弹孔层合板强度有限元模拟

3.1 有限元模型

本文在 ABAQUS 中构建了带弹孔试件的拉伸有限元模型(图 8)。结合 CT 扫描结果可以发现,垂直复合材料靶板入射(90°)的弹孔基本呈圆形,而其他方向(如 22.5°)入射的弹孔为椭圆形或棱形,因此本文将弹孔假设为椭圆形(可退化为圆形)。

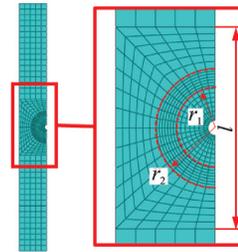


图 8 含弹击损伤层合板有限元模型

Fig.8 Finite element model of the laminate with impact damage

试样模型的宽度和厚度均依据试样的实测尺寸进行设定,试件整体长度统一取为 350 mm。根据弹击后缺口的实测几何尺寸,在模型中建立椭圆形弹孔缺口,以真实反映不同入射角条件下的弹击损伤形态。模型采用 4 节点减缩积分壳单元,即 S4R,并在弹孔区域实施局部网格加密,以提高孔边高应力梯度区域的计算精度。

局部加密区域以弹孔中心为中点,沿试件长度方向设置一个长度为 l 的矩形区域,该区域覆盖弹孔及其邻近的主要损伤扩展范围。在该矩形区域内进一步采用分级网格划分策略:以弹孔中心为基准,在孔边附近首先构建一个半径为 r_1 的半圆区域,该区域定义为初始损伤区,可通过 UMAT (User-defined material subroutine) 子程序直接赋予初始损伤因子,从而表征弹击导致材料退化。该区域内单元尺寸最小,以确保损伤梯度和应力集中能够被充分捕捉。在此基础上,向外设置半径为 r_2 的第 2 层半圆区域作为损伤过渡区,网格尺寸由内向外逐渐增大,实现损伤与材料性能从弹孔边缘向完整结构区域的平滑过渡。过渡区之外的区域采用相对均匀的网格划分,以兼顾计算效率与整体响应精度。

弹孔几何尺寸、孔边局部网格密度以及分级加密区域的尺度参数(l, r_1, r_2)均通过 Python 脚本实现参数化建模。该参数化方法使得不同弹孔尺寸、不同加密范围及不同网格密度配置的模型能够快速、批量生成,同时便于在保证数值精度的前提下开展网格敏感性分析与模型精度控制。

模型采用位移控制加载方式模拟静力拉伸工况,试样两端夹持区域内各节点的 6 个自由度均被

完全约束,以复现实验中试验机夹具对试件两端的固定状态。

3.2 材料本构与损伤模型

弹孔周边存在损伤区域,CT扫描试验验证了这点,见图6。为方便工程应用考虑,本文将孔边各种损伤机制(如纤维断裂、基体开裂、分层等)采用一个单标量损伤因子 d 来表征各种机制损伤对材料刚度和强度的综合影响,并假设损伤程度从弹孔孔口向外按照指数函数方式衰减

$$d(r) = d_0 \left(1 - \frac{r}{r_0}\right)^n \quad (3)$$

式中: r_0 为弹孔孔口初始损伤区域的范围,可从CT图片获取; r 为孔口附近某点到孔口的距离; d_0 为孔口边缘处的损伤程度,本文定义为0.9; n 为初始损伤分布函数的指数,可根据试验值反演标定。

损伤部位的刚度、强度分别假设为

$$E_{ij}(r) = E_{ij}^0(1 - d) \quad (4)$$

$$X_T(r) = X_T^0(1 - d) \quad (5)$$

式中: E_{ij}^0 、 X_T^0 分别为无弹击损伤材料的弹性模量和拉伸强度,从对应复合材料无弹击损伤静态拉伸试验得到。

无损层合板材料性能参数通过试验获得,如表1所示。考虑到材料失效采用最大应力准则,即当单元的主拉应力达到其强度 X_T 就认为该单元失效了。

3.3 有限元计算结果与分析

表5列出了不同入射角下含损伤试件的实验结果与有限元计算结果对比,其中 σ_{tem} 为有限元预测强度值。可以看出,有限元预测结果总体上能够较好地反映试件的剩余拉伸承载能力变化趋势。

对于90°垂直入射工况,有限元计算得到的极限强度整体略高于实验结果,误差范围为-3.51%~-14.25%。尽管存在一定程度的高估,但数值模型仍能够较准确地捕捉弹击损伤对试件拉伸强度的削弱效应。对于22.5°斜向入射工况,有限元结果与实验结果之间既存在轻微高估,也存在一定程度的低估,误差分布相对离散,但整体仍控制在±15%以

表5 带弹击损伤试件强度

Table 5 Strength of specimens with impact damage					
序号	入射角度/(°)	编号	σ_{au} /MPa	σ_{tem} /MPa	误差%
1	90	Z1-1L	239.87	248.30	-3.51
2		Z1-1R	190.46	208.23	-9.33
3		Z2-1L	208.35	248.03	-14.25
4		Z2-1R	225.32	254.33	-12.88
5	22.5	Z3-1L	198.86	195.11	1.89
6		Z3-1R	133.39	152.17	-14.08
7		Z4-1L	230.46	196.76	14.62
8		Z4-1R	132.05	148.68	-12.59

内,反映出斜向冲击引起的非对称损伤和复杂失效模式对数值预测精度提出了更高要求。

图9为两种弹击角度下弹孔边初始损伤和失效单元发展。

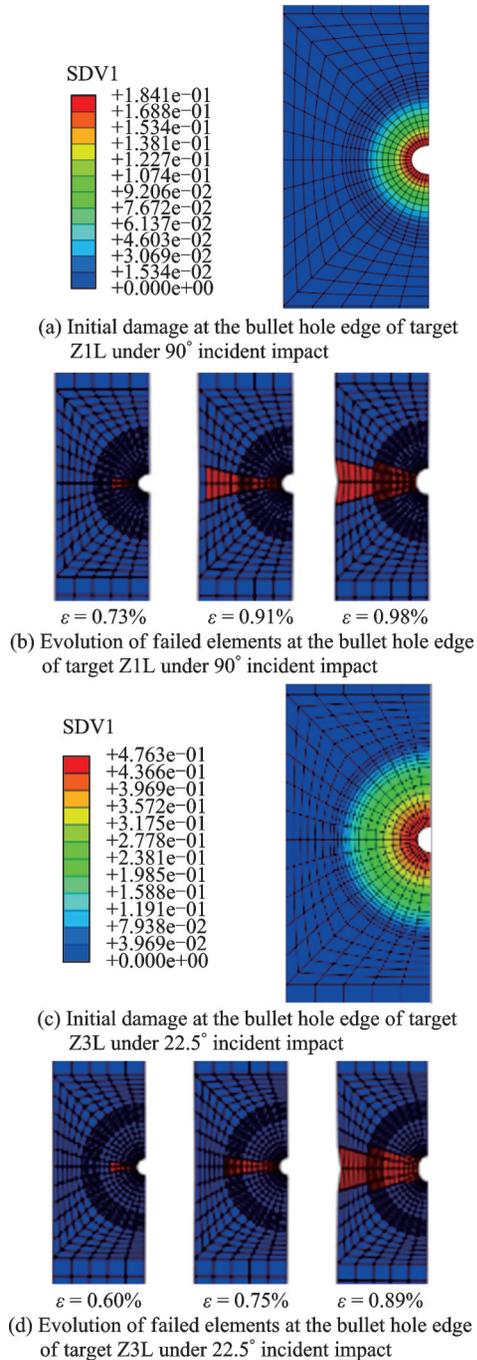


图9 弹击后拉伸有限元模拟

Fig.9 Finite element simulation of stretching after impact

4 结 论

本研究通过试验、理论建模和有限元模拟相结合的方式,针对不同弹击角度下的典型铺层混杂层合板开展弹击损伤及剩余强度研究,得到如下结论。

(1)通过90°与22.5°两种入射角弹击实验,结合表面观测与CT扫描结果表明,入射角显著影响层合

板的弹击损伤形貌及内部损伤尺度,斜入射时,损伤会出现显著的非对称性。且弹击造成的真实损伤区域明显大于表面可视弹孔范围,仅基于表面损伤形貌难以准确评估结构的真实承载能力退化程度。

(2)弹击后层合板的静力拉伸试验结果表明,入射角对试件的剩余拉伸强度具有显著影响。相比垂直入射工况,斜向入射条件下试件的剩余拉伸承载能力整体降低,且强度离散性增大。

(3)基于 UMAT 实现的有限元模型能够较好地描述弹击后层合板的损伤分布及拉伸失效过程,数值预测的剩余拉伸强度与实验结果总体误差控制在 $\pm 15\%$ 以内,验证了模型的有效性。未来可基于 CT 定量损伤分析进一步修正模型参数,以提升模型的预测精度与工程适用性。

参考文献

- [1] ABTEW M A, BOUSSU F, BRUNIAUX P, et al. Ballistic impact mechanisms—A review on textiles and fibre-reinforced composites impact responses[J]. *Composite Structures*, 2019, 223: 110966.
- [2] DING Y H, JING X S, XIE F B, et al. TOPSIS analysis and failure mechanism of low-velocity impact behavior of S-glass/aramid fiber reinforced hybrid composite laminates[J]. *Thin-Walled Structures*, 2025, 215: 113489.
- [3] 杨斌, 章继峰, 周利民. 玻璃纤维-碳纤维混杂增强 PCBT 复合材料层合板的制备及低速冲击性能[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(2): 435-443.
YANG Bin, ZHANG Jifeng, ZHOU Limin. Preparation and low-velocity impact properties of glass fiber-carbon fiber hybrid reinforced PCBT composite laminate[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(2): 435-443.
- [4] DAMGHANI M, ALI PIR R, MURPHY A, et al. Experimental and numerical study of hybrid (CFRP-GFRP) composite laminates containing circular cut-outs under shear loading[J]. *Thin-Walled Structures*, 2022, 179: 109752.
- [5] KASSAPOGLOU C. Applications of advanced composites in aircraft structures[M]//*Design and Analysis of Composite Structures*. 2nd ed. Chichester, UK: John Wiley & Sons Inc, 2013: 1-7.
- [6] DAMGHANI M, WALLIS C, BAKUNOWICZ J, et al. Using laminate hybridisation (CFRP-GFRP) and shaped CFRP plies to increase plate post-buckling strain to failure under shear loading[J]. *Thin-Walled Structures*, 2021, 162: 107543.
- [7] LI L J, SUN L Y, WANG T K, et al. Repeated low-velocity impact response and damage mechanism of glass fiber aluminium laminates[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 84: 995-1010.
- [8] JU T, CHEN C, CHANG M Z, et al. Energy absorption model and damage behavior of GrNPs reinforced GFRP laminate composites under ballistic impact[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2025, 201: 105273.
- [9] ZHOU Y D, SUN Y C, HUANG T L, et al. SPH-FEM simulation of impacted composite laminates with different layups[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95: 105469.
- [10] GODA I, GIRARDOT J. A computational framework for energy absorption and damage assessment of laminated composites under ballistic impact and new insights into target parameters[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 115: 106835.
- [11] 陈战辉, 万小鹏, 王文智, 等. 层间混杂层合板弹道冲击损伤对比研究[J]. *航空工程进展*, 2018, 9(4): 599-602, 622.
CHEN Zhanhui, WAN Xiaopeng, WANG Wenzhi, et al. An experimental investigation on the damaged behavior of hybrid composite laminates under ballistic impact[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2018, 9(4): 599-602, 622.
- [12] OCHILOV J, ABDULLAH T, KIRANE K. Ballistic impact modeling of woven composites using the microplane triad model with meso-scale damage mechanisms[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2024, 187: 104920.
- [13] FARAJYAR S, WAN H, WANG Y X. Finite element analysis of ballistic impact on Kevlar-29/epoxy composites with varying layer configurations[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2026, 208: 105538.
- [14] HAKAN M, GUNES R, APALAK M K, et al. Normal and oblique ballistic impact damage behaviour of functionally graded plates: Experimental and numerical [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2023, 181: 104756.
- [15] DENG H Y, GAO Y B, SUN W C, et al. Ballistic mechanisms of Al_2O_3 /CFRP/metal multi-layered composite subjected to high-velocity FSP impact[J]. *Thin-Walled Structures*, 2025, 217: 113899.
- [16] PENG L, ZHOU J, WANG Q Y, et al. Numerical modelling of the ballistic impact response of hybrid composite structures[J]. *Composites Part C: Open Access*, 2024, 14: 100474.
- [17] ZHANG R W, CHAO Z L, JIANG L T, et al. Interfacial behavior and damage mechanism of $Al-B_4C/Al$ laminated composites under ballistic impact[J]. *Materials Characterization*, 2024, 215: 114213.
- [18] *Advancing Standards Transforming Markets*. Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials: ASTM D3039/D3039M-17—2017[S]. [S.l.]: ASTM, 2017.