

# 卫星部件内部充放电试验与仿真

张振龙, 全荣辉, 韩建伟, 黄建国

(中国科学院 空间科学与应用研究中心, 北京 100190)

**摘要:** 内部充放电效应是主要空间环境效应之一, 对中高轨卫星的威胁很大。当前的内部充放电研究主要关注材料, 试验手段和计算机仿真工具不能处理三维卫星结构, 无法满足工程应用需要, 将关注对象拓展至具有复杂结构的卫星部件是有意义的。本工作尝试利用  $^{90}\text{Sr}$ - $^{90}\text{Y}$  源, 对太阳帆板驱动机构导电环样品进行了模拟试验, 测得不同条件下样品表面电位的差异, 并观测到放电现象。同时, 利用蒙特卡罗模拟和有限元分析, 得到了样品内部充电电场和电位的空间分布。证明利用现有条件进行部件级的模拟试验和仿真分析是可行的。具体的试验和仿真结果, 对指导太阳帆板驱动机构内部充放电防护设计, 也具有一定意义。

**关键词:** 内部充放电; 卫星; 部件; 空间环境效应

中图分类号: V520.6 文献标志码: A 文章编号: 1000-6931 (2010) S0-0538-07

## Internal Charging-Discharging Test and Simulation for Satellite Components

ZHANG Zhen-long, QUAN Rong-hui, HAN Jian-wei, HUANG Jian-guo

(Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** Internal charging-discharging is one of the primary space environment effects, to threaten the safety of medium earth orbit and geosynchronous orbit satellites. At the present time, study of internal charging-discharging is mostly about dielectric material, and the experiment facility and computer simulation tools can not deal with 3D satellite structure. Then to focus on satellite components is helpful for engineering. A  $^{90}\text{Sr}$ - $^{90}\text{Y}$  disk source was employed to charging some solar array drive assembly slip ring samples, and the surface voltage and electrostatic discharge were measured and compared each other. The space distributions of electric field and potential in the samples were got via Monte-Carlo method and finite element method. The results are also helpful for design of solar array drive assembly.

**Key words:** internal charging-discharging; satellite; component; space environment effects

内部充电 (Internal Charging) 是指空间辐射环境中的高能带电粒子穿透卫星蒙皮, 在其内部的绝缘介质或孤立导体上沉积并建立电场的过程, 也称深层充电 (Deep Dielectric Charging), 但在含义上略有区别, 后者的对象

仅针对绝缘介质, 强调电荷在材料体积内的沉积。当沉积的电荷积累到一定程度时, 便会产生静电放电 (ESD), 对卫星电子系统造成干扰、伪指令, 甚至烧毁。

美国宇航公司的 J. F. Fennell, 对 298 起卫

星在轨故障原因进行了统计<sup>[1]</sup>, 结果显示, 表面和内部充电产生 ESD 导致的卫星故障占 54%, 与单粒子效应并列成为当代卫星的两大杀手。对于导航、通信等 MEO 和 GEO 轨道卫星来说, 内部充放电是最主要的威胁, 因这些轨道处于地球外辐射带之内, 在 高能电子通量增强期<sup>[2]</sup>, 几百 keV 至几 MeV 的电子通量可超出 NASA 或 ESA 给出的安全阈值<sup>[3-4]</sup>几个量级。ANIK-E1、ANIK-E2、Galaxy-4<sup>[5-6]</sup>, 以及近期的 Galaxy-15<sup>[7]</sup>等卫星皆因内部充放电失效; 我国 TC-1、TC-2 两颗卫星在 2004 年发生的一系列故障, 亦是由内部充放电引起<sup>[8]</sup>。

我国“十二五”及其后, 规划有数量众多的应用卫星运行在内部充放电高发的 MEO 和 GEO 轨道, 这些卫星将使用集成度更高、规模更大的电子器件, 并对长寿命、高可靠、全天候持续稳定工作有着严格要求<sup>[9]</sup>, 做好内部充放电防护设计, 是保障规划顺利实施的关键。尽管自 80 年代以来, 世界各主要航天国家均先后对内部充放电研究进行了投入, 通过飞行试验<sup>[10-11]</sup>和地面模拟试验<sup>[12-14]</sup>, 基本掌握了其机理和规律, 并建立了计算机仿真模型<sup>[15-17]</sup>, 但现有积累还不足以解决工程问题。时至今日, 工程师仍不能在卫星发射之前, 通过评估确定其不会发生充放电异常。这部分归因于当前内部充放电研究还限于“材料级”——试验对象多是简单构型的均一介质; 仿真工具, 如 NUMIT<sup>[15]</sup>或 DICTAT<sup>[16]</sup>, 仅能处理理想化的一维平板或圆柱模型。而卫星上实际发生的内部充放电现象是一复杂的物理过程, 它不仅与介质材料的性能参数、厚度等条件相关, 同时还与具体的卫星结构和布局相关。因此, 期望解决好卫星内部充放电问题, 关注的对象在材料的基础上更进一步是必要的。本工作尝试利用  $^{90}\text{Sr}-^{90}\text{Y}$  源, 对卫星敏感部位进行“部件级”模拟试验, 并基于蒙特卡罗模拟和有限元分析, 对部件内部电场和电位的分布进行计算机仿真。

## 1 装置介绍

空间中心卫星深层充放电实验模拟装置的核心是一枚  $^{90}\text{Sr}-^{90}\text{Y}$  源, 用于模拟外辐射带高能电子环境。此外, 还配备了 1 台 EK-100-FL

电子枪, 可提供 5~100 keV 单能电子; 真空系统工作压强  $\leq 5.0 \times 10^{-4}$  Pa; 半导体温控样品台工作范围  $-50 \sim +100$  °C, 温控精度  $\pm 1$  °C。装置配备有多台专用仪器, 可在试验过程中进行样品的表面电位、接地电流、放电电流和电场脉冲等参数的测量。该装置曾长期用于卫星材料的充放电试验研究<sup>[14]</sup>, 近期亦用其开展了一些卫星较小部件或大部件重点部位的模拟试验。装置的照片如图 1 所示。



图 1 卫星深层充放电实验模拟装置照片

Fig. 1 Photo of satellite deep charging-discharging simulator

### 1.1 $^{90}\text{Sr}-^{90}\text{Y}$ 源模拟辐射环境

$^{90}\text{Sr}-^{90}\text{Y}$  是纯 $\beta$ 源, 且出射电子能量高、半衰期长, 适于作为内部充放电的模拟辐照源。其中,  $^{90}\text{Y}$  是  $^{90}\text{Sr}$  的子体,  $^{90}\text{Sr}$  半衰期为 28.8 a,  $E_{\max, \text{Sr}} = 0.546$  MeV,  $^{90}\text{Y}$  的半衰期为 64.0 h,  $E_{\max, \text{Y}} = 2.28$  MeV<sup>[18]</sup>。与电子加速器相比,  $^{90}\text{Sr}-^{90}\text{Y}$  源的 $\beta$ 衰变具有连续能谱, 且与外辐射带电子能谱较好匹配(图 2), 电子通量容易控制在与空间相仿的 pA 量级, 可进行长时间辐照试验, 运行成本低<sup>[19]</sup>; 不足之处是难以提供较大的辐照场。

空间中心装置内的  $^{90}\text{Sr}-^{90}\text{Y}$  为圆盘面源, 出厂活度  $3.3 \times 10^9$  Bq, 活性区直径 3.0 cm, 可满足 GEO 轨道最恶劣情况电子能谱<sup>[3]</sup>的模拟。为保障试验过程中人员的安全, 根据 GB16368 标准对其进行了防护设计, 防护分为非辐照状态下的贮存防护和辐照状态下的试验防护, 两部分均采用内铝外铅的复合结构。

试验中通过调节  $^{90}\text{Sr}-^{90}\text{Y}$  源与试验样品间的距离来改变电子通量, 也可在试验样品前设

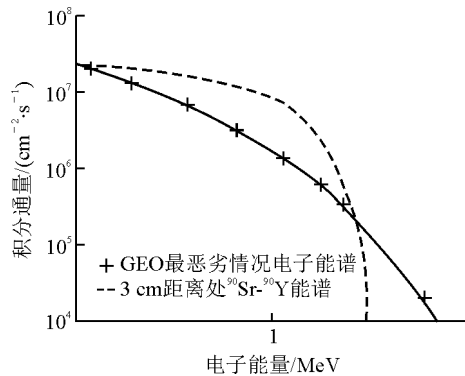


图2  $^{90}\text{Sr}$ - $^{90}\text{Y}$  源能谱与 GEO 最恶劣电子环境的比较  
Fig. 2  $^{90}\text{Sr}$ - $^{90}\text{Y}$  integral electron spectra compared with worst-case GEO environment

置一定厚度的铝屏蔽来调制通量和能谱。距离的调节范围通常在 1.0~10.0 cm 之间,最大可至 18.0 cm。利用自制的法拉第杯和 Keithley6517A 皮安表,在真空条件下测量了不同距离处的电子通量(图3)。由此可知,距离面源 3.0 cm 处的电子通量与 GEO 轨道最恶劣情况相当。测量所用法拉第杯的杯口直径为 1 cm,在设计上注意了以下几点:内杯的壁厚大于  $^{90}\text{Sr}$ - $^{90}\text{Y}$  源最大能量电子射程;抑制二次电子发射,使其带来的误差低于 5%;测量过程中放射源面对内杯口测量面始终完全可见。

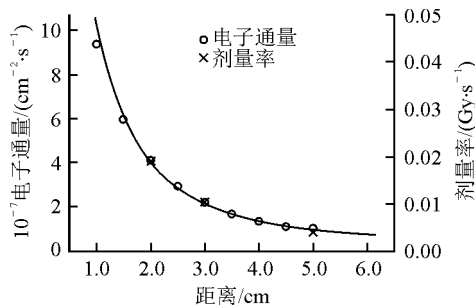


图3  $^{90}\text{Sr}$ - $^{90}\text{Y}$  源的电子通量和剂量率随距离的变化  
Fig. 3 Flux-distance and dose-distance curve of  $^{90}\text{Sr}$ - $^{90}\text{Y}$  disk source

假设  $^{90}\text{Sr}$ - $^{90}\text{Y}$  源是理想面源,在无屏蔽情况下,设轴线上某点与面源距离为  $a$ ,则该点的电子通量  $\Phi$  可通过对面源的积分求得:

$$\Phi = \int_0^R \int_0^{2\pi} \frac{q_s r d\theta dr}{4\pi(a^2 + r^2)} = \frac{q_s}{4} \ln \frac{R^2 + a^2}{a^2} \quad (1)$$

其中:  $q_s$  为面源比强度;  $R$  为面源半径。用式(1)对测量结果进行拟合(图3实线)可得该枚源的  $q_s = 4.5 \times 10^8 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ 。对于非轴线上某点的电子通量,可通过同样的方法积分求得,进一步计算可知:距离面源 3 cm 处、直径 4 cm 的面域内,边缘与中心的电子通量之比为 75%。

除电子通量外,放射源的辐射剂量率也采用热释光法进行了测量。剂量片材料为 LiF,本身偏差低于 2.5%,试验得到的直接测量结果为 LiF 中的吸收剂量,乘以转换系数即可得到 Si 中的吸收剂量(图3)。

## 1.2 表面电位测量

在地面模拟试验中,表面电位是一直观且相对容易获得的充电参数。采用非接触式方法对其进行测量,仪器为 Trek341B 高速高压静电电位计。Trek341B 的探针很敏感,不适于直接在真空室内复杂环境下工作,因此设计了过真空电容转接探针<sup>[20-21]</sup>。试验中,真空室内的转接探针与被测样品表面间的距离通常固定在约 3 mm,对样品进行辐照时,转接探针通过电动控制提起至试验防护体外,避免被辐照;测量时,先将放射源收回至贮存防护体内,并关闭源闸,再将转接探针放下至被测样品前进行测量。这样得到的原始测量结果还需经过标定,通常是以 1 块金属平板代替样品,用标准电压源加不同偏压,记录电位计的对应读数,从而得到电位标定曲线,再将上面得到的原始测量结果与电位标定曲线进行对照,即可获得样品表面的真实电位。

需指出的是,上述方法得到的是样品表面测量点附近的电位平均值。在材料试验中,样品通常是面积较大的平板介质,转接探针为面积小于样品的金属平板,测量点位于样品中心,若充电均匀,测得的电位平均值即是期望的真实值。但若样品是具有较复杂结构的部件,不同部位的表面电位有可能相差很大,电场在狭小(相对探针尺度)空间范围内的分布复杂,这样测得的平均电位,便不能有效反映部件充电的真实情况。此时,需对表面电位测量方法做一些适应性的改进。例如,利用部件样品本身,而不是金属平板进行电位标定;根据部件样品具体构型,设计专用的转接探针等。

除表面电位测量外,装置还配有 Keithley

6517A 皮安表, 用于接地电流测量; Pearson 6595 罗氏线圈, 用于放电电流脉冲测量; 宽频带脉冲电场仪, 用于放电电磁脉冲测量。

## 2 模拟试验

针对太阳帆板驱动机构 (SADA) 导电环的内部充放电效应, 进行了模拟试验。SADA 是现代长寿命、大功率卫星必备的关键部件, 用于驱动太阳帆板旋转跟踪太阳, 以获取尽可能多的电能, 并通过导电环完成太阳帆板与卫星主体间的电功率与电信号传输<sup>[22]</sup>。SADA 安装于卫星主体与外空间的交接处, 易成为充放电效应侵害的对象, 且一旦出现故障, 会使卫星丧失能源, 导致整星失效。由于 SADA 整机尺寸较大, 现有装置不能提供一均匀辐照场将整机均包含在内, 同时从节约成本考虑, 按照某型号 SADA 导电环的局部结构加工了多块样品进行试验。试验目的是对比不同材料、不同构型、不同接地条件的样品, 在模拟空间高能电子环境下的充放电情况。

### 2.1 试验设置

试验分为两部分: 1) 选择航天用聚酰亚胺和环氧树脂两种材料, 分别加工两种具有不同绝缘宽度的样品, 对比这 4 种样品的充电情况, 试验过程中所有金属条接地; 2) 选择上面的 1 种聚酰亚胺样品, 试验过程中使 1 根金属条悬浮 (其余接地), 对比介质材料和悬浮导体的充电情况。所有样品的面积统一为  $40\text{ mm}\times 40\text{ mm}$ , 以保证 75% 的辐照均匀度。图 4a 为其中 1 块试验样品的照片。

试验前, 所有试验样品先在高温箱内  $80\text{ }^{\circ}\text{C}$  烘烤 48 h, 以去除吸附气体。试验中,  $^{90}\text{Sr}-^{90}\text{Y}$  源的辐照距离统一为 3 cm, 模拟 GEO 轨道最恶劣情况电子能谱对样品进行辐照; 真空度始终好于  $5.0\times 10^{-4}\text{ Pa}$ ; 温度为  $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

为了得到样品绝缘宽度上的真实表面电位, 根据样品的特点, 加工了专用的、与绝缘宽度等宽的条形电位探针, 并采用了与样品情况完全一致的标准电位对试验结果进行标定。如图 4b 所示, 直接在另 1 块同样试验样品的绝缘宽度上, 贴附等宽的导体膜, 然后设置好样品金属条接地情况, 用恒压源为导体膜加偏压, 以条形探针测量导体膜的电位, 用该测量

值和恒压源输出值标定试验结果。其实, 这样测得的也是相对电位, 因绝缘宽度表面的电位也是有分布的, 测量值是这一分布的等效平均效果。

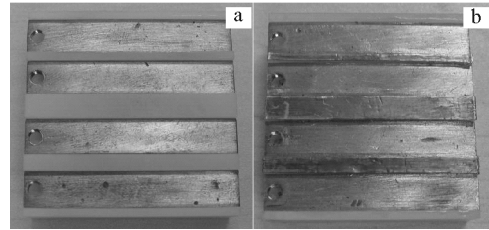


图 4 SADA 局部结构样品照片  
Fig. 4 Photo of SADA structure sample

### 2.2 试验结果

4 种样品充电情况对比如图 5 所示, PI 代表聚酰亚胺样品, ER 代表环氧树脂样品, b 和 n 分别代表宽、窄两种绝缘宽度。4 块样品分别经 48 h 的辐照, 表面电位趋于平衡。结果显示: 材料对充电的效果影响小, 绝缘宽度相同而材料不同的样品, 充电电位相近, PI 样品的电位略高于 ER 样品; 绝缘宽度对充电的效果影响大, 材料相同而绝缘宽度不同的样品, 充电电位相差很大, 宽样品约是窄样品的两倍。这说明, 为减缓可能的内部充放电效应, SADA 导电环的绝缘宽度在满足绝缘要求的前提下, 应尽量窄。之后又利用电荷贮存衰减法<sup>[3]</sup>测量了两种材料的电导率, 在  $20\text{ }^{\circ}\text{C}$  温度条件下, 其电导率均接近  $1.3\times 10^{-15}\text{ }\Omega^{-1}\cdot\text{m}^{-1}$ , 这解释了两种材料充电效果相近的试验结果。

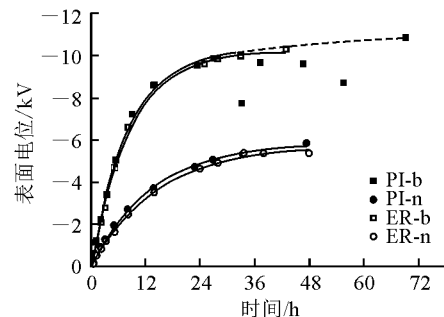


图 5 4 种样品充电情况对比

Fig. 5 Comparison of surface potential among samples

PI 宽样品在试验过程中, 曾观测到几次放

电现象。但延长辐照时间至 72 h, 后期未再出现放电; 随后又用 1 块相同的样品进行了重复试验, 持续辐照 180 h, 亦未能再现放电。分析认为: 该样品的充电电位最高, 因此相对于其它样品更易放电; 该样品在试验中还未达到放电阈值, 其放电存在一定的偶然因素。需指出的是: SADA 导电环在空间工作情况下覆盖有电刷, 并处于相对运动中, 更易触发放电; 本试验所有样品的充电电位均已远超出 ESA 给出的电位差判据<sup>[4]</sup>, 放电风险很高。

聚酰亚胺和悬浮导体的电位变化如图 6 所示, 辐照试验持续了 120 h, 聚酰亚胺相对悬浮导体的充电电位高约 15%。在辐照过程中发生了多次放电, 其中放电点 a 和 b 分别在表面电位测量结束后 23 min 和 40 min 发生, 在观测到放电信号后, 立刻进行了表面电位测量。结果显示: 放电 a 发生后, 聚酰亚胺的负电位降低了 3.6%, 悬浮导体的负电位降低了 25%; 放电 b 发生后, 聚酰亚胺的负电位降低了 3.0%, 悬浮导体的负电位降低了 26%, 可见放电电源是悬浮导体。由图 6 可知, 本试验中悬浮导体放电临界电位约为 -11 000 V。为验证放电的可重复性, 又在同等条件下进行了 1 次重复试验, 得到了类似结果。

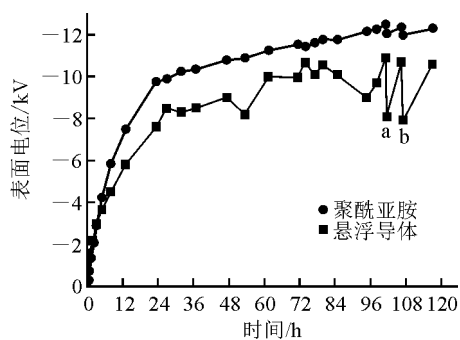


图 6 聚酰亚胺和悬浮导体充电情况对比

Fig. 6 Comparison of surface potential between polyurethane and isolated conductor

### 3 仿真计算

内部充电仿真涉及两个基本物理过程: 1) 带电粒子在介质中的传输与沉积; 2) 介质中电场的演化。空间不同能量的带电粒子经卫星结构的屏蔽后, 沉积分布在目标介质的不同深

度, 同时, 由沉积电荷形成的电场, 会在介质内产生传导电流。随着沉积电荷的增多, 电场增强, 传导电流逐渐增大。若不发生放电, 传导电流最终会等于入射电流, 达到平衡。这一过程满足电流连续性方程:

$$\nabla \cdot \mathbf{J} + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0 \quad (2)$$

其中:  $\mathbf{J}$  为电流密度, 它由两部分组成: 沉积电流密度  $\mathbf{J}_D$  和传导电流密度  $\mathbf{J}_C$ , 即  $\mathbf{J} = \mathbf{J}_D + \mathbf{J}_C$ 。根据欧姆定律  $\mathbf{J}_C = \sigma \mathbf{E}$ ,  $\mathbf{E}$  为电场强度, 与电位的关系为  $\mathbf{E} = -\nabla U$ 。 $\sigma$  为介质电导率, 若忽略温度和电场的影响, 可用下式表述:

$$\sigma = \sigma_0 + k_p \dot{D} \Delta \quad (3)$$

其中:  $\sigma_0$  项为暗电导率;  $k_p \dot{D} \Delta$  项为辐射诱发电导率;  $\dot{D}$  为辐射在材料内的沉积剂量率;  $k_p$  和  $\Delta$  是材料相关的系数。当充电达到平衡时有  $\nabla \cdot \mathbf{J} = 0$ 。再根据具体情况设定边界条件, 可形成完整的偏微分方程组。

对于两个基本物理过程, 一维仿真所采用的解析法和简单模型<sup>[15-17]</sup>均无法处理二维以上问题, 部件或整星的仿真须寻找新的方法。处理粒子在复杂结构内的输运须采用蒙特卡罗模拟, Geant4 是一好的选择; 复杂结构内的电场演化, 可用 Matlab 等软件进行有限元分析。

按上面提到的方法对本次试验样品进行了仿真计算。输入能谱采用 NASA-HDBK-4002 给出的 GEO 轨道最恶劣情况电子能谱, 未考虑屏蔽, 将介质划分成若干个等间距薄层, 由蒙特卡罗模拟得出每个薄层内的沉积电流密度  $J_D^i$  和剂量率  $\dot{D}^i$ 。 $\sigma_0$ 、 $k_p$  和  $\Delta$  通过试验或文献获得。在有限元分析中, 边界条件设定为  $U=0$  (金属条及介质背面的电位为零) 和  $\mathbf{n} \cdot \mathbf{J}_C = 0$  (介质表面的法向电流分量为零)。最终得到平衡状态下, 某样品的电场和电位分布 (图 7)。

由图 7 可知: 样品电场的极大值出现在在最宽绝缘宽度两侧与金属的交界处, 已接近介质的击穿阈值  $E_{th} = 10^7$  V/m; 样品负电位的极大值出现在在最宽绝缘宽度的中心处, 数值与试验结果相近。进一步考虑了存在屏蔽的情况, SADA 后面卫星主体的屏蔽等效为无限厚, 前面壳体的屏蔽等效为 2.8 mm 铝, 仿真结果显示, GEO 轨道最恶劣电子能谱经屏蔽阻挡后, 透射率

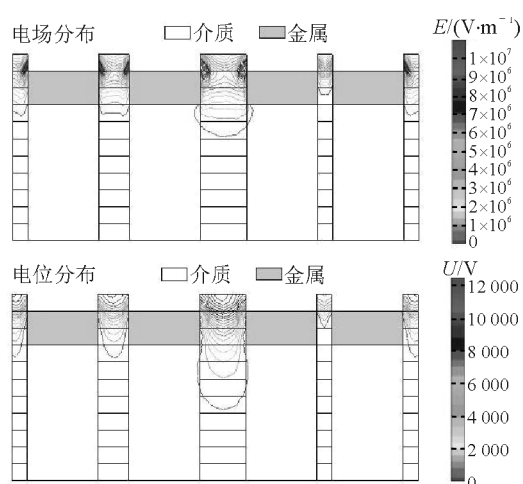


图7 样品内电场和电位分布

Fig. 7 Distribution of electric field and potential in sample

降至约 1%，若采用聚酰亚胺材料和较窄绝缘宽度，电场极大值为  $E_{\max} = 3.8 \times 10^4 \text{ V/m}$ ，负电位极大值为  $U_{\max} = -140 \text{ V}$ ，显著降低了放电风险。对于存在屏蔽情况的仿真结果，计划将来设计模拟试验加以验证。

#### 4 总结

利用  $^{90}\text{Sr}$ - $^{90}\text{Y}$  源进行较小尺寸卫星部件的内部充放电模拟试验是可行的（空间中心现有装置的设计初衷是进行材料试验，适当升级后，将更加有利于进行部件试验）；蒙特卡罗模拟和有限元分析可有效解决二维以上结构内部充电电场和电位分布的仿真计算。进行卫星的内部充放电评估时，将试验和仿真相结合是较为合理且可行的做法。

内部充电问题可简单理解成：如果电荷进入介质的速度大于从介质中泄漏的速度，则经一定长的时间，便会发生放电。对应有两种减缓策略：1) 削弱电荷的来源，即屏蔽。仿真结果显示，GEO轨道最恶劣电子能谱经 2.8 mm 厚铝板屏蔽，可有效降低放电风险。2) 增强电荷的泄漏，最直接的办法是使用电导率高的材料。在材料已确定的情况下，试验结果显示，其构型也有重要影响，越窄放电风险越小。此外，卫星在轨运行的真实情况下，放电存在很多不确定性，但可肯定的是，悬浮导体的存在增加了放电的风险和危害程度，应加以避免。

#### 参考文献:

- [1] FENNEL J F, KOONS H C, ROEDER J L, et al. Spacecraft charging: Observations and relationship to satellite anomalies[R]. California: The Aerospace Corporation, 2001.
- [2] European Cooperation for Space Standardization. ECSS-E-ST-10-04C Spacecraft environment[S]. Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 2008.
- [3] MULVILLE D R. NASA-HDBK-4002 Avoiding problems caused by spacecraft on-orbit internal charging effects[S]. Alabama: NASA, 1999.
- [4] European Cooperation for Space Standardization. ECSS-E-ST-20-06C Spacecraft charging[S]. Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 2008.
- [5] BEDINGFIELD K L, LEACH R D, ALEXANDER M B. NASA reference publication 1390, spacecraft system failures and anomalies attributed to the natural space environment[R]. Alabama: NASA MSFC, 1996.
- [6] LOVE D P, TOOMB D S, WILKINSON D C, et al. Penetrating electron fluctuations associated with GEO spacecraft anomalies[J]. IEEE Trans Plasma Sci, 2000, 28(6): 2 075-2 084.
- [7] NOAA Tiger Team. Space weather conditions at the time of the galaxy 15 spacecraft anomaly[R]. Boulder: NOAA SWPC, 2010.
- [8] HAN Jianwei, HUANG Jianguo, LIU Zhenxin, et al. Correlation of the double star anomalies with the space environment[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(6): 1 061-1 065.
- [9] 蔡震波. 新型航天器抗辐射加固技术的研究重点[J]. 航天器环境工程, 2010, 27 (2): 173-176. CAI Zhenbo. The radiation hardening techniques for new generation spacecraft[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(2): 173-176(in Chinese).
- [10] FREDERICKSON A R, MULLEN E G, BRAUTIGAM D H, et al. Radiation-induced insulator discharge pulses in the CRRES internal discharge monitor experiment[J]. IEEE Trans Nucl Sci, 1991, 38(6): 1 614-1 621.

- [11] FREDERICKSON A R, HOLEMAN E G, MULLEN E G. Characteristics of spontaneous electrical discharging of various insulators in space radiations[J]. IEEE Trans Nucl Sci, 1992, 39(6): 1 773-1 782.
- [12] FREDERICKSON A R. Measurement of conductivity and charge storage in insulators related to spacecraft charging[J]. IEEE Trans Nucl Sci, 2003, 50(6): 2 284-2 291.
- [13] BIELBY R M, MORRIS P A, RYDEN K A, et al. Determination of conductivity parameters of dielectrics used in space applications[C]// Proceedings of the International Conference on Solid Dielectrics. France: IEEE, 2004: 936-939.
- [14] 张振龙, 韩建伟, 全荣辉, 等. 空间材料深层充放电效应试验研究[J]. 航天器环境工程, 2009, 26 (3): 210-213.  
ZHANG Zhenlong, HAN Jianwei, QUAN Ronghui, et al. Experiment on deep dielectric charging and discharging of space materials[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(3): 210-213(in Chinese).
- [15] JUN I, GARRETT H B, KIM W, et al. Review of an internal charging code, NUMIT[J]. IEEE Trans Nucl Sci, 2008, 36(5): 2 467-2 472.
- [16] RODGERS D J, RYDEN K A, LATHAM P M, et al. Engineering tools for internal charging (final report)[R]. Farnborough: DERA, 2000.
- [17] 黄建国, 陈东. 不同接地方式的卫星介质深层充电研究[J]. 物理学报, 2004, 53 (5): 1 611-1 616.  
HUANG Jianguo, CHEN Dong. A study of deep dielectric charging on satellites for different grounding patterns[J]. Acta Physica Sinica, 2004, 53(5): 1 611-1 616(in Chinese).
- [18] 卢玉楷. 简明放射性同位素应用手册[M]. 上海: 上海科学普及出版社, 2004.
- [19] RYDEN K A, MORRIS P A, RODGERS D J, et al. Improved demonstration of internal charging hazard using 'realistic electron environment facility (REEF)'[C]// Proceedings of the 8th SCTC. Huntsville: [s. n.], 2003.
- [20] SWAMINATHAN P, DENNISON J R, FREDERICKSON A R, et al. Comparison of classical and charge storage methods for determining conductivity of thin film insulators[C]// Proceedings of the 8th SCTC. Huntsville: [s. n.], 2003.
- [21] HOFFMANN R, HODGES J L, HAYES J, et al. Measurement of charging and discharging of high resistivity spacecraft materials by electron beams[C]// Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Orlando: AIAA, 2009: 561-568.
- [22] 高星, 王友平. 太阳帆板驱动机构的现状和近期发展方向[J]. 控制工程, 2001 (5-6): 54-68.  
GAO Xing, WANG Youping. Solar array drive mechanism status and recent development[J]. Control Engineering, 2001(5-6): 54-68(in Chinese).