文章编号：1007−7294(2026)07−1158−15

复合材料夹芯板高速冲击损伤特性和剩余极限强度研究

亢文远[a,b]，徐双喜[a,b]，谌　伟[a,b]，邱　屿[a,b]，吴轶钢[a,b]，泥衍辰[a,b]
（武汉理工大学 a. 舰艇爆炸冲击毁伤与防护湖北省国防科技重点学科实验室；b. 船海与能源动力工程学院，武汉 430063）

摘要：针对复合材料夹芯板高速冲击及其冲击后的剩余强度评估问题，本文建立考虑多种失效模式结合的复合材料夹芯板高速冲击及其冲击后的剩余强度数值计算方法，设计单点冲击工况，采用 7.5 mm 立方体 45#钢破片（速度 1200 m/s±5%）开展高速冲击试验，并对冲击后试板进行轴向压缩试验。在有限元软件 ABAQUS 中采用提出的数值计算方法开展仿真计算，发现试验与仿真的剩余速度、最大压缩载荷误差均在 10% 以内，验证了数值计算方法的有效性。基于提出的数值计算方法，探究了破片数量对夹芯板高速冲击后的剩余强度影响，对比各工况，发现单破口位置对复合材料夹芯板剩余强度无显著影响；当破口数量从 1 增加至 3 时，剩余强度比逐渐下降，下降速率加快。

关键词：复合材料夹芯结构；高速冲击；剩余压缩强度；数值计算方法
中图分类号：O347　　**文献标识码：**A　　**doi:** 10.3969/j.issn.1007−7294.2026.07.010

Hypervelocity impact damage characteristics and residual ultimate strength of composite sandwich panels

KANG Wen−yuan[a,b], *XU Shuang−xi*[a,b], *SHEN Wei*[a,b], *QIU Yu*[a,b], *WU Yi−gang*[a,b], *NI Yan−chen*[a,b]
(a. Hubei Defense Science and Technology Key Laboratory of Ship Explosion Damage and Protection; b. School of Naval Architecture, Ocean and Energy Power Engineering, Wuhan University of Technology, Wuhan 430063, China)

Abstract: To address the issues of hypervelocity impact on composite sandwich panels and the evaluation of their post-impact residual strength, this study established a numerical calculation method for the hypervelocity impact behavior of composite sandwich panels and their post-impact residual strength, which incorporates multiple failure modes. A single-point impact case was designed, and hypervelocity impact tests were conducted using 7.5 mm cubic 45# steel fragments with an impact velocity of 1200 m/s ± 5%. Subsequent axial compression tests were performed on the impacted panels to determine their residual strength. The proposed numerical calculation method was implemented in the finite element software ABAQUS for simulation. The results indicate that the errors between the experimental and simulated values of residual velocity and maximum compressive load are both within 10%, thus verifying the effectiveness of the developed numerical calculation method. Based on this validated numerical method, the influence of the number of fragments on the post-impact residual strength of the sandwich panels was further investigated.

收稿日期：2025−12−11
基金项目：国家自然科学基金资助项目(52471338)；工信部船舶 CAE 研发应用项目(CBZ01N23-01)
作者简介：亢文远(2002–)，男，硕士研究生；徐双喜(1983–)，男，博士，教授；
邱　屿(1996–)，男，博士，助理研究员，通讯作者，E-mail: qiuyu_ayu@163.com。

Comparative analysis across different test cases reveals two key findings: first, the position of a single impact-induced breach has no significant effect on the residual strength of the composite sandwich panels; second, as the number of breaches increases from 1 to 3, the residual strength ratio decreases progressively, with the rate of decrease accelerating.

Key words: composite sandwich structure; hypervelocity impact; residual strength; numerical calculation method

0 引　言

为应对现代海战对隐蔽性的严苛要求，具有低可探测性、优异力学性能与轻量化优势的复合材料桅杆已成为新型舰船设计的重要发展方向。在现代海战毁伤体系中，高速破片作为重要的毁伤元，对舰船复合材料桅杆构成显著威胁。由于桅杆结构在遭受攻击后仍需维持作战系统的完整性，若剩余强度不足，可能导致局部结构失稳甚至整体功能瘫痪。因此，量化评估冲击损伤后的剩余承载性能，是保障复合材料桅杆“带伤工作”能力的重要技术指标。

复合材料抗高速冲击及冲击后力学性能的研究，已成为结构防护领域的核心方向之一，国内外学者围绕材料体系、结构形式与载荷条件开展了大量探索。在高速冲击响应与抗侵彻机制方面，相关研究主要聚焦于单一结构或特定参数的影响规律：卢涛[1] 采用多方法融合研究体系，系统探究了碳纤维增强复合材料的准静态/动态加载响应特性及结构构型对抗弹性能的影响机制，研究发现弹道极限与板厚呈正相关。郝永强[2] 通过开展改变着角的弹道冲击试验，系统探究了长方体破片侵彻碳纤维复合材料的动态响应机制，揭示了材料厚度与侵彻角度对弹道极限的耦合影响规律。在高速冲击数值模拟方面，孙卫兵[3] 采用多尺度建模方法，系统研究了 Kevlar/环氧树脂层合板在高速冲击过程中的响应，研究构建了破片–材料动态耦合模型，并自主开发 MATLAB 解析求解器实现破片剩余速度的高效预测。在材料体系优化方面，文献[4−7] 对不同堆叠顺序的 Kevlar、碳、玻璃纤维和树脂混合纤维层压板进行了高速冲击试验，结果表明，采用混合纤维体系的层合结构在能量吸收方面显著优于单一碳纤维增强复合材料，其中以玻璃纤维或芳纶纤维作为表层的梯度构型展现出更优的抗冲击特性。此外，针对层合板与金属复合结构，王玥[8] 以碳纤维金属层合板三明治结构为研究对象，研究发现增加芯材层数能够更加有效地促进爆炸冲击波作用下的层间应力扩散，有助于提升结构的抗爆性能。

在冲击后压缩性能研究领域，国内外学者则围绕损伤演化机制、结构优化与数值建模展开探索。在试验研究层面，赖家美等[9] 采用 VARTM 工艺制备了缝合/非缝合碳纤维–泡沫夹芯复合材料，通过低速冲击及冲击后压缩试验研究其损伤演化规律。研究表明，在相同冲击能量下，缝合试件凹坑深度较非缝合试件显著减少，剩余压缩强度保留率明显提高。Verma 等[10] 对真空辅助注塑法制备的伪弹性形状记忆合金玻璃/环氧复合材料层合板的高速冲击后压缩行为进行了试验研究。结果表明，在 70 m/s 速度下，PE-SMA 基复合材料具有较好的损伤容限，而在较高的速度下，由于损伤的局部化程度较高，玻璃/环氧均质复合材料的分层面积减小，压缩强度反而较高。孙杰等[11] 针对碳纤维增强复合材料的低速冲击损伤演化规律开展了系统研究，通过冲击试验与冲击后压缩试验相结合的方法，揭示了材料损伤阻抗的相关机制。研究发现碳纤维增强复合材料（CFRP）的分层损伤阈值由材料纤维/基体界面强度等本征特性及成型工艺参数共同决定，与冲击能量无显著相关性。在数值模拟层面，陈勇等[12] 通过试验与数值模拟相结合的方法，系统研究了玻璃纤维增强铝合金（GLARE）层板在高速冲击载荷下的损伤容限特性。结果表明，GLARE 层板通过多级能量耗散机制吸收冲击动能，金属层塑性变形与裂纹扩展耗能占比超过一半，纤维–金属界面脱粘与纤维断裂吸收了剩余能量。Tuo 等[13] 通过构建多能级冲击试验方案，构建了融合层内基体开裂、纤维断裂与层间界面脱粘的三维跨尺度损伤表征模型，精确复现复合材料在复杂载荷序列下的渐进失效过程，数值预测结果与多源试验数据呈现显著相关性。

综上所述，可以发现现有研究两处不足。其一，现有高速冲击与 CAI 研究多集中于层合板或简单

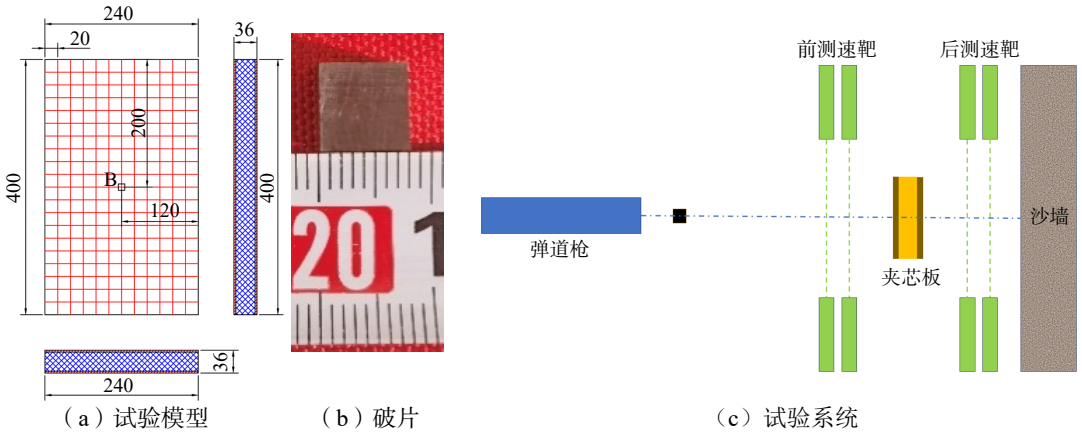
三明治结构，对于碳纤维泡沫夹芯结构的关注不足，特别是其芯层泡沫与面板的界面作用和泡沫吸能机制对高速冲击响应的影响以及冲击后夹芯结构整体承载能力的演化规律，相关研究仍较为零散，缺乏系统性试验与理论支撑；其二，现有研究多将高速冲击与冲击后压缩视为独立过程，而针对复合材料夹芯板从高速冲击损伤萌生、扩展到冲击后压缩失效的全流程一体化数值计算方法，目前鲜有文献研究。本文开展了复合材料夹芯板高速冲击试验及其冲击后剩余强度试验，并提出考虑多种失效模式结合的复合材料夹芯板高速冲击及其冲击后的剩余强度一体化的数值计算方法，通过试验与仿真对比，验证了数值仿真方法的有效性，并根据该数值仿真方法，探究了破片数量对复合材料夹芯板剩余压缩强度的影响。

1 复合材料夹芯板高速冲击试验与冲击后剩余强度试验

1.1 复合材料夹芯板高速冲击试验

1.1.1 试验过程

选取某桅杆的局部典型夹芯板结构进行研究，夹芯板由两侧 3 mm 厚的复合材料面板与中间 30 mm 厚的 PVC 泡沫夹芯构成，两侧面板均由 4 层玻璃纤维与 14 层碳纤维铺层而成，其中 4 层玻璃纤维在外侧，铺层角度为$[45/-45]_2$，14 层碳纤维在内侧，5~6 层铺层角度为[0/90]，7~14 层铺层角度为$[0/90/45/-45]_2$，15~18 层铺层角度$[0/90]_2$。试板尺寸如图 1(a)所示。



（a）试验模型　（b）破片　（c）试验系统

图 1 试验模型及试验系统

Fig.1 Test model and test system

本次高速冲击试验采用标准立方体弹道破片作为高速冲击体。破片选用 45#钢经精密数控加工而成，尺寸为 7.5 mm×7.5 mm×7.5 mm 的标准立方体，质量为 3.3 g，取自文献[14]，具体可见图 1(b)。为精确测定破片速度，在靶体前后配置测速靶网，采用时差法测速原理计算剩余速度。夹芯板试件四角通过夹持装置固定。夹芯板试件上 B 点作为高速冲击的目标靶点，破片初速度为(1200±5%) m/s。试验系统如图 1(c)所示。

1.1.2 试验结果

测量得到破片在试验前的速度为 1163.5 m/s，在试验后的速度为 672.6 m/s，试验前后速度差为 490.9 m/s。试验结果如图 2 所示，发现破片在试板上造成孔洞，并穿透试板，且破口尺寸基本与破片尺寸相当。迎弹面破口形状与破片形状相近，呈旋转后的正方形。破口处纤维明显损伤外露，纤维发生分层且断裂面整齐，整体向破片高速冲击方向凹陷，泛白区域约为 50 mm×50 mm，大致呈圆形。背弹面破口形状更接近圆形，破口处呈现放射状开裂，有大量纤维破损剩余物，其中玻璃纤维较为完好，每根纤维间较为分明；碳纤维损伤较为严重，纤维断裂后混合在一起。纤维损伤外露、发生分层且断裂面整齐，断裂纤维整体向板外突出，泛白区域约为 60 mm×50 mm，大致呈十字形。

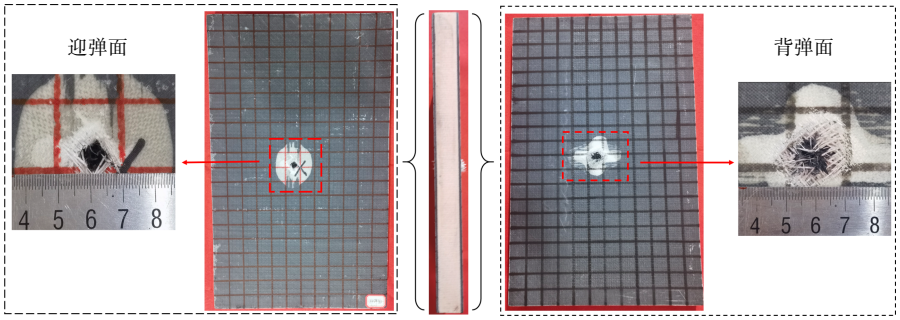


图 2　破片高速冲击靶点 B 试验结果

Fig.2　Test results of fragments impacting target B at hypervelocity

1.2 复合材料夹芯板高速冲击后剩余强度试验

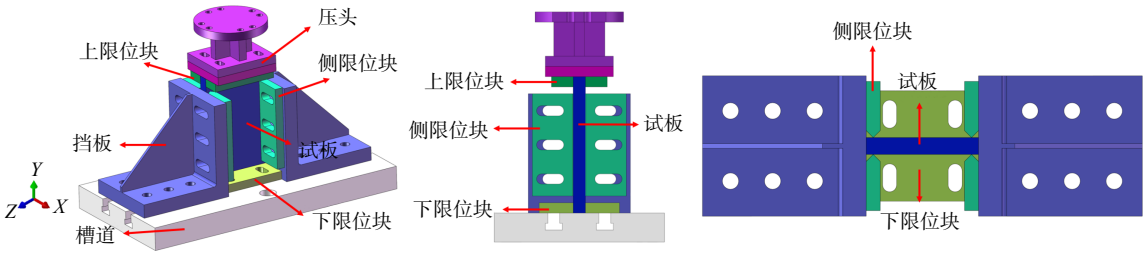
1.2.1 试验工装

高速冲击下剩余强度试验使用的试件为 1.1 节中高速冲击试验后的试板(编号为 C1)与一块完好试板(编号为 C2)。本文冲击后压缩强度试验参考美国材料试验协会 ASTM D7137/D7137M, 该标准被广泛应用于复合材料夹芯板冲击后剩余强度评价试验。根据该标准, 剩余压缩强度定义为[15]

$$P = \frac{F_{\max}}{A} \tag{1}$$

式中: P 为冲击后的剩余压缩强度, 单位为 MPa; A 为总横截面面积, 单位为 mm^2; $F_{\max}$ 为压缩失效前的最大压缩力, 单位为 N。

压缩试验的工装如图 3 所示。试验工装整体放置在槽道上, 两侧挡板下端通过螺栓孔和垫板与槽道固定。上限位块用以限制试板侧向位置的除垂直方向外的所有平动位移和所有转动位移, 下限位块将试板底部完全固定, 侧限位块用以限制试板侧向位置的除垂直方向外的所有平动位移, 试板被上、下和两侧的限位块以及顶部的压头所约束, 限制试件面外的位移, 有效防止压缩过程中的失稳和屈曲。



(a) 工装三维模型　　(b) *XOY* 平面剖视图　　(c) *XOZ* 平面剖视图

图 3　剩余压缩强度试验工装

Fig.3　Tooling for residual compressive strength test

1.2.2 试验工况

第一次试验为预试验, 使用试验系统的力控制模式, 控制压头加压 400 N, 加压完成后, 首先确定试件的压缩方向未发生偏移, 然后确定试件的上下部分面外变形一致。正式试验时, 采用试验系统的位移控制模式, 根据试验标准建议将压缩速率设置为 1 mm/min, 为确保安全, 设置最大位移 10 mm 或最大载荷下降至 80% 时自动停止(工况设置如表 1 所示)。

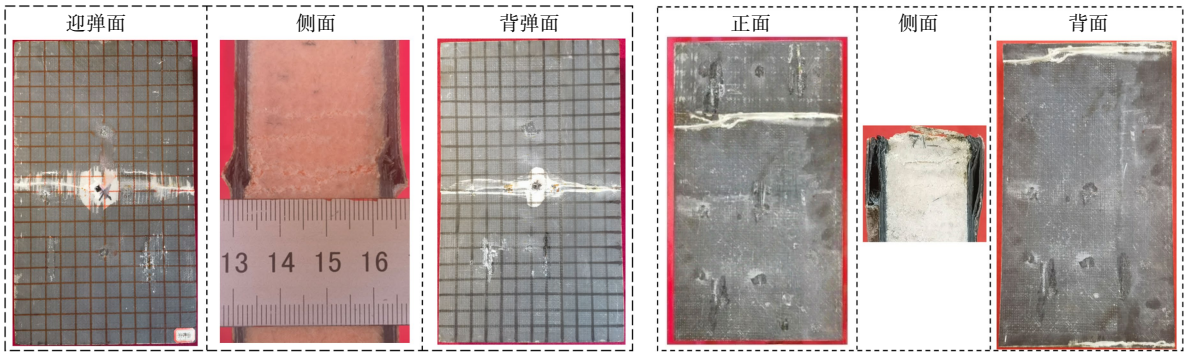
表 1　剩余压缩强度试验工况设置

Tab.1　Test condition settings of residual compressive strength

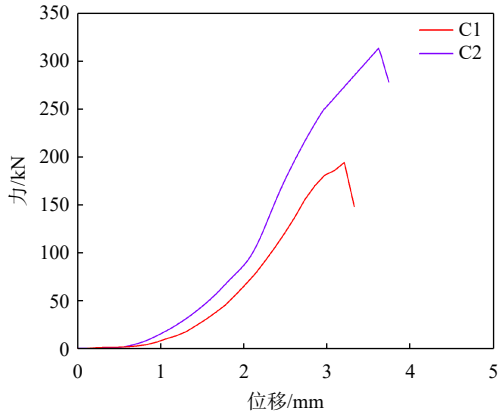
工况	试验模型	压力/N	压缩速度/(mm·min^{-1})
预试验	完好试板	400	–
C1	完好试板	–	1
C2	高速冲击后试板	–	1

1.2.3 试验过程及结果

对于 C1 试件, 通过观察迎弹面和背弹面, 发现在高速冲击试验造成的初始损伤处, 产生了平行于板宽方向的白色损伤痕迹。通过观察试板侧面, 发现迎弹面和背弹面的面板都出现了分层和剥离现象, 面板向外凸出约 2 mm; 中间的 PVC 泡沫芯层也发生了明显的变形和压缩, 芯层的完整性受到破坏。对于 C2 试件, 即完好复合材料夹芯板同样产生了平行于板宽方向的白色损伤痕迹, 但其最终发生断裂的位置不同, 断裂发生在夹芯板中间偏向加载端的位置, 从断裂处到试板顶端约为 105 mm。试验结果如图 4 所示。



（a）高速冲击后试板压缩试验结果　　（b）完好试板压缩试验结果



（c）载荷位移曲线

图 4 压缩试验结果

Fig.4 Compression test results

含初始损伤板的最大压缩位移为 3.19 mm, 最大压缩载荷为 193.70 kN, 完好试板的最大压缩位移为 3.73 mm, 最大压缩载荷为 312.51 kN, 根据式(1)求解得到含初始损伤板与完好复合材料夹芯板的极限压缩强度分别为 22.42 MPa 和 36.17 MPa。

2 复合材料夹芯板高速冲击与冲击后剩余强度数值仿真

2.1 复合材料夹芯板材料失效准则及损伤演化

2.1.1 复合材料失效准则及损伤演化

本文采用三维 Hashin 失效准则[30] 构建复合材料损伤判据体系, 具体公式如下

(1)纤维拉伸损伤($\sigma_{11}\geqslant 0$): $\left(\dfrac{\sigma_{11}}{X_{\mathrm{T}}}\right)^2+\left(\dfrac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\dfrac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2=1$

(2)纤维压缩损伤($\sigma_{11}<1$): $\left(\dfrac{\sigma_{11}}{X_{\mathrm{C}}}\right)^2=1$

(3)基体拉伸损伤($\sigma_{22}+\sigma_{33}>0$):
$$\left(\frac{\sigma_{11}}{2X_{\mathrm{T}}}\right)^2+\frac{\sigma_{22}^2}{|Y_{\mathrm{T}}Y_{\mathrm{C}}|}+\left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2+\sigma_{22}\left(\frac{1}{Y_{\mathrm{T}}}+\frac{1}{Y_{\mathrm{C}}}\right)=1$$

(4)基体压缩损伤($\sigma_{22}+\sigma_{33}<0$):
$$\left(\frac{\sigma_{11}}{2X_{\mathrm{T}}}\right)^2+\frac{\sigma_{22}^2}{|Y_{\mathrm{T}}Y_{\mathrm{C}}|}+\left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2+\sigma_{22}\left(\frac{1}{Y_{\mathrm{T}}}+\frac{1}{Y_{\mathrm{C}}}\right)=1$$

式中: X_{T}、X_{C}表征沿纤维方向的拉伸和压缩强度, Y_{T}、Y_{C}表征沿横向的拉伸和压缩强度, S_{12}、S_{13}和S_{23}表征三个方向的剪切强度。

采用连续损伤场变量表征复合材料夹芯结构的损伤演化过程, 构建基于刚度衰减因子的渐进失效分析模型。该多尺度刚度退化模型可通过分层张量分解方法建立, 其本构关系参考文献[16]。考虑在高速冲击时复合材料会产生应变率效应, 通过构建动态增强因子(Dynamic Increase Factor, DIF)参数化模型, 可实现多轴率敏感本构参数的智能约简。该动态强化效应量化表征方程可表述为

$$\mathrm{DIF}=\left\{\left[\tanh\left(\left(\log\left(\frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0}\right)-A\right)\times B\right)\right]\times\left[\frac{C}{(C+1)/2}-1\right]+1\right\}\times\frac{C+1}{2} \tag{2}$$

式中: A、B、C 是描述应变率效应的经验常数; $\dot{\varepsilon}_0$为参考应变率, 取值为$\dot{\varepsilon}_0=1\ \mathrm{s}^{-1}$; $\dot{\varepsilon}$为复合材料真实应变率。

考虑应变率效应的强度和模量的表达式分别描述如下

$$\{\boldsymbol{S}_{\mathrm{RT}}\}=\{\boldsymbol{S}_0\}\times\mathrm{DIF} \tag{3}$$

$$\{\boldsymbol{E}_{\mathrm{RT}}\}=\{\boldsymbol{E}_0\}\times\mathrm{DIF} \tag{4}$$

其中, $\{\boldsymbol{S}_0\}$和$\{\boldsymbol{E}_0\}$分别为相应的复合材料准静态下的强度与模量, $\{\boldsymbol{S}_{\mathrm{RT}}\}$和$\{\boldsymbol{E}_{\mathrm{RT}}\}$指材料在动态条件下的强度、模量, 其沿各方向上的分量如下所示

$$\{\boldsymbol{S}_{\mathrm{RT}}\}=\{\boldsymbol{X}_{\mathrm{T}},\boldsymbol{Y}_{\mathrm{T}},\boldsymbol{X}_{\mathrm{C}},\boldsymbol{Y}_{\mathrm{C}},\boldsymbol{Z}_{\mathrm{T}},\boldsymbol{Z}_{\mathrm{C}},\boldsymbol{S}_{12},\boldsymbol{S}_{23},\boldsymbol{S}_{31}\}^{\mathrm{T}} \tag{5}$$

$$\{\boldsymbol{E}_{\mathrm{RT}}\}=\{\boldsymbol{E}_{11},\boldsymbol{E}_{22},\boldsymbol{E}_{33},\boldsymbol{G}_{12},\boldsymbol{G}_{23},\boldsymbol{G}_{31}\}^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

式中: Z_{T}、Z_{C} 表征沿厚度方向的拉伸和压缩强度, E_{11} 表征沿纤维方向的弹性模量, E_{22} 表征沿横向的弹性模量, E_{33} 表征沿厚度方向的弹性模量, G_{12}、G_{23}、G_{31} 表征三个方向的剪切模量。

2.1.2 PVC 泡沫失效准则

PVC 泡沫失效准则采用 ABAQUS 可压碎泡沫本构模型。由于该模型未内嵌损伤表征模块, 需独立构建失效表征体系。当前主要采用两类方法: 其一基于三维压缩主应力与层间剪切应力的阈值判据[17], 其二通过延性破坏与剪切破坏准则的耦合应用[18−26]。

鉴于剪切冲塞是泡沫夹芯在高速冲击下的主导失效机制[27], 本文构建能量型损伤演化模型, 通过临界能量释放率量化剪切失效过程, 建立泡沫材料的动态失效表征方法。

2.1.3 层间与界面胶层失效准则

ABAQUS 引入基于内聚力模型的内聚力单元处理复合材料界面问题, 采用二次名义应力准则构建内聚力模型损伤起始判据, 实现混合模式损伤的精确表征。

当内聚力单元的损伤超过临界值时, 其刚度系数随外载增大呈现非线性递减规律。采用双线性本构关系[28] 描述该过程。

内聚力模型损伤演化过程如图 5 所示: 当界面分离位移δ_{m}^0超过临界位移δ_{m}时, 应力σ_{m}^0达到峰值并触发刚度衰减; 位移增至完全失效阈值$\delta_{\mathrm{m}}^{\max}$时, 界面承载能力完全丧失。刚度退化系数$D\in[0,1]$ 表征损伤程度, 其与当前刚度 K_0 及初始刚度 K 满足线性退化关系。

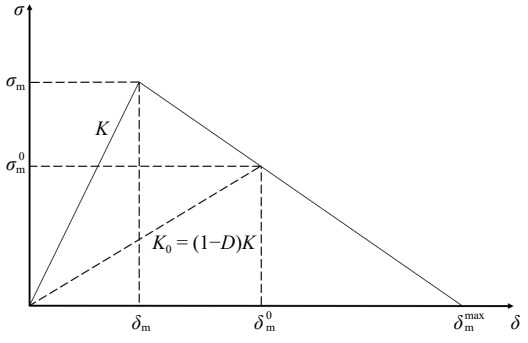


图 5 双线性内聚力模型刚度退化

Fig.5 Stiffness degradation of bilinear cohesive zone model

$$D = 1 - \frac{\delta_{\mathrm{m}}\sigma_{\mathrm{m}}^{0}}{\delta_{\mathrm{m}}^{0}\sigma_{\mathrm{m}}} = \frac{\delta_{\mathrm{m}}^{\max}(\delta_{\mathrm{m}}^{0} - \delta_{\mathrm{m}})}{\delta_{\mathrm{m}}^{0}(\delta_{\mathrm{m}}^{\max} - \delta_{\mathrm{m}})} \tag{7}$$

采用 B-K 准则构建失效判据，定量描述高速冲击下夹芯板的失效，表达方程如下

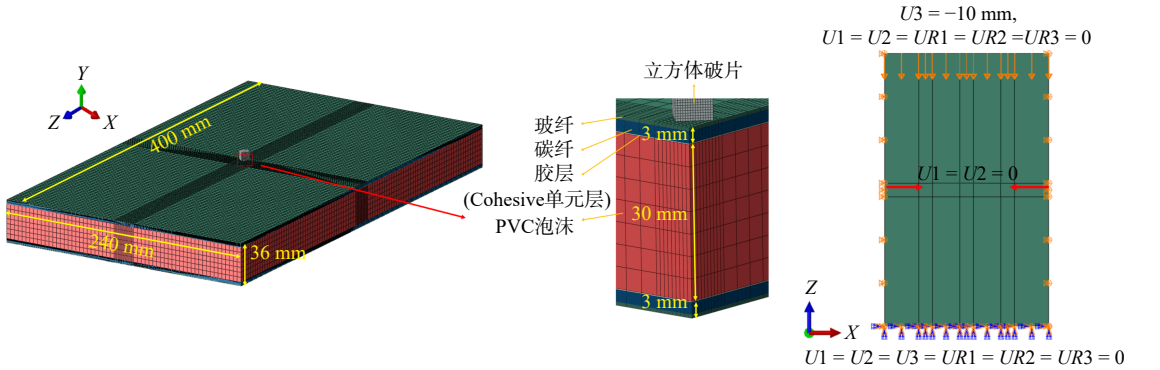
$$G_{\mathrm{IC}} + (G_{\mathrm{IIC}} - G_{\mathrm{IC}})\left(\frac{G_{\mathrm{II}}}{G_{\mathrm{T}}}\right)^{\eta} = G_{\mathrm{C}} \tag{8}$$

式中：G_{IC}和G_{IIC}对应 I 型与 II 型断裂模式的临界能量释放率；混合载荷条件下的临界能量释放率G_{T}表征为综合断裂参数，需满足基本约束条件$G_{\mathrm{T}} = G_{\mathrm{I}} + G_{\mathrm{II}}$；参数$\eta$代表由三点弯折试验标定的复合失效模式特征常数。对于混合断裂临界能量释放率G_{C}的数学表达式可表述为

$$G_{\mathrm{C}} = \frac{1}{2}K\delta_{\mathrm{m}}^{0}\delta_{\mathrm{m}}^{\max} \tag{9}$$

2.2 有限元模型

在 ABAQUS 中建立复合材料夹芯板有限元模型，如图 6(a)所示。计算时需要进行网格收敛性分析，在破片高速冲击区域设置 6 种不同网格尺寸梯度，通过对比 6 种不同网格密度下的破片剩余速度与试验时破片剩余速度，最终确定本文所使用的网格尺寸，结果如表 2 所示。



（a）有限元模型　　（b）剩余压缩强度计算试件边界条件

图 6 复合材料夹芯板有限元模型及剩余压缩强度计算边界条件

Fig.6 Finite element model of composite sandwich panel and boundary conditions for calculating residual compressive strength

表 2 不同网格尺寸仿真结果对比

Tab.2 Comparison of simulation results with different grid sizes

网格尺寸/mm	10×10	5×5	3×3	2×2	1.5×1.5	0.5×0.5
剩余速度v_{s}/（m·s^{-1}）	920.4	830.6	790	680.2	670.7	671.5
相对误差/%	36.9	23.5	17.5	1.1	0.3	0.2

从破片侵彻剩余速度来看，1.5 mm 网格计算结果与 0.5 mm 网格计算结果之间误差仅为 0.1%，可判断 1.5 mm 网格与 0.5 mm 网格的计算结果误差可忽略不计，而进一步加密单元尺寸，计算成本显著增加，因此本文在高速冲击区域单元网格尺寸选择 1.5 mm。立方体破片的边长为 7.5 mm，使用均匀网格进行划分，网格尺寸为 0.75 mm。复合材料夹芯板的几何尺寸为 400 mm×240 mm×36 mm，其中 PVC 芯层的厚度为 30 mm，单侧面板和胶层的总厚度为 3 mm。夹芯板网格划分采用分区策略。在破片高速冲击区域，划出 20 mm×20 mm 的区域进行网格细化，使用尺寸为 1.5 mm×1.5 mm 的网格进行划分，正方形的中心点与破片高速冲击中心点重合。其余区域使用 6 mm×6 mm 的网格进行划分。厚度方向上，面板以各层厚度进行划分，PVC 芯层则沿厚度方向以 6 mm 的尺寸均匀划分网格。破片与复合材料夹芯板之间使用面–面接触，设置法向接触为硬接触，切向摩擦系数为 0.3。网格类型上，胶层采用 Explicit 中的 Cohesive单元类型，COH3D8 单元，其余网格采用 Explicit 中的 3D Stress 单元类型，C3D8R 六面体单元。

高速冲击数值仿真时，试件边界条件与实际试验条件一致，为四角固支；破片在预定义场中设定初速度为 1200 m/s。剩余压缩强度数值仿真时，试件边界条件与试验保持一致，具体如图 6(b)所示，施加 Z 方向均布载荷模拟试验中试验机压头对试件的加载，并参考试验中的失效位移情况设置夹层板顶端位移为 10 cm。由于破片不再参与剩余压缩强度有限元仿真计算，但剩余压缩强度数值仿真时需要将高速冲击数值仿真结果整体导入，因此将破片的边界条件更改为限制所有方向的平动与转动自由度，使其不参与剩余压缩强度数值仿真。

破片材料为 45#钢，使用 Johnson-Cook 本构模型描述，具体材料参数见文献[8]，如表 3 所示。对于复合材料夹芯板，共包含四种不同的材料，分别为碳纤维、玻璃纤维、PVC 泡沫和胶层。碳纤维与玻璃纤维参数如表 4 所示，胶层材料参数如表 5 所示，PVC 泡沫参数参考文献[29]，如表 6 所示。

表 3　45#钢的 Johnson-Cook 本构模型参数

Tab.3　Johnson-Cook constitutive model parameters of 45# steel

材料	ρ/（kg·m^{-3}）	E/GPa	μ	A/MPa	B/MPa	C	n	m
45#钢	7800	200	0.3	506	320	0.064	0.28	1.06

表 4　碳纤与玻纤参数

Tab.4　Parameters of carbon fiber and glass fiber

材料	E_1/GPa	E_2/GPa	E_3/GPa	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
CFRP	60	60	9	0.09	0.25	0.25
GFRP	18	18	9	0.12	0.3	0.3
材料	G_{12}/GPa	G_{13}/GPa	G_{23}/GPa	X_t/MPa	X_c/MPa	Y_t/MPa
CFRP	10	5.3	5.3	1031	450	1031
GFRP	9	7	7	573	407	573
材料	Y_c/MPa	Z_t/MPa	Z_c/MPa	S_{12}/MPa	S_{13}/MPa	S_{23}/MPa
CFRP	450	51	130	55	55	50
GFRP	407	40	100	45	45	45

表 5　内聚力界面单元材料参数

Tab.5　Material parameters of cohesive interface elements

密度 ρ/（kg·m^{-3}）	界面法向模量 E_n/GPa	界面切向模量 E_s/GPa	界面切向模量 E_t/GPa	Ⅰ型断裂能量释放率 G_{IC}/（J·m^{-2}）	Ⅱ型断裂能量释放率 G_{IIC}/（J·m^{-2}）
400	3	1.5	1.5	520	970

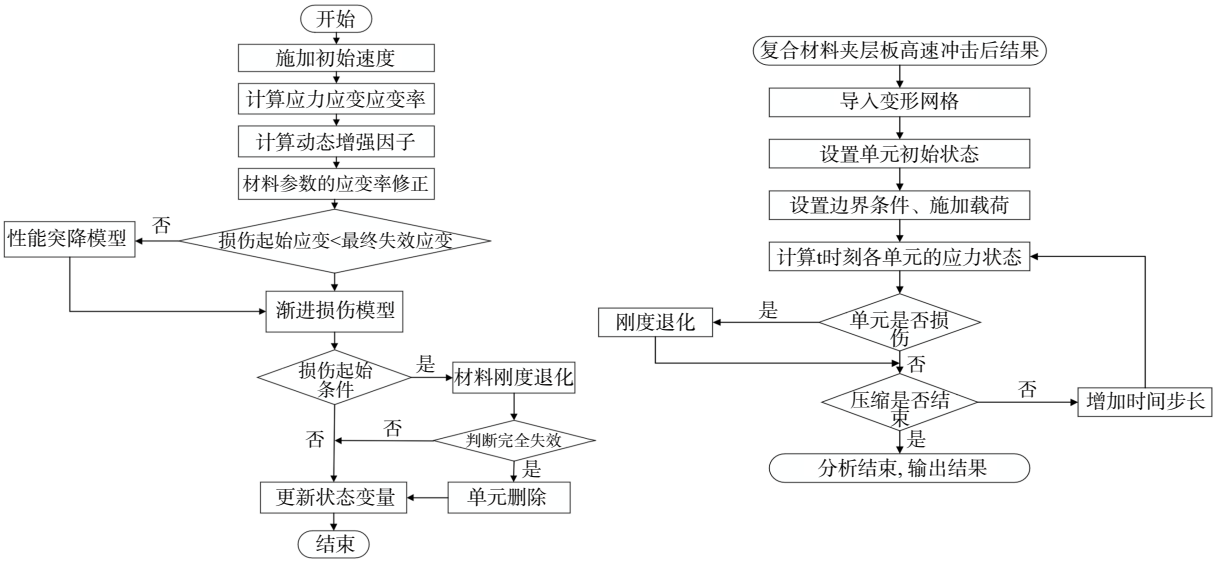
表 6　PVC 泡沫参数设置

Tab.6　Parameter settings of PVC foam

ρ/（t·mm^{-3}）	E/MPa	μ	σ/σ_f
1×10^{-10}	109.48	0.4	0.75

2.3 高速冲击及冲击后剩余强度数值仿真方法

本文计算框架采用统一损伤演化体系，通过 VUMAT 子程序实现冲击–压缩全过程的本构模型一致性。根据 2.1 节中的损伤与退化准则编写 VUMAT 子程序，高速冲击计算在 ABAQUS/Explicit 中求解。得到高速冲击模拟结果后，在 ABAQUS/Standard 中计算剩余压缩强度。将 ABAQUS/Explicit 分析结果通过设置“重启动”输入到 ABAQUS/Standard，实现冲击损伤到剩余压缩强度分析初始损伤的传递，传递的数据包括冲击后的变形网格、夹芯板的材料属性、残余应力、单元损伤模式、单元刚度退化情况和单元的失效状态等，完成数据传递后的模型可对其边界条件和施加载荷等信息进行重新设置。具体计算流程，如图 7 所示。



（a）高速冲击数值仿真流程图　　（b）剩余压缩强度数值仿真流程图

图 7 数值仿真流程图

Fig.7 Flowchart of numerical simulation

3 有限元计算方法对比验证

3.1 高速冲击有限元计算方法对比验证

对 45#钢破片高速冲击复合材料夹芯板的试验进行有限元仿真计算，计算得到破片剩余速度为 670.7 m/s，试验后测得破片剩余速度为 672.6 m/s，试验与仿真的相对误差约为 0.3%，两者吻合较好。结合试验结果与仿真结果，对高速冲击损伤下的夹芯板损伤特性进行分析。图 8 为夹芯板抗高速冲击中过程示意图及破片剩余速度–时间曲线图。I1 阶段为前面板被高速冲击，前碳纤维–玻璃纤维面板发生损伤，通过观察试验后试板情况并对比仿真结果，可以发现损伤主要产生于纤维断裂与基体断裂，并且出现分层现象。前面板与 PVC 泡沫芯层之间的胶层发生破坏，产生了较小的破口。I2 阶段为 PVC 泡沫被高速冲击，由于 PVC 泡沫芯层轻质多孔，强度较低，抗高速冲击能力较弱，因此 PVC 泡沫芯层发生剪切破坏，破片在此段的速度下降较小。I3 阶段为后面板被高速冲击，在经过前面板和 PVC 泡沫芯层的削弱后，破片速度有所下降，其对后面板的高速冲击能力相比前面板较弱。但由于破片挤压 PVC 泡沫芯层，后碳纤维–玻璃纤维面板上方的胶层出现破口，并且后面板出现轻微变形，导致其承载力有所减弱。通过观察试验后试板情况并对比仿真结果，可以发现损伤主要产生于纤维断裂与基体断裂，各层间出现分层损伤。后面板与 PVC 泡沫芯层之间的胶层产生尺寸大于破片尺寸的破口。I3 段后为高速冲击结束，夹层板整体产生了从前碳纤维–玻璃纤维面板到后碳纤维–玻璃纤维面板的穿孔。各组分最终损伤情况如图 9 所示。

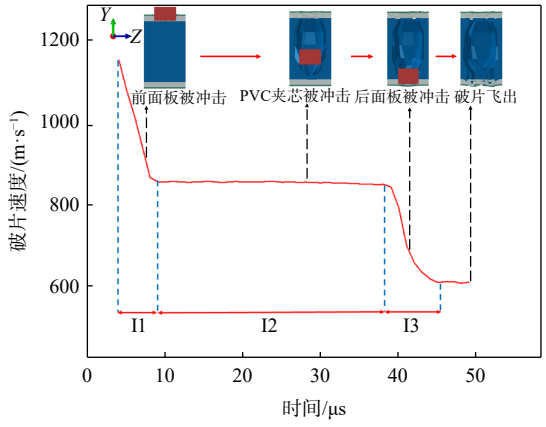
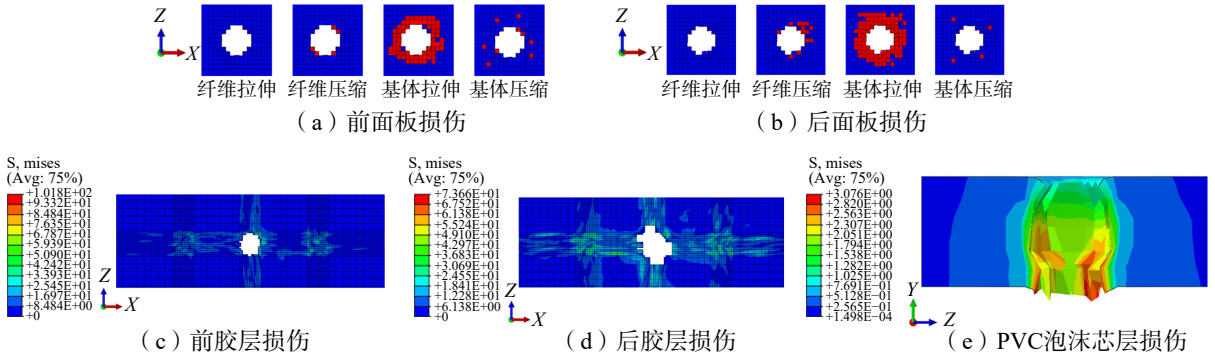


图 8 夹芯板抗高速冲击过程及破片剩余速度–时间曲线

Fig.8 Process of sandwich panel under hypervelocity impact and residual velocity-time curve of fragments

有限元仿真结果与试验结果出现相同的损伤模式和损伤效果(如图 10 所示)。迎弹面都产生近似破片形状的破口,并且表面玻纤断裂,向内凹陷,露出内部的碳纤维;侧面在背弹面处都产生破口后纤维向外突出;背弹面都产生略大于破片大小的破口,表面玻璃纤维向外突出。

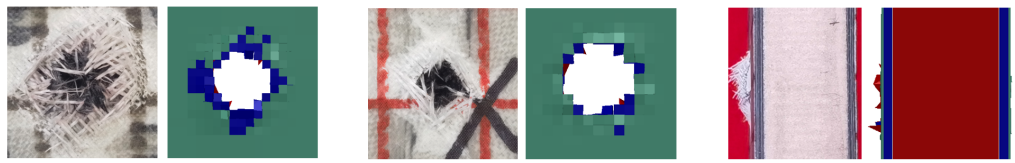


(a)前面板损伤　(b)后面板损伤

(c)前胶层损伤　(d)后胶层损伤　(e)PVC泡沫芯层损伤

图 9　各组分损伤情况

Fig.9　Damage conditions of each component



(a)迎弹面损伤对比　(b)背弹面损伤对比　(c)侧面损伤对比

图 10　有限元仿真与试验结果对比

Fig.10　Comparison between finite element simulation and experimental results

3.2 高速冲击后剩余强度有限元计算方法对比验证

对工况 C1 下破片高速冲击复合材料夹芯板后的剩余压缩试验进行有限元仿真计算。提取试板的最大压缩载荷为 193.70 kN,达到最大压缩载荷的位移为 3.19 mm,分别与试验中获得的试板最大压缩载荷 182.26 kN 与达到最大压缩载荷的位移 3.31 mm 相比对。两者相对误差分别为 6.3% 和 3.6%,吻合较好。结合试验结果与仿真结果,对复合材料夹芯板抗高速冲击后的压缩过程进行分析。试板整体毁伤过程如图 11 所示。对于前后面板的损伤,如图 12(a)所示,可以发现当到达 60% 最大压缩载荷时,面板最内层中心产生塑性变形并失效,中心区域产生向面板外侧的突出性变形,并挤压更外层的面板使其应力增大并也开始产生塑性变形,同时自身在失效后应力降低。达到最大压缩载荷时,面板最外层发生塑性变形与失效的面积都明显大于最内层,这是由于面板最外层产生塑性变形与失效后,无法再继续将能量与应力传递给下一层,因此产生的损伤与破坏最大。对于 PVC 泡沫芯层损伤,如图 12(b)所示。在加载至 100% 最大压缩载荷的过程中,PVC 泡沫的最大应力一直在破口处,在加载至 90% 最大压缩载荷时,PVC 泡沫最大应力大小几乎不变。在高速冲击下,PVC 泡沫可能会发生局部屈服或塑性变形,导致 PVC 泡沫芯层处于塑性平台阶段,此时应力趋于稳定,变形持续累积而整体应力水平可能不会显著增加。对于胶层损伤,如图 12(c)所示,破口处在加载始末均产生明显的应力集中,且应力大小由破口处向四周逐渐递减。这是由于破口处存在初始损伤缺陷,导致结构强度较弱,应力增长速度更快。对比前胶层与后胶层的应力,可以发现前胶层的应力相比后胶层更大。这是由于压缩时前胶层相比后胶层损伤更小,承受能力更强,因此最大应力更大。从图 13 可以看出,有限元仿真结果与试验结果出现相同的损伤模式和损伤效果,验证了计算方法的有效性。迎弹面与背弹面均在初始高速冲击损伤处沿板宽方向产生了垂直于板长-板宽平面的凸出性损伤。从侧面可以看到,迎弹面与背弹面在压缩载荷下均发生了塑性变形,并产生了纤维断裂与分层损伤。

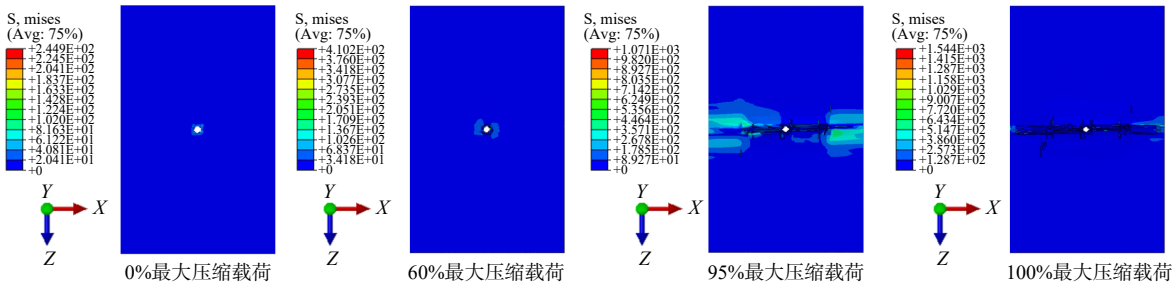
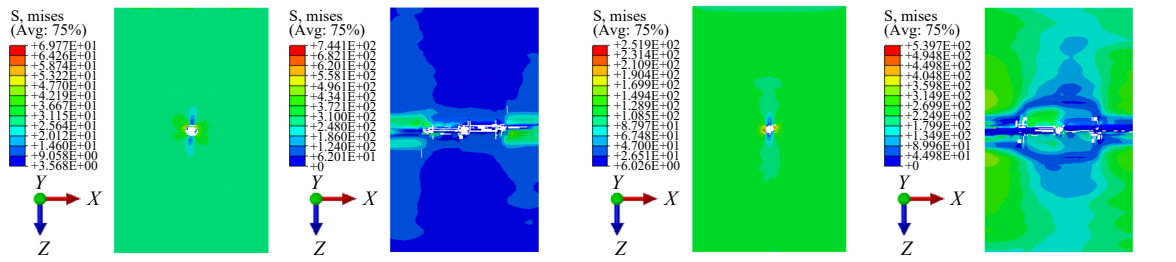
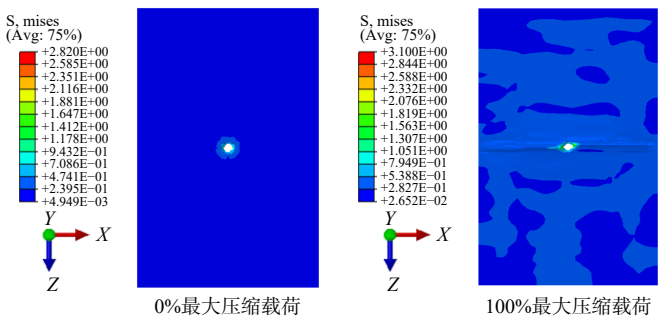


图 11 试板整体毁伤过程

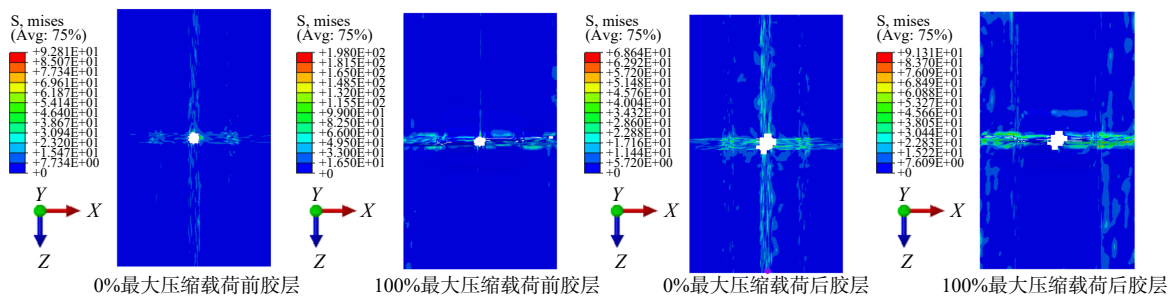
Fig.11 Overall damage process of the test plate



（a）前后面板损伤情况



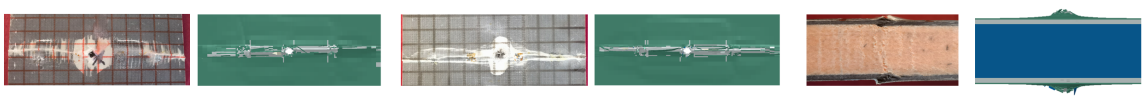
（b）PVC芯层损伤情况



（c）前后胶层损伤情况

图 12 各组分损伤情况

Fig.12 Damage conditions of each component



（a）迎弹面损伤对比 （b）背弹面损伤对比 （c）侧面损伤对比

图 13 有限元仿真与试验结果对比

Fig.13 Comparison of failure modes between finite element simulation and experiment results

4 破片数量对复合材料夹芯板剩余压缩强度的影响

本节将通过有限元仿真计算，根据高速冲击破片数量不同设置 8 个工况，为消除偶然性误差，在破片中心间距分别为 60 mm、30 mm 和 12 mm 条件下进行三组对比分析，研究复合材料夹芯板在不同数量的破片高速冲击下剩余压缩强度的变化规律。破片的初始速度均为 1200 m/s，具体如图 14 所示。

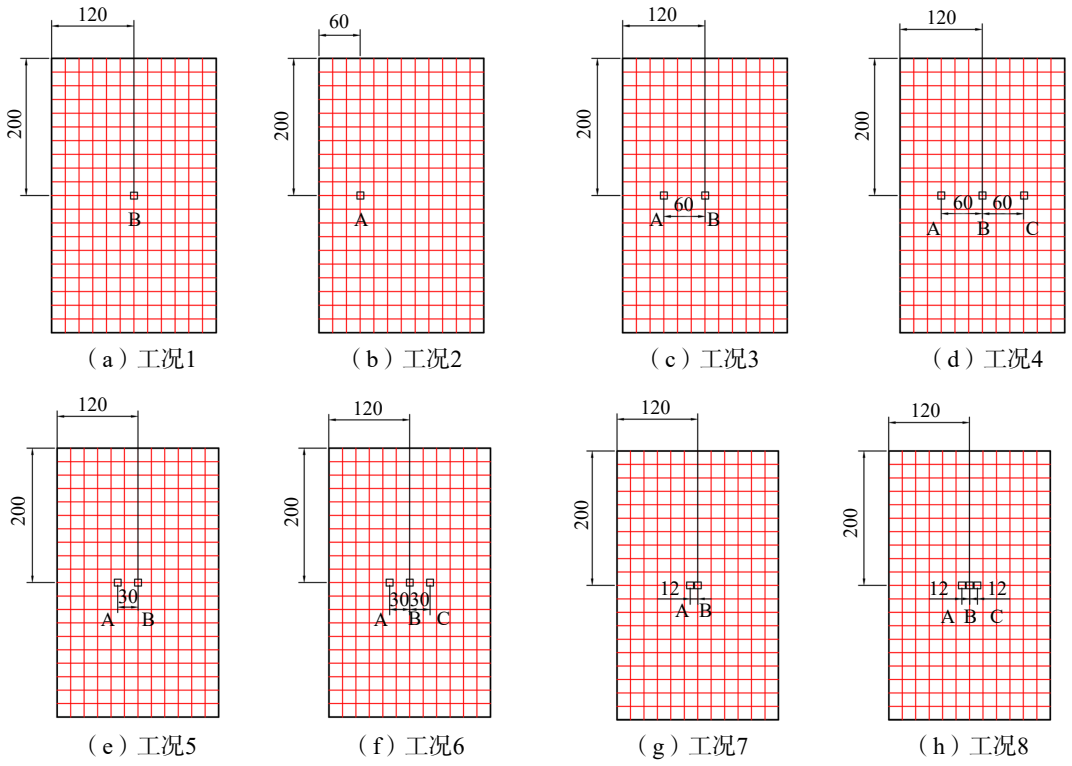


图 14 破片高速冲击靶点设计

Fig.14 Design of fragment penetration target

本文研究仅考虑破片逐发高速冲击试板的情况，即相邻两发破片之间的时间间隔足够长，前发对后发没有应变率的增加效应。计算得到各工况下破片剩余速度如表 7 所示，各工况下的剩余压缩强度计算结果如表 8 所示。

表 7 各工况下破片剩余速度 v_s

Tab.7 Residual velocity of fragments under various working conditions

工况	目标靶点	v_s/（m·s^{-1}）	工况	目标靶点	v_s/（m·s^{-1}）
1	B	670.7	6	A	677.5
2	A	672.6		B	732.5
3	A	673.5		C	781.6
	B	674.8	7	A	672.5
4	A	676.8		B	675.4
	B	678.2	8	A	674.6
	C	679.8		B	834.6
5	A	671.4		C	936.9
	B	673.2			

对比结果发现：1 个破口时，当破口在靶点 B 位置时，复合材料夹芯板的剩余强度比减小 38.0%；当破口在靶点 A 位置时，复合材料夹芯板的剩余强度比减小 38.81%，两者差异仅 0.81%，表明单破口位置对剩余强度的影响无显著差异。破片中心间距为 60 mm 组，1 个破口时复合材料夹芯板的剩余强度比减小 38.0%，2 个破口时，复合材料夹芯板的剩余强度比减小 43.34%，3 个破口时，复合材料夹芯板的剩

表 8 各工况剩余压缩强度计算结果

Tab.8 Calculation results of residual compressive strength under various working conditions

工况	最大压缩位移/mm	最大压缩载荷/kN	剩余压缩强度/MPa	剩余强度比/%
1	3.19	193.70	22.42	61.98
2	3.16	192.05	22.13	61.45
3	2.82	177.07	20.49	56.66
4	2.60	145.76	16.87	46.64
5	2.83	178.16	20.74	57.01
6	2.65	147.49	17.07	47.19
7	2.88	179.6	20.79	57.47
8	2.71	150.27	17.39	48.08

余强度比减小 53.36%, 差值分别为 5.34% 和 10.02%。破片中心间距为 30 mm 组, 1 个破口时复合材料夹芯板的剩余强度比减小 38.0%, 2 个破口时, 复合材料夹芯板的剩余强度比减小 42.99%, 3 个破口时, 复合材料夹芯板的剩余强度比减小 52.81%, 差值分别为 4.99% 和 9.82%。破片中心间距为 12 mm 组, 1 个破口时复合材料夹芯板的剩余强度比减小 38.0%, 2 个破口时, 复合材料夹芯板的剩余强度比减小 42.53%, 3 个破口时, 复合材料夹芯板的剩余强度比减小 51.92%, 差值分别为 4.53% 和 9.39%。由此可知, 随着破口数量的增加, 复合材料夹芯板的剩余强度逐渐减小, 下降速率加快。

5 结 论

本文针对复合材料夹芯板高速冲击及冲击后的剩余强度问题, 开展了高速冲击及冲击后剩余强度试验, 建立了考虑多种失效模式的复合材料夹芯板高速冲击及其冲击后剩余强度一体化的数值计算方法, 验证了模型有效性, 并探究了破片数量对夹芯板剩余压缩强度的影响。

(1)复合材料夹芯板在破片高速冲击下呈现显著的分层多区域损伤: 迎弹面与背弹面发生纤维压缩断裂、基体拉伸破坏及层间分层, PVC 泡沫芯层发生剪切破坏。

(2)本文建立了复合材料夹芯板高速冲击与冲击后剩余压缩强度一体化的数值计算方法, 高速冲击数值仿真结果与试验的破片剩余速度的相对误差为 0.3%, 剩余压缩强度数值仿真结果与试验结果最大载荷相对误差为 6.3%, 位移相对误差为 3.6%, 损伤模式吻合良好, 证明该模型可准确预测冲击响应与剩余强度。

(3)通过本文提出的数值仿真方法, 探究了破片数量对复合材料夹芯板剩余压缩强度的影响, 对比各工况, 发现单破口位置对复合材料夹芯板剩余强度压缩无显著影响, 随着破口数量的增加, 复合材料夹芯板的剩余强度逐渐减小, 下降速率加快。

参 考 文 献:

[1] 卢 涛. 碳纤维复合材料层合板动态力学性能及抗弹机理研究[D]. 太原: 中北大学, 2022.
Lu T. Dynamic mechanical properties and anti-ballistic mechanism of carbon fiber composite laminates[D]. Taiyuan: North University of China, 2022. (in Chinese)

[2] 郝永强. 碳纤维复合材料抗弹性能研究[D]. 太原: 中北大学, 2023.
Hao Y Q. Study on the anti-bullet property properties of carbon fiber composites[D]. Taiyuan: North University of China, 2023. (in Chinese)

[3] 孙卫兵. 纤维增强复合材料层合板抗高速破片高速冲击性能研究[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2020.
Sun W B. Research on penetration resistance of fiber reinforced composite laminates under hypervelocity fragments[D].

Wuhan: Wuhan University of Technology, 2020. (in Chinese)

[4] Chen W, S Yongbo, Cheng C, et al. Axial compressive strength of preloaded CHS stubs strengthened by CFRP[J]. Marine Structures, 2022, 84(7): 103242.

[5] Yang C X, Chen Z F, Yao S G, et al. Quasi-static and low-velocity axial crushing of polyurethane foam-filled aluminium/CFRP composite tubes: An experimental study[J]. Composite Structures, 2022, 299.

[6] Wang H T, Bian Z N, Xu G W, et al. Flexural strengthening of large-scale RC beams with non-prestressed and prestressed CFRP using different anchorages[J]. Polymers, 2022, 14(24): 5498–5498.

[7] Yu F, Yin W Y, Cheng A C, et al. Seismic behavior of PVC-CFRP confined reinforced concrete columns: An experimental study[J]. Structures, 2021, 32: 313–328.

[8] 王　玥. 碳纤维层合板及其夹芯复合结构抗爆机理研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2022.
Wang Y. Research on anti-explosion mechanism of carbon fiber laminate and its sandwich composite structure[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2022. (in Chinese)

[9] 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 J M, Mo M Z, Huang Z C, et al. Damage resistance and damage tolerance performance of stitched carbon fiber /foam sandwich composites[J]. Polymer Materials Science and Engineering, 2022, 38(1): 123–130. (in Chinese)

[10] Verma L, Jefferson A J, Sivakumar S M, et al. Compression after high-velocity impact behavior of pseudo-elastic shape memory alloy embedded glass/epoxy composite laminates[J]. Composite Structures, 2021, 259(3): 113519.

[11] 孙　杰, 赵　娟, 卢凯文. 环氧基 CFRP 冲击性能及损伤容限性能研究[J]. 兵器材料科学与工程, 2022, 45(1): 114–121.
Sun J, Zhao J, Lu K W. Impact performance and damage tolerance performance of epoxy-based CFRP[J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2022, 45(1): 114–121. (in Chinese)

[12] 陈　勇, 廖高健 , 任立海, 等. 玻璃纤维增强铝合金层板高速冲击损伤容限[J]. 航空学报, 2018, 39(7): 131–142.
Chen Y, Liao G J, Ren L H, et al. Damage tolerance of GLARE laminates subjected to high-velocity impact[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(7): 131–142. (in Chinese)

[13] Tuo H, Lu Z, Ma X, et al. Damage and failure mechanism of thin composite laminates under low-velocity impact and compression-after-impact loading conditions[J]. Composites Part B, 2019, 163: 642–654.

[14] 杨　睿. TC4/Kevlar/TC4 夹层板抗高速破片高速冲击性能研究[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2022.
Yang R. Research on penetration resistance of TC4/Kevlar/TC4 sandwich panels under hypervelocity fragments[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2022. (in Chinese)

[15] 白光辉. 先进复合材料力学性能测试标准图解[M]. 北京: 化学工业出版社, 2015.
Bai G H. Illustrated guide to test standards for mechanical properties of advanced composite materials[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2015. (in Chinese)

[16] 倪海祥. CFRP 加固极地船–冰碰撞结构响应研究[D]. 镇江: 江苏科技大学, 2022.
Ni H X. Response of CFRP-reinforced polar ship-ice collision structure[D]. Zhenjiang: Jiangsu University of Science and Technology, 2022. (in Chinese)

[17] 王明辉. 泡沫铝夹层板抗高速冲击性能研究[D]. 镇江: 江苏科技大学, 2016.
Wang M H. Study on the anti-penetration performances of aluminum foam sandwich plate[D]. Zhenjiang: Jiangsu University of Science and Technology, 2016. (in Chinese)

[18] 叶　楠. 冲击载荷作用下夹层结构动态响应及失效模式研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
Ye N. Dynamic response and failure modes of sandwich structure subjected to shock loading[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese)

[19] Li Q, Mines R, Birch R. The crush behavior of Rohacell-51WF structural foam[J]. International Journal of Solids and Structures, 2000, 37(43): 6321–6341.

[20] Arezoo S, Tagarielli V, Siviour C, et al. Compressive deformation of Rohacell foams: Effects of strain rate and temperature[J]. International Journal of Impact Engineering, 2013, 5150–5157.

[21] 卢子兴, 王　仁, 黄筑平, 等. 泡沫塑料力学性能研究综述[J]. 力学进展, 1996, 26(3): 306–323.

Lu Z X, Wang R, Huang Z P, et al. A review of studies on the mechanical properties of foam plastics[J]. Advances in Mechanics, 1996, 26(3): 306–323. (in Chinese)

[22] 卢子兴, 黄筑平, 王　仁. 开孔泡沫塑料率相关的拉伸力学性能及本构关系[J]. 高分子学报, 1997, 41(4): 387–392.
Lu Z X, Huang Z P, Wang R. The strain-rate dependent constitutive relation and mechanical properties of open-cell foam plastics in tension[J]. Acta Polymerica Sinica, 1997, 41(4): 387–392. (in Chinese)

[23] Shipsha A. Failure mechanisms and modelling of impact damage in sandwich beams - A 2D approach: Part II - analysis and modelling[J]. Journal of Sandwich Structures & Materials, 2003, 5(1): 33–51.

[24] Abrate S. Impact on composite structures[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2005.

[25] Bernard M L, Lagace P A. Impact resistance of composite sandwich plates[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1989, 8(5): 432–445.

[26] 王　杰. 复合材料泡沫夹层结构低速冲击与冲击后压缩性能研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.
Wang J. Study on the low-velocity impact and compression after impact behavior of foam-core sandwich panels[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013. (in Chinese)

[27] Silberschmidt V V. Dynamic deformation, damage and dfracture in composite materials and structures[M]. Woodhead Publishing, 2016.

[28] 张家祥. 基于非均匀应变重构的CFRP胶接接头内聚损伤监测研究[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2017.
Zhang J X. Research on cohesive damage monitoring of CFRP adhesive joints based on non-uniform strain distribution reconstruction[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2017. (in Chinese)

[29] 官成宇. 多层复合材料夹芯板力学性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2019.
Guan C Y. Study on mechanical properties of multi-layer composite sandwich plate[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2019. (in Chinese)

[30] Shokrieh M M, Lessard L B, Poon C. Three-dimensional progressive failure analysis of pin/bolt loaded composite laminates[C]//AGARD Conference Proceedings. 1996.