



论文

高压太阳能电池阵诱发的航天器充电及放电机理

黄建国^{①②*}, 刘国青^{①②}, 姜利祥^{①②}, 刘业楠^②, 张超^{①②}, 焦子龙^{①②}, 孙继鹏^{①②}

① 北京航空航天大学可靠性与环境工程技术国防科技重点实验室, 北京 100094;

② 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094

* E-mail: huangjg2012@163.com

收稿日期: 2013-09-11; 接受日期: 2014-04-21; 网络版发表日期: 2014-12-22

摘要 介绍了关于高压太阳能电池阵引发的充电和放电效应的机理、模型及测试结果. 空间站等低轨道航天器由于采用高压太阳能电池阵会诱发结构体带电, 主要包括正常充电和快速充电现象, 以国际空间站为研究对象在分析充电机理的基础上分别建立了快速充电的物理模型, 计算得到典型环境下的快速充电脉冲特征以及正常充电电位幅度与观测结果十分吻合. 结果表明, 快速充电是由出地影瞬间高压电池阵的帆板电压的快速启动所驱动的, 而环境等离子体对玻璃盖片的充电未能快速响应并及时堵塞帆板的电子收集通道, 从而导致了悬浮电位瞬间快速上升; 快速充电是一种非平衡的充电过程, 当发展到平衡态时即表现为正常充电. 高压电池阵诱发的放电则与电池阵的结构特征密切相关, 在电池阵上“金属-介质-等离子体”构成的三结合部存在负电位梯度时会发生一次放电, 若一次放电出现于存在高电压梯度的相邻电池串之间时会诱发二次放电, 二者都依赖于电池的结构参数. 通过实验研究了一次放电和二次放电的阈值条件及其对电池结构参数的依赖关系, 结果表明采用宽电池间隙、涂 RTV 胶对减缓两种放电均有显著效果; 但对于二次放电而言, RTV 胶的使用在延缓二次放电的发生同时也增加了二次放电的严重性.

关键词高压太阳能电池阵
等离子体
航天器充电
放电

随着空间站及低轨道大平台卫星技术的发展, 对太阳功率的需求不断增加, 未来的大功率需求趋势可到 10 kW~1 MW 量级. 满足大功率需求可通过高电压和大电流实现传输, 但大电流传输带来的庞大的功率电缆重量以及可观的欧姆损耗问题使该方法很不可取, 因此, 采用高电源电压(100~1000 V)和低电流传输的高压太阳能电池阵(High Voltage Solar Arrays, HVSA)成功地避免了上述困难, 大型航天器的必然趋势. 然而高压太阳能电池阵在等离子体环境中又会诱发严重的充放电问题(Tribble, 1993; Hastings

等, 1992a), 特别是自国际空间站(International Space Station, ISS)运行以来, HVSA 诱发的充电及放电效应引起了国际航天界的高度关注, 关于 HVSA 诱发的充电及放电研究成为热点研究领域, 至今仍然受到持续关注.

HVSA 的充放电效应主要有两类问题: 一种是 HVSA 在低轨道(LEO)环境中诱发的航天器充电效应, 即由于 HVSA 与 LEO 等离子体环境的相互作用, 导致连接于电池阵负端的结构体相对于空间等离子体悬浮于较高的负电位, 以 ISS 观测到的“正常充电事

中文引用格式: 黄建国, 刘国青, 姜利祥, 等. 2015. 高压太阳能电池阵诱发的航天器充电及放电机理. 中国科学: 地球科学, 45: 43~51

英文引用格式: Huang J G, Liu G Q, Jiang L X, et al. 2015. Mechanisms of spacecraft charging and discharging induced by high voltage solar arrays (in Chinese). Scientia Sinica Terrae, 45: 43~51

件”(normal charging events, NCEs)和快速充电事件(rapid charging events, RCEs)为代表; 另一种是 HVSA 在等离子体环境中引起的放电, 又分为一次放电和二次放电。

关于 HVSA 诱发的充电效应, 在 20 世纪 90 年代国际空间站运行之初曾经被认为非常严重(Carruth 等, 2001)。LEO 等离子体通过太阳帆板及结构体的暴露导体对航天器结构体充电, 由于电子电流密度远大于离子电流密度, 充电达到平衡时 90%左右的太阳帆板将悬浮于负电位, 从而使连接于电池阵负端的结构体也悬浮于负电位, 如图 1 所示, 这种充电现象又称为“正常充电事件”(NCEs); 对于采用 160 V 电池阵的 ISS, 分析认为结构体悬浮电位可达-140 V 左右。但 ISS 的悬浮电位探针(FPP)观测结果表明(Ferguson 等, 2001)悬浮电位远低于预期水平, 一般情况下都在-25 V 以下。为此专门开展了空间试验和地面模拟研究(Guidice 等, 1997), 结果表明由于空间等离子体对太阳帆板上玻璃盖片的充电(电位几个 kTe)所形成的表面势垒“阻塞”了太阳帆板上正偏压部分收集电子电流, 从而使太阳帆板收集的电子电流大大降低, 结构体悬浮电位也因而显著低于预期水平。但 2006 年 ISS 上安装了高分辨悬浮电位探针单元(floating potential measurement unit, FPMU)后, 观测到一种新的充电现象: 航天器在出地影瞬间悬浮电位在几秒钟内快速上升至几十伏(最高观测到-70 V), 在随后的十几秒内降至平衡电位(正常充电电位), 充电脉冲幅度远超过空间站允许的安全阈值(-40 V), 这种现象称为“快速充电事件”(RCEs)(Minow, 2010)。对于快速充电, Ferguson 等人(Ferguson 等, 2009)对其机理提出了初步理论, 认为是由于出地影瞬间太阳帆板在光照下迅速启动而驱动的非平衡充电现象。本文在其理论基础上发展了物理模型, 定量预测快速充电时间的特征和规律, 与 ISS 观测的典型充电事例一致(Huang 等, 2014; 黄建国等, 2013a)。

HVSA 放电则是局限于金属-介质-真空构成的“三结合部”(triple junction, TJ)以及反向电位梯度(inverted potential gradient, IPG)等特殊条件下产生的放电现象, 包括“一次放电”和“二次放电”, 典型地出现在太阳帆板的电池片缝隙处。与高压电池阵负端相连的结构体由于充电效应悬浮于某一负电位, 帆板上玻璃盖片表面被低温等离子体充到接近零电位,

从而构成了反向电位梯度条件(IPG); 这一反向电位梯度在互联片和玻璃盖片之间的狭小距离上形成一个较高的电场, 该电场可引发互联片上产生场致电子发射(EFEE)(Cho, 1992; Hastings 等, 1992a, 1992b), 发射的电子入射到玻璃盖片边缘可导致该处被充以正电位(玻璃盖片具有较高的二次电子系数), 如此又进一步增强了该狭小区域内的空间电场而形成正反馈, 直到产生放电现象。这种放电称为一次放电(primary arc, PA)(图 2)。当放电发生在存在较高电位梯度的相邻电池串间隙时就会引发二次放电(secondary arc, SA); 根据放电持续时间不同还可分为“非持续性放电”(non-sustained arc, NSA)、“暂时持续性放电”(temporary sustained arc, TSA)、“长期持续性放电”(permanent sustained arc, PSA), 如图 3 所示。二次放电使得电源功率不经过负载而直接从电弧泄放, 一旦形成持续性放电(Permanent Sustained Arc, PSA)就会导致严重的功率泄漏(Grier 和 John, 1978), 严重时会导致卫星任务失败(Grier, 1983)。因此, HVSA 放电近年来引起国际航天界的高度重视,

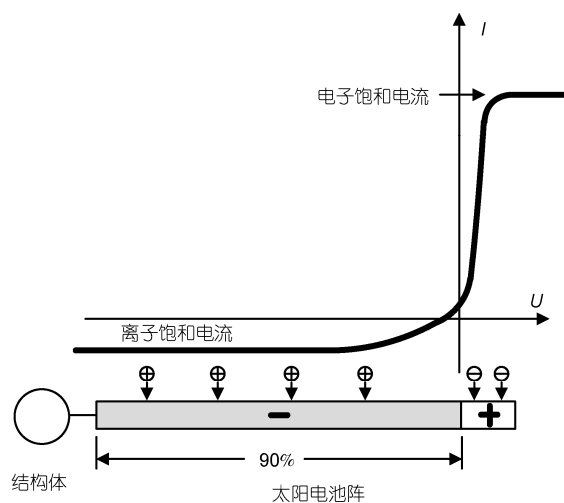


图1 HVSA 诱发结构体充电原理示意图

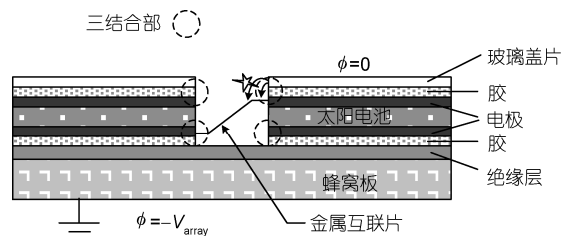


图2 太阳电池结构及一次放电原理示意图

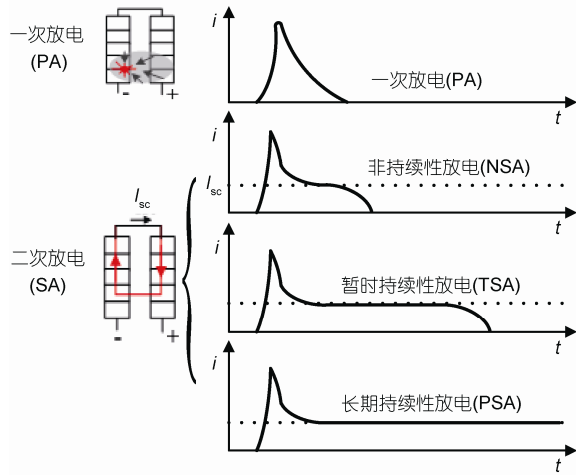


图3 二次放电及其分类示意图

Hastings 和 Cho 等人的研究工作建立了 HVSA 放电的基本理论和评价方法(Hastings, 1992a, 1992b; Cho, 1992). 本文对一次放电和二次放电的阈值条件及其与电池结构特征的依赖关系开展了实验研究, 进一步揭示了 HVSA 放电的机理和规律.

1 HVSA 诱发的充电效应

ISS 上观测到的充电事件有多种, 其中一些属于一般性充电事件, 与 HVSA 无关, 例如, 由于 ISS 桁架结构切割地磁场产生的充电($\phi = \mathbf{v} \times \mathbf{B} \cdot \mathbf{l}$)、在经历高纬区域时遭遇高能电子产生的充电等; HVSA 诱发的充电主要有航天器出地影时的正常充电事件(NCEs)和快速充电事件(RCEs).

1.1 正常充电

正常充电是航天器出地影后由 HVSA 驱动的一种平衡态的结构体带电现象, 由充电电流平衡方程决定:

$$I_e - I_i = I_e - (I_{i-arr} + I_{i-str}) = 0, \quad (1)$$

式中, 如图 1 所示, I_e 为来自于太阳帆板上处于正偏压的部分收集的电子电流, I_i 是离子电流, 包含两部分: (1) 来自于帆板上负偏压部分收集的离子电流 I_{i-arr} ; (2) 来自于结构体上的暴露导体收集的离子电流 I_{i-str} . 现以 ISS 为对象来分析各部分电流的处理方法.

(1) 电子电流 I_e 的计算. I_e 来自于电池阵上正偏

压部分的暴露导体(金属互联片、电池边缘)收集的空间电子电流. 当充电平衡时, 电池片缝隙内的暴露导体被玻璃盖片表面的负电位势垒所堵塞, 只有帆板两侧的电池边缘收集电子, 如图 4 所示. 电子通过鞘层被两侧暴露导体收集, 鞘层可近似作圆柱形处理, 因此有

$$I_e = A_{SA} \int_0^{160-|\phi|} \frac{1}{8} \frac{\pi r_{sh}}{d} J_{e0} \frac{dV}{160}, \quad (2)$$

式中, J_{e0} 为热电子电流密度, $J_{e0} = N_e e (kT_e / 2\pi m_e)^{1/2}$ (这里, N_e 和 T_e 分别为电子数密度和电子温度, e 和 m_e 分别为电子电荷和电子质量); r_{sh} 为等离子体鞘层半径, d 为帆板宽度. $\pi r_{sh} / 8d$ 是由于鞘层效应和玻璃盖片缝隙的堵塞效应导致的电流密度改变, 这里假设通过周长为 πr_{sh} 的半圆柱形鞘层收集的电流平均分配到宽度为 d 的帆板上, 但由于堵塞效应, 平衡时只有两侧边缘的暴露导体(约占帆板上暴露导体总面积的 $1/8$)收集电流, 详见式(7)的讨论. V 为帆板上的电压分布, ϕ 是结构体悬浮电位, $\int_0^{160-|\phi|} \frac{dV}{160}$ 表示从帆板上电压分界点到正端(正端电压为 $160 - |\phi|$)的积分(帆板电压 160 V); A_{SA} 为帆板上暴露导体面积; 根据“轨道限制理论”(Rodgers, 2004), 鞘层半径为

$$r_{sh} = \left(\frac{eV}{kT_e} \right)^{1/2} \lambda_d, \quad (3)$$

式中, λ_d 为德拜半径; 帆板的电压分布沿帆板纵向变化, 因而鞘层半径也沿纵向变化.

(2) 离子电流 I_{i-arr} , I_{i-str} 的计算. 对于 LEO 等离子体, 离子的热速度远小于航天器速度 v_s , 因此, 太阳帆板负偏压部分收集的离子电流 I_{i-arr} 是由离子以航天器速度 v_s 入射正偏压部分的暴露导体产生的:

$$I_{i-arr} = A_{SA} \int_0^\phi J_{i0} \frac{dV}{160}, \quad (4)$$

式中, $J_{i0} = N_e e v_s$ 为离子电流密度.

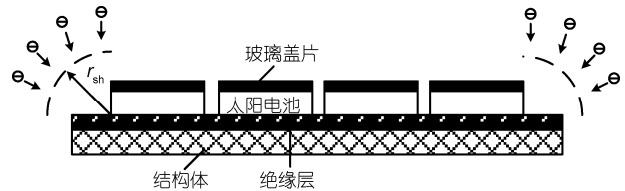


图4 充电平衡时太阳能电池阵鞘层结构及电流收集示意图(横截面)

结构体收集的离子电流 I_{i-Str} 需要考虑暴露导体的形状, 对于 ISS 而言, 结构体上的暴露导体主要是用以拉升太阳帆板的丝状或杆状导体, 可近似看作以平均半径存在的柱状导体, 导体电位 ϕ (即结构体悬浮电位) 对离子收集有聚焦效应, 有

$$I_{i-Str} = A_{Str} \cdot \frac{1}{2} J_{i0} \left(1 + \frac{\phi}{T_i^*} \right)^{1/2}, \quad (5)$$

式中, A_{Str} 是结构体上暴露导体的面积; 因子 $1/2$ 是因为离子是从迎风面单向入射的, 只有半个柱面在收集离子电流; T_i^* 是与离子能量 $m_i v_s^2/2$ 的等效温度. 空间站结构参数对于模型计算十分重要, 所需参数均取自 Ferguson 等 (2009): $A_{SA}=7.5 \text{ m}^2$, $A_{Str}=6.3 \text{ m}^2$, $T_i^*=4.89 \text{ eV}$.

(3) 计算结果. 将式(2), (4)和(5)代入式(1), 可得到悬浮电位, 这里没有考虑航天器姿态的变化. 图 5 是一定等离子体密度范围内的 ISS 悬浮电位, 与 ISS 观测结果基本吻合 (Carruth 等, 2001; Minow, 2010).

1.2 快速充电

快速充电发生在航天器出地影瞬间几秒钟时间内, 是由太阳电池阵在接受光照后快速启动过程所驱动的, 是一种非平衡的充电过程, 不满足电流平衡方程, 需要建立充电微分方程. 太阳帆板和结构体上的暴露导体收集的电流对结构体进行充电, 相当于电容充电过程, 满足以下微分方程 (黄建国等, 2013a):

$$A_{SA} \int_0^{V_0-\phi} J_{e-SA} \frac{dV}{160} - A_{SA} \int_0^{\phi} J_{i-SA} \frac{dV}{160} - A_{Str} J_{i-Str} = C_s \frac{d\phi}{dt}, \quad (6)$$

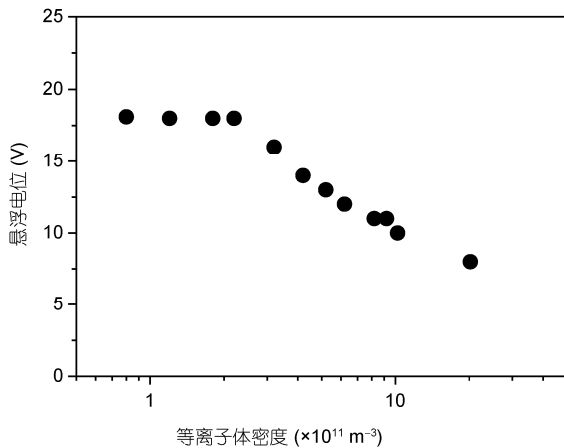


图 5 不同等离子体密度条件下的正常充电电位

式中, 第一项为太阳帆板正偏压部分收集的电子电流, J_{e-SA} 为电子电流密度; 第二项为帆板负偏压部分收集的离子电流, J_{i-SA} 为离子电流密度; 第三项为结构体收集的离子电流, J_{i-Str} 为离子电流密度. V_0 为太阳帆板电压, 沿帆板长度方向呈线性分布; C_s 为结构体相对于空间等离子体的电容.

(1) 电子电流密度 J_{e-SA} . 快速充电事件出现在 10^{10} m^{-3} 量级电子密度范围, 由式(3)计算可知太阳帆板上大部分正偏压部分的鞘层半径远大于帆板的横向尺寸 d (对于 ISS, $d=0.32 \text{ m}$), 帆板的鞘层可近似看作圆柱面, 其半径沿帆板长度变化 (图 6). 认为进入鞘层的电子电流沿横向均匀地入射到暴露导体上; 同时, 帆板正面玻璃盖片被环境等离子体充电至平衡, 使进入缝隙内的电子电流因堵塞效应呈指数衰减 (设堵塞时间常数为 τ_{ch}). ISS 的太阳帆板由 4 列电池组成 (图 6), 被堵塞的导体面积约占 $7/8$, 因此有

$$J_{e-SA}(V) = \frac{\pi r_{sh}}{d} \left[\frac{1}{8} J_{e0} \exp(-t/\tau_{ch}) \right]. \quad (7)$$

(2) 离子电流密度 J_{i-SA} , J_{i-Str} . 类似于 2.1 节分析, 太阳帆板负偏压部分收集的离子电流密度为 (平板模型)

$$J_{i-SA} = J_{i0} = N_e e v_s. \quad (8)$$

ISS 结构体上暴露导体为丝状或杆状导体, 收集的离子电流密度为 (圆柱模型)

$$J_{i-Str}(\phi) = \frac{1}{2} J_{i0} \left(1 + \frac{\phi}{T_i^*} \right)^{1/2}. \quad (9)$$

(3) 帆板电压的驱动作用. 快速充电是由于出地影瞬间太阳帆板电压迅速启动而驱动的, 出地影瞬间在太阳光照下帆板电压 V_0 迅速上升, 沿帆板呈线性分布的电压 V 也随之快速上升, 驱动了快速充电的发生. 帆板电压 V_0 可认为是在启动时间 t_0 内线性

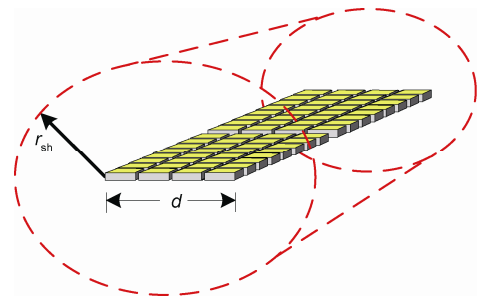


图 6 太阳帆板鞘层结构示意图

上升:

$$V_0(t) = \begin{cases} V_{0\max} \frac{t}{t_0}, & t \leq t_0, \\ V_{0\max}, & t > t_0. \end{cases} \quad (10)$$

另一种可能的启动方式为指数上升:

$$V_0(t) = V_{0\max}(1 - e^{-t/t_0}), \quad (11)$$

式中, $V_{0\max}$ 为帆板电压的饱和值, 对于 ISS 而言, $V_{0\max}=160$ V.

(4) 计算结果. 分别针对 RCE 发生的典型环境条件($N_e=2 \times 10^{10} \text{ m}^{-3}$, $T_e=0.173 \text{ eV}$)计算了上述两种帆板启动方式下的充电波形(图 7 和 8), 与 ISS 观测到的典型 RCE 脉冲非常吻合(Ferguson 等, 2009; Huang 等, 2014; 黄建国等, 2013a).

快速充电的产生有两个原因, 一是太阳帆板在出地影瞬间受到太阳光照射快速启动, 从而驱动了充电过程; 二是帆板上玻璃盖片的充电来不及快速堵塞缝隙内导体的电子电流收集, 从而使得在出地影的数秒内(典型为 1~3 s)悬浮电位快速上升. 从图 7 和 8 可以看出, 随着快速充电过程向平衡演化, 快速充电最后表现为正常充电事件.

2 HVSA 诱发的放电效应

2.1 机理及模型

对于 HVSA 诱发的放电, Hastings 等(1992a, 1992b)和 Cho 等(1991)已经建立了半解析的物理模

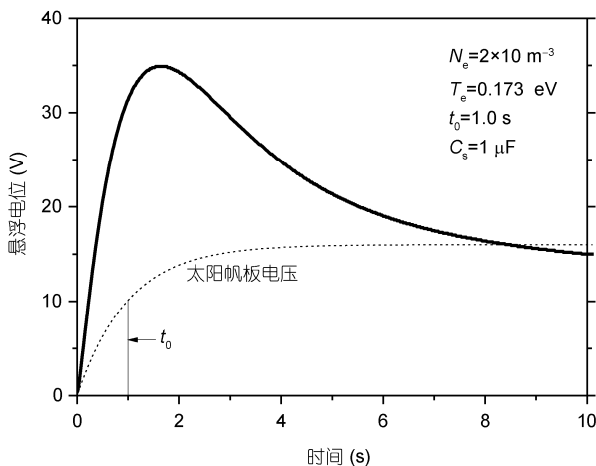


图 7 快速充电脉冲算例一

虚线所示为指数启动的太阳帆板电压

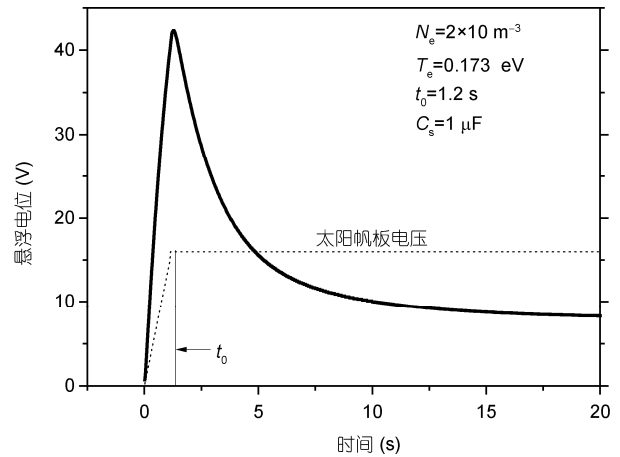


图 8 快速充电脉冲算例二

虚线所示为线性启动的太阳帆板电压

型. 一次放电发生在存在反向电场梯度的“金属-介质-等离子体”三结合部(TJ), 基本物理图像有如下 4 方面:

(1) 反向电场梯度(即金属相对于相邻的介质处于负电位)使得互联片(电位 V_0)与玻璃盖片之间(距离 d)存在强电场 $E \approx |V_0|/d$.

(2) 当互联片表面 TJ 附近存在场致发射点时, 由于场致增强发射效应(Enhanced Field Electric Emission, EFEE)就会从发射点发射大量电子撞击临近玻璃盖片或胶的侧面, 由于玻璃盖片的二次电子系数大于 1, 发射电子的轰击使玻璃盖片侧面带正电, 并进一步增强了 TJ 局域的电场, 构成正反馈过程. 发射点发射的电子电流随着 TJ 局域电场的增强非线性迅速增长.

(3) 发射电子的轰击同时解吸出大量吸附于玻璃盖片的中性分子, 在局部形成密度高达 10^{23} m^{-3} 的稠密中性气体, 为电子的雪崩放电创造条件; 即使未产生稠密的中性气体, 当 TJ 局部电场增长到一定程度也会引起沿介质表面的击穿放电.

(4) 根据表面电场的变化可以预知达到击穿放电所需的时间, 从而可以计算放电发生率.

根据上述物理图像, Hastings 等(1992a, 1992b)和 Cho 等(1991)给出了场致发射点表面电场 E_e 的增长率:

$$\frac{dE_e}{dt} = \frac{\sqrt{S}}{C_{\text{diel}} d_i^2} (\gamma_{\text{ee}} - 1) j_{\text{ec}}, \quad (12)$$

式中, γ_{ee} 为玻璃盖片的二次电子系数, j_{ec} 为发射电流密度, C_{diel} 为电池侧面单位长度上的电容, S 为电子发

射点的面积, d_i 是电子撞击点与 TJ 的距离(图 9).

$$j_{ec} = A(\beta^2 E_e^2) \exp\left(-\frac{B}{\beta E_e}\right), \quad (13)$$

式中, E_e 为发射点的电场强度, β 为 EFEE 发射系数, 其余为常数.

E_e 的增长如图 10 所示, 在 t_{EFEE} 处发生放电, 放电的发生频率为

$$\gamma = \frac{1}{t_{EFEE}}. \quad (14)$$

2.2 一次放电

虽然 HVSA 放电机理基本明确, 但放电频率还取决于具体的太阳电池材料和位形, 针对不同的空间应用需要进行具体的评价和分析. 实验上测量放电频率往往具有很大的离散性, 一方面因为不同的放电受到一些不确定因素的支配, 重复性很差; 另一方面, 工程应用上更关心放电的阈值条件以便进行防护设计. 因此, 实验研究了一次放电的阈值电压及相关的的影响参量, 测量电路如图 11 所示. 实验中, 取 1 次/5 min 为放电发生的判据. 一次放电主要取决于

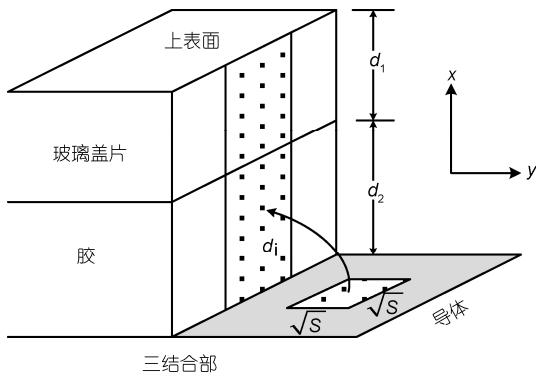


图 9 TJ 的场致电子发射及充电过程示意图

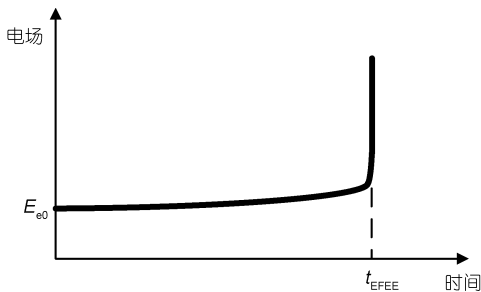


图 10 发射点电场的增长

电池样品上导体的偏压和电池结构参数, 对电池串电压依赖度不高. 因此, 为了简化设计将电池串并联, C_{ext} , R_{ext} 及 L_{ext} 用以模拟真实放电脉冲的波形, 为模拟 1.5 pA, 500 μ s 的放电电流脉冲, 取值如下: $C_{ext}=2 \mu$ F, $R_{ext}=94 \Omega$ 及 $L_{ext}=8$ mH; 限流电阻 $R_b=10$ k Ω ; 电流探头 CP1 用以监测电池和基板之间的放电, CP2 和 CP3 用以监测电池间隙的放电, 而所有的放电都可以被 CP4 捕获到; 模拟 LEO 等离子体环境为 $N_e=10^5 \sim 10^9 \text{ cm}^{-3}$, $T < 5$ eV.

实验针对某卫星型号的太阳电池, 研究了放电的阈值电压与玻璃盖片厚度、电池串间隙宽度、RTV 胶、基板偏压阈值等重要参量的关系, 结果如表 1 所示. 结果表明, 不同的因素对电压阈值有不同程度的贡献, 为了描述这种影响程度, 定义每个参量的权重因子 α_A :

$$\alpha_A = 1 + (\Delta V / V_0) / (\Delta A / A_0), \quad (15)$$

式中, A 表示电池的位形参量, 例如盖片厚度、电池串间隙、是否使用 RTV 胶等; 对于 RTV 胶的使用情况, 若使用则定义 $A=1$, 否则 $A=0$; $\Delta V / V_0$ 和 $\Delta A / A_0$ 分别为归一化的阈值电压及电池位形参量(以标准的#1 样品为参照进行归一化), 计算得到的#2, #3 和#4 样品的权重因子分别是 1.19, 1.56 和 1.25(表 1). 则以权重因子为变量可以反映出电池样品的不同位形参量对放电阈值电压的影响程度, 如图 12 所示. 从减缓放电的有效性来说, #3 样品的宽间隙>#4 样品的使用 RTV 胶>#2 样品的采用厚玻璃盖片.

2.3 二次放电

二次放电是由一次放电引发的, 但存在较高的串间电压是产生二次放电的必要条件. 模拟实验电

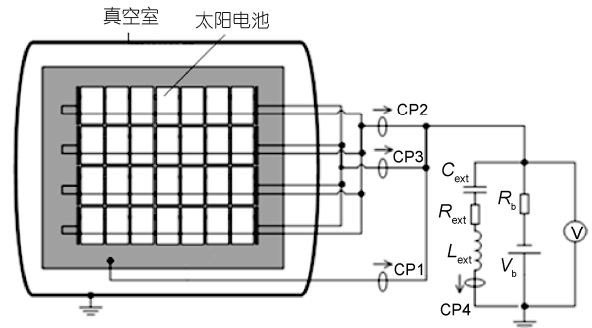


图 11 一次放电实验模拟电路

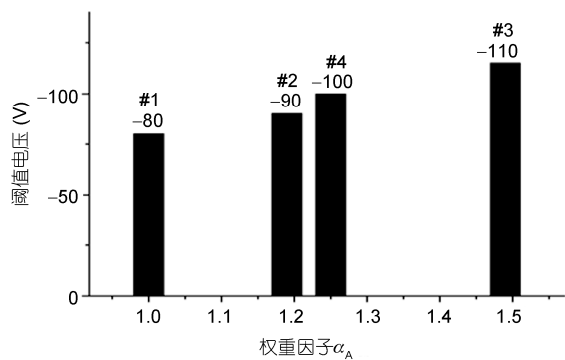


图 12 太阳电池样品的放电电压阈值随权重因子的变化

表 1 不同电池位形设计的一次放电阈值

编号	玻璃盖片厚度 (mm)	电池串间隙 (mm)	是否用 RTV 胶	阈值电压 (V)	α_A
#1	0.12	0.9	否	-80	1.00
#2	0.30	0.9	否	-90	1.19
#3	0.12	1.5	否	-110	1.56
#4	0.12	0.9	是	-100	1.25

路如图 13 所示. 其中, 电流源用以模拟电池阵产生的功率, 二极管用于在放电情况下对电流源进行保护; C_1 , C_2 和 C_3 用以模拟电池串和基板的电容; 基板电容 C_3 是导电的电池阵基板和电池之间通过绝缘层

形成的电容, 电池串电容 C_1 和 C_2 是两个电池串的电容; 根据模拟太阳电池阵的结构尺寸及电池片数量, 计算得到 $C_1=C_2=20\text{ nF}$, $C_3=21\text{ nF}$. R_L 用以模拟电源负载, 电流探头 CP1~CP3 用以监测电池串回路中的放电电流脉冲, CP4 监测一次放电电流.

二次放电的阈值条件测试结果如图 14, 图中给出了二次放电电流脉冲与串间电压的关系, 红线显示了放电的阈值条件. 除表 1 所示的样品外, 另外增加了一个在串间涂 RTV 胶的样品(#5). 对图中的数据用 $y=ax^b$ 函数拟合, 结果为 $a=921.5$, $b=-1.6$. 与 #1 样品相比, 采用厚盖片(#2)和宽间隙(#3)对二次放电阈值影响微弱, 尽管对一次放电有显著影响(图 13); 而采用 RTV 胶则显著增加了放电阈值(#4 和 #5), 同时结果表明, 虽然使用 RTV 延缓了二次放电的发生, 而一旦发生则倾向于长期持续性放电(PSA).

3 讨论及总结

高压太阳电池阵的应用给 LEO 航天器带来了特有的充电和放电效应, 随着未来高压电池阵母线电压的增加, 充放电的影响将越来越严重. 本文分别针对 HVSA 诱发的充电和放电效应进行了研究. 针对 HVSA 诱发的结构体充电, 建立了定量描述正常充电

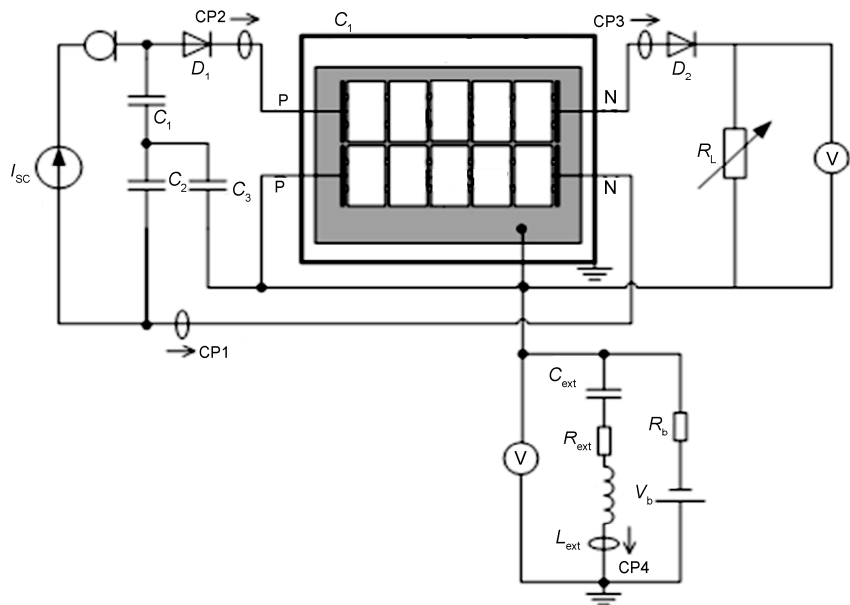


图 13 二次放电测量电路示意图

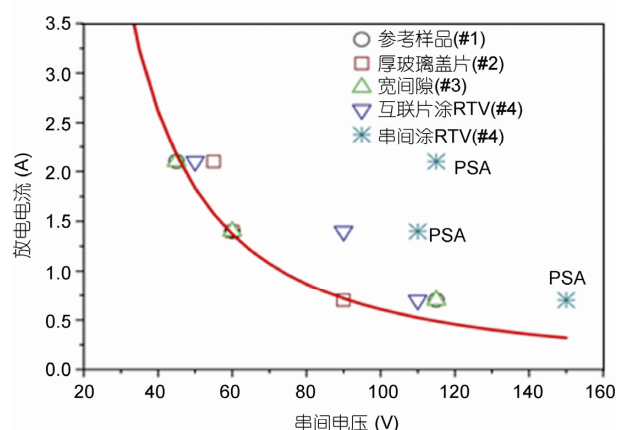


图 14 二次放电阈值测试结果

和快速充电过程和特征的物理模型,并针对国际空间站轨道环境给出了典型计算结果,与观测结果基本吻合;针对 HVSA 诱发的放电效应介绍了一次放电和二次放电的机理,并实验研究了放电的电阈条件与电池结构参数的依赖关系等规律. 研究结果不仅深化了对充放电机理的认识,更为工程防护设计提供重要依据.

HVSA 与 LEO 等离子体的相互作用导致了航天器结构体产生悬浮电位,ISS 观测的正常充电事件中悬浮电位一般比较低,原因是太阳帆板上玻璃的充

电对帆板收集电子起到了阻塞作用;但在空间站出地影瞬间的几秒钟内,由于太阳帆板电压迅速启动,上述阻塞效应不能及时跟随帆板电压的快速启动而堵塞帆板的电子收集,从而产生快速充电事件. 因而快速充电事件本质上是一种非平衡的充电现象,当充电达到平衡时即表现为正常充电事件,所以,快速充电事件通常比正常充电严重得多,ISS 观测到的严重快速充电事件可高达 -70 V 水平. 针对快速充电的详细特征和规律在另一篇文献中给出了详细的研究和分析(黄建国等,2013b).

HVSA 诱发的放电则与帆板上“金属-介质-等离子体”构成的三结合部的特殊构型有关,在存在负电位梯度条件下,场致电子增强效应是诱因,玻璃盖片较高的二次电子系数以及电池缝隙结构尺寸对电场的增强产生重要贡献. 一次放电主要取决于基板的偏压(导致负电位梯度),二次放电主要取决于串间电压,但二者同时又都依赖于电池的结构参数. 通过模拟实验研究了发生一次放电和二次放电的阈值条件及其对电池结构参数的依赖关系,结果表明采用宽电池间隙、涂 RTV 胶对减缓一次和二次放电都有显著效果,但对于二次放电而言,在 RTV 胶的使用(互联片上或串间)一方面延缓了二次放电的发生,另一方面却增加了二次放电的严重性.

参考文献

- 黄建国, 易忠, 孟立飞, 等. 2013a. 空间站快速充电事件的机理研究. 物理学报, (9): 574–581
- 黄建国, 易忠, 孟立飞, 等. 2013b. 空间站快速充电效应的物理过程及特征. 物理学报, (22): 445–451
- Carruth M R, Schneider T, McCollum M, et al. 2001. ISS and space environment interactions without operating plasma contactor. In: 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit 8–11 January 2001, Reno NV. AIAA-2001-0401
- Cho M. 1992. Arcing on high voltage solar arrays in low earth orbit: Theory and computer particle simulation. Doctoral Dissertation. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology
- Cho M, Hastings D E. 1991. Dielectric charging processes and arcing rates of high voltage solar arrays. J Spacecr Rockets, 28: 698–706
- Ferguson D C, Morton T L, Hillard G B. 2001. First results from the floating potential probe (FPP) on the International Space Station. In: 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit 8–11 January 2001, Reno NV. AIAA 2001-0402
- Ferguson D C, Craven P, Minow J I, et al. 2009. A theory for rapid charging events on the International Space Station. In: 1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. San Antonio, Texas, 22–25 June 2009. 1–24
- Grier N T. 1983. Plasma interaction experiment II: Laboratory and flight results. In: Spacecraft Environment Interactions Technology Conference. NASA CP-2359: 333–348
- Grier N T, John S N. 1978. Plasma interaction experiment (PIX) flight results. Technology Report. Spacecraft Charging Technology. NASA CP-2071: 295–314
- Guidice D A, Davis V A, Cutis H B, et al. 1997. Photovoltaic Array Space Power Plus Diagnostics (PASO Plus) Experiment. Technical Report. NASA, PL-TR-97-1013, Final Report
- Hastings D E, Cho M, Kuninaka H. 1992a. Arcing rate for high voltage solar array: Theory, experiment and predictions. J Spacecr Rockets, 29: 538–554

- Hastings D E, Weyl G, Kaufman D. 1992b. The threshold voltage for arcing on negatively biased solar arrays. *J Spacecr Rockets*, 27: 538–554
- Huang J G, Yi Z, Zhao H, et al. 2014. Model for rapid-charging events for International Space Station. *J Spacecr Rockets*, 51: 11–15
- Minow J I. 2010. Summary of 2006 to 2010 FPMU measurements of International Space Station frame potential variations. In: 11th Spacecraft Charging Technology Conference Albuquerque, New Mexico. 20–24
- Rodgers D. 2004. Spacecraft plasma interaction guidelines and handbook. Version 0.3. European Space Agency, QinetiQ/KI/SPACE/HB042617, 30 September
- Tribble A C. 1993. Low earth orbit plasma effect on spacecraft. In: 31st Aerospace Sciences Meeting, 11–14 January 1993, Reno NV. AIAA93-0614