

内部充放电监测器仿真及地面实验研究

宋思宇 于向前 陈鸿飞[†] 陈傲 施伟红 邹鸿

北京大学地球与空间科学学院空间物理与应用技术研究所, 北京 100871; [†] 通信作者, E-mail: hfchen@pku.edu.cn

摘要 为了实现对航天器内部充放电效应的有效监测, 使用解析方法和有限元分析研究内部充放电监测器(DDCEM)内部电极层连接过孔的参数设计。结果表明, 当过孔绝缘区半径与焊盘半径之比大于2时, 可以忽略过孔对电子的泄露; 最大电位和最大电场强度均位于电极层与过孔焊盘的绝缘区; 当顶层电极输入电流达到最大量程时, DDCEM内部最大电场超过 8×10^6 V/m, 存在放电风险。对DDCEM的电性能模拟测试和电子辐射测试结果表明, DDCEM测量结果在量程范围内具有很好的线性度, 当DDCEM受到电子辐射时, 能够监测到放电现象, 并通过计算可以得到放电电场为 4×10^6 V/m, 超过介质的阈值电场(2×10^6 V/m), 说明DDCEM可以对内部充放电效应进行有效监测。

关键词 内部充放电监测器; 内部充电电位; 泄漏电流; 解析方法; 有限元分析; 电性能测试; 电子辐射测试

Simulation and Ground Experiment of Deep Dielectric Charging Effect Monitor

SONG Siyu, YU Xiangqian, CHEN Hongfei[†], CHEN Ao, SHI Weihong, ZOU Hong

Institute of Space Physics and Applied Technology, School of Earth and Space Sciences, Peking University, Beijing 100871;

[†] Corresponding author, E-mail: hfchen@pku.edu.cn

Abstract In order to monitor the internal charging effect on spacecraft, analytical method and finite element analysis are used to study the parameter of the through holes in deep dielectric charging effect monitor (DDCEM). The result shows that when the radius of insulation area is more than 2 times as large as the radius of pad area, the leakage current from the through holes can be neglected. The maximum total electric field intensity located in the insulation area of the through holes exceeds 8×10^6 V/m, indicating the risk of internal discharging effect. Electric performance test and electron radiation test prove that DDCEM has a good linearity and can detect internal discharging effect. When a discharge occurs, the calculated electric field intensity is 4×10^6 V/m, which exceeds the threshold electric field 2×10^6 V/m. The result indicates that DDCEM is effective in monitoring the internal charging effect.

Key words deep dielectric charging effect monitor; charging potential; leakage current; analytical method; finite element analysis; electric performance test; electron radiation test

在空间环境中, 高能电子很容易穿透航天器的外壳, 沉积在航天器内部的绝缘介质或孤立导体中, 并在其中建立电场。当电场超过介质的阈值电场(一般为 2×10^6 V/m)时, 会发生放电, 称为航天器内部充放电效应^[1-4]。放电时产生的放电脉冲会影响航天器设备的正常工作, 使航天器设备发生故障^[5], 甚至损坏。地球同步轨道和中轨道航天器内部充放

电效应非常严重。内部充放电是一个动态的过程, 如何监测内部充放电效应一直是充放电效应研究中非常重要的问题。

由北京大学空间物理与应用技术研究所研制的内部充放电监测器(deep dielectric charging effects monitor, DDCEM)通过测量样品介质内部充电电位、顶层充电泄漏电流和底层充电泄漏电流的变

化, 监测电子在介质内部的沉积与释放过程, 从而实现了对航天器内部充放电效应的在轨监测^[6]。如图 1 所示, DDCEM 采用多层电路板作为传感器^[7], 样品介质为常用电路板材料(即玻璃纤维环氧树脂), 材料代号为 FR4。在 FR4 介质表面和内部不同位置嵌入铜层, 作为测量电极层, 测量信号通过过孔引出。前、后表面的测量电极层连接皮安电流计(pA), 分别测量介质顶层充电泄漏电流和底层充电泄漏电流, 最大测量值为-50 pA。中间两个电极层接高阻抗电位计(V), 测量介质内部充电电位。

DDCEM 传感器中的样品介质 FR4 厚度为 3 mm, 传感器表面积为 82 cm², 前、后表面测量电极层厚度为 30 μm。两个内部测量电极层分别位于前表面下 100 μm 处和后表面上 100 μm 处, 厚度也为 30 μm。传感器中间各层通过电路板过孔和引线, 将信号引至皮安电流计和高阻抗电位计。在 DDCEM 传感器上方为航天器蜂窝状蒙皮, 等效为 1 mm 铝屏蔽, 与典型的航天器蒙皮等效厚度相近^[8], 用于研究航天器机箱内部的充放电效应。其他侧面采用 5 mm 铝屏蔽, 可以屏蔽绝大部分电子, 防止电子从其他方向进入干扰测量。

1 电极层引线过孔计算分析

1.1 DDCEM 电极层及过孔结构

DDCEM 传感器各电极层需要通过相应的过孔, 连接到放大器电路。以第一电极层为例, 其平面结构如图 2 所示, 该电极层通过右上方过孔连接皮安

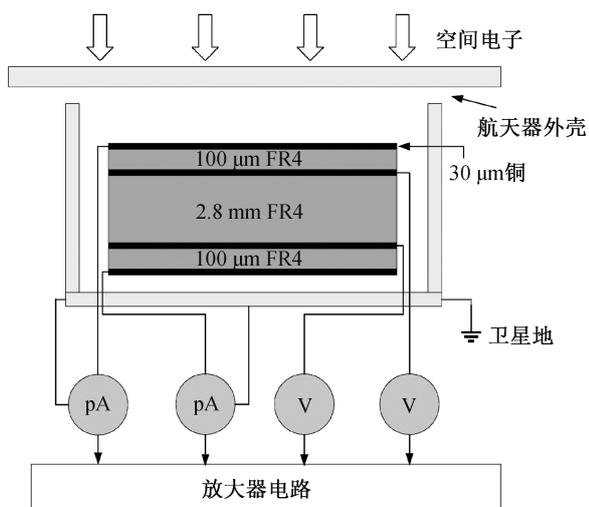


图 1 内部介质充放电监测器(DDCEM)结构
Fig. 1 Structure of the deep dielectric charging effects monitor (DDCEM)

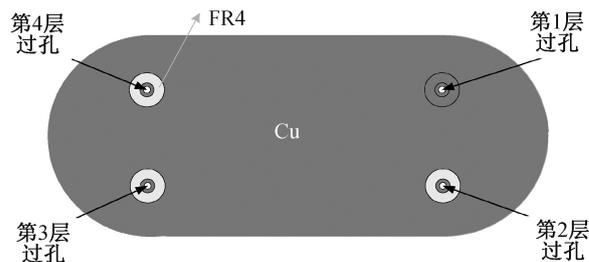


图 2 传感器第一电极层的平面结构
Fig. 2 Plane structure of the 1st electrode layer of the sensor

电流计, 保证与其他各电极层绝缘。各电极层之间也必须相互绝缘。高能电子充电过程是在样品介质中沉积电荷, 由于介质的电导率很低, 如果过孔的绝缘性能不够, 过孔有可能成为电荷泄漏的潜在通道, 就会带来测量误差。虽然绝对的绝缘无法实现, 但可以通过设计过孔参数, 使得过孔泄漏电流远小于电路板间的泄漏电流, 从而可以忽略其引起的误差。

电极层过孔剖面结构如图 3 所示, 通孔旁为焊盘, 焊盘半径为 r_1 , 厚度为 h 。焊盘外为圆环结构的绝缘区, 其最大半径为 r_2 。绝缘区以外为电极层的铺铜区。过孔与需要连接的电极层之间不存在绝缘区, 即两者之间是铺铜连接。

1.2 解析方法

如果不考虑远处电极层的影响, 可将过孔简化为轴对称模型, 用解析方法进行估算。假定非铺铜区为介质 FR4 可以(电阻率为 ρ), 铜的电阻可忽略不计, 则过孔绝缘区的电阻值 R_0 为

$$R_0 = \rho \int_{r_1}^{r_2} \frac{dr}{2\pi r h} = \frac{\rho}{2\pi h} \ln \frac{r_2}{r_1} \quad (1)$$

电极层间的电阻 R_1 可采用平板模型计算:

$$R_1 = \rho \frac{l}{s} \quad (2)$$

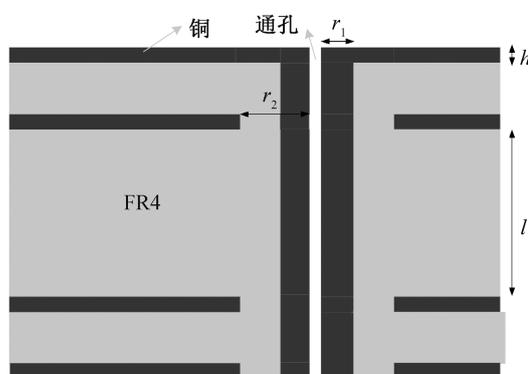


图 3 过孔的剖面结构
Fig. 3 Profile structure of the through hole

其中, l 为中间两电极层之间的FR4层厚度, s 为传感器的表面积。

DDCEM传感器要求过孔泄漏电流相比于电极层之间的电流足够小, 即过孔绝缘区电阻 R_0 远大于电极层间的电阻 R_1 。由于不同电极层之间的FR4层厚度不一, 所以选取两个内部测量电极层之间的电阻作为 R_1 。

根据传感器的相关参数可以得到: 如果要求 $R_0 \geq 10^4 R_1$, 则需 $r_2 \geq 2r_1$, 即绝缘区半径与焊盘半径之比达到 2, 可使过孔泄漏电流足够小。

1.3 有限元方法

如果考虑远处电极层的影响, 可使用有限元方法对传感器进行静电仿真。有限元分析软件采用 Ansys Workbench, 传感器的 $r_2/r_1=2$, 采取自动划分网格的方法对传感器划分网格。在第一电极层施加 50 pA 的电流, 并将各个电极层连接的焊盘接地。通过 Ansys Workbench, 可以计算得到传感器的电位分布(图 4)、电场强度分布(图 5)和流过各电极层焊盘的最大电流密度(表 1)。

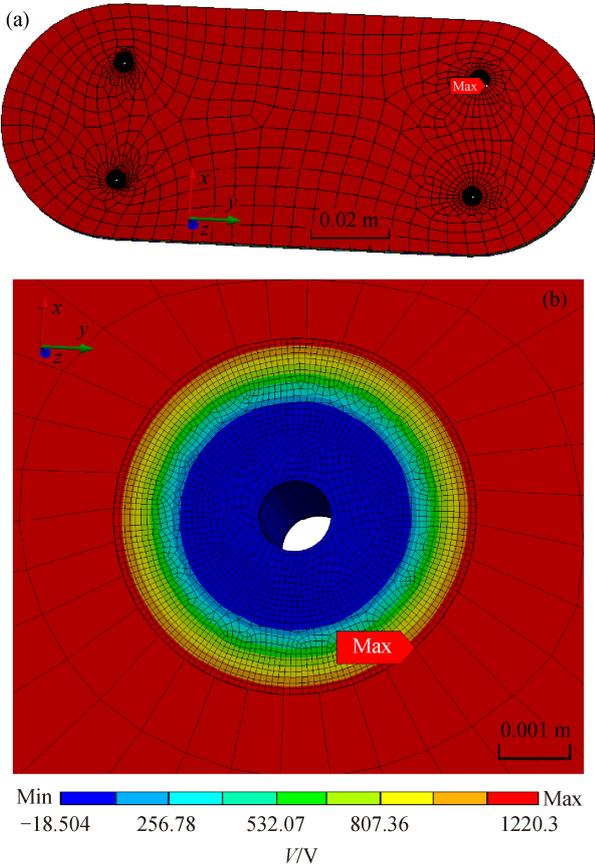


图 4 传感器(a)及过孔附近(b)的电位分布
Fig. 4 Electric voltage distribution of the sensor (a) and around the through hole (b)

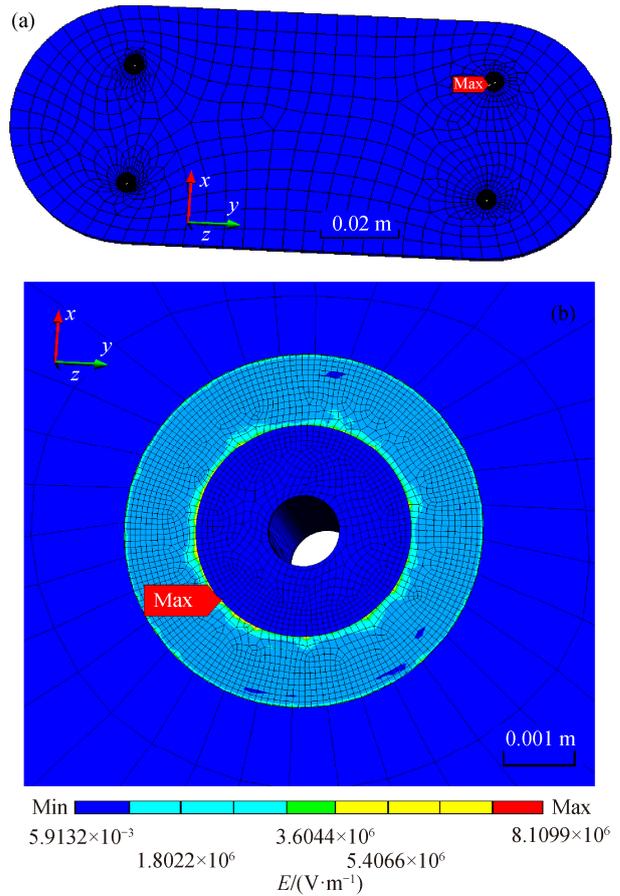


图 5 传感器(a)及过孔附近(b)的电场强度分布
Fig. 5 Total electric field intensity distribution of the sensor (a) and around the through hole (b)

由图 4 和 5 可知, 传感器的电位最大值约为 1220 V, 位于电极层铺铜区与绝缘区的交界处, 传感器电场强度最大值为 $8.11 \times 10^4 \text{ V/cm}$, 位于焊盘与绝缘区的交界处。传感器最大电位和最大电场均位于过孔附近的绝缘区, 当输入电流为 50 pA 时, 电场强度最大值超过 $8 \times 10^6 \text{ V/m}$, 高于介质的阈值电场 $2 \times 10^6 \text{ V/m}$, 存在放电风险。

由表 1 可知, 由于前两电极层之间的间距较小, 电阻值较小, 大部分电子能穿过两电极层之间的 FR4 介质, 故前两电极层电流密度相差不大。中间

表 1 各电极层最大电流密度仿真结果
Table 1 Simulation result of the maximum current density of four electrode layers

| 电极层 | 电流密度/(A·cm ⁻²) |
|-------|----------------------------|
| 第一电极层 | 1.0189×10^{-8} |
| 第二电极层 | 9.5481×10^{-9} |
| 第三电极层 | 3.2546×10^{-10} |
| 第四电极层 | 1.8446×10^{-10} |

两电极层之间的电阻很大,所以电子很难到达后面两层,导致后两层的电流密度远小于前两层。第三、第四电极层的电流密度仅为前两层的 1%,说明通过过孔泄漏到底部两电极层的电子数目较少,可以忽略。此时,可认为过孔绝缘区有效地阻止了电子泄漏,仿真计算的结果与理论分析结果相符合。

2 电性能模拟测试

2.1 测试原理

为了验证 DDCEM 各电流放大器和电位放大器的有效性,在前、后表面电极引线上施加微弱电流,模拟传感器上的顶层充电泄漏电流和底层充电泄漏电流,测试和验证电流放大器的性能;在中间两电极层引线上施加高压,模拟传感器内部电位,测试和验证电位放大器的性能。电性能评价通过比较放大器电路输出信号与输入信号的关系获得。电性能测试的原理如图 6 所示。

2.2 模拟测试结果

各电极层对应的放大器电路输出与输入信号的关系如图 7 所示。

DDCEM 顶层和底层充电泄漏电流的量程范围均为 0~ -50 pA,第 2 电极层电压的量程范围为 0~ 2500 V,第 3 电极层电压的量程范围为 0~300 V。由

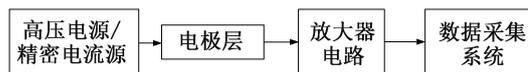


图 6 DDCEM 电性能测试原理

Fig. 6 Principle of the electric performance test of DDCEM

图 7 可知,各电极层及放大器通道在量程范围内均具有很好的线性度。因此,可以根据电路的输出信号来反推内部电极层的充电电位和表面电极层的充电泄漏电流。

3 电子辐射测试

3.1 测试原理

为了验证 DDCEM 的有效性,需要对传感器进行真实电子辐射测试。如图 8 所示,将 DDCEM 固定在真空中,前方用中间开孔的铝屏蔽板控制电子束流和方向。电子枪产生的电子在 DDCEM 内沉积,并对 DDCEM 充电。首先改变电子枪流量,测量顶层充电泄漏电流随入射电流的变化;然后固定电子枪流量,测量 FR4 内部的充电电位随时间的变化,获得介质充电曲线。

测试使用的电子枪为德国 STAIB 公司生产,型号为 EFG-HL50-1W,可产生 3~50 KeV 的电子,束流强度可在 20 pA~20 μA 之间调节。铝屏蔽板上开孔直径为 2 mm。

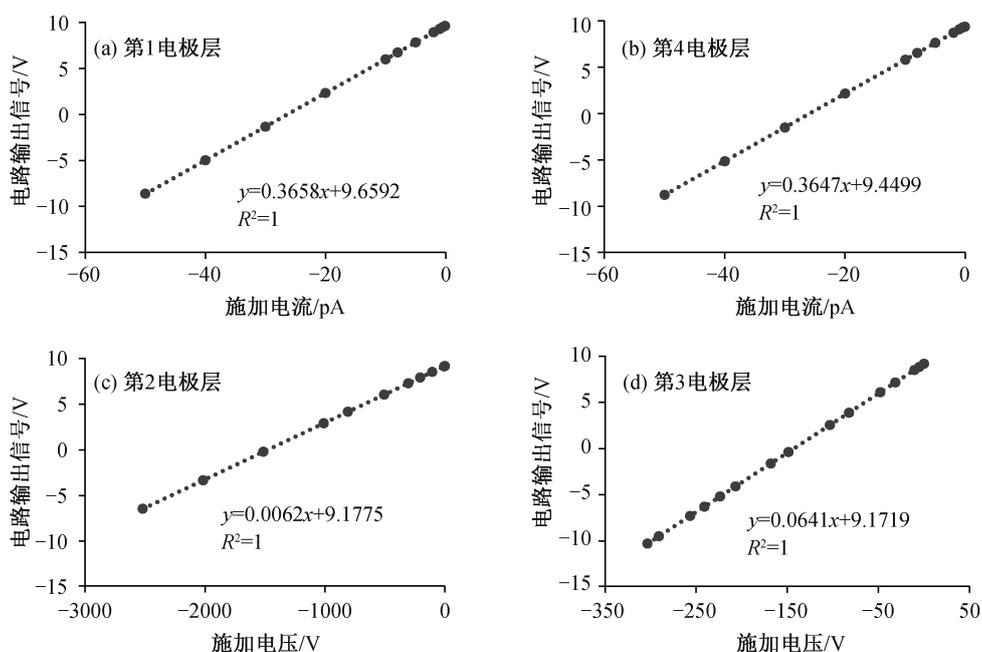


图 7 DDCEM 电性能测试结果

Fig. 7 Result of the electric performance test of DDCEM

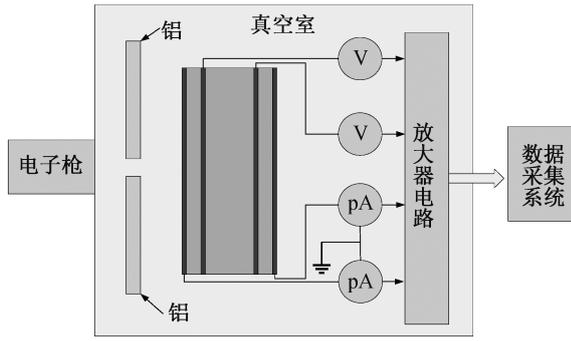


图 8 电子辐射测试原理
Fig. 8 Principle of the electron radiation test

3.2 表面充电泄漏电流测试

进行表面充电泄漏电流测试前，首先将真空室抽真空。当压强低于 5×10^{-4} Pa后，开启电子枪，电子枪发射的电子能量为30 keV。逐渐增大电子枪流量，测量得到DDCEM表面充电泄漏电流与电子束流的关系，如图9所示。由于入射电子能量较低，不能穿透表层电极^[9]，所以电子都停留在表层电极中成为泄漏电流，可以被表层的皮安电流计测量到。由图9可以看出，顶层充电泄漏电流与入射电子束流成正比，因此可通过顶层充电泄漏电流来反推空间环境中的电子通量。

3.3 内部充电电位测试

进行内部充电电位测试时，将入射电子束流密度固定为 0.5 nA/cm^2 ，断开表层电流计，电子将沿板间介质向里扩散，测得第二电极层上的电位随时间的变化，如图10所示。可以看出，开始的时候第二电极层的电位随着时间逐渐升高，反映电子在介质中充电逐渐积累的过程^[10]。1.2小时后，铜层上

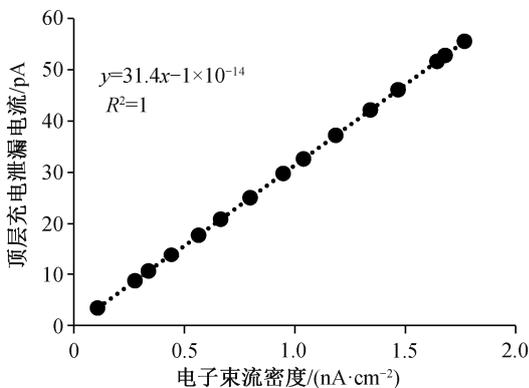


图 9 顶层充电泄漏电流与入射电子束流关系
Fig. 9 Relationship between the surface charging current and the incident electron beam

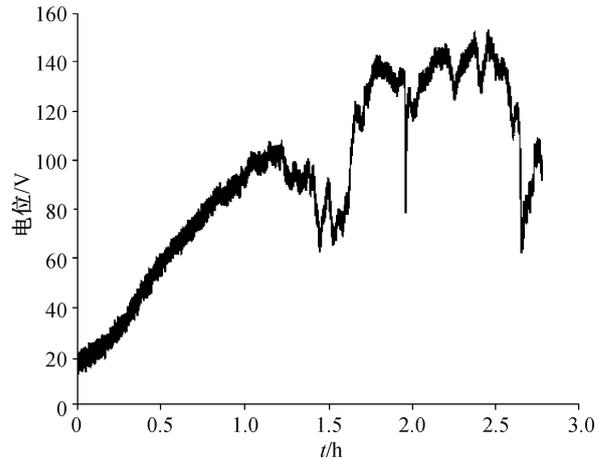


图 10 充电过程中第二电极层电位变化
Fig. 10 Potential of the 2nd electrode layer during the charge process

电位发生几次小幅度波动。在1.9小时和2.8小时，电位发生两次大幅度瞬间下降，然后再逐渐上升。电位的小幅度波动的原因目前尚不明确，可能是在充电过程中，DDCEM内部不同位置电荷分布不均匀造成局部电位波动^[11]，电位的两次瞬间大幅度下降，则可能是DDCEM传感器内部或传感器与其他金属设备之间发生放电现象^[12]。由于我们的电路响应时间不够，未测量到放电脉冲^[13]，但测量到充电电荷量的变化。根据测量到的电位，可以计算得到放电时第一和第二电极层之间的电场为 $4 \times 10^6 \text{ V/m}$ 。根据NASA-4002A标准，此电场超过FR4介质的放电电场阈值^[14]，极有可能发生放电。测试中没有测量到第三电极层的电位和底层充电泄漏电流，这是由于电子枪产生的电子能量有限，电子无法穿透介质到达FR4底部。

4 总结

本文采取解析方法和有限元仿真，计算DDCEM传感器的过孔参数，通过电性能和电子辐射测试，对DDCEM的性能进行研究。

解析方法和有限元仿真结果表明，合理设计过孔绝缘区半径和焊盘的半径，可以忽略过孔对测量结果的影响。电性能测试结果表明，在量程范围内，DDCEM的输出信号与输入信号呈线性关系，因此可通过输出信号来反推各电极层的充电电位和泄漏电流。电子辐射测试结果表明，DDCEM在电子辐射后，能够测量到顶层充电泄漏电流和内部充电电

位, 并且可以计算得到 FR4 内部电场, 由此证明了 DDCEM 对航天器充放电效应监测的有效性。

参考文献

- [1] NASA-HDBK-4002A, Mitigating in-space charging effects — a guideline, national aeronautics and space administration [S]. Washington, DC, 2011
- [2] Balmain K G. Space experiment design for electrostatic charging and discharging towards the next century in space // 9th CAST Conference on Astronautics. Ottawa, 1996: 115–122
- [3] Williams E R, Cooke C M, Wright K A. Electrical discharge propagation in and around space charge clouds. *J Geophysics Res*, 1985, 90(D4): 6059–6070
- [4] Tang X J, Yi Z, Meng L F, et al. 3-D internal charging simulation on typical printed circuit board. *IEEE Trans Plasma Sci*, 2013, 41(12): 3448–3452
- [5] Purvis C K, Garrett H B, Whittlesey A C, et al. Design guidelines for assessing and controlling spacecraft charging effects // *Spacecraft Environmental Interactions Technology*, Washington DC, 1984: no. 2361
- [6] Rodgers D J, Ryden K A. Internal charging in space // *Proc 7th Spacecraft Charging Technology Conf*. Noordwijk, 2001: 1–7
- [7] 王建昭, 陈鸿飞, 于向前, 等. 多层电路板的深层充电研究. *中国科学: 技术科学*, 2015, 45(3): 330–337
- [8] Yu Xiangqian, Chen Hongfei, Zong Qiugang, et al. Mitigating deep dielectric charging effects in space. *IEEE Trans Nucl Sci*, 2016, 64(17): 2822–2828
- [9] Yu Xiangqian, Chen Hongfei, Zong Qiugang, et al. Leakage current of grounded dielectrics in electron radiation as a diagnostic method to evaluate the deep charging hazards in space. *IEEE Trans Nucl Sci*, 2016, 63(2): 1–8
- [10] Ryden K A, Morris P A, Ford K A, et al. Observation of internal charging currents in medium earth orbit. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2008, 36(5): 2473–2481
- [11] Yu Xiangqian, Song Siyu, Chen Hongfei, et al. Monitoring deep dielectric charging effects in space. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 2019, 67(4): 716–721
- [12] Frederickson A R. Quantitative ESD guidelines for charged spacecraft derived from the physics of discharge // 1999 Heart Conference. Monterey CA, 1999: 20000053497
- [13] Frederickson A R, Mullen E G, Kerns K J, et al. The CRRES IDM spacecraft experiment for insulator discharge pulses. *IEEE Trans Nucl Sci*, 1993, 40(2): 233–241
- [14] Kim W, Jun I, Kokorowski M, et al. Internal electrostatic discharge monitor (IESDM). *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 2010, 57(6): 3143–3147