

SMILE 卫星的表面充电效应*

许亮亮¹⁾ 蔡明辉^{1)2)†} 杨涛¹⁾ 韩建伟¹⁾²⁾

1) (中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190)

2) (中国科学院大学, 北京 100049)

(2020 年 1 月 7 日收到; 2020 年 5 月 20 日收到修改稿)

卫星在轨运行时, 航天器表面材料与周围的等离子体环境相互作用, 会积累电荷产生表面充电效应, 严重时将导致静电放电从而影响航天器的运行. SMILE 卫星运行在太阳同步轨道和高倾角大椭圆轨道, 在轨运行将遭遇多种等离子体环境, 产生的表面充电效应将影响卫星在轨安全和科学数据的获取. 本文采用 spacecraft plasma interaction system 软件仿真, 建立了复杂精细的三维模型, 评估了卫星在磁尾瓣等离子体、太阳风等离子体及地球静止轨道极端恶劣等离子体不同环境中的表面充电风险. 仿真结果显示, 不同环境下的表面充电电位有差异, 但是不会影响科学载荷的数据获取. 通过对表面电流的分析发现, 二次电子发射在各种等离子体环境中都对表面充电有很大的影响. 通过分析阴影区材料表面充电电流, 计算得到的结果能够补充氧化铝锡材料二次电子发射系数实验曲线. 在光照下, 光电子发射在表面充电中占据统治地位.

关键词: 表面充电效应, SMILE 卫星, spacecraft plasma interaction system 仿真, 等离子体

PACS: 52.65.-y, 52.65.Rr

DOI: 10.7498/aps.69.20200044

1 引言

航天器在轨运行时, 会穿越空间等离子体环境, 环境中的带电粒子与航天器表面的材料相互作用, 导致航天器表面充电, 这就是表面充电效应^[1-3]. 表面充电效应与多种因素有关, 包括等离子体环境、光照、航天器设计等. 不同的等离子体环境下, 离子种类、离子和电子密度、温度各不相同, 将使航天器充入不同的表面电位. 表面充电有带正电和带负电两种情况. 航天器处于阴影区时, 由于没有光电子的发射, 表面会积累大量的负电荷, 在极端恶劣等离子体环境下表面电位可达 -10000 V 量级^[4]. 即使有光照时, 地球静止轨道 (geosynchronous orbit, GEO) 极端恶劣等离子体环境下表面充电也能达到 -70 V^[5] 甚至 > -2000 V^[6]. 经验表明, 当电

介质材料相对于临近暴露导体电位超过 500 V, 就可能发生静电放电. 这可能会影响太阳能电池帆板、外部导线和裸露的探测器等的工作, 甚至导致它们的烧毁^[7,8]. 日本 ADEOS II (advanced earth observation satellite) 卫星的失效就被认为是表面充电导致电源线之间产生弧光放电引起的^[9]. 另一方面, 在周围等离子体密度温度较低的极其稀薄的磁尾瓣和太阳风等离子体环境下, 或者光照下光电子发射占据统治地位时, 表面材料将带有一定的正电位, 会对部分载荷的科学探测造成影响. 在光照下, 航天器表面的典型充电电位, 太阳风环境下为 $> +5$ — $+10$ V^[10,11], 磁尾瓣环境下为 $+15$ — $+100$ V^[10,11]. GEOS 卫星和 ISEE 卫星观测到, 极低密度 (< 0.1 cm⁻³) 等离子体环境, 如地球磁尾瓣中, 航天器充电可以超过 $+50$ V^[12]. 同样环境下的 Geotail 卫星表面电位则可达到 $+70$ V^[10]. 因此, 卫

* 中国科学院战略性先导科技专项 (批准号: XDA17010301) 和北京市科技重大专项 (批准号: Z181100002918004) 资助的课题.

† 通信作者. E-mail: caiminghui@nssc.ac.cn

星设计时, 对其表面充电风险的评估十分重要. 使用计算机对航天器的表面充电效应仿真是评估风险的有效方法之一. 欧空局的 SPIS(spacecraft plasma interaction system) 使用粒子分室法 (particle-in-cell, PIC) 模拟不同环境下航天器的表面充电效应, 是一款开源软件, 可用于计算不同轨道航天器的表面充电 [13–25].

“太阳风-磁层相互作用全景成像”(solar wind magnetosphere ionosphere link explorer, SMILE) 卫星是一颗中欧合作的航天器, 在轨运行将遭遇电离层等离子体、磁层等离子体和太阳风等离子体等多种等离子体环境, 产生不同的表面充电效应. 低能离子分析仪 (low-energy ion analyzer, LIA) 是 SMILE 卫星上的关键仪器, 会实时地就地测量地球附近的太阳风、磁鞘以及磁层里的低能离子. 当 SMILE 表面带正电时, 将对 LIA 的工作产生影响. 为了保证 LIA 测量数据的准确, 要求 SMILE 卫星的表面电位不能超过 +30 V. SMILE 卫星表面结构复杂, 为了更真实地分析表面充电效应对其在轨运行可能带来的影响, 我们用 SPIS 建立了精细的模型对其进行了多种等离子体环境下的仿真模拟. 通过对仿真结果中航天器表面电流和表面电位的分析, 评估不等量带电带来的静电放电风险并分析材料的二次电子发射系数, 研究二次电子发射对表面充电的影响.

2 模型

2.1 表面充电效应理论模型

航天器处于等离子体环境中时, 环境中的离子、电子入射航天器, 它们又分别与航天器材料表面作用产生二次电子发射, 同时电子入射还会带来背散射电子, 在有光照的情况下, 光与材料相互作用还会激发光电子. 这样一个过程可以由电流平衡基本方程描述 [26]:

$$I_t = I_e(V) - [I_i(V) + I_s(V) + I_{ph}(V)]. \quad (1)$$

其中 I_t 是航天器表面的总电流; $I_e(V)$ 是航天器相对等离子体环境电势为 V 时的入射电子电流; $I_i(V)$ 是入射离子电流; $I_s(V)$ 是总二次电子 (包括二次电子和背散射电子) 发射电流; $I_{ph}(V)$ 是光电子电流. 当达到平衡态时, $I_t = 0$. 根据轨道运动受限模型 [27–30], 可以计算出, 在阴影区, 仅考虑离子和

电子入射时, 航天器表面电位的量级为 ~ -10000 V. 如果考虑二次电子发射, 那么航天器表面的电子会变少, 充电电位会减弱 [31–34]. 有研究表明, 二次电子和背散射电子在卫星表面材料 KAPT 的充电电位中约占 25% [34].

SPIS 中用 PIC 的方法模拟电流平衡过程中等离子体环境与航天器的相互作用, 该过程用 Vlasov-Poisson 方程 [35] 来描述. 实际计算中, 出于计算资源和计算时长的限制, 并不对每一个实际粒子逐个计算, 因此 PIC 引入宏观粒子的概念, 每一个宏观粒子代表一定速度范围内的一群真实粒子, 其运动方程为 [35]

$$\begin{cases} M_a \frac{dv_n}{dt} = Q_a (E + v_n \times B), \\ \frac{dr_n}{dt} = v_n, \quad \nabla^2 \varphi = \frac{\rho}{\epsilon_0}, \quad E = -\nabla \varphi. \end{cases} \quad (2)$$

式中, M_a 是宏观粒子质量; Q_a 是宏观粒子电荷; v_n 是其运动速度; E, B 为环境中电场和磁场; r_n 为宏观粒子质心位置; φ 是电势; ρ 是电荷密度; ϵ_0 是真空介电常数.

运动方程求得的宏观粒子运动状态可换算为相应的电流, 结合 (1) 式中 $I_t = 0$ 时的电流平衡条件, 即可得到航天器的表面充电电位、周围电场分布等.

2.2 几何建模

SMILE 卫星的模型如图 1 所示. 模型包括: 载荷仓, 为边长为 1 m 的立方体; 推进器, 为位于载荷仓下的梯形台, 垂直高度为 1.375 m, 底面边长为 1.64 m; 六块太阳电池帆板, 载荷仓两侧各三块, 长为 1.1 m, 宽为 0.88 m, 每一块帆板分割成 12 条并行排列、相互间距为 1 mm 的条形面; 伸杆天线, 一端位于载荷仓-X 面的圆柱体, 半径为 0.06 m, 长为 3 m; 安装在载荷仓与推进器表面的 LIA、星敏、测控天线等, 具体如表 1 所列.

表 1 中材料的缩写对应为: 铟锡氧化膜材料 (Indium Tin Oxide, ITO); 聚酰亚胺 (kapton, KAPT); 碳纤维增强复合材料 (carbon fiber reinforced plastic, CFRP); 多氯化联二苯-Z 白漆 (polychlorinated biphenyl-Z, PCBZ); 铝 (Al). 光照条件仿真过程中太阳光从-X 方向入射, 卫星姿态始终保持-X 面朝向太阳.

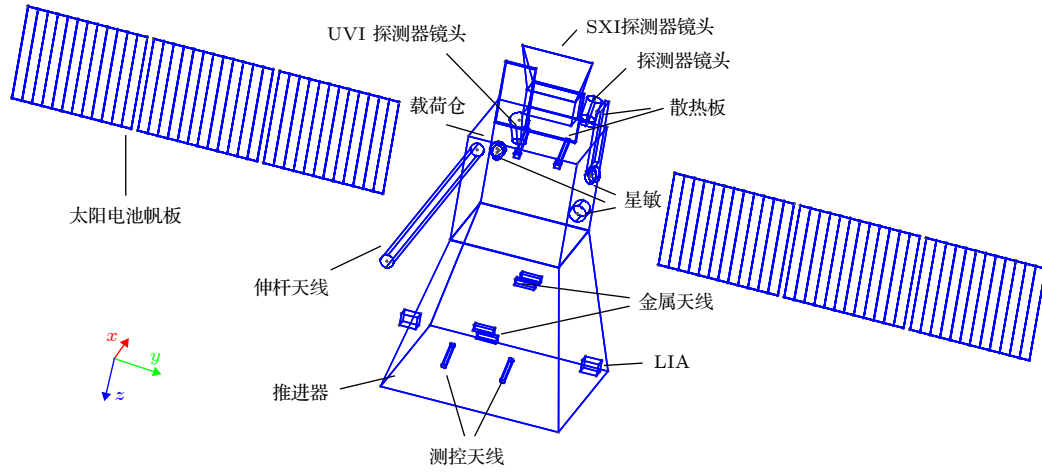


图 1 SMILE 卫星模型图. 红绿蓝三个轴分别为 x, y, z 方向

Fig. 1. The model of SMILE. The red, green and blue axes are in the x, y, z direction, respectively.

表 1 SMILE 卫星模型电路节点、表面材料及电路设置

Table 1. Design of nodes, surface materials and circuits of SMILE model.

航天器部件	电路节点	表面材料	电路设置/ Ω
载荷仓(底面)	0	ITO	
载荷仓	1—5	ITO	20000
伸杆天线	6	KAPT	20000
推进器	7—10	ITO	20000
太阳电池下表面	11, 12	CFRP	37500
太阳电池上表面	13, 14	ITO	20000
+X面测控天线顶端	15, 17	PCBZ	20000
+X面测控天线底端	16, 18	ITO	20000
星敏	19—21	ITO	20000
推进舱+X面探测器	22	AL	20000
推进舱-X面探测器	23	AL	20000
散热板对内面	24, 26, 28	ITO	20000
散热板对外面	25, 27, 29	PCBZ	20000
-X面测控天线	30, 31	PCBZ	20000
LIA安装面、测量面	32, 34, 36, 38	AL	20000
LIA对外面	33, 37	PCBZ	20000
LIA靠星体面	35, 39	ITO	20000
探测器镜头	40—42	ITO	20000

2.3 等离子体环境参数

SMILE 卫星运行轨道包括太阳同步轨道 (sun-synchronous orbit, SSO, 700 km, 98.2°) 和高倾角大椭圆轨道 (high elliptic orbit, HEO, 5000 km \times 19 Re, 98.2°或 67°). 其中, SSO 可能遭遇的等离子体环境主要是电离层等离子体和极区沉降粒子, 由于 SSO 轨道不做科学任务观测且表面充电风险较低, 故不进行三维表面充电的仿真分析. HEO 轨道可能遭遇的等离子体环境主要包括磁层等离子体和太阳风等离子体, 其中磁层等离子体环境可对 SMILE 卫星表面材料造成负高电位的充电风险. 根据欧空局的空间环境手册 ECSS-E-ST-10-04 C, 对于负电风险分析一般采用 GEO 极端恶劣等离子体环境进行表面充电评估. 为评估 LIA 遭遇的正电位风险, 取最恶劣的磁尾瓣等离子体环境进行模拟. 所以共进行磁尾瓣等离子体、太阳风等离子体、GEO 极端恶劣等离子体共三种等离子体环境下的模拟, 三种环境的参数如表 2 所列.

表 2 等离子体环境参数

Table 2. Parameters of various plasma environment.

等离子体环境	离子密度	电子密度	离子温度	电子温度	
	cm^{-3}	cm^{-3}	eV	eV	
磁尾瓣	0.1	0.1	540	180	
太阳风	8.7	8.7	12	10	
GEO 极端恶劣	成分1	0.6	0.2	2000	4000
	成分2	1.3	1.2	28000	27500

3 仿真结果

阴影区时,磁尾瓣等离子体、太阳风等离子体、极端恶劣等离子体环境下的航天器平均表面电位及表面电流随时间的变化分别如图2和图3所示.因为航天器表面进行了等电位处理,各节点间电位差很小,所以仅选取一个节点展示表面电位随时间的变化.同时为了对比阴影区和光照下的充电情况,选取正对太阳光入射方向的节点4作为代表.

由图2至图4可以看出,在阴影区,仿真的最终时刻,磁尾瓣等离子体环境下表面材料电位(由于伸杆天线电位对航天器整体影响较小,因此不考虑其表面电位,以下讨论同样如此)约+5.5 V左右;太阳风等离子体环境下表面材料电位约-25.3 V左右;极端恶劣等离子体环境下表面材料电位约-8582 V左右.其中,只有磁尾瓣等离子体环境下充电电位为正.仿真的结果中,磁尾瓣、太阳风和极端恶劣等离子体环境下航天器表面最大电位差分别为0.007, 0.005和1.022 V,没有发生静电放电的风险.

图3显示的是阴影区多种等离子体环境下节点4各表面充电电流随时间的变化.从图3可以看到,在阴影区,三种等离子体环境下都是入射电子

电流和二次电子电流在电流平衡过程中起主要作用.进一步分析电子产生的二次电子发射系数,定义如下:

$$\delta = I_{se}/I_e. \quad (3)$$

其中, I_{se} 是二次电子电流(电子).根据图3的结果,平衡时,磁尾瓣、太阳风和GEO极端恶劣等离子体环境下节点4的ITO面的二次电子发射系数分别为1.96, 0.11和0.46.有实验测得^[31],入射电子能量为1—5 keV范围内ITO二次电子发射系数从3.5逐渐降低至1.而上述三种等离子体环境电子能量分别为180, 10和27.5 keV(成分2)均不在其实验范围内.结合典型的二次电子发射系数曲线,仿真结果得到的二次电子发射系数符合典型曲线,且可以推知,ITO材料的二次电子发射系数最大值 δ_{max} 在入射电子能量180—1 keV之间.本文的仿真结果可以作为ITO材料二次电子发射系数实验曲线的有效补充.

光照下,磁尾瓣等离子体、太阳风等离子体和极端恶劣等离子体环境下的航天器平均表面电位及表面电流随时间的变化曲线分别如图4和图5所示.

如图4所示,在光照下,仿真的最终时刻,磁尾瓣等离子体、太阳风等离子体和极端恶劣等离子体环境下表面材料电位分别约为+14, +6和

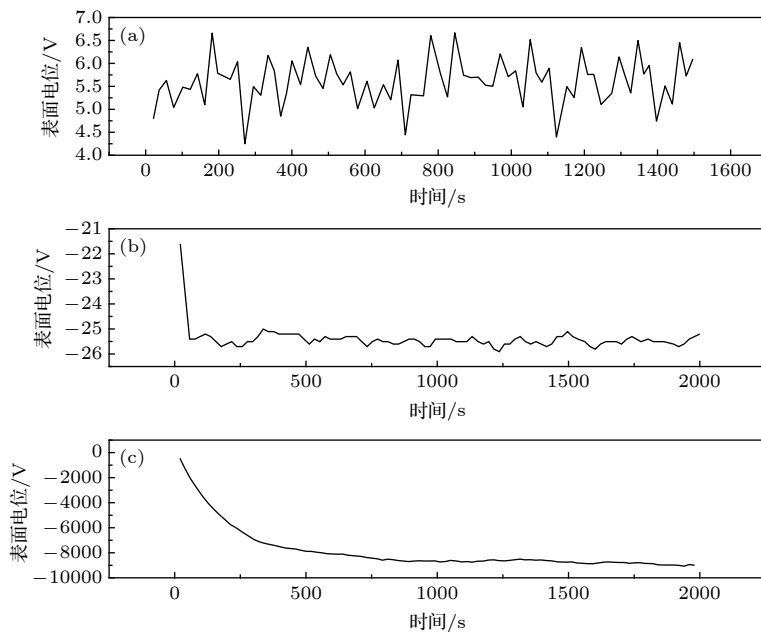


图2 阴影区节点4的平均表面电位 (a) 磁尾瓣等离子体环境; (b) 太阳风等离子体环境; (c) GEO极端恶劣等离子体环境
 Fig. 2. Average surface potential on node 4 on the eclipse: (a) The magnetic tail lobes plasma; (b) the solar wind plasma; (c) the GEO worst case plasma.

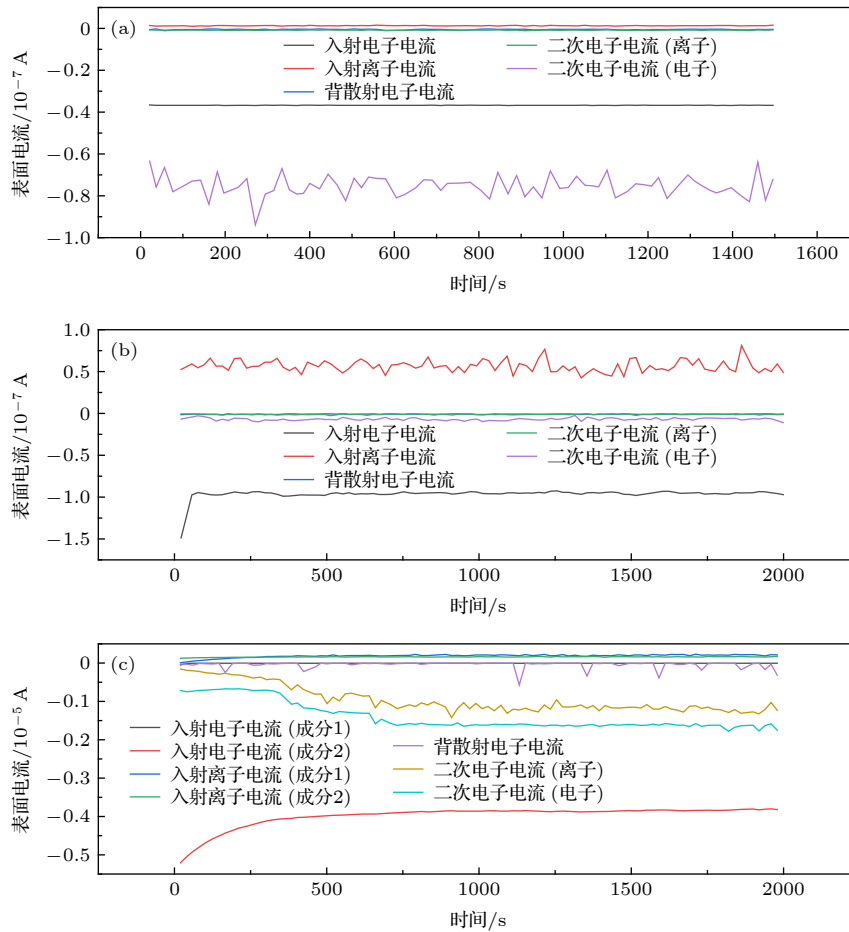


图 3 阴影区节点 4 的表面电流 (a) 磁尾瓣等离子体环境; (b) 太阳风等离子体环境; (c) GEO 极端恶劣等离子体环境

Fig. 3. Surface current on node 4 on the eclipse; (a) The magnetic tail lobes plasma; (b) the solar wind plasma; (c) the GEO worst case plasma.

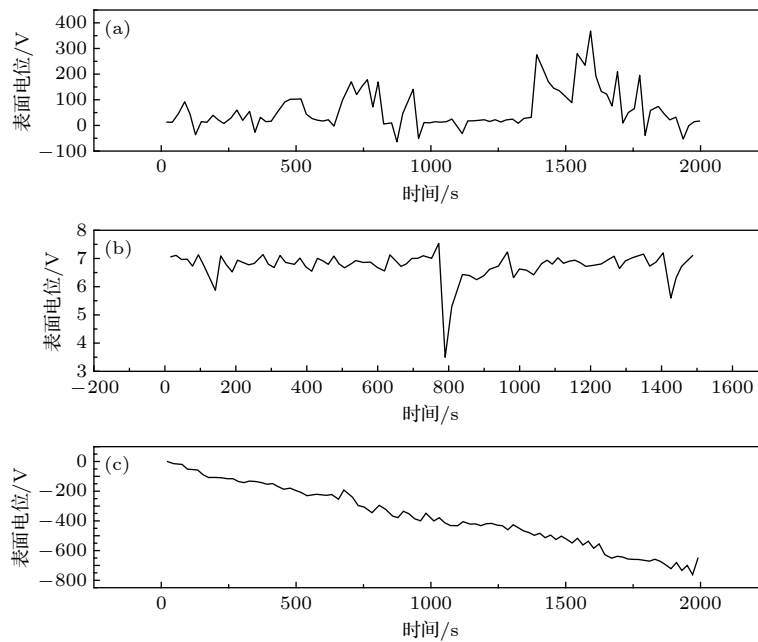


图 4 光照下节点 4 的平均表面电位 (a) 磁尾瓣等离子体环境; (b) 太阳风等离子体环境; (c) GEO 极端恶劣等离子体环境

Fig. 4. Average surface potential on node 4 under sun illumination: (a) The magnetic tail lobes plasma; (b) the solar wind plasma; (c) the GEO worst case plasma.

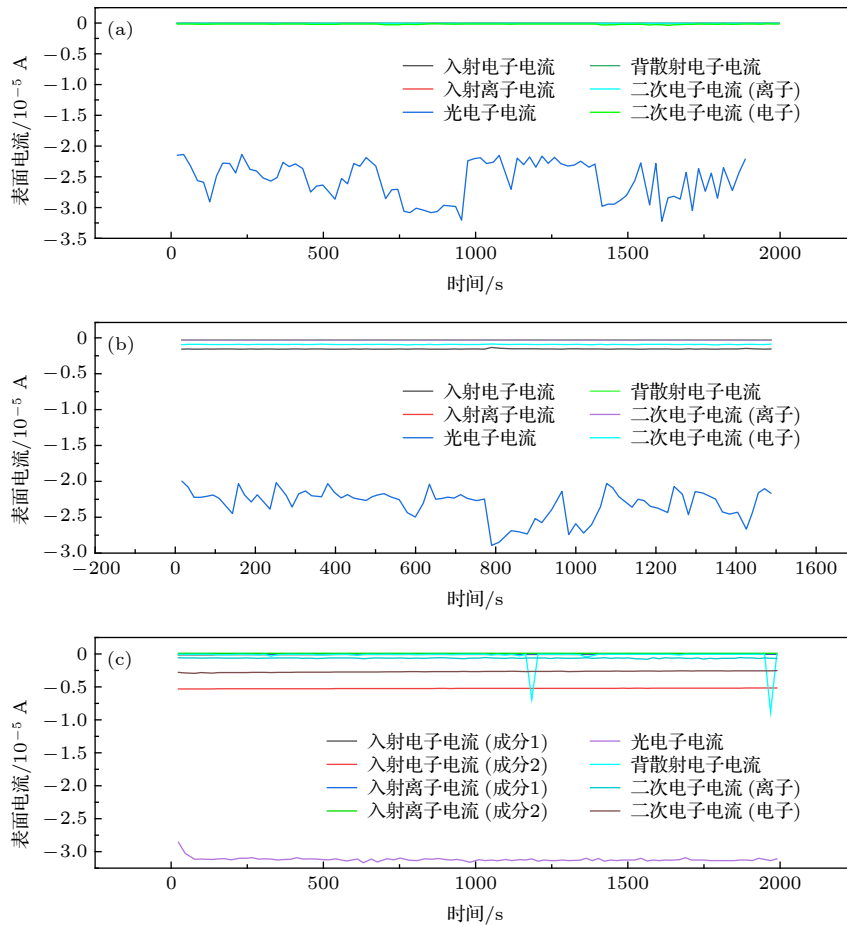


图 5 光照下节点 4 的表面电流 (a) 磁尾瓣等离子体环境; (b) 太阳风等离子体环境; (c) GEO 极端恶劣等离子体环境

Fig. 5. Surface current on node 4 under sun illumination: (a) The magnetic tail lobes plasma; (b) the solar wind plasma; (c) the GEO worst case plasma.

-725 V. 三种环境中, 表面电位平衡后, 航天器表面正电位均未超过+30 V, 不会对 LIA 的工作产生明显影响. 航天器表面各节点间最大电位差为: 磁尾瓣等离子体环境下 1.1 V, 太阳风等离子体环境下 1.2 V, 极端恶劣等离子体环境下 13.3 V, 不会发生静电放电. 几种等离子体环境下航天器表面各节点间最大电位差不大的原因是卫星表面做了等电位处理, 使得带电粒子可以在各节点间较快转移. 从图 4 可以看到, 光照下磁尾瓣等离子体环境中, 600—1000 s 和 1300—1800 s 的时间段内, 表面电位会超过+30 V, 因此 LIA 在磁尾瓣等离子体环境下工作时, 有可能受影响, 为保证测量的准确, 需要等表面电位平衡后进行测量.

图 5 显示了光照下多种等离子体环境中节点 4 各表面充电电流随时间的变化. 从图 5 可以看到, 三种等离子体环境下, 光电子电流都占据统治地位, 且由于光照环境大致相同, 三种环境下的光电

子电流大小接近.

4 结 论

通过 SPIS 对 SMILE 卫星在磁尾瓣等离子体、太阳风等离子体和极端恶劣等离子体三种不同环境下表面充电效应的仿真, 可以得出以下结论:

1) 现在的模型设计及电路设置下, 表面充电效应不会给航天器运行带来不等量带电的静电放电风险;

2) 阴影区只有磁尾瓣等离子体环境中表面充电为正电位, 且未超过+30 V, 满足 SMLIE 卫星 LIA 载荷科学探测需求;

3) 有光照时, 磁尾瓣等离子体、太阳风等离子体环境下 SMILE 卫星均带正电, 分别为+14 V 左右和+6 V 左右, 也未超过+30 V;

4) 各种等离子体环境下, SMILE 卫星表面电

位最大值多出现在太阳能电池帆板 ITO 面, 最小值多在太阳能电池帆板 CFRP 面, 这是因为模型电路设置中, 只有这里存在电阻差异. 最大电位差为 13.3 V, 出现在阴影区 GEO 极端恶劣等离子体环境下, 不会发生静电放电;

5) 各种等离子体环境下, 总二次电子发射, 包括二次电子发射和背散射电子, 对表面充电有很大的影响;

6) 有光照时, 在仿真的三种等离子体环境中, 光电子发射都在表面充电中占据统治地位;

7) 结合实验数据可以推知, ITO 材料的二次电子发射系数最大值 δ_{\max} 在入射电子能量 180—1 keV 之间.

参考文献

- [1] Ferguson D 1993 *31st Aerospace Sciences Meeting* Reno, NV, USA, January 11–14, 1993 p705
- [2] Wang L 1995 *Vac. Cryogenics* **1** 2 (in Chinese) [王立 1995 真空与低温 **1** 2]
- [3] Wang L, Qin X G 2002 *Vac. Cryogenics* **8** 2 (in Chinese) [王立, 秦晓刚 2002 真空与低温 **8** 2]
- [4] Ch J Mateo-Velez, Sarraill H P, Roussel J F 2010 *Technical Manual of SPIS Final Report FR 10/14511 DESP*
- [5] Whipple E C, Krinsky I S, Torbert R B, Olsen R C 1983 *Spacecraft Plasma Interactions and Their Influence on Field and Particle Measurements, Proceedings of the 17th ESLAB Symposium* Noordwijk, The Netherlands, September 13–16, 1983 p35
- [6] Reasoner D L, Lennartsson W, Chappell C R 1976 *Spacecraft Charging by Magnetospheric Plasmas* **47** 89
- [7] Pang Y J 2001 *M. S. Thesis* (Beijing: Chinese Academy of Sciences) (in Chinese) [庞永江 2001 硕士学位论文 (北京: 中国科学院)]
- [8] Tian L C, Shi H, Li J, Zhang T P 2012 *Spacecraft Environ. Eng.* **29** 2 (in Chinese) [田立成, 石红, 李娟, 张天平 2012 航天器环境工程 **29** 2]
- [9] Yang F, Shi L Q, Liu S Q, Gong J C 2011 *Chin. J. Spac. Sci.* **31** 4 (in Chinese) [杨昉, 师立勤, 刘四清, 龚建村 2011 空间科学学报 **31** 4]
- [10] Schmidt R, Arends H, Pedersen A, Rüdener F, Fehring M, Narheim B T, Svenes R, Kvernsveen K, Tsuruda K, Mukai T, Hayakawa H, Nakamura H M 1995 *JGR: Space Physics* **100** A9
- [11] Riedler W, Torkar K, Rüdener F, Fehring M, Pedersen A, Schmidt R, Grard J L, Arends H, Narheim B T, Troim J, Torbert R, Olsen R C, Whipple E, Goldstein R, Valavanoglou N, Zhao H 1997 *The Cluster and Phoenix Missions* **79** 271
- [12] Pedersen A, Chapell C R, Knott K, Olsen R C 1983 *Spacecraft Plasma Interactions and Their Influence on Field and Particle Measurements, Proceedings of the 17th ESLAB Symposium* ESA SP-198 Noordwijk, The Netherlands, September 13–16, 1983 p185
- [13] Zhang G R, Ke J X, Xu B 2014 *Comput. Simul.* **9** 38 (in Chinese) [张国荣, 柯建新, 许滨 2014 计算机仿真 **9** 38]
- [14] Yuan Q Y, Sun Y W 2015 *J. Hebei Normal Univ.: Nat. Sci. Ed.* **1** 38 (in Chinese) [原青云, 孙永卫 2015 河北师范大学学报: 自然科学版 **1** 38]
- [15] Yang J, Chen X X, Xia S H 2007 *Micronanoelectronic Technol.* **44** 7 (in Chinese) [杨集, 陈贤祥, 夏善红 2007 微纳电子技术 **44** 7]
- [16] Jiang C H, Zhao Z Y 2008 *Spacecraft Environ. Eng.* **25** 2 (in Chinese) [姜春华, 赵正予 2008 航天器环境工程 **25** 2]
- [17] Gu C C, Chen X N, Lin C 2017 *Microcomputer & Its Applications* **36** 11 (in Chinese) [顾超超, 陈晓宁, 林楚 2017 微型机与应用 **36** 11]
- [18] Zhu J C, Fang M H, Wu M Z, Tian P Y, Fei T 2018 *Chin. J. Vac. Technol.* **38** 6 (in Chinese) [朱基聪, 方美华, 武明志, 田鹏宇, 费涛 2018 真空科学与技术学报 **38** 6]
- [19] Ferro O J, Hess S, Seran E, Denis P 2018 *IEEE Trans. Plasma Sci.* **46** 3
- [20] Galgani G, Antonelli M, Bandinelli M, Scione E, Scorza E *Esa Workshop on Aerospace Emc. IEEE* Valencia, Spain, May 23–25, 2016 p89
- [21] Chen Y F, Yang S S, Li D T, Qin X G, Wang J, Liu Q 2015 *Atom. Energ. Sci. Technol.* **49** 1673 (in Chinese) [陈益峰, 杨生胜, 李得天, 秦晓刚, 王俊, 柳青 2015 原子能科学技术 **49** 1673]
- [22] Kuznetsova I A, Hess S L G, Zakharova A V, Cipriani F, Serand E, Popela S I, Lisine E A, Petrove O F, Dolnikova G G, Lyasha A A, Kopnina K I 2018 *Planet. Space Sci.* **156** 62
- [23] Zhao C X, Li D T, Yang S S, Qin X G, Wang J 2017 *High Voltage Eng.* **43** 1438 (in Chinese) [赵呈选, 李得天, 杨生胜, 秦晓刚, 王俊 2017 高电压技术 **43** 1438]
- [24] Bi J Y, Li L 2018 *Chin. J. Space Sci.* **38** 909 (in Chinese) [毕嘉怡, 李磊 2018 空间科学学报 **38** 909]
- [25] Zhu J C, Fang M H, Quan R H, Tian P Y, Liang E T 2018 *J. Nanjing Univ. Aeronaut. Astronautics* **50** 422 (in Chinese) [朱基聪, 方美华, 全荣辉, 田鹏宇, 梁尔涛 2018 南京航空航天大学学报 **50** 422]
- [26] Garrett H B 1981 *Rev. Geophys. Space Phys.* **19** 4
- [27] Smith H M, Langmuir I 1926 *Phys. Rev.* **28** 4
- [28] Bernstein I B, Rabinowitz I 1959 *Phys. Fluids* **2** 2
- [29] Laframboise J G 1966 University of Toronto, Institute for Aerospace Studies, UTIAS Report No. 100
- [30] Chen F F 1965 *Plasma Phys.* **7** 1
- [31] Mai S L, Wang L, Li K, Qin X G 2006 *Vac. Cryogenics* **12** 2 (in Chinese) [买胜利, 王立, 李凯, 秦晓刚 2006 真空与低温 **12** 2]
- [32] Wang S Z 2019 *Sci. Technol. Innov.* **8** 14 (in Chinese) [王思展 2019 科技与创新 **8** 14]
- [33] Wang S Z, Huang J G, Jiang L X, Wang J W 2019 *Environ. Technol.* **4** 18 (in Chinese) [王思展, 黄建国, 姜利祥, 王军伟 2019 环境技术 **4** 18]
- [34] Chen Y F, Yang S S, Li D T, Qin X G, Shi L, Feng N 2014 *Mod. Appl. Phys.* **5** 3 (in Chinese) [陈益峰, 杨生胜, 李得天, 秦晓刚, 史亮, 冯娜 2014 现代应用物理 **5** 3]
- [35] Yang J, Chen X X, Zhou J, Xia S H 2010 *J. Astronautics* **31** 531 (in Chinese) [杨集, 陈贤祥, 周杰, 夏善红 2010 宇航学报 **31** 531]

Surface charging effect of the satellite SMILE*

Xu Liang-Liang¹⁾ Cai Ming-Hui^{1)2)†} Yang Tao¹⁾ Han Jian-Wei¹⁾²⁾

1) (*National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*)

2) (*University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China*)

(Received 7 January 2020; revised manuscript received 20 May 2020)

Abstract

When the satellite is on orbit, the surrounding plasma environment will interact with the spacecraft surface, accumulate charges on the spacecraft surface and cause surface charging effect, which could lead to electrostatic discharge and affect the running of the spacecraft. SMILE is a satellite operating in a solar synchronous and high inclination large elliptical orbit. The on-orbit motion will encounter ionospheric plasma, magnetospheric plasma and solar wind plasma, pass through the region of the outer radiation belt enriched by high-energy electrons. These environmental factors can cause the surface charging effect on satellite and affect on-orbit security of the satellite and the acquisition of scientific data. Utilizing the software simulation of spacecraft plasma interaction system, the charging effects of SMILE satellite surface in solar wind plasma, magnetic tail plasma and extremely harsh plasma environment have been simulated, and the charging potential distribution on its surface have been obtained. The results show that the surface charging potential varies in different environments, but all comfort with the design requirements. The analysis of surface current shows that the secondary electron emission has great influence on surface charging in various plasma environments. Under sun illumination, photoelectron emission dominates surface charging. By analyzing the charge current on the surface on the eclipse, the calculated results can supply the experimental curve of the secondary electron emission coefficient of indium tin oxide materials.

Keywords: surface charging effect, SMILE, spacecraft plasma interaction system, plasma

PACS: 52.65.-y, 52.65.Rr

DOI: [10.7498/aps.69.20200044](https://doi.org/10.7498/aps.69.20200044)

* Project supported by the Strategic Priority Research Program of the Chinese Academy of Sciences (Grant No. XDA17010301) and the Beijing Science and Technology Major Project (Grant No. Z181100002918004).

† Corresponding author. E-mail: caiminghui@nssc.ac.cn