

## SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING 中文核心期刊 中国科技核心期刊

## 太阳电池阵表面充电反向电位梯度的地面模拟

刘业楠 朱立颖 王志浩 张永泰 王思展 赵瑜馨 郭佳丽 王璐 徐焱林 刘宇明 田东波

## Ground simulation of inverted potential gradient for solar panel surface charging

LIU Yenan, ZHU Liying, WANG Zhihao, Zhang Yongtai, Wang Sizhan, ZHAO Yuxin, GUO Jiali, WANG Lu, XU Yanlin, LIU Yuming, TIAN Dongbo

在线阅读 View online: https://doi.org/10.12126/see.2022.05.004

## 您可能感兴趣的其他文章

## Articles you may be interested in

## 木星极光等离子体环境表面充电三维仿真分析

3D simulation of spacecraft surface charging in Jovian auroral environment 航天器环境工程. 2017, 34(6): 624-630 https://doi.org/10.12126/see.2017.06.009

## 基于碳纳米管透明导电膜的航天器表面充电防护试验研究

Experimental study of spacecraft surface charging protection based on carbon nanotube transparent conductive film 航天器环境工程. 2021, 38(3): 375-380 https://doi.org/10.12126/see.2021.03.020

## LEO太阳电池一次放电模型研究

1D modelling of primary arcs on LEO solar array 航天器环境工程. 2017, 34(2): 156–161 https://doi.org/10.12126/see.2017.02.008

## 卫星多层隔热组件表面等电位控制工艺

Process for surface equipotential control of satellite multilayer insulation 航天器环境工程. 2018, 35(2): 195-199 https://doi.org/10.12126/see.2018.02.016

## 空间等离子体磁场重联过程地面实验装置及实验研究概述

Ground-based experimental study of magnetic reconnection in space plasma environment 航天器环境工程. 2019, 36(6): 655-661 https://doi.org/10.12126/see.2019.06.019

## 高压太阳电池阵静电放电产生脉冲信号的特性研究

Characteristics of electrostatic discharge signal on the high voltage solar array 航天器环境工程. 2017, 34(2): 190-194 https://doi.org/10.12126/see.2017.02.014 Vol. 39, No. 5 468

http://www.seejournal.cn

E-mail: htqhjgc@126.com

Tel: (010)68116407, 68116408, 68116544

# 太阳电池阵表面充电反向电位梯度的地面模拟

刘业楠<sup>1</sup>,朱立颖<sup>2</sup>,王志浩<sup>1</sup>,张永泰<sup>1</sup>,王思展<sup>1</sup>,赵瑜馨<sup>1</sup>,郭佳丽<sup>1</sup>, 王 璐<sup>1</sup>,徐焱林<sup>1</sup>,刘宇明<sup>1</sup>,田东波<sup>1</sup>

(1. 北京卫星环境工程研究所; 2. 北京空间飞行器总体设计部:北京 100094)

摘要:太阳电池阵等部件由于其表面介质的高二次电子发射及光电子发射特性,使得其在轨表面充 电典型表现为反向电位梯度(inverted potential gradient, IPG)。为了评估航天器部组件在轨的表面充电 风险,需要研究 IPG 的特点及在地面模拟 IPG 的方法。文章通过分析地球中高轨道与低轨道空间等离子 体环境中表面充电的特点,提出了地面模拟 IPG 表面充电的方法,并给出典型试验结果。推荐中高轨道 利用电子枪或紫外源、低轨道利用冷稠等离子体源模拟表面充电 IPG;模拟过程中为了建立 IPG,试样 基底导电部位需要悬浮且有直流负偏压电源驱动;模拟 IPG 时需要针对试样尺度进行缩比补偿;文章给 出的方法可用于一般太阳电池阵或其他在轨充电会产生 IPG 的试样开展地面模拟及静电放电防护性能评 价试验。

关键词: 空间等离子体; 表面充电; 反向电位梯度; 环境效应模拟 中图分类号: V416.5 文献标志码: A 文章编号: 1673-1379(2022)05-0468-07 DOI: 10.12126/see.2022.05.004

## Ground simulation of inverted potential gradient for solar panel surface charging

LIU Yenan<sup>1</sup>, ZHU Liying<sup>2</sup>, WANG Zhihao<sup>1</sup>, Zhang Yongtai<sup>1</sup>, Wang Sizhan<sup>1</sup>, ZHAO Yuxin<sup>1</sup>, GUO Jiali<sup>1</sup>, WANG Lu<sup>1</sup>, XU Yanlin<sup>1</sup>, LIU Yuming<sup>1</sup>, TIAN Dongbo<sup>1</sup> (1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering;

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering: Beijing 100094, China)

Abstract: Due to the high secondary electron and photoelectron emission rate at the surface of typical components such as the solar cell array, the inverted potential gradient (IPG) has become a typical surface charging scenario in orbit. In order to evaluate the surface charging risk of spacecraft's outer components, it is necessary to study the characteristics of the IPG and the related ground simulation methods. By analyzing the characteristics of the surface charging in the space plasma environments in the high Earth orbit and the low Earth orbit, this paper proposes a set of the ground simulation method with a typical test result. It is recommended to simulate the IPG by the electron gun or the UV source for the high Earth orbit, and by the cold-dense plasma source for the low Earth orbit. In order to establish the IPG in the simulation process, the conductive part of the sample base needs to be suspended and driven by a negative bias DC power supply, meanwhile, compensation should be made according to the sample scale. The simulation method proposed in this paper can be used for the ground evaluation test of the solar array or other components with the IPG effect in orbit charging.

Keywords: space plasma; surface charging; inverted potential gradient; environment effect simulation

收稿日期: 2022-02-14; 修回日期: 2022-10-18

基金项目:国家国防科技工业局"XX 空间电弧放电影响及评估研究"项目(编号: XXXX2020203B001)

引用格式: 刘业楠,朱立颖,王志浩,等.太阳电池阵表面充电反向电位梯度的地面模拟[J]. 航天器环境工程,2022,39(5): 468-474

LIU Y N, ZHU L Y, WANG Z H, et al. Ground simulation of inverted potential gradient for solar panel surface charging[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2022, 39(5): 468-474

## 0 引言

在轨航天器的绝缘表面(通常是热控多层及太 阳电池阵正面等)会与空间等离子体发生相互作 用,产生静电电荷的累积。当累积电荷建立的电场 超过绝缘材料击穿阈值,就有可能发生表面静电放 电,从而产生电磁干扰影响航天器的运行;还可能 在太阳电池阵等电源系统上引起电弧放电,导致航 天器电源系统的使用寿命缩减甚至系统失效。为充 分了解在轨航天产品对表面充放电效应的防护效 能,需要在地面模拟空间等离子体环境与航天器相 互作用引起的表面带电效应,从而对其影响进行系 统的测试和评估。其中,对于太阳电池阵等表面具 有高二次电子发射及光电子发射特性的外露组件, 在轨典型的表面充电情况以反向电位梯度(inverted potential gradient, IPG)为主, 尤其是太阳电池阵等 电源系统组件,静电放电特性与其诱发的二次电弧 密切相关,对静电放电阈值的准确测试及评估可以 用于二次电弧试验中静电放电的等效缩比模拟,因 此利用静电放电阈值建立的静电放电脉冲特性是 关键的试验参数。本文重点以当前表面充放电效应 较为突出的太阳电池阵为研究对象,提出 IPG 的地 面模拟试验方法。

## 1 等离子体环境及典型表面充电效应

## 1.1 各个轨道的等离子体环境

文献 [1-4] 详细介绍了轨道上的等离子体环 境。一般而言,在地球同步轨道(GEO)环境存在大 量能量大于1keV的电子。在亚暴期间,大量热等 离子体注入会导致航天器结构在非光照区电子充 电束流急剧增加,从而产生严重的不等量带电,由 于航天器上同时具有大面积介质、(半)导体的关键 组件,所以太阳电池阵表面发生静电放电的危险程 度就会增加<sup>[5]</sup>。

低地球轨道(LEO)环境有能量低且稠密的电 离层等离子体,其中相对航天器能量在 0.1~0.2 eV 的电子束流占了大部分比例。航天器结构电位在太 阳电池阵发电电压范围内相对于电离层等离子体 电位浮动。当太阳电池阵母线电压较高时,航天器 结构体的悬浮负电位就会相对较高,其结构与表面 介质间的不等量带电情况就会变得严重。

极地地球轨道(PEO)的特点在于能量大于

1 keV 的极光电子及与其共存的低能电离层等离子体。在高纬度地区,极光电子由于其能量较高所以 更容易在航天器背风面的尾流区沉积,从而形成尾 区带电效应,此时航天器表面充电情况与在 GEO 等离子体环境下类似;在低纬度地区,由于没有极 光电子的作用,航天器表面充电情况则与在 LEO 轨道等离子体环境下类似。

#### 1.2 中高轨道等离子体环境下的表面充电效应

在亚暴期间高能电子使太阳电池阵充电的电 位分布取决于航天器的结构及太阳电池上的玻璃 盖片的情况。在标准状态运转时,一个航天器通常 充电到一个相对空间等离子体为负的电位,除非有 大量的光电子发射至表面。太阳电池上的玻璃盖片 则直接暴露于日照下,由玻璃盖片上发射的光电子 使其负电位相对于航天器结构要低一些(如图1所 示),形成"反向梯度"电位分布<sup>[1]</sup>。在很多应用中, 使用的 MgF, 的抗反射涂层是沉积在玻璃盖片上 的。而 MgF, 拥有非常高的二次电子产额, 甚至在 缺乏日照的情况下,由 MgF2 涂层产生的二次电子 也可以充分维持反向梯度电位分布。如图2所示, 玻璃盖片表面的二次电子发射系数最大可达到 8, 且在很宽的入射电子能量范围内均大于1。因此, 玻璃盖片上覆有 MgF,涂层的太阳电池阵的充电会 通常体现出"反向梯度"电位分布,甚至于在日蚀期 间及玻璃盖片处于阴影区时也不例外<sup>[2]</sup>。



图 1 高轨等离子体环境中反向梯度充电示意 Fig. 1 IPG charging in high Earth orbit plasma environment

至于玻璃盖片上没有覆盖 MgF<sub>2</sub> 涂层或玻璃盖 片被污染(这样二次电子产量受到污染的控制)的 情况,在盖片没有暴露在日照下时将会被亚暴产生 的电子充电至相对航天器结构更负的电位。该电位 分布结果就是所谓的正常梯度布局(normal potential gradient, NPG),如图 3 所示<sup>[3]</sup>。









#### 1.3 低轨道等离子体环境下的表面充电效应

由于 LEO 处于电离层等离子体环境,等离子体的温度很低,所以等离子体环境中的电子很难将 航天器充电至较负的电位。根据一般的仿真分析或 在轨探测可知,通常 LEO 的表面充电电位约为-1 V。 在稠密等离子体里,由于太阳电池阵的负接地作用, 使得航天器结构地相对等离子体具有一个负电位, 此时太阳电池阵玻璃盖片表面仍然可以建立反向 梯度电位,如图 4 所示。根据上述原理可知,在 LEO 反向梯度电位也是表面充电效应的标称状态<sup>[4]</sup>。



Fig. 4 IPG charging in low earth orbit plasma environment

## 2 表面充电 IPG 的试验模拟方法

#### 2.1 表面充电 IPG 模拟的必要性

由上节可知,以表面充电过程电位梯度建立的 差别将其分为 IPG 充电及 NPG 充电。对于中高轨 道的热等离子体环境, IPG 过程主要由电池玻璃盖 片表面的光电子及二次电子作用产生;对于低轨道 的冷稠等离子体环境,则是靠航天器太阳电池阵负 接地引起的负悬浮电位与电池玻璃盖片表面近等 离子体电位的差所产生。这些反向的电位梯度最终 会在介质和导体交接的边缘——即"三结合处"建 立较强的电场并产生静电放电。太阳电池阵的绝缘 基底也有产生表面充电的可能,但由于基底材料通 常采用的聚酰亚胺在中高轨道环境中二次电子发 射特性并不如玻璃盖片表面的 MgF<sub>2</sub> 显著,在低轨 道其缺乏形成场致增强电子发射的三结合处构型, 所以并不是 IPG 诱发静电放电的典型部位。

根据表面充电原理可知, IPG 与 NPG 的放电 回路有所差别: IPG 引起的放电是径向产生较强电 场并击穿形成, 因此对于较薄的介质材料更容易发 生放电, 放电电流流经航天器结构, 中和不等量带 电电荷并释放能量<sup>[5]</sup>; NPG 引起的放电主要由表面 形成的高电位差导致, 因此放电电流主要在表面扩 散并中和介质表面的不等量带电电荷。对于航天器 太阳电池阵等大面积介质表面, 静电放电可能会在 电池片被光照时诱发二次电弧, 将电池串的输出转 化为电弧<sup>[6]</sup>。

二次电弧效应对于航天器太阳电池阵影响较 大,可能会引起电池串的短路、功率下降甚至烧毁, 因此需要在地面开展环境效应模拟试验,以获取太 阳电池阵产生的静电放电及二次电弧特性参数,并 评估在其工作条件下是否具有二次电弧发生的风 险<sup>[7]</sup>。对于二次电弧试验,需要获得由于静电放电 诱发的二次电弧阈值、持续时间等特征参数,因此 准确模拟诱发二次电弧的静电放电特性至关重要。 而通过上述充电特性可知, IPG 引起的静电放电具 有更典型、阈值更低、放电能量可调控等优点,因 此 IPG 是太阳电池阵二次电弧评价试验中典型的 静电放电触发方式。

#### 2.2 中高轨道等离子体环境 IPG 的模拟

由于模拟试验中的电子束能量通常都是单能, 而在轨环境是近似麦克斯韦分布的能谱,所以难以 在环境模拟上保持一致,此时较为准确的方式是以 诱发静电放电的效应作为等效模拟标准。根据上述 机理,在试验室模拟中高轨道的 IPG 电位分布,可 以采用高偏压法对试样的结构施加一个负高压偏 压来模拟电子对结构的充电,同时以诱发典型 IPG 为目的对太阳电池盖片施加能够产生二次电子 发射的低能电子束或能够产生光电子发射的紫外 源(也可以两者结合)。在电子束方法中,根据图2 可知:由于包括玻璃盖片在内的大部分材料在入射 电子能量为1keV时的二次电子产额高于1,所以 可以根据试验对象的二次电子发射特性选择辐照 电子束的能量;对于太阳电池阵的玻璃盖片,当到 达盖片的电子束能量在曲线峰值附近时,会获得较 高的二次电子发射增益水平,从而盖片可以更容易 地被充电至相对于结构为正的电位,即形成了反向 梯度电位分布。对于紫外源辐照,则可以直接依靠 打出光电子产生反向电位梯度,并通过基底增加一 个负偏压源来降低光电子的再次吸收。另外,对于 极轨卫星在高纬度地区的模拟,也可以采用上述模 拟源与试验配置<sup>[8]</sup>。关于环境模拟源的束流密度选 取,由于试验目的为等效模拟,试样采用悬浮的方 式靠外部补偿电容与试验系统"地"连接,所以束流 的大小在一定程度上决定了充电速度的快慢,只要 不产生额外的热效应即可。

为保证反向梯度电位数值测量的准确性,试验 中通常使用非接触式电位探头(TREK 探头)进行测 量。为确保测量过程中的遮挡不破坏原有表面充电 的电流平衡特性,试样应进行悬浮以减少非电子辐 照时的电荷泄漏,并提高探头测量扫描的速度以缩 短测量时间。图 5 所示为典型的中高轨道表面充电 效应试验中用电子束源模拟 IPG。



图 5 中高轨道表面充电 IPG 等效模拟

Fig. 5 IPG equivalent simulation of surface charging effect in medium and high Earth orbit

#### 2.3 低轨道等离子体环境 IPG 的模拟

LEO 等离子体环境中航天器表面充电的 IPG 相对更容易模拟。通常采用冷稠等离子体源(如 ECR 源)作为模拟源,同时采用惰性气体(如 Ar)作 为工质,以保证电离的稳定性及减少其他因素的影 响。冷稠等离子体源的主要参数包括等离子体的温 度与密度。通常模拟源的等离子体温度需要低于 5 eV: 而等离子体密度会在一定程度上影响放电阈 值,因此选取时尽量采用产品实际飞行轨道上的最 大值或平均值所在数量级进行模拟。在稠密等离子 体环境中,介质材料的电位相对比较接近等离子体 环境电位,此时对试样结构施加一个负高压偏压就 可以模拟航天器结构的悬浮电位充电<sup>[9]</sup>,即在太阳 电池玻璃盖片的表面建立了相对更正的反向电位 梯度。此时高压偏压电源的电压数值可以近似认为 等于玻璃盖片上下表面间的电位差。图 6 为典型的 低轨道表面充电效应试验 IPG 等离子体源模拟示 意图。



Fig. 6 IPG equivalent simulation of surface charging effect in low Earth orbit

## 3 表面充电 IPG 模拟试样的缩比试验技术

按照上述 IPG 模拟方法可以在地面建立与在 轨类似的表面充电效应特性,但由于试验可能会对 试件造成微损伤,所以通常采用子样或等效试验件 代替正式的飞行产品进行试验。虽然子样或等效试 验件的技术状态和工艺可以与飞行产品保持一致, 但是其尺寸难以表现在轨实际的静电放电风险。法 国、日本等开展了一些全尺寸太阳电池阵一次放电 和二次电弧研究实验,并得到了静电放电等离子体 传播速度及积累电荷的宝贵经验,并将相关研究结 果纳入欧洲 ECSS 标准<sup>[10]</sup> 及 ISO 标准<sup>[7]</sup>,在此基础 上利用缩比小尺度太阳电池阵样品开展了静电放电 效应评估试验且进一步完善了理论及试验基础<sup>[11]</sup>。 受限于静电放电试验过程并非无损,同时确保大尺 度下环境模拟源的均匀性也是一个难题,因此很难 采用真实尺寸的太阳电池阵来验证空间环境可能诱 发的静电放电风险。国内仅早期开展了少量全尺寸 太阳电池阵静电放电的模拟技术研究<sup>[12]</sup>,绝大部分 针对低轨及高轨的太阳电池阵静电放电效应模拟试 验均采用小试样代替完整尺寸试件<sup>[13-17]</sup>,因此需要 建立可以将缩比模型试验结果外推至整块太阳电池 阵的模拟方法,这对试验评估的有效性非常重要。

对于表面充电效应试验来说,由于反向梯度电 位主要是表面介质与底层(半)导体间建立的径向 电位梯度,因此小试样获得的典型的反向梯度电位 充电分布同大试样是近似相同的。缩比的关键是充 电引发的静电放电,即小试样放电特性需要与大尺 寸真实产品尽量一致。这是因为试验用的小试样与 真实太阳电池阵通常在径向结构上保持一致,但在 长与宽方向上有较大差别。以放电脉冲电流作为评 估标准,放电特性包括了上升沿、峰值电流和持续 时间。结合静电放电的阈值即可对真实太阳电池阵 的典型静电放电电流脉冲情况进行估计,估计基于 3个假设:1)放电激发的等离子体由放电点向四周 匀速扩散:2)放电等离子体在扩散至其他 IPG 充电 表面时可以充分中和:3)放电等离子体扩散具有有 界性。因此,对于太阳电池阵的缩比过程,在上述 假设下可以根据电池阵表面玻璃盖片的等效电容 率、IPG 的静电放电阈值、放电等离子体扩散速度 及有效传播距离等参数计算出预期的放电脉冲电 流时域特性。根据相关试验研究结果可知,存储在 结构电容中的电荷是电流脉冲初始段(约1us)形 成的原因。对于同样的结构电容,峰值电流与试样 尺寸无关,因此可以通过在放电回路中增加特定的 电容,来实现静电放电初始阶段的电流脉冲等效。 而在反向梯度放电中,释放的电荷多半(>90%)来 自盖片存储电荷中合时产生的电流,因此可以确定 放电电流的补偿回路位置。脉冲电流的宽度与等离 子体到试样边缘的传播时间基本成比例,因此可以 假定一个基本的 IPG 放电等离子体传播速度,并以 其来估计缩比补偿电流的脉冲宽度。根据上述对 GEO 与 LEO 等离子体环境下反向梯度充电的特性 综合分析,可给出通用的 IPG 型表面充电缩比补偿 方法。图 7 所示即是一种典型的模拟补偿电路方 式,根据 IPG 电场建立的部位及放电回路的特点可 按图中方式进行布置:通过保护电阻限制高压偏置 电源的电流;并联补偿电路用于调整放电 ESD 的 波形,包括电流和时间宽度。补偿电路为集总电 路,通过其中的补偿电容控制放电的能量,通过电 阻和电感控制放电脉冲的宽度和上升沿。对于这些 参数如何估计,文献 [18-19] 给出了一些具体的方法。 通过上述模拟方法,可以利用缩比试样达到全尺寸 试件的模拟效果,力求模拟效应与实际情况等效。





#### 4 典型试验模拟过程及结果

本研究开展了利用电子枪模拟高轨太阳电池 IPG 情况下静电放电损伤试验。如图 8 所示,将电 池阵试样的 PN 两极引出短接后接入负偏压模拟 空间等离子体环境产生的带电效应;负偏压的选择 根据电子枪发射电子束能量来确定,以保证到达试 样表面的电子处于表面材料二次电子发射系数大 于 1 的能量区间;利用补偿电容等器件补偿放电能 量,使放电脉冲尽量接近真实尺寸产品的放电特 性。在本次试验中,偏置电压选取为-1.6 kV,电子枪 发射的电子能量为 2.4 keV,束流密度约为 1 nA/cm<sup>2</sup>, 根据太阳电池阵尺寸及静电放电等离子体传播特 性,要求脉冲电流 10 A,脉宽 200 µs,设计的补偿 电路根据之前开展的静电放电阈值试验获取的阈 值与脉冲电流特性要求联合获取得到,计算方法参 见文献 [19]。



图 8 某太阳电池阵试验配置

Fig. 8 Configuration for ground simulation of typical solar array IPG effect

试验中,结合悬浮电容 *C*ext 的情况构建合适的 保护电阻 *R*<sub>b</sub>,使电位探头测量试样时电荷泄漏尽量 小;同时采用移动机构带动非接触电位探头,快速 对试样表面区域进行蛇形扫描获取表面充电电位 分布。图 9 所示为太阳电池阵在静电放电发生前、 后的表面电位分布情况以及该次静电放电监测的 电流脉冲波形。



图 9 某太阳电池阵产生的 IPG 放电前后的电位分布及典型 ESD 波形

Fig. 9 Typical IPG surface potential distributions and ESD waveform

从图 9 可看出: 在静电放电发生之前, 太阳电 池阵中部充电电位约为-800 V; 在放电(电荷中和) 后, 电位约-1000 V; 从电流脉冲波形可看出脉冲峰 值约 10 A, 上升沿约 50 μs, 脉宽约 200 μs, 与试验设 计的放电脉冲能量基本一致。这表明放电前此部位 建立了反向梯度电位(表面电位高于背面电位), 地 面模拟了 IPG 的充电和放电过程, 放电脉冲较好地 释放了补偿电路中的能量, 达到了缩比试验的效果。 另外,针对利用等离子体源模拟低轨太阳电池 IPG 试验的一些典型模拟过程,可参见文献 [9]。

## 5 结束语

空间等离子体环境引起的表面带电效应是影响在轨航天器的重要空间环境效应之一。对于高二次电子发射或光电子发射的表面材料,等离子体环境下表面带电效应以IPG(反向电位梯度)充电为典型充电情况,实际在地面模拟时应尽量覆盖IPG充电诱发的静电放电效应。推荐中高轨利用电子枪或紫外源,低轨道利用冷稠等离子体源模拟IPG充电过程;模拟过程中为了建立IPG,试样基底导电部位需要悬浮且有直流负偏压电源驱动。此外,模拟IPG 时需要针对试样尺度进行缩比补偿,本文给出了一种适用于 GEO 与 LEO 的 IPG 静电放电试样缩比补偿方法。上述全套模拟方法可用于一般太阳电池阵或其他在轨会产生 IPG 充电的试样开展地面模拟及静电放电防护性能评价试验。

#### 参考文献(References)

- STEVENS N J, MILLS H E, ORANGE L. Voltage gradients in solar array cavities as possible breakdown sites in S/C charging induced discharges[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 1981, NS-28(6): 4558-4562
- [2] KRAINSHY I, LUNDIN W, GORDON W I, et al. Secondary electron emission yield: NSG 3197 [R], 1981
- [3] LEUNG P, BODEAU M. Plasma phenomena associated with solar array discharges and their role in scaling coupon test results to a full panel[C] // 40<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV, 2002
- [4] HASTINGS D E, CHO M. The arcing rate for a high voltage solar array: theory, experiment and predictions[C]// 30<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, USA, 1992: 28
- [5] INGUIMBERT V, SARRAIL D, PAYAN D, et al. Electrostatic discharge and secondary arcing on solar array flase-over[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2008, 36(5): 2404-2412
- [6] PAYAN D, SCHWANDER D, CATANI J P. Risks of low voltage arcs sustained by the photovoltaic power of a satellite solar array during an electrostatic discharge: solar arrays dynamic simulator[C] // 7<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conference. Noordwijk, The Netherlands,

2001: 447-453

- [7] Space systems space solar panels spacecraft charging induced electrostatic discharge test methods: BS ISO 11221[S], 2011
- [8] 赵宇, 颜吟雪, 刘业楠. 极轨航天器多层外表面充放电效 应试验研究[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(6): 616-620 ZHAO Y, YAN Y X, LIU Y N. Test of charging & discharging effects of multilayer insulation for spacecraft in sun-synchronous orbit[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(6): 616-620
- [9] 朱立颖, 乔明, 刘业楠, 等. LEO 航天器高压大功率太阳 电池阵静电放电试验与分析[J]. 航天器工程, 2015, 24(4): 65-70
  ZHULY, QIAO M, LIUYN, et al. Test and analysis on

electrostatic discharge of high voltage and high power solar array for LEO spacecraft[J]. Spacecraft Engineering, 2015, 24(4): 65-70

- [10] Space engineering-Spacecraft charging: ECSS-E-ST-20-06C[S], 2008
- [11] 冯伟泉. 第十届航天器带电技术会议 (10<sup>th</sup> SCTC) 论文 综述[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(6): 348-353
  FENG W Q. A review of papers in 10<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conference[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2007, 24(6): 348-353
- [12] 冯伟泉. 地磁亚暴环境引起太阳电池阵烧毁的机理及地 面模拟方法[C]//中国宇航学会结构强度与环境工程专 业委员会暨航天第十信息网 2002 年度学术交流会. 绵 阳, 2002
- [13] 仇恒抗, 李淼, 刘文辉, 等. LEO 航天器高压太阳电池阵 静电放电试验研究[J], 航天器工程, 2021, 30(1): 124-131 QIU H K, LI M, LIU W H, et al. Research on electrostatic discharge test of high-voltage solar array for LEO spacecraft[J]. Spacecraft Engineering, 2021, 30(1): 124-131

- [14] 聂海,杨湛林,寇韵,等. 低轨卫星太阳电池阵静电放电研究[J]. 通信电源技术, 2021, 38(1): 21-23
  NIE H, YANG Z L, KOU Y, et al. Research on electrostatic discharge of solar cell array in low-orbit satellite[J]. Telecom Power Technologies, 2021, 38(1): 21-23
- [15] 张岩松, 欧伟, 于辉, 等. LEO 大面积柔性 HVSA 一次放 电研究[J]. 电源技术, 2015, 39(10): 2169-2172
  ZHANG Y Song, OU W, YU H, et al. Research on primary discharge of large area flexible HVSA used on LEO[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2015, 39(10): 2169-2172
- [16] 胡小峰,陈洪雨,范亚杰,等. 温度对 GEO 轨道太阳电池 阵静电放电影响规律研究[J],装备环境工程,2020,17(6):86-94
  HU X F, CHEN H Y, FAN Y J, et al. Influences of temperature on static discharge pattern of GEO orbit solar array[J]. Equipment Environmental Engineering, 2020,17(6):86-94
- [17] 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 K, LI D T, QIN X G, et al. Experimental simulation of electrostatic discharge characteristics of space solar arrays[J]. Journal of Vacuum Science and Technology, 2013, 33(10): 1007-1010

- [18] JOSHI R S, GUPTA S B. Arc flashover measurement on a 1 m long satellite solar panel coupon[C] // 14<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conference. Noordwijk, The Netherlands, 2016
- [19] 张永泰, 聂翔宇, 刘业楠, 等. 太阳电池阵静电放电试验 的一次放电脉冲调控[J]. 航天器环境工程, 2018, 35(增 刊1): 74-79

(编辑:许京媛)

一作简介: 刘业楠(1981—), 男, 硕士学位, 高级工程师, 主要从事空间环境效应的试验方法、仿真及数据分析相关研究。E-mail: lunny@live.com。