

太阳能电池阵二级轻气炮超高速撞击特性研究*

郑建东¹⁾²⁾ 牛锦超^{3)†} 钟红仙¹⁾ 龚自正²⁾ 曹燕²⁾

1) (中国空间技术研究院, 通信卫星事业部机械工程研究室, 北京 100094)

2) (北京卫星环境工程研究所, 可靠性与环境工程技术国防科技重点实验室, 北京 100094)

3) (华北水利水电大学土木与交通学院, 郑州 450045)

(2019年7月23日收到; 2019年8月23日收到修改稿)

采用二级轻气炮对航天器太阳能电池阵开展了超高速撞击地面模拟试验, 研究了不同撞击位置、撞击速度、弹丸直径等工况下太阳能电池阵的机械损伤特性. 试验结果显示: 地面模拟试验产生的穿孔区、玻璃盖片剥落区、裂纹扩展区等损伤形貌与在轨撞击产生的损伤形貌符合良好; 穿孔直径和玻璃盖片剥落区直径与弹丸的直径和撞击速度相关. 建立了撞击角为 0° 时太阳能电池阵穿孔直径、玻璃盖片剥落区直径的损伤方程. 本文的研究方法对我国航天器太阳能电池阵超高速撞击损伤特征研究有借鉴意义, 所建立的损伤方程对我国航天工程实践具有重要的工程应用价值.

关键词: 太阳能电池阵, 超高速撞击, 损伤方程, 空间碎片

PACS: 02.10.Yn, 33.15.Vb, 98.52.Cf, 78.47.dc

DOI: 10.7498/aps.68.20191132

1 引言

太阳能电池阵是航天器的重要电力来源, 其暴露在空间的面积大, 且难以防护, 受到微流星体和空间碎片撞击的威胁特别严重. 美国国家航空航天局 (NASA) 对在轨运行 8.24 年后于 2002 年 3 月份回收的哈勃望远镜太阳能电池阵进行了观测和统计分析, 发现其在八年运行期内被空间碎片撞击并造成穿孔的次数多达 174 次^[1-3]. 这种撞击损伤的累积效应将会导致太阳能电池阵输出功率下降, 影响航天器的正常工作, 甚至导致航天器提前结束工作寿命.

国外对太阳能电池阵开展了一系列的地面试验, 模拟微流星和空间碎片撞击太阳能电池阵的损伤特性^[4-8]. 美国马歇尔空间飞行中心 (MSFC) 使用二级轻气炮对太阳能电池片进行超高速撞击试验, 研

究结果显示损伤面积仅占总面积的 1.7%, 但造成了 35% 的输出功率损失^[9]. NASA 的 Burt 和 Christiansen 采用 4.3 mm 口径的二级轻气炮发射了直径 0.4—0.8 mm 的球形铝 (Al 2017) 弹丸, 发射速度约 7 km/s, 对哈勃望远镜的太阳电池单元组件进行了 5 次超高速撞击试验, 研究结果显示穿孔形貌和弹丸动能相关, 穿孔直径与弹丸动能的立方根成线性关系^[10,11]. 德国的 Stadermann 等^[12] 研究了弹丸撞击太阳能电池阵的损伤特性, 获得了弹丸参数和穿孔直径及偏心率的关系, 并分析了弹坑残余物成分, 研究结果显示穿孔直径与弹丸动能的立方根成线性关系. 日本九州技术大学的学者使用二级轻气炮对太阳能电池片组件进行了超高速撞击试验, 研究了空间碎片撞击对太阳能电池阵供电能力的影响以及超高速撞击产生的等离子体现象^[13,14].

近年来, 中国科学院韩建伟团队^[15,16] 和沈阳理工大学唐恩凌团队^[17,18] 分别利用等离子体驱动

* 国家重点基础研究发展计划 (批准号: 2010 CB731600) 和国家国防科工局空间碎片专项 (批准号: KJSP06209) 资助的课题.

† 通信作者. E-mail: 51506283@qq.com

微小碎片加速器和二级轻气炮开展了超高速撞击太阳能电池阵产生等离子体的放电特性研究. 中国空间技术研究院姜东升、张书锋等人开展了超高速碰撞太阳电池阵损伤及防护、诱发放电效应的研究^[17–20].

目前, 我国在航天器太阳电池阵二级轻气炮超高速撞击特性研究方面薄弱, 尤其是尚未开发出适用于国内太阳帆板的穿孔方程, 这严重制约了我国航天器在微流星和空间碎片撞击下的性能退化评估及寿命预示. 本文采用二级轻气炮进行试验, 对太阳电池片组件的超高速撞击特性及损伤方程进行研究, 同时对太阳电池片组件工作性能退化关系进行了系统研究, 为我国开展系统级航天器太阳电池阵在超高速撞击环境下的性能退化评估奠定了基础. 本论文重点介绍太阳电池片超高速撞击特性研究方面的内容.

2 试验设计

2.1 试验设备及试验参数

采用二级轻气炮发射球形铝弹丸 (2 A12, $\rho = 2.78 \text{ g/cm}^3$). 弹丸直径范围为 1–5 mm, 碰撞角均为 0° (正撞击), 撞击速度在 3–7 km/s.

2.2 试件制作

航天器太阳电池片组件主要由碳纤维铝蜂窝基板、聚酰亚胺薄膜、RTV 胶、太阳电池片、玻璃盖片等多层粘接组成. 试验设计参考航天器工程实际, 将 6 块太阳电池片组合为一个太阳电池片单元 (电池片间距均为 1 mm), 电池片单元粘贴在 $150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ 的碳纤维蜂窝板 (厚度 25 mm) 上 (如图 1 所示). 进行了有效试验 14 次, 其中 11 号和 12 号试样采用尺寸 $35 \text{ mm} \times 54 \text{ mm}$ 的太阳电池片, 其余采用尺寸 $30.5 \text{ mm} \times 54 \text{ mm}$ 太阳电池片.

碳纤维蜂窝板利用 4 个螺栓固定于厚度 3.0 mm 的 5 A06 铝框架上, 框架外部尺寸 $300 \text{ mm} \times 300 \text{ mm}$. 为了固定太阳电池片组件, 将框架中心区域挖空, 区域面积为 $110 \text{ mm} \times 110 \text{ mm}$. 进行超高速撞击试验时, 每间隔 100 mm 增加了 5 A06 铝验证板, 验证板的厚度视情况而定, 验证板主要为研究碎片云参数设计. 图 2 为有两层验证板的试验试件.

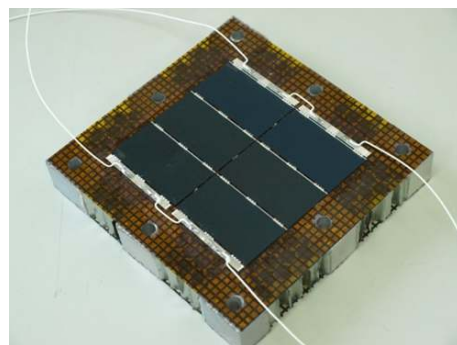


图 1 太阳电池片单元与碳纤维蜂窝板试样

Fig. 1. Experimental specimen: Solar array cells and carbon fiber honeycomb plate.



图 2 超高速撞击试件照片

Fig. 2. Photograph of experimental specimen in hypervelocity tests.

2.3 撞击位置

撞击点位置选取单片电池片中心、单片电池片角落和两片连接处三种, 分别记为类型 A、类型 B 和类型 C, 如图 3 所示. 试验中实际撞击点位置与预定位置误差小于 10 mm.

3 试验结果与分析

试验共进行了 14 次, 撞击点 A, B, C 三种类型各进行了 7, 5, 2 次, 弹丸直径范围为 1–5 mm. 碰撞角均为 0° (正撞击). 撞击速度范围为 3–7 km/s, 穿孔直径 D_h 和剥落区等效直径 D_s 的试验结果如表 1 所列.

铝弹丸与试件发生超高速撞击时, 机械损伤主要表现为试件在撞击位置的穿孔、太阳电池玻璃盖片材料的剥落、玻璃盖片内部的裂纹等.

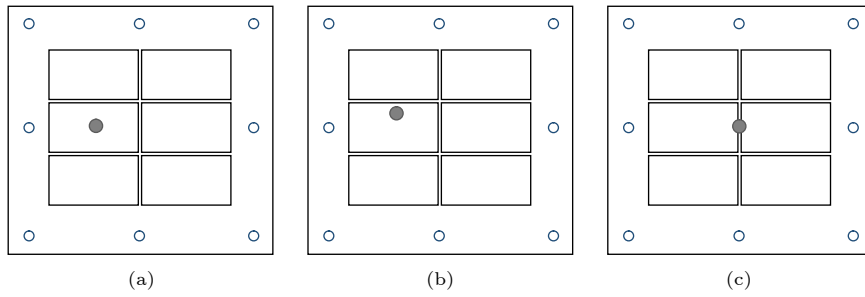


图 3 撞击点位置示意图 (a) 单片中心 A; (b) 单片边缘 B; (c) 两片连接处 C

Fig. 3. Impact point location: (a) Center of a cell; (b) edge of a cell; (c) joints of two or more cells.

表 1 试验结果
Table 1. Test result.

试样编号	弹丸直径 d/mm	弹丸速度 $v/\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$	穿孔直径 D_h/mm	剥落区直径 D_s/mm	撞击点	分组
No.01	3.04	3.213	3.91	8.15	A	1
No.02	3.02	6.245	5.17	11.93	B	1
No.03	3.04	6.093	4.81	10.65	A	2
No.04	5.00	6.301	7.16	14.42	A	1
No.05	5.00	4.097	6.31	12.65	A	1
No.06	5.00	5.242	6.67	13.83	A	2
No.07	4.02	6.581	5.86	11.70	A	1
No.08	5.00	3.247	6.37	19.15	B	1
No.10	5.00	4.332	6.70	13.50	B	1
No.11	4.04	5.127	5.58	18.26	C	1
No.12	5.00	3.205	6.90	12.83	C	2
No.14	2.04	6.398	4.21	10.06	B	1
No.15	1.00	6.675	2.48	5.93	A	1
No.16	4.52	5.892	7.07	17.92	B	2

3.1 机械损伤形貌

试验后, 利用显微镜在放大 20 倍的条件下对试件的机械损伤进行了观测和分析, 太阳能电池片的典型损伤形貌如图 4 所示。

图 5 为 2002 年回收的哈勃望远镜太阳能电池阵上空间碎片撞击后形成的损伤形貌^[1,6]。对比图 4 和图 5 可以看出, 地面模拟试验能够较好地反映太阳能电池阵在轨遭受空间碎片撞击时形成的损伤形貌。

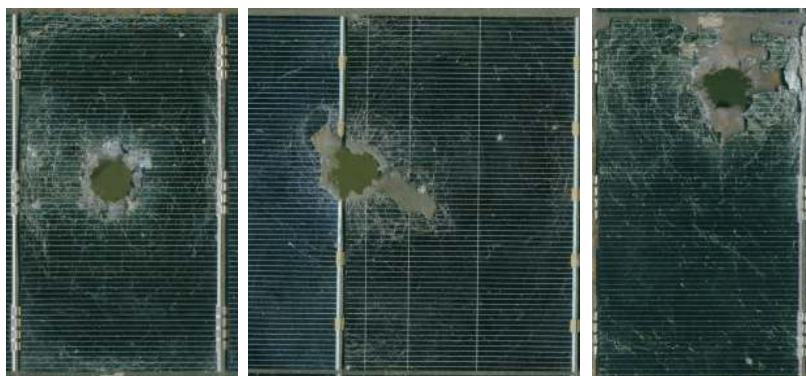


图 4 太阳能电池片损伤形貌 (a) 撞击单片中心区域 No.5; (b) 撞击两片连接处 No.12; (c) 撞击单片边界 No.8

Fig. 4. Damage morphology of solar cells: (a) Center of a cell; (b) joints of two cells; (c) edge of a cell.

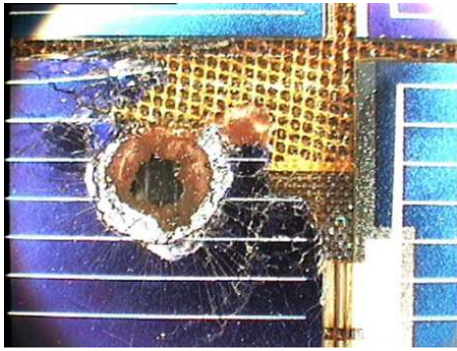


图 5 哈勃望远镜太阳能电池阵电池面超高速撞击穿孔形貌^[1,6]

Fig. 5. A front-back perforation of the solar arrays exposed on the hubble space telescope caused by orbital debris impact^[1,6].

如图 4 和图 6 所示, 太阳能电池片的损伤可大致分为三个区域: 中心穿孔区, 玻璃盖片贝壳状剥落区, 玻璃盖片裂纹扩展区. 本文研究中, 试验均采用球形弹丸, 且为正撞击, 中心穿孔区域的面积通过显微镜测量, 数据修正后折算成穿孔直径; 剥落区的面积通过人工划定区域测量得到, 再折算成穿孔直径.

3.1.1 穿孔

试验结果表明, 撞击位置靠近电池基片中心 (类型 A) 时, 穿孔形状大体为圆形, 基本规则. 当弹丸直径 5 mm、撞击速度 4.097 km/s 时, 穿孔直径约 6.31 mm (No.05); 当撞击速度增加到 5.242 km/s 时, 穿孔直径约 6.67 mm (No.06). 当撞击速度增加到 6.301 km/s 时, 穿孔直径约 7.16 mm (No.04). 随着撞击速度增加, 穿孔直径逐渐增大.

撞击位置对中心穿孔形状、穿孔直径有较大影

响. 相对于撞击位置靠近电池基片中心 (类型 A), 撞击位置在基片边缘 (类型 B) 尤其是基片连接处 (类型 C) 时, 穿孔形貌非常不规则, 穿孔面积更大. 如图 4(c) 所示, 撞击位置在基片边缘 (类型 B) 时, 当弹丸直径 5 mm、撞击速度为 4.332 km/s, 造成的穿孔直径达到了 6.70 mm (No.10), 大于图 4(a) 中类型 A 的穿孔直径约 6.31 mm (No.05, 弹丸直径 5 mm、撞击速度 4.097 km/s). 与类型 A 弹丸直径相等条件下撞击速度增大到 5.242 km/s 时, 穿孔直径约 6.67 mm (No.06) 基本一致.

如图 4(b) 所示, 撞击位置在两块电池基片连接处 (类型 C) 时, 穿孔跨越两个电池基片, 尽管弹丸直径 5 mm、撞击速度为 3.205 km/s, 造成的穿孔直径达到了 6.90 mm (No.12), 大于图 4(a) 类型 A 中的穿孔直径约 6.31 mm (No.05 弹丸直径 5 mm、撞击速度 4.097 km/s).

3.1.2 贝壳状剥落区

弹丸撞击试样时, 首先撞击玻璃盖片, 导致中心穿孔区周边部分玻璃材料碎裂并剥落, 形成剥落区, 剥落区形状与撞击点的位置相关.

当撞击位置靠近电池基片中心时, 贝壳状剥落区围绕中心穿孔, 其边界呈近似圆形 (图 4(a)); 当撞击位置临近电池基片的边界时, 玻璃盖片内沿径向传播的冲击波很快到达电池基片的边界, 冲击波在边界反射进一步影响玻璃材料的剥落. 相对于撞击位置靠近电池基片中心 (类型 A), 撞击位置在基片边缘 (类型 B) 尤其是基片连接处 (类型 C) 时, 剥落区面积更大 (图 4(c)).

3.1.3 裂纹扩展区

在剥落区周围, 是大面积的裂纹扩展区. 裂纹主要由玻璃盖片内沿径向传播的冲击波引起, 裂纹

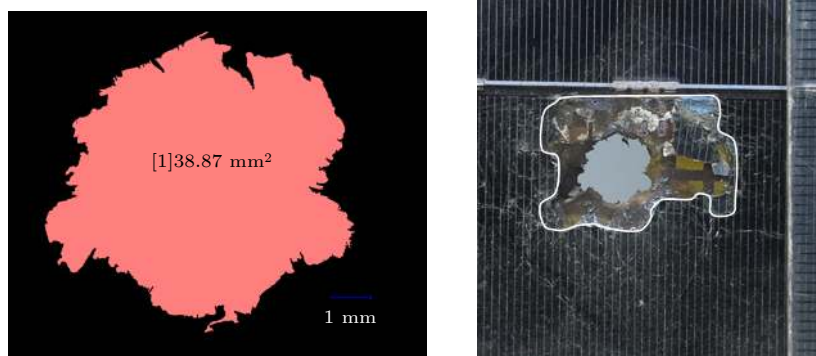


图 6 穿孔面积与剥落区面积 (No.16)

Fig. 6. Measured parameters of perforation hole area and conchoidal area (No.16).

从撞击位置沿径向扩散, 裂纹尺寸逐渐减小. 沿径向传播的冲击波很容易到电池基片的边界, 从而裂纹扩展区在边界处会发生明显的变化. 一方面是冲击波在界面处反射, 造成距离边界一定距离处的裂纹密度增加, 从图 4(a) 中可以清晰地看到, 在电池基片的四个边界附近, 裂纹增密明显, 裂纹尺寸非常细小; 另一方面邻近电池片盖片玻璃裂纹扩展区的裂纹数量减少.

4 损伤方程

4.1 穿孔直径方程

太阳能电池片穿孔直径主要与撞击弹丸直径和速度有关, 同时也与弹丸密度、形状、太阳能电池片结构和材料参数相关. 在本文试验中固定了弹丸材料、形状和电池片类型, 相应的参数作为常数处理. 结合前人研究成果和本文试验结果, 建立如下描述穿孔直径的方程:

$$D_h = Ad^x v^y, \quad (1)$$

其中 A 为待定系数, d 为弹丸直径 (mm), v 为弹丸速度 (km/s), x 和 y 为弹丸参数的待定因子. 这里我们在撞击位置类型 A, B, C 中各随机选取 2 个 (#3, #6)、1 个 (#16)、1 个 (#12), 将表 1 的试验结果分为两组: 第一组包含 #3, #6, #12, #16 共 4 发试验数据, 作为损伤方程的验证数据; 其余 10 发试验数据为第二组. 通过第二组数据求解方程 (1) 的待定系数和待定因子, 然后利用第一组的试验数据进行验证.

4.1.1 穿孔直径与弹丸直径之间的关系

利用试验数据建立穿孔直径随弹丸直径变化的曲线图 7, 在 6.1—6.7 km/s 的撞击速度范围内, 通过曲线-方程拟合软件, 获得穿孔直径 D_h 与弹丸直径 d 关系的方程如下:

$$D_h \propto d^{2/3}. \quad (2)$$

4.1.2 穿孔直径与弹丸速度之间的关系

同样, 利用试验数据建立穿孔直径随弹丸速度变化的曲线图 8, 在 3—7 km/s 的撞击速度范围内, 通过曲线-方程拟合软件, 获得穿孔直径 D_h 与弹丸速度 v 关系的方程如下:

$$D_h \propto v^{1/6}. \quad (3)$$

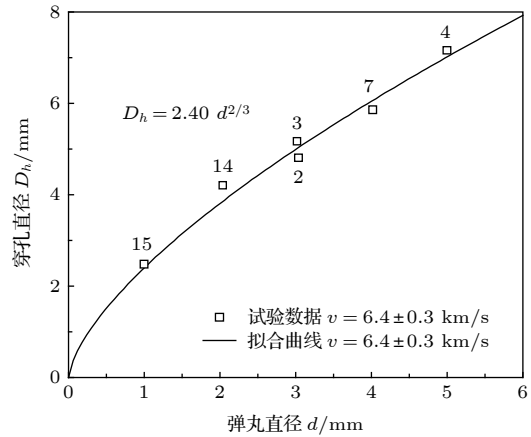


图 7 穿孔直径 D_h 与弹丸直径 d 的关系

Fig. 7. Relationship between projectile diameter d and perforation diameter D_h .

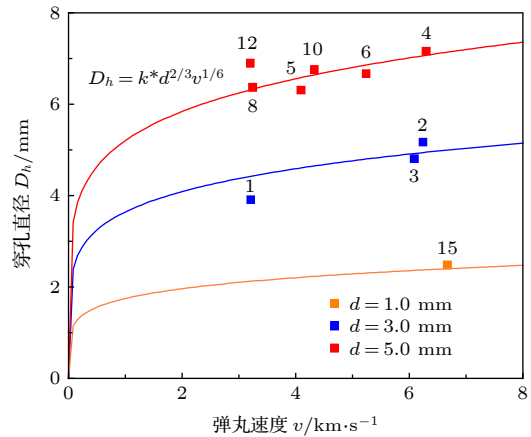


图 8 穿孔直径 D_h 与撞击速度 v 的关系

Fig. 8. Relationship between perforation diameter D_h and impact velocity v .

4.1.3 穿孔直径方程

将方程 (2) 和 (3) 代入方程 (1), 得到

$$D_h = Ad^{2/3} v^{1/6}. \quad (4)$$

将第二组试验结果代入方程 (4), 通过数据拟合求得待定系数 A 的数值为 1.78, 预测方程与试验数据如图 9 所示. 因此穿孔直径方程为

$$D_h = 1.78d^{2/3} v^{1/6}. \quad (5)$$

本文研究显示, 穿孔直径 D_h 与弹丸直径 d 的 $2/3$ 次方、撞击速度 v 的 $1/6$ 次方成正比. 而 NASA 穿孔直径方程为: $D_h = 0.926KE_n^{1/3} - 0.169$, 即 $D_h = 0.592d\rho^{1/3}v^{2/3}\cos^{2/3}\theta - 0.169$, 穿孔直径 D_h 与弹丸动能的垂直分量成线性关系 [10]. $D_h + 0.169$ 与弹丸直径 d 、弹丸密度 ρ 的 $1/3$ 次方、撞击速度 v 的 $2/3$ 次方、撞击角度余弦的 $2/3$ 次方成正

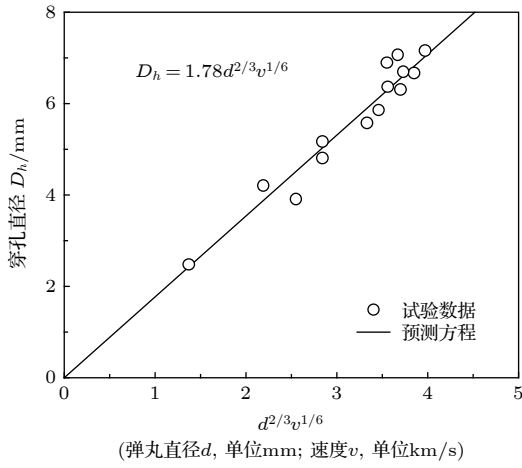


图 9 穿孔直径 D_h 方程的曲线

Fig. 9. Equations of perforation diameter D_h .

比. 两者相同之处是方程形式基本相同, 穿孔直径与弹丸直径与撞击速度的指数成线性关系. 不同之处是, 国内方程穿孔直径 D_h 与弹丸直径 d 的 $2/3$ 次方、撞击速度 v 的 $1/6$ 次方成正比, 而 NASA 方程中, $D_h + 0.169$ 与弹丸直径 d 、撞击速度 v 的 $2/3$ 次方成正比, 从指数上两者存在较大差异.

4.1.4 方程的检验

利用第二组试验数据, 对本文建立的穿孔方程进行检验, 如表 2 所列. 从表 2 可以看出, 本文建立的穿孔直径方程, 预测误差在 $\pm 10\%$ 以内, 具有较高的预测精度, 对我国航天工程实践具有重要的工程应用价值.

表 2 穿孔直径方程的检验

Table 2. Comparison between the equation values and experimental data.

试样编号	弹丸直径 d/mm	弹丸速度 $v/\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$	穿孔直径 D_h/mm	撞击位置类型	本文方程预测 D_h 值	预测误差
No.03	3.04	6.093	4.81	A	5.05	5.0%
No.06	5.00	5.242	6.67	A	6.86	2.8%
No.12	5.00	3.205	6.90	B	6.32	-8.4%
No.16	4.52	5.892	7.07	A	6.54	-7.5%

4.2 贝壳状剥落区直径方程

太阳能电池玻璃盖片的剥落与撞击位置、试样的制作工艺有较大关系, 试验结果具有一定的离散性. 只考虑撞击位置为 A 类型时, 剥落区等效直径 D_s 与弹丸直径 d 和速度 v 的关系如图 10 所示, 获得的剥落方程为

$$D_s = kd^{2/3}v^{1/6}, \quad k = 3.5, \quad (6)$$

考虑撞击位置为 B 和 C 的情况, 此时剥落区等效直径与弹丸直径和弹丸速度的关系如图 11 所示. 方程 (6) 中, 调节系数 k 在 3.5 至 5.6 之间. 因此从系数上看, 与撞击位置为 A 类型 (中心区域) 相比, 当撞击位置为类型 B 和 C 时, 剥落区面

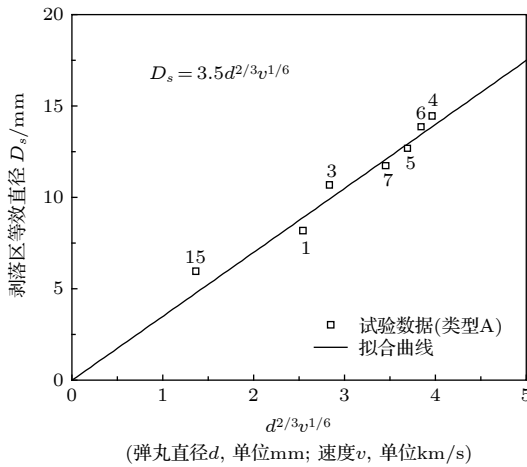


图 10 贝壳状剥落区直径 D_s 方程的曲线 (撞击位置类型 A)

Fig. 10. Equations of conchoidal diameter D_s (Type A of impact position).

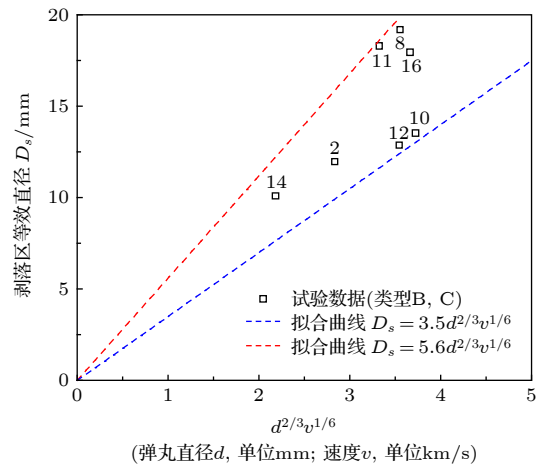


图 11 贝壳状剥落区直径 D_s 方程的曲线 (撞击位置类型 B, C)

Fig. 11. Equations of conchoidal diameter D_s (Type B and C of impact position).

积更大. 由于撞击位置为 B 和 C 两种类型的试验数据有限, 总共只有 5 发, 因此调节系数 k 的准确边界范围仍有待于进一步研究.

剥落区等效直径 D_s 与穿孔直径 D_h 的关系如图 12 所示. 总体而言, 穿孔直径 D_h 越大, 剥落区等效直径 D_s 越大. 弹丸直径在 1—5 mm 范围内, 弹丸速度在 3—7 km/s 范围内, 获得剥落区等效直径 D_s 与中心穿孔直径 D_h 的拟合方程为:

$$D_s = 2.3D_h. \quad (7)$$

鉴于撞击位置对剥落面积的影响较大, 本文分析结果显示该比值在 1.7 和 3.4 之间变化. 由于试验数据有限, 因此所获得的准确系数, 仍有待于进一步研究.

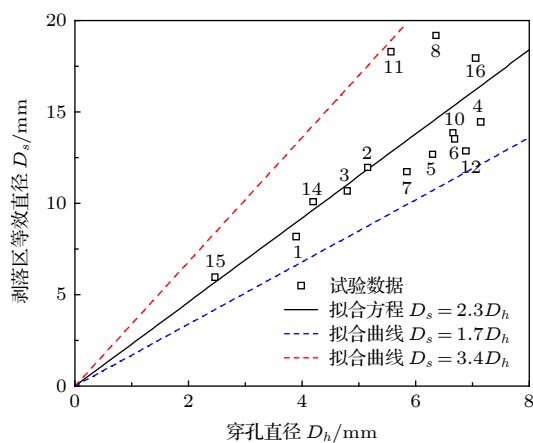


图 12 穿孔直径 D_h 与剥落区等效直径 D_s 的关系

Fig. 12. Relationship between perforation diameter D_h and conchoidal diameter D_s .

5 结 论

机构间空间碎片协调委员会 (IADC)2001 年制定了空间碎片减缓指南, 然而受技术水平和成本等多种因素制约, 除空间站、空间试验室等超大型航天器实施离轨陨落措施外, 绝大多数航天器寿命终止后仍留在轨道上成为太空垃圾, 导致空间碎片环境日趋恶化. 空间碎片对航天器的威胁成为国际空间安全关注的重点之一. 太阳能电池阵是航天器的电力来源, 太阳能电池阵暴露在空间的面积大, 且难以防护, 受到微流星体和空间碎片撞击的可能性非常大. 随着长寿命航天器技术发展, 空间碎片撞击对太阳能电池阵性能和寿命影响的问题突显. 本文采用二级轻气炮进行试验, 对星用太阳能电池片组件超高速撞击特性及其损伤方程开展了研究, 为我国开展

系统级航天器太阳帆板超高速撞击环境下性能退化评估奠定了基础.

本文在前人研究的基础上建立了正撞击条件下球形铝弹丸撞击太阳电池阵时描述太阳电池阵穿孔直径的方程, 该方程能够准确描述我国航天器用太阳电池阵的超高速撞击损伤特征, 对穿孔直径的预测误差在 $\pm 10\%$ 以内.

本文尝试建立了描述太阳电池片剥落区的方程. 太阳电池片组件在空间碎片撞击下的性能退化, 主要取决于太阳电池片剥落情况. 本文的研究为太阳电池阵在轨性能退化评估奠定了基础.

本文的试验工作得到了徐坤博和李宇等人的帮助, 测量工作得到了中国空间技术研究院物资部失效分析中心孟猛和吴照玺等人的帮助, 在此表示感谢!

参考文献

- [1] Drolshagen G, McDonnell T, Mandeville J C, Moussic A 2006 *Acta Astron.* **58** 471
- [2] Medina D F, Wright L, Campbell M 2001 *Advances in Space Research* **28** 1347
- [3] McDonnell J A, Catling D J, Herbert M K, Clegg R A 2001 *Int. J. Impact Engin.* **26** 487
- [4] Stansbery E G, Foster J L 2004 *Advances in Space Research* **34** 878
- [5] Drolshagen G, McDonnell J A, Stevenson T, Aceti R, Gerlach L 1995 *Advances in Space Research* **16** 85
- [6] Moussi A, Drolshagen G, McDonnell J A, et al 2005 *Advances in Space Research* **35** 1243
- [7] Graham G A, McBride N, Kearsley A T, Drolshagen G, Green S F, McDonnell J A M, Grady M M, Wright I P 2001 *Int. J. Impact Engin.* **26** 263
- [8] Kearsley A T, Graham G A, McDonnell J A M, Taylor E A, Drolshagen G, Chater R J, McPhail D, Burchell M J 2007 *Advances in Space Research* **39** 590
- [9] Christie R J, Best S R, Myhre C A 1994 *NASA Center for AeroSpace Information (CASI), NASA Technical Memorandum* **106509** 1
- [10] Burt R R, Christiansen E L 2001 *Orbital Debris Quarterly News* **6** 2
- [11] Burt R R, Christiansen E L 2001 *NASA Johnson Space Center Report No. JSC-29485* 1
- [12] Stadermann F J, Heiss C H, Reichling M 1997 *Advances in Space Research* **20** 1517
- [13] Akahoshi Y, Nakamura T, Fukushige S, Furusawa N, Kusunoki S, Machida Y, Koura T, Watanabe K, Hosoda S, Fujita T, Cho M 2008 *Int. J. Impact Engin.* **35** 1678
- [14] Harano T, Machida Y, Fukushige S, Koura T, Hosoda S, Cho M, Akahoshi Y 2006 *Int. J. Impact Engin.* **33** 326
- [15] Huang J G, Han W, Li H W, Cai M H, Li X Y 2008 *Acta Phys. Sin.* **57** 7950 (in Chinese) [黄建国, 韩建伟, 李宏伟, 蔡明辉, 李小银 2008 *物理学报* **57** 7950]
- [16] Li H W, Huang J G, Han J W, Cai M H, Li X Y, Gao Z X 2010 *Spacecraft Environment Engineering* **27** 290 (in Chinese)

- [李宏伟, 黄建国, 韩建伟, 蔡明辉, 李小银, 高著秀 2010 *航天器环境工程* **27** 290]
- [17] Zhang L J 2005 *M. S. Thesis* (Shenyang: Shenyang Ligong University) (in Chinese) [张立佼 2015 硕士学位论文 (沈阳: 沈阳理工大学)]
- [18] Tang En L, Li Z, Zhang Q M, Wang M, Xiang S H, Liu S H, He L P, Han Y F, Xia J, Wang H L, Xu M Y 2016 *Int. J. Appl. Electromagn. Mech.* **51** 337
- [19] Jiang D S, Zheng S G, Ma N, Liu Y, Qiu Y L 2017 *Spacecraft Engineering* **26** 114 (in Chinese) [姜东升, 郑世贵, 马宁, 刘莹, 邱羽玲 2017 *航天器工程* **26** 114]
- [20] Zhang SF, Chai H, Zhou Y X, Zhang M Z, Liu Z F, Wang T 2016 *Explosion and Shock Waves* **36** 386 (in Chinese) [张书锋, 柴昊, 周玉新, 张明志, 刘振风, 王田 2016 *爆炸与冲击* **36** 386]

Hypervelocity impact damage properties of solar arrays by using two-stage light gas gun*

Zheng Jian-Dong¹⁾²⁾ Niu Jin-Chao^{3)†} Zhong Hong-Xian¹⁾
Gong Zi-Zheng²⁾ Cao Yan²⁾

1) (*Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China*)

2) (*Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, National Key Laboratory of Science and Technology on Reliability and Environment Engineering, Beijing 100094, China*)

3) (*School of Civil Engineering and Communication, North China University of Water Resources and Electric Power, Zhengzhou 450045, China*)

(Received 23 July 2019; revised manuscript received 23 August 2019)

Abstract

Using two-stage light gas gun, we study the hypervelocity impact characteristics of spacecraft key component, solar cell arrays. The damage morphologies in the ground simulation tests match well with those on-situ orbital impacts. The main characteristics of mechanical damage, including the central pit, cover glass shatter zone, and conchoidal spallation, are measured by using a microscope under 20 times magnification. To study the mechanical damage properties in solar arrays, we carry out 15 shots totally, under different impact locations, impact velocities, and particle diameters. Under the condition of impact angel of zero degree, the damage equation of perforation diameter of solar arrays and the damage equation of the diameter of shatter zone in cover glass are developed, respectively. The results show that the perforation diameter and the diameter of cover glass shatter zone are mainly related to the diameter of particle with 2/3 power, while related to the velocity of impact with 1/6 power. Compared with the damage equation in the literature, the damage equations in this article are very suitable for describing hypervelocity impact damage properties of solar arrays used in our country's spacecraft. The results are of significance for our country's aerospace engineering.

Keywords: solar cell arrays, hypervelocity impact, damage equation, orbital debris

PACS: 02.10.Yn, 33.15.Vb, 98.52.Cf, 78.47.dc

DOI: 10.7498/aps.68.20191132

* Project supported by the National Basic Research Program of China (Grant Nos. 2010 CB731600) and the Specialized Research Program for the Protection against Space Debris of China (Grant No. KJSP06209).

† Corresponding author. E-mail: 51506283@qq.com