DOI：10.11883/bzycj-2024-0505

典型爆炸冲击载荷下 T800 碳纤维层合板的损伤特性

李天宇[1]，冯晓伟[1,2*]，刘瑶璐[3]，何丽灵[1,2]，

赵浩川[1]，王守乾[1]，聂源[1]

（1.中国工程物理研究院 总体工程研究所，四川 绵阳 621999；
2.工程材料与结构冲击振动四川省重点试验室，四川 绵阳 621010；
3.重庆大学 航空航天学院，重庆 400044）

摘　要：针对飞行器常用的碳纤维增强聚合物基复合材料层合板（CFRP）抗冲击性能研究需求，对 T800/3200 CFRP 层合板进行球形破片侵彻试验与静爆试验，使用 CT 扫描技术与毁伤评估理论加以深入分析，研究了 T800/3200 CFRP 层合板在破片侵彻与爆炸冲击波两种典型载荷下的损伤特性与性能，并与航空制造业常用的 2024-T3 航空铝进行了试验对比。研究表明：T800/3200　CFRP 层合板遭受球形破片侵彻后将产生近似台体的脱层失效区域，且失效区域的体积随着破片的侵彻速度增加而减小；T800/3200　CFRP 层合板抵抗破片冲击载荷的能力不及航空铝板，吸收动能的能力约为航空铝板一半；但其抗爆性能显著优于航空铝，在航行任务中更有助于保证飞行器的安全。该研究可为航空器安全性和可靠性提升提供一定理论与数据支持。

关键词：T800 碳纤维增强复合材料层合板；2024-T3 航空铝；破片侵彻；爆炸冲击波；损伤模式

中图分类号：O347.3; V258　　**国标学科代码：**13015　　**文献标识码：**A

Damage Characteristics of T800 CFRP Laminates Under Typical Impacts

LI Tianyu[1]，FENG Xiaowei[1,2*]，LIU Yaolu[3]，HE Liling[1,2]，
ZHAO Haochuan[1]，WANG Shouqian[1]，NIE Yuan[1]

(*1. Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, Sichuan, China;*
2. Shock and Vibration of Engineering Materials and Structures Key Lab of Sichuan Province, Mianyang 621010, Sichuan, China;
3. College of Aerospace Engineering, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: In response to the research demand for the impact resistance of carbon fiber reinforced polymer laminates (CFRP) commonly used in aircrafts, spherical fragment penetration and static blast tests were conducted on T800/3200 CFRP laminates, with CT scanning technology and damage assessment theories used for further analysis. The damage characteristics and performance of the T800/3200 CFRP laminates under two typical loads—fragment penetration and explosive shock waves—were studied and compared with the 2024-T3 aluminum commonly used in the aviation manufacturing industry. Spherical fragment penetration tests and static blast tests were conducted on T800/3200 CFRP laminates. Two control groups were established: tungsten fragments impacting aerospace aluminum plates and tungsten steel fragments striking CFRP laminates.

*收稿日期：2024-12-25；　修回日期：2025.09.18；
基金项目：中物院院长基金（YZJJZQ2024007）；国家自然科学基金（12102413）
第一作者：李天宇（1999－　），男，博士研究生. E-mail: litianyu23@gscaep.ac.cn
通信作者：冯晓伟（1984－　），男，博士，副研究员. E-mail: 414fengxw@caep.cn

Impact velocities and residual velocities were precisely measured using high-speed photography. During fragment penetration tests, relationships among incident velocity, residual velocity, and energy absorption were analyzed based on the Recht-Ipson ballistic limit model. The internal damage morphology of CFRP targets was examined in detail using high-resolution CT scanning technology to characterize delamination patterns and progressive failure across different depths and laminates. For blast tests, the damage morphology and maximum deflection of target plates were systematically observed and recorded. The blast resistance of CFRP laminates and aluminum plates was quantitatively compared using advanced mathematical methods incorporating boundary condition equivalence and overpressure equivalence principles to ensure a fair and accurate comparison. The results show that after spherical fragment penetration, the T800/3200 CFRP laminate generates a delamination damage zone resembling a truncated cone, with the volume of the cone decreasing as the fragment's penetration speed increases. The T800/3200 CFRP laminate exhibits weaker performance against fragment penetration compared to aerospace aluminum but offers significantly enhanced blast resistance. This characteristic makes it more effective in maintaining structural safety and aerodynamic stability during flight missions under explosive threats. The findings provide theoretical and empirical support for improving the safety and reliability of aerospace vehicles through optimized material selection and structural design.

Keywords: T800 carbon fiber reinforced composite laminate; 2024-T3 aerospace aluminum; fragment penetration; explosive shock wave; damage modes

在航空航天领域，飞行器的安全性和可靠性是其设计制造过程中的重要考量因素。碳纤维在经过编织、叠层并混合高韧性的环氧树脂后制成的碳纤维增强复合材料（Carbon Fiber-Reinforced Polymer，CFRP）比模量大，比强度高，具有优异的机械性能，能够有效改善飞行器的结构性能，使碳纤维增强复合材料的在各类航空航天器结构如火箭外壳[1]、大飞机[2]与战机[3]结构件中得到了大量应用。自 1971 年碳纤维规模化生产以来，碳纤维制造工艺不断进步，可量产的碳纤维材料强度也不断提高。最初一代 T300 的拉伸模量为 230 GPa，拉伸强度为 3.53 GPa，目前大规模应用的还有强度更高的 T700 与 T800 型号碳纤维，其中 T700 型碳纤维的拉伸模量与 T300 相近，拉伸强度相比 T300 提高约 40%；T800 型碳纤维相比 T300 拉伸模量提高约 30%，拉伸强度更是提升高达 60%[4]。目前，战斗机蒙皮和部分承力结构多采用碳纤维增强复合材料制备，飞机结构材料的选用主要考虑的影响因素是材料的冲击损伤[5]，在遭遇防空武器袭击时，飞机结构材料的抗冲击性能对战机生存有着至关重要的影响。目前，防空战斗部主要通过破片与冲击波超压两种模式对目标造成毁伤[5,6]，因此需对破片与爆炸冲击波两种载荷作用下碳纤维增强复合材料的损伤特性进行研究。

迄今，国内外针对碳纤维增强复合材料已开展大量研究。洪诗婷[7]、刘亮等[8]分别对 T300 与 T700 碳纤维增强复合材料的力学性能进行了大量试验研究，给出了相关材料性能参数。Chen 等[9]研究了不同高分子材料基体对 T800 碳纤维增强复合材料力学性能的影响。NASA 在最新的报告[10]中通过试验给出了 T1100/3960 型碳纤维增强复合材料的力学性能参数。

针对破片冲击载荷下碳纤维增强复合材料的毁伤模式，Naik 等[11]与 Bresciani 等[12]先后通过理论研究给出了柔性薄板与厚板情况下纤维增强复合材料遭受破片冲击后的能量吸收机制模型，并据此给出了纤维增强复合材料层合板的弹道极限速度模型。Ngyuen 等[13]通过试验研究了纤维增强复合材料在破片冲击载荷下的毁伤过程，认为纤维增强复合材料的侵彻毁伤模式分为剪切冲塞与凸起形成两个阶段，分别通过纤维剪切失效与拉伸失效两种机理吸收冲击动能。董高雄等[14]对球形破片侵彻碳纤维增强复合材料层合板弹道极限速度的理论模型进行了完善与修正，并在很广的参数范围内通过了试验验证。从超男等[15]对近年来纤维增强复合材料层合板的弹道极限速度理论进行了总结，将各弹道极限速度模型总结为半经验、理论与数值模拟三类计算方法，并展望了神经网络结合等新的数值模拟方法。邓云飞等[16]通过试验研究了 T300 型 CFRP 层合板在半球形弹体不同入射角度下的毁

伤模式，得到高速冲击下，正冲击时冲击动能吸收最多的规律。王佳富[17]、周俊杰等[18]分别对低速冲击下 T300 与 T700 型 CFRP 层合板的损伤特性进行了试验与理论研究。

针对爆炸冲击波载荷下碳纤维增强复合材料的毁伤模式，Hashin[19]建立了基于二次应力多项式的纤维复合材料的失效准则，为后续的理论与模拟研究建立了理论基础。Langdon 等通过试验研究[20]并总结[21]了碳纤维增强复合材料在爆炸冲击波载荷下的响应，发现在爆炸载荷下，CFRP 层合板的失效模式包括层间剥离、界面脱粘、纤维断裂、填充层的塑性变形和破裂。Laurence 等[22,23]通过试验与数值模拟研究了 T300 型 CFRP 层合板在冲击波载荷下的毁伤模式。解江等[24]通过试验与数值模拟研究了 T700 型 CFRP 层合板在冲击波载荷下的毁伤模式，发现 CFRP 层合板的迎爆面与背爆面的失效模式存在差异，背爆面处相比迎爆面吸收转化了大部分能量，吸收能量占比随着层合板厚度不同而变化。

现有的试验研究多集中于 T300 和 T700 型碳纤维增强复合材料的损伤特性，对更高性能的 T800 型碳纤维增强复合材料的针对性研究则较少。周逃林[25]研究了不同硬物低速冲击下 T800 型 CFRP 层合板的损伤模式，李厚伯[26]、尚晓壮等[27]分别对不同冲击体的正侵彻与斜侵彻 T800 型 CFRP 层合板进行了试验研究。目前对 T800 型 CFRP 层合板的研究主要着眼于不同物体的冲击侵彻载荷，且缺乏与常规材料性能的量化对比分析。因此，本文以 T800/3200 型碳纤维增强复合材料层合板为研究对象，通过试验研究其在破片侵彻与爆炸冲击波两种载荷下的失效模式，并在两种载荷下与飞行器制造中常用的航空铝材料进行抗载荷性能对比，比较两种不同载荷下 T800 型 CFRP 层合板的特征与性能差异，为航空器安全性和可靠性提升提供一定理论与数据支持。

1 破片冲击载荷试验

1.1 试验设计

为系统评估 T800/3200 碳纤维增强复合材料（CFRP）层合板的弹道冲击响应特性，采用弹道枪发射破片打击 CFRP 层合板，开展多组正侵彻试验。为对比研究层合板抗侵彻特性，设置几何参数相同的 2024-T3 航空铝板，开展正侵彻试验作为对照。此外，为考察靶板在不同破片作用下的侵彻特性，设置几何参数相同但密度更低的 YG6 型钨钢合金珠，开展其打击 CFRP 层合板的正侵彻试验作为对照。

破片冲击载荷试验使用 14.5 mm 口径的弹道枪进行，使用高速摄像机进行破片速度的观测与计算。破片为球状钨珠，实测直径为 9.02 mm，质量为 7.08±0.01 g。用于对照的球状 YG6 钨钢珠，质量为 5.25 g。试验采用的靶板为 T800/3200 型碳纤维增强复合材料层合板与 2024-T3 航空铝板，层合板的铺层信息为[(0/45/90/45/-45)2]s，靶板厚度为 3.5 mm，尺寸为 100 mm×100 mm。各试验装置与场景如图 1 所示。

图 1 破片载荷试验装置与场景

Fig.1 Penetration experiment scenario

在工程实际应用场景中，复合材料层合板受冲击后产生的表面形貌参数（如凹坑深度、破孔直径等几何损伤特征）将显著影响飞行器气动构型完整性及结构承载特性。更值得注意的是，由于

CFRP 层合板具有各向异性的叠层结构特性，在动态侵彻过程中易产生分层损伤、基体裂纹扩展及纤维/树脂界面失效等损伤模式，同样可能会引发飞行器关键部件功能失效，诱发进一步破坏。为全面表征复合材料损伤特征，本研究采用 CT 扫描检测方式[23]获取碳纤维增强复合材料层合板内部的损伤情况，通过异常面积测量获取层合板脱层的比率，以量化描述其内部损伤状况。

经试验与测量，获得各组正侵彻试验的入射速度与剩余速度信息如表 1 所示。

表 1 T800/3200 型 CFRP 靶板侵彻试验结果

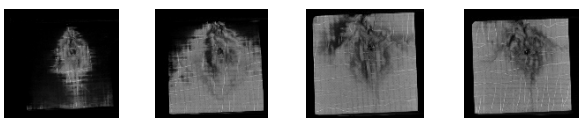
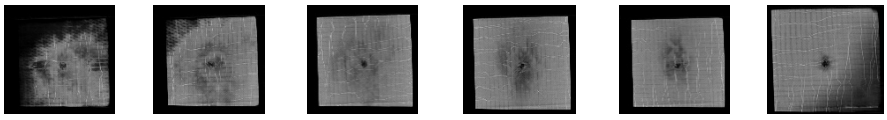
Fig.1 T800/3200 CFRP Target Plate Penetration Experiment Results

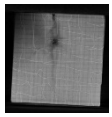
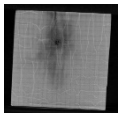
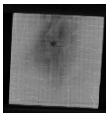
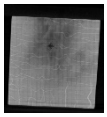
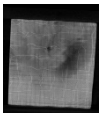
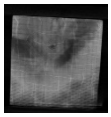
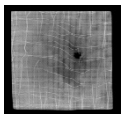
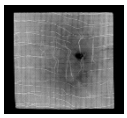
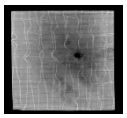
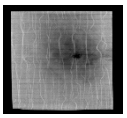
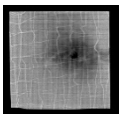
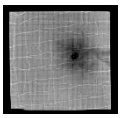
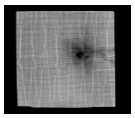
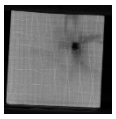
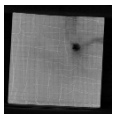
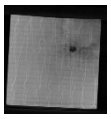
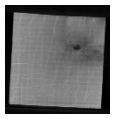
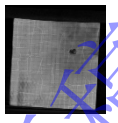
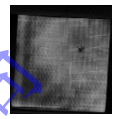
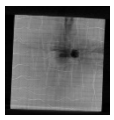
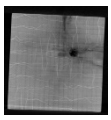
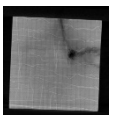
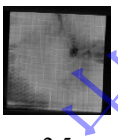
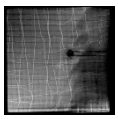
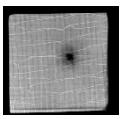
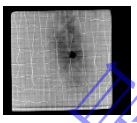
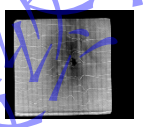
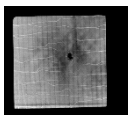
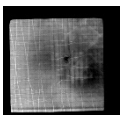
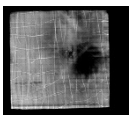
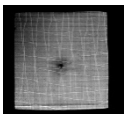
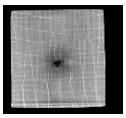
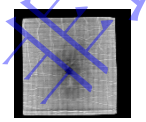
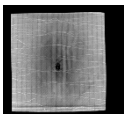
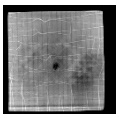
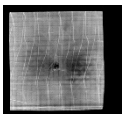
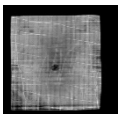
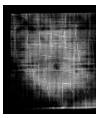
试验编号	破片材质	靶体材质	入射速度/m/s	剩余速度/m/s
1	钨	T800/3200 CFRP	41	未穿透
2	钨	T800/3200 CFRP	178	16
3	钨	T800/3200 CFRP	183	86
4	钨	T800/3200 CFRP	190	126
5	钨	T800/3200 CFRP	227	172
6	钨	T800/3200 CFRP	149	未穿透
7	钨	T800/3200 CFRP	179	9
8	钨	T800/3200 CFRP	184	106
9	钨	T800/3200 CFRP	228	169
10	钨	T800/3200 CFRP	299	248
11	钨	T800/3200 CFRP	508	468
12	钨	2024-T3 航空铝	243	4
13	钨	2024-T3 航空铝	368	284
14	YG6 钨钢	T800/3200 CFRP	182	103
15	YG6 钨钢	T800/3200 CFRP	230	144

为进一步研究不同破片入射速度导致层合板内部损伤特性变化，选取部分典型层合板开展 CT 扫描，获取其各深度截面损伤状况，如表 2 所示。

表 2 层合板内部损伤 CT 扫描结果

Table 2 CT scan results of tested CFRP plates

试验编号	破片材质	靶板材质	入射速度/m/s	剩余速度/m/s	CT 扫描形貌与深度/mm
3	7.08g 钨珠	层合板	183	86	 0 1.01 2.23 2.84
5	7.08g 钨珠	层合板	227	172	 0 0.5 1.52 2 2.4 3.5

7	7.08g 钨珠	层合板	179	9									
					0	0.6	1	1.51	2.2	2.7			
8	7.08g 钨珠	层合板	184	106									
					0	0.42	0.86	1.27	1.71	2.13	2.37		
10	7.08g 钨珠	层合板	299	248									
					0	0.6	1.2	1.8	2.5	3.2			
11	7.08g 钨珠	层合板	508	468									
					0	1	1.6	2.5					
14	5.25g YG6 钨钢珠	层合板	182	54									
					0	0.5	1	1.5	2	2.5	3		
15	5.25g YG6 钨钢珠	层合板	230	144									
					0	0.5	1	1.5	2	2.5	3	3.5	

1.2 破片剩余速度与能量分析

因钨珠的硬度较高，且试验中观测到破片穿过靶板后几乎不发生变形，故在研究其入射速度与剩余速度关系时，采用刚性弹体假设，也即弹体在穿靶过程中损失的动能不转化为破片变形能。此时可采用 Recht 和 Ipson 建立的弹道极限速度模型[28]

$$v_{50}=\sqrt{v_i^2-v_r^2} \tag{1}$$

式中 v_{50} 为弹道极限速度，v_i 为入射速度，v_r 为剩余速度。

根据此模型与表 1 中的试验结果，给出入射速度与出射剩余速度关系图，并对上述研究组以及两对照组试验数据分别进行拟合，得到关系图如图 2 所示。

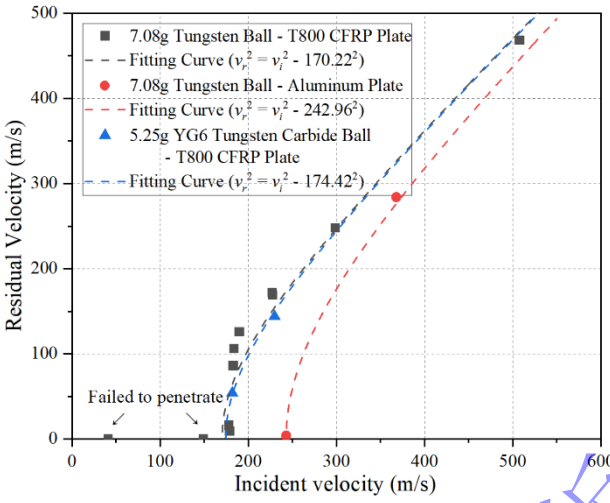


图 2 入射速度与剩余速度试验数据及拟合曲线

Fig.2 Incident and Residual Velocity Data with Fitting Curves

观察拟合曲线与 x 轴的交点，得到三组不同弹靶材质试验估测弹道极限速度如表 3 所示。

表 3 RI 弹道极限模型拟合结果

Table 3 Fitting Results Using RI Ballistic Limit Model

破片材质	靶体材质	拟合弹道极限速度/m/s
钨	T800/3200 CFRP	170
钨	铝	243
YG6 钨钢	T800/3200 CFRP	174

由图 2 及表 3 可以观察到，两组几何参数相同但质量不同的破片的正侵彻弹道极限速度基本相同。据此可以知道，在刚性弹体假设情况下，破片弹道极限速度与破片质量无关。同时，对比表 3 前两项可以得到，对于相同的破片，侵彻 2024-T3 航空铝靶板的弹道极限速度更高，可以得知 2024-T3 航空铝抵挡破片侵彻的能力相比 T800 碳纤维层合板更强。

在图 2 中发现试验组数据点分布较其拟合曲线有一定程度上凸，分析认为，是拟合使用的 Recht-Ipson 弹道极限速度模型基于不同入射速度下靶板吸收动能恒定的假设导致的。于是为研究靶板吸收动能的变化，对各穿透靶板的试验数据进行进一步处理，得到其侵彻各阶段动能如表 4 所示。

表 4 各次试验破片动能损失

Table 4 Fragment Kinetic Energy Loss for Each Experiment

试验编号	弹体材质	靶板材质	初速度/m/s	剩余速度/m/s	初动能/J	剩余动能/J	动能损失/J
1	钨	T800/3200 CFRP	41	未穿透	5.95		
2	钨	T800/3200 CFRP	178	16	112.16	0.91	111.26
3	钨	T800/3200 CFRP	183	86	118.55	26.18	92.37
4	钨	T800/3200 CFRP	190	126	127.79	56.20	71.59
5	钨	T800/3200 CFRP	227	172	182.41	104.73	77.69
6	钨	T800/3200 CFRP	149	未穿透	78.59		
7	钨	T800/3200 CFRP	179	9	113.43	0.29	113.14

8	钨	T800/3200 CFRP	184	106	119.85	39.78	80.07
9	钨	T800/3200 CFRP	228	169	184.02	101.11	82.92
10	钨	T800/3200 CFRP	299	248	316.03	217.42	98.62
11	钨	T800/3200 CFRP	508	468	914.84	776.44	138.40
12	钨	2024-T3 航空铝	243	4	208.74	0.06	208.68
13	钨	2024-T3 航空铝	368	284	479.40	285.52	193.88
14	YG6	T800/3200 CFRP	182	54	86.95	7.65	79.30
15	YG6	T800/3200 CFRP	230	144	138.86	54.43	84.43

根据表 4，给出入射速度与动能损失、动能损失比例的关系如图 3、图 4 所示。

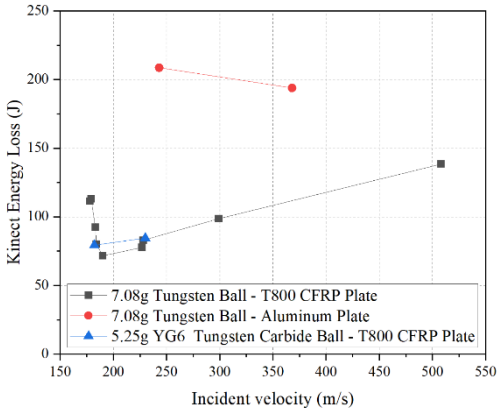


图 3 入射速度与动能损失关系

Fig.3 Relationship Between Incident Velocity and Energy Loss

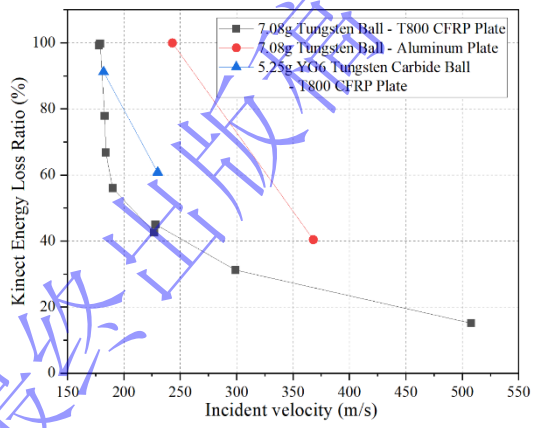


图 4 入射速度与动能损失比例关系

Fig.4 Relationship Between Incident Velocity and Energy Loss Ratio

由图 3 可以得到，随着入射速度增加，层合板靶板对钨珠动能的吸收呈现出先下降再缓慢线性上升（$E_{\text{loss}}^{\text{k}} = 0.209058v_i + 33.1311$，$v_i \geq 190$　$R^2 = 0.9888$）的特点，其拐点大致位于 190 m/s 的入射速度，或 120 m/s 的剩余速度处。

对这一现象进行理论分析，认为靶板能量吸收的下降阶段主要是靶板结构中应力波的传播时间随速度增加而减少所致。在低速冲击条件下，靶板的局部响应有足够的时间向周围扩散和耦合，造成更大范围结构变形，从而吸收更多的动能。而在高速冲击条件下，弹体快速贯穿靶板，仅产生局部效应，应力波还未大范围传播耦合，因此损失的动能相对较少。对于能量吸收率后段缓慢上升的机理，分析认为钨珠并非刚体，在高速冲击下，随着速度的不断增加，弹体的内能增加幅度逐渐超过靶板吸收动能的下降幅度，破片侵彻靶板后动能的损失将转而缓慢上升。

对图 4 的分析结果表明，随着入射速度的增加，破片的动能损失比例（即靶板对破片的能量吸收率）首先急剧下降，随后逐渐放缓并趋于稳定。若沿用图 3 分析中入射速度大于 190 m/s 时动能损失大致随速度线性增加的假设，则此时靶板能量吸收率下降的过程大致满足 $R_{\text{absorb}} = \dfrac{9359}{v_i^2} + \dfrac{59}{v_i}$ 的经验关系式。

进一步地，比较图中相同钨珠破片打击铝板与层合板的情况，可以发现铝板的能量吸收率高于 CFRP 层合板。这表明铝板对破片的防护能力更优。

1.3 靶板受破片载荷侵彻损伤分析

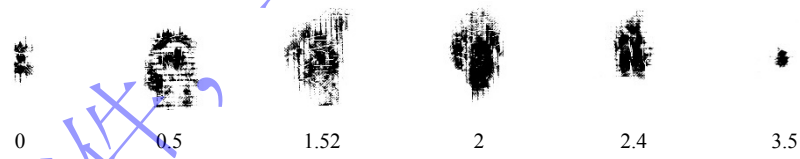
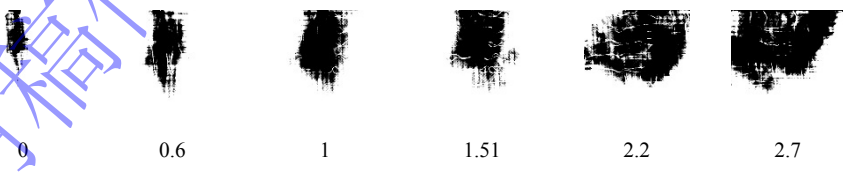
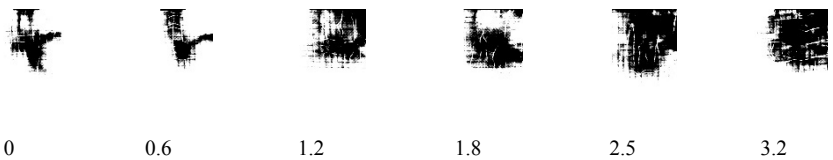
在获得 T800/3200 CFRP 靶板受破片侵彻的内部形貌 CT 扫描结果后，分析发现图像中的异常灰度区域可有效表征材料在特定厚度层面的分层损伤特征。将表 2 的 CT 扫描结果与现实结果对比分析，可观察到，CT 图像中的灰度差异直接反映靶板内部损伤状态，材料完整结构处呈现显著的高灰度特征，灰度值显著降低的区域代表脱层损伤区域，而非实体区域与被穿透的部分则表现为零灰度值的黑色背景。

针对表 2 中部分 CT 图像存在的灰度梯度不显著问题，本研究采用数字图像处理技术进行优化，通过调整灰度映射曲线，将未损伤区映射为纯白色，损伤区映射为纯黑色。并截取靶板有效区域，消除边界外黑色背景，最终生成标准化的正方形分析区域处理后图像。

表 2 扫描结果中，3 号靶板 0 mm 深度（前表面）扫描、14 号靶板 0 mm 深度（前表面）扫描、14 号靶板 2.5 mm 深度处扫描、15 号靶板 3.5 mm 深度（后表面）处扫描共四幅图像，因扫描结果中黑色区域可能因扫描面未正确与靶板实体相交等原因呈现大面积黑色，且无法有效区分边界造影与破片毁伤致脱层两类黑色区域，处理为不可用结果。在对表 2 的 CT 扫描结果进行上述校正、色彩映射曲线调节、有效结果筛选等处理操作后，得到靶板样品扫描结果后处理信息，如表 5 所示。

表 5 层合板内部损伤 CT 扫描后处理结果

Table 5 Post-process of CT scan results of tested CFRP plates

试验编号	破片材质	靶板材质	入射速度/m/s	剩余速度/m/s	CT 扫描形貌与深度/mm
3	7.08g 钨珠	层合板	183	86	不可用
5	7.08g 钨珠	层合板	227	172	 0 0.5 1.52 2 2.4 3.5
7	7.08g 钨珠	层合板	179	9	 0 0.6 1 1.51 2.2 2.7
8	7.08g 钨珠	层合板	184	106	 0 0.42 0.86 1.27 1.71 2.13 2.37
10	7.08g 钨珠	层合板	299	248	 0 0.6 1.2 1.8 2.5 3.2
11	7.08g 钨珠	层合板	508	468	 0 1 1.6 2.5

14	5.25g YG6 钨钢珠	层合板	182	54	不可用					不可用			
					0	0.5	1	1.5	2	2.5	3		
15	5.25g YG6 钨钢珠	层合板	230	144									不可用
					0	0.5	1	1.5	2	2.5	3	3.5	

经上述后处理，表 5 中黑色部分代表脱层失效的区域，白色部分则代表靶板保持原状黏合的区域。通过图像处理软件进行色阶统计，可给出黑色像素点占整张图像的面积比率，用以表述在对应 CFRP 靶板的对应深度处靶板脱层的比率情况。最终得到各速度破片打击导致 T800 层合板各深度脱层的比率，如图 5 所示。

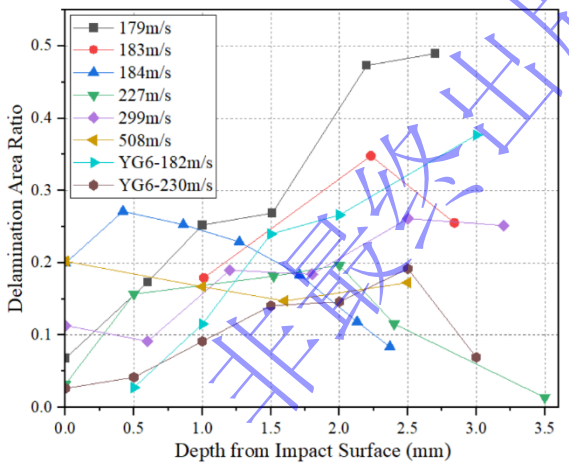


图 5 各速度入射 T800 层合板破片致靶板各深度失效比率

Fig.5 Relationship Between Depth of CFRP Plate and Damage Ratio

分析图 5，为更清晰得到靶板损伤情况随深度变化的趋势，经多曲线平均处理后，获得两种破片打击下，随着距靶板表面深度增加，靶板损伤面积占比的变化趋势如图 6 所示。

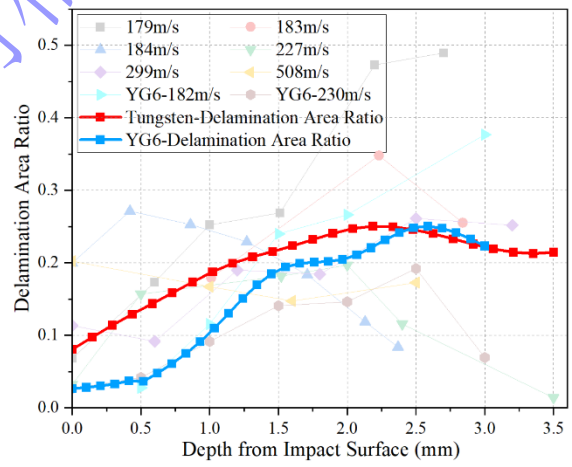


图 6 各材质破片入射 T800 层合板破片致靶板各深度平均失效比率

Fig.6 Relationship Between Depth of CFRP Plate and Average Damage Ratio

图 6 定量分析的结果表明，T800/3200 碳纤维增强复合材料层合板在遭受破片侵彻过程中，其分层损伤区域面积与侵彻深度呈显著正相关。靶板脱层破坏区呈现典型台体状扩展特征，损伤区域截面面积随侵彻深度增加而呈现单调递增趋势。分析损伤机理认为，该规律可通过两阶段不同类型的失效机理耦合过程进行合理解释：

第一阶段，在接触靶板的初期，破片速度高，靶板的破坏模式以压剪冲塞为主导，纤维主要发生剪切失效，破坏区域主要集中在侵彻处周围，失效面积不大，破片的动能主要通过纤维剪切与基体压溃的过程被吸收；

在第二阶段，失效现象由多种因素共同作用导致。随着破片侵彻深度的增加，其动能被靶板持续吸收，当破片的速度不足以直接剪断纤维时，它将通过纤维牵拉使靶板层间撕裂形成凸起，引发类似薄膜的拉伸失效。另一方面，冲击波在背爆面反射后形成拉伸波，导致脱层破坏，越靠近背面越显著，且破片速度越低时，其拉剪作用与拉伸波耦合时间越长，失效面积越大。

在上述机理驱动下，靶板各截面失效面积即随破片侵彻靶板深度增加而不断增加。上述靶板的失效模式在其它复合材料板的侵彻试验中也被观测到[13,15,29,30]。

为进一步研究不同入射速度与靶板的台体状损伤失效区域体积的关系，对图 5 中各入射速度破片致脱层失效数据进行进一步分析，通过计算得到整块靶板脱层失效区域的体积占比与入射速度的关系，如图 7 所示。

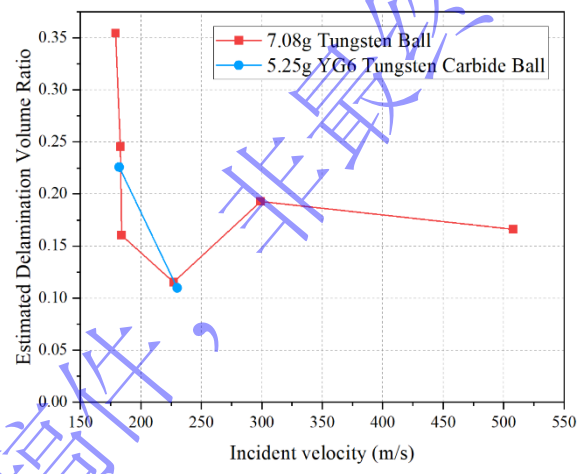


图 7 各速度入射破片致 T800 CFRP 靶板失效体积比率

Fig.7 Relationship Between Incident Velocity and Damage Volume Ratio of T800 CFRP Plate

分析图 7 结果，得到入射速度越高时，靶板失效破坏的台体区域体积占比呈现减小趋势，且相同入射速度下，两种相同几何参数但质量不同的破片造成的破坏区域大小差别不大。分析该现象机理，认为随着入射速度的提升，破片动能的增加显著强化了侵彻初期压剪冲塞作用，导致冲塞深度增大；相应地，后续冲击与拉伸波耦合作用的深度范围减小，脱层失效的区域因而变小。高速冲击下，靶板迅速被破片完全贯穿，此时拉伸波在边界大范围扩散前便已完成主要损伤，使得脱层失效区域（即台体体积）相应变小。注意到，当破片速度到达 200 m/s 以上时，造成靶板失效的体积占比即未超过 20%。

另一方面，靶板脱层破坏区域的大小也代表着靶板通过破碎、断裂、脱层等过程吸收破片动能的量度。对比图 7 与图 3 的曲线结果可以看到，上述分析机理也进一步印证解释了图 3 中低速侵彻时动能损失出现陡降趋势，后又保持基本平稳的原因。

2 冲击波载荷试验

2.1 试验设计

冲击波载荷试验靶板为 T800/3200 型碳纤维增强复合材料层合板，层合板的铺层信息为 $[(0/45/90/45/-45)_2]_s$，靶板厚度为 3.5 mm，尺寸为 400 mm×400 mm。试验使用 500g B 炸药地面静爆产生超压对靶板进行正面冲击，三块靶板分别置于约 0.5 m，1 m，1.5 m 处，固定情况近似左右两侧简支，上下两侧自由，通过同位置超压记录仪记录各距离处超压曲线，并统计得到峰值超压与冲量。靶板与试验场地布置示意如图 8 所示。

图 8 冲击波载荷试验装置与场景

Fig.8 Shockwave load experiment scenario

试验通过获取并分析各靶板的形貌变化，与文献中 2024-T3 航空铝板的试验结果进行对比，获得两种靶板抵抗冲击波载荷的性能比较。

经试验测量，获取各靶板所在位置冲击波超压曲线如图 9 所示。

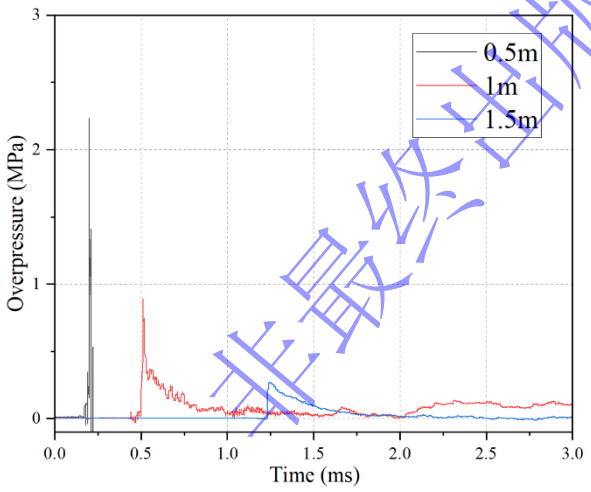


图 9 冲击波载荷试验各靶板处超压曲线

Fig.9 Overpressure Curves in shockwave load experiment

统计得到各处峰值超压与冲量数据如表 6 所示。

表 6 T800/3200 型 CFRP 靶板冲击波载荷试验结果

Table 6 Test Results in Shockwave Load Experiment

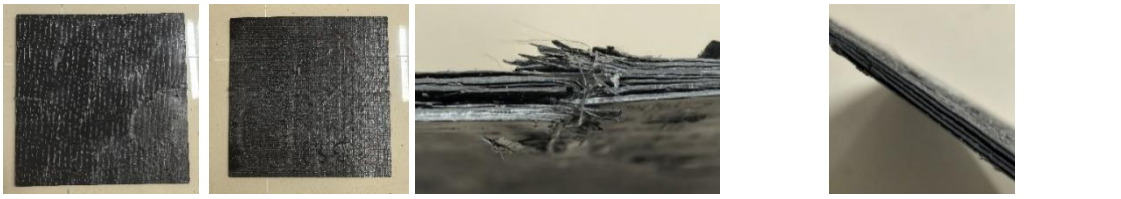
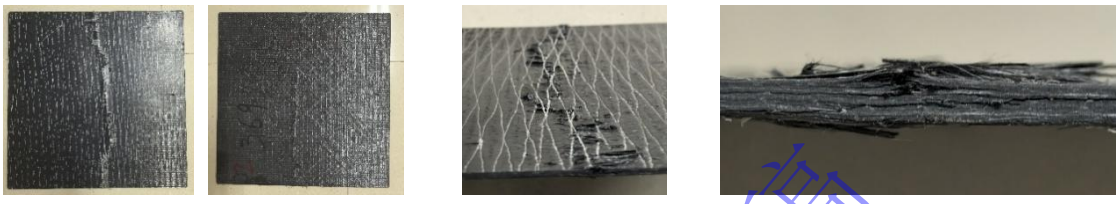
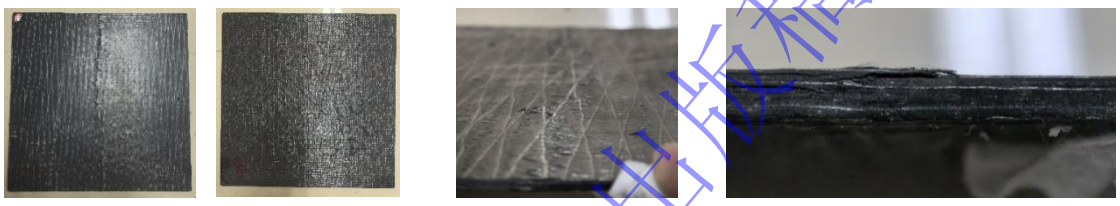
试验编号	距离/m	峰值超压/kPa	冲量/kPa·ms
1	0.54	2231.29	21.51
2	1.00	890.84	126.67
3	1.46	268.87	73.64

获取各 CFRP 层合板靶板受冲击波载荷后的最大挠度测量结果与各处形貌，如表 7 所示。

表 7 层合板受冲击波载荷形貌

Table 7 Photos of tested CFRP plates under shock wave loads

试验编号	距离/m	最大挠度/mm	正面	反面	断裂形貌	脱层情况

1	0.54	7.3	
2	1.00	3.0	
3	1.46	2.7	

2.2 靶板受冲击波载荷损伤分析

对表 7 中各靶板受爆炸载荷后形貌进行分析，可以得到若干结论。

在迎爆面形貌上，各靶板均出现一定程度的贯穿断裂，如图 10 所示。

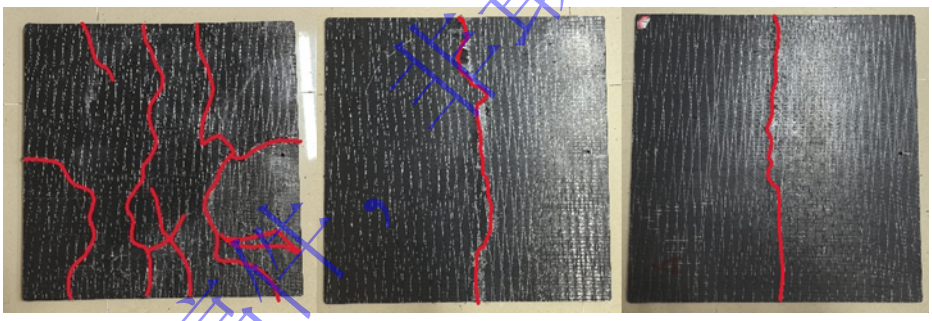


图 10 各靶板迎爆面形貌

Fig.10 Surface of Each Target Plate upon Impact

试验结果中，仅 1 号靶板出现多条断裂带，其纵向断裂带的数量多于横向；在超压峰值小于 1MPa 的 2、3 号靶板上，都仅存在一条纵向断裂带，且随着峰值超压降低，断裂带逐渐变浅。分析认为该现象与靶板的固定方式相关，试验时采取了两边简支、两边自由的靶板固定方式，被简支的两边更不易产生大弯曲而断裂。

迎爆面断裂带处清晰可见机体开裂、纤维拔出等损伤。分析损伤机理认为，迎爆面受到冲击波高压后，层间机体产生压应力而开裂。与其紧密结合的碳纤维丝由于应变极限较低，随着机体的开裂而同样发生压裂或拔出，最终形成了断裂带。

背爆界面形貌分析表明，三组靶板试样的背面表面均保持结构完整，仅边缘处偶有断裂带传播至边界导致轻微的纤维丝拔出现象，可见 T800/3200 CFRP 层合板抗爆性能较为优异，可有效阻隔冲击波对背爆侧物体的毁伤。

对靶板表观的脱层失效情况进行观察，注意到三块靶板的断裂带处均有一定脱层现象，其中，1 号靶板在断裂带附近完全脱层；2 号靶板在断裂带附近约 2/3 厚度范围内出现脱层；3 号靶板仅在迎爆面附近有轻微脱层。分析损伤机理，认为脱层原因主要有两点：一是冲击波施加的弯矩导致层合

板产生粘合方向的层间剪应力，使得层合板失效脱层；二是背爆面的反射波与入射波共同作用产生拉伸波，在铺层间引发脱层。

在 400 mm 的尺度下，三块板的挠度均未超过其 2%。与文献中[31]的 2024-T3 航空铝板冲击载荷试验进行比较，以量化其抗爆性能。

文献采用的铝板为圆固支，厚度 2 mm，直径 300 mm。文献设置的装药量、爆距与试验结果如表 8 所示。

表 8 参考试验[31]设置与测量结果

Table 8 Setup and Results of Reference Experiment

参考试验编号	装药量/g	爆距/mm	最大挠度/mm
A1	60	175	完全破坏
A2	60	175	64.61
A3	60	240	48.24
A4	60	175	63.58
A5	60	300	45.45
B1	80	175	73.74
B2	80	240	56.87
B3	80	175	完全破坏
B4	80	300	43.69
B5	80	300	35.09

冲击后靶板形貌如图 11 所示[31]。

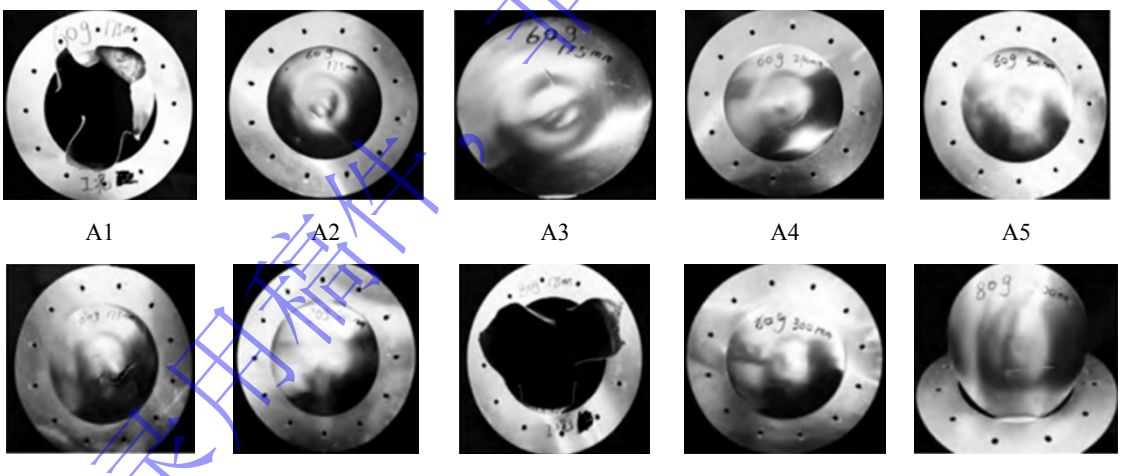


图 11[31] 参考试验平板宏观变形

Fig.11 Macroscopic Deformation of Reference Experimental Plates

分析参考试验结果，观察到每一块靶板均已出现严重塑性变形，构件结构基本遭到完全破坏。为直观对比 2024-T3 航空铝板与 T800/3200 CFRP 层合板的抗爆性能，由于试验条件不同，首先需要在保持峰值超压不变的情况下，等效统一两者的试验几何条件，如边界条件、厚度等。通过这种方式，可以获得 2024-T3 航空铝材料在相同试验条件与峰值超压下的等效最大挠度，进而得以将两种材料的抗爆能力进行直观比较。

首先根据试验条件，通过爆炸相似律等效，根据 Henrych 峰值超压计算公式[32]得到参考试验的理论峰值超压情况

$$\Delta p_{+}=\begin{cases}\dfrac{1.379}{\bar{r}}+\dfrac{0.543}{\bar{r}^{2}}-\dfrac{0.035}{\bar{r}^{3}}+\dfrac{0.0006}{\bar{r}^{4}} & 0.05\le\bar{r}\le 0.3\\ \dfrac{0.607}{\bar{r}}-\dfrac{0.032}{\bar{r}^{2}}+\dfrac{0.209}{\bar{r}^{3}} & 0.3\le\bar{r}\le 1\\ \dfrac{0.065}{\bar{r}}+\dfrac{0.397}{\bar{r}^{2}}+\dfrac{0.322}{\bar{r}^{3}} & 1\le\bar{r}\le 10\end{cases} \tag{2}$$

式中 $\bar{r}=\dfrac{r}{\sqrt[3]{\omega}}$ 为对比距离[32]，r 为真实爆距，ω 为 TNT 当量。

对作为各向同性材料的 2024-T3 航空铝材料，在一定爆距下可一阶近似为均布荷载，仅取板壳挠度方程的低阶项，也即小变形挠度公式对参考试验边界条件通过挠度公式的常数系数进行等效代换，得到统一边界条件下的等效最大挠度。

圆形固支边界条件的最大挠度公式为

$$\delta_{\max}=\frac{qa^{4}}{1024D} \tag{3}$$

式中 $\delta_{\max}$ 为最大挠度，q 为均布荷载大小，a 为圆直径，D 为板壳刚度。

两边简支、两边自由的正方形板壳其受均布荷载最大挠度公式为[33,34]

$$\delta_{\max}\approx 0.00138\frac{qa^{4}}{D} \tag{4}$$

此处 a 为正方形边长。

同时，由 $D=\dfrac{Eh^{3}}{12(1-\nu^{2})}$，知对于各向同性材料，在保持荷载恒定的情况下进行等效时应满足最大变形挠度 $\delta_{\max}$ 与板壳厚度 h^{3} 成反比，据此通过 2 mm 厚铝板的参考试验结果可推算同厚度的 3.5 mm 铝板的最大挠度并作等效。

通过以上过程，获取得到理论峰值超压、等效最大挠度如表 9 所示。

表 9 参考试验超压与等效后挠度

Table 9 Overpressure and Equivalent Deflection of Reference Experiment

参考试验编号	装药量/g	爆距/mm	对比距离/m/kg$^{1/3}$	理论超压/MPa	最大挠度/mm	等效最大挠度/mm
A1	60	175	0.44701	3.53758	完全破坏	
A2	60	175	0.44701	3.53758	64.61	158.40
A3	60	240	0.61305	1.81211	48.24	118.27
A4	60	175	0.44701	3.53758	63.58	155.88
A5	60	300	0.76631	1.20206	45.45	111.43
B1	80	175	0.40614	4.42033	73.74	180.79

B2	80	240	0.55699	2.19613	56.87	139.43
B3	80	175	0.40614	4.42033	完全破坏	
B4	80	300	0.69624	1.42507	43.69	107.11
B5	80	300	0.69624	1.42507	35.09	86.03

与 T800/3200 CFRP 层合板试验结果比较绘图，得到结果如图 12 所示。

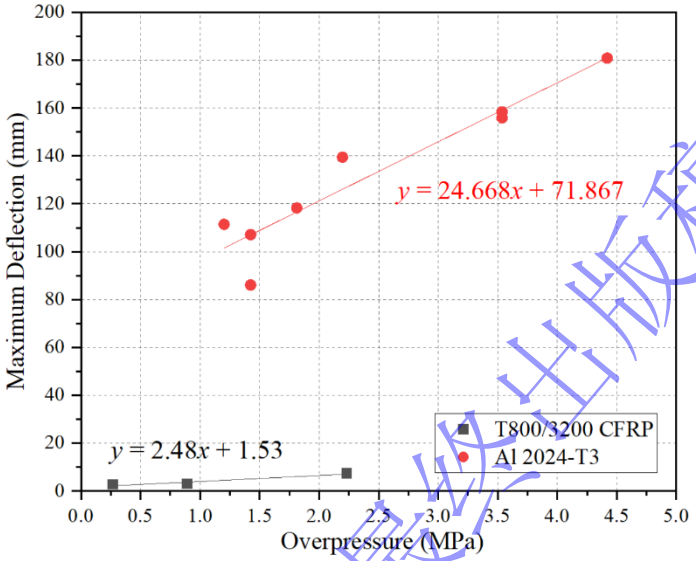


图 12等效试验条件下两种靶板超压致挠信息

Fig.12 Deflection Caused by Overpressure on Two Types of Target Plates Under Equivalent Experimental Conditions

分析图 12 得到，在相同的爆炸冲击波载荷条件下，T800/3200 CFRP 层合板的最大挠度仅为 2024-T3 航空铝板的 6%左右。虽然三块靶板内部均有不同程度的损伤，挠度小的部分原因也来自碳纤维材料断裂与靶板脱层的能量消耗，但其仍保持了基本的几何形状，背爆面均完好无损，在航行任务中可以保证飞行器基本气动外形不发生变化，与 2024-T3 航空铝相比，从保持外形能力方面，T800/3200 CFRP 层合板的抗爆性能要强于同样厚度的铝板。

3 结论

面向航空航天器飞行安全需求，针对航空器上常用的碳纤维层合板材料，通过破片侵彻试验、静爆试验并使用 CT 扫描技术与现有毁伤评估理论加以深入分析，研究了 T800/3200 型碳纤维层合板在球形破片侵彻与爆炸冲击波两种典型载荷下的损伤特性与性能，并与航空制造业常用的 2024-T3 航空铝进行对比，得到主要结论如下：

1）通过试验得到球形破片侵彻 T800/3200 CFRP 层合板的入射速度与剩余速度规律与 Recht-Ipson 弹道极限速度模型拟合较好，建立了入射速度与破片损失动能间的关系，并依此分析了拟合误差的来源为高速冲击下的时间效应导致靶板吸能规律的变化。

2）对于同种球形钨破片，相同厚度的 2024-T3 航空铝板被贯穿的弹道极限速度更高，吸收破片动能的能力约为 T800/3200 CFRP 层合板的两倍，2024-T3 航空铝材料抵抗破片冲击载荷的能力更强。

3）通过 CT 扫描统计靶板各深度脱层比率观测到 T800/3200 CFRP 层合板靶板遭受球形破片侵彻后将产生近似台体的脱层损伤区域，不同深度的脱层面积随距靶板表面距离加深而增大，且整体损伤台体随着破片的侵彻速度增加损伤区域不断变小的结果，并对这一现象给出了机理分析。

4）进行了 T800/3200 CFRP 层合板靶板的冲击波载荷试验，并运用爆炸力学与板壳力学相关理论，采用边界条件等效与几何等效的数学工具，量化对比了 T800/3200 CFRP 层合板与 2024-T3 航空铝板的抗爆性能。与 2024-T3 航空铝相比，T800/3200 CFRP 层合板的抗爆性能强于同样厚度的铝板，在航行任务中更能够保证飞行器基本气动外形的恒定与安全。

参考文献

[1] 吕淑扬, 郑凯, 赵英男, 等. 碳纤维增强复合材料在航空航天领域的应用[J]. 聚酯工业, 2024, 37(3): 71-73. DOI:10.3969 / j. issn. 1008-8261. 2024. 03. 022
LV Shuyang, ZHENG Kai, ZHAO Yingnan, et al. Application of carbon fiber reinforced composite materials in the aerospace field[J]. Polyester Industry, 2024, 37(3): 71-73. DOI:10. 3969 / j. issn. 1008-8261. 2024. 03. 022 (in Chinese)

[2] 郑学搏. 飞机结构中碳纤维复合材料的应用研究[J]. 中国设备工程, 2023(7): 92-94. DOI: 10.3969/j.issn.1671-0711.2023.07.039.
ZHENG Xuebo. Application of carbon fiber reinforced composite materials in aircraft structures[J]. China Plant Engineering, 2023(7): 92-94. DOI: 10.3969/j.issn.1671-0711.2023.07.039. (in Chinese)

[3] 贺福, 孙微. 碳纤维复合材料在大飞机上的应用[J]. 高科技纤维与应用, 2007(6): 5-8+17. DOI: 10.3969/j.issn.1007-9815.2007.06.002.
HE Fu, SUN Wei. The Application of Carbon Fiber Composite Materials in Giant Plane [J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2007(6): 5-8+17. DOI: 10.3969/j.issn.1007-9815.2007.06.002. (in Chinese)

[4] 钱鑫, 王雪飞, 马洪波, 等. 国内外 PAN 基高模量碳纤维的技术现状与研究进展[J]. 合成纤维工业, 2021, 44(5): 58-64. DOI: 10.3969/j.issn.1001-0041.2021.05.012.
QIAN Xin, WANG Xuefei, MA Hongbo, et al. Technology status and research progress of PAN-based high-modulus carbon fibers in China and abroad [J]. China Synthetic Fiber Industry, 2021, 44(5): 58-64. DOI: 10.3969/j.issn.1001-0041.2021.05.012. (in Chinese)

[5] 冯晓伟, 卢永刚, 李永泽. 飞机目标在爆炸冲击波作用下的毁伤效应评估方法[J]. 高压物理学报, 2019, 33(4): 124-128. DOI: 10.11858/gywlxb.20180687
FENG Xiaowei, LU Yonggang, LI Yongze. Damage Assessment Method of Aircraft Targets under Blast Wave[J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2019, 33(4): 124-128. DOI: 10.11858/gywlxb.20180687 (in Chinese)

[6] 梅志伟, 余慧敏, 刘小磊, 等. 国外巡飞防空武器现状及发展研究[J]. 空天防御, 2024, 7(3): 40-45. DOI: 10.3969/j.issn.2096-4641.2024.03.005.
MEI Zhiwei, YU Huimin, LIU Xiaolei, et al. Research on the Current Status and Development of Foreign Patrol Air Defense Weapons[J]. Air and Space Defense, 2024, 7(3): 40-45. DOI: 10.3969/j.issn.2096-4641.2024.03.005. (in Chinese)

[7] 洪诗婷. T300 碳纤维的表面处理及力学性能研究[D]. 东华大学, 2020.
HONG Shiting. Surface Treatment and Mechanical Properties of T300 Carbon Fiber[D], Donghua University, 2020. (in Chinese)

[8] 刘亮, 颜会全, 王芬, 等. 国内外 T700 级碳纤维及其复合材料的性能[J]. 高科技纤维与应用, 2019, 44(6): 28-32. DOI: 10.3969/j.issn.1007-9815.2019.06.005.
LIU Liang, YAN Huiquan, WANG Fen, et al. Study on Properties of T700 Grade Carbon Fiber and Its Composite Materials at Home and Abroad[J]. Experiment Report, 2019, 44(6): 28-32. DOI: 10.3969/j.issn.1007-9815.2019.06.005. (in Chinese)

[9] Chen W, Yu Y, Li P, et al. Effect of new epoxy matrix for T800 carbon fiber/epoxy filament wound composites[J]. Composites Science and Technology, 2007, 67(11-12): 2261-2270. DOI:10.1016/j.compscitech.2007.01.026.

[10] Nettles A T. Damage tolerance comparison of IM7/8552 and T1100/3960 carbon fiber/epoxy sandwich structure in support of the space launch system payload adapter fitting[R]. 2023, NASA/TM – 20230005376.

[11] Naik N K, Shrirao P. Composite structures under ballistic impact[J]. Composite Structures, 2004, 66(1-4): 579-590. DOI:10.1016/j.compstruct.2004.05.006.

[12] Bresciani L M, Manes A, Giglio M. An analytical model for ballistic impacts against plain-woven fabrics with a polymeric matrix[J]. International Journal of Impact Engineering, 2015, 78: 138-149. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2015.01.001.

[13] Nguyen L H, Ryan S, Cimpoeru S J, et al. The effect of target thickness on the ballistic performance of ultra high molecular weight polyethylene composite[J]. International Journal of Impact Engineering, 2015, 75: 174-183. DOI: 10. 1016/ j. ijimpeng. 2014.07.008.

[14] 董高雄, 毕莹, 李向东. 球形破片侵彻碳纤维复合材料层合板的理论和试验研究[J]. 振动与冲击, 2024, 43(17): 100-109. DOI:10. 13465 / j. cnki. jvs. 2024. 17. 012.
DONG Gaoxiong, BI Ying, LI Xiangdong. Theoretical and test investigation of spherical fragments penetrating carbon fiber composite laminates[J]. Journal of Vibration and Shock, 2024, 43(17): 100-109. DOI:10. 13465 / j. cnki. jvs. 2024. 17. 012. (in Chinese)

[15] 丛超男, 朱文清, 刘俊杰, 等. 纤维增强复合材料弹道极限速度理论与数值模型研究进展[J]. 科学通报, 2024, 69(22): 3238-3251. DOI: 10.1360/TB-2024-0399.
CONG Chaonan, ZHU Wenqing, LIU Junjie, et al. Advances in analytical and numerical models for ballistic limits of fiber-reinforced composites[J]. Chin Sci Bull, 2024, 69(22): 3238-3251 DOI: 10.1360/TB-2024-0399. (in Chinese)

[16] 邓云飞, 袁家俊, 徐建新. 半球形头弹不同角度冲击下编织复合材料板的侵彻特性[J]. 复合材料学报, 2018, 35(4): 843-849. DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20170704.002.
DENG Yunfei, YUAN Jiajun, XU Jianxin. Penetration characteristics of woven composite laminates impacted by hemispherical-nosed projectiles at different angles[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(4): 843-849. DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20170704.002. (in Chinese)

[17] 王佳富. 低速冲击下的碳纤维增强复合材料层合板损伤特性研究[D]. 湖南大学, 2023.
WANG Jiafu. Study on damage characteristics of carbon fiber reinforced composite laminates under low velocity impact[D]. Hunan University, 2023. (in Chinese)

[18] 周俊杰, 王生楠. 复合材料层合板低速冲击渐进损伤模型[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(1): 37-45. DOI: 10.1051 / jnwpu /20213910037.
ZHOU Junjie, WANG Shengnan. A progressive damage model of composite laminates under low-velocity impact[J]. 2021, 39(1): 37-45. DOI: 10.1051 / jnwpu /20213910037. (in Chinese)

[19] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-334. DOI: 10.1115/1.3153664.

[20] Langdon G S, Lee W C, Louca L A. The influence of material type on the response of plates to air-blast loading[J]. International Journal of Impact Engineering, 2015, 78: 150-160. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2014.12.008.

[21] Langdon G S, Cantwell W J, Guan Z W, et al. The response of polymeric composite structures to air-blast loading: A state-of-the-art[J]. International Materials Reviews, 2014, 59(3): 159-177. DOI: 10.1179/1743280413Y.0000000028.

[22] Coles L A, Tilton C, Roy A, et al. Dynamic damage in woven carbon/epoxy composites due to air blast[J]. Procedia Structural Integrity, 2017, 6: 5-10. DOI: 10.1016/j.prostr.2017.11.002.

[23] Coles L A, Tilton C, Roy A, et al. Dynamic fracture in carbon-fibre composites: Air-blast loading[J]. Procedia Structural Integrity, 2016, 2: 417-421. DOI: 10.1016/j.prostr.2016.06.054.

[24] 解江，李翰，周书婷，等. 爆炸冲击载荷下航空铝合金平板动态响应数值分析方法[J]. 应用数学和力学, 2017, 38(4): 410-420. DOI: 10.21656 / 1000-0887.370252.
XIE Jiang, LI Han, ZHOU Shuting, et al. A Numerical Method for Dynamic Responses of Aviation Aluminum Alloy Plates Under Blast Loads [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2017, 38(4): 410-420. DOI: 10.21656 / 1000-0887.370252. (in Chinese)

[25] 周逃林. 层合复合材料冰雹和硬物冲击损伤研究[D]. 南京航空航天大学, 2019.
ZHOU Taolin. Study on Damage of Composite Laminate Experienced Impactions of Hail and Rigid Impactor[D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)

[26] 李厚伯. 冲击载荷作用下碳纤维增强复合材料层合板的动力学响应研究[D]. 重庆大学, 2021.
LI Houbo. Dynamic Response of Carbon Fiber Reinforced Composite Laminates According to Impact Load [D]. Chongqing University, 2021. (in Chinese)

[27] 尚晓壮, 刘瑶璐, 冯晓伟, 等. 冰球和钨珠非正冲击下 T800-CFRP 层合板损伤特性的研究[J]. 振动与冲击, 2024, 43(11): 135-147. DOI: 10.21656 / 1000-0887.370252.
SHANG Xiaozhuang, LIU Yaolu, FENG Xiaowei, et al. Damage characteristics of T800-CFRP laminates under non-normal impact of ice balls and tungsten beads[J]. Journal of Vibration and Shock, 2024, 43(11): 135-147. DOI: 10.21656 / 1000-0887.370252.(in Chinese)

[28] Anderson Jr. C E. Analytical models for penetration mechanics: A review[J]. International Journal of Impact Engineering, 2017, 108: 3-26. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2017.03.018.

[29] 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]. 中北大学, 2022.
LU Tao. Dynamic Mechanical Properties and Anti-ballistic Mechanism of Carbon Fiber Composite Laminates[D]. North University of China, 2022. (in Chinese)

[30] Abrate S. Impact on laminated composite materials[J]. Appl Mech Rev. 1991-04, 44(4): 155-186. DOI: 10.1115/1.3119500

[31] 郑金国, 周书婷, 解江, 等. 爆炸载荷作用下 2024-t3 铝合金板动态响应试验研究[J]. 装备制造技术, 2017(2): 127-130. DOI: 10.3969/j.issn.1672-545X.2017.02.038.
ZHENG Jinguo, ZHOU Shuting, XIE Jiang, et al. Experimental Method for Dynamic Response of 2024-T3 Aluminum alloy Plate under Blast Load[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2017(2): 127-130. DOI: 10.3969/j.issn.1672-545X.2017.02.038. (in Chinese)

[32] 王树山. 终点效应学[M]. 2 版. 北京: 科学出版社, 2019.
WANG Shushan. Terminal Effects[M]. Ver 02. Beijing: Science Press, 2019. (in Chinese)

[33] 徐芝纶. 弹性力学（下册）[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.
XU Zhilun. Elastic Mechanics (Vol II) [M]. Beijing: High Education Press, 2006. (in Chinese)

[34] 钟阳, 李锐, 刘月梅. 四边固支矩形弹性薄板的精确解析解[J]. 力学季刊, 2009, 30(2): 297-303. DOI: 10. 15959/ j. cnki. 0254-0053. 2009. 02. 010.
ZHONG Yang, LI Rui, LIU Yuemei. Exact Analytic Solution of Rectangular Thin Plate with Four Edges Clamped[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2009, 30(2): 297-303. DOI: 10. 15959/ j. cnki. 0254-0053. 2009. 02. 010. (in Chinese)

（责任编辑　爆炸与冲击）