

复合材料层合板钝头体高能量低速冲击响应与损伤特性

邹君 刘佳鑫 王计真 郭亚周 李玲玲 冯振宇

Response and damage characteristics of composite laminates under high-energywide-area blunt impact

ZOU Jun, LIU Jiaxin, WANG Jizhen, GUO Yazhou, LI Lingling, FENG Zhenyu

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20231016.001>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

雷击冲击力作用下复合材料层合板动力学响应及损伤特性

Dynamic response and damage performance analysis for composite laminate under the act of lightning impact force

复合材料学报. 2018, 35(6): 1481–1489 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170727.004>

编织复合材料机身隔框的冲击动力学特性

Impact dynamic characteristics of braided composite fuselage frame

复合材料学报. 2017, 34(8): 1780–1787 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20161018.005>

含紧固件碳纤维增强树脂复合材料在雷电流A分量下的损伤特性

Damage characteristics of carbon fiber reinforced polymer composites with fastener subjected to lightning A current

复合材料学报. 2020, 37(2): 356–365 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190515.001>

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>

冲击载荷下(纤维/聚合物)–金属层合板的大挠度动力响应

Large deflection dynamic response of (fiber/polymer)–metal laminates subjected to impact loading

复合材料学报. 2020, 37(1): 147–154 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190425.003>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

复合材料层合板钝头体高能量低速冲击响应与损伤特性



分享本文

邹君^{*1}, 刘佳鑫¹, 王计真³, 郭亚周³, 李玲玲², 冯振宇²

(1. 中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300; 2. 民航航空器适航审定技术重点实验室, 天津 300300;

3. 中国飞机强度研究所, 西安 710065)

摘要: 高能量大面积钝物冲击 (HEWABI) 会导致复合材料飞机结构内部发生严重损伤, 但在机身外部几乎目视不可见, 从而会对飞机运营安全带来较大的威胁。采用不同形状的刚性冲头和橡胶冲头对层合板进行高能量准静态加载试验, 随后建立了基于连续介质损伤力学 (CDM) 的仿真分析模型。结果表明: 建立的仿真分析模型可有效预测在刚性和橡胶冲头下的响应和损伤情况。当载荷达到 40 kN 时, 刚性冲头下的层合板会发生严重的分层损伤; 而橡胶冲头在加载过程中发生大变形, 降低了层合板的局部应力, 直至 90 kN 时仍未对层合板产生任何损伤。层合板损伤情况受刚性冲头形状影响较大, 橡胶冲头形状则几乎无影响。

关键词: 层合板; 高能量大面积钝物冲击; 橡胶冲击; 冲击响应; 损伤特性

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2024)06-3271-08

Response and damage characteristics of composite laminates under high-energy wide-area blunt impact

ZOU Jun^{*1}, LIU Jiaxin¹, WANG Jizhen³, GUO Yazhou³, LI Lingling², FENG Zhenyu²

(1. College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China; 2. Key Laboratory of Civil Aircraft Airworthiness Technology, CAAC, Tianjin 300300, China; 3. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: High-energy wide-area blunt impact (HEWABI) can lead to severe internal damage to the composite aircraft, which is barely visible from the outside of fuselage and cause a significant threat to flight safety. High energy quasi-static loading tests were carried out on the laminates with different shapes of rigid impactors and rubber impactors, then the finite element simulation models based on continuum damage mechanics (CDM) were developed. The results show that the established simulation analysis models can effectively predict the response and damage of the laminated panels under rigid or rubber impactors. When the load reaches 40 kN, severe delamination damages will occur in the laminated panel for the rigid impactors. On the other hand, no damage can be observed at 90 kN for the rubber impactors, which can be attributed to the significant deformation of rubber impactors and the reduced local contact loads. The shape of rigid impactors has great effect on the damage to laminated panels, while the shape of the rubber impactors has almost no impact on the damages.

Keywords: laminate; high-energy wide-area blunt impact; rubber impact; impact response; damage characteristics

收稿日期: 2023-08-01; 修回日期: 2023-09-18; 录用日期: 2023-09-27; 网络首发时间: 2023-10-17 13:01:19

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20231016.001>

基金项目: 机械结构力学及控制国家重点实验室开放课题 (MCMS-E-0522Y03); 中央高校基金 (3122022099)

Research Fund of State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures (MCMS-E-0522Y03); Fundamental Research Funds for the Central Universities in China (3122022099)

通信作者: 邹君, 博士, 副教授, 硕士生导师, 研究方向为飞行器结构综合设计及强度分析技术 E-mail: jzou@cauc.edu.cn

引用格式: 邹君, 刘佳鑫, 王计真, 等. 复合材料层合板钝头体高能量低速冲击响应与损伤特性 [J]. 复合材料学报, 2024, 41(6): 3271-3278.

ZOU Jun, LIU Jiaxin, WANG Jizhen, et al. Response and damage characteristics of composite laminates under high-energywide-area blunt impact[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2024, 41(6): 3271-3278(in Chinese).

碳纤维复合材料由于具有比强度高和比刚度高等特点广泛应用于航空航天领域^[1]。虽然复合材料具有较好的面内强度和刚度，但其面外性能明显较弱，在受到横向冲击时，往往会产生分层、基体开裂以及纤维断裂等损伤^[2]。飞机在日常运营过程中，可能受到地面服务车辆 (GSE) 的碰撞，GSE 速度一般在 0.5~1 m/s，但由于 GSE 的质量在 3 000~15 000 kg 之间，使得碰撞时产生的能量可达 375~7 500 J^[3]。由于 GSE 通常配有橡胶缓冲器，当复合材料机身受此类冲击后可能导致机身内部结构严重损伤，而机身表面未出现明显损伤痕迹，使损伤的目视检出概率相对较低，此类冲击被称为高能量大面积钝物冲击 (High-energy wide-area blunt impact, HEWABI)^[4]。为此，FAA 于 2016 年发布政策声明 PS-ANM-25-20^[5]，要求在复合材料飞机运营中要考虑 HEWABI 对机身结构的影响。

目前，针对复合材料的冲击损伤研究主要集中于低速低能量或高速高能量冲击。对于低速低能冲击，要通过仿真与试验的方式开展冲击能量、冲击位置、材料与铺层、冲头特征等因素的影响性研究^[6-7]。对于复合材料高速冲击主要为鸟撞损伤研究^[8]。

对 HEWABI 的冲击响应和损伤特性研究相对较少。Chen 等^[9]在 FAA 支持下通过试验与仿真分析研究了复合材料机身的 HEWABI 损伤特性，结果表明冲击位置位于桁条间时易导致更严重且外部不可见的损伤。Heimbs 等^[10]研究了在橡胶冲头低速冲击下三维编织复合材料的变形和损伤情况。结果表明橡胶冲头在回弹后仍然保留了 90% 以上的动能。Mikulik 等^[11]在 EASA 支持下研究了 HEWABI 对机身复合材料金属混合结构的损伤特性，结果表明剪切带是最先失效的部位。Ding 等^[12]研究了层压板在不同形状刚性冲头下的响应和损伤特性，结果表明平端冲头下的损伤起始门槛值远高于半球形冲头。Nam^[3]通过试验和仿真研究发现可采用扁平橡胶垫代替扁平中空橡胶缓冲器可降低计算成本和增加稳定性。HEWABI 属于低速冲击，许多学者^[13-15]通过试验研究表明采用准静态压缩试验和低速冲击试验产生的损伤和响应是等效的。

本文采用刚性和橡胶冲头对 DE710-T700S 复合材料层合板开展高能量准静态压缩试验，利用 ABAQUS/Explicit 建立有限元仿真分析模型，对层

合板的冲击响应、损伤情况等进行分析，研究复合材料层合板受不同形状的刚性和橡胶冲头高能量低速冲击后的损伤和响应差异，为 HEWABI 损伤特性的系统研究和结构设计改进提供参考。

1 层合板钝头体高能量准静态加载试验
1.1 试验准备

复合材料层合板尺寸为 660 mm×460 mm，材料为 DE710-T700S，铺层顺序为 [45/-45/0/90]_{3s}。在试验中，复合材料层合板试验件的平均厚度为 5 mm，单向板材料力学性能参数如表 1 所示，层合板层间参数如表 2 所示。为研究在不同形状刚性和橡胶冲头下高能量低速冲击后的损伤特性，分别设计加工 D 形钢、半球形钢、D 形橡胶和半球形橡胶冲头，并分别记为 SD、SH、RD 和 RH，尺寸如图 1 所示。刚性冲头的材料为 45 号钢；橡胶冲头材料采用三元乙丙橡胶 (EPDM)，试验时将橡胶粘接到材料为 45 号钢的固定板上。

表 1 DE710-T700S 单向板材料力学性能参数
Table 1 Mechanical property parameters of DE710-T700S unidirectional plate material

Parameter	Value
$\rho/(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$	1.53
E_{11}/GPa	121
E_{22}/GPa	8.6
E_{33}/GPa	8.6
ν_{12}	0.317
ν_{13}	0.317
ν_{23}	0.5
G_{12}/GPa	3.7
G_{13}/GPa	3.7
G_{23}/GPa	3.7
X_t/MPa	2 376
X_c/MPa	1 068
Y_t/MPa	69
Y_c/MPa	208
S_l/MPa	110
S_t/MPa	110

Notes: E_{ii} ($i=1, 2, 3$)—Elastic modulus in direction i ; ν_{ij} ($i=1, 2; j=2, 3$)—Poisson's ratio in different directions; G_{ij} ($i=1, 2; j=2, 3$)—Shear modulus in different directions; X_t , X_c —Longitudinal tensile and compressive strengths; Y_t , Y_c —Transverse tensile and compressive strengths; S_l , S_t —Longitudinal and transverse shear strength.

1.2 试验过程

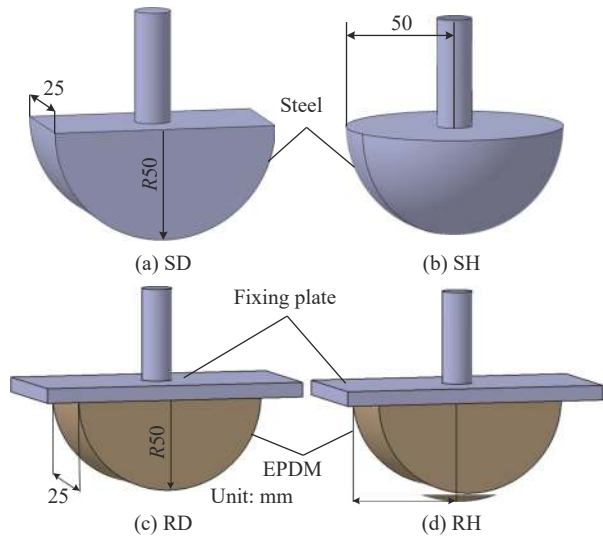
使用 WANCE ETM105D 型试验机进行准静态压缩试验。试验件由上下两刚性夹具固定，加载区域为 500 mm×300 mm 的区域，夹具材料为 45 号钢，由螺栓连接，夹具支撑在试验台上，如图 2

所示。冲头固定试验机上，以 2 mm/min 的速度加载。试验终止判据为层合板出现掉载或加载到试验机最大载荷的 90%，即 90 kN。试验结束后采用 MISTRAS UPK-T36HS 水浸超声波 C 扫描仪检查层合板内部损伤情况。

表 2 DE710-T700S 层合板层间性能参数
Table 2 Interface performance parameters of DE710-T700S laminate

Parameter	Value
E/GPa	8.6
t_n^0/MPa	26
t_s^0/MPa	62
t_t^0/MPa	62
$G_{IC}/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$	771
$G_{IIC}/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$	3 152
$G_{IIIC}/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$	3 152

Notes: E —Elastic modulus of cohesive layer; t_n^0 , t_s^0 , t_t^0 —Interfacial strengths in three main directions; G_{IC} , G_{IIC} , G_{IIIC} —Critical energy release rates for different types of cracking.



SD—D-shaped steel impactor; SH—Hemispherical steel impactor;
RD—D-shaped rubber impactor; RH—Hemispherical rubber impactor;
EPDM—Ethylene propylene diene monomer
图 1 冲头形状与尺寸

Fig. 1 Impactor's shape and dimensions

2 层合板高能量低速冲击仿真模型

在高能量低速冲击下复合材料层合板的损伤主要为层内损伤和层间损伤。层内损伤包括纤维断裂和基体破坏，层间损伤为分层，橡胶冲头则会出现大变形。本文采用 Hashin 失效准则模拟层内损伤，引入 Cohesive 界面单元来预测层间分层损伤，采用 Ogden 模型作为橡胶材料本构。

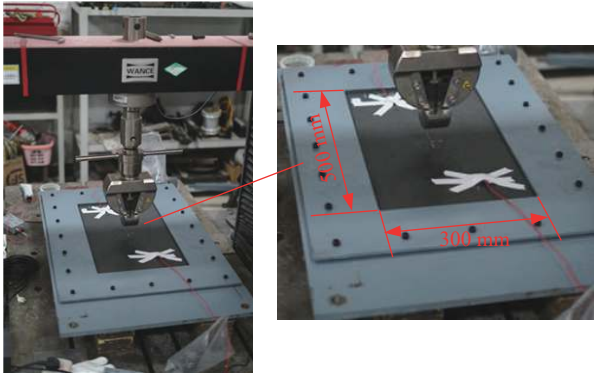


图 2 试验件及夹具安装示意图
Fig. 2 Installation of the laminates and fixture

2.1 层内失效分析

Hashin 失效准则^[16]可预测纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸和基体压缩 4 种破坏形式。为准确模拟层合板的力学响应和损伤情况，采用 3D Hashin 准则判断层合板的损伤起始，表达式如下：

(1) 纤维拉伸失效 ($\sigma_{11} \geq 0$):

$$F_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{S_l^2} \right) = 1 \tag{1}$$

(2) 纤维压缩失效 ($\sigma_{11} \leq 0$):

$$F_{fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c} \right)^2 = 1 \tag{2}$$

(3) 基体拉伸失效 ($\sigma_{22} \geq 0$):

$$F_{mt} = \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_t} \right)^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_t^2} + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{S_l^2} = 1 \tag{3}$$

(4) 基体压缩失效 ($\sigma_{22} \leq 0$):

$$F_{mc} = \left[\left(\frac{Y_c}{2S_t} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2S_t} \right)^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_t^2} + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{S_l^2} = 1 \tag{4}$$

其中： X_t 、 X_c 、 Y_t 、 Y_c 、 S_l 和 S_t 分别代表纵向拉伸强度、纵向压缩强度、横向拉伸强度、横向压缩强度、纵向剪切强度和横向剪切强度； α 为剪切应力对拉伸初始损伤的贡献因子，本文中取值为 1； σ_{11} 、 σ_{22} 、 σ_{33} 、 τ_{12} 、 τ_{13} 和 τ_{23} 分别为复合材料等效应力张量的分量。

满足损伤起始准则后，采用基于受损材料剩余弹性模量定义的损伤变量描述复合材料的本构关系，损伤纤维和基体整体损伤状态变量分别由 d_f 、 d_m 表示^[17]：

$$d_f = 1 - (1 - d_{ft})(1 - d_{fc}) \tag{5}$$

$$d_m = 1 - (1 - d_{mt})(1 - d_{mc}) \tag{6}$$

其中： d_{ft} 为纤维拉伸损伤变量； d_{fc} 为纤维压缩损伤变量； d_{mt} 为基体拉伸损伤变量； d_{mc} 为基体压缩损伤变量。当 $F_{ft} \geq 1$ 时 $d_{ft} = 1$ ； $F_{fc} \geq 1$ 时 $d_{fc} = 1$ ； $F_{mt} \geq 1$ 时 $d_{mt} = 1$ ； $F_{mc} \geq 1$ 时 $d_{mc} = 1$ 。

2.2 层间失效分析

内聚力模型 (Cohesive zone model, CZM)^[18-19] 能够有效预测层间分层损伤的起始和演化过程。本文采用内聚力单元模拟和预测层合板层间损伤。

Cohesive 单元模拟的损伤分为两个阶段：损伤起始和损伤扩展。本文采用 Camanho 提出的二次应力准则^[20] 作为层间损伤起始准则，如下式所示：

$$\left(\frac{\langle t_n^0 \rangle}{t_n}\right)^2 + \left(\frac{t_s^0}{t_s}\right)^2 + \left(\frac{t_t^0}{t_t}\right)^2 = 1 \tag{7}$$

其中： t_n 、 t_s 和 t_t 分别为 3 个主方向上的界面强度； t_n^0 、 t_s^0 和 t_t^0 为对应的应力分量。
 $\langle t_n^0 \rangle$ 的定义如下：

$$\langle t \rangle_n^0 = \begin{cases} t_n^0, & t_n^0 > 0 \\ 0, & t_n^0 \leq 0 \end{cases} \tag{8}$$

层间应力达到起始损伤准则后，使用 B-K 能量准则^[21] 模拟层间单元的损伤演化过程，如下式所示：

$$G_C = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{shear}}{G_T} \right)^\eta \tag{9}$$

其中： G_C 为混合模式下的断裂韧度； $G_{shear} = G_{II} + G_{III}$ ； $G_T = G_{shear} + G_I$ ； G_{IC} 、 G_{IIC} 和 G_{IIIC} 分别为 I 型、II 型和 III 型的临界能量释放率； η 为 B-K 准则系数，取 1.45^[22]。

2.3 橡胶本构模型

橡胶具有高弹性、黏弹性和不可压缩性，其弹性模量很小，受力后产生大变形。Ogden 模型能避免橡胶高应变导致的模型不收敛问题，实现稳定计算。应变能密度函数 W 表达式如下^[23]：

$$W = \sum_{i=1}^N \frac{\mu_i}{\alpha_i} \left(\lambda_1^{\alpha_i} + \lambda_2^{\alpha_i} + \lambda_3^{\alpha_i} - 3 \right) \tag{10}$$

其中： μ_i 、 α_i 为模型参数，具体数值由试验测定； λ_1 、 λ_2 和 λ_3 分别表示 3 个方向上的主伸长率； N 表示模型的阶数。

2.4 有限元仿真模型

结合试验利用 Abaqus/Explicit 建立有限元仿

真分析模型，使用 Fortran 语言编写三维 Hashin 失效判据的 VUMAT 子程序。层压板网格类型为 8 节点减缩积分体单元 (C3D8R)，网格尺寸为 9 mm，内聚层单元网格类型为 COH3D8。橡胶材料的 Ogden 模型参数参考文献 [9]，如表 3 所示。有限元模型如图 3 所示，冲头速度设置为 1 m/s，上下夹具均固支，夹具与层压板之间建立通用接触。

表 3 Ogden 材料参数 (N=2)

Table 3 Ogden material parameters (N=2)

<i>i</i>	μ_i /MPa	α_i
1	0.459	3.564
2	3.409	-0.149

Note: μ_i , α_i —Material constants.

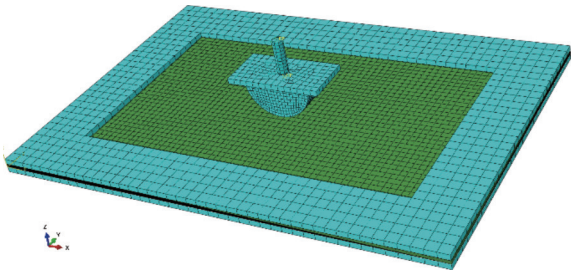


图 3 有限元模型

Fig. 3 Finite element model

3 结果与分析

3.1 载荷-位移曲线试验与仿真结果对比

图 4 为刚性冲头对应的试验和仿真的载荷-位移曲线。可以看出仿真曲线与试验曲线结果吻合较好。试验中 SD 和 SH 冲头加载下分别在 51.39 kN 和 40.1 kN 处出现掉载，并发出明显的爆破声，表明层合板开始出现损伤。此外可见 SD 冲头在相同载荷下的位移比 SH 冲头更小，这是由于 SD 冲头与层压板为线接触，接触面积比 SH 冲头更大，局部接触应力较小。

橡胶冲头对应的试验与仿真的载荷-位移曲线如图 5 所示。仿真得到的载荷-位移曲线与试验结果的一致性较好，验证了该分析模型的有效性。由于橡胶冲头在压缩过程的前期发生大变形，与层合板的接触面积不断增大，使载荷上升较为缓慢；随着橡胶冲头变形至极限，载荷迅速增加至 90 kN。

3.2 层合板损伤试验与仿真结果对比

图 6 为刚性冲头对应的层合板试验后的形貌。SD 和 SH 冲头对应的层合板受冲面分别出现椭圆

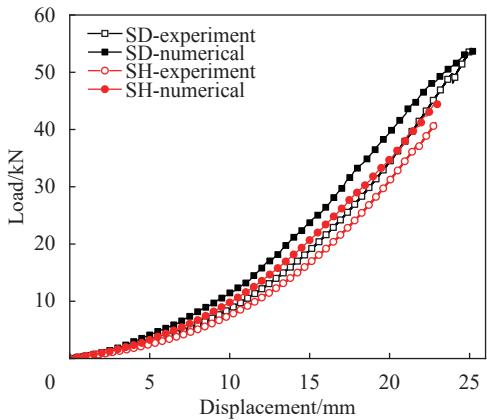


图 4 刚性冲头的试验和仿真载荷-位移曲线对比
Fig. 4 Comparison of experimental and simulated load displacement curves for rigid impactors

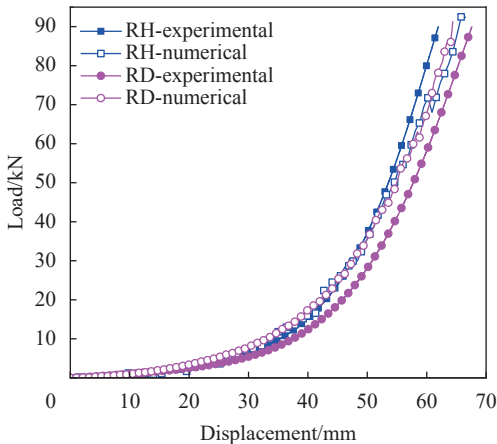


图 5 橡胶冲头的试验和仿真载荷-位移曲线对比
Fig. 5 Comparison of experimental and simulated load displacement curves for rubber impactors

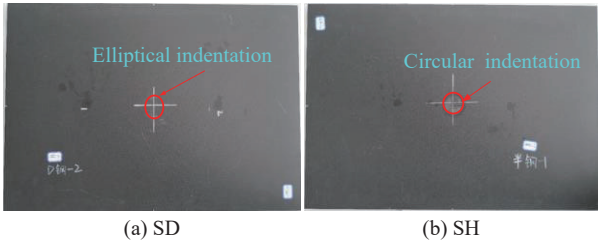


图 6 DE710-T700S 层合板形貌图
Fig. 6 DE710-T700S laminate profile graphs

形和圆形凹坑，背面均无目视可见的损伤。

图 7 分别为 SD、SH、RD 和 RH 冲头加载后的层合板超声 C 扫结果。当冲头为刚性时，会导致明显的内部分层损伤，SD 和 SH 冲头导致的损伤中心面积分别为 6 070 mm²、5 208 mm²。其中 SD 冲头下还伴随出现-45°方向的内部分层，这是由于失效瞬间的动态载荷导致的。当冲头为橡胶

时，在 90 kN 载荷下未发现表面可见损伤和内部分层损伤。

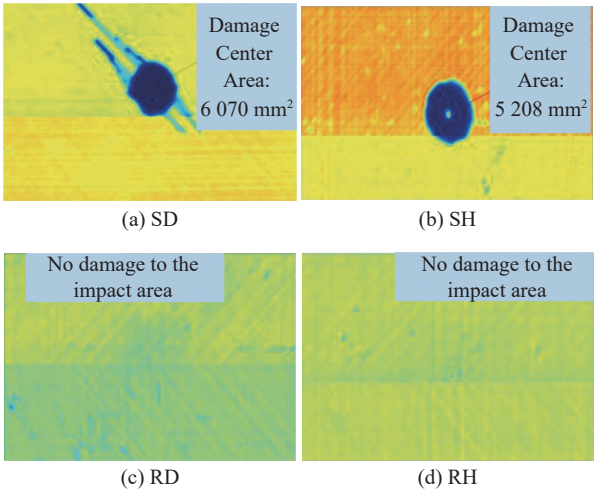


图 7 DE710-T700S 层合板冲击后 C 扫描损伤图
Fig. 7 Damage of DE710-T700S laminate under C-scan graphs

在仿真分析中橡胶冲头冲击后层压板同样未出现任何损伤。图 8 为刚性冲头冲击后层合板累计损伤仿真结果，SD 和 SH 冲头冲击下的累计损伤面积分别为 5 767.3 mm²、4 775.5 mm²，与试验结果相比误差分别为 5.0% 和 8.3%。



图 8 DE710-T700S 层合板仿真分层损伤累计结果
Fig. 8 Simulated cumulative delamination damage results of DE710-T700S laminate

3.3 橡胶冲头变形试验与仿真结果对比

图 9 给出了仿真与试验中橡胶冲头的变形情况对比图。可以看出，随着载荷逐渐增加，橡胶逐渐压缩至扁平状，与试验中橡胶变形过程基本一致。

3.4 层合板变形仿真结果分析

图 10 给出了仿真中不同冲头在载荷均为 40 kN 时层合板的整体位移云图。SD、SH、RD、RH 冲头冲击下层合板的最大位移分别为 20.1 mm、21.6 mm、16.6 mm 和 17.5 mm。SD、SH 冲头冲击下层压板的最大位移分别是 RD、RH 冲头冲击下的 1.21 倍和 1.23 倍。

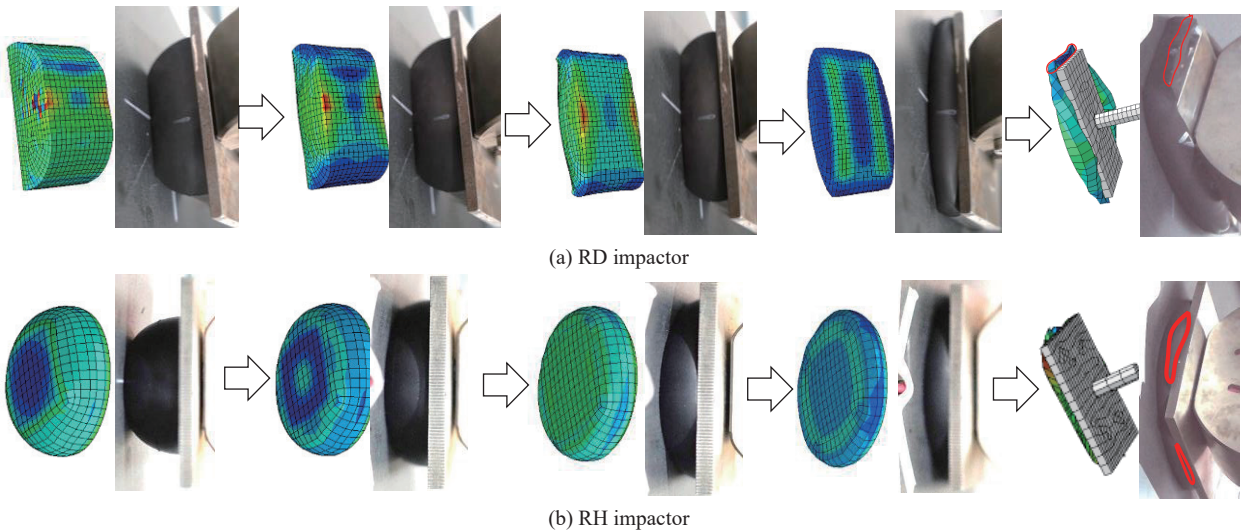


图 9 橡胶变形试验结果与仿真结果对比图

Fig. 9 Comparison of experiment and simulation results of rubber deformation

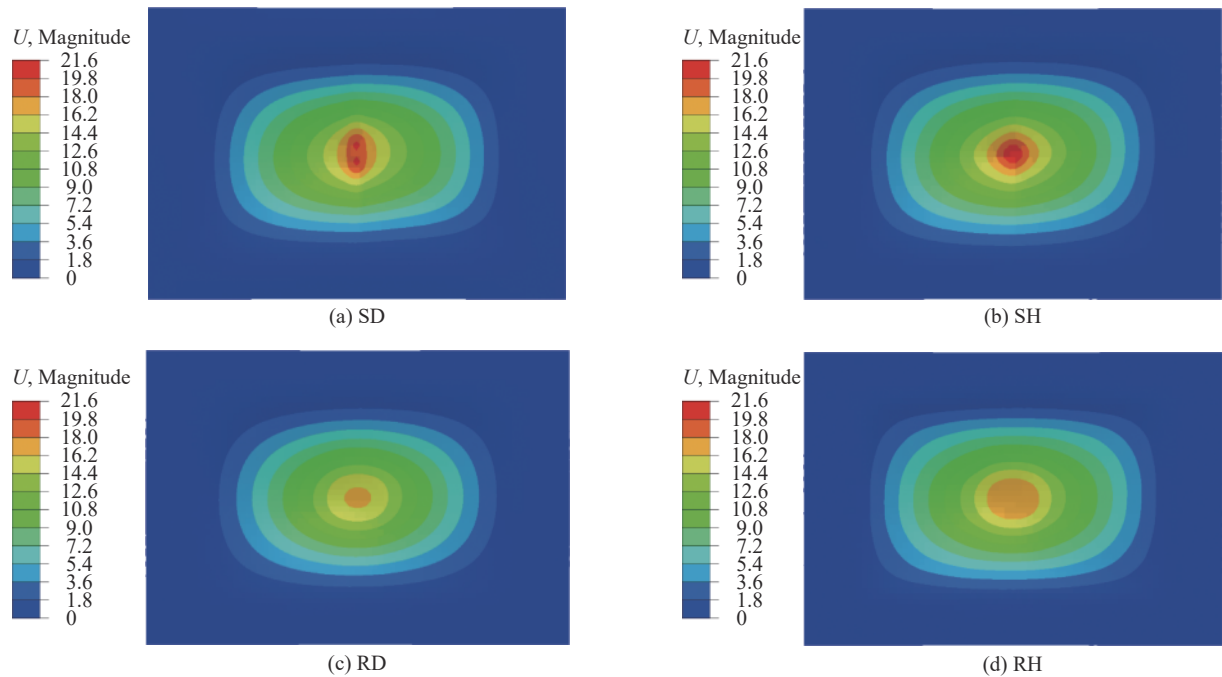


图 10 不同冲头下 DE710-T700S 层合板位移云图

Fig. 10 Displacement contours of the DE710-T700S laminate under different impactors

分析可见，SH 冲头使层合板局部变形最大，是由于其与层合板接触面积最小，局部应力较大导致的，且呈圆形。SD 冲头与层合板之间为线接触，面积稍大，接触载荷稍小且局部变形呈椭圆形。

对于橡胶冲头，橡胶大变形后与层合板的接触面积大大增加，局部应力较低，因此层合板的位移较小。此外可见，不同形状的橡胶冲头使层合板产生的位移云图不存在明显差异。

图 11 给出了通过仿真分析得到的不同冲头下层合板的载荷-最大位移曲线对比。当冲头为橡胶时，橡胶通过大变形增加了与层合板的接触面积，从而减小了局部接触应力和层合板局部变形，使层合板能够承受更高的载荷而不会出现损伤。

3.5 层合板内能-位移曲线分析

图 12 给出了不同类型冲头对应的层合板内能-位移曲线对比。结合试验结果可知：SD 和 SH 冲头对应的层合板在能量分别在 440 J 和 310 J 时出

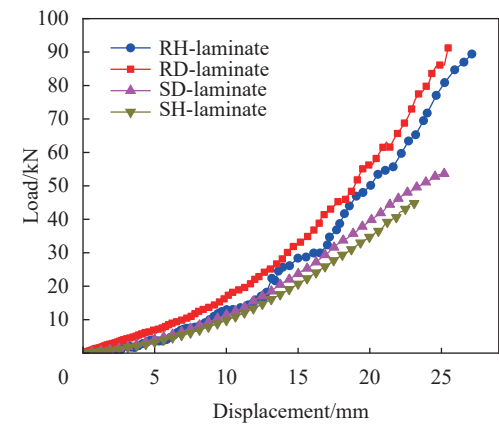


图 11 不同冲头下 DE710-T700S 层合板载荷-位移曲线对比
Fig. 11 Comparison of load-displacement curves of DE710-T700S laminated plates under different impactors

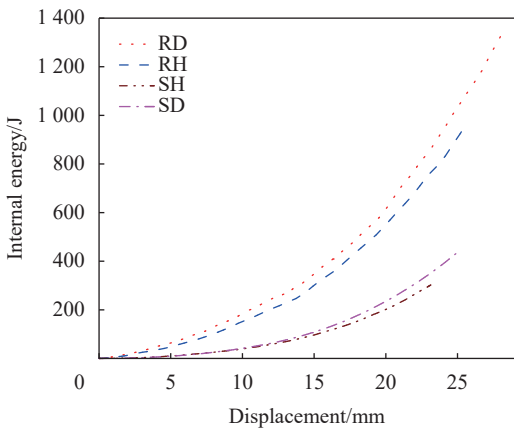


图 12 DE710-T700S 层合板内能-位移曲线对比
Fig. 12 Comparison of internal energy-displacement curves of DE710-T700S laminated plates

现损伤，冲头输入的能量通过层合板变形和损伤被吸收；RD、RH 冲头在加载能量分别达到 1 360 J、970 J (约为刚性冲头的 3.1 倍) 时，仍未对层合板造成任何形式的损伤，能量通过弹性应变能的形式存储在层合板中。卸载后，随着层合板形状的复原，存储的能量被释放。

4 结论

- (1) 在刚性冲头和橡胶冲头下的载荷位移曲线、损伤形状和尺寸的试验与仿真结果较为一致，验证了建立的仿真分析模型的有效性。
- (2) 当载荷达到 40 kN 时，刚性冲头下的层合板已产生较大的变形和较严重的分层损伤。而橡胶冲头在加载过程中被压缩至扁平状，增加了接触面积，使得局部应力减小，载荷直至 90 kN 时层合板仍未产生任何损伤。
- (3) 对于刚性冲头而言，层合板变形和损伤情

况受冲头形状影响较大；橡胶冲头冲击下冲头形状对层合板变形和损伤影响较小。

(4) D 形钢、半球形钢冲头加载下层合板分别在 440 J 和 310 J 能量下就出现严重损伤，而橡胶冲头加载下能量为刚性冲头的 3.1 倍时，仍不会对层合板造成任何损伤。

参考文献：

[1] ZHANG X W, MOHAMMED I K, ZHANG M Y, et al. Temperature effects on the low velocity impact response of laminated glass with different types of interlayer materials[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2019, 124: 9-22.

[2] CHAUPAL P, PRAKASH R. Recent Advances in Manufacturing Modelling and Optimization[M]. Singapore: Springer Nature, 2022: 149-158.

[3] NAM M. High energy wide area blunt impact damage to internal structural components of composite aircraft fuselage structures [D]. San Diego: University of California San Diego, 2021.

[4] DEFRANCISCI G K. High energy wide area blunt impact on composite aircraft structures[D]. San Diego: University of California San Diego, 2013.

[5] Federal Aviation Administration. High-energy wide-area blunt impact for composite structures: PS-ANM-25-20[S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2016.

[6] ZOU J C, LEI Z K, BAI R X, et al. Damage and failure analysis of composite stiffened panels under low-velocity impact and compression after impact[J]. *Composite Structures*, 2021, 262: 113333.

[7] 拓宏亮, 马晓平, 卢智先. 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 [J]. *复合材料学报*, 2018, 35(7): 1878-1888.

TUO Hongliang, MA Xiaoping, LU Zhixian. A model for low velocity impact damage analysis of composite laminates based on continuum damage mechanics[J]. *Acta Materialiae Compositae Sinica*, 2018, 35(7): 1878-1888(in Chinese).

[8] 马良颖. 碳纤维增强树脂基复合材料的抗鸟撞性能研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.

MA Liangying. Research on bird strike resistance of carbon fiber rein-forced resin matrix composites[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021(in Chinese).

[9] CHEN Z M. Experimental and modeling investigation of blunt impact to stringer-reinforced composite panels[C]// BAKIS C E. 28th Annual Technical Conference of the American-Society-for-Composites. PennState: Destech Publications, 2013: 1848-1867.

[10] HEIMBS S, VAN DE NBROUCKE B, DUPLESSIS KERGO-

- MARD Y, et al. Rubber impact on 3D textile composites[J]. *Applied Composite Materials*, 2012, 19(3-4): 275-295.
- [11] MIKULIK Z, HAASE P. Composite damage metrics and inspection-blunt impact (CODAMEIN), NASA/CR-2001-211025[R]. Hambury: European Aviation Safety Agency, 2010.
- [12] DING Y Z, LIU J, HALL Z E C, et al. Damage and energy absorption behaviour of composite laminates under impact loading using different impactor geometries[J]. *Composite Structures*, 2023, 321: 117259.
- [13] HABIBI M, ABBASSI F, LAPERRIÈRE L. Quasi-static indentation and acoustic emission to analyze failure and damage of bio-composites subjected to low-velocity impact[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2022, 158: 106976.
- [14] BOZKURT M O, COKER D. In-situ investigation of dynamic failure in $[0_5/90_3]_s$ CFRP beams under quasi-static and low-velocity impact loadings[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2021, 217-218: 134-154.
- [15] SUN X C, WISNOM M R, HALLETT S R. Interaction of inter- and intralaminar damage in scaled quasi-static indentation tests: Part 2—Numerical simulation[J]. *Composite Structures*, 2016, 136: 727-742.
- [16] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1980, 47(2): 329-334.
- [17] 邹田春, 李龙辉, 巨乐章, 等. CFRP-铝合金板单、双搭接胶接头刚度退化机理 [J]. *材料导报*, 2022, 36(19): 155-160.
- ZOU Tianchun, LI Longhui, JU Yuezhang, et al. Stiffness degradation mechanism of single and double lap bonded joints of CFRP-aluminum alloy plates[J]. *Materials Reports*, 2022, 36(19): 155-160(in Chinese).
- [18] EBADI-RAJOLI J, AKHAVAN-SAFAR A, H HOSSEINI-TOUDESHPYH, et al. Progressive damage modeling of composite materials subjected to mixed mode cyclic loading using cohesive zone model[J]. *Mechanics of Materials*, 2020, 143: 103322.
- [19] JOHRI N, CHANDRA KANDPAL B, KUMAR N, et al. Effect of ply thickness and orientation on fatigue delamination of laminated composites using cohesive zone model[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2021, 46(20): 11040-11045.
- [20] CAMANHO P P, DAVILA C G, DE MOURA M F. Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials[J]. *Journal of Composite Materials*, 2003, 37(16): 1415-1438.
- [21] KARNATI S R, SHIVAKUMAR K. Limited input benzeggagh and kenane delamination failure criterion for mixed-mode loaded fiber reinforced composite laminates[J]. *International Journal of Fracture*, 2020, 222(1-2): 221-230.
- [22] ZHOU J J, WEN P H, WANG S N. Numerical investigation on the repeated low-velocity impact behavior of composite laminates[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2020, 185: 107771.
- [23] 魏家威, 石膏鹏, 冯振宇. 应变率相关的橡胶本构模型研究 [J]. *高压物理学报*, 2022, 36(2): 107-117.
- WEI Jiawei, SHI Xiaopeng, FENG Zhenyu. Strain rate dependent constitutive model of rubber[J]. *Chinese Journal of High Pressure Physics*, 2022, 36(2): 107-117(in Chinese).