

# 基于 SPIS 的月球表面充电模拟研究

劳传祺<sup>1</sup>, 张辉<sup>1</sup>, 蔡明辉<sup>2,3</sup>, 韩建伟<sup>2,3</sup>

(1.河北工业大学, 天津 300401; 2.中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190;  
3.中国科学院大学 天文与空间科学学院, 北京 100049)

**摘要:** **目的** 研究月球表面不同等离子体环境下航天器表面充放电效应情况。**方法** 利用欧空局开发的 SPIS 软件建模, 并仿真模拟, 通过分析表面电流种类、大小, 得出不同环境下的一般性的充放电规律。**结果** 月球表面探测器存在表面充电风险, 磁鞘层、磁尾瓣、等离子体片及太阳风 4 种不同典型等离子体环境下表面充电电位差异较大, 连接处充电电位存在分布不均匀的渐变现象。表面充电电位区间约为-1784~142 V。**结论** 光照条件能显著影响探测器表面电位, 特殊区域充电电位会受到临近区域充放电效应形成的新的小范围等离子体环境的影响。

**关键词:** 月球; 表面充电; 空间等离子体

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2020.03.006

**中图分类号:** V416 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2020)03-0032-07

## Simulation of Lunar Surface Charging Based on SPIS

LAO Chuan-qi<sup>1</sup>, ZHANG Hui<sup>1</sup>, CAI Ming-hui<sup>2,3</sup>, HAN Jian-wei<sup>2,3</sup>

(1. Hebei University of Technology, Tianjin 300401, China; 2. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 3. School of Astronomy and Space Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**ABSTRACT:** The paper aims to study the situation of spacecraft surface charging and discharging under different plasma environments on the lunar surface. The SPIS software developed by ESA was used to model and simulate. By analyzing the types and sizes of surface currents, the general charging and discharging laws in different environments were obtained. There was a risk of surface charging for the lunar surface probe. The surface charging potentials of the magnetic sheath, magnetic tail lobe, plasma sheet and solar wind were significantly different under four different typical plasma environments, and the charging potentials at the junction were gradually changed with uneven distribution. The surface charging potential range was about -1784 to 142 V. Illumination conditions can significantly affect the surface potential of the detector, and the charging potential in special areas will be affected by the new small-scale plasma environment formed by charging and discharging effects in adjacent areas.

**KEY WORDS:** moon; surface charging; space plasma

近年来, 国内外对月球探索的活动进入新的阶段。美国发布代号“阿尔忒弥斯”的重返月球计划, 中

收稿日期: 2019-08-31; 修订日期: 2019-10-01

Received: 2019-08-31; Revised: 2019-10-01

作者简介: 劳传祺(1997—), 男, 浙江杭州人, 主要研究方向为航天器空间环境效应。

**Biography:** LAO Chuan-qi (1997—), Male, from Hangzhou Zhejiang, Research focus: Space environment effects on spacecraft.

通讯作者: 蔡明辉(1980—), 男, 河北唐山人, 博士, 副研究员, 主要研究方向为航天器空间环境效应。

**Corresponding author:** CAI Ming-hui (1980—), Male, from Tangshan Hebei, Ph. D., Associate researcher, Research focus: Space environment effects on spacecraft

国探月计划“嫦娥工程”也在持续跟进。其中嫦娥五号探测器是嫦娥三期工程重点工作，作为中国首颗地月采样往返探测器，肩负着“采样返回”任务，这是对月无人勘探的最关键一步。随着探月工程的逐步推进，月表空间等离子体环境的充电问题涉及到的如月球表面电位、等离子体环境、电场分布及其对月尘运动的影响等问题需要更广泛和深入的理解。

围绕这一问题，国内外许多研究机构通过卫星实测数据分析、地面仿真环境数据分析和计算机软件模拟开展研究<sup>[1-2]</sup>，在月表等离子体环境、月尘环境，鞘层结构参数和具体航天器表面充电电位数值方面取得了一定的研究成果。目前美国阿波罗 14、月球勘探者（Lunar Prospector）等一批探测器都已经得到了部分有关月表的等离子体环境参数，并以此开展了针对月球南极地形特征、光照条件、温度特征对应在某些特定着陆任务中选择最优着陆点的研究任务<sup>[3]</sup>。国内出现的一些针对月球表面等离子体环境和充放电风险的文献也对航天器表面充电电位作了初步分析，得到了探月航天器在 200 km 高度轨道表面充电电位范围约 -7~-70 V<sup>[4]</sup>，以及太阳电池阵表面电位 -100~-2000 V 的推演模拟数据<sup>[5]</sup>。现阶段还未出现针对月表航天器表面带电电位的计算机仿真研究数据，无法很好地印证理论计算得出的电位数据的准确性。这一部分研究数据的缺失可能对航天材料选用、地面模拟实验等进一步的研发工作造成一定影响和不确定性。

因此，文中将基于部分等离子体环境参数，使用欧空局开发的 SPIS 航天器充电软件，选用典型材料进行充电数值模拟，在引入光照的情况下模拟得到航天器表面的电位分布以及充放电过程中的电流参数。一方面对月表航天器充放电水平进行预测，通过电流数据分析充放电过程中对结果电位的影响因素，为航天探测器防护提供切实的参考和依据。另一方面印证部分国内资料已得结果，增加充电电位结果的可靠性。

## 1 基于 PIC 算法的理论模型和计算机仿真

SPIS（spacecraft plasma interaction system）是目前国际上广泛使用的通用性最好的表面带电计算机模拟软件之一<sup>[6]</sup>。SPIS 软件采用有限元法、粒子分室法（particle-in-cell, PIC）和粒子跟踪等方法，可以模拟航天器在不同轨道上的表面带电问题。SPIS 采用 Vlasov-Poisson 系统，它用来动态描述等离子体环境中带电粒子在自洽电磁场中的变化过程<sup>[7]</sup>。在计算机模拟中，如果逐个描述实际粒子，并周期性扫描探测器模型，能够获得高精度结果，但这种模拟方式无疑会造成过度占用计算机资源，并极大地影响模拟效

率<sup>[7-9]</sup>。因此采用 PIC 的运算方法，这一方法对应模型引入计算机粒子的概念来代表一群真实粒子。这些粒子群是处于一定速度范围内的真实粒子集，设  $M$  是这一粒子集的质量总和， $Q$  为这一粒子集的电荷总和，实际的粒子总数由定义的等离子体浓度决定<sup>[7,10]</sup>，宏观粒子  $N_{\text{macro}}$  的数目由自定义的计算精度和模拟时间决定。最终宏观粒子的运动方程为<sup>[7,11]</sup>：

$$\begin{cases} M_a \frac{dv_n}{dt} = Q_a (E + v_n \times B) & \text{①} \\ \frac{dv_n}{dt} = v_n & \text{②} \\ \nabla^2 \phi = -\frac{\rho}{\epsilon_0} & \text{③} \\ E = -\nabla \phi & \text{④} \end{cases} \quad (1)$$

式中： $v_n$  为粒子运动速度； $E$  为电场强度； $B$  为磁感应强度； $r_n$  为粒子运行距离； $t$  为时间； $\phi$  为电势； $\epsilon_0$  为真空介电常数。

为了在粒子分室运算法的基础上进一步提高模拟精度，SPIS 程序采用蛙跳（leap-frog）方法。其思想是：计算粒子运动时，在整时间点计算粒子位置，在半时间点计算粒子速度，并以该速度代表两整时间点之间的平均速度<sup>[12]</sup>。式（1）中的运动方程①和速度方程②按式（2）求解<sup>[7]</sup>：

$$\begin{cases} M_a \frac{v_n^{\text{new}} - v_n^{\text{old}}}{\Delta t} = Q_a (E^{\text{old}} + v_n^{\text{old}} \times B) \\ \frac{r_n^{\text{new}} - r_n^{\text{old}}}{\Delta t} = v_n^{\text{new}} \end{cases} \quad (2)$$

其中  $n=1,2,\dots,N_{\text{macro}}$ 。

式（1）中场方程③④可利用有限差分法在三维笛卡尔坐标系中求解<sup>[11,13]</sup>：

$$\frac{\phi^{i+1,j,k} - 2\phi^{i,j,k} + \phi^{i-1,j,k}}{\Delta x^2} + \frac{\phi^{i,j+1,k} - 2\phi^{i,j,k} + \phi^{i,j-1,k}}{\Delta y^2} + \frac{\phi^{i,j,k+1} - 2\phi^{i,j,k} + \phi^{i,j,k-1}}{\Delta z^2} = \frac{\rho^{i,j,k}}{\epsilon_0} \quad (3)$$

$$\begin{cases} E_x^i = \frac{\phi^{i+1,j,k} - \phi^{i-1,j,k}}{2\Delta x} \\ E_y^i = \frac{\phi^{i,j+1,k} - \phi^{i,j-1,k}}{2\Delta y} \\ E_z^i = \frac{\phi^{i,j,k+1} - \phi^{i,j,k-1}}{2\Delta z} \end{cases} \quad (4)$$

式（3）中的  $\rho^{i,j,k}$  表示网格点上的电荷。在 PIC 的运算法则中，设置生成的网格格点将占有以自身为中心的区域组成的室。把离子  $p$  看作是中心位于  $(x_p, y_p, z_p)$  的有网格形状的粒子云，电荷均匀分布<sup>[14]</sup>，则可按照电子云在各个区域的电荷量累加在网格格点上，在三维状态下，室体积会成为电荷分配的权重<sup>[11,15]</sup>。

## 2 模拟仿真条件

### 2.1 几何模型

将等离子体环境建模为一个长方体，下表面为月球表面，月面设置有典型月球坑，其直径为 5 m，在平坦的月球表面上延伸 2.5 m，向下延伸深度 1 m。上表面为粒子进入的开放边界。探测器简化模型由支撑架、太阳能电池板结构和覆盖有 KAPTON 材料的

表面组成。探测器支撑架为标准参数的铝结构，由于其与导电月尘直接接触，可近似认为二者之间不存在电性质的差异，统一设置模拟结点为 Node0。探测器上下表面涂覆 KAPTON 材料，设置模拟结点 Node1。侧面为太阳能电池玻璃盖片，其基本组成成分为铈掺杂硅并带有  $MgF_2$  的材料涂层，设置模拟结点 Node2。各结点之间可视为相互独立，不存在电连接。结点及模型如图 1 所示。

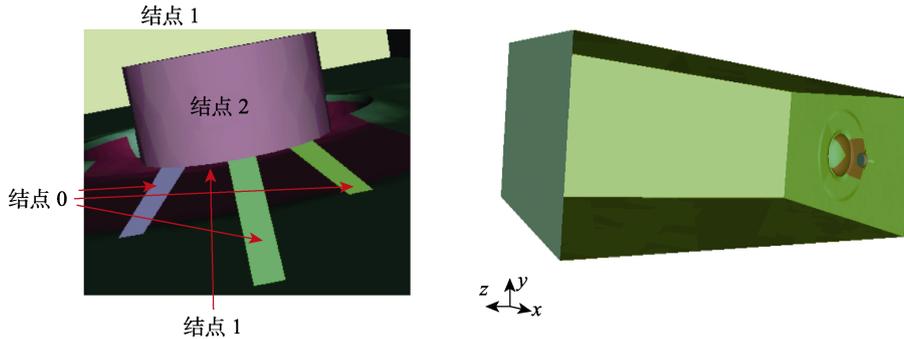


图 1 探测器模型结点及等离子体环境

Fig.1 Detector model nodes and plasma environment

### 2.2 等离子体环境参数

月表等离子体环境参数见表 1。

表 1 典型磁层和太阳风等离子体环境参数

Tab.1 Environment parameters of typical magnetosphere and solar wind plasma

	密度/ $cm^{-3}$	电子温度/eV	离子温度/eV
磁鞘层	1	26	80
磁尾瓣	0.1	180	540
等离子体片	0.15	2000	2000
太阳风	8.7	10	12

可知，在无光照条件下，各结点都会最终充到一定程度的负电位，而在光照条件下，结点 0、结点 1 最终充电电位都有明显的上升，这是由于光电效应出射光电子引起的。在结点 2 上，磁鞘层和太阳风环境下的充电电位变化不明显，而在磁尾瓣和等离子体片环境下的充电电位比光照情况下更低，且出现明显的波动现象。总体而言，电位数值在模拟结束时基本保持平稳或波动区间逐渐减小，可以认为充电达到了动态平衡状态或可以预估最终的充电电位区间。

#### 3.1.2 三维电位分布结果

模拟得到的表面电位结果三维示意如图 2 所示。这是在等离子体片光照条件下的电位模拟结果，可以较为直观地看出相对细节的电位分布情况。由于航天器本身处于相对静止状态，由  $V_i = \sqrt{\frac{2E_i}{M_i}} = \sqrt{\frac{2kT_i}{M_i}}$  可

知，电子速度远大于离子速度，虽然不会出现低轨道上常见的尾流效应，但电子对充电的作用影响仍远大于离子，这也是在电流分布图中少有离子电流占主导

## 3 模拟结果

### 3.1 离子体环境模拟电位

#### 3.1.1 表面充电电位水平

各结点模拟得到的最终充电电位结果见表 2，括号内为充电过程中存在波动现象达到的峰值。由表 2

表 2 航天器表面各结点充电模拟结果

Tab.2 Node simulation results on surface charging of spacecraft

	非光照情况电位/V			光照情况电位/V		
	结点 0	结点 1	结点 2	结点 0	结点 1	结点 2
磁鞘层	-5.5	-6.4	-12.4~-13.5	0~1.5	2.5~3 (4.3)	-9.1~-10.6
磁尾瓣	-82	-90	-79	0	5	-25~-51 (-77)
等离子体片	-63	-72	-52	-55	89~142	-1784
太阳风	-0.5	-1.9	-14.8~-18.0	1.5	3	-10

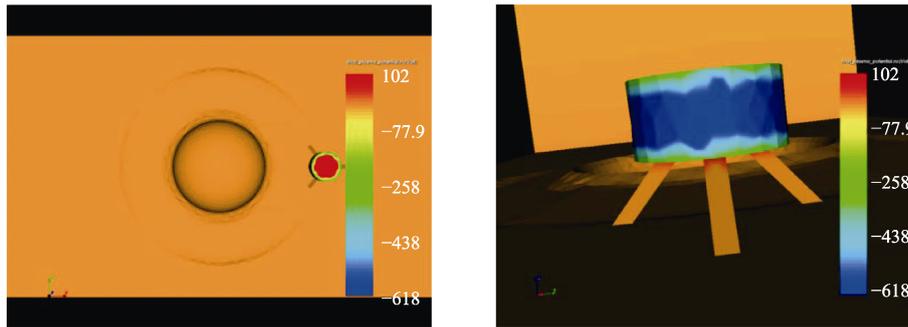


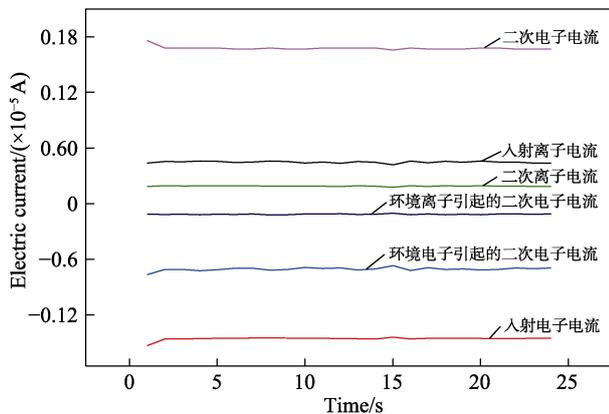
图 2 表面电位结果三维示意  
Fig.2 3D diagram of surface potential

地位的原因。由于 Kapton 和太阳能电池玻璃盖片均为静电绝缘材料，上下表面和侧表面均存在电位分布不均匀的渐变现象。

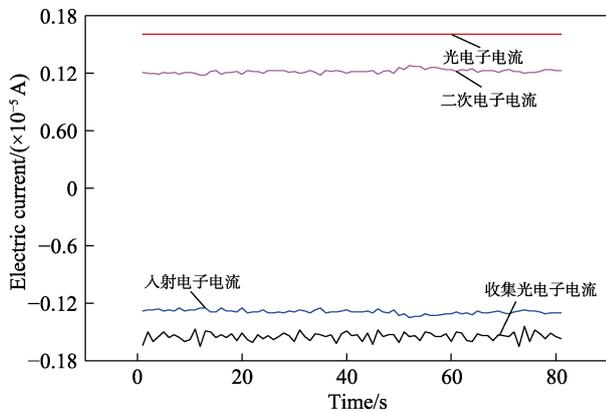
### 3.2 等离子体环境的电流分布

#### 3.2.1 磁鞘层

航天器在磁鞘层环境下充电过程中的电流分布如图 3 所示。非光照条件下的特征如图 3a 所示，在结点 1 上入射离子电流、二次电子电流、二次离子电流、环境粒子引起的二次电子电流及入射电子电流是影响



a 结点 1 无光照



b 结点 2 有光照

图 3 磁鞘层环境下充电过程中的电流分布

Fig.3 Charging current distribution in magnetic sheath layer environment: a) node 1 without light; b) node 2 with light

充电电位的主要因素。结点 0 与结点 1 的电流分布特征基本一致，而结点 2 中影响充电的主要因素只有二次电子电流和入射电子电流。总体而言，结点 0 上各电流较大。这是由于相较于结点 1、结点 2 的 Kapton 和太阳能电池材料，结点 0 设置的材料 Al 是更好的导体。环境等离子体引起的二次电子电流在结点 0、结点 1、结点 2 上逐步下降，是由于各结点负电位数存在差异，对环境电子排斥能力不同，在其他的等离子体环境中也有类似现象。光照条件下的电流特征如图 3b 所示，在结点 2 上，由于光电效应，光电子电流和收集光电子电流及二次电子电流、入射电子电流成为了充电电位的主要影响因素。在结点 0 和结点 1 上的电流明显大于结点 2，且由于光电流大小存在明显差异，而二次电子电流、入射电子电流变化并不明显。在结点 0、结点 1 中，二次电子电流和入射电子电流不再成为影响充电电位的主要因素，光电流及收集光电子电流占明显的主导地位。

#### 3.2.2 磁尾瓣

航天器在磁尾瓣环境下充电过程中的电流分布如图 4、图 5 所示。在无光照条件下，各结点电流特征均如图 4 所示。二次电子电流、入射电子电流和环境电子引起的二次电子电流是各结点影响充电电位

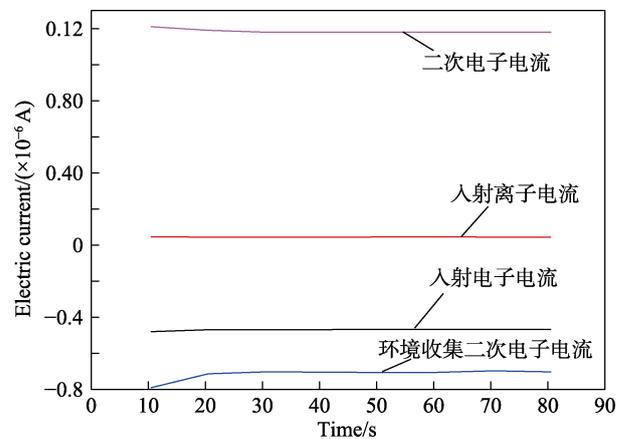


图 4 磁尾瓣结点 1 环境无光照电流分布情况

Fig.4 Current distribution of magnetotail disc node 1 environment without light

的主要因素。由于环境粒子能量较大，环境电子影响电流在充电时间内处于持续波动的状态。在光照条件下的电流特征如图5所示，结点0、结点1的电流分布与图5a类似，由于材料性质，二者存在一定的电流数值差异。结点2电流分布如图5b所示，相对较小的光电子电流，二次电子电流与持续波动且幅度较大的收集光电子电流是影响充电电位的主要因素。这可能是由于由于结点2处于探测器侧面，模拟设置的向下轰击的电子流不利于环境粒子在其表面轰击产生二次电子电流，而环境中的光电子密度持续受到势场变化影响而导致的。

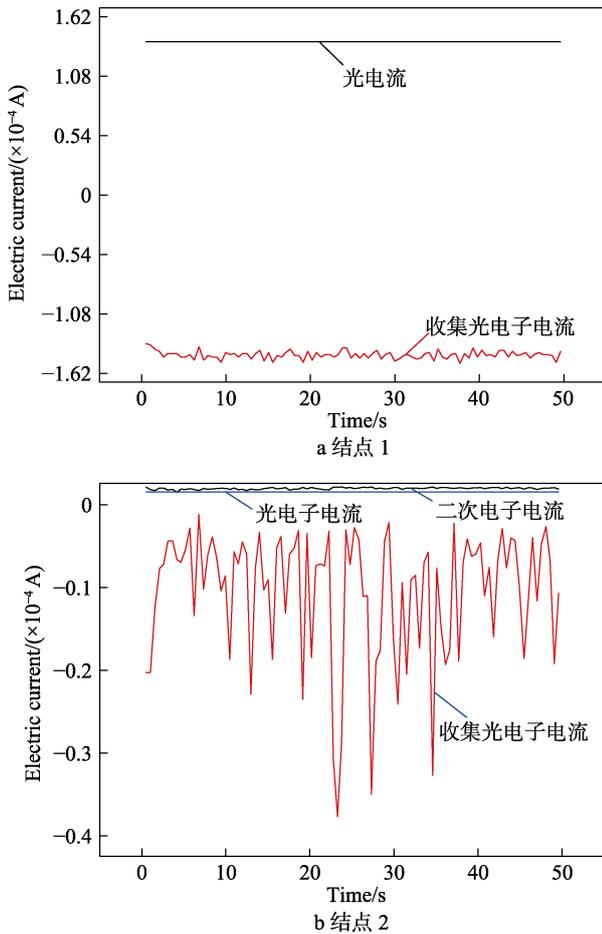


图5 光照条件下磁尾瓣的电流分布  
Fig.5 Current distribution of magnetotail disc under illumination conditions: a) node 1; b) node 2

### 3.2.3 等离子体片环境

航天器在等离子体片环境下充电过程中的电流分布如图6和图7所示。在非光照条件下，各结点电流特征均类似于结点2（如图6所示），且与磁尾瓣环境类似，二次电子电流、入射电子电流和环境电子引起的二次电子电流是各结点影响充电电位的主要因素。在光照条件下的电流特征如图7所示，结点0、结点1的电流特征同样类似，且与磁尾瓣环境下状况类似。在结点2中，二次电子电流对充电电位的影响

明显增大，这可能是因为相较于磁尾瓣环境，在等离子片环境中粒子能量更大，造成的二次电子数目因此增多造成的。

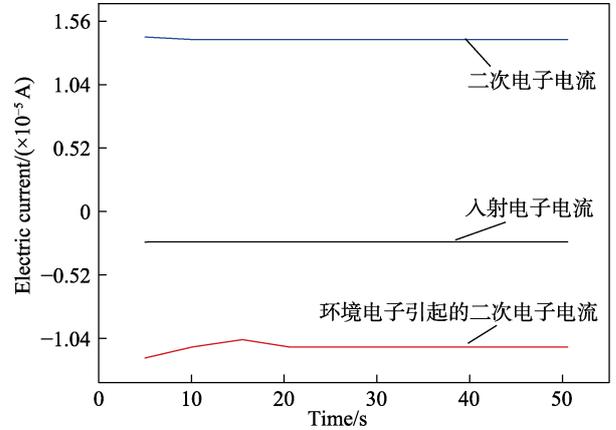


图6 等离子体片结点2无光照电流分布  
Fig.6 Current distribution of plasma node 2 without light

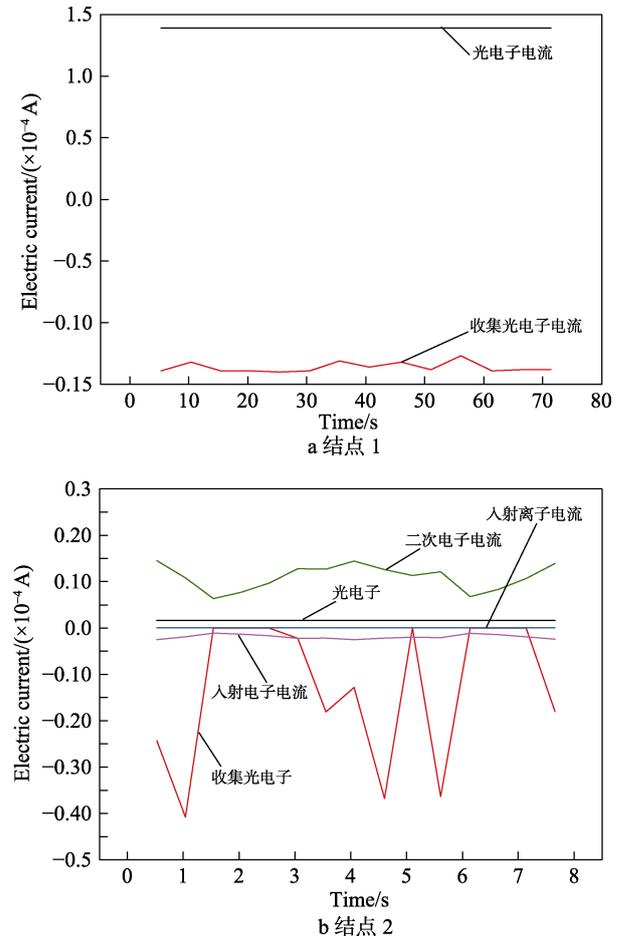


图7 光照条件下等离子体片的电流分布  
Fig.7 Current distribution of plasma under illumination conditions: a) node 1; b) node 2

### 3.2.4 太阳风条件电流分布

航天器在太阳风环境下充电过程中的电流分布如图8所示。无光照条件下，各结点电流特征均类似

于结点 0 (如图 8a 所示), 且同磁鞘层环境类似, 二次电子电流、入射电子电流和环境电子引起的二次电子电流是各结点影响充电电位的主要因素。各电流因环境因素、部位差异及材料本身性质在数值上存在差异, 对电位的影响能力有所不同。在光照条件下, 结点 0 的电流特征类似于结点 1, 具体特征如图 8b 所示。在结点 2 上, 由于光电子电流的减小, 二次粒子电流及入射粒子电流也对充电电位有较大的影响, 这与磁鞘层的电流特征同样是相似的。

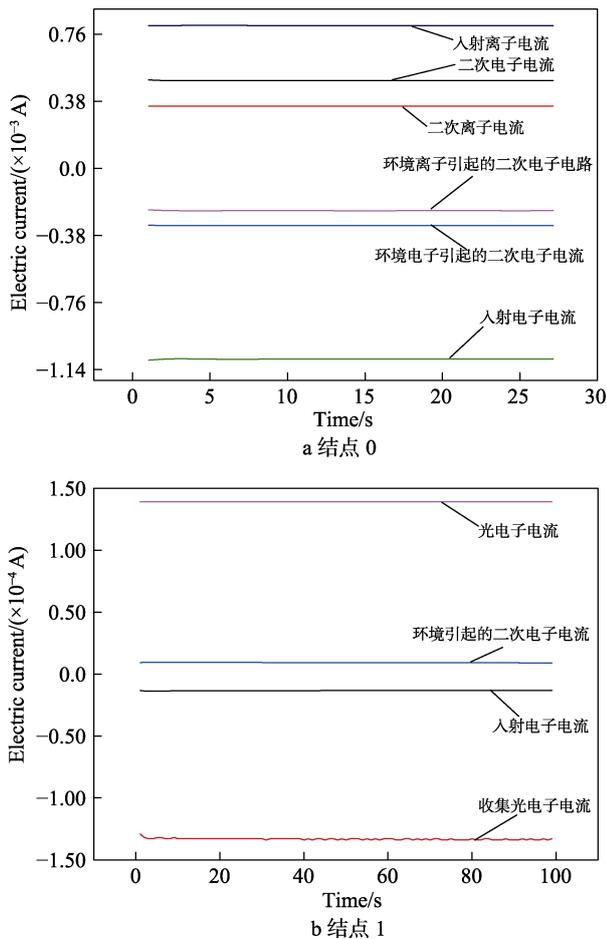


图 8 无光照条件下太阳风的电流分布

Fig.8 Current distribution of the solar wind under the condition without light: a) node 0; b) node 1

## 4 结论

基于 PIC 方法, 利用大型表面带电分析模拟软件 SPIS, 计算模拟得到了月球表面航天器在不同等离子体环境下的充电规律, 主要结论如下。

1) 月表探测器在不同环境中的充放电水平因背景等离子体密度的变化而存在电位差异。磁鞘层和太阳风环境情况类似, 磁尾瓣和等离子体片环境情况类似。各环境下均存在不同程度的表面充电风险。具体充电电位结果如下: 铝合金材料为  $-82 \sim 1.5$  V, Kapton 材料为  $-90 \sim 142$  V, 太阳能电池玻璃盖片为  $-1784 \sim$

$-9.1$  V, 磁鞘层为  $-13.5 \sim 4.3$  V, 磁尾瓣为  $-90 \sim 5$  V, 等离子体片环境为  $-1784 \sim 142$  V, 太阳风充为  $-18 \sim 3$  V, 总体充电电位区间为  $-1784 \sim 142$  V。

2) 光照是表面电位重要的影响因素, 材料在特殊位置不受光照作用时的充电电位也会受到其他位置发射的光电子以及二次电子的影响。因此选择航天探测器表面覆盖材料时, 在全面考虑的前提下, 应尽量选择光电静电电阻低且光电效应显著的材料。

3) 支撑架铝金属及导电月尘可以视为静电导体材料, 表面带电电位相对均匀, 总体充电水平较低。KAPTON 材料以及太阳能电池材料可视为静电绝缘材料, 带电电位较高, 在连接处存在电位分布不均匀现象。

## 参考文献:

- [1] VETTE J I, The AE-8 trapped electron model environment, NSSDC report 91-24, 1991.
- [2] CAYTON T E, BELIAN R D, GARY S P, et al. Energetic Electron Components at Geosynchronous Orbit[J]. Geophysical Research Letters, 1989, 16(2): 147-150.
- [3] KUZNETSOV I A, HESS S L G, ZAKHAROV A V, et al. Numerical Modeling of the Luna-Glob Lander Electric Charging on the Lunar Surface with SPIS-DUST[J]. Planetary and Space Science, 2018, 156: 62-70.
- [4] 石红, 田立成, 杨生胜. 嫦娥一号卫星太阳风离子探测器数据分析[J]. 物理学报, 2014, 63(6): 434-440. SHI Hong, TIAN Li-cheng, YANG Sheng-sheng. Analysis of Data Obtained by the Solar Wind Ion Detector Onboard the Chang'E-1 Lunar Orbiter[J]. Acta Physica Sinica, 2014, 63(6): 434-440.
- [5] 孙永卫, 曹鹤飞, 原青云. 月尘环境下太阳能电池阵表面充电的数值模拟研究[J]. 高电压技术, 2015, 41(3): 986-990. SUN Yong-Wei, CAO He-Fei, YUAN Qing-Yun. Battery Array Surface Charge on the Dust Environment Numerical Simulation Research[J]. High Voltage Engineering, 2015, 41(3): 986-990.
- [6] 杨昉, 师立勤, 刘四清, 等. 低轨道航天器的表面充电模拟[J]. 空间科学学报, 2011, 31(4): 509-513. YANG Fang, SHI Li-qin, LIU Si-qing, et al. Surface Charging Simulation of LEO Spacecraft[J]. Chin J Space Sci, 2011, 31(4): 509-513.
- [7] 杨集, 陈贤祥, 周杰, 等. 尾迹对卫星周围等离子体扰动特性分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 531-535. YANG Ji, CHEN Xian-xiang, ZHOU Jie, et al. Investigation of the Influence of Wake Effect on Plasma Sheath[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(2): 531-535.
- [8] SARRAILH P, MATEO-VELEZ J C, ROUSSEL J F, et al, Comparison of Numerical and Experimental Investigations on the ESD Onset in the Inverted Potential Gradient Situation in GEO[J]. IEEE Transactions on Plasma Sci-

- ence, 2012, 40(2): 368-379.
- [9] ROUSSEL J F. Spacecraft Plasma Environment and Contamination Simulation Code: Description and First Tests[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(2): 205-211.
- [10] SIGUIER J M INGUIMBERT V, SARRAILH P, et al. Parametric Study of a Physical Flashover Simulator[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2012, 40(2): 311-320.
- [11] 杨集, 陈贤祥, 夏善红. 低轨道卫星表面充电模拟[J]. 微纳电子技术, 2007, 44(7): 25-27.  
YANG Ji, CHEN Xian-xiang, XIA Shan-hong. Numerical Simulation of Low Earth Orbit Satellite Charging[J]. Micronanoelectronic Technology, 2007, 44(7): 25-27.
- [12] 买胜利. 航天器太阳能电池阵表面带电的 PIC 数值模拟研究[D]. 兰州: 中国空间科学技术研究院兰州物理研究所, 2006.  
MAI Sheng-li. Research on the PIC Numerical Simulation of the Spacecraft Solar Array Surface Charged[D]. Lanzhou: Lanzhou Institute of Physics, CAST, 2006.
- [13] HUR M S, KIM S J, LEE H S. Particle-in-cell Simulation of a Neutral Beam Source for Materials Processing[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2002, 30(1): 110-111.
- [14] GARRETT H B. The Charging of Spacecraft Surface[J]. Reviews of Geophysics and Space Physics, 1981, 19(4): 577-616.
- [15] DAWSON J M. Particle Simulation of Plasmas[J]. Rev Mod Phys, 1983, 55: 403-447.