

太阳能电池阵等离子体环境下功率泄漏试验研究

王健, 王志浩, 刘业楠, 冯伟泉, 徐焱林

(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: **目的** 确定太阳能电池空间等离子环境下的功率泄漏特性参数。**方法** 在地面模拟等离子环境下, 测量太阳能电池阵收集电流随偏置电压的变化规律, 再根据计算模型估算太阳能电池阵空间环境下的功率泄漏数值。**结果** 太阳能电池收集电流随偏置电压的增大而增大, 达到一定阈值后, 发生收集电流突变现象, 实际测试电流值大于 100 mA, 功率泄漏百分比大于 14.3%。辉光放电伴随收集电流突变过程, 等离子体鞘层从太阳能电池的导体部分扩展到介质部分; 收集电流突变发生后, 测量电池暗特性, 未发现明显损伤。**结论** 针对未来高电压大功率太阳能电池阵, 应采用功率泄漏试验, 检验其功率泄漏特性, 建议综合考虑多方面的因素规避发生收集电流突变风险。

关键词: 太阳能电池阵; 等离子体; 功率泄漏; 收集电流突变

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.03.005

中图分类号: V416

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)03-0027-05

Power Leakage Test of Solar Cell Array in Plasma Environment

WANG Jian, WANG Zhi-hao, LIU Ye-nan, FENG Wei-quan, XU Yan-lin
(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

ABSTRACT: The work aims to determine the power leakage characteristic parameters of solar cells in space plasma environment. The collected current of solar cell array changing with bias voltage was measured in ground simulated plasma environment, and then the power leakage value of solar cell array in the space environment was estimated according to the calculation model. The collected current of solar cells increased with the increase of bias voltage, and the snapover occurred after reaching certain threshold. The measured current was more than 100 mA and the power leakage percentage was more than 14.3%. With glow discharge accompanied by the snapover, the plasma sheath expanded from the conductor part of solar cells to the dielectric part. When the snapover was over, the dark characteristics of solar cells were measured. No obvious damage was found. For the future high-voltage and high-power solar cell array, the power leakage test should be done to test its power leakage characteristics. It is suggested that comprehensive consideration of various factors should be taken to avoid the risk of snapover.

KEY WORDS: solar cell array; plasma; power leakage; snapover

根据朗缪尔探针理论, 暴露于等离子体环境中的导体表面, 与环境中的带电粒子相互作用, 吸收或者排斥等离子体中的带电粒子, 形成收集电流^[1]。LEO 环境中的航天器, 其导体部分会形成与环境中等离子

体的电流。该电流与航天器的电源系统构成并联关系, 消耗电源系统功率, 造成功率泄漏问题, 放电还能造成太阳能电池损伤^[2]。

包含导体和介质的组件处于等离子体环境下,

收稿日期: 2019-09-28; 修订日期: 2019-11-07

Received: 2019-09-28; Revised: 2019-11-07

作者简介: 王健(1984—), 男, 黑龙江人, 工程师, 主要研究方向为空间环境效应试验评价。

Biography: WANG Jian (1984—), Male, from Heilongjiang, Senior engineer, Research focus: effect of space environment test evaluation.

导体会收集介质表面产生的二次电子，如果导体相对于等离子体的电压达到某一临界值，收集电流会在短时间内急剧增加，往往还伴随着清晰可见的辉光放电^[3-6]。这种伴随着辉光放电的强电荷收集效应，从现象上观察好像是整个试样都变成了能够收集电荷的导体，就是收集电流突变（国外一般称之为snapover）^[7-8]。由于收集电流发生突变时，收集电流急剧增加，使得航天器电源系统的输出功率急剧下降，影响航天器正常工作。

对太阳能电池阵功率泄漏问题的研究最初采用朗缪尔探针模型进行等效和简化，这种模型被证实是在低母线电压的情况下是适用的，但对于复杂结构高压太阳能电池阵，国外一般采用带电仿真分析软件进行计算，分析泄漏电流特性^[9]。对于收集电流突变，无法采用仿真的方式进行模拟，因此进行地面模拟试验，评估一定设计及工艺约束条件下太阳能电池阵的功率泄漏特性，给出参考的功率泄漏数值，就成为评估太阳能电池等离子体环境适应性的重要手段。

目前对于太阳能电池空间等离子环境下的功率泄漏问题，国内外多家研究机构都给出了具体的要求。ISO-CD-11221 给出了具体的试验方法，该标准明确要求应对可能发生的收集电流突变进行评估^[10]。ECSS-E-ST-20-06 规定当低轨道航天器采用高压母线时，应通过模拟试验的方式获得太阳能电池阵功率泄漏的百分比，并告知用户^[11]。NASA 指南 TP-212287 认为收集电流可能较大，应特别注意电推进及使用等离子体接触器的情况^[3]。美国格林中心曾利用国际空间站太阳能电池进行试验，发生了收集电流突变现象，产生的热量烧焦了试样上的聚酰亚胺材料。文中采用硅太阳能电池样品，进行了测试研究。

1 试验

选用硅太阳能电池阵试样，试样包含 4 串各 7 片太阳能电池片，电池片尺寸为 160 mm×150 mm。太阳能电池片固定在铝蜂窝基板上，基板尺寸为 260 mm×240 mm。试验时，将电池阵的正极和负极短接，连接到外部的测量电路，如图 1 所示。给定电源输出偏压

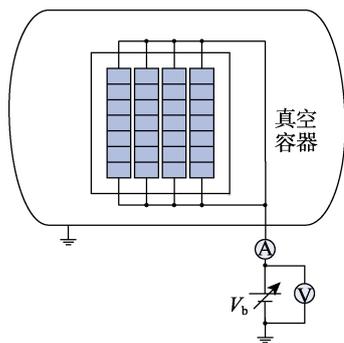


图 1 功率泄漏试验原理
Fig.1 Principle of power leakage test

V_b ，测量太阳能电池阵试样的收集电流 I_c 。

利用北京卫星环境工程研究所的 CFD-P 环境模拟设备进行试验，试验容器（如图 2 所示）是一个直径为 1.5 m、长度为 3 m 的圆柱空腔。使用分子泵（安装在转接法兰的另一侧）使容器内的工作真空压力维持在 10^{-2} Pa 量级，使用微波电子回旋共振（ECR）型等离子体源，安装在真空容器轴线的封头上，通过直径为 250 mm 的插板阀与真空容器相接。采用朗缪尔探针测量等离子体的参数。该设备能够提供的典型等离子体环境参数为：参考 LEO，等离子体密度为 $10^{10} \sim 10^{13} \text{ m}^{-3}$ ^[12]；等离子体温度为 0~10 eV。

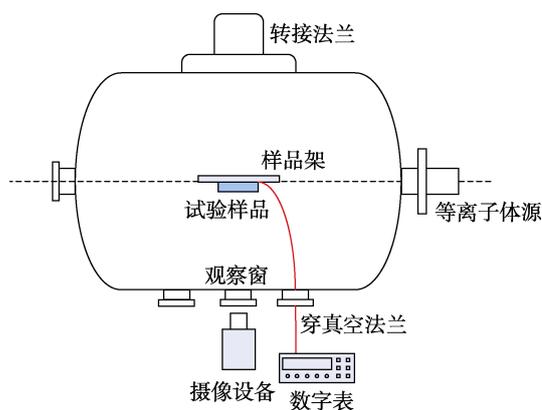


图 2 试验系统
Fig.2 Test system

如图 2 所示，将试样引线通过真空法兰连接到真空容器外部的数字表上，使用 Keithley 公司型号为 2400 的数字表。该数字表内含电源模块，可对测量对象加载电压，并测量回路中的电流，加载电压的范围为 0~210 V，电流测量范围为 0~0.1 A。使用摄像设备，通过石英玻璃观察窗记录太阳能电池样品的试验过程。试验中，采用等离子体密度为 $1.05 \times 10^{13} \text{ m}^{-3}$ ，等离子体温度为 6.4 eV 的环境参数进行。

2 试验结果和分析

2.1 泄漏电流

使用同一块试样进行两次试验测试。偏置电压与泄漏电流的变化关系如图 3 所示，太阳能电池阵试样的收集电流随着偏置电压的增大而增大。偏置电压较低时，收集电流量值较小，约为毫安量级，功率泄漏情况较为缓和，是“慢”功率泄漏；当偏置电压升高至一定阈值时，收集电流急剧增加，大于 100 mA，是“快”功率泄漏。另外，前后两次试验收集电流突变阈值存在着较大的差异，第一次试验的电压阈值为 210 V（与文献[13]的试验结果相近），第二次试验的电压阈值为 300 V。同一块试样，前后两次的阈值电压相差高达 90 V，推测主要原因是试样的状态在第一次放电之后发生了变化，导致阈值升高。

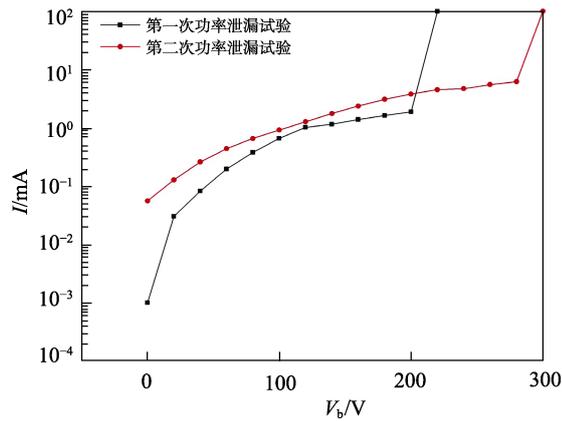


图 3 两次功率泄漏试验收集电流随偏置电压的变化
Fig.3 Collected current during two power leakage tests changing with bias voltage

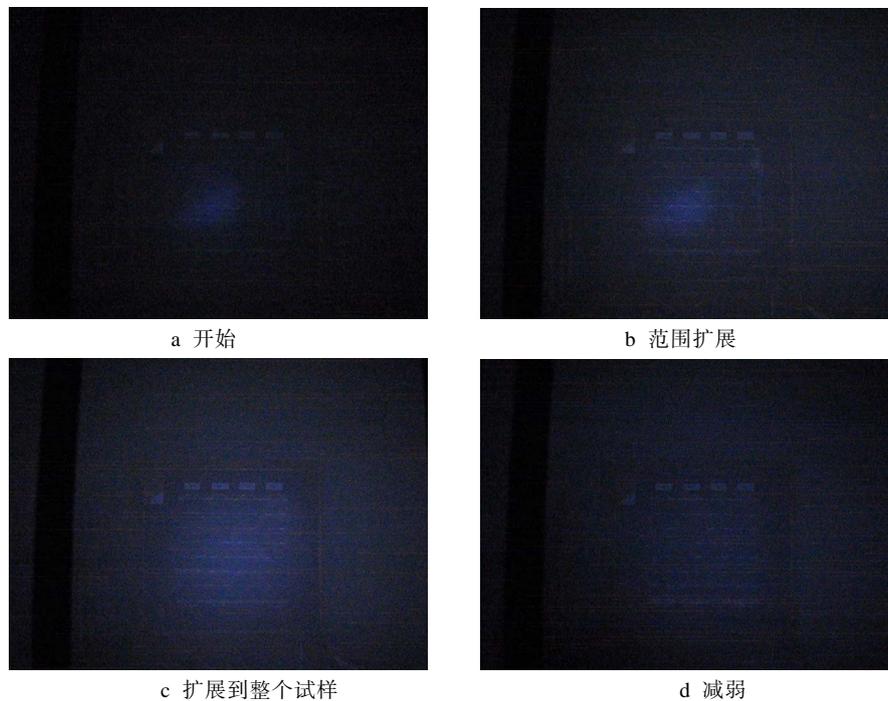


图 4 辉光放电

Fig.4 Glow discharge: a) beginning; b) expanding; c) around the whole sample; d) weakening

上述辉光放电现象与收集电流增加及太阳能电池三结合处放电^[14]密切相关。首先,由于二次电子发射使得介质表面电压为正,实际上相当于等离子体鞘层从导体部分扩展到邻近的介质部分。随着鞘层的不断增大(可以从辉光放电现象中得到印证),导体能够收集到的电子也越来越多,因此电流在一定时间内急剧增大。另一方面,随着介质表面电压增高,鞘层的厚度也随之增大(试验中从侧面清晰地看到辉光放电区域扩大),因此导体收集电子的空间增大,所以收集电流也随之增大,直到辉光扩展至整个试样范围最后消失。

2.3 对试样暗特性的影响

暗特性是太阳能电池的重要性能指标,通常可通过

2.2 辉光放电

试验记录了第一次试验中,当偏置电压达到阈值时,观察窗中的辉光放电现象,如图 4 所示。整个放电过程持续了将近 1 min,收集电流突变现象发生时,在试样的左下方出现了微弱的辉光放电(见图 4a)。随后范围逐渐大(见图 4b),此时已经依稀可以分辨出试样的金属互连片,但辉光放电较为强烈的部分仍然集中在初始出现辉光放电的区域。随着辉光放电强度增强,整个试样都笼罩在蓝色的辉光中(见图 4c),此时金属互连片处辉光非常明显。最后太阳能电池片处的辉光逐渐减弱,金属互连片处依稀还有少许辉光(见图 4d),然后继续减弱,直至完全消失。

测量暗特性变化考察其性能的变化。在试验前后分别测量试样每一串的暗特性数据,绘制伏安特性曲线,如图 5 所示。

对比上述 4 串太阳能电池样品试验前后的暗特性曲线可知,太阳能电池阵试样的暗特性在试验前后无明显变化。无光照等离子环境下,太阳能电池等效电路如图 6 所示。在无光照情况下,太阳能电池可以等效为虚线内的二极管与两个电阻串并联的结构^[10]。其中 R_{sh} 是并联分流电阻, R_s 是串电阻。功率泄漏试验时, P、N 极短接,再与电源正极相连,等离子体环境近似地简化为等离子体电阻 R_p 。在收集电流突变发生之前,偏置电压近似地与收集电流呈线性关系。此时由于 P、N 极等电位,通过太阳能电池片的泄漏电流非常小,绝大部分收集电流仅通过汇流条(如流经 R_p 电流),因

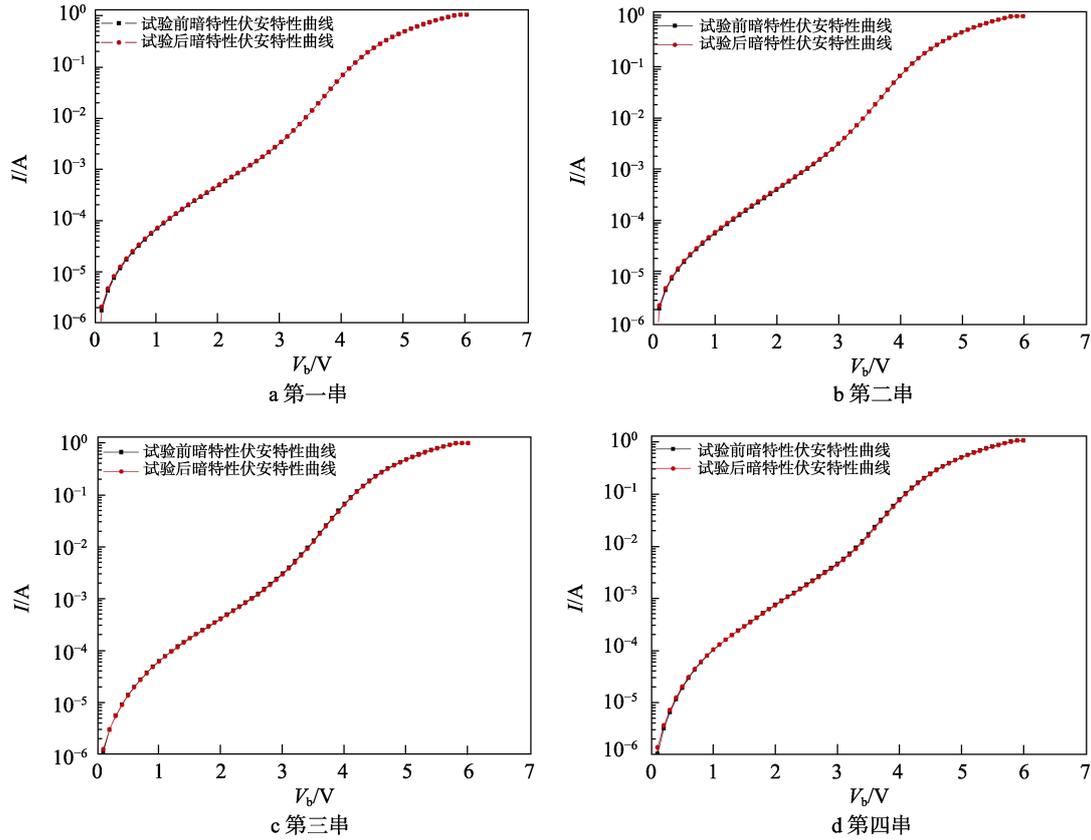


图5 太阳能电池试验前后伏安特性曲线

Fig.5 Curves of the I-V characteristics before and after solar cell test:a) first string; b) second string; c) third string; d) fourth string

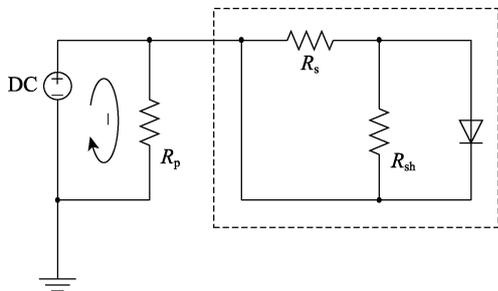


图6 无光照等离子环境下太阳能电池等效电路 (包含外部直流电源)

Fig.6 The equivalent circuit of a solar cell in dark plasma conditions with an external DC power supply

此太阳能电池试样性能产生退化的可能性较小。

2.4 太阳能电池阵功率泄漏百分比计算

根据试样之前的实测光特性曲线, 单片太阳能电池最大功率点的输出电压 V_{max} 为 0.48 V, 最大功率点的输出电流为 I_{max} 为 0.324 A。设计公式 (1) 和 (2) 分别用于计算单片太阳能电池的平均损失功率和太阳能电池阵的泄漏功率百分比。

$$P_{avg} = \frac{\sum_{i=1}^N V_i I_i}{nN} \quad (1)$$

式中: P_{avg} 为单片太阳能电池泄漏功率, W; V_i 为第 i 次测量的偏置电压, V; I_i 为第 i 次测量的收集电流, A; n 为试样所包含的太阳能电池片数; N 为收集电流的测量次数。

$$P_l = \frac{P_{avg} \times N_s}{V_{bus} \times I_{max}} \times 100\% \quad (2)$$

式中: P_l 为太阳能电池阵功率泄漏百分比; N_s 为太阳能电池阵每串包含的电池片数; V_{bus} 为太阳能电池阵母线电压, V。

根据式 (1)、(2) 和试验实测数据计算当太阳能电池阵母线电压分别取 50、100、150、200、210 V 时的功率泄漏百分比, 见表 1。

表1 不同母线电压的太阳能电池阵功率泄漏百分比

Tab.1 Percentage of power leakage of solar cell array under different bus voltages

母线电压/V	单片泄漏功率/W	功率泄漏百分比/%
50	7.2×10^{-5}	0.05
100	0.0006	0.4
150	0.0020	1.3
200	0.0041	2.6
210	0.0223	>14.3

由表 1 数据可知, 太阳能电池阵功率泄漏的程度

随着母线电压的升高而加深。当发生收集电流突变时,功率损失高达 14.3%(由于计算时仅按照 100 mA 的设备最大量程代入计算,因此实际的功率泄漏数值要大于 14.3%),而空间实际的情况要严重得多。为了准确模拟空间实际功率泄漏特性,应对外接仪器和电路进行匹配性设计和计算,保证放电发生时测量回路的电路响应特性尽可能与实际情况一致。另外虽然本研究中通过暗特性测量未检查出明显的电池片损伤,但并不能证明收集电流突变不会造成电池片的损伤,还需要通过电路分析及试验测试深化研究。

3 结语

随着空间装备对能源需求的日益提高,高电压大功率太阳能电池阵的研制也被提上日程,功率泄漏问题会越发凸显,而功率泄漏试验作为一种有效的评估手段,能够对太阳能电池系统的防放电设计及工艺进行模拟验证,应予以重视。建议针对未来高电压大功率太阳能电池阵,采用功率泄漏试验检验其功率泄漏特性,并将收集电流突变作为试验终止条件,一旦收集电流突变发生,则试验不通过。防护方面应综合考虑材料、设计、工艺及电特性等多方面的因素,以较小的成本规避发生收集电流突变的风险。

参考文献:

- [1] 菅井秀郎. 等离子体电子工程学[M]. 北京: 科学出版社, 2002: 58-60.
- [2] KANSAI Hiro. Plasma Electronic Engineering[M]. Beijing: Science Press, 2002: 58-60.
- [3] FERGUSON D C, SNYDER D B, VAYNER B V, et al. Array Arcing in Orbit from LEO to GEO[C]// 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, USA, 1999.
- [4] FERGUSON D C, HILLARD G B. Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Guidelines[R]. NASA TP-212287, 2003.
- [5] HASTINGS D E, CHANG P. The Physics of Positively Biased Conductors Surrounded by Dielectrics in Contact with a Plasma[J]. Phys Fluids B, 1989, 1(5): 1123-1132.
- [6] STILLWELL R P, ROBISON R S, KAUFMAN H R. Current Collection from the pace Plasma through Defects in Solar Array Insulation[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1985, 22(6): 631-641.
- [7] CARUTH M R. Plasma Electron Collection through Biased Slits in a Dielectric[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1987, 24(1): 79-85.
- [8] FERGUSON D C, VAYNER B V, GALOFARO J T, et al. NASA GRC and MSFC Space-plasma Arc Testing Procedures[J]. IEEE Transactions on Plasma Sciences, 2006, 34(5): 1948 - 1958.
- [9] THOMSON C, GALOFARO J, FERGUSON D, et al. Investigation of the Snapover of Positively Biased Conductor in a Plasma[C]// 38th Aerospace Sciences Meeting Exhibit. Reno, 2000.
- [10] GALOFARO J T, FERGUSON D C, VAYNER B, et al. Inception of Snapover and Gas Induced Glow Discharges[C]// 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, 2000.
- [11] ISO11221, Space Systems—Space Solar Panels—Spacecraft Charging Induced Electrostatic Discharge Test Methods[S].
- [12] ECSS-E-ST-20-06C, Space engineering-Spacecraft charging[S].
- [13] ECSS-E-ST-10-04C, Space engineering-Space environment[S].
- [14] 师立勤, 刘四清, 郑惠南. 低轨道航天器高压太阳能电池阵电流泄漏效应分析计算[J]. 空间科学学报, 2012, 32(1): 130-135.
- [15] SHI Li-qin, LIU Si-qing, ZHENG Hui-nan. Analysis and Calculation for Current Leakage Effect of High Voltage Solar Array in LEO[J]. Chinese Journal of Space Science, 2012, 32(1): 130-135.
- [16] HOSODA S, OKUMURA T, KIM J, et al. Development of 400 V Solar Array Technology for Low Earth Orbit Plasma Environment[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2016, 34(5): 1126-1132.