

## 环境及其效应

## 温度对 GEO 轨道太阳电池阵静电放电影响规律研究

胡小锋<sup>1</sup>, 陈洪雨<sup>2</sup>, 范亚杰<sup>1</sup>, 王强<sup>2</sup>, 季启政<sup>3</sup>, 彭浩<sup>4</sup>, 谢喜宁<sup>1</sup>, 张权<sup>2</sup>

(1.陆军工程大学石家庄校区, 石家庄 050003; 2.石家庄科林电气股份有限公司, 石家庄 050003; 3.北京东方计量测试研究所, 北京 100083; 4.中国电子科技集团公司第十三研究所, 石家庄 050003)

**摘要:** 由于 GEO 轨道空间环境的特殊性, 温度、辐照电子能量和束流密度等环境因素会对处于该轨道的航天器太阳电池阵充放电效应造成影响, 为掌握 GEO 轨道太阳电池阵静电放电影响规律, 以航天器太阳电池阵为研究对象, 对太阳电池阵机理和研究现状进行分析的基础上, 设计了太阳电池阵静电放电试验电路, 确定了太阳电池阵静电放电试验参数与试验程序, 重点开展了一定电子能量和束流密度条件下环境温度因素对太阳电池阵静电放电特性试验研究, 获得了环境因素对太阳电池阵静电放电的影响规律。研究表明, 静电放电频率、放电电流幅值与环境温度相关, 温度越高, 放电频率越小, 放电电流幅值相应减小, 放电电流主要能量集中在 10 MHz 以下频段。研究成果可为航天器静电放电效应分析和防护设计提供参考。

**关键词:** 航天器; GEO; 太阳电池阵; 低气压环境; 静电放电; 温度

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2020.06.014

**中图分类号:** O441 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2020)06-0086-09

## Influences of Temperature on Static Discharge Pattern of GEO Orbit Solar Array

HU Xiao-feng<sup>1</sup>, CHEN Hong-yu<sup>2</sup>, FAN Ya-jie<sup>1</sup>, WANG Qiang<sup>2</sup>, JI Qi-zheng<sup>3</sup>,  
PENG Hao<sup>4</sup>, XIE Xi-ning<sup>1</sup>, ZHANG Quan<sup>2</sup>

(1. Shijiazhuang Campus, Army Engineering University, Shijiazhuang 050003, China; 2. Shijiazhuang Kelin Electric Co. Ltd., Shijiazhuang 050003, China; 3. Beijing Oriental Institute of Measurement and Test, Beijing 100083, China; 4. The 13th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Shijiazhuang 050003, China)

**ABSTRACT:** Due to the particularity of GEO orbit space environment, temperature, irradiation electron energy, and environmental factors such as beam density will affect the charging and discharging effect of the orbital spacecraft solar array. To grasp the effect on solar array electrostatic discharge in GEO orbit space, with the solar array as the research object and based on the mechanism of solar array and its current research status, a solar array electrostatic discharge test circuit was designed. Experiment parameters and the test procedures of solar array electrostatic discharge were determined. The experimental study on the characteristics of solar array electrostatic discharge under the condition of certain electron energy and beam density was carried out, and the influence of environmental factors on solar array electrostatic discharge was obtained. The research shows that the

收稿日期: 2020-03-21; 修订日期: 2020-04-15

Received: 2020-03-21; Revised: 2020-04-15

基金项目: “十三五”装备预研项目重点基金(61402090201); 国家自然科学基金(51777213)

Fund: Supported by the "Thirth Five-Year" Key Fund of Equipment Pre-research Project (61402090201) and National Natural Science Foundation of China (51777213)

作者简介: 胡小锋(1977—), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为装备静电安全防护。

Biography: HU Xiao-feng (1977—), Male, Doctor, Associate professor, Research focus: equipped with electrostatic safety protection.

electrostatic discharge frequency and discharge current amplitude are related to the ambient temperature. The higher the temperature is, the smaller the discharge frequency is, and the discharge current amplitude decreases accordingly. The main energy of the discharge current is concentrated in the frequency band below 10 MHz. The research results provide reference for the analysis of electrostatic discharge effect and protection design of spacecraft.

**KEY WORDS:** spacecraft; GEO; solar array; low-pressure environment; electrostatic discharge; temperature

运行于地球同步轨道(GEO)的航天器,会面临恶劣的空间等离子体、高能电子等环境,这些环境因素会对航天器表面裸露的太阳电池阵形成充放电效应<sup>[1-2]</sup>。当航天器太阳电池阵受到高能电子撞击,相对于周围的等离子体环境表面充负电。各部分的材料由于具有不同的介电特性和二次电子发射特性,导致它们的充电速率也不尽相同,玻璃盖片与互连片之间,玻璃盖片与聚酰亚胺薄膜之间,聚酰亚胺薄膜与互连片之间极易形成不等量充电。当它们之间的电位差超过静电放电阈值时,将会发生静电放电事件,对航天器造成静电危害<sup>[3-5]</sup>。因此,研究航天器太阳电池阵的充放电效应及其静电防护技术对提升航天器的在轨安全性和可靠性具有重要意义。文中所涉及到的试验均为“静态试验”,即太阳电池片没有处于“光电工作状态”。

国内外从 20 世纪 80 年代开始对太阳电池阵充放电效应开展研究,取得了重要研究成果。在 20 世纪 90 年代,国际空间站运行之初出现过很严重的充放电事件,其采用的 160 V 高压太阳电池阵悬浮电位可达-140 V。Guidice 等人专门对此开展了相关的地面模拟试验,试验结果表明太阳电池阵玻璃盖片充电后形成的电位势垒使得太阳电池阵收集电子电流能力降低,结构体电位低于预期水平<sup>[6]</sup>。2006 年,安装于国际空间站上的悬浮电位探针观测到空间站出影时会发生快速充电事件,Ferguson 等人进行了机理分析,并认为这是出影瞬间光照作用下电池阵迅速启动造成的<sup>[7]</sup>。

高压太阳电池阵静电放电是太阳电池阵“三结合处”(真空-互连片-介质材料形成区域)在正常电势梯度或者反向电势梯度等特殊条件下产生的脉冲放电现象。Cho 和 Hastings 等人提出在反向电位梯度下,互连片和玻璃盖片之间由于电位差的不同形成了方向朝向前者的畸变电场,该电场致使互连片场致发射电子,电子入射到玻璃盖片激发出更多的二次电子,增强了玻璃盖片上的正电位,进一步加强了畸变电场的场强,直到放电发生<sup>[8]</sup>。随后,Cho 和 Hastings 等人建立了高压太阳电池阵放电的基本理论和评价方法<sup>[9]</sup>,为高压太阳电池阵静电放电后续研究奠定了基础。NASA 的马歇尔/格林飞行中心与 Ohio 航空航天研究所共同研究了放电对于太阳电池阵的损伤效应<sup>[10]</sup>,测得了高压太阳电池阵静电放电和二次放电阈值。

法国 ONERA 于第十届航天器带电技术会议中发表了《ESD 引起的太阳电池性能退化》,文中提出静电放电会引起高压太阳电池阵输出性能的衰减,具体的衰减区域位于太阳电池片<sup>[11]</sup>;另外法国 CEES 和 ONERA 两家机构经过合作发现,一次放电和二次放电对飞弧测量和试验系统电弧发生频度有一定影响,并且用不同面积的电池阵得出了不同的结论,用不同的外围线路和环境设备也得出了不同的结论<sup>[11]</sup>。

国内主要有兰州空间技术物理研究所和北京卫星环境工程研究所两家单位对高压太阳电池阵静电放电的问题开展研究。航天 510 研究所与电子科技集团第十八研究所合作,主要针对 GEO 电子辐照下高压太阳电池阵静电放电进行研究。崔新宇、孙彦铮等人进行了高压太阳电池阵防静电措施评价试验,提出了电子辐照环境下静电放电试验方法<sup>[12]</sup>;李凯、李得天等人对高压太阳电池阵静电放电特性研究发现,静电放电与空间电子环境、温度以及太阳电池阵结构有关<sup>[13]</sup>;李凯、谢二庆等人对高压太阳电池阵一次放电及诱发二次放电进行了模拟实验研究,验证了相关静电放电相关防护方法<sup>[13]</sup>;李存慧,柳青等人对太阳电池阵静电放电产生的脉冲信号特性进行了相关研究,为在轨静电放电测试仪的设计奠定了基础<sup>[13]</sup>。

北京卫星工程研究所主要针对低地球轨道等等离子体环境下高压太阳电池阵静电放电进行了研究。童靖宇、孙立臣等人研究了针对空间等离子体环境太阳电池阵静电放电的地面试验技术,提出了相关试验方法<sup>[10]</sup>;朱立颖、刘业楠、贾瑞金等人通过地面模拟试验,测得了不同等离子体浓度、不同电池片间隙条件下一次放电和二次放电阈值电压<sup>[10]</sup>;冯伟泉等人发表在第十届航天器带电学术会议上的论文,提出太阳电池阵试件及外围线路应尽量与真实产品保持一致,构建了高压太阳电池阵整板级充放电试验设备,提出了相关试验方法<sup>[12]</sup>。

从国内外研究现状看,在航天器太阳电池阵静电放电效应实验中,存在考虑因素不够全面的问题,对环境温度、电子能量和束流密度等因素对充放电效应的影响没有系统研究,对某些高压部件带电机理认识不清,规律掌握不全。笔者在对太阳电池阵机理和研究现状进行分析的基础上,设计了太阳电池阵静电放电试验电路,确定了太阳电池阵静电放电实验参数与试验程序,重点开展了一定电子能量和束流密度条件下环境温度因素对太阳电池阵静电放电特性试验研

究,获得了环境因素对太阳能电池阵静电放电的影响规律,研究成果可为航天器静电放电效应分析和防护设计提供参考。

### 1 太阳能电池阵静电放电试验电路设计

太阳能电池静电放电试验在低气压环境电子辐照试验系统中进行,试验系统配置如图1所示。试验样品为天津电子科技集团第十八研究所提供的叠层GaAs太阳能电池阵,单块电池的尺寸为30 mm×40 mm,总共6块电池以2×3的结构组成电路,电池间隙为1 mm。太阳能电池阵样品实物如图2所示。试验中,太阳能电池阵样品铝蜂窝基板接地,并用聚四氟乙烯材料将样品与真空罐温控板电气绝缘;真空系统可为试验样品提供优于10<sup>-4</sup> Pa的低气压环境;制冷加热控温系统可提供263~343 K(此温度是太阳能电池阵工作时的温度范围)的环境温度;电子枪用于模拟地磁亚暴发生时GEO恶劣的等离子体环境,电子能量可由改变电子枪加速电压进行调整,束流密度由自制的法拉第杯和6485皮安表配合测得。

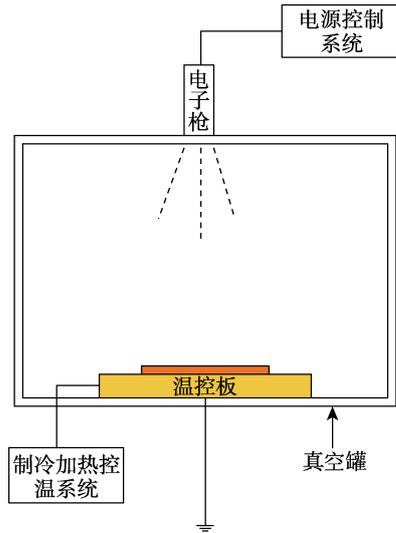


图1 试验系统配置结构

Fig.1 Configuration structure diagram of the test system

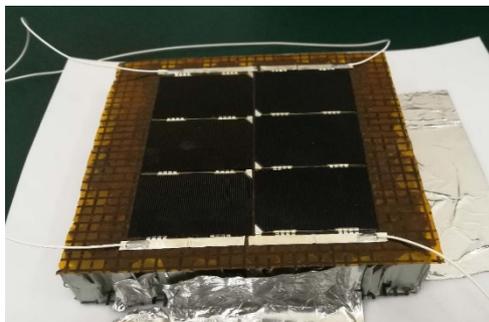


图2 太阳能电池阵样品

Fig.2 Solar array sample

采用等效电路法,设计如图3所示的太阳能电池阵静电放电电路。太阳能电池阵样品通过100 nf的补偿电

容C接地,补偿电容C根据太阳能电池阵的大小与航天器的尺寸决定,模拟太阳能电池阵与空间等离子体环境间的分布电容,从而为太阳能电池阵静电放电提供足够的能量<sup>[12]</sup>;Tektronix CT-1 电流探头(带宽25 kHz~1 GHz,伏安输出特性5 mV/1 mA)连接示波器配合使用,可用于监测太阳能电池阵静电放电的脉冲电流。

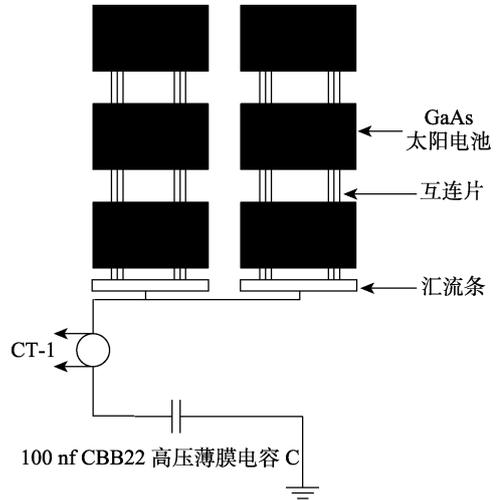


图3 太阳能电池阵静电放电原理

Fig.3 Schematic diagram of solar array electrostatic discharge

### 2 太阳能电池阵静电放电实验参数选择与试验程序

试验采用天津电子科技集团第十八研究所研制的叠层GaAs太阳能电池阵,该样品工作温度范围是263~343 K,所以试验中的温度间隔是10 K,选择263、273、283、293、303、313、323、333、343 K九个温度点来研究温度对太阳能电池阵静电放电的影响。由表1可知,恶劣GEO地磁亚暴等离子体环境的电子温度为12.0 keV,电子束流密度为0.33 nA/cm<sup>2</sup><sup>[10-13]</sup>。但是考虑到航天器静电危害防护与静电危害评估以及各大科研机构的通用做法,通常试验条件设置要比空间真实的电子环境还要恶劣,所以电子能量设置为20 keV,束流密度调试为1 nA/cm<sup>2</sup>和2 nA/cm<sup>2</sup>。由于文中气压并不作为研究重点,故试验均在真空度优于10<sup>-4</sup> Pa时开展。

表1 恶劣GEO地磁亚暴等离子体环境

Tab.1 Harsh GEO geomagnetic substorm plasma environment

参数	值
电子密度	1.12 cm <sup>-3</sup>
质子密度	0.236 cm <sup>-3</sup>
电子温度	12.0 keV
质子温度	29.5 keV
电子电流密度	0.33 nA/cm <sup>2</sup>
质子电流密度	2.5 pA/cm <sup>2</sup>

整个试验过程包括试验系统参数的调试、正式试验和补充试验等内容，试验流程如图 4 所示。

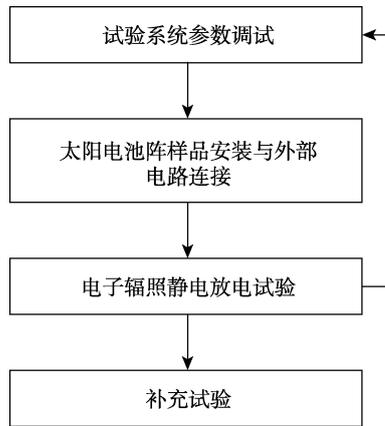


图 4 试验流程

Fig.4 Experimental flow chart

具体步骤如下：

- 1) 试验开始前确认低气压环境电子辐照试验系统及其子系统、CT-1 和示波器都能够正常工作；
- 2) 调试电子枪束流密度；
- 3) 真空室放气，取出法拉第杯，放入 GaAs 太阳电池阵样品，参考图 3 连接其放电电路；
- 4) 再次关闭真空室进行抽真空操作，当真空度优于  $10^{-4}$  Pa 时，开启制冷加热控温系统，将环境温度调整至预设值；
- 5) 待温度稳定后，开启电子枪预热 15 min；
- 6) 再次调整电子枪参数，确定电子能量和束流密度；
- 7) 开始进行试验，通过连接 CT-1 的示波器观测太阳电池阵的放电情况，记录放电脉冲电流波形和放电次数；
- 8) 关闭电子枪，真空罐放气。

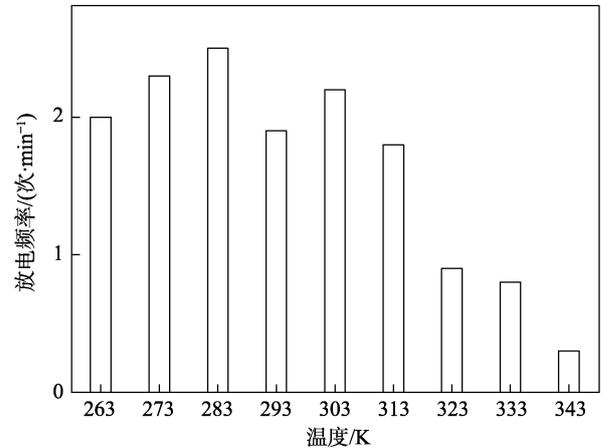
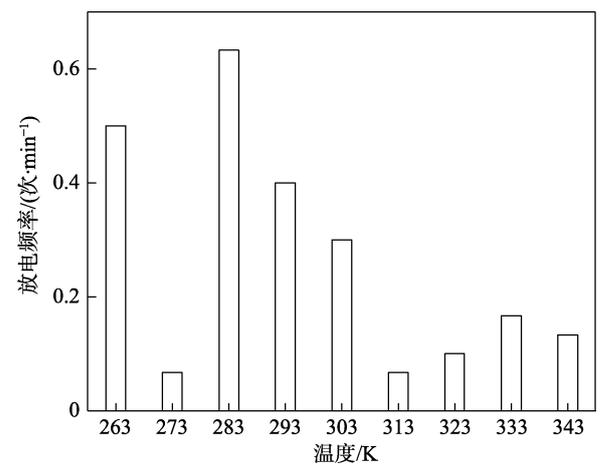
### 3 环境温度对太阳电池阵静电放电影响结果分析

#### 3.1 温度对于静电放电频率的影响

由试验得到的两种电子束流密度辐照下不同温度时太阳电池阵样品静电放电频率如图 5、图 6 所示。

当试验样品受到 20 keV、 $1 \text{ nA/cm}^2$  的电子辐照，温度为 283 K 时，放电频率达到 2.5 次/min，为所有温度范围内最高值。温度逐渐升高，放电频率逐渐降低，当温度升高至 343 K 时，放电频率降为 0.3 次/min，为所有温度范围内的最低值。当试验样品受到 20 keV、 $0.2 \text{ nA/cm}^2$  电子辐照，温度为 283 K 时，放电频率达到 0.633 次/min，同样为所有温度范围内最高值。温度升高，放电频率降低，当温度升高为 343 K 时，

放电频率降为 0.133 次/min。由此可见，电子辐照下的太阳电池阵样品静电放电频率与环境温度有关，随着温度的升高，静电放电频率呈现逐渐下降的趋势。

图 5 20 keV、 $1 \text{ nA/cm}^2$  时不同温度下太阳电池阵样品放电频率Fig.5 Discharge frequencies of solar array samples at different temperatures at 20 keV and  $1 \text{ nA/cm}^2$ 图 6 20 keV、 $0.2 \text{ nA/cm}^2$  时不同温度下太阳电池阵样品放电频率Fig.6 Discharge frequencies of solar array samples at different temperatures at 20 keV and  $0.2 \text{ nA/cm}^2$ 

#### 3.2 温度对于静电放电脉冲电流的影响

调节电子枪电子能量为 20 keV、束流密度为  $1 \text{ nA/cm}^2$ ，将制冷加热控温系统的预设温度分别调整至 263、273、283、293、303、313、323、333、343 K。利用图 3 中 CT-1 电流探头相连的滤波器，监测太阳电池阵样品放电电流并记录电流波形；同时对电流波形进行快速傅里叶变换，得到脉冲电流频域的幅度谱。由试验得到的不同温度下太阳电池阵静电放电波形及频域幅度谱如图 7-图 15 所示。静电放电特性见表 2，不同温度下静电放电电流幅值如图 16 所示。

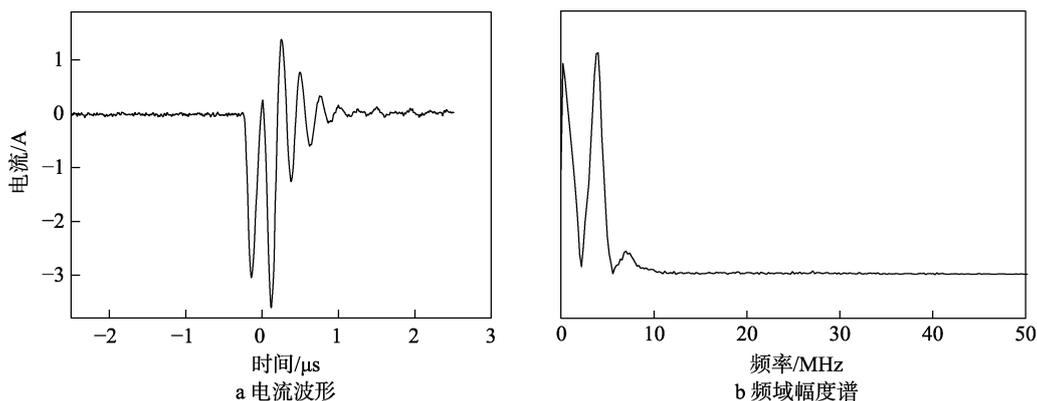


图 7 263 K 时太阳能电池阵静电放电电流波形及频域幅度谱

Fig.7 Current waveform (a) and frequency amplitude spectrum (b) of solar array electrostatic discharge at 263 K

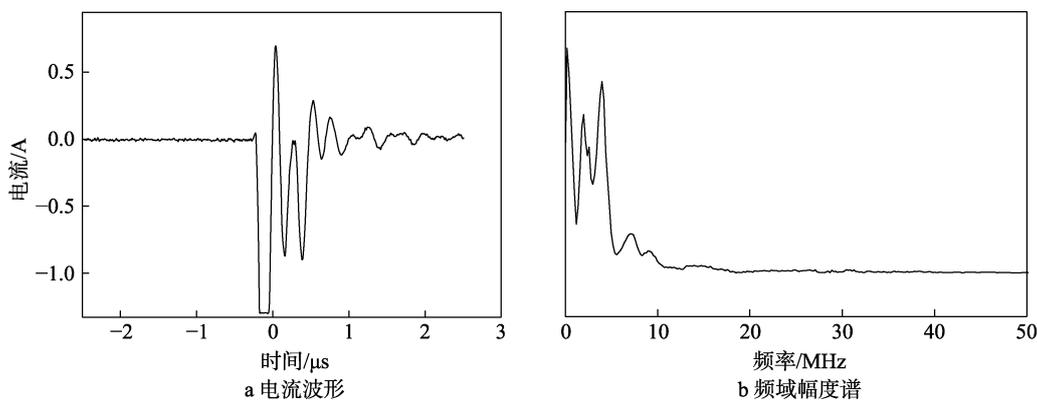


图 8 273 K 时太阳能电池阵静电放电电流波形及频域幅度谱

Fig.8 Current waveform (a) and frequency amplitude spectrum (b) of solar array electrostatic discharge at 273 K

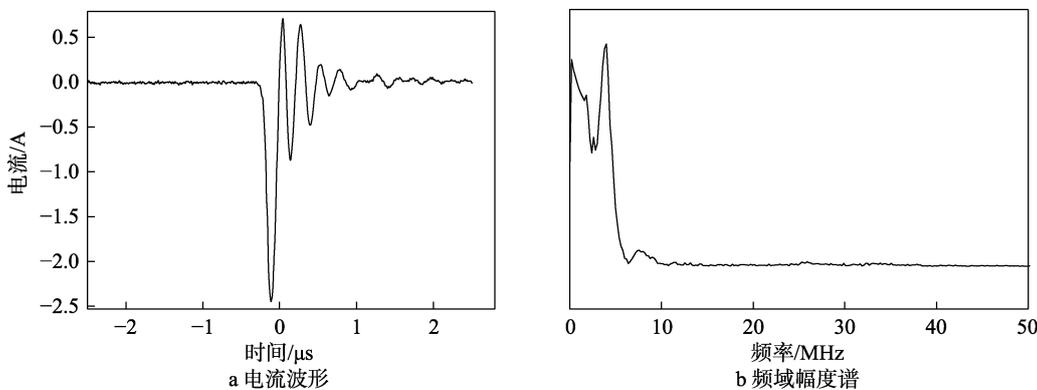


图 9 283 K 时太阳能电池阵静电放电电流波形及频域幅度谱

Fig.9 Current waveform (a) and frequency amplitude spectrum (b) of solar array electrostatic discharge at 283 K

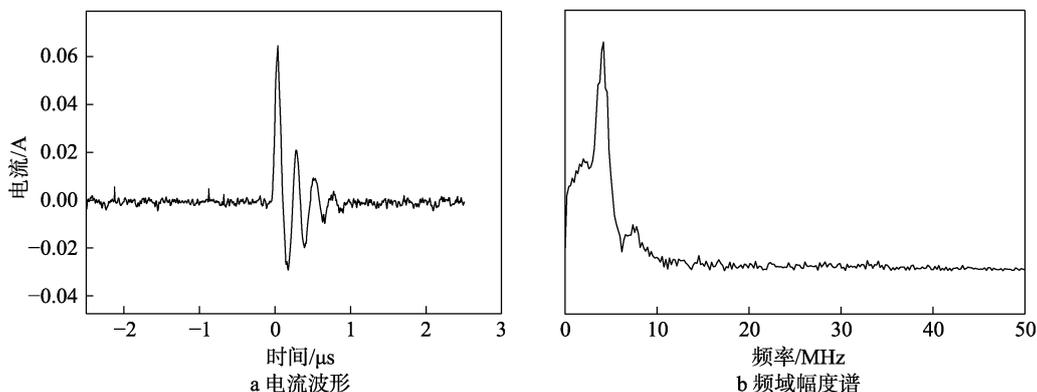


图 10 293 K 时太阳能电池阵静电放电电流波形及频域幅度谱

Fig.10 Current waveform (a) and frequency amplitude spectrum (b) of solar array electrostatic discharge at 293 K

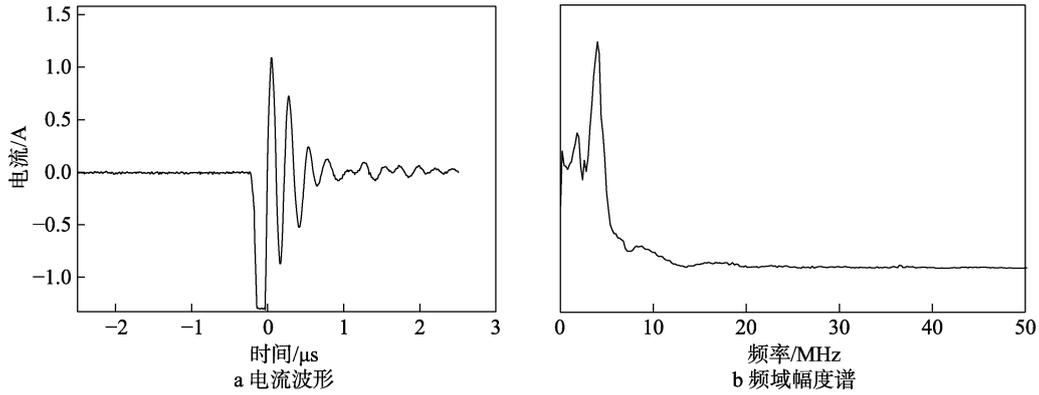


图 11 303 K 时太阳电池阵静电放电电流波形及频域幅度谱

Fig.11 Current waveform (a) and frequency amplitude spectrum (b) of solar array electrostatic discharge at 303 K

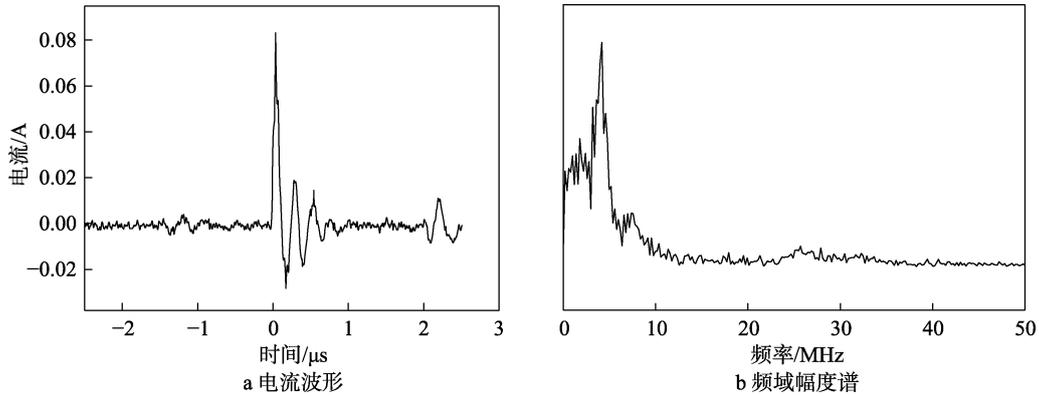


图 12 313 K 时太阳电池阵静电放电电流波形及频域幅度谱

Fig.12 Current waveform (a) and frequency amplitude spectrum (b) of solar array electrostatic discharge at 313 K

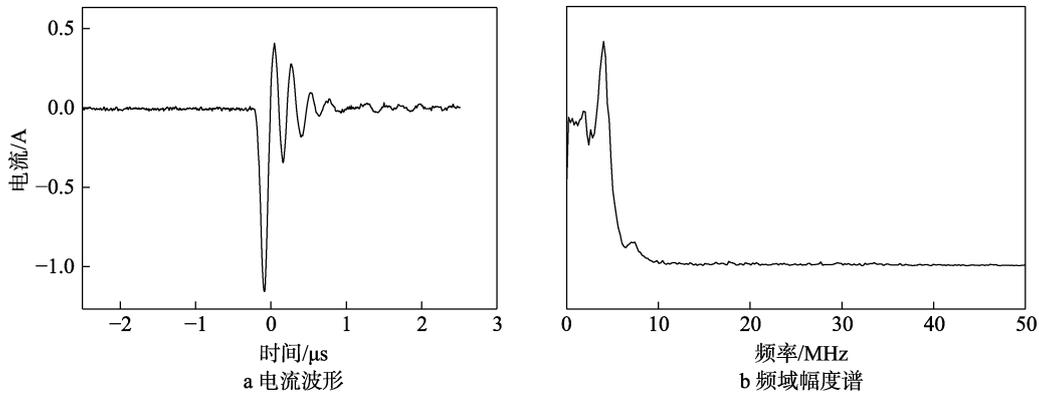


图 13 323 K 时太阳电池阵静电放电电流波形及频域幅度谱

Fig.13 Current waveform (a) and frequency amplitude spectrum (b) of solar array electrostatic discharge at 323 K

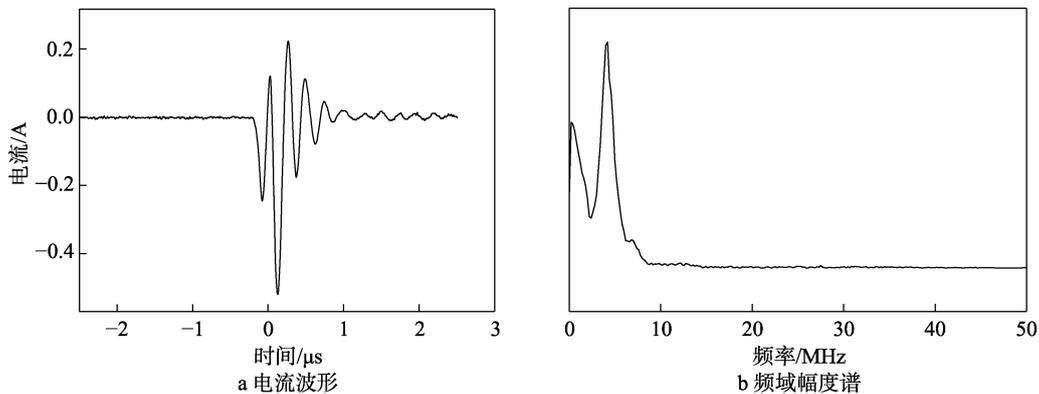


图 14 333 K 时太阳电池阵静电放电电流波形及频域幅度谱

Fig.14 Current waveform (a) and frequency amplitude spectrum (b) of solar array electrostatic discharge at 333 K

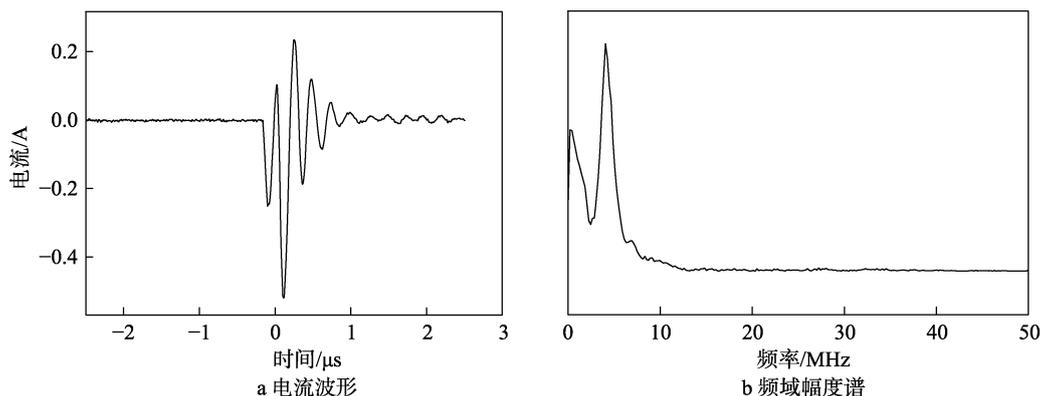


图 15 343 K 时太阳能电池阵静电放电电流波形及频域幅度谱

Fig.15 Current waveform (a) and frequency amplitude spectrum (b) of solar array electrostatic discharge at 343 K

表 2 太阳能电池阵静电放电特性数据  
Tab.2 Characteristics data of solar array electrostatic discharge

温度/K	放电 电流峰-峰值/A	放电能量 分布范围/MHz
263	4.43	<10
273	1.98	<10
283	3.11	<10
293	0.09	<10
303	2.36	<15
313	0.11	<40
323	1.59	<10
333	0.73	<10
343	0.74	<10

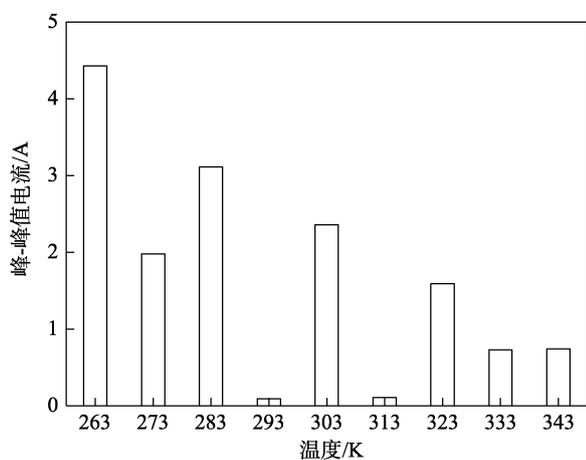


图 16 不同温度下静电放电电流幅值

Fig.16 Electrostatic discharge current amplitude at different temperatures

当试验样品受到 20 keV 电子辐照, 环境温度为 263 K 时, 静电放电电流为 4.43 A, 随着温度不断升高, 放电电流幅值逐渐减小。由脉冲电流频域的幅度谱可知, 静电放电的能量主要集中在低频段, 分布在 10 MHz 以下。

### 3.3 试验结果分析

通过太阳能电池阵样品静电放电地面模拟试验, 在

一定电子能量和束流密度条件下, 获得不同温度下太阳能电池阵放电频率和放电波形, 得到以下试验结果: 1) 太阳能电池阵放电频率与环境温度相关, 温度越高, 放电频率越小; 2) 太阳能电池阵放电脉冲电流幅值和电流波形有所差别, 电流幅值与环境温度相关, 随着温度升高, 放电电流幅值相应减小; 3) 放电电流经过快速傅里叶变换得到其在频域上的幅度谱, 图谱显示放电电流主要能量集中在 10 MHz 以下频段。出现这些规律的主要原因分析如下。

根据太阳能电池阵结构特点和静电放电的特征<sup>[11,12]</sup>分析, 太阳能电池阵静电放电的产生离不开温度效应的影响。在不同的温度下, 介质材料电导率会发生相应的变化, 见式 (1)<sup>[7]</sup>:

$$\mu = \mu_{\infty} \exp\left(-\frac{E_A}{kT}\right) \quad (1)$$

式中:  $\mu$  为介质材料电导率;  $\mu_{\infty}$  为介质材料最大电导率;  $E_A$  为激活能;  $k$  为玻尔兹曼常数;  $T$  为温度。当温度  $T$  升高时, 电导率  $\mu$  增大, 玻璃盖片、GaAs 和聚酰亚胺材料阻抗降低, 电荷泄放加快, 表面的充电电位始终低于静电放电的阈值电压, 不但导致了静电放电频率大幅度下降, 而且使得放电电流幅值相应减少。另一方面, 温度的升高会使介质材料中的电子逃逸能升高, 使其更容易摆脱深、浅陷阱的束缚, 加快沉积电荷的泄放, 也造成了放电频率的下降和放电电流幅值的减小。

## 4 结论

在对太阳能电池阵机理和研究现状进行分析的基础上, 设计了太阳能电池阵静电放电试验电路, 确定了太阳能电池阵静电放电试验参数与试验程序, 通过试验研究获得了环境温度因素对 GEO 轨道太阳能电池阵静电放电的影响规律。主要结论如下:

- 1) 太阳能电池阵放电频率与环境温度相关, 温度越高, 放电频率越小;
- 2) 太阳能电池阵放电脉冲电流幅值和电流波形有

所差别, 电流幅值与环境温度相关, 随着温度升高, 放电电流幅值相应减小;

3) 放电电流经过快速傅里叶变换得到其在频域上的幅度谱, 图谱显示放电电流主要能量集中在 10 MHz 以下频段。

#### 参考文献:

- [1] Gilat Satellite Networks Ltd. Researchers Submit Patent Application, "Non-Geosynchronous Orbit Satellite Constellations", for Approval: USPTO 20200036437[P]. 2020.
- [2] 周宵灯, 崔村燕, 赵蓓蕾, 等. 地球同步轨道卫星结构爆炸解体碎片的轨道仿真[J]. 上海航天, 2018, 35(5): 97-102.  
ZHOU Xiao-deng, CUI Cun-yan, ZHAO Bei-lei, et al. Orbital Simulation of the Structure Explosion and Disintegration Debris of Geostationary Orbit Satellite[J]. Shanghai aerospace, 2008, 35(5): 97-102.
- [3] 赵晓芬, 于涌, 毛银盾. 地球同步轨道卫星 OCS 测量及试验研究[J]. 空间碎片研究, 2017(2): 8-16.  
ZHAO Xiao-fen, YU Yong, MAO Yin-dun. Measurement and Experimental Study of Geostationary Orbit satellite OCS[J]. Space Debris Research, 2017(2): 8-16.
- [4] 王春琴, 张鑫, 张立国, 等. 地球同步轨道系列卫星自主空间辐射环境监测及应用[J]. 上海航天, 2017, 34(4): 85-95.  
WANG Chun-qin, ZHANG Xin, ZHANG Li-guo, et al. Monitoring and Application of Autonomous Space Radiation Environment of Geostationary Orbit Series Satellites[J]. Shanghai Aerospace, 2017, 34(4): 85-95.
- [5] 王振河, 孙宝升, 刘胜鹏. 高能电子对地球同步轨道卫星的影响分析[J]. 飞行器测控学报, 2017, 36(3): 201-206.  
WANG Zhen-he, SUN Bao-sheng, LIU Sheng-peng. Analysis on the Influence of High-energy Electrons on Geostationary Orbit Satellites[J]. Journal of Measurement and Control of Aircraft, 2017, 36(3): 201-206.
- [6] 崔新宇, 孙彦铮, 王远征, 等. 高压大功率太阳电池阵防静电措施评价试验[J]. 电源技术, 2004, 28(10): 644-648.  
CUI Xin-yu, SUN Yan-zheng, WANG Yuan-zheng, et al. Evaluation Test of Anti-static Measures for high-voltage High-power Solar Cell Array[J]. Power Supply Technology, 2004, 28(10): 644-648.
- [7] 李凯, 李得天, 秦晓刚, 等. 空间太阳阵表面静电放电特性实验研究[J]. 真空科学与技术学报, 2013, 33(10): 1007-1010.  
LI Kai, LI De-tian, QIN Xiao-gang, et al. Experimental Study on Surface Electrostatic Discharge Characteristics of space Solar Array[J]. Journal of Vacuum Science and Technology, 2013, 33(10): 1007-1010.
- [8] 黄本诚, 童靖宇. 空间环境工程学[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2010: 367-517.  
HUANG Ben-cheng, TONG Jing-yu. Space Environment Engineering[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2010: 367-517.
- [9] 于广洋. 某低轨卫星太阳阵静电放电防护的设计与验证[D]. 上海: 上海交通大学, 2014.  
YU Guang-yang. Design and Verification of Solar Array Electrostatic Discharge Protection for a Low Orbit Satellite[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2014.
- [10] 高剑锋, 铁琳, 蒋钦琳, 等. FY-2C 卫星太阳电池阵在轨性能分析[J]. 电源技术, 2010, 34(11): 1186-1188.  
GAO Jian-feng TIE Lin, JIANG Qin-lin, et al. In-orbit Performance Analysis of Fy-2c Satellite Solar Cell Array[J]. Power Technology, 2010, 34(11): 1186-1188.
- [11] 柳青, 李存惠, 秦晓刚, 等. 高压砷化镓太阳电池阵在 GEO 环境下的二次放电现象[J]. 高电压技术, 2017, 43(8): 2614-2619.  
LIU Qing, LI Cun-hui, QIN Xiao-gang, et al. Secondary Discharge Phenomenon of High-voltage Gaas Solar Cell Array in GEO Environment[J]. High Voltage Technology, 2017, 43(8): 2614-2619.
- [12] 王立, 秦晓刚. 空间材料表面充放电性能试验评估方法研究[J]. 真空与低温, 2002(2): 23-27.  
WANG Li, QIN Xiao-gang. Experimental Evaluation Method of Charge-discharge Performance of Space Materials[J]. Vacuum & Low Temperature, 2002(2): 23-27.
- [13] 王立, 秦晓刚, 李凯, 等. 空间静电放电传导干扰分析方法研究[J]. 中国空间科学技术, 2004(5): 53-57.  
WANG Li, QIN Xiao-gang, LI Kai, et al. Analysis of Spatial Electrostatic Discharge Conductance Interference[J]. China Space Science and Technology, 2004(5): 53-57.
- [14] LAI S T, DELLA R. Spacecraft Charging at Geosynchronous Altitudes: New Evidence of The Existence of Critical Temperature[J]. J Spacecraft and Rockets, 2001, 38(6): 992-928.
- [15] LAI S T. The Importance of Surface Conditions for Spacecraft Charging[C]// 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2009: 349-361.
- [16] 全荣辉. 航天器介质深层充放电特征及其影响[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2009.  
QUAN Rong-hui. Characteristics and Effects of Deep Charge and Discharge in Spacecraft Media[D]. Beijing: Graduate School of Chinese Academy of Sciences, 2009.
- [17] 薛梅. 高压砷化镓太阳阵 ESD 效应及防护技术研究

- 究[D]. 天津: 天津大学, 2007.
- XUE Mei. Research on ESD Effect and Protection Technology of High Pressure Arsenide Solar Array[D]. Tianjin: Tianjin University, 2007.
- [18] 许滨, 武占成, 郝永峰, 等. 航天器在轨空间环境研究[J]. 河北科技大学学报, 2011, 32(4): 9-14.
- XU Bin, WU Zhan-cheng, HAO Yong-feng, et al. Space Environment of Spacecraft In Orbit [J]. Journal of Hebei University of Science and Technology, 2011, 32(4): 9-14.
- [19] MAK T. A Study of on Orbit Spacecraft Failures[J]. Acta Astronautica, 2009, 64(2): 195-205.
- [20] 李凯, 王立, 秦晓刚, 等. GEO 高压太阳能电池阵充放电效应研究[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(2): 11-16.
- LI Kai, WANG Li, QIN Xiao-gang, et al. Study on Charge-discharge Effect of GEO High Voltage Solar Cell Array[J]. Spacecraft Environmental Engineering, 2008, 25(2): 11-16.
- [21] NGUIMBERT V, SARRAIL D, LEVY L, et al. Degradation of Solar Cells by ESDs[C]// Proceedings of 10th SCTC. France: SCTC, 2007.
- [22] 李睿, 刘继奎, 徐跃民, 等. 太阳帆板驱动机构的表面充放电效应研究[J]. 空间科学学报, 2014, 34(3): 360-366.
- LI Rui, LIU Ji-kui, XU Yue-min, et al. Study on Surface Charge-discharge Effect of Solar Panel Driving Mechanism[J]. Journal of Space Science, 2014, 34(3): 360-366.