

DOI: 10.11883/bzycj-2021-0251

碳纤维/环氧树脂复合材料 3.0~6.5 km/s 超高速撞击成坑特性研究*

周智炫, 王马法, 李俊玲, 马兆侠

(中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为研究碳纤维/环氧树脂复合材料在超高速撞击下的成坑特性, 利用二级轻气炮开展了直径为 1.00~3.05 mm 的铝球以 3.0~6.5 km/s 的速度正撞击尺寸为 100 mm×100 mm×20 mm 的碳纤维/环氧树脂复合材料靶板的实验, 获得了碳纤维/环氧复合材料靶板的成坑形貌特征, 并测量了坑深、成坑表面积、表面损伤面积等尺寸。结合文献数据分析了靶板的无量纲成坑深度 p/d_p 、无量纲坑径系数 D_n/d_p 、表面损伤面积等效直径 D_e 等随撞击速度、撞击能量的变化规律。结果表明: 碳纤维/环氧树脂复合材料的无量纲成坑深度 p/d_p 和无量纲坑径系数 D_n/d_p 均与撞击速度呈 2/3 次幂关系; 表面损伤面积等效直径 D_e 与弹丸撞击能量 E 呈幂函数关系; 成坑深度大于成坑半径。

关键词: 超高速撞击; 成坑特性; 碳纤维/环氧树脂复合材料; 空间碎片

中图分类号: O385 国标学科代码: 13035 文献标志码: A

Crater characteristics of carbon fiber/epoxy composite under hypervelocity impact in the velocity range from 3.0 km/s to 6.5 km/s

ZHOU Zhixuan, WANG Mafa, LI Junling, MA Zhaoxia

(Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center,
Mianyang 621000, Sichuan, China)

Abstract: To study the crater's characteristics of carbon fiber/epoxy composite targets at the impact velocity of 3.0–6.5 km/s, experiments of some composite targets impacted by spherical aluminum projectiles were carried out by applying a two-stage light gas gun in China Aerodynamics Research and Development Center. The targets were one kind of unidirectional braiding laminates made of carbon fiber and epoxy. The density of the targets was 1.5 g/cm³ and the size was 100 mm×100 mm×20 mm. The targets were clamped by two aluminum plates in experiments. One aluminum plate with the thickness of 2.5 mm was set 40 mm behind the targets to test fragments after the targets. The projectile diameter ranged from 1.00 mm to 3.05 mm. The damage feature of each target was obtained. A central crater surrounded with a shallow spalling region was observed in all recovered targets. Different from a semi-spherical crater, the central crater had a proximately quadrate edge, a semi-spherical bottom and a tough and rugged wall. The shallow spalling region was extremely irregular. The parameters of the crater and the shallow spalling region, such as the crater depth, the superficial area of the crater, the superficial area of the spalling region, were measured and analyzed. Moreover, the variations of the dimensionless crater depth p/d_p , the dimensionless equivalent crater diameter D_n/d_p and the equivalent diameter D_e of the spalling region with the impact velocity and energy were analyzed. Results show that the p/d_p depends on the density ratio ρ_p/ρ_t with a power of 1/2, and on the impact velocity v_i with a power of 2/3. The results are in good agreement with NASA's hypervelocity experiments on reinforced carbon-carbon targets. The

* 收稿日期: 2021-06-28; 修回日期: 2022-03-14

基金项目: 国家自然科学基金(11802330)

第一作者: 周智炫(1979—), 男, 硕士, 副研究员, yige-zzxuan@163.com

通信作者: 王马法(1986—), 男, 博士, 高级工程师, fujianwmf@163.com

relationship of D_h/d_p with ρ_p/ρ_t and v_i is similar to that of p/d_p with ρ_p/ρ_t and v_i . D_c is a power function of impact kinetic energy. The crater-shape coefficient p/D_h is slightly greater than 0.5, which means the crater depth is larger than the crater radius.

Keywords: hypervelocity impact; crater characteristics; carbon fiber/epoxy composite; space debris

碳纤维增强复合材料(carbon fiber reinforced polymer, CFRP)由于具有密度小、高比强度和比模量、良好的高温力学和热物理性能、非常好的尺寸稳定性等特点,在航天器上被广泛使用,例如航天飞机舱门、卫星本体和天线结构、卫星光学器件的精密支撑构件等。随着空间环境的恶化,空间碎片对航天器的撞击概率逐渐增大,CFRP 在空间碎片高速、超高速撞击下的损伤特性也越来越引起关注。

Humes^[1]采用铝球、玻璃球、尼龙球/柱弹丸模拟空间碎片对国际空间站上使用的增强碳碳复合材料(reinforced carbon-carbon, RCC)开展了超高速撞击实验,获得了 RCC 在超高速撞击下的损伤情况。Christiansen 等^[2-5]也利用铝、玻璃、尼龙弹丸开展了对未覆盖抗氧化层的碳纤维/环氧树脂复合桁架和 SiC 覆盖的 RCC 的超高速撞击实验,获得了两类靶板在超高速撞击下的典型损伤模式和损伤参量,并建立了预测 RCC 部分侵彻、完全侵彻、背部层裂等损伤模式的公式。Tennyson 等^[6]、Lamontagne 等^[7-8]针对航天器上使用的复合材料开展了 100 多次超高速撞击实验,得到了复合材料在超高速撞击下较为全面的损伤模式,并以此建立了 UTIAS 数据库。此外, Lambert 等^[9]、Numata 等^[10]、Xie 等^[11]也开展了碳纤维增强复合材料的超高速撞击实验研究。然而,由于 CFRP 的各向异性,以及碳纤维类型、加工方式等对材料力学性能影响较大,且在上述研究中 CFRP 厚度大都较小(小于 2 mm),获取的实验结果还不能完全揭示 CFRP 的超高速撞击成坑特性。

本文中,利用二级轻气炮开展直径为 1.00~3.05 mm 的铝球以 3.0~6.5 km/s 超高速撞击 CFRP 中厚板的实验,以获得碳纤维/环氧复合材料的成坑形貌和尺寸,揭示典型 CFRP 在超高速撞击下的成坑规律。

1 实验设计

实验设备及整体实验布局如图 1 所示,利用二级轻气炮发射弹丸,撞击靶板;利用三站激光测速装置获取弹丸速度,并利用八序列激光阴影成像仪^[12-13]获取弹丸飞行姿态和撞靶过程;采用电子显微镜观测回收靶板的成坑、损伤特性。

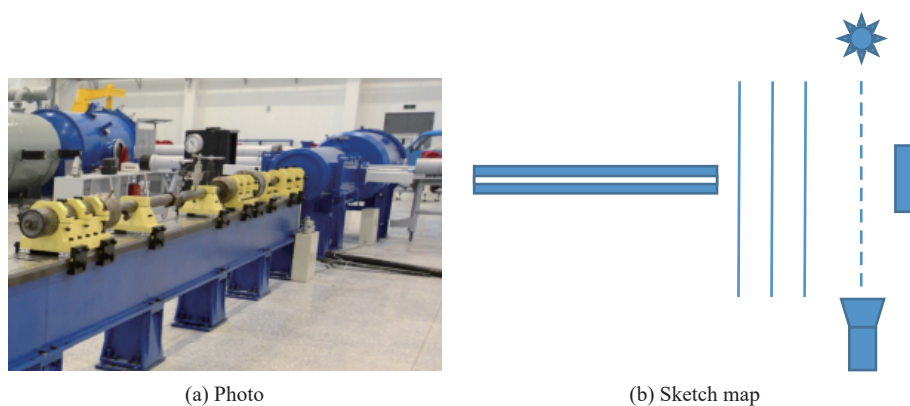


图 1 实验设备

Fig. 1 Experimental facility

弹丸材料为 AL2A12,球形,直径为 1.00、2.00 和 3.05 mm,撞击速度为 3.0~6.5 km/s。实验靶板材料为 T300/环氧树脂复合材料,单向内编织层合板。靶板材料密度为 $(1.500 \pm 0.015) \text{ g/cm}^3$,拉伸强度不低于 746 MPa,拉伸弹性模量不低于 50.5 GPa,压缩强度不低于 337.5 MPa,压缩弹性模量不低于 33.2 GPa,尺寸为 100 mm×100 mm×20 mm。靶板上下表面采用夹具(铝合金板,中间镂空)固定,其后间隔 40 mm 放置一块尺寸为 200 mm×200 mm×2.5 mm 的验证板,靶板整体装置如图 2 所示。共开展 7 次正撞击实验,各次实验的具体状态及测试得到的速度见表 1。

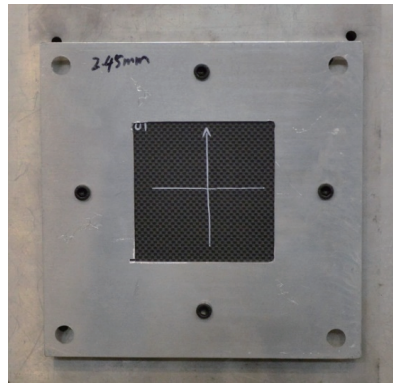


图 2 靶板装置

Fig. 2 Target configuration with a sample inside

表 1 实验条件

Table 1 Experimental conditions

实验	弹丸材料	弹丸直径/mm	弹丸质量/g	靶板尺寸	撞击速度/(km·s ⁻¹)	动能/J
A01	AL2A12	1.00	0.0015	100 mm×100 mm×20 mm	5.859	25.75
A02	AL2A12	2.00	0.0120	100 mm×100 mm×20 mm	3.094	57.44
A03	AL2A12	2.00	0.0118	100 mm×100 mm×20 mm	4.142	101.22
A04	AL2A12	2.00	0.0121	100 mm×100 mm×20 mm	5.004	151.49
A05	AL2A12	2.00	0.0121	100 mm×100 mm×20 mm	5.922	212.17
A06	AL2A12	2.00	0.0119	100 mm×100 mm×20 mm	6.479	249.77
A07	AL2A12	3.05	0.0422	100 mm×100 mm×20 mm	5.700	685.54

2 结果与分析

2.1 靶板损伤特征

图 3 为 7 次实验中碳纤维/环氧树脂复合材料在超高速撞击下的典型损伤特征, 如前板成坑、表面分层、剥落、背部纤维布分层等。可以看出, 在超高速撞击下复合材料靶板的损伤特征、成坑形貌与金属材料有较大差异。将靶材的损伤区域分为周边材料的损伤区和中心的成坑区, 如图 4 所示。周边材

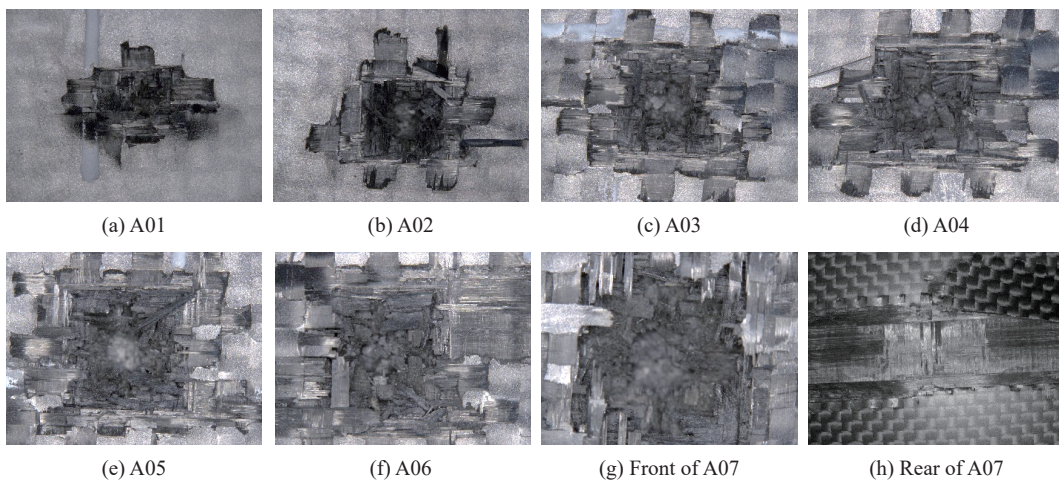


图 3 碳纤维/环氧树脂复合材料的超高速撞击损伤特征

Fig. 3 Damage features of carbon fiber/epoxy composite under hypervelocity impact

料损伤区的损伤形貌极不规则, 在撞击点附近基体和纤维布呈现出分层、断裂、起翘等特征, 纤维出现拉丝、断裂。成坑区形状并非金属靶板的半球形: 成坑上层近似成方形; 底部由于基体材料脱落, 坑壁粗糙、凹凸不平, 近似球冠。

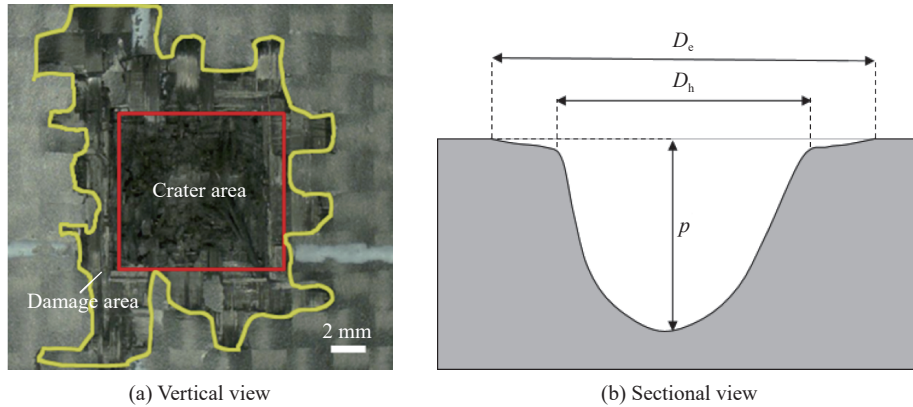


图 4 成坑区和损伤区划分

Fig. 4 Definitions of crater area and damage area

对坑深 p 、成坑表面积 A_h 、表面损伤面积 A_e 进行测量, 得到结果如表 2 所示。表 2 中 D_h 为成坑表面积等效直径, 即 $D_h = \sqrt{4A_h/\pi}$; 表面损伤面积 A_e 定义为靶板表面剥落的区域面积 (包含成坑面积), D_e 为表面损伤面积等效直径, 即 $D_e = \sqrt{4A_e/\pi}$ 。

表 2 实验结果

Table 2 Experimental results

实验	损伤模式	p /mm	D_h /mm	A_e /mm ²	D_e /mm
A01	成坑, 表层起翘、剥落	2.39	7.58	73.83	9.70
A02	成坑, 表层剥落	4.31	6.72	95.10	11.00
A03	成坑, 表层剥落	4.40	8.09	151.27	13.88
A04	成坑, 表层剥落	4.32	8.17	189.18	15.52
A05	成坑, 表层剥落	6.49	10.80	209.93	16.35
A06	成坑, 表层剥落	6.54	10.46	218.40	16.68
A07	成坑, 表层分层、剥落, 背部纤维布分层	9.53	13.08	219.94	16.73

2.2 无量纲成坑深度

对于超高速撞击成坑, 前人已进行了诸多研究, 建立了许多经验模型。一般认为, 在弹速 v_i 为 2.0~7.0 km/s 范围内, 惯性效应和强度效应起重要作用, 熔化、气化效应可忽略, 且对于小体积弹丸, 变形能也可忽略^[14]。对于可压缩性的作用, 相对于金属靶, 在超高速撞击下碳纤维/环氧树脂复合材料的可压缩性要弱得多, 而强度效应要更重要一些。因而, 考虑弹靶材料密度 ρ_p 、 ρ_t , 以及靶板材料强度 Y_t (本文中靶板材料强度取压缩强度 337.5 MPa) 的影响, 用靶板材料的 $\sqrt{Y_t/\rho_t}$ 来度量弹速, 引入无量纲速度 $\left(\frac{v_i}{\sqrt{Y_t/\rho_t}}\right)$, 可以建立无量纲的坑深公式^[14]:

$$\frac{p}{d_p} = k \left(\frac{\rho_p}{\rho_t}\right)^m \left(\frac{v_i}{\sqrt{Y_t/\rho_t}}\right)^n \quad (1)$$

式中: p 为坑深, d_p 为弹丸直径, ρ_p 和 ρ_t 分别为弹丸和靶板材料的密度, v_i 为撞击速度, Y_t 为靶板材料强度, m 和 n 为经验系数。

如果用能量率来解释超高速撞击成坑过程, 那么靶的成坑体积与弹丸的动能成正比^[14-15], 即 $v \propto E = \frac{1}{2}Mv_i^2$ (M 为弹丸的质量)。假定坑形为半球坑, 用坑深 p 代替 v , $d_p^3 \rho_p$ 代替 M , 则 $p^3 \propto d_p^3 \rho_p v_i^2$, 或 $(p/d_p)^3 \propto \rho_p v_i^2$ 。因而, 理论上式 (1) 中系数 m 应该为 $1/3$, n 为 $2/3$ 。但大量的实验数据表明, 系数 m 取 $2/3$ 或 $1/2$ 更符合实际结果^[14], 本文中参照文献 [4-5] 取 $m=1/2$ 。当靶板材料确定时, $\sqrt{Y_t/\rho_t}$ 为常数, 式 (1) 变为:

$$\frac{p}{d_p} = K \left(\frac{\rho_p}{\rho_t} \right)^{1/2} v_i^{2/3} \quad (2)$$

式中: K 为常数, 包含了式 (1) 中的系数 k 和 $(\sqrt{Y_t/\rho_t})^{-2/3}$ 。利用实验数据对系数 K 进行拟合, 得到 $K=0.65$ 。

在文献 [4-5] 中, Christiansen 等提出的预测 RCC 在超高速斜撞击下发生部分侵彻的侵深经验公式为:

$$\frac{p}{d_p} = 0.61 \left(\frac{\rho_p}{\rho_t} \right)^{1/2} (v_i \cos \theta)^{2/3} \quad (3)$$

式中: θ 为撞击角度。本文中仅考虑正撞击, θ 取 0° 。

本文的拟合公式和式 (3) 的比较见图 5, 可以看出, 两公式存在一些偏差, 且随着 $(\rho_p/\rho_t)^{1/2} (v_i \cos \theta)^{2/3}$ 的增大, 两公式的偏差可能会越来越大, 这种偏差有可能是靶板材料的不同所导致的 (本文中为纤维增强热固性树脂复合材料, Christiansen 等的实验中为纤维增强热塑性树脂复合材料)。在本文实验条件下, 拟合系数 K 与式 (3) 的拟合系数误差在 10% 以内, 可以认为两公式吻合较好。

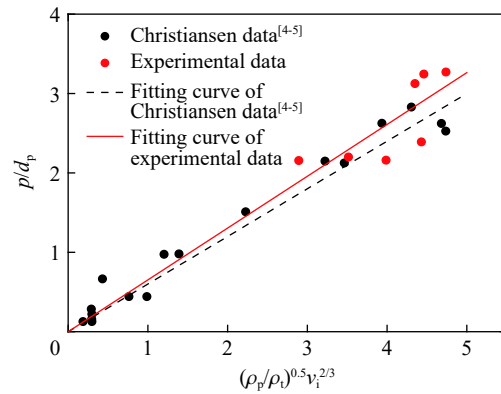


图 5 与 Christiansen 实验^[4-5] 相比较的成坑深度
Fig. 5 Crater depths in comparison with Christiansen experimental data^[4-5]

2.3 无量纲坑径系数

超高速碰撞开坑过程中, 无量纲坑径系数 D_h/d_p 同样受靶材强度 Y_t , 弹靶材料密度 ρ_p 、 ρ_t 的影响^[14], 符合公式:

$$\frac{D_h}{d_p} = k \left(\frac{\rho_p}{\rho_t} \right)^m \left(\frac{v_i}{\sqrt{Y_t/\rho_t}} \right)^n \quad (4)$$

当弹靶材料固定时, 坑径系数 D_h/d_p 仅与撞击速度 v_i 相关, 与坑深类似, 坑径与撞击速度应符合 $2/3$ 次幂关系。对实验数据进行拟合, 得到如图 6 所示的曲线, 形式为:

$$\frac{D_h}{d_p} = 1.5v_i^{2/3} \quad (5)$$

因偏差较大, 实验 A01 数据在图 6 中被剔除。原因可能有两方面: (1) 该次实验靶材表面分层起翘但未断裂, 遮蔽了部分成坑区域; (2) 该次实验中弹丸动能较小, 成坑尺寸也小, 从而导致测量成坑面积时误差过大。

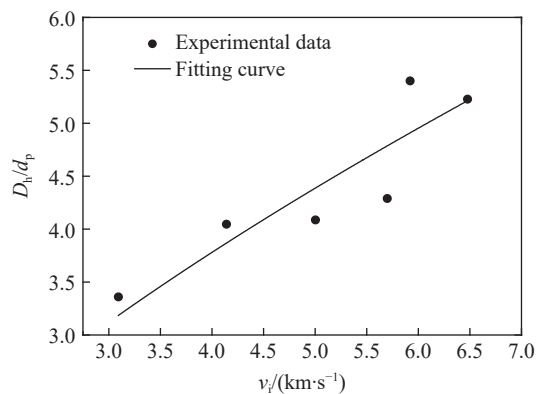


图 6 坑径系数拟合曲线
Fig. 6 Fitting curve of the crater-diameter coefficient

2.4 表面损伤面积等效直径

由于碳纤维复合材料是在多层碳纤维布上压制或沉积而成, 各纤维层、纤维与基质之间的空隙、裂缝成为应力集中点, 在超高速撞击下极易发生裂纹扩展导致层裂, 在宏观上表现出纤维布分层、基质碎

裂等损伤特征。上述材料特性在靶材损伤特征上体现为相同撞击条件下靶材表面损伤面积可能会远超金属材料, 因而分析复合材料的表面损伤面积变化规律十分有必要。

分析发现, 本文中复合材料的表面损伤面积等效直径 D_e 与弹丸撞击能量 E 呈幂函数关系 (拟合曲线见图 7):

$$D_e = 4.15E^{0.26} \quad (6)$$

图 7 中剔除了实验 A07 数据, 原因在于实验 A07 弹丸撞击能量较大, 靶材表面既有分层也有剥落, 形态极不规则, 测量表面损伤面积时误差较大。

利用本文实验数据与 Christiansen 等^[4] 的正撞击实验数据进行对比, 结果如图 7 所示。从图 7 可以看到, Christiansen 等^[4] 的实验损伤面积在本文实验结果拟合曲线之下, 即靶材表面损伤面积较小。其原因是: Christiansen 等^[4] 的实验靶材表面覆盖了 SiC 层, 在超高速撞击过程中 RCC 表面的 SiC 层约束了弹丸对内部碳纤维复合材料的损伤^[5]。

2.5 坑形系数

坑形系数 p/D_h 是表征超高速撞击坑的另一个重要参量。通常将半球坑作为金属靶超高速碰撞的典型特征, 即 p/D_h 趋近于 0.5。然而, 碳纤维/环氧树脂复合材料的超高速撞击实验结果表明 (见图 8), p/D_h 并没有表现出与金属靶材相一致的规律性, 尤其是在撞击速度超过 5.0 km/s 之后, p/D_h 散布范围较大, 这有可能是由于碳纤维/环氧树脂复合材料的各向异性所导致。

张庆明等^[14] 认为, 在弹靶材料不一致时, 实验数据显示坑形与之相差较大, 因而采用“各向均匀膨胀说”比“半球说”更符合实际情况, 其形式可简单表达为:

$$\frac{D_h}{d_p} = 2p/d_p + A(\rho_p/\rho_t, Y_p/Y_t) \quad (7)$$

式中: d_p 为弹丸直径, Y_p 、 Y_t 分别为弹丸和靶板的强度, $A(\rho_p/\rho_t, Y_p/Y_t)$ 为无量纲系数。根据 A 的值可以判断坑的形状: 当 $A=0$ 时, 为半球坑; 当 $A<0$ 时, 坑偏深; 当 $A>0$ 时, 坑偏浅。

利用式 (7) 处理本文的实验数据, 结果如图 9 所示。从图 9 可以看出, 在 3.0~6.5 km/s 范围内, 除了实验 A01 数据外, 其他实验条件下均为 $D_h/d_p < 2p/d_p$, 即 $A<0$, 说明坑形偏深。

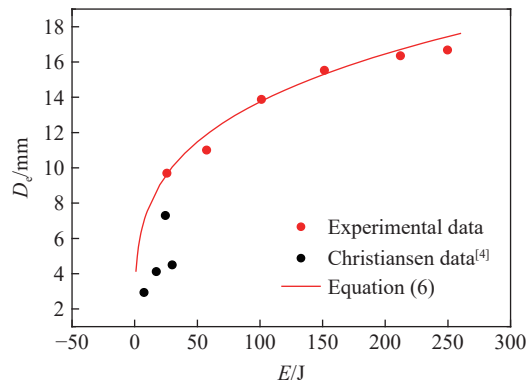


图 7 表面损伤面积等效直径与弹丸撞击能的关系
Fig. 7 Equivalent crater diameters of surface-damage area varied with the impact energy of projectiles

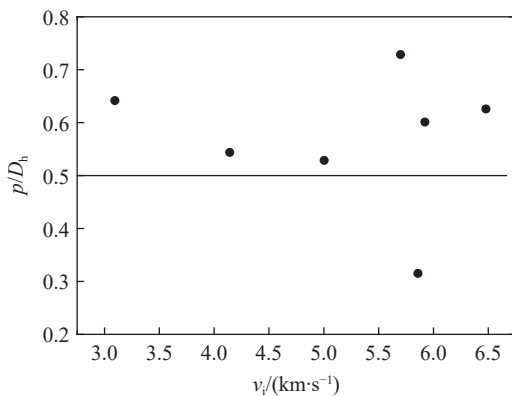


图 8 坑形系数 p/D_h 随 v_i 的变化
Fig. 8 Variation of p/D_h with v_i

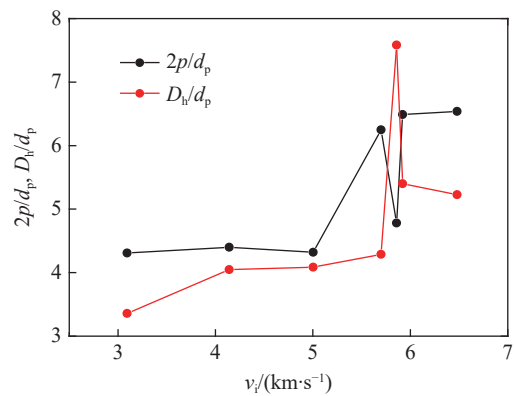


图 9 $2p/d_p$ 和 D_h/d_p 随 v_i 的变化
Fig. 9 Variations of $2p/d_p$ and D_h/d_p with v_i

3 结束语

开展了铝球在 3.0~6.5 km/s 速度下对碳纤维/环氧树脂复合材料的撞击实验, 获得了复合材料在超高速撞击下的成坑、分层、剥落等典型损伤特征, 并与 NASA 的复合材料超高速撞击实验结果进行了对比, 分析了 CFRP 在超高速撞击下的成坑规律。结果表明: 碳纤维/环氧树脂复合材料的无量纲成坑深度 p/d_p 和无量纲坑径系数 D_h/d_p 均与撞击速度呈 2/3 次幂关系; 表面损伤面积等效直径 D_e 与弹丸撞击能量 E 呈幂函数关系; 坑深度大于坑半径。后续将进一步深入研究弹丸材料、靶板材料、尺寸、纤维编织方式等对 CFRP 超高速撞击成坑的影响。

参考文献:

- [1] HUMES D H. Hypervelocity impact tests on Space Shuttle Orbiter RCC thermal protection material [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1978, 15(4): 250–251. DOI: 10.2514/3.28010.
- [2] CHRISTIANSEN E L. Investigation of hypervelocity impact damage to space station truss tubes [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 1990, 10(1): 125–133. DOI: 10.1016/0734-743X(90)90053-X.
- [3] CHRISTIANSEN E L, ORTEGA J. Hypervelocity impact testing of shuttle orbiter thermal protection system tiles [C]//Space Programs and Technologies Conference. Huntsville, USA: AIAA, 1990. DOI: 10.2514/6.1990-3666.
- [4] CHRISTIANSEN E L, CURRY M D, KERR J H, et al. Evaluation of the impact resistance of reinforced carbon-carbon [C]//Proceedings of the Ninth International Conference on Composite Materials (ICCM-9). Madrid, Spain: Woodhead Publishing Limited, 1993: 498–507.
- [5] CHRISTIANSEN E L, FRIESEN L. Penetration equations for thermal protection materials [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 1997, 20(1): 153–164. DOI: 10.1016/S0734-743X(97)87489-1.
- [6] TENNYSON R C, LAMONTAGNE C. Hypervelocity impact damage to composites [J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2000, 31(8): 785–794. DOI: 10.1016/S1359-835X(00)00029-4.
- [7] LAMONTAGNE C G, MANUEL PILLAI G N, TAYLOR E A, et al. Normal and oblique hypervelocity impacts on carbon fibre/peek composites [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 1999, 23(1): 519–532. DOI: 10.1016/S0734-743X(99)00101-3.
- [8] LAMONTAGNE C G, MANUEL PILLAI G N, KERR J H, et al. Projectile density, impact angle and energy effects on hypervelocity impact damage to carbon fibre/peek composites [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2001, 26(1): 381–398. DOI: 10.1016/S0734-743X(01)00110-5.
- [9] LAMBERT M, SCHÄFER F. Hypervelocity impacts on thermal protections: a review of the ESA work [C]//3rd European Workshop on Thermal Protection Systems. Netherlands: European Space Research and Technology Centre, 1998.
- [10] NUMATA D, OHTANI K, ANYOJI M, et al. HVI tests on CFRP laminates at low temperature [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2008, 35(12): 1695–1701. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2008.07.055.
- [11] XIE W H, MENG S H, DING L, et al. High velocity impact tests on high temperature carbon-carbon composites [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2016, 98: 30–38. DOI: 10.1016/j.compositesb.2016.05.031.
- [12] 谢爱民, 黄洁, 宋强, 等. 多序列激光阴影成像技术研究及应用 [J]. *实验流体力学*, 2014, 28(4): 84–88. DOI: 10.11729/syltlxpz04.
XIE A M, HUANG J, SONG Q, et al. Research and application of multi sequences laser shadowgraph technique [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(4): 84–88. DOI: 10.11729/syltlxpz04.
- [13] 宋强, 黄洁, 文雪忠, 等. 10ns 级序列激光阴影成像仪在超高速瞬态测量中的应用 [C]//中国力学大会—2017 暨庆祝中国力学学会成立 60 周年大会论文集. 北京: 中国力学学会, 2017: 718–723.
- [14] 张庆明, 黄风雷. 超高速碰撞动力学引论 [M]. 北京: 科学出版社, 2000: 100–101.
- [15] 经福谦. 超高速碰撞现象 [J]. *爆炸与冲击*, 1990, 10(3): 279–288.
JING F Q. Hypervelocity impact phenomena [J]. *Explosion and Shock Waves*, 1990, 10(3): 279–288.

(责任编辑 张凌云)