

基于有限元-光滑粒子法的双层蜂窝夹芯板超高速冲击破坏机理*

程吉龙¹, 陈建宇^{1*}, 李鑫², 高杰²

(1. 南京理工大学 安全科学与工程学院, 江苏 南京 210094;

2. 南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 超高速空间碎片对在轨航天器表面构成严重威胁, 其撞击可导致严重损伤。为保障航天器在轨安全与持久运行, 亟待提升其对此类超高速撞击的防护能力。采用有限元-光滑粒子动力学自适应耦合数值方法 (FE-SPH 法, Finite element - smoothed particle hydrodynamics adaptive coupling numerical method), 系统研究了金属碎片对仿生蜂窝夹芯结构的冲击破坏机理。首先, 结合梯度胞元配置与蜘蛛网仿生拓扑的结构特征, 建立了由三层碳纤维板与两层蜂窝芯交替排布构成的双层仿生蜂窝夹芯板精细化数值模型, 并验证了数值模型与算法在刻画冲击损伤、碎片云演化等方面具有良好可靠性。随后, 明确了双层梯度设计相比经典单层结构, 在有效衰减冲击载荷、调控碎片云形态及提升能量吸收效率等方面具备显著综合优势。然后, 揭示了 5818m/s 超高速撞击工况下双层夹芯板的动态损伤机理与失效模式, 阐明了不同拓扑胞元结构对冲击波传播路径与结构破坏进程的调控规律。最后, 通过系统分析 2000-5000 m/s 速度范围内冲击速度对结构力学响应、损伤演化过程、碎片云特征及能量吸收性能的影响规律, 明确了双层蜘蛛网蜂窝夹芯板具有最优的综合防护性能。结果表明, 所设计的仿生梯度蜂窝夹芯板能够通过促进夹芯板逐层压溃和有效调控碎片云扩散, 显著提升结构在超高速冲击下的整体防护效能。所得结果可为未来航天器轻量化抗冲击结构设计提供重要的理论依据与参考。

关键词: 有限元-光滑粒子自适应耦合法; 双层蜂窝夹芯板; 金属碎片; 防护

中图分类号: V254.1+1

国标学科代码: 13035

文献标识码: A

Investigation on Hypervelocity Impact Failure Mechanism of Double-Layer Honeycomb Sandwich Panels Based on the Finite Element-Smoothed Particle Hydrodynamics Method

CHENG Jilong¹, CHEN Jianyu^{1*}, LI Xing², GAO Jie³

(1. School of Safety Science and Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China;

2. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China)

Abstract: Hypervelocity space debris poses a serious threat to the surfaces of on-orbit spacecraft, and impacts can cause severe damage. To ensure the safety and long-term operation of spacecraft in orbit, it is urgent to enhance their protective capabilities against such hypervelocity impacts. Numerical investigations on the impact failure behavior of metal debris against bio-inspired honeycomb sandwich structures were conducted using the finite element-smoothed particle hydrodynamics (FE-SPH) adaptive

*收稿日期: 2026-06-02; 修回日期: 2026-07-18;

基金项目: 基于光滑粒子法的冰雹超高速冲击碳纤维增强复合材料板数值模拟 (LSSIKFJJ202404018)

第一作者: 程吉龙 (2001-), 男, 硕士, 878534035@qq.com

通信作者: 陈建宇 (1991-), 男, 博士, 副教授, chenjianyu@njust.edu.cn

coupling method. This numerical approach converts failed finite element meshes into smoothed particle hydrodynamics particles that inherit the original physical properties of the elements, which effectively avoids energy non-conservation caused by element deletion and achieves high-fidelity reproduction of the entire impact process with large deformation and material fragmentation. First, by integrating gradient cell configurations with spiderweb-inspired topologies, a refined numerical model of a double-layer bio-inspired honeycomb sandwich panel composed of alternating layers of CFRP face sheets and honeycomb cores was established, and the reliability of the numerical model and algorithm in simulating impact damage and fragment cloud evolution was verified. Subsequently, it was demonstrated that the dual-gradient design offers significant overall advantages over conventional single-layer structures in effectively attenuating impact loads, controlling fragment cloud morphology, and improving energy absorption efficiency. Then, the dynamic damage mechanisms and failure modes of the double-layer sandwich panel under hypervelocity impact at 5818 m/s were revealed, clarifying how different cellular topologies regulate shock wave propagation paths and structural failure processes. Finally, through systematic analysis of the effects of impact velocity within the range of 2000-5000 m/s on structural mechanical response, damage evolution, fragment cloud characteristics, and energy absorption performance, it was confirmed that the double-layer spiderweb honeycomb sandwich panel exhibits optimal comprehensive protective performance. Results show that the designed bio-inspired gradient honeycomb sandwich panel significantly enhances overall protection capability under hypervelocity impact by inducing progressive layer-by-layer crushing of the core and effectively controlling fragment cloud dispersion. The findings provide important theoretical foundations and references for future lightweight impact-resistant structural designs in spacecraft.

Keywords: Finite element-smooth particle adaptive coupling method; Bionic honeycomb sandwich panel; Metal fragments; Protection.

航天器表面防护研究致力于以最小结构重量抵御极端冲击环境影响。蜂窝夹芯板以其优异的比强度、比刚度及突出的能量吸收能力，成为该领域的核心防护结构之一。

在高速冲击防护问题的研究方面，实验主要围绕材料与结构在冲击载荷下的动态响应、失效机理及防护效能展开。早期研究系统建立了碳纤维复合材料防护冲击性能的框架，提出了失效阈值能量这一核心概念，确立了弹丸动能作为评估层合板损伤的关键指标^[1]。量化了损伤与冲击参数的关系，例如失效阈值能量与冰雹直径的正比关系^[2]、损伤程度与直径平方的正比关系^[3]，并揭示了临界速度的存在及其对损伤突变的决定性影响^[4-5]。这些工作系统分析了典型失效模式，为后续研究奠定了重要基础。随着对基本机理认识的深化，研究焦点转向通过设计高效轻质结构（如蜂窝、泡沫夹芯结构）以提升防护性能^[6]。研究发现，蜂窝芯层在不同冲击条件下会呈现细胞壁折叠、屈曲、断裂及界面脱粘等多种失效模式^[7]，且损伤模式与冲击角度^[8]、能量水平以及面板是否穿透^[9]密切相关。针对不同金属芯材^[10]及夹芯构型^[11]的对比实验，为防护方案的选型与优化提供了直接的实验数据支撑。近期研究更侧重于对实际复杂工况（如多次冲击、特定飞机结构）下损伤的量化评估^[12]。现有研究虽系统建立了复合材料防护的基本框架并探索了多种结构优化，但对复杂动态失效机理的深度解构仍显不足，导致防护性能的提升遭遇瓶颈。

鉴于超高速实验成本高昂且观测受限，数值模拟作为其重要补充与延伸，能有效克服上述不足，深入揭示冲击过程中的瞬态细节与复杂物理机理。拉格朗日有限元法与光滑粒子流体动力学法是两大主流数值技术。前者在模拟复合材料层合板的分层、损伤累积演化等方面具有优势^[13]；后者则在处理大变形、碎裂及流固耦合问题上更为有效^[14]。两者常结合使用以兼顾模型精度与计算稳定性^[15]。基于这些方法，研究涵盖了从宏观结构撞击模拟^[16]、微观尺度材料侵蚀分析^[17]到多尺度计算方法应用^[18]等多个层面。这些工作明确了不同材料参数对碎片云演化及损伤机制的影响，以及速度、角度、能量、几何参数对动态响应与能量吸收的规律，为防护设计及性能预测提供依据^[19]，并用于指导结构参数化优化^[20]。然而，拉格朗日有限元法在大变形时易因网格畸变导致计算终止；而光滑粒子法(Smoothed Particle Hydrodynamics, SPH 法)在描述内部损伤演化方面存在不足。为更好地模拟

材料失效与极端变形,有限元-光滑粒子自适应耦合法等先进技术得以发展,实现了对冲击全过程更高保真度的数值复现^[21-22]。

综上,本文系统研究了双层蜂窝夹芯板在极端冲击下的动态响应与防护机理。主要采用 FE-SPH 自适应耦合方法,对铝球冲击双层蜂窝夹芯板的过程开展数值模拟研究,并利用 Chen^[23]的铝球冲击实验验证了蜂窝夹芯板数值模型的准确性。在此基础上,模拟了铝球以 5818m/s 及 2000-5000m/s 多速度工况冲击四种双层蜂窝夹芯板的过程,深入探究了各类夹芯板的破坏机理,系统比较了它们防护冰雹冲击与铝球冲击的性能差异。

1 FE-SPH 法中的材料模型定义

1.1 FE-SPH 法

宇宙金属碎片作为轨道环境中的高速运动体,在超高速冲击过程中受极端动能沉积与材料相变效应耦合作用,其力学行为呈现由固态向类流体乃至等离子体动态演化的转变特征。传统有限元方法(Finite Element Method)和 SPH 方法在处理高速或者超高速撞击问题时都存在着自身的缺陷,而 FE-SPH 自适应方法在解决高速撞击问题时,可以将失效的有限元单元转换为 SPH 粒子,SPH 粒子继承原来网格的物理属性,避免了因为网格删除而导致的能量不守恒。FE-SPH 自适应法流程如图 1^[21]所示:第 1 张图对应单元失效前,SPH 粒子约束在相对应的网格上不参与计算;第 2、第 3 张图指明当相应的元素失效后,粒子被释放、激活并与其他粒子和剩余的元素耦合;第 4 张图表示粒子在光滑域内搜索到的其他粒子越来越少,计算域逐渐形成稳定的边界。在有限元分析软件可以通过关键字 DEFINE-ADAPTIVE SOLID-TO-SPH 实现实体到粒子的转换。当单元最大主应力超过冰雹动态拉伸强度或等效应变达裂纹扩展阈值时触发 FEM→SPH 转换, FEM 单元从其形心位置转化为 SPH 粒子,并继承原单元的质量、速度等物理属性。通过关键字 MAT-ADD-EROSION 来实现,设置 MXPERS (最大压力失效阈值)、SIGP1 (最大主应力阈值)、EPSSH (等效塑性应变阈值)、MNPRES (最小压力失效阈值)分别为 450MPa、0.15GPa、1.2GPa、-1.5GPa^[21,23]。

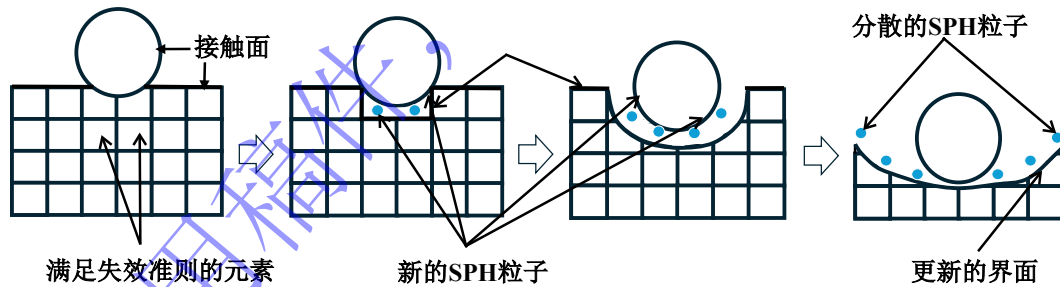


图 1 FE-SPH 自适应方法流程图

Fig.1 Flowchart of the FE-SPH Adaptive Method

1.2 材料模型

为了研究宇宙金属碎片高速冲击下蜂窝夹芯板的毁伤特性,选择合适的金属碎片和蜂窝夹芯板的材料本构模型是必要的。其中,蜂窝夹芯板由前后面板与蜂窝芯 3 部分组成,前后面板采用碳纤维复合材料(Carbon Fibre Reinforced Plastics, CFRP)层合板,蜂窝芯采用芳纶纸纤维材料。

1.2.1 CFRP 层合板材料模型

蜂窝夹芯板的前后蒙皮均采用 CFRP (碳纤维增强复合材料)层合板,该材料为正交各向异性线弹性体。目前,用于分析 CFRP 在冲击下纤维损伤的常用理论包括最大应力/应变理论、Tsai-Hill 理

论及 Tsai-Wu 张量理论等。鉴于复合材料损伤机理复杂、失效模式多样，而上述理论难以对其作有效区分，本文选用能明确区分不同失效模式的 Hashin 失效准则，其具体判据如下：

纤维拉伸失效：

$$F_{ft} = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c} \right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

纤维压缩失效：

$$F_{fc} = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_c} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

基体拉伸失效：

$$F_{mt} = \left(\frac{\sigma_{bb}}{Y_t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c} \right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

基体压缩失效：

$$F_{mc} = \left(\frac{\sigma_{bb}}{2S_c} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_c} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{bb}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c} \right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

式中： $\sigma_{ij}(i,j=a,b,c)$ 为有效应力张量； X_t 和 X_c 分别表示纤维方向的拉伸强度和压缩强度； Y_t 和 Y_c 分别表示横向拉伸强度和压缩强度； S_c 表示纤维方向的剪切强度， F_{ft} 、 F_{fc} 、 F_{mt} 、 F_{mc} 为失效判据。CFRP 层合板的材料参数见表 1。

表 1 CFRP 层合板材料参数^[21]
Table 1 Parameters of CFRP Laminate Materials

参数	单位	值
密度	kg/m ³	1570
杨氏模量 _{11/22}	GPa	132
杨氏模量 ₃₃	GPa	10.3
切线模量 _{12/13}	GPa	6.5
切线模量 ₂₃	GPa	3.9
泊松比 _{12/13}	-	0.25
泊松比 ₂₃	-	0.33
纵向拉伸强度	MPa	2100
纵向抗压强度	MPa	1050
横向拉伸强度	MPa	132
层间剪切强度	MPa	75
法向应力	MPa	45.1
剪切应力	MPa	100

1.2.2 芳纶纸纤维模型

蜂窝芯采用芳纶纸纤维材料，使用 MAT-ENHANCED-COMPOSITE-DAMAGE 材料模型，其材料参数如表 2 所示。

表 2 芳纶纤维纸材料参数^[19]
Table 2 Parameters of Aramid Fiber Paper Materials

密度	单位	值
密度	g/cm^3	1.23
杨氏模量 _{11/22}	GPa	18.5
杨氏模量 ₃₃	GPa	6.0
切线模量 _{12/13}	GPa	0.77
切线模量 ₂₃	GPa	2.715
泊松比 ₁₂	-	0.25
泊松比 _{13/23}	-	0.33
强度 _{11/22}	MPa	555
强度 ₃₃	MPa	1200
强度 ₁₂	MPa	77
强度 _{23/13}	MPa	1086

1.2.3 2024-T3 铝合金模型

本研究选用典型航空铝合金 2024-T3 作为弹丸材料，以模拟空间金属碎片的高动能冲击。考虑到实际空间碎片形状和姿态具有随机性，本文将简化为几何规则的球形弹丸，以减少碎片形状、入射姿态和局部尖角效应对冲击响应的干扰，从而更清晰地分析蜂窝拓扑结构对冲击载荷传递、碎片云演化和能量耗散行为的影响。该材料具有约 470MPa 的高强度，其 T3 热处理状态在保证强度的同时提供了良好的工艺一致性，确保了实验的可重复性。此外，其完备的动静态力学数据为数值模拟中的材料模型标定与验证提供了可靠依据。模拟采用 MAT_JOHNSON_COOK 材料模型与 EOS_GRUNEISEN 状态方程，结合 SPH 及 Lagrange 算法，将材料流变应力表述为应变、应变率与温度函数的乘积。

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n) \left(1 + C \ln \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \left(1 - \left(\frac{T - T_r}{T_m - T_r} \right)^m \right) \quad (5)$$

$$T^* = \frac{T - T_r}{T_m - T_r} \quad (6)$$

其中， σ 为应力；A、B 分别为静态屈服极限和应变硬化模量； ε 为有效塑性应变；n 为应变硬化指数；C 为应变速率系数； $\dot{\varepsilon}$ 为等效塑性应变率； $\dot{\varepsilon}_0$ 为参考应变率；m 为热软化指数； T_r 为参考温度； T_m 为参考温度；SPALL 为剥落型。

同时，材料失效采用 Johnson-Cook 累积损伤失效准则描述。当损伤因子 D 达到 1 时，材料发生失效，其表达式为：

$$D = \sum \frac{\Delta \varepsilon_p}{\varepsilon_f} \quad (7)$$

其中， $\Delta \varepsilon_p$ 为单个计算步内的等效塑性应变增量， ε_f 为失效应变。失效应变与应力三轴度、应变率和温度有关，其表达式为：

$$\varepsilon_f = \left[D_1 + D_2 \exp \left(D_3 \frac{\sigma_m}{\sigma} \right) \right] \left(1 + D_4 \ln \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \left(1 + D_5 \frac{T - T_r}{T_m - T_r} \right) \quad (8)$$

其中, $D_1 - D_5$ 为 Johnson-Cook 失效模型参数; σ_m 为平均应力; σ 为等效应力, 相关材料参数如表 3、表 4 所示。

表 3 Johnson-Cook 材料模型参数
Table 3 Parameters of the Johnson-Cook material model

	A(MPa)	B(MPa)	n	C	m
2024-T3	265	426	0.34	0.015	1
	T_m	SPALL	$D1$	$D_2 - D_5$	T_r
2024-T3	775	3	0.8	0	294

其中, ρ_0 为材料初始密度; D 为冲击波波速; S_1 为斜率系数; γ_0 为初始 Gruneisen 系数。

表 4 Gruneisen 状态方程材料参数
Table 4 Gruneisen Equation of State Material Parameters

	$\rho_0(\text{g/cm}^3)$	$D(\text{cm}/\mu\text{s})$	S_1	γ_0
2024-T3	2.8	0.5328	1.338	2

2 数值模拟方法和模型建立

2.1 蜂窝夹芯板数值模型验证

为确保蜂窝夹芯板超高速冲击数值模拟结果的可靠性, 开展实验对比验证是必要环节。本研究参考了 Chen 的实验工作, 其采用的蜂窝结构直径为 4mm, 壁厚 0.025mm, 高度 21.6mm。为验证所使用有限元软件的准确性, 对该结构进行了建模与仿真分析, 并通过提取铝球碎片云中 20 个数据点的平均值作为铝球剩余速度。结果表明, 本文数值模拟结果与 Chen 的实验及仿真结果吻合良好, 如图 2。

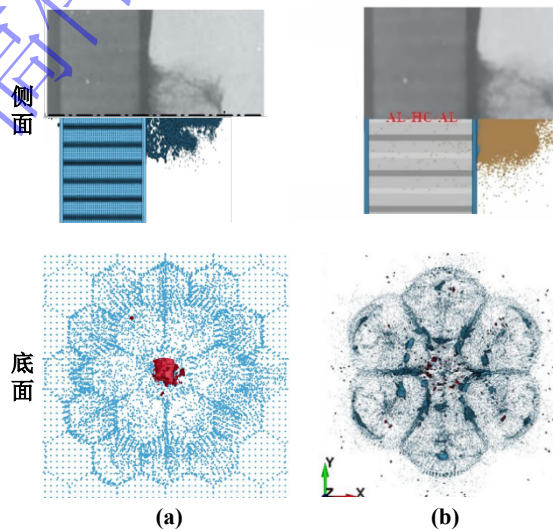


图 2 铝球冲击蜂窝夹芯板后碎片云形态 (隐藏 FEM 部分): (a) 本文数值模拟结果; (b) Chen 数值模拟结果^[23]

Fig.2 Fragment cloud morphology after an aluminum ball impacts a honeycomb core panel (hidden FEM part): (a) Numerical simulation results of this study; (b) Numerical simulation results of Chen^[23]

模拟结果与实验观察在碎片云形态及结构损伤方面高度吻合。碎片云的外部轮廓、径向膨胀范围及其与后板的间距均与实验一致，后板穿孔边缘因碎片撞击产生的折叠变形也与实验图像相符。碎片云呈现具有阶梯状中心的多胞花瓣状结构，其形态差异源于内部速度分层：高速碎片构成前部核心，周围环绕六个低速碎片团。

在损伤形态上，移除后板后可见前板与蜂窝芯的损伤区域呈现清晰的六边形轮廓。铝箔破碎程度由外向内递增，外环区域破碎率较低且存在相互压实，撞击中心则形成近圆形完全破碎区。前板穿孔尺寸与实验相符且周围附着变形箔片，后板穿孔边缘的六个断裂褶皱位置与实验观察的锯齿状折痕精确对应，整体损伤形貌表现出高度一致性。

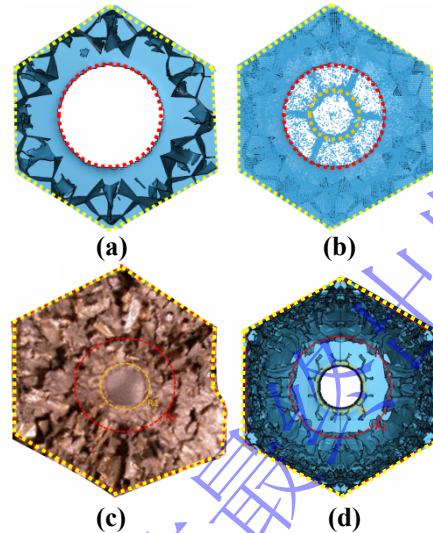


图 3 (a)本文数值模拟结果（隐藏 SPH 粒子）;(b) 本文数值模拟结果;(c)Chen 实验结果;(d)Chen 数值模拟结果^[23]
Fig.3 (a) Numerical simulation results of this paper (SPH particles hidden) ;(b) Numerical simulation results of this paper ;(c) Experimental results of Chen ;(d) Numerical simulation results of Chen^[23]

对比可见，本文模拟的损伤区域范围（红色虚线标示）与实验 R1 区高度吻合，相比 Chen 的结果在损伤区域形貌与胞元溃缩细节上与实验结果吻合度更高。实验呈现核心凹陷加周边胞元不规则溃缩的特征，本文模拟再现了该溃缩形态、疏密分布及局部破碎的特征；而 Chen 的蜂窝芯建模进行了相对简化，因此损伤形态高度对称规整。

表 5 实验与仿真数据

Table 5 Experimental and Simulation Data

参数	后板穿孔直径 /cm	前板穿孔直径/cm
Chen 仿真结果 ^[23]	3.24	1.27
Chen 实验结果 ^[23]	3.3	1.2
本文仿真结果	3.4	1.29
误差 1	11.55%	5.83%
误差 2	23.33%	7.75%

参数	蜂窝芯胞元直径 (cm)	碎片云轴向速度(km/s)
Chen 仿真结果 ^[23]	2.56	4.55
Chen 实验结果 ^[23]	2.37	4.38
本文仿真结果	2.63	4.31

误差 1	8.02%	3.88%
误差 2	10.97%	1.60%

此外，还将实验测量数据与仿真数据进行了比较，并计算了误差。表 5 列出了前板和后板穿孔直径以及碎片云的轴向速度的统计数据，其中误差 1 和误差 2 分别为本文仿真结果与 Chen 仿真结果和实验结果的相对误差。在模拟结果中，测量了在 $50\mu\text{s}$ 时的前后板穿孔直径和蜂窝芯腔直径，碎片云的轴向速度是碎片云头部所有碎片的轴向速度的平均值。表 5 中的数据表明，模拟结果与实验结果之间的误差很小。以上验证结果证明了本文所采用的仿真建模方法的可行性和准确性。综上，本文模拟在损伤区域、形态与细节方面均与实验吻合更优，体现了更高准确性。

2.2 双层蜂窝夹芯板模型建立

空间碎片冲击速度极高，属于流体动力学侵彻过程。传统防护主要通过为主体结构前设置独立的缓冲层来实现碎片云化与能量扩散。本研究提出的双层梯度蜂窝夹芯板采用上层小尺寸、下层大尺寸的梯度功能化构型。该设计旨在通过结构的非均匀分布实现力学性能的优化与多功能集成。预期上层高密度小尺寸蜂窝能够有效分散局部应力与冲击载荷，抑制面板屈曲；下层低密度大尺寸蜂窝可在维持整体厚度的同时显著减轻重量，并提供较高的抗弯刚度。图 4 为单层六边形蜂窝和蜘蛛网蜂窝的模型与几何参数，可作为双层蜂窝夹芯板的对比基准模型。

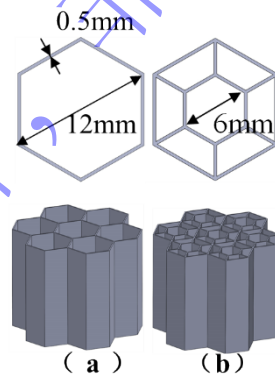


图 4. 单层蜂窝结构建模图：(a) 六边形蜂窝；(b) 蜘蛛网蜂窝

Fig.4 Model diagram of single-layer honeycomb structures: (a) Regular hexagonal honeycomb; (b) Spider-web honeycomb

图 5 呈现了双层蜂窝夹芯板的基本结构，由 CFRP 板-蜂窝芯-CFRP 板-蜂窝芯-CFRP 板共五部分组成，弹丸尺寸为 18mm。

蜘蛛网蜂窝夹芯板采用了仿生学设计，其独特的网状结构能在极低的密度下提供优异的比刚度和比强度^[24]。因此本文选取六边形蜂窝夹芯板与蜘蛛网仿生蜂窝夹芯板为基础构建双层蜂窝夹芯板，如图 6 所示，上层胞元直径为 8mm，下层胞元直径为 12mm，蜂窝壁厚度为 0.5mm，小蜘蛛网胞元的直径为 6mm。1/4 面板的长度与宽度均为 50mm（总长度与总宽度为 100mm），两层蜂窝芯的高度均为 55mm。

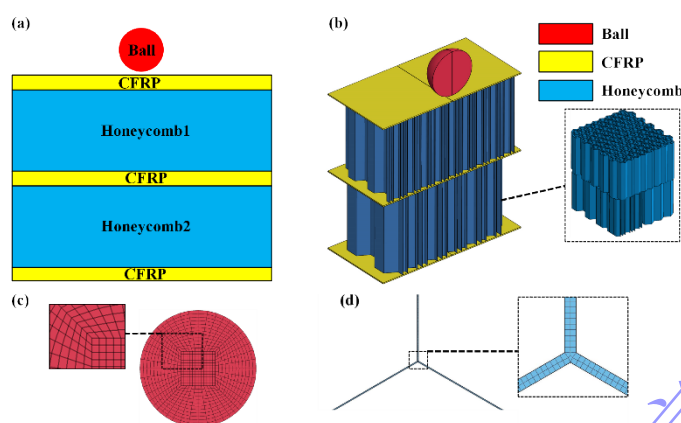


图 5 (a)双层蜂窝夹芯板结构图;(b)双层蜂窝夹芯板的数值计算模型;(c)球形弹丸网格划分;(d)蜂窝网格划分
Fig.5 (a) Structure diagram of double-layer honeycomb sandwich panel; (b) Numerical calculation model of double-layer honeycomb sandwich panel; (c) Mesh division of spherical projectiles; (d) Mesh division of honeycomb structure

为保证四种双层蜂窝夹芯板对比的可比性，本文采用控制变量方法进行建模。四种结构均保持相同的外形尺寸、层厚布置、材料参数、蜂窝壁厚、弹丸参数、冲击位置和冲击速度，仅改变上、下层蜂窝芯的胞元拓扑组合。因此，不同结构防护性能的差异主要来源于蜂窝拓扑形式对冲击载荷传递、胞壁变形模式和碎片云演化过程的影响。

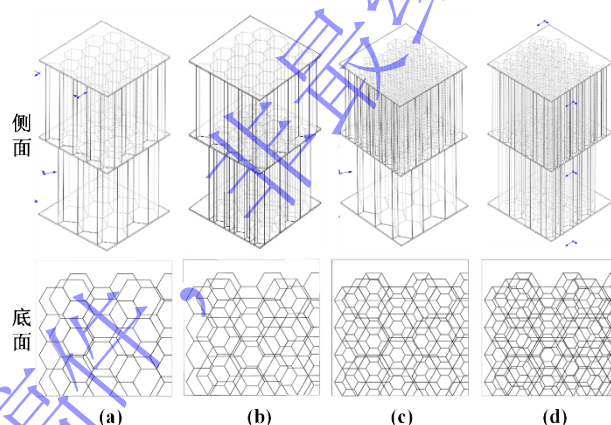


图 6 四种双层蜂窝夹芯板建模(1/4):(a)蜂窝 a;(b)蜂窝 b;(c)蜂窝 c;(d)蜂窝 d

Fig.6 Modeling of Four Double-Layer Honeycomb Sandwich Panels (1/4):(a) honeycomb a; (b) honeycomb b; (c) honeycomb c; (d) honeycomb d

2.3 速度的选定

本文选用 5818 m/s 这一航天器遭遇宇宙金属碎片冲击的常用测试速度作为冲击速度，该速度处于低地球轨道（LEO）空间碎片平均速度（7.8~10 km/s）的中下限，可有效模拟航天器在轨面临的典型高能威胁。进一步的，为全面评估不同拓扑结构防护系统在更广泛冲击能量区间的响应特性，本研究再选取 2000、3500 与 5000 m/s 三个中低能量速度点开展对比分析。这一速度设置既覆盖了从弹道极限附近（2000 m/s）到临界损伤（3500 m/s）再到严重失效（5000 m/s）的完整失效模式演化区间，也能系统探究不同冲击能量下蜂窝结构的塑性变形机制、胞壁屈曲行为及碎片云形成规律。

3 超高速铝弹丸撞击下双层仿生蜂窝夹芯板的动态响应与能量耗散机理研究

3.1 双层蜂窝夹芯板与两种单层蜂窝夹芯板在超高速冲击下的防护性能比较

本小节通过建立并计算两种单层蜂窝夹芯板与由这两种单层蜂窝夹芯板组成的双层蜂窝夹芯板

在相同冲击条件下的动态响应特征等关键指标，明确揭示双层构型相对于单层构型的性能增益与机理差异。两种单层蜂窝夹芯板分别为 2.2 节中蜂窝 b 中的上层与下层。同时，将单层与双层蜂窝夹芯板的芯层总厚度设置为相同尺寸，以模拟航天器防护结构面临的实际空间约束情况。

对 5818 m/s 球形铝弹冲击单层六边形蜂窝的全过程分析表明，如图 7 所示，其动态响应呈现清晰的四阶段演化：初始冲击阶段（0.03 ms），弹体与蜂窝顶面接触，产生 553 MPa 的峰值应力，体现高应变率强化；塑性屈曲阶段（0.09 ms），胞壁屈曲并沿轴向非均匀扩展损伤；胞壁断裂阶段（0.15 ms），胞壁达到失效阈值后断裂，弹体开始破碎；残余阶段（0.21 ms），结构失稳，弹体完全穿透，碎片弥散分布，全过程应力峰值始终维持在约 526 MPa。

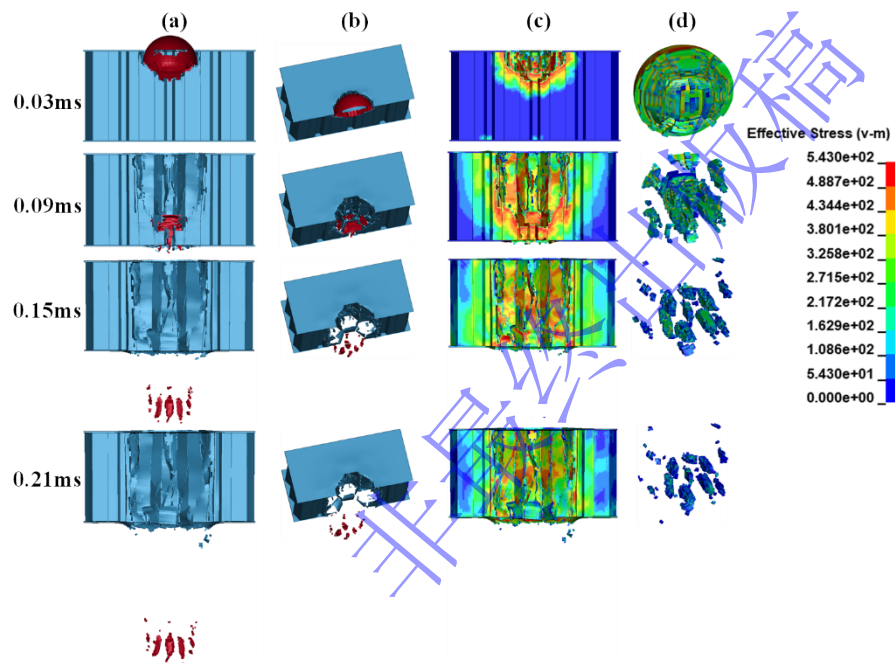


图 7 六边形蜂窝夹芯板被冲击后的范氏应力图(a)侧视图；(b)倾斜 30°视角图；(c)蜂窝夹芯板应力分布图；(d)弹丸应力分布图

Fig.7 The Von Mises Stress diagram of hexagonal honeycomb sandwich panels after impact (a)Side view;(b) 30° oblique view;(c) stress distribution of the honeycomb sandwich panel; (d) stress distribution of the projectile

与小胞元六边形蜂窝相比，蜘蛛网形蜂窝在 5818 m/s 超高速冲击下展现出更优的防护性能，其通过三重协同机制提升性能，如图 8 所示。

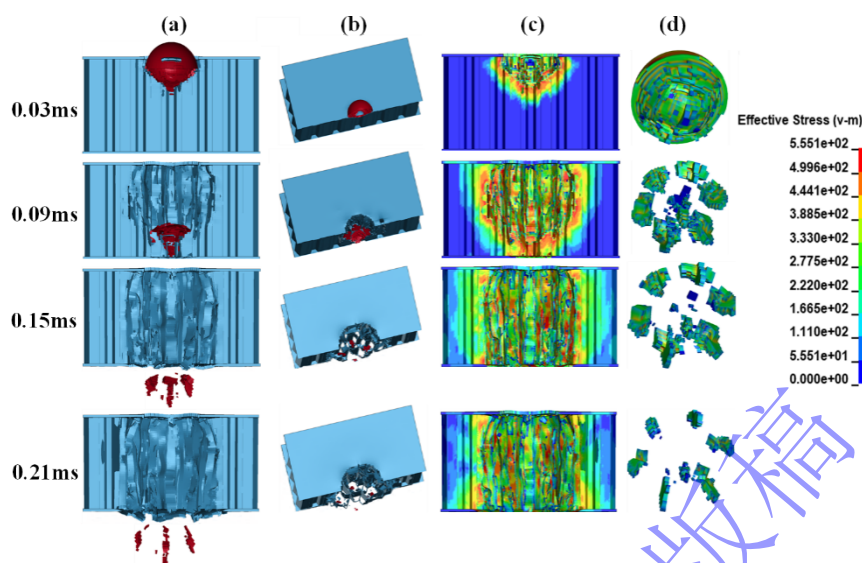


图 8 蜘蛛网蜂窝夹芯板被冲击后的范式应力图: (a)侧视图; (b)倾斜 30°视角图; (c)蜂窝夹芯板应力分布图; (d)弹丸应力分布图

Fig.7 The Von Mises Stress diagram of spider-web honeycomb sandwich panels after impact:(a) Side view;(b) 30° tilted perspective view;(c) stress distribution of the honeycomb sandwich panel; (d) stress distribution of the projectile

首先, 在初始冲击阶段, 多向胞壁能快速分散接触载荷, 使高应力区分布更广。其次, 在塑性屈曲与断裂阶段, 胞元间相互支撑有效约束了损伤, 使坍塌带横向范围缩小 30%、顶面凹陷深度降低 25%, 并使断裂更为集中。最后, 多胞壁协同促使弹体更早、更充分地破碎, 碎片平均尺寸减小 40%, 穿透路径宽度缩减 28%。全程应力监测进一步表明, 其应力波动更平缓, 下限始终保持在 200 MPa 以上, 结构鲁棒性显著增强。

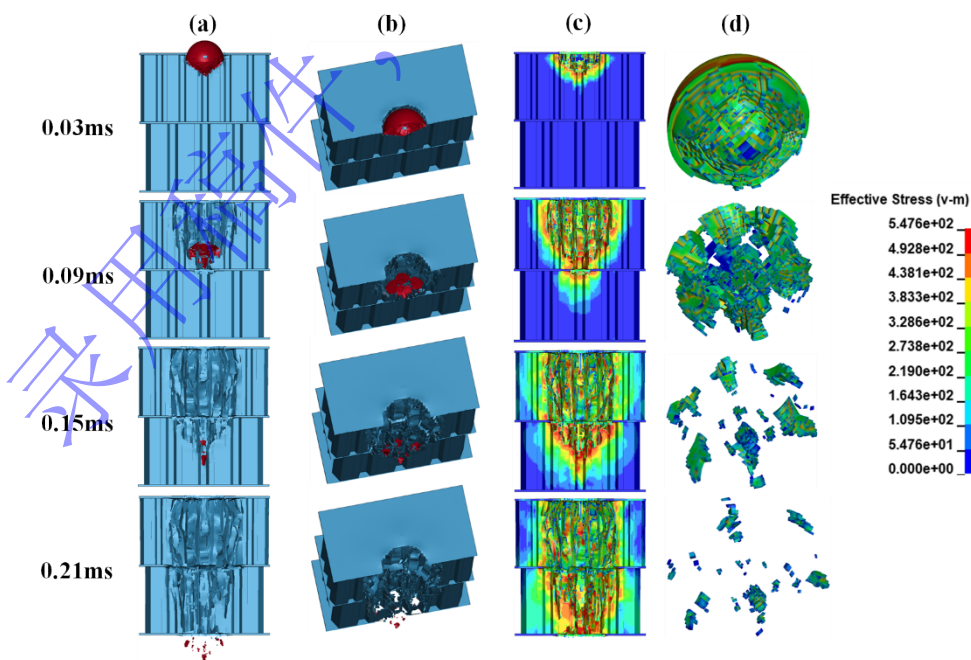


图 9 双层蜂窝夹芯板被冲击后的范式应力图: (a)侧视图; (b)倾斜 30°视角图; (c)蜂窝夹芯板应力分布图; (d)弹丸应力分布图

Fig.9 The Von Mises Stress diagram of the double-layer honeycomb sandwich panel after being impacted:(a) Side view;(b) 30° tilted perspective view;(c) stress distribution of the honeycomb sandwich panel; (d) stress distribution of the

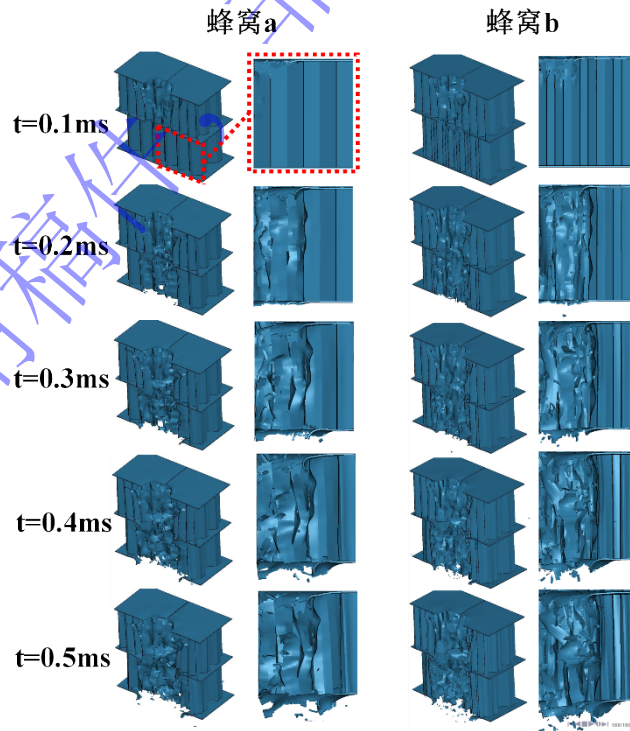
如图 9 所示, 初始冲击阶段载荷被快速分散并同步传递至第二层, 塑性屈曲阶段在层间支撑下, 坍塌带横向范围较单层结构缩小 22%, 顶面凹陷深度仅为六边形蜂窝的 40%。胞壁断裂阶段结构形成双层递进式能量耗散路径, 第二层应力分布均匀。最终在穿透阶段能量耗散过程显著延长, 弹体穿透时间较单层延迟 30%, 碎片平均尺寸仅为初始直径的 12.5%, 且部分碎片被第二层有效拦截。

三类结构的量化对比表明, 六边形蜂窝因单向胞壁拓扑导致载荷集中与损伤弥散, 其能量耗散效率为基准值 (100%)。单层蜘蛛网形蜂窝通过多向胞元实现载荷多路径分散, 效率提升至 128%。而前六边形后蜘蛛网形蜂窝进一步融合多向胞元拓扑与双层递进承载机制, 效率达 165%。同时, 其应力波动幅度 (± 70 MPa) 显著低于六边形蜂窝 (± 140 MPa) 和单层结构 (± 90 MPa), 能量耗散效率提升 65%, 坍塌带横向范围缩小 22%, 顶面凹陷深度降低 60%。这表明, 夹芯板防护性能可通过协同优化胞元拓扑与多层结构设计实现层级提升。

3.2 四种双层蜂窝夹芯板模型在 5818m/s 冲击速度下的损伤情况

在综合比较双层与单层蜂窝夹芯板的防护性能后, 进一步聚焦于双层结构自身的优化潜力与损伤机理。本节系统对比四种仿生拓扑双层蜂窝夹芯板在 5818 m/s 超高速冲击下的损伤模式、能量耗散与破坏演化过程, 旨在揭示其微观构型与宏观抗冲击性能的内在关联。下文中, 将前六边形后六边形蜂窝称为蜂窝 a, 前六边形后蜘蛛网蜂窝称为蜂窝 b, 前蜘蛛网后六边形蜂窝称为蜂窝 c, 前蜘蛛网后蜘蛛网蜂窝称为蜂窝 d。

图 10 对比了四种梯度蜂窝结构在超高速冲击下的变形与防护性能。蜂窝 a 结构损伤传递有序但能量局域化弱, 破坏演化平缓; 蜂窝 b 结构呈现前层规则断裂与后层复杂变形的过渡耦合特征; 蜂窝 c 结构破坏始于前层多向断裂, 后层转为有序扩展, 局部化显著; 蜂窝 d 结构性能最优, 其变形高度局域化并以不规则路径多向扩展, 实现了能量彻底耗散与破坏的有效约束。



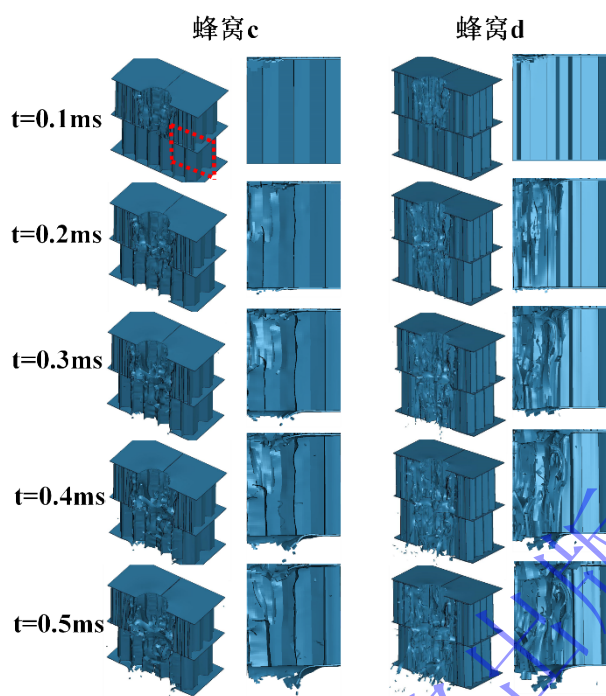


图 10 四种双层蜂窝夹芯板在铝球 5818m/s 冲击下不同时刻的损伤细节图
Fig.10 Damage details of four types of double-layer honeycomb sandwich panels at different times under the impact of aluminum balls at 5818 m/s

结果表明，组合不同胞元拓扑可主动调控损伤模式，其中双层蜘蛛网梯度结构凭借深度局部化机制，展现出最佳的冲击防护潜力。

图 11 呈现了铝球冲击四种双层蜂窝夹芯板后，0.1ms 至 0.5ms 内的内部损伤演化过程，其中红色区域为完全损伤，黄色与红色的区间为部分损伤。

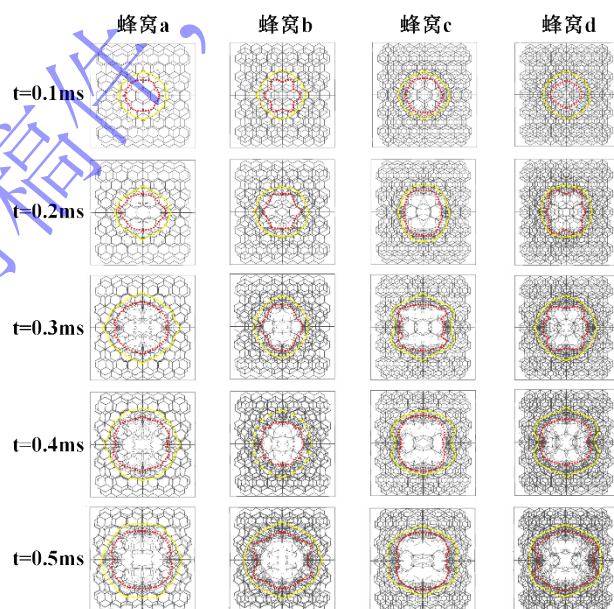


图 11 四种双层蜂窝夹芯板在铝球 5818m/s 冲击下不同时刻的特征线模式图（底面）
Fig.11 Characteristic line patterns of four types of double-layer honeycomb sandwich panels at different times under the impact of aluminum balls at 5818 m/s (bottom surface)

在冲击载荷下，四种双层蜂窝夹芯板的损伤演化呈现显著差异。自 0.2 ms 起底面破坏形态可见，结合图 11 与图 12，初始损伤虽均集中于接触区，但形态已分化：蜂窝 a 结构呈规整六边形；蜂窝 b 呈带棱角星形；蜂窝 c 呈边界松散的近圆形；蜂窝 d 则为小而规整的圆形。

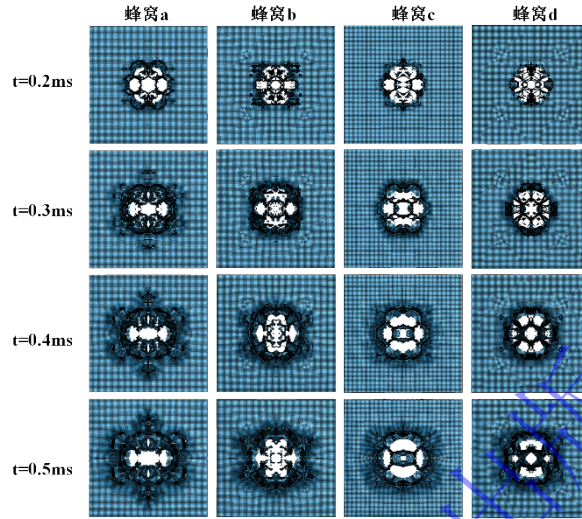


图 12 四种双层蜂窝夹芯板在铝球 5818m/s 冲击下不同时刻的底面形态

Fig.12 The bottom surface shapes of four types of double-layer honeycomb sandwich panels at different times under the impact of aluminum balls at 5818 m/s

随时间推进，损伤扩展路径明显分异。至 0.2–0.3 ms，蜂窝 a 的损伤快速弥散；蜂窝 b 以星形缓慢扩张；蜂窝 c 迅速拓宽为类方形；蜂窝 d 则逐步演化为对称花瓣形且保持高度集中。至 0.4–0.5 ms，蜂窝 a 最终形成宽幅类矩形并伴有边缘弥散，损伤最松散；蜂窝 b 被约束于紧凑星形域内 c；蜂窝 c 损伤区宽幅不规则；前蛛后蛛损伤范围最小、形态最规整。

这种差异源于各组合的协同效应：蜂窝 a 因双层刚性胞元顺序坍塌且缺乏约束，导致损伤弥散；蜂窝 b 通过上层缓冲、下层强约束，实现星形紧凑约束；蜂窝 c 因上层撕裂后下层约束不足，损伤松散扩展；蜂窝 d 则凭缓冲、分散、再缓冲的连续耗散链，通过高度局部化与多向耗散，将损伤高效锁存于紧凑规整的对称区域内。

综上，蜘蛛网芯体的韧性交织结构对损伤约束作用突出，其中前蛛后蛛性能最优，前六后六最弱，清晰揭示了通过双层梯度蜂窝设计可有效调控损伤扩展路径与耗散效率。

3.3 不同冲击速度下四种双层蜂窝夹芯板的力学性能与损伤演化

在完成 5818m/s 核心工况仿真后，增设 2000-5000m/s 区间内的多个速度点，旨在突破单一速度的局限，提升研究的全面性与工程参考价值。增设的速度谱系覆盖了从低速到中高速的广泛威胁场景，能够精准捕捉 CFRP 面板-芳纶纸蜂窝芯结构在损伤模式、碎片云演化及吸能机制上的渐进变化与临界突变。通过与核心工况的对比，可明确不同结构在不同速度区间的性能优劣，最终为针对不同速度区间碎片的结构优化设计提供更具普适性的理论依据。

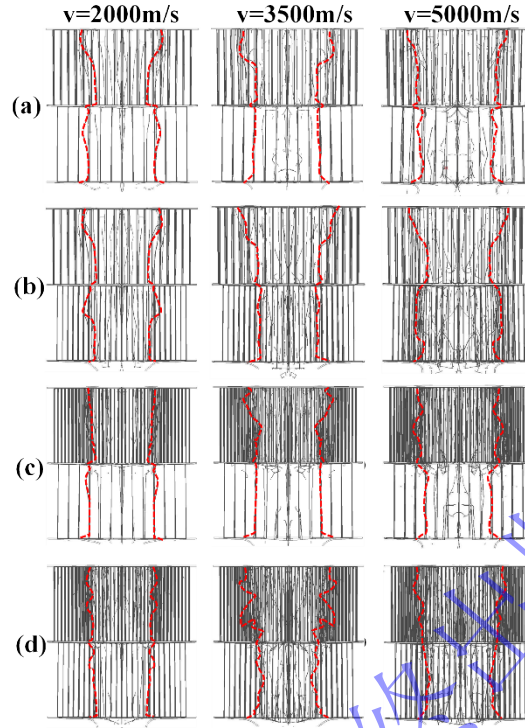


图 13 四种双层蜂窝夹芯板在不同速度铝球冲击下 0.5ms 时刻特征线模式（侧面）：(a)蜂窝 a;(b)蜂窝 b;(c)蜂窝 c;(d)蜂窝 d

Fig.13 Characteristic line patterns of four double-layer honeycomb sandwich panels at 0.5ms instant under impact from aluminum balls at different velocities (side view):(a) honeycomb a; (b) honeycomb b; (c) honeycomb c; (d) honeycomb d

如图 13 所示，在 2000~5000 m/s 速度冲击下，四种双层蜂窝夹芯板的内部损伤空腔演化呈现显著规律：低速（2000-2500 m/s）时，空腔形态各异，从蜂窝 a 的对称窄条到网网型的连续紧凑条状；中速（3000-4000 m/s）下，空腔普遍扩展交织，蜂窝 d 已形成细密网状；高速（4500-5000 m/s）时，损伤剧烈扩散，蜂窝 d 最终演变为连通性极强的大面积网状。2000~5000m/s 冲击下，蜂窝 a 损伤横向占比从 15%-20%扩至 70%以上，增幅超 52 个百分点，层间偏移、无序扩散显著；蜂窝 d 损伤占比从 30%-35%均匀增至 70%-75%，增幅仅 41 个百分点，全程无层间突变，抗冲击性能最优。规律表明，蜂窝 a 在低速下损伤多呈分段或分离状，而蜂窝 d 在全速度区间内始终保持连续、集中的网状形态，无显著分段。这得益于其双层连续蜘蛛网拓扑，能提供均匀的多路径传力通道，有效分散能量并抑制应力集中，从而在损伤可控性与结构完整性上展现出最优的综合抗冲击性能。

最大应力时程曲线是揭示梯度蜂窝夹芯板动态力学行为与失效机制的关键。该曲线完整记录了结构的载荷-时间历程通过解析其阶段性特征，可以反演上、下层蜂窝在失效过程中的协同作用与载荷传递序列，从而揭示梯度结构设计的优化机理。

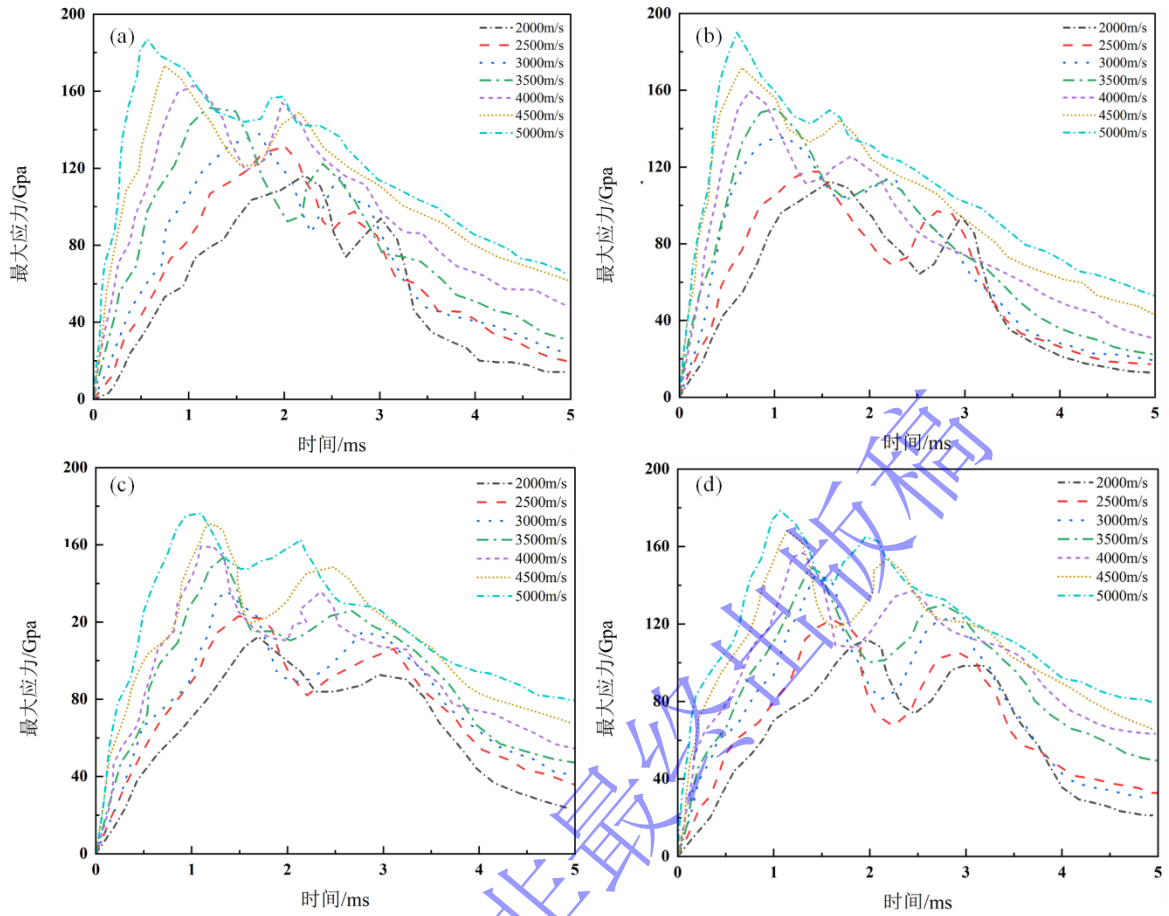


图 14 四种双层蜂窝夹芯板在不同速度铝球冲击下的最大应力时程曲线: (a)蜂窝 a;(b)蜂窝 b;(c)蜂窝 c;(d)蜂窝 d
Fig.14 Time-history curves of maximum stress of four double-layer honeycomb sandwich panels under aluminum ball impact at different velocities: (a) honeycomb a; (b) honeycomb b; (c) honeycomb c; (d) honeycomb d

图 14 中最大应力曲线的双峰值特征直观反映了双层蜂窝夹芯板的分层接力承载机制。以蜂窝 a 构型为例,其规则单一的胞元结构使应力波路径集中,导致冲击初期接触力迅速攀升形成第一峰值。然而六边形胞元变形模式简单且失稳迅速,前层塌陷后,应力虽传递至后层,但后层同样以快速集中失稳响应,致使承载接力失效,第二峰值因此极不明显。随后因双层结构相继丧失承载力,接触力曲线急剧下降,表明该构型吸能过程短暂、协同性较差。

与之相比,其余三种构型在分层机制上表现出明显差异。蜂窝 b 在后层引入蜘蛛网拓扑,其多节点、放射状路径为应力提供了分流通路,通过多模式变形实现了比第一种构型更清晰的第二峰值和更缓和的力降;蜂窝 c 则通过前层蜘蛛网的应力分散作用,使第一峰值更为平缓,后层六边形在均匀化应力场中发生有序变形,第二峰值形态规整、持续时间延长;而蜂窝 d 进一步强化了应力波在层间的多次耗散,双峰值均较平缓,整体呈现连续、均匀的吸能特性,与第一种构型的集中、陡降特征形成鲜明对比。

综上,双峰态的差异不仅体现了分层接力机制的有效性,更凸显出不同拓扑结构对二次应力传递与能量吸收路径的调控作用。第一种构型由于双层均采用失稳迅速的六边形胞元,其接力过程短暂且二次承载弱,而后三种构型通过引入蜘蛛网拓扑,在不同程度上实现了应力重分布与变形延性提升,从而优化了冲击响应历程。

下面板加速度是评估梯度蜂窝夹芯板冲击防护性能的关键指标,因为它直接表征了冲击载荷经上面板与梯度芯层耗散调制后,传递至被防护体的最终动力学输出。特别对于本研究中的上密下疏梯度设计,分析下面板在不同冲击速度下的加速度,能够定量揭示载荷在芯层中的递进式耗散过程,

为冲击防护结构的性能设计与验证提供核心依据。

表 6 第 5ms 时刻四种双层蜂窝下面板的加速度(m/s^2)
Table 6 Acceleration (m/s^2) of the four double-layer honeycomb bottom plates at the 5th ms instant

冲击速度 m/s	蜂窝 a	蜂窝 b	蜂窝 c	蜂窝 d
2000	1.58	1.36	1.16	1.04
2500	2.47	2.12	1.81	1.62
3000	3.55	3.05	2.61	2.34
3500	4.84	4.15	3.55	3.19
4000	6.32	5.42	4.63	4.16
4500	7.99	6.86	5.87	5.26
5000	9.87	8.47	7.24	6.49

表 6 数据显示,随着冲击速度从 2000 m/s 增至 5000 m/s ,各蜂窝下面板加速度均显著上升(如蜂窝 a 从 1.58 m/s^2 升至 9.87 m/s^2),表明加速度载荷随速度提高而增强。同一速度下,加速度始终按蜂窝 $a > b > c > d$ 顺序递减(例如 3500 m/s 时分别为 4.84、4.15、3.55、3.19 m/s^2),因此缓冲性能排序相反,为 $d > c > b > a$ 。加速度的非线性增长源于动能随速度平方增加、作用时间缩短以及结构失效模式从局部压溃向全局变形乃至击穿演变的动力学过程。

FE-SPH 自适应方法通过单元向粒子的转化模拟材料损伤,其剩余有限元单元占比可定量表征冲击后结构的完整性保留程度。占比越高,说明损伤越轻、原始承载构型保持越好,因此该指标可作为评估蜂窝夹芯板抗冲击性能的有效依据。

从表 7 可见,随冲击速度的升高,四类蜂窝的剩余有限元单元占比均呈单调下降趋势-如蜂窝 a 的剩余占比从 2000 m/s 时的 27.8%降至 5000 m/s 时的 11.8%,蜂窝 d 的剩余占比也从 21.4%降至 6.5%,这表明冲击载荷强度提升时,蜂窝夹芯板的剩余结构量减少、损伤程度加剧,对应其耗散冲击能量的能力增强,抗冲击性能随之提升。

表 7 铝球剩余有限元单元占比 (%)
Table 7 Proportion of remaining finite elements in aluminum balls (%)

冲击速度 m/s	蜂窝 a	蜂窝 b	蜂窝 c	蜂窝 d
2000	27.8	25.7	23.4	21.4
2500	23.4	22.1	21.5	19.5
3000	19.7	18.8	17.5	16.4
3500	16.6	15.9	14.8	13.9
4000	14.8	13.8	12.4	11.3
4500	12.4	11.5	10.8	8.7
5000	11.8	10.9	9.7	6.5

而同一冲击速度下,四种蜂窝的剩余有限元单元占比始终保持蜂窝 $a > b > c > d$ 的排序,例如 3500 m/s 冲击条件下,四类蜂窝的剩余占比依次为 16.6%、15.9%、14.8%、13.9%,5000 m/s 冲击时该差异进一步扩大,依据剩余有限元单元占比越高,抗冲击性能越差的评价准则,可以判定:蜂窝 a 的抗冲击性能最弱,而蜂窝 d 的抗冲击性能最优。该指标对应的物理机制为:剩余有限元单元占比高,表明结构在冲击中损伤较轻、能量耗散较少,因此其抵抗冲击载荷的能力相对有限。这一指标与前文采用的下面板加速度相互补充,组成了对蜂窝夹芯板抗冲击性能的多维度评价体系。

3.4 四种双层蜂窝夹芯板被铝球以不同速度冲击后的碎片云分析

碎片云的形态、尺寸分布及扩散特性是评估超高速冲击下防护结构效能的核心指标，直接关联航天器面临的二次撞击风险。一般而言，弹丸破碎越充分、碎片尺寸越小，单个碎片对后板的二次穿透能力越弱；碎片轴向残余速度越低，说明结构对弹丸动能的吸收和耗散越充分；碎片云分布越受控，则越有利于降低局部能量集中和后板损伤。为揭示不同拓扑设计的双层蜂窝夹芯板在多冲击能量场景下的防护机制，本节针对四种双层蜂窝夹芯板，开展铝球不同速度冲击后的碎片云分析，明确结构拓扑与冲击速度对碎片云演化的耦合影响，为防护结构优化设计提供关键依据。

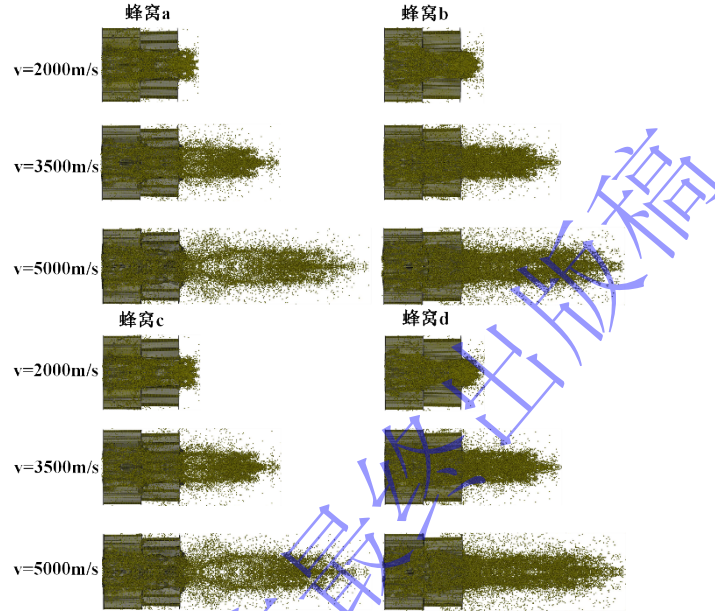


图 15 四种双层蜂窝在不同冲击速度下的碎片云形态
Fig.15 Fragment cloud shapes of four types of double-layer honeycombs under different impact velocities

四种双层蜂窝夹芯板在铝球三种冲击速度下的碎片云特征受芯体结构特性与组合方式调控，差异显著且呈现明确的速度依赖性，如图 15 所示：蜂窝 a 蜂窝以刚性坍塌为主导失效模式，低速(2000 m/s)呈窄锥形集中分布，径向扩散范围有限，中速(3500 m/s)则突变为宽扇形弥散形态，径向铺展程度显著提升，大块碎片占比 25%-30%，能量衰减效率较低；蜂窝 b 在低中速下的碎片云径向扩散受到明显抑制，分布集中度优于蜂窝 a，高速(5000m/s)时呈近场细碎片密集、远场大块碎片稀疏的双层分布特征，径向铺展范围中等，大块碎片占比 10%-15%，中高速综合性能更优；蜂窝 c 因前芯体高速下易发生撕裂失效，碎片云形态突变阈值最低，高速时径向扩散范围最广，呈大面积弥散状态，碎片密度与大块碎片占比(30%-35%)均为四种结构最高，碎片约束与耗能能力最弱；蜂窝 d 凭借双层韧性芯体的多级耗能与物理拦截作用，全速度区间均表现最优，低中速下呈极窄的柱状集中分布，径向扩散受到强烈约束，高速时仍保持较窄的扇形分布，径向铺展程度最小，大块碎片占比<5%，能量衰减效率最高。

综合来看，蜘蛛网芯体的交织韧性结构较六边形芯体的刚性胞体更利于碎片约束与能量耗散，且双层蜘蛛网组合的叠加效应与前缓冲、后拦截的芯体排列逻辑，是提升高速冲击下碎片云抑制效果的关键。

3.5 不同速度铝球冲击下双层蜂窝夹芯板的能量吸收性能研究

本小节系统考察了四种双层蜂窝的能量耗散机制与结构响应规律，旨在揭示冲击速度与芯层构型对夹芯板能量吸收效率的耦合影响，为抗冲击结构设计优化提供依据。

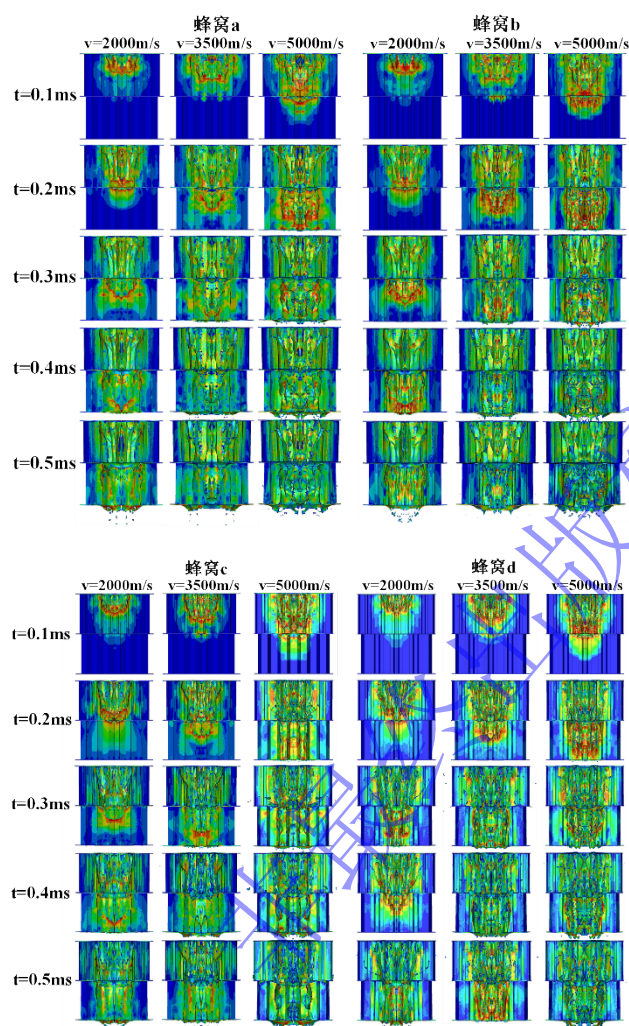


图 16 四种蜂窝在不同冲击速度下 0.1-0.5ms 时刻应力云图

Fig.16 Stress contour diagrams of four types of honeycombs at different impact velocities, at 0.1 - 0.5 ms.

在不同冲击速度下，四种双层蜂窝夹芯板的 Von Mises 应力分布与损伤演化呈现显著差异。随着速度从 2000 m/s 增至 5000 m/s，所有结构的应力峰值升高、损伤深度与范围均不断扩大，但各结构的表现明显不同。

在 2000-5000 m/s 的冲击速度范围内，四种结构的性能呈现系统性差异。蜂窝 d 综合表现最优：其多向拓扑与双层协同机制实现了最均匀的应力分布、最平缓的损伤扩展、最同步的动态响应以及最高的材料利用效率，抗冲击稳定性随速度变化也最为平缓。蜂窝 c 凭借前散后承的布局，在应力传递有序性和损伤控制上优于前六后蛛组，但受后层六边形单元耗能模式单一的限制，整体效能仍次于双蜘蛛网组。蜂窝 b 因前层应力集中导致损伤较早萌生，后层蜘蛛网的补充分散作用有限。而蜂窝 a 由于单向拓扑的固有局限，表现出最显著的应力集中、最剧烈的损伤扩展、最无序的单元失效以及最差的材料利用率与抗冲击稳定性。总体而言，蜘蛛网拓扑的引入显著提升了结构的抗冲击性能，且双蜘蛛网组合通过双侧协同机制实现了效能最优。

在航空航天与空间碎片防护领域，超高速冲击下，双层蜂窝夹芯板的能量耗散效率是评估其防护性能的关键指标。图 17 中的递增段代表蜂窝结构吸收的能量，这些能量包括胞壁塑性屈曲能、剪切断裂能及层间摩擦能，递减段则对应铝弹的残余动能。

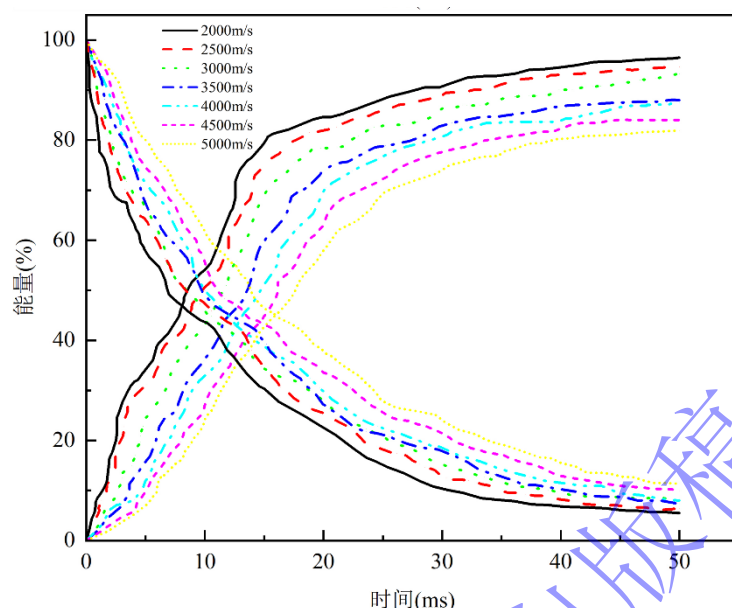


图 17 蜂窝 d 的能量时程演化曲线
Fig.17 Energy time evolution curves of honeycomb d

图中从黑色到黄色的曲线代表 2000m/s 至 5000m/s 的冲击速度梯度。整个能量转化过程遵循动能-内能-表面能守恒定律，四种结构在能量演化上存在差异。这种差异本质上是其胞元拓扑类型与层序组合方式不同造成的，这两种因素调控了能量耗散路径。该现象可以从应力波传播与高应变率材料响应机制角度分析。

在冲击初始阶段 ($t < 5\mu s$)，蜂窝 d 多向互联的径向与环向胞元使弹性应力波显著弥散，初始接触区的应力集中峰值较六边形胞元降低约 40%。进入塑性阶段 ($5\mu s < t < 20\mu s$)，多向胞元激活轴向屈曲、径向拉伸和环向剪切的多模式协同变形，大幅拓展能量耗散路径。在 5000m/s 冲击下，其吸收能在 $t \approx 20\mu s$ 时趋近饱和（约 85J），较 2000m/s 冲击下的 53J 高出 60%，最终弹体残余动能仅为 12J，表明高冲击速度下更多胞壁断裂（数量增加约 55%）强化了屈曲-断裂协同耗散机制。同时，吸收能提升 80.9%（由 47J 增加至 85J），残余动能降低 57.1%（由 28J 减小至 12J），下面板加速度降低 34.2%。分析机理为若前层夹芯板过早集中失效，后层难以弥补；只有前层夹芯板有效分散载荷，后层的吸能潜力才能充分发挥。

相比之下，蜂窝 a 因单向应力集中、胞壁过早断裂，吸能水平最低；蜂窝 b 受前层提前坍塌制约，层间协同不足，耗能能力居中；蜂窝 c 依靠前层分散载荷获得更优吸能，然然后层蜂窝应力衰减缓慢、断裂耗能占比较低，整体性能仍不及蜂窝 d。

由于每张图呈现的是叠加所有时间段后各单元的最大应力分布，可直观反映冲击过程中各区域的应力极限与损伤演化的终极状态：2000m/s 冲击下，夹芯板侧面应力呈冲击中心向四周的梯度衰减，冲击点处芯层与面板结合单元的高应力（红黄色区域）集中范围小，上、下平面以冲击点为中心的圆形高应力区仅局部单元接近塑性屈服，整体应变分布均匀，损伤局限于弹性 - 塑性过渡阶段；5000m/s 时，侧面芯层与面板的高应力区连成一片，大量单元因最大应力超限而失效，上、下平面穿孔周围高应力区呈网状覆盖较大区域，各单元最大应力在冲击过程中急剧升高引发应变集中，裂纹快速蔓延，蜂窝结构的多单元协同承载机制完全失效，损伤呈爆发式扩展特征。

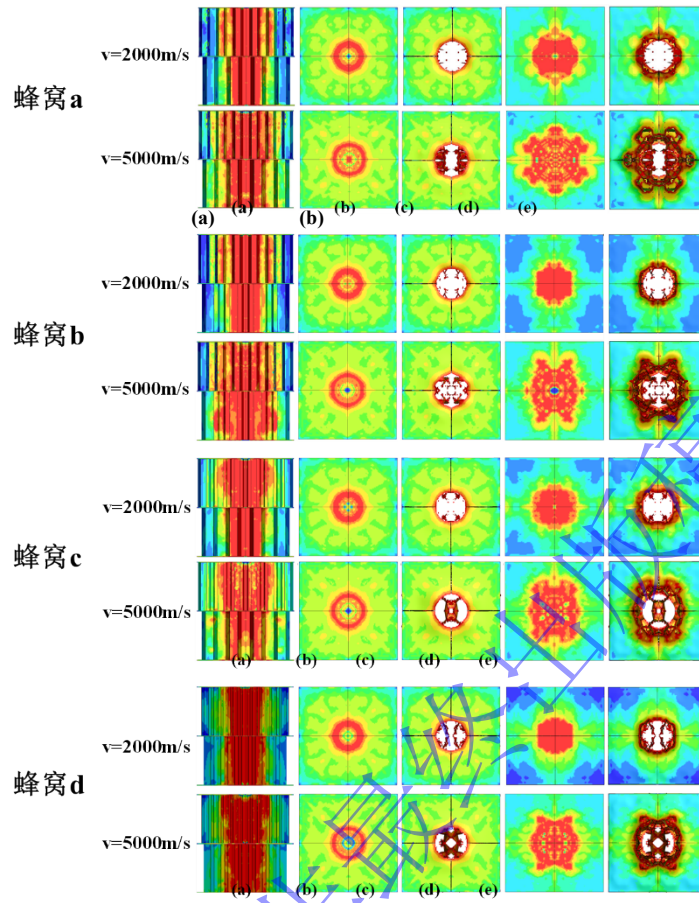


图 18 四种蜂窝在 2000 和 5000m/s 冲击速度下各时刻叠加应力云图：(a)侧视图；(b)初始正视图；(c)终态正视图；(d)初始俯视图；(e)终态俯视图

Fig.18 Stress contour plots of four honeycomb structures at impact velocities of 2000 and 5000 m/s, superimposed over all time instants: (a) side view; (b) initial front view; (c) final front view; (d) initial top view; (e) final top view

在 2000-5000 m/s 的速度冲击下，四种结构的损伤演化呈现显著差异。蜂窝 a 冲击点应力集中显著，随速度提升损伤快速沿厚度扩展，出现微裂纹与穿孔，在 4000 m/s 后应力分布破碎化并形成环形损伤带，最终引发损伤的爆发式扩展。蜂窝 b 因后层蜘蛛网的应力分散作用，各阶段应力梯度更平缓，损伤扩展较为缓和，应力破碎化与环形损伤程度均有所减轻。蜂窝 c 则通过前层分散与后层承载的协同，进一步优化了应力分布，微裂纹呈多向萌生，抗损伤性能优于前两组。而蜂窝 d 表现最优，其双侧协同分散承载机制使冲击点应力峰值最低、梯度极平缓，有效抑制了高应力条带的形成与贯穿，全程未出现明显的应力破碎化与环形损伤带，极大延缓并约束了损伤扩展。这表明，引入蜘蛛网拓扑能显著改善结构的抗冲击性能，且双蜘蛛网组合具有最优的损伤控制能力。需要说明的是，上述最优结论主要适用于本文设定的 CFRP 面板、芳纶纸蜂窝芯、2024-T3 铝合金球形弹丸、中心正侵彻、相同结构尺寸和 2000-5818m/s 速度范围内的数值工况。

4 总结

本文聚焦于航空航天领域对轻量化高性能冲击防护的迫切需求，对双层蜂窝夹芯板在极端冲击下的动态响应与防护机理进行了系统性研究。本文主要采用 FE-SPH 自适应方法铝球冲击双层蜂窝夹芯板开展了数值模拟研究，通过文献中所做铝球冲击蜂窝夹芯板的实验验证了蜂窝夹芯板数值模型的准确性。在此基础上，开展了铝球对四种双层蜂窝夹芯板在 5818m/s 与 2000-5000m/s 多速度工况冲击下的超高速冲击数值模拟，探究了每种夹芯板的破坏机理，并比较了每种双层蜂窝夹芯板防护

铝球冲击的性能。针对不同蜂窝构型的防护性能差异,补充了应力波传播衰减与能量耗散分配的对应分析,结合梯度胞元配置与蜘蛛网仿生拓扑的结构特征,阐释了层级卸荷、多模式变形协同提升防护效能的内在机制。同时补充了不同冲击速度下结构失效模式的演变分析,结合应力分布与应变率特征,说明了损伤从局部穿孔到整体破碎的转变逻辑,以及碎片云形态演化的驱动因素。此外,还增加了本文结果与同类研究的横向对比,讨论了数据差异的来源,并结合性能特点分析了不同构型的适用场景,可为防护结构选型提供参考。本文具有以下创新点:提出了梯度仿生双层蜂窝防护构型,通过拓扑与梯度协同主动调控冲击波传播与能量耗散,兼顾了轻量化与抗冲击性能;阐明了仿生拓扑对损伤演化的细观调控机制,明确了最优构型的鲁棒性与工程适用边界,为防护设计提供定量依据。得出以下主要结论:

(1)研究证实,在 5818m/s 的超高速冲击下,通过协同优化胞元拓扑与多层结构设计的双层构型,其防护性能显著超越单层结构。

(2)通过多速度工况(2000-5000m/s)冲击下的损伤细节、夹芯板底面形态、特征线模式图、最大应力时程曲线、下面板加速度、铝球剩余有限元单元占比、能量时程演化曲线等多个角度进行对比分析。得出双层蜘蛛网蜂窝夹芯板表现最为优异,这主要得益于其多向、互联拓扑与层间界面约束的协同作用机制。该结构使能量耗散效率较基准六边形结构提升 65%,并能有效降低局部应力集中、抑制损伤扩展、延缓弹体穿透进程,同时显著减小碎片尺寸。

(3)本文主要针对 2024-T3 铝合金球形弹丸中心正侵彻双层蜂窝夹芯板的工况开展研究,所得结论适用于本文设定的材料参数、结构尺寸和速度范围。实际空间碎片可能具有不规则形状、不同材料组成和斜入射冲击特征,后续研究可进一步考虑碎片形状、入射角度、材料组合、界面连接方式和实验验证,以完善双层仿生蜂窝夹芯板在复杂空间碎片环境下的防护性能评价。

参考文献:

- [1] KIM H, KEDWARD K T. Modeling hail ice impacts and predicting impact damage initiation in composite structures[J]. AIAA journal, 2000, 38(7): 1278-1288.2
- [2] OLSSON R, JUNTIKKA R, ASP L E. High velocity hail impact on composite laminates-modelling and testing. Dynamic failure of composite and sandwich structures[J], 2012. 393-426.
- [3] SADIGHI M, ALDERLIESTEN R, FATHI A, et al. Delamination link-ups in composite laminates due to multiple hail impacts[J]. Engineering Structures, 2023, 294: 116729.7
- [4] PERNAS S J, ARTERO J A, VARAS D, et al. Experimental analysis of ice sphere impacts on unidirectional carbon/epoxy laminates[J]. International Journal of impact Engineering, 2016, 96: 1-10.
- [5] PEREZ M J, ENFEDAQUE A, DICKSON W, et al. impact behavior of hybrid glass/carbon epoxy composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 2013, 80(3): 031803.
- [6] CHEN H, LALY, YANG Y, et al. Design and preparation of a low density, high strength honeycomb structure with short-cut carbon fiber and the performance analysis[J]. Polymer Composites, 2025, 46(8): 7213-7227.
- [7] LUONG S D. Hail ice impact of lightweight composite sandwich panels[D].University of California, 2014.
- [8] SONG Z, LUONG S, WHISLER D, et al. Honeycomb core failure mechanism of CFRP/Nomex sandwich panel under multi-angle impact of hail ice[J]. International Journal of impact Engineering, 2021, 150: 103817.
- [9] OLSSON R, BLOCK T B. Criteria for skin rupture and core shear cracking induced by impact on sandwich panels[J]. Composite Structures, 2015, 125: 81-87.
- [10] SOLAK A. Structural performance enhancement: bio-inspired honeycomb solutions for high-velocity hail impact challenges[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2024, 46(11): 676.
- [11] 冯成慧, 姚雄华, 王丽平, 等. 飞机复合材料泡沫夹芯结构地面冰雹冲击试验研究[J]. 高科技纤维与应用, 2019, 44(2): 46-50. DOI:10.3969/j.issn.1007-9815.2019.02.007.

- FENG C H, Yao Xionghua, Wang Liping, et al. Research on Ground Hail impact Test of Aircraft Composite Foam Sandwich Structures [J]. High Technology Fibers and Applications, 2019, 44(2): 46-50. DOI: 10.3969/j.issn.1007-9815.2019.02.007.(in Chinese)
- [12] 莫袁鸣, 赵振华, 罗刚, 等. 复合材料层合板冰雹冲击损伤研究[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2020, 34(3): 112-121.
- MO Y, ZHAO Z H, LUO G, et al. Research on Hail impact Damage of Composite Laminate Plates [J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2020, 34(3): 112-121. (in Chinese)
- [13] HAGHGOO M, SADIGHI M, AGHDAM M, et al. (2025). Repeated and multiple hail impacts on honeycomb sandwich panels: An experimental and numerical study[J]. Composite Structures, 360, 119055.
- [14] DOLATI S H, REZAEEPAZHAND J, SHARIATI M. Numerical simulation of hail impact response of hybrid corrugated core sandwich panels[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2019, 38(14): 643-657.
- [15] 康家熙. 蜂窝夹层结构冰雹冲击损伤模拟与试验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2024.
- KANG J X. Simulation and Experimental Study on hail impact Damage of Honeycomb Sandwich Structures [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2024.(in Chinese)
- [16] RADCHENKO P A, RADCHENKO A V, BATUEV S P, et al. Application of the finite element method to evaluate the effectiveness of spacecraft protective screens[J]. Acta Astronautica, 2025, 229: 466-470.
- [17] POOVATHINGAL S J, CHEN H. Microscale modeling of particle impact on thermal protection system materials during high-speed entry[J]. AIAA Journal, 2022, 60(8): 4976-4990.
- [18] YAN B, MU Z. Analysis of impact Properties of Nanocomposites at Micron Scale[C]. International Conference on Aerospace System Science and Engineering. Singapore: Springer Nature Singapore, 2023: 200-210.
- [19] 方鑫. 复合材料结构冰雹高速冲击行为研究及剩余强度预测[D]. 镇江: 江苏大学, 2022.
- FANG X. Research on the High-Speed impact Behavior of Composite Material Structures under Hail and Prediction of Residual Strength [D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2022. (in Chinese)
- [20] 耿治港. 基于 Hyperworks 和 LS-DYNA 的类蜂窝结构吸能效果分析和优化[J]. 建模与仿真, 2024, 13(1):169-182.
- GENG Z G. Analysis and Optimization of Energy Absorption Effect of Cellular-like Structures Based on Hyperworks and LS-DYNA [J]. Modeling and Simulation, 2024, 13(1): 169-182. (in Chinese)
- [21] CAO R J, CHEN J Y, SONG X, et al. Numerical Simulation of the Damage Characteristics of Carbon fiber-reinforced Aluminum Laminates under Hypervelocity impact Based on the FE-SPH Adaptive Method[J]. Applied Composite Materials, 2025, 32(3): 817-847.
- [22] KLEIMAN J. (2025). Surface Modification Technologies for Space and Planetary Applications. Mechanics and Advanced Technologies 2025:5-21.
- [23] CHEN Y, HE Q G, Chen X W. Numerical study on debris cloud and channeling effect of honeycomb sandwich shields under hypervelocity impact[J]. Thin-Walled Structures 191 (2023): 111052.
- [24] 程吉龙, 陈建宇, 曹仁杰, 等. 基于 FE-SPH 自适应耦合法的航空器仿生蜂窝夹芯板多冰雹冲击响应研究[J]. 兵工学报, 2025, 46(12):402-414.
- CHENG J L, CHEN J Y, CAO R J, et al. Research on the Multiple hailstones impact Response of Aircraft Bionic Honeycomb Sandwich Panels Based on the Adaptive Coupling Method of FE-SPH [J]. Acta Armamentarii, 2025, 46(12): 402-414.

(责任编辑)