



空间碎片超高速撞击下太阳能电池阵伏安特性

郑建东 周江 皮晓丽 邹晨 李一帆 徐坤博 龚自正 胡帼杰

Hypervelocity impact on volt-ampere characteristic of solar arrays by using two-stage light gas gun

Zheng Jian-Dong Zhou Jiang Pi Xiao-Li Zou Chen Li Yi-Fan Xu Kun-Bo Gong Zi-Zheng Hu Guo-Jie

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 70, 188801 (2021) DOI: 10.7498/aps.70.20210458

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7498/aps.70.20210458>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

太阳能电池阵二级轻气炮超高速撞击特性研究

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

物理学报. 2019, 68(22): 220201 <https://doi.org/10.7498/aps.68.20191132>

基于等效电路模型的钙钛矿太阳能电池效率损失机理分析

Loss mechanism analyses of perovskite solar cells with equivalent circuit model

物理学报. 2021, 70(9): 098801 <https://doi.org/10.7498/aps.70.20201975>

载流子复合及能量无序对聚合物太阳能电池开路电压的影响

Impact of charge carrier recombination and energy disorder on the open-circuit voltage of polymer solar cells

物理学报. 2020, 69(4): 046101 <https://doi.org/10.7498/aps.69.20191699>

十二烷二酸修饰TiO₂电子传输层改善钙钛矿太阳能电池的电流特性

Improvement of current characteristic of perovskite solar cells using dodecanedioic acid modified TiO₂ electron transporting layer

物理学报. 2018, 67(9): 098801 <https://doi.org/10.7498/aps.67.20172779>

GaInP/GaAs/Ge三结太阳能电池不同能量质子辐照损伤模拟

Modeling and simulating of radiation effects on the performance degradation of GaInP/GaAs/Ge triple-junction solar cells induced by different energy protons

物理学报. 2020, 69(9): 098802 <https://doi.org/10.7498/aps.69.20191878>

免掺杂、非对称异质接触晶体硅太阳能电池的研究进展

Research progress of crystalline silicon solar cells with dopant-free asymmetric heterocontacts

物理学报. 2019, 68(4): 048801 <https://doi.org/10.7498/aps.68.20181991>

空间碎片超高速撞击下太阳能电池阵伏安特性*

郑建东^{1)2)†} 周江¹⁾ 皮晓丽¹⁾ 邹晨¹⁾ 李一帆¹⁾
徐坤博²⁾ 龚自正²⁾ 胡帼杰¹⁾

1) (中国空间技术研究院, 通信与导航卫星总体部, 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)

(2021年3月9日收到; 2021年5月6日收到修改稿)

太阳能电池阵是航天器的电力来源, 时常受到微流星体和空间碎片撞击而损伤, 导致太阳能电池阵输出功率下降. 采用二级轻气炮对航天器太阳能电池阵开展了空间碎片超高速撞击地面模拟试验, 研究了不同撞击速度、弹丸直径、撞击点位置工况下太阳能电池阵伏安特性的衰减规律. 共进行了12次试验, 其中5次因弹托撞击试件而无效, 7次试验数据有效. 试验结果显示, 弹丸的直径和撞击速度、撞击位置三者均对伏安特性影响较大, 地面模拟试验与在轨飞行试验产生的损伤形貌符合良好. 通过数据分析了电池阵失效面积与剥落区面积、穿孔面积、弹丸动能、撞击位置四者之间的关系. 研究发现, 电池阵失效面积与剥落区面积两者之比介于7—37, 电池阵失效面积与穿孔面积两者之比介于50—150. 撞击在电池片中心区域, 失效面积明显高于撞击在电池片边缘或者连接处. 电池阵失效面积 ΔS_{SA} 与动能 E ($E = \pi \rho d^3 v^2 / 12$)的立方根比较吻合. 为了建立功率损失面积与弹丸直径和撞击速度的准确方程, 首先假设三者存在幂指数关系, 再通过数据拟合方法求解待定系数, 最终建立了适用于国内太阳能电池阵的功率损失 ΔP_{max} 方程和 ΔS_{SA} 方程. 当撞击在电池片中心区域 $\Delta P_{max} = 0.047dv^{2/3}$ 时, $\Delta S_{SA} = 260dv^{2/3}$. 当撞击在电池片边缘或者连接处 $\Delta P_{max} = 0.033dv^{2/3}$ 时, $\Delta S_{SA} = 180dv^{2/3}$. 方程预测偏差在 $\pm 13.3\%$ 以内, 平均偏差为7.6%. 该方程可用于描述在 0° 撞击角条件下电池阵功率损失或失效面积两者与弹丸的直径、撞击速度、撞击位置的函数关系. 本文的研究方法对我国航天器太阳帆板超高速撞击环境下性能退化评估有借鉴意义, 所建立的功率损失方程和失效面积方程, 能够预测空间碎片造成的太阳能电池阵的功率下降规律和失效面积规律, 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, 伏安特性, 功率损失方程, 失效面积方程, 空间碎片

PACS: 88.40.hj, 81.70.Bt, 88.40.H-, 88.40.jj

DOI: 10.7498/aps.70.20210458

1 引言

太阳能电池阵是航天器的电力来源, 时常受到微流星体和空间碎片撞击而损伤. 美国哈勃望远镜太阳能电池阵在轨飞行试验统计结果显示在8年内空间碎片穿孔次数多达174次^[1-3]. 这种撞击导致太阳能电池阵性能退化, 输出功率下降.

国外开展了大量微流星体和空间碎片超高速撞击太阳能电池阵的损伤特性研究^[4-8]. 美国马歇

尔空间飞行中心二级轻气炮超高速撞击试验显示, 1.7% 损伤面积造成了35%的输出功率损失^[9]. NASA的Burt和Christiansen^[10,11]使用直径0.4至0.8 mm铝弹丸对哈勃望远镜太阳能电池单元组件开展了5次超高速撞击试验, 研究结果显示穿孔直径与弹丸动能立方根呈线性关系. 英国Herbert^[12]采用二级轻气炮研究了太阳能电池阵穿孔和剥落直径等损伤特性. 德国Stadermann等^[13]研究了太阳能电池阵超高速损伤特性. 日本学者使用二级轻气炮研究了空间碎片超高速撞击太阳能电池阵产生的

* 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: 462840102@qq.com

等离子体现象 [14,15].

中国科学院空间中心韩建伟团队 [16,17] 利用等离子体驱动装置研究了空间碎片超高速撞击太阳能电池阵产生等离子体的放电特性. 沈阳理工大学唐恩凌团队 [18,19] 利用二级轻气炮研究了空间碎片超高速撞击太阳能电池阵产生等离子体放电特性. 中国空间技术研究院姜东升等 [20]、张书锋等 [21] 开展了太阳电池阵超高速撞击放电效应.

目前, 我国在太阳电池阵空间碎片超高速撞击研究方面比较薄弱, 尤其是尚未掌握太阳电池阵在超高速撞击环境下的伏安特性和输出功率损失, 尚未开发出适用于国内太阳电池阵的功率损失方程和失效面积方程, 这严重制约了我国航天器在微流星体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, 开展超高速撞击环境下太阳电池阵伏安特性进行研究, 在国内首次开发了太阳电池阵的功率损失方程、失效面积方程, 为我国航天器开展空间碎片环境造成的太阳电池阵性能退化评估奠定了基础.

2 试验设计

2.1 试验设备及能力

采用二级轻气炮开展试验, 弹丸形状为球形, 直径为 3—5 mm, 速度范围为 3—7 km/s.

2.2 试件制作

航天器太阳电池阵组件试件主要由碳纤维铝蜂窝基板、太阳电池片、玻璃盖片等组成, 本文试件制作中, 所使用的所有材料、电池片之间的电路连接形式、工艺与流程, 均与航天器正样产品完全一致 [6,19]. 参考航天器工程实际情况, 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, 碳纤维蜂窝板厚度 25 mm. 其中试件 1—10 太阳电池片尺寸均为 30.5 mm × 54.0 mm, 试件 11 和 12 太阳电池片尺寸为 35.0 mm × 54.0 mm. 太阳电池阵组件试件如图 1 所示, 太阳电池片尺寸均为 30.5 mm × 54.0 mm.

2.3 试验参数

试验均采用球形铝弹丸 (2A12, g/cm³), 弹丸直径 d 选取 (3.03 ± 0.01) mm、(4.03 ± 0.01) mm 和 5.0 mm 三种规格, 撞击速度 v 在 3—7 km/s,

撞击角度均为 0° (正撞击). 撞击点位置选取分为单片电池片中心、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. 撞击点位置选取、弹丸速度与直径的试验参数如图 2.

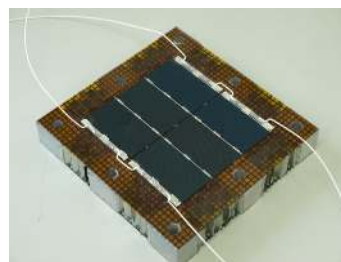


图 1 太阳电池阵组件试件

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

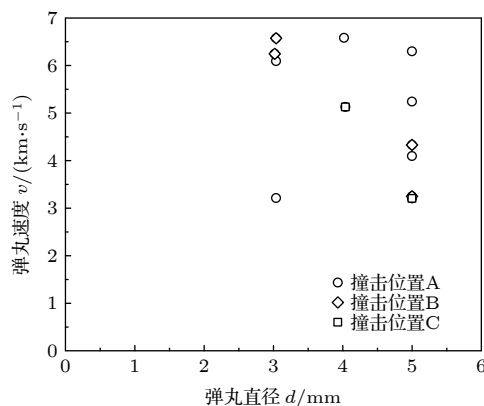


图 2 试验参数

Fig. 2. Test parameters.

3 试验结果

3.1 试验数据

试验共进行了 12 次, 其中有效试验 7 次; 因包裹弹丸的弹托撞击试件导致无效试验 5 次. 弹丸直径范围为 3—5 mm. 撞击角度均为 0° (正撞击). 撞击速度范围为 3—7 km/s, 7 次有效试验中撞击点 A, B, C 三种位置各占 4, 1, 2 次, 试验结果如表 1 所示.

试验结果如表 1 所列. 其中, d 为弹丸直径 (mm), v 为弹丸速度 (km/s), S_h 为穿孔面积 (mm²), S_c 为剥落区面积 (mm²). 试验前后最大输出功率分别为 P_{\max}^0 与 P_{\max}^1 (W), 试验前后最大输出功率之差 ($P_{\max}^0 - P_{\max}^1$), 为功率损失 ΔP_{\max} (W). 由于电池阵 ΔP_{\max} 与失效面积 ΔS_{SA} (mm²) 呈正比, 利用功率损失, 可以得出 ΔS_{SA} (mm²).

表 1 试验结果
Table 1. Test result.

试验编号	测试序号	弹丸直径 d/mm	弹丸速度 $v/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$	穿孔面积 S_h/mm^2	剥落面积 S_c/mm^2	试验前最大输出 功率 $P_{\text{max}}^0/\text{W}$	试验后最大输出 功率 $P_{\text{max}}^1/\text{W}$	失效面积 $S_{\text{SA}}/\text{mm}^2$	撞击点 位置
No.1	511-ZJD-1-8	3.04	3.21	12.02	52.17	1.80	1.53	1482	A
No.5	511-ZJD-1-5	5.00	4.10	31.24	125.68	1.79	1.16	3478	A
No.6	511-ZJD-1-7	5.00	5.24	34.97	150.22	1.82	1.11	3855	A
No.7	511-ZJD-1-6	4.02	6.58	27.01	107.51	1.82	1.11	3855	A
No.8	511-ZJD-1-4	5.00	3.25	31.88	288.02	1.80	1.39*	2251	B
No.11	511-ZJD-2-2	4.04	5.13	24.49	261.87	2.12	1.77	1872	C
No.12	511-ZJD-2-1	5.00	3.21	37.35	129.28	2.10	1.73	1998	C

注: *为修正后数据; 由于穿孔边缘受到微量纤维遮挡, 穿孔面积为显微镜测量值基础上, 加上1%—3%的修正量.

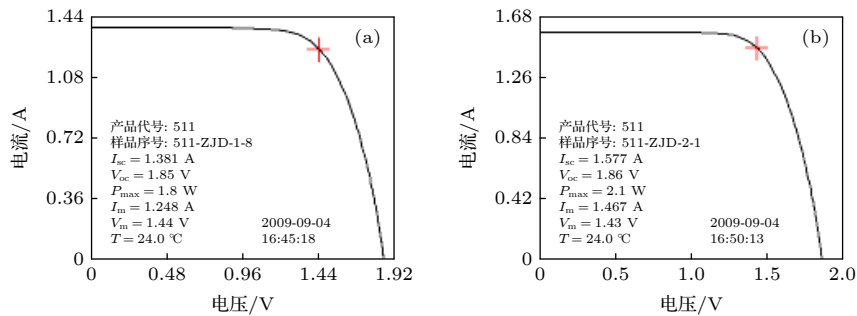


图 3 试件 (a) No.1 和 (b) No.12 试验前的伏安特性曲线

Fig. 3. Volt-ampere characteristic curve of (a) No.1 and (b) No.12 solar arrays before test.

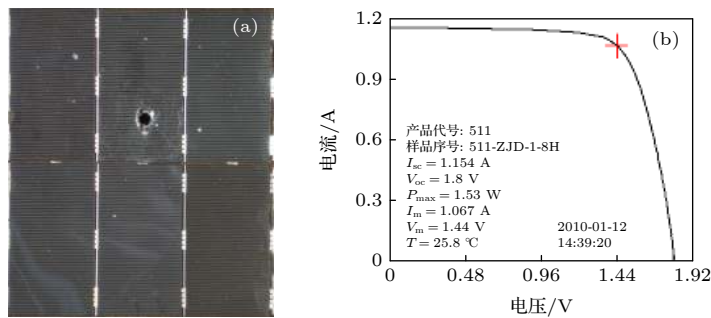


图 4 试件 No.1 试验后的 (a) 损伤形貌和 (b) 伏安特性曲线

Fig. 4. (a) Damage morphology and (b) volt-ampere characteristic curve of No.1 solar arrays.

根据伏安特性测量数据, 太阳能电池片尺寸为 $30.5 \text{ mm} \times 54.0 \text{ mm}$ 构成的试件 1—10 太阳能电池阵试验前最大输出功率 P_{max}^0 介于 1.79—1.82 W, 由太阳能电池片尺寸为 $35.0 \text{ mm} \times 54.0 \text{ mm}$ 构成的试件 11 和 12 试验前最大输出功率 P_{max}^0 分别为 2.12 W 和 2.10 W. 太阳能电池片为加工精度较高的标准化产品, 因此试验前各试件伏安特性差别较小. 试件 No.1 和 No.12 试验前伏安特性曲线, 如图 3 所示, 限于篇幅, 未给出其他试件试验前伏安特性.

铝弹丸超高速撞击太阳能电池阵, 太阳能电池片的损伤可大致分为 3 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, 如图 4—10 所示, 给出了试验后损伤形貌、伏安特性曲线. 利用显微镜放大 20 倍测量试件中心穿孔区域面积. 剥落区的面积通过人工划定区域测量得到, 某些剥落区边界比较模糊, 无法准确界定, 只能人为界定, 如图 11 所示.

3.2 损伤形貌及伏安特性

图 12 为 2002 年回收的哈勃望远镜太阳能电池阵空间碎片撞击后形成的损伤形貌 [1,6], 撞击点位置在两片电池片连接处, 类似撞击位置损伤形貌见

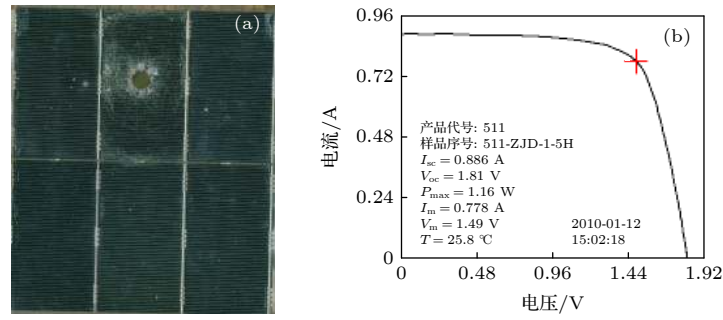


图 5 试件 No.5 试验后的 (a) 损伤形貌和 (b) 伏安特性曲线

Fig. 5. (a) Damage morphology and (b) volt-ampere characteristic curve of No.5 solar arrays.

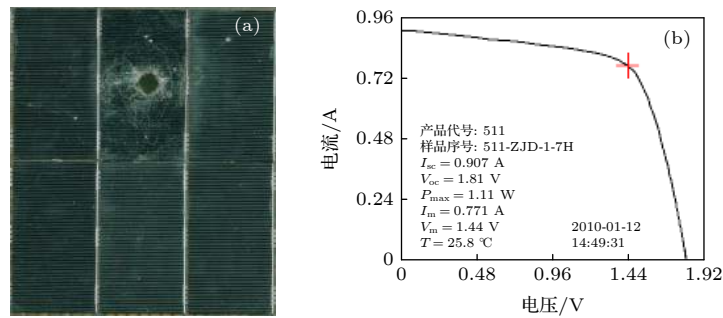


图 6 试件 No.6 试验后的 (a) 损伤形貌和 (b) 伏安特性曲线

Fig. 6. (a) Damage morphology and (b) volt-ampere characteristic curve of No.6 solar arrays.

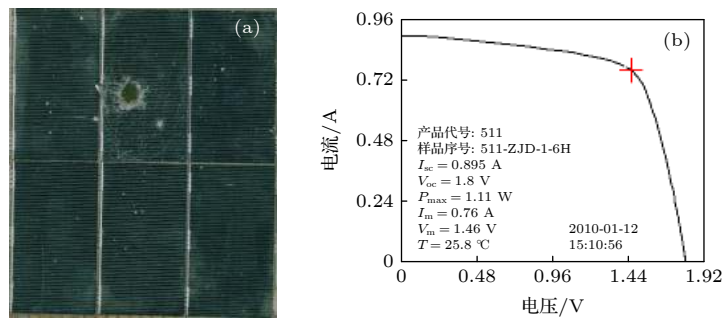


图 7 试件 No.7 试验后的 (a) 损伤形貌和 (b) 伏安特性曲线

Fig. 7. (a) Damage morphology and (b) volt-ampere characteristic curve of No.7 solar arrays.

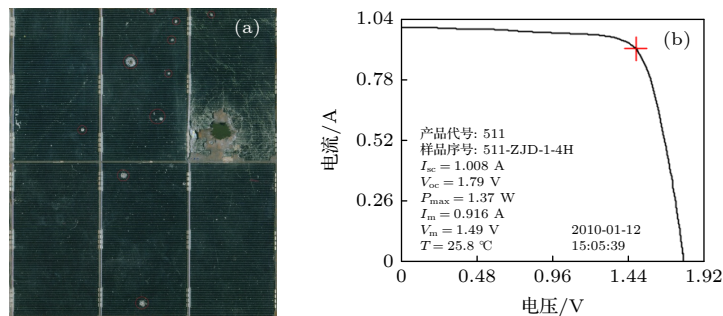


图 8 试件 No.8 试验后的 (a) 损伤形貌和 (b) 伏安特性曲线 (因红色圆圈内受到弹托撞击较大, 损失一定功率, 去除弹托影响, 最大输出功率由 1.37 W, 修正为 1.39 W)

Fig. 8. (a) Damage morphology and (b) volt-ampere characteristic curve of No.8 solar arrays (The maximum output power is revised from 1.37 W to 1.39 W to reduce the effect from sabot impact, since the power in the red cycle has lost caused by sabot impact).

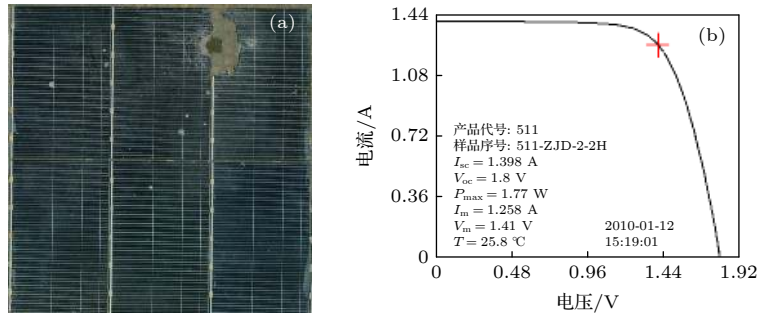


图 9 试件 No.11 试验后的 (a) 损伤形貌和 (b) 伏安特性曲线

Fig. 9. (a) Damage morphology and (b) volt-ampere characteristic curve of No.11 solar arrays.

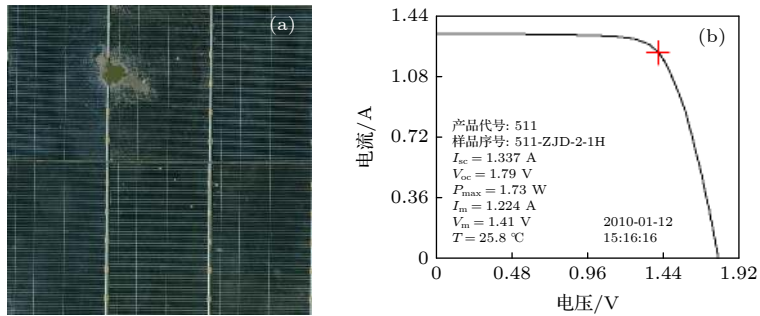


图 10 试件 No.12 试验后的 (a) 损伤形貌和 (b) 伏安特性曲线

Fig. 10. (a) Damage morphology and (b) volt-ampere characteristic curve of No.12 solar arrays.

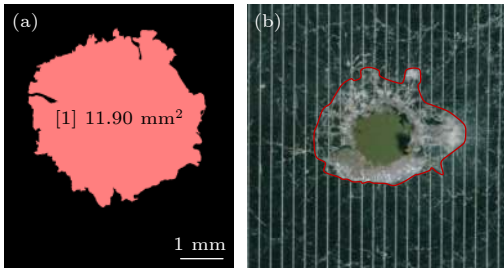


图 11 (a) 穿孔区域与 (b) 剥落区域边界 (No.1)

Fig. 11. Measured parameters of (a) perforation hole area and (b) conchoidal area (No.1).



图 12 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. 12. A front-back perforation of the solar arrays exposed on the Hubble space telescope caused by orbital debris impact^[1,6].

图 9 (No. 11) 和图 10 (No. 12), 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。

4 电池阵失效面积与剥落面积、穿孔面积、弹丸动能三者的关系

太阳能电池阵的功率损失 ΔP_{\max} 与弹丸直径 d 、弹丸撞击速度 v 、撞击点位置三者均有关。由于试件及试验费用昂贵, 试验次数有限, 无法单独分析三者与功率损失的关系。

电池阵功率损失 ΔP_{\max} 与失效面积 ΔS_{SA} (mm^2) 呈正比, 利用功率损失, 可以得出每个太阳能电池阵的失效面积 ΔS_{SA} (mm^2)。功率损失来自于两部分, 一部分是功能完全丧失的穿孔区域的功率损失, 利用显微镜可以准确测量; 另一部分是性能下降但未完全消失的剥落区及裂纹区域的功率损失, 这两个区域的性能退化无法单独测量。

下面, 分析电池阵失效面积与剥落区面积、穿孔面积、弹丸动能的关系。

4.1 电池阵失效面积与剥落区面积的关系

电池阵失效面积 ΔS_{SA} 与剥落区面积 S_c 的关系, 如图 13 所示, 红色圆形数据点代表撞击点位置在单片电池片中心, 倾斜的蓝色正方形代表撞击点位置在单片电池片角落, 平放的蓝色正方形代表撞击点位置在两片连接处。可以看出:

1) 电池阵失效面积与剥落面积关系不大, 两者非常分散. 电池阵失效面积 ΔS_{SA} 下限为 $\Delta S_{SA} = 7S_c$, 上限为 $\Delta S_{SA} = 37S_c$, 即两者之比介于 7—37 之间.

2) 撞击点位置对电池阵失效面积影响非常大. 总体上看, 撞击在电池片中心区域, 失效面积高于撞击在电池片边缘或者连接处. No.1, No.5, No.6, No.7 斜率, 整体高于 No.8, No.11, No.12 的斜率.

3) 撞击点位置在两片连接处, 失效面积与剥落面积之比差别较大, 如 No.11 与 No.12 两者剥落面积分别为 261.87 mm^2 和 129.28 mm^2 , 两者之比为 2.03, 但是失效面积分别为 1872 mm^2 和 1998 mm^2 , 可以看出 No.11 剥落面积比 No.12 高一倍多, 但是前者失效面积却略低于后者.

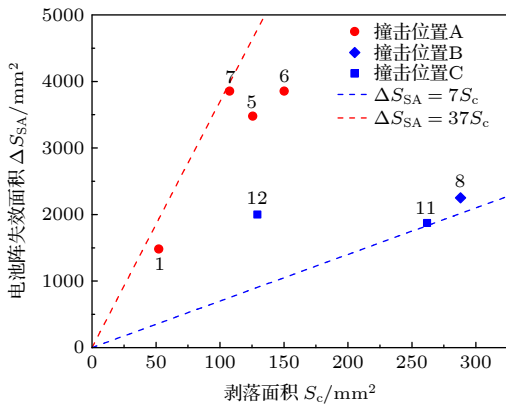


图 13 电池阵失效面积 ΔS_{SA} 与剥落区面积 S_c 的关系
Fig. 13. Relationship between failure area of solar array ΔS_{SA} and conchoidal area S_c .

4.2 电池阵失效面积与穿孔面积的关系

根据文献 [22] 研究结果, 穿孔直径 D_h 与弹丸直径 d 和撞击速度 v 的关系: $D_h = 1.78d^{4/3}v^{1/3}$. 下面分析电池阵失效面积 ΔS_{SA} 与穿孔面积 S_h 的关系, 如图 14 所示, 可以看出:

1) 电池阵失效面积与穿孔面积存在一定关系, 但是两者仍比较分散.

2) 撞击点位置对电池阵失效面积影响较大. 总体上看, 撞击在电池片中心区域, 失效面积高于撞击在电池片边缘或者连接处. 当撞击在电池片中心区域, 电池阵失效面积 ΔS_{SA} 下限为 $\Delta S_{SA} = 105S_h$, 上限为 $\Delta S_{SA} = 150S_h$. 当撞击在电池片边缘或者连接处, 电池阵失效面积 ΔS_{SA} 下限为 $\Delta S_{SA} = 50S_h$, 上限为 $\Delta S_{SA} = 80S_h$.

3) 撞击点位置在两片连接处, 失效面积与穿孔

面积之比差别较大, 如 No.11 与 No.12 两者穿孔面积分别为 24.49 mm^2 和 37.35 mm^2 , 但是失效面积分别为 1872 mm^2 和 1998 mm^2 , 可以看出 No.11 穿孔面积比 No.12 少 50%, 但是两者失效面积基本相等.

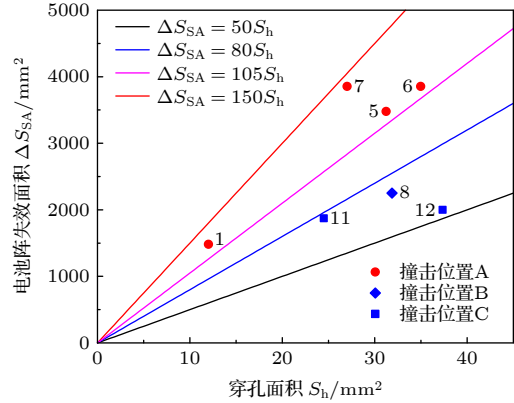


图 14 电池阵失效面积 ΔS_{SA} 与穿孔面积 S_h 的关系
Fig. 14. Relationship between failure area of solar array ΔS_{SA} and hole area S_h .

根据上述电池阵失效面积与剥落区面积、穿孔面积的分析, 可以看出, 撞击点位置对电池阵失效面积 ΔS_{SA} 影响较大. 将试验数据划分为两类, 一类是撞击在电池片中心区域, 另外一类是撞击在电池片边缘或者连接处.

4.3 电池阵失效面积与弹丸动能的关系

下面分析电池阵失效面积 ΔS_{SA} 与动能 $E = \pi\rho d^3 v^2/12$ 的关系, 如图 15 所示, 可以看出, 电池阵失效面积 ΔS_{SA} 与动能 E ($E = \pi\rho d^3 v^2/12$) 的立方根比较吻合, 即 $\Delta S_{SA} \propto E^{1/3}$, 亦即 $\Delta S_{SA} \propto dv^{2/3}$,

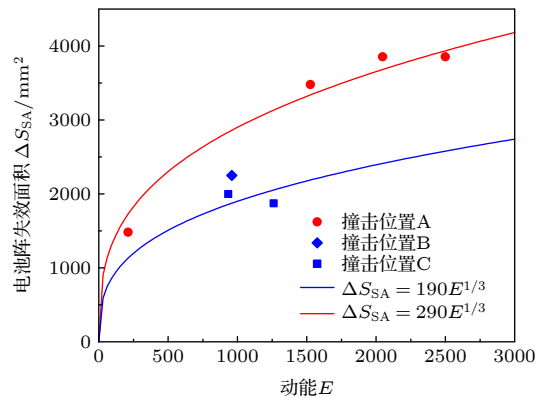


图 15 电池阵失效面积 ΔS_{SA} 与弹丸动能 E 的关系
Fig. 15. Relationship between failure area of solar array ΔS_{SA} and kinetic energy of projectile E .

其中:

当撞击在电池片中心区域, 电池阵失效面积与弹丸动能的关系式为

$$\Delta S_{SA} = 290E^{1/3}. \quad (1)$$

当撞击在电池片边缘或者连接处, 电池阵失效面积与弹丸动能的关系式为

$$\Delta S_{SA} = 190E^{1/3}. \quad (2)$$

5 功率损失方程、失效面积方程

5.1 功率损失方程

5.1.1 方程形式

太阳能电池片功率损失面积 ΔP_{\max} 与失效面积 ΔS_{SA} 呈正比, 两者主要与撞击弹丸直径和速度有关, 同时也与弹丸密度和形状、太阳能电池片结构和材料特性、蜂窝板结构和材料、太阳能电池片与蜂窝板粘贴工艺等众多因素相关. 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、本文试验结果和分析, 建立如下幂指数形式的关系式, 用于描述功率损失方程:

$$\Delta P_{\max} = Kd^x v^y, \quad (3)$$

其中, K 为待定系数; d 为弹丸直径 (mm); v 为弹丸速度 (km/s); x, y 为弹丸参数的待定因子.

5.1.2 方程待定系数求解

通过数据拟合, 求得 $x = 1, y = 2/3$, 当撞击在电池片中心区域时 $K = 0.047$, 当撞击在电池片边缘或者连接处时 $K = 0.033$. 即电池阵功率损失方程 ΔP_{\max} 如下:

当撞击在电池片中心区域, 电池阵功率损失方程为

$$\Delta P_{\max} = 0.047dv^{2/3}. \quad (4)$$

当撞击在电池片边缘或者连接处, 电池阵功率损失方程为

$$\Delta P_{\max} = 0.033dv^{2/3}. \quad (5)$$

该方程适用于铝弹丸 (型号 2A12, 密度 $\rho = 2.78 \text{ g/cm}^3$), 撞击角度为 0° (正撞击), 根据功率

损失方程绘制的曲线与试验数据的关系见图 16. 在 4.3 节中已得到电池阵失效面积 $\Delta S_{SA} \propto E^{1/3}$, 即 $\Delta S_{SA} \propto dv^{2/3}$. 由本节数据拟合发现, 功率损失面积与弹丸直径呈线性关系, 与撞击速度的 $2/3$ 次方呈线性关系, 即 $\Delta P_{\max} \propto dv^{2/3}$. 由于试验数据有限, 为了提高方程精度以及电池阵性能退化评估的精度, 仍有待于进一步研究.

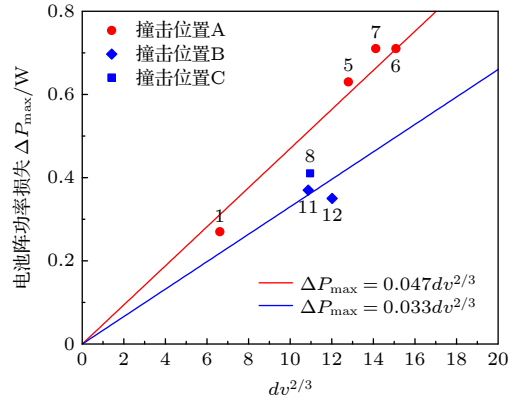


图 16 电池阵功率损失面积与试验数据的关系

Fig. 16. Relationship between power loss area of solar array and test data.

5.1.3 方程精度

本文建立的功率损失方程的精度, 如表 2 所列. 从表 2 可以看出, 最大误差范围介于 -13.2% — $+13.3\%$, 预测偏差在 $\pm 13.3\%$ 以内, 平均偏差为 7.6% , 具有较高的预测精度.

5.2 失效面积方程

太阳能电池片失效面积与功率损失面积呈正比, 根据 5.1 节功率损失方程可以求得电池阵失效方程.

当撞击在电池片中心区域, 电池阵失效面积方程为

$$\Delta S_{SA} = 260dv^{2/3}. \quad (6)$$

当撞击在电池片边缘或者连接处, 电池阵失效面积方程为

$$\Delta S_{SA} = 180dv^{2/3}. \quad (7)$$

该方程适用于铝弹丸 (型号 2A12, 密度 $\rho = 2.78 \text{ g/cm}^3$), 撞击角度为 0° (正撞击), 根据失效

表 2 功率损失方程的精度
Table 2. Accuracy of power loss equation.

试件编号	1	5	6	7	8	11	12
偏差	-13.2%	+4.7%	+0.1%	+7.0%	+13.3%	-11.7%	+3.2%

面积方程绘制的曲线与试验数据的关系如图 17 所示, 该方程精度与功率损失方程相同.

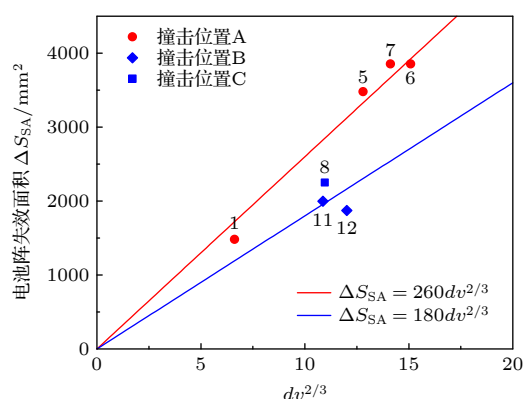


图 17 电池阵失效面积 ΔS_{SA} 与试验数据的关系
Fig. 17. Relationship between failure area of solar array ΔS_{SA} and test data.

6 结 论

空间碎片对在轨航天器的威胁是国际空间安全关注的重点之一. 太阳电池阵是航天器的电力来源, 由于面积巨大受到微流星体和空间碎片撞击难以避免. 本文采用二级轻气炮进行试验, 对太阳电池阵组件在超高速撞击环境下的伏安特性进行研究, 研究了不同撞击速度、弹丸直径、撞击点位置工况下太阳电池阵伏安特性的衰减规律. 通过数据分析了电池阵失效面积与剥落区面积、穿孔面积、弹丸动能、撞击位置四者之间的关系. 在借鉴前人研究成果的基础上, 建立了撞击速度在 3—7 km/s 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功率损失的方程, 该方程能够用于描述我国用于航天器的太阳电池阵的超高速撞击损伤特征. 由于试件及试验费用昂贵, 试验次数有限 (弹丸直径介于 3.0—5.0 mm), 方程精度仍有待于进一步提高. 此外, 本文尚未开展小尺寸弹丸、不同密度弹丸和撞击倾角的空间碎片超高速撞击试验研究.

在国内首次开发了适用于国内太阳电池阵的失效面积方程、功率损失方程, 用于描述电池阵功率损失与弹丸的直径、撞击速度、撞击位置的函数关系, 本文研究能够预测空间碎片造成太阳电池阵功率下降的规律, 为我国航天领域开展空间碎片环境造成的太阳电池阵性能退化评估奠定了基础, 对我国航天工程实践具有重要的工程应用价值.

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 1995 *Advances in Space Research* **16** 85
- [6] Moussi A, Drolshagen G, McDonnell J A M, Mandeville J C, Kearsley A T, Ludwig H 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 *Hypervelocity Impact Testing of Space Station Freedom Solar Cell* (NASA Center for Aerospace Information) Report No. NASA-TM-106509
- [10] Burt R R, Christiansen E L 2001 *Hubble Space Telescope Solar Array Hypervelocity Impact Tests* (NASA Johnson Space Center: The Orbital Debris Quarterly News) p2
- [11] Burt R R, Christiansen E L 2001 *SM Solar Array and SM Cylinder Shield (Zone 10) HVI Tests* (NASA Johnson Space Center) Report No. JSC-29485
- [12] Herbert M K 1999 *Int. J. Impact Engin.* **23** 377
- [13] Stadermann F J, Heiss C H, Reichling M 1997 *Advances in Space Research* **20** 1517
- [14] 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
- [15] Harano T, Machida Y, Fukushige S, Koura, T Hosoda, S Cho, M Akahoshi, Y 2006 *Int. J. Impact Engin.* **33** 326
- [16] Huang J G, Han J 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]
- [17] 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]
- [18] 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)]
- [19] Tang E 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
- [20] 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]
- [21] Zhang S F, 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]
- [22] Zheng J D, Niu J C, Zhong H X, Gong Z Z, Cao Y 2019 *Acta Phys. Sin.* **68** 220201 (in Chinese) [郑建东, 牛锦超, 钟红仙, 龚自正, 曹燕 2019 *物理学报* **68** 220201]

Hypervelocity impact on volt-ampere characteristic of solar arrays by using two-stage light gas gun*

Zheng Jian-Dong^{1)2)†} Zhou Jiang¹⁾ Pi Xiao-Li¹⁾ Zou Chen¹⁾ Li Yi-Fan¹⁾
 Xu Kun-Bo²⁾ Gong Zi-Zheng²⁾ Hu Guo-Jie¹⁾

¹⁾ (*Institute of Telecommunication and Navigation Satellites, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China*)

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

(Received 9 March 2021; revised manuscript received 6 May 2021)

Abstract

Solar array is a power source of spacecraft, which is often damaged by the impact of micrometeoroids and space debris, resulting in the decrease of output power of solar array. The degradation law of volt-ampere characteristic for spacecraft solar arrays under orbital debris hypervelocity impact is investigated by using a two-stage light gas gun. The volt-ampere characteristics of the solar arrays under different impact velocities, projectile diameters and impact positions are studied. A total of 12 shots are carried out, of which 5 shots are invalid due to the impact of the projectile carrier on the specimen, and 7 shots are valid. The experimental results show that the diameter, impact velocity, and impact position of the projectile all have a great influence on the volt-ampere characteristics, and the damage morphology generated by the ground simulation test is in line with the in-orbit flight test results. The relationship between the failure area of the solar arrays and the area of the spalling area, the perforation area, the kinetic energy of the projectile as well as the impact position are analyzed. It is found that the ratio of failure area to peeling area is between 7 and 37, and the ratio of failure area to perforation area is between 50 and 150. The failure area in the center of the solar cell is significantly larger than that on the edge or at the connection of the solar cell. Failure area of solar array ΔS_{SA} and the cube root of kinetic energy E ($E = \pi\rho d^3 v^2/12$) is consistent. In order to establish the accurate equation of power loss area with projectile diameter and impact velocity, in this paper it is assumed that there is a power exponential relationship among them, and then solve the undetermined coefficient by the data fitting method. Finally, we establish the power loss ΔP_{max} equation and failure area ΔS_{SA} equation suitable for domestic solar array. The equation will be $\Delta P_{max} = 0.047dv^{2/3}$, $\Delta S_{SA} = 260dv^{2/3}$ when the impact occurs in the center of the cell, and $\Delta P_{max} = 0.033dv^{2/3}$, $\Delta S_{SA} = 180dv^{2/3}$ when the impact occurs on the edge or at the connection of the solar cell. The prediction error of the equation is in a range of 13.3%, and the average deviation is 7.6%. This equation can be used to describe the function relationship between the power loss or failure area of the solar arrays and the diameter, impact velocity and impact position of the projectile under the condition of 0° impact angle. The research method in this paper can be used as a reference for the performance degradation assessment of Chinese spacecraft solar panels under the hypervelocity impact of orbital debris, the established power loss equation and failure area equation can predict the law of power decline and failure area of solar array caused by space debris, and the results have important application value for Chinese aerospace engineering.

Keywords: solar arrays, hypervelocity impact, volt-ampere characteristic, power loss equation, failure area equation, orbital debris

PACS: 88.40.hj, 81.70.Bt, 88.40.H-, 88.40.jj

DOI: 10.7498/aps.70.20210458

* Project supported by the Specialized Research Program for the Protection against Space Debris of China (Grant No. KJSP06209).

† Corresponding author. E-mail: 462840102@qq.com