

微米级空间碎片撞击太阳能电池研究

马子良, 杨继运, 李宇, 曹燕, 徐坤博

(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: **目的** 评估航天器太阳能电池阵遭遇微米级空间碎片撞击后性能的下降程度。**方法** 利用激光驱动飞片发射系统针对硅太阳能电池开展系统的试验工作,对太阳能电池机械损伤特性及伏安特性进行测试。利用ORDEM2000软件计算航天器所在轨道的碎片通量和速度。结合试验结果,计算航天器太阳能电池阵因微米级空间碎片撞击引起的最大输出功率衰减率。**结果** 太阳能电池最大输出功率衰减率与溅射区直径呈二次函数关系,与表面污染率近似相等。未来5年天宫一号所在轨道航天器太阳能电池因微米级空间碎片撞击引起的最大输出功率衰减率为0.45%。**结论** 利用该研究结果可以预计航天器太阳能电池因微米级空间碎片撞击引起的最大输出功率衰减率,为航天器总体设计提供技术支持。

关键词: 微米级空间碎片;激光驱动飞片系统;太阳能电池;伏安特性;ORDEM2000

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2015.03.009

中图分类号: TJ86 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2015)03-0049-04

Research of Micron-sized Space Debris Impacting on Solar Cells

MA Zi-liang, YANG Ji-yun, LI Yu, CAO Yan, XU Kun-bo

(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 10094, China)

ABSTRACT: **Objective** To evaluate the performance degradation degree of solar cell arrays of spacecrafts after impacted by micron-sized space debris. **Methods** Single impact and cumulate impact tests were carried out for the silicon solar cells using the laser-driven flyer system. Their characteristics, including mechanical damage characteristics and volt-ampere characteristics were measured and compared after tests. Cumulative flux and speed of Tiangong 1st orbital debris were calculated by ORDEM 2000. Taking the test results into account, the attenuation rate of maximum output power caused by micron-sized space debris were obtained for the solar cell arrays of spacecrafts. **Results** The results showed that the attenuation rate of maximum output power could be presented by quadratic function of the diameter of splash region, which approached the surface contaminated rate of solar cells. The attenuation rate of maximum power of the solar cell arrays for spacecrafts in Tiangong 1st orbit would be 0.45% in next 5 years.

收稿日期: 2015-01-20; 修订日期: 2015-02-15

Received: 2015-01-20; Revised: 2015-02-15

基金项目: 国防科工局空间碎片专项(K0201410)

Fund: Supported by Space Debris Special Fund of State Administration of Science, Technology and Industry for National Defence, PRC(K0201410)

作者简介: 马子良(1990—),男,黑龙江安达人,硕士研究生,主要研究方向为空间碎片试验方法及防护。

Biography: MA Zi-liang (1990—), Male, from Anda, Heilongjiang, Master graduate student, Research focus: space debris test methods and its protection.

Conclusion The attenuation rate of maximum output power of the solar cell arrays for spacecrafts caused by micron-sized space debris could be estimated using this research result, which provides technical support for system design of spacecrafts.

KEY WORDS: micron space debris; laser-driven flyer system; solar cell; volt-ampere characteristics; ORDEM2000

作为航天器的重要组成部分之一,太阳电池阵在轨展开的面积非常大,且完全暴露在空间环境中;另一方面,空间碎片数量随其尺寸的减小呈几何级增长,在轨航天器与微米级空间碎片碰撞几乎成为必然事件。天基在轨试验(如长期暴露装置 LDEF^[1])是获得空间碎片撞击效应最直接的方法。在众多的地面模拟撞击试验手段中,除二级轻气炮常用作模拟毫米级空间碎片撞击效应外^[2],粉尘静电加速器、电炮、等离子体加速器和激光驱动飞片系统等被用来开展微米级空间碎片超高速撞击效应研究^[3]。激光驱动飞片技术是用高功率脉冲激光辐照固体膜层,烧蚀一部分膜层,并产生高温高压等离子体,利用等离子体的高压驱动剩余的膜层高速飞行,以此模拟微米级空间碎片^[4]。

空间碎片对太阳电池的超高速撞击会导致太阳电池产生短暂性或永久性短路,撞击往往产生高密度等离子体,诱发太阳电池放电^[5-6]。研究表明,太阳电池短路电流的变化主要是由于撞击引起的太阳光透过率减小而形成的,而开路电压的衰减与透射率以及太阳电池内部半导体材料的损伤相关,且微小碎片造成的穿孔所引起的太阳电池性能下降可以忽略不计^[7-8]。

文中利用激光驱动飞片模拟微米级空间碎片,针对太阳电池开展试验,获得最大输出功率衰减率与空间碎片动能的关系,结合航天器特定轨道上的通量,研究太阳电池在微米级空间碎片撞击下的损伤规律,可为航天器电源总体设计提供参考。

1 理论分析

太阳电池等效电路由产生恒定电流 I_{ph} 的电源、一个与之相并联的非光敏二极管、电阻为 R_L 的负载及太阳电池的串联电阻 R_s 和并联电阻 R_{sh} 组成^[9]。太阳电池伏安特性函数为:

$$I_L = I_{ph} - J_0 \left[\exp \frac{q(V_L + I_L R_s)}{A k t} - 1 \right] - \frac{V_L + I_L R_s}{R_{sh}} \quad (1)$$

式中: I_L 为负载电流; I_{ph} 为太阳电池受光照后产生的光生电流; J_0 为反向饱和电流密度; q 为电子电荷; V_L 为负载电压; R_s 为串联电阻; R_{sh} 为并联电阻; A 为曲线

拟合因子; k 为玻尔兹曼常数; t 为工作温度(功率温度系数约为 $-0.4\%/^{\circ}\text{C}$)。

太阳电池输出功率 $W_L = I_L^2 \times R_L$, 经微米级空间碎片撞击后, 如果碎片未穿透玻璃盖片, 即内部半导体材料未发生损伤, 则 J_0, R_s, R_{sh} 均不改变, 因此 V_L 不变。在相同工作温度 t 下, 负载电流 I_L 只与光生电流 I_{ph} 有关, 即与玻璃盖片透过率有关。如果太阳电池内部半导体材料发生损伤, 则影响输出功率的因素较多, 难以预估。

2 太阳电池撞击试验

试验采用的硅太阳电池尺寸为 $20 \text{ mm} \times 40 \text{ mm}$, 太阳电池表面覆盖玻璃盖片。使用 Nd:YAG 激光器发射脉宽为 10 ns , 能量为 2 J 以内的激光, 经分束镜、扩束镜、聚焦镜后入射至飞片靶(玻璃基底上镀铝膜), 驱动出飞片撞击到太阳电池上, 完成 1 次试验, 激光驱动飞片系统如图 1 所示。调整飞片靶位置及激光器输出能量, 进行下一个试验。飞片测速方法参考文献[10]。

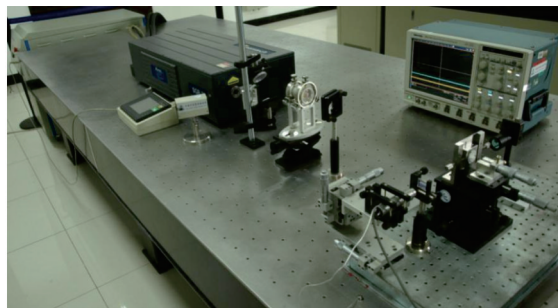


图1 激光驱动飞片系统

Fig.1 Installation of laser-driven flyer plates

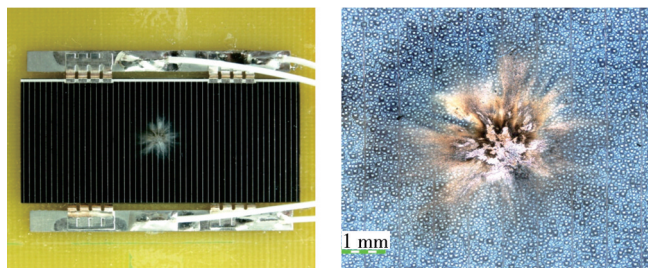
撞击试验参数包括飞片的厚度、直径和速度。采用 2 种飞片厚度 ($5.5, 8.5 \mu\text{m}$)、3 种飞片直径 ($0.8, 1.0, 1.2 \text{ mm}$) 和 5 个速度区间 ($3\sim 5, 5\sim 6, 6\sim 7, 7\sim 8, 8\sim 10 \text{ km/s}$) 开展撞击试验, 以此获得不同动能的飞片, 共进行了 29 次试验。

采用 OLYMPUS 激光扫描共聚焦显微镜观测撞击区域的表面形貌, 并对样品撞击区域进行中心撞击区直径、溅射区直径及部分中心撞击坑坑深的测量。利用 ABET Sun2000 型太阳模拟器进行伏安特性测试, 测试按照《航天用太阳电池电性能测试方法》^[11] 执行。

3 太阳电池损伤特性

3.1 机械损伤特性

飞片撞击太阳电池表面后的形貌大致成中心对称分布,由内到外可分为中心撞击区和溅射区两个部分。溅射区直径与飞片直径之比 D_s/D_f 的范围为 3.395~7.425。飞片撞击到太阳电池后未出现明显的撞击坑,如图2所示。



a 太阳电池样品

b 撞击区域放大形貌

图2 太阳电池单次撞击形貌(飞片厚度为 $5.5 \mu\text{m}$, 飞片直径为 1.2 mm , 飞片速度为 4.10 km/s)

Fig.2 Morphology of single impact on solar cell (flyer thickness $5.5 \mu\text{m}$, flyer diameter 1.2 mm , flyer velocity 4.10 km/s)

将溅射区直径与飞片动能进行数据拟合,得到:

$$D_s = 6595E^{0.28} \quad (2)$$

式中: D_s 为溅射区直径, μm ; E 为飞片动能, J 。

式(2)与等离子加速器驱动球形粒子撞击太阳电池试验获得的结果类似^[12]:

$$D_{\text{co-max}} = 7128E^{0.35} \quad (3)$$

式中: $D_{\text{co-max}}$ 为贝壳状碎裂区直径最大值, μm ; E 为粒子动能, J 。

由此可知,微米级空间碎片撞击太阳电池损伤区域直径主要与碎片动能有关,对碎片形状不敏感,如图3所示。

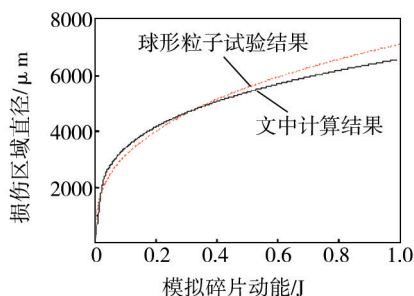


图3 损伤区域直径随模拟碎片动能变化曲线^[11]

Fig.3 Correlation between damaged region diameter and kinetic energy of simulated space debris

3.2 伏安特性

如图4所示,最大输出功率衰减率与溅射区直径呈二次曲线关系:

$$\Delta W \times 100\% = 0.0011D_s^2 \quad (4)$$

式中: ΔW 为最大输出功率衰减率; D_s 为溅射区直径, mm 。

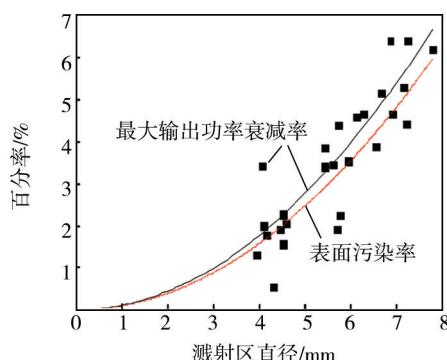


图4 最大输出功率衰减率拟合曲线

Fig.4 Fitting curve of attenuation rate of solar cell maximum output power and its deviation analysis

最大输出功率衰减率与太阳电池表面污染率(根据溅射区直径计算得到的污染面积与太阳电池面积(800 mm^2)的比值)接近。由此证明,在太阳电池玻璃盖片未穿透时,最大输出功率衰减率主要受玻璃盖片透过率影响,约等于太阳电池表面污染率。

由式(2),(4)可得:

$$\Delta W \times 100\% = 0.0478E^{0.56} \quad (5)$$

同时发现,溅射区直径较小($\leq 5 \text{ mm}$)时,太阳电池最大输出功率对应的最佳工作电压 $V_{P_{\text{max}}}$ 和最佳工作电流 $I_{P_{\text{max}}}$ 与试验前相比下降程度类似;溅射区直径较大($> 5 \text{ mm}$)时, $I_{P_{\text{max}}}$ 下降程度明显大于 $V_{P_{\text{max}}}$ 。相关研究表明,随着太阳电池表面污染面积的增加,短路电流比开路电压对太阳光透过率的减小更为敏感^[13]。

4 计算实例

航天器在轨期间,空间碎片往往以累积撞击方式对相关组件进行破坏,因此针对不同累积撞击模式进行了研究。试验采用了两种累积撞击模式:多次撞击某一点;多次撞击不同点。以3次撞击为例,分别选取飞片厚度为 $5.5 \mu\text{m}$, 飞片直径为 1.2 mm , 飞片速度范围为 $6 \sim 7 \text{ km/s}$ 的撞击参数进行两种撞击模式的试验。试验结果:3次相同点撞击和3次不同点撞击的开路电压衰减率分别为 1.50% , 2.51% ;短路电流衰减率

分别为3.16%,8.16%;最大输出功率衰减率分别为3.97%,10.80%。

可以看出,不同点累积撞击后太阳电池的伏安特性比相同点累积撞击情况退化得严重。微米级空间碎片多次撞击到航天器相同点的可能性很小,在计算中假定空间碎片以多次撞击不同点进行累积撞击,即损伤区域不重合,以模拟累积撞击较为严重的情况。由此得到累积撞击模式下太阳电池最大输出功率衰减率为:

$$\Delta W = \sum_{i=a}^b 0.0478 \left(\frac{1}{2} m_i v_i^2 \right)^{0.56} N_i \quad (6)$$

表1 天宫一号非交会对接期轨道空间碎片通量

Table 1 Flux of space debris on Tiangong 1st orbit during non-*rendezvous* and docking period

(m²·a)

年份	碎片直径/ μm							
	1~10	10~20	20~50	50~100	100~200	200~300	300~400	400~500
2015	36 188.4	592	445.1	188.6	100.8	15.73	2.87	0.79
2016	54 099.2	776	530	208.3	107.6	16.63	3.05	0.85
2017	56 860.5	931	687.5	288.3	154.3	24.21	4.44	1.23
2018	48 252.6	770	563	232.5	121.9	18.84	3.44	0.95
2019	42 150.1	696	521.1	218.4	114.7	17.65	3.22	0.89

1 cm以下空间碎片的平均密度为 $2.8 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$ ^[15]。假定空间碎片为球形,即认为ORDEM2000中碎片尺寸*i*在碎片直径*d*为1~10 μm 时,等分为10个区间;10~200 μm 时,等分为19个区间;200~300 μm 时,等分为5个区间;300~400 μm 时,等分为2个区间;400~500 μm 时,只分为1个区间;*d*取相应区间上下限的平均值。将以上数据代入式(6),得到未来5年该轨道航天器太阳电池因微米级空间碎片撞击引起的最大输出功率衰减率为0.45%。

5 结语

文中利用激光驱动飞片技术模拟微米级空间碎片,对硅太阳电池开展撞击试验,精确测量了撞击区域的三维参数,并结合伏安特性变化进行分析。比较了不同累积撞击模式的优劣,提出基于飞片动能预估太阳电池遭遇微米级空间碎片撞击后最大输出功率衰减率的方法。利用相关软件获得轨道碎片通量和速度后,可以预估航天器在轨期间由微米级空间碎片撞击导致的太阳电池阵最大输出功率衰减率。

参考文献:

[1] HÖRZ F, BERNHARD R P, SEE T H, et al. Metallic and

式中:*a*,*b*分别为碎片尺寸的下、上限;*m_i*为*i*尺寸碎片的质量;*v_i*为*i*尺寸碎片的速度;*N_i*为800 mm²(试验采用的太阳电池面积)面积内*i*尺寸碎片的通量。

以天宫一号(非交会对接期轨道高度为382 km,轨道倾角为42.8°^[14])为例,利用ORDEM2000软件获得该轨道2015—2019年尺寸在1~500 μm 之间的空间碎片通量和速度,见表1。其中尺寸为1~10 μm 碎片的速度ORDEM2000并未提供,假定其与尺寸10~100 μm 碎片的速度相等。由于尺寸在500 μm 以上的碎片通量小,对太阳电池表面损伤较小^[7],因此文中不做研究。

Oxidized Aluminum Debris Impacting the Trailing Edge of the Long Duration Exposure Facility (LDEF) [J]. Space Debris, 2000, 2(1): 51—66.

[2] AKAHOSHI Y, NAKAMURA T, FUKUSHIGE S, et al. Influence of Space Debris Impact on Solar Array under Power Generation[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35(12): 1678—1682.

[3] 杨继运, 龚自正, 张文兵, 等. 微米级空间碎片超高速撞击地面试验技术的研究进展[J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1112—1115.

YANG Ji-yun, GONG Zi-zheng, ZHANG Wen-bing, et al. Progress in Hypervelocity Impact Test Techniques for Micron-sized Space Debris[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(4): 1112—1115.

[4] 董洪建, 童靖宇, 黄本诚. 真空环境下空间碎片超高速撞击试验研究[J]. 真空科学与技术学报, 2004, 24(2): 109—112. DONG Hong-jian, TONG Jing-yu, HUANG Ben-cheng. Impact Simulation of Hypervelocity Space Debris in Vacuum Environment[J]. Vacuum Science and Technology, 2004, 24(2): 109—112.

[5] SCHNEIDER E, Micrometeorite Impact on Solar Panels[C]// Proceedings of the 5th European Symposium: 'Photovoltaic Generators in Space'. The Netherlands: Scheveningen, 1986.

[6] LEE N, CLOSE S, GOEL A, et al. Theory and Experiments

(下转第74页)

- [8] VAUGHN J A, LINTON R C, FINCKENOR M M, et al. Evaluation of Atomic Oxygen Effects on Metals and Optical Thin Films on EOIM-3[C]// AIAA Space Programs and Technologies Conference. Huntsville, 1993.
- [9] PETTIGREW P J, RAIKER G N, GREGORY J C. Determination of the Reactivity of Copper with Atomic Oxygen[C]// AIAA Space Programs and Technologies Conference. Huntsville, 1995.
- [10] RICART J M, TORRAS J, ILLAS F, et al. Bonding of Atomic Oxygen to Cu (100) and Ag (100) Surfaces: a Study of the Interaction[J]. Surface Science, 1994, 307-309: 107-112.
- [11] 多树旺, 李美栓, 张亚明, 等. 银在原子氧环境中的氧化行为[J]. 稀有金属材料与工程, 2006, 35(7): 1057-1060.
- DUO Shu-wang, LI Mei-shuan, ZHANG Ya-ming, et al. The Oxidation Behaviour of Polycrystalline Silver Films by Atomic Oxygen[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2006, 35(7): 1057-1060.
- [12] 张蕾, 严川伟, 屈庆, 等. $\text{TiO}_2\text{-K}_2\text{SiO}_3$ 无机涂层对空间材料 Ag 的防护行为研究[J]. 化学学报, 2003, 61(9): 1369-1374.
- ZHANG Lei, YAN Chuan-wei, QU Qing, et al. Study on the Protection of $\text{TiO}_2\text{-K}_2\text{SiO}_3$ Inorganic Coatings for Ag Used in Space[J]. Acta Chimica Sinica, 2003, 61(9): 1369-1374.
- [13] 李中华, 李丹明, 王敬宜, 等. 原子氧对金属铜的作用[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(1): 18-21.
- LI Zhong-hua, LI Dan-ming, WANG Jing-yi, et al. The Interaction of Atomic Oxygen with Copper[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2008, 25(1): 18-21.
- [14] 钱柏太, 沈自求. 控制表面氧化法制备超疏水 CuO 纳米花膜[J]. 无机材料学报, 2006, 21(3): 747-752.
- QIAN Bai-tai, SHEN Zi-qiu. Super-hydrophobic CuO Nanoflowers by Controlled Surface Oxidation on Copper[J]. Journal of Inorganic Materials, 2006, 21(3): 747-752.
- [15] 宋明玉, 李继军, 吴耀德, 等. 制备金属铜基底超疏水性表面试验研究[J]. 长江大学学报(自然科学版), 2009, 6(1): 29-30.
- SONG Ming-yu, LI Ji-jun, WU Yao-de, et al. A Study of Shape Control for Thin Walled Structure Based on Laminated Piezoelectric Actuators[J]. Journal of Yangtze University (Nat Sci Ed), 2009, 6(1): 29-30.
- [16] 周健松, 阎逢元. 铜及其氧化物填充 UHVIWPE 力学摩擦学性能研究[J]. 工程塑料应用, 2004, 32(8): 15-18.
- ZHOU Jian-song, YAN Feng-yuan. Study on Mechanical and Tribological Properties of Copper and Copper Oxides Filling Uhmwpe Composites[J]. Engineering Plastics Application, 2004, 32(8): 15-18.
- +++++
- (上接第 52 页)
- Characterizing Hypervelocity Impact Plasmas on Biased Spacecraft Materials[J]. Physics of Plasmas, 2013, 20(3): 032901-1-032901-9.
- [7] 李宏伟. 微小空间碎片撞击效应研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院(空间科学与应用研究中心), 2010.
- LI Hong-wei. Research of Small Space Debris Impact Effect [D]. Beijing: Graduate School of Chinese Academy of Sciences (Center for Space Science and Applied Research), 2010.
- [8] 黄建国, 刘丹秋, 高著秀, 等. 空间微小碎片累积撞击损伤效应加速模拟研究[J]. 物理学报, 2012, 61(2): 571-575.
- HUANG Jian-guo, LIU Dan-qiu, GAO Zhu-xiu, et al. Simulation of Cumulated Microimpacts of Micro Debris to Solar Cells and Function Degradation[J]. Acta Physica Sinica, 2012, 61(2): 571-575.
- [9] 彭成荣. 航天器总体设计[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2011.
- PENG Cheng-rong. System Design for Spacecraft[M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2011.
- [10] 牛锦超, 龚自正, 陈荣, 等. 一种非接触式微小飞片速度原位测量技术[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(4): 426-430.
- NIU Jin-chao, GONG Zi-zheng, CHEN Rong, et al. A New Kind of Velocity In-situ Measuring Technique for Laser-driven Flyer System[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(4): 426-430.
- [11] GB/T 6494-1986, 航天用太阳电池电性能测试方法[S].
- GB/T 6494-1986, Measurement Procedures for Electrical Characteristics of Astronautic Solar Cells[S].
- [12] HUANG J G, HAN J W, CAI M H, et al. Study of Space Microimpacts on Solar Cells and Evaluation of Resultant Degradation[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(2): 380-383.
- [13] 贾巍, 黄三玻, 倪家伟, 等. 月尘累积对太阳电池阵电帘除尘效率影响的实验研究[J]. 航天器环境工程, 2014, 31(2): 182-185.
- JIA Wei, HUANG San-bo, NI Jia-wei, et al. Experimental Study of Dust Removal Efficiency of Transparent Electric Curtain for Solar Array under Lunar Dust Deposition[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(2): 182-185.
- [14] 周建平. 天宫一号/神舟八号交会对接任务总体评述[J]. 载人航天, 2012, 18(1): 1-5.
- ZHOU Jian-ping. A Review of Tiangong-1/Shenzhou-8 Rendezvous and Docking Mission[J]. Manned Spaceflight, 2012, 18(1): 1-5.
- [15] KESSLER D J, REYNOLDS R C, ANZ-MEADOR P D. Orbital Debris Environment for Spacecraft Designed to Operate in Low Earth Orbit[R]. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration, 1989.