



·粒子束及加速器技术·

电子束发射诱发航天器充电的数值模拟研究^{*}

任三孩¹, 彭 凯², 谭 谦¹, 叶 新¹, 方进勇²

(1. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094; 2. 中国空间技术研究院 西安分院, 西安 710100)

摘 要: 通过发射电子束测量空间地磁场是一种新的有效的地磁场高精度测量方法, 但电子束发射对在轨航天器自身状态和安全存在影响。为了研究这一影响, 从同步轨道充电机制出发, 基于轨道限制机制和朗缪尔方程研究了航天器发射高能电子束时的诱发充电模型, 推导了不同初始电位情况下束流发射的平衡电位公式, 并编程序研究了这一过程中粒子束电流、能量、光照等因素对航天器充电电位的影响, 得到了航天器对外发射高能电子束时诱发航天器自身或平台的充电电位随时间变化规律, 并通过部分解析解对比验证了模拟结果的正确性。

关键词: 轨道限制机制; 朗缪尔方程; 电子束发射; 航天器充电模型; 数值模拟

中图分类号: V419^{·2}

文献标志码: A

doi: 10.11884/HPLPB202436.230366

Numerical simulation on spacecraft charging due to electron beam emission

Ren Sanhai¹, Peng Kai², Tan Qian¹, Ye Xin¹, Fang Jinyong²

(1. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;

2. China Academy of Space Technology (Xi'an), Xi'an 710100, China))

Abstract: Measuring the geomagnetic field in space by emitting electron beams is a new and effective high-precision measurement method of the geomagnetic field, but the emission of electron beams has an impact on the state and safety of the spacecraft. To study the influence, based on the orbit-limited mechanism, the model of spacecraft charging due to high-energy electron beam emission was studied, and the potential balance formula under different initial potentials was derived, and a program was compiled to study the impact of particle beam current, energy, light electron and other factors affecting the spacecraft charging potential. The time-varying law of the charging potential induced by the spacecraft itself or the platform when the spacecraft emits high-energy electron beams is obtained, and the correctness of the simulation results is verified by the partial analytical solution comparison.

Key words: orbit-limited mechanism, Langmuir equation, electron beam emission, model of spacecraft charging, numerical simulation

随着空间技术的高速发展, 空间无损探测^[1]、空间计算机层析^[2-4]以及空间地磁场测量^[5-8]等新兴载荷开始受到广泛的关注, 此类载荷中大多需要发射高能量、大电流的粒子束流, 其中最典型就是电子束流。不同于传统的空间平台电位控制技术^[9]、等离子体推进技术^[10-11]等领域的载荷, 这一类新兴载荷使用的束流能量更高, 一般至少 10 keV 量级, 最高可到 MeV 量级甚至以上。另外由于同步轨道背景等离子体稀薄, 一般只需要发射十微安到百微安量级以上的束流, 就有可能诱发航天器自身带上极高的电位, 从而影响自身和平台的稳定和安全。同时, 在航天器自身充上较高的电位以后会形成较强的表面势垒, 后续的发射电子将会被减速甚至拉回航天器表面, 无法正常发射至太空中去, 即造成电子束发射失败。因而十分有必要对同步轨道中航天器发射电子束时的充放电过程进行深入的研究。

同步轨道的充放电理论和模型在国外以 Lai 等^[12-13]的研究为主要代表, 重点针对减缓航天器电位^[14-15]、不等量

* 收稿日期: 2023-10-22; 修订日期: 2023-12-10

基金项目: 国家自然科学基金项目 (11605135、11605134)

联系方式: 任三孩, sanhairen@163.com。

通信作者: 彭 凯, pengkaicast@163.com。

充电^[13,16-18]等方面进行了大量的研究,并在此基础上做了一些针对性的实验^[19]。国外对于电子束发射诱发充电效应的工作较少,主要是基于 PIC 数值模拟方法分析电子束在低轨道到临近空间的传输以及分析这一过程中航天器主动充电效应对发射电子束的影响^[20-22]。对于中高轨道的研究则更少,主要涉及全 PIC 数值方法开展不同速度分布下航天器平衡电位评估的一些工作^[23]。

相比而言,国内对于航天器充放电模型和理论的研究起步较晚,其中航天五院的北京控制工程研究所和兰州空间技术物理研究所重点对航天器介质深层充放电开展了大量的理论及实验研究^[24],中科院空间中心对航天器充放电模型^[25]、深层充放电^[26]等进行了深入研究和讨论、陆军工程大学的刘尚合院士团队对航天器充放电的各类充放电模型、理论也开展了深入的研究^[27]。上述国内研究中,针对粒子束发射诱发航天器充电的模型和数值方法则基本处于空白。基于这一背景,本文在航天器轨道限制理论的基础上,研究了不同环境条件下发射电子束对航天器充电模型的修正,阐明了这一过程中电子束电流、能量等因素对航天器充电电位的影响,最后通过与解析值对比验证了模型的正确性,为新型束流发射类载荷的论证奠定了一定的理论和方法基础。

1 基于轨道限制机制的充电模型

1.1 轨道限制机制与朗缪尔方程

航天器受背景等离子体环境流轰击的电流大小与其形状是密切相关的。一般的分析中,常常认为航天器为球体、柱体或(无穷大)平板,为描述方便,假定航天器为球体。球状的航天器在空间背景等离子体中运行时,如果航天器带电,则会改变周围等离子体的运动方向,这种影响是基于角动量的影响,也就是所谓的轨道限制机制^[11]。航天器电位平衡方程为

$$I_e(\phi) - I_s(\phi) - I_b(\phi) - I_i(\phi) - I_{pe}(\phi) = 0 \quad (1)$$

式中: ϕ 为航天器电位, $I_e(\phi)$ 为航天器接收的电子流, $I_s(\phi)$ 和 $I_b(\phi)$ 分别航天器表面的二次电子和背散射电子流, $I_i(\phi)$ 为航天器接收的离子流, $I_{pe}(\phi)$ 为航天器发射的光电子流。

由于二次电子与背散射电子流是由入射环境电子流产生的,其电子通量通常是成比例关系的,可以看作是环境电子流的一部分。因而式(1)可改写为

$$I_e(0)[1 - \langle \delta + \eta \rangle] \exp(-q_e \phi / kT_e) - I_i(0)(1 - q_i \phi / kT_i) - I_{pe}(\phi) = 0 \quad (2)$$

$$I_e(0)[1 - \langle \delta + \eta \rangle](1 - q_e \phi / kT_e) - I_i(0) \exp(q_i \phi / kT_i) - I_{pe}(\phi) = 0 \quad (3)$$

式中: q_e 为电子电量,为负值; q_i 为离子电量,为正值,大小都等于元电荷 e ; δ 和 η 分别为航天器表面材料的综合二次电子系数和背散射系数; k 为玻耳兹曼常数; ϕ 为航天器的电位; T_e 和 T_i 分别为背景等离子体的电子和离子温度。

式(2)和式(3)分别为负电位和正电位时航天器电位平衡方程。这里的 $\exp(-q\phi/kT)$ 为 Boltzmann 排斥因子,一般为小于 1 的常数,随着电位提升这一因子呈指数下降;而 $(1 - q\phi/kT)$ 是轨道限制吸引因子,一般为大于 1 的常数,当电位提升时这一因子随之线性变化。这种电流平衡方程一般也称为朗缪尔方程,在同步轨道具有较好的适应性和精确度,如果需要更加精细的结果,则需要大型计算机上求解泊松方程计算背景等离子体中粒子运动的实际轨迹。显然,式(2)和(3)在零电位处具有连续性。

1.2 同步轨道航天器环境粒子流

在同步轨道上,一般可认为背景等离子体服从麦克斯韦-玻耳兹曼分布,对于球形航天器的环境电子流和离子流^[14]分别可表示为

$$I_e(0) = \pi r^2 n_e q_e v_e \quad (4)$$

$$I_i(0) = \pi r^2 n_i q_i v_i / 4 \quad (5)$$

这里的离子采用横截面积,电子采用表面积估算。假定航天器半径为 1 m,在同步轨道,背景等离子体可看作热等离子体,电子温度和离子温度相等,典型数值为 10^7 K,其中电子与离子密度取典型值 10^7 m^{-3} 。由式(4)和式(5)可以求得球形航天器的环境粒子流随电位变化规律,如表 1 所示。

由表 1 可以看出,零电位时 1 m 半径航天器的环境电子流为 0.1 mA,而离子流仅为 0.58 μA 。当航天器电位为正电位时,环境电子流线性增加,环境离子流迅速降至极小值。当为负电位时,航天器环境电子流受到排斥,离子流受到吸引,当负电位达到千伏以上时离子流开始与电子流相当,并随着负电位的进一步提升,环境电子流迅速降

表 1 半径为 1 m 球形航天器的环境粒子流随电位变化表 (假定环境离子为质子)

Table 1 Environmental particle flow of a spherical spacecraft with a radius of 1m vs spacecraft potential (assuming that the ion is proton)

spacecraft potential/kV	environmental electron current density/(A·m ⁻²)	environmental electron current/μA	environmental ion current density/(A·m ⁻²)	environmental ion current/μA
-1000	~0	0	2.1×10 ⁻⁴	670.00
-100	~0	0	2.1×10 ⁻⁵	67.60
-10	7.2×10 ⁻¹¹	0	2.3×10 ⁻⁶	7.30
-1	2.5×10 ⁻⁶	31	4.0×10 ⁻⁷	1.20
0	7.9×10 ⁻⁶	100	1.8×10 ⁻⁷	0.58
1	1.7×10 ⁻⁵	210	5.8×10 ⁻⁸	0.18
10	1.0×10 ⁻⁴	1200	1.7×10 ⁻¹²	~0
100	9.2×10 ⁻⁴	1160	~0	~0
1000	9.1×10 ⁻³	11000	~0	~0

至极小值, 环境离子流持续线性增加。表中给出的极高正负电位的情况 (1 MV), 只有在发射 MeV 以上较大电流才有可能发生, 自然条件下一般不会超过 10 keV。

2 有电子束发射的充电模型

假定电子束发射电流为 I_{beam} , 能量为 E_{beam} , 下面分别针对初始负电位情况和正电位情况进行讨论。

2.1 初始负电位航天器充电

负电位情况下, 环境电子流会减小, 离子流会增加。负电位充电平衡方程为

$$I_e(0)[1 - \langle \delta + \eta \rangle] \exp(-q_e \phi / kT_e) - I_i(0)(1 - q_i \phi / kT_i) - I_{pe}(\phi) - I_{\text{beam}} = 0 \quad (6)$$

同步轨道上, 光电子通量远大于环境电子流和离子流, 一般认为约为平均环境电子流的 4~20 倍^[13]。因此, 如果考虑光电流, 无论是否存在电子束发射, 式(6)的解都不存在, 即束流在负电位不存在平衡值, 电位只会朝正电位移动。而如果不考虑光电流, 即式中 $I_{pe}(\phi) = 0$, 由于原本较大的环境电子流受到排斥, 原本较小的环境离子流受到加强, 式(6)的前两项都不能忽略, 方程不存在解析解, 只能通过迭代法等数值方法求解。

由表 1 的数据可知, 对于半径 1 m 的球形航天器, 负电位在 -1 kV 以内时, 环境电子流远大于环境离子流, 高于 -1 kV 以后离子流迅速开始远大于环境电子流。假定存在较高的负平衡电位, 此时环境电子流可以忽略, 式(6)的实数解不存在。即发射电子束时, 航天器不可能存在较高的负平衡电位。如果是较低的负平衡电位, 此时离子流仍然远小于电子流, 则式(6)可简化为

$$\phi \approx (kT_e / q_e) \ln \left(\frac{I_{\text{beam}}}{I_e(0)[1 - \langle \delta + \eta \rangle]} \right) \quad (7)$$

如果发射电子束电流远小于环境电子流, 则航天器的电位最终还是由背景等离子体决定, 其平衡方程如式(8)所示, 这个方程也不存在解析解。同步轨道下航天器受背景等离子体充电一般可达数千伏的负电位, 极端天气情况可达万伏左右^[14]。

$$I_e(0)[1 - \langle \delta + \eta \rangle] \exp(-q_e \phi / kT_e) = I_i(0)(1 - q_i \phi / kT_i) \quad (8)$$

如果发射电子流略小于环境粒子流, 则发射流参与影响平衡电位, 此时的平衡电位既可能保持当前电位, 可能缓慢向其他较低负电位或零电位附近靠拢, 一般可由式(7)估算发射电子流。如果发射电子流大于环境电子流, 则航天器的负电位会得到迅速缓解, 并平衡在正电位, 进一步增加电流则会加快充电至正电位的速度。

值得一提的是, 在航天器负电位时, 光电子会全部逃离航天器表面, 可以看作是发射电子束的一个补充电流。由于此时光电流一般远大于航天器收集电子流, 所以航天器最后负电位会被中和。而当航天器开始呈正电时, 航天器电子收集流会增加, 离子收集流会下降, 光电子由于能量仅几个 eV, 开始难以逃离航天器表面, 此时发射电子束的影响变得至关重要, 充电过程就有了新的特征, 下一节开展对应讨论。

2.2 初始正电位航天器充电

同步轨道的航天器由于显著光电子发射的影响, 向阳面一般都处于较低的正电位。当正电位继续提升时光电

子和二次电子全部被航天器俘获,净入射电子开始增加,然后电位又会下降,此时航天器电位会保持一个约数电子伏特的动态平衡。假定发射电子束流的能量大于航天器电位,即发射电子束可以逃逸出航天器表面,当正电位达到 5~10 V 以上时,光电子流不能逃离航天器表面^[13],可以忽略。此时式(3)可简化为

$$I_e(0)[1 - \langle \delta + \eta \rangle](1 - q_e \phi / kT_e) - I_i(0)\exp(q_i \phi / kT_i) - I_{\text{beam}} = 0 \quad (9)$$

当正电位继续上升时到 20 V 以上时,真二次电子流可以忽略,背散射电子由于远小于背景电流(一般在 0.2 倍以下),因而相比发射束电流也可以忽略。另外,正电位航天器对周围离子有明显的排斥,当发射束电流大于环境电子电流时,可忽略入射离子影响,方程可进一步简化为

$$I_e(0)(1 - q_e \phi / kT_e) - I_{\text{beam}} = 0 \quad (10)$$

$$\phi \approx (-kT_e / q_e) \left(\frac{I_{\text{beam}}}{I_e(0)} - 1 \right) \quad (11)$$

由式(11)可以看出,由于 q_e 为负值,当发射电子束流大于环境电子电流时,航天器的平衡电位为正值,并且受控于电子束电流——束流增加,航天器电位线性增加。这一影响就决定了航天器对外电子束发射时,如果需要发射的电流和能量均较高,航天器自身电位可能会迅速提升至较高的正电位,这是航天器自身安全和工况设计时必须考虑的问题。

2.3 极限电位

由式(11)知,航天器平衡电位与发射电子流的能量没有直接关系,其平衡电位只与发射电流有关。但实际上,束流发射可诱发的最大平衡电位却与束流能量有密切的关系。由于电子带负电,电子束的发射会让正电位持续上升,当正电位上升到一定程度,航天器变成一个相应电位的势阱——此时无论发射多大电流,电子束都无法逃逸出航天器表面。因此理论上,电子束发射诱发航天器最高充电电位^[14]为

$$\phi_{\text{max}} \approx E_{\text{beam}} / e \quad (12)$$

这里 E_{beam} 为单能发射电子束的能量。上式表征了单能电子束发射可感应出的最大电位值与电子束的能量(单位电子伏特)在数值上相等。如果发射束流具有一定的能量带宽或分布,充电电位最大值的讨论则更加复杂一些。基于上面的分析,可估计为略低于束流最高能量值(单位 eV)。

3 仿真校验

基于式(6)、式(9)和式(12),假定航天器充电模型为双球形电容器,半径为 1 m,背景等离子体温度 $T_e = T_i = 10^7$ K,采用时域差分法,定量分析发射电子束流大小、时长与航天器充电电位之间的制约关系。程序流程如图 1

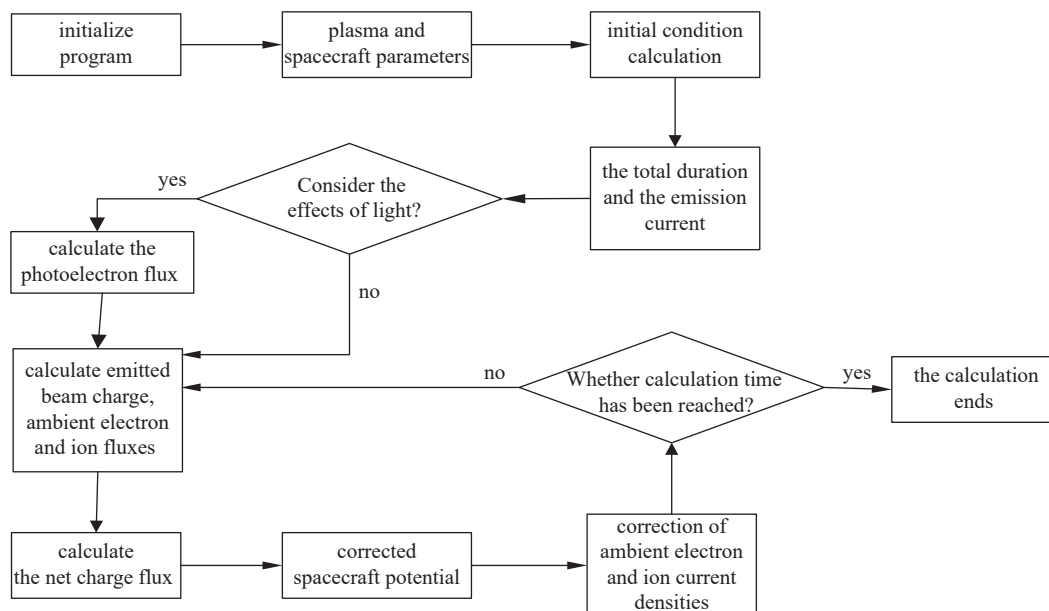


Fig. 1 Program flow chart

图 1 程序流程图

所示, 对于电位平衡计算通量和修正粒子密度时要考虑当前航天器电位的正负。

3.1 负电位充电

假定为半径 1 m 的球体, 由表 1 可知零电位时电子电流和离子电流大小分别为 0.1 mA 和 0.58 μA , -10 kV 时分别为 0.9 nA 和 7.3 μA 。假定初始电位为 -10 kV, 总二次电子系数为 0.2, 分别采用 0.01 mA、0.1 mA、0.5 mA、1 mA 和 2 mA 的 10 keV 电子束流发射, 其航天器的电位随时间变化的曲线结果如图 2 所示。

这里的 0.01 mA 与 -10 keV 的环境离子流相当, 0.1 mA 为零电位的电子流大小, 0.5 mA、1 mA 和 2 mA 分别代表略大于、大于和远大于环境粒子流的电子束发射情况, 可以看出: 1) 当发射电子流小于当前电位环境粒子流 (而不是零电位环境电子流) 时, 航天器电位基本不发生变化, 此时发射流无法控制航天器的电位; 2) 当发射流大于当前电位环境粒子流时, 航天器的负电位会有明显的降低, 仅在 μs 到 ms 量级的时间内就会向零电位靠拢, 并且电流越大变化速度越快; 3) 当发射流远大于环境粒子流时, 航天器迅速完成由负电位到正电位的变化, 并且达到平衡电位或极限电位, 并且电流越大, 平衡电位越高。因此, 对于负电位的航天器, 电子束发射可以有效减缓负电位充电。当发射电流大于环境粒子流时, 航天器平衡电位总是在正电位。在初始负电位下考虑光电流, 其实质相当于增加发射电子流, 由于同步轨道光电流较大, 最后只会平衡在低正电位。

3.2 正电位充电

如果发射束流大于光电流的影响, 将航天器充电至较高的正电位, 光电流再也无法逃离航天器表面, 此时光照的影响即可忽略不计。假定初始电位为 10 V, 仍然采用 0.01 mA、0.1 mA、0.5 mA、1 mA 和 2 mA 的 10 keV 电子束流发射, 航天器电位随时间变化曲线如图 3 所示, 其中图 3(a) 为不考虑光电流情况, 图 3(b) 为考虑光电流情况。由图 3(a) 不难看出, 无光照情况下: 1) 当发射流为 0.01 mA, 低于背景入射电子流 (约为 0.1 mA) 时, 航天器会因背景等离子体的影响逐步充电至负电位, 此时的束流发射对航天器充电的影响可以忽略。负电位的平衡值仅与背景等离子体温度有关, 约为 -1 263 V; 2) 当发射流为 0.1 mA, 约等于环境电子流的发射流, 航天器保持在低电位, 此时可看作航天器电位控制操作; 3) 采用略高于背景入射电子流的发射流强 (0.3 mA 和 0.5 mA) 时, 航天器将被充电至正电位, 并分别平衡在电位 3 500 V 和 7 862 V, 与式 (10) 所得的解析值 (分别为 3 503 V 和 7 869 V) 基本吻合; 4) 采用远高于背景入射电子流的发射流强时, 航天器将被充电至极限电位, 对应于 10 keV 的束流则约等于 10 kV, 与式 (11) 符合。

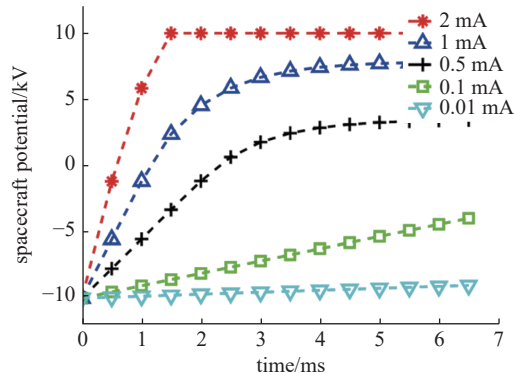


Fig. 2 Schematic diagram of negative potential charging (slowing down) vs different emission currents
图 2 不同发射电流负电位充电 (减缓) 示意图

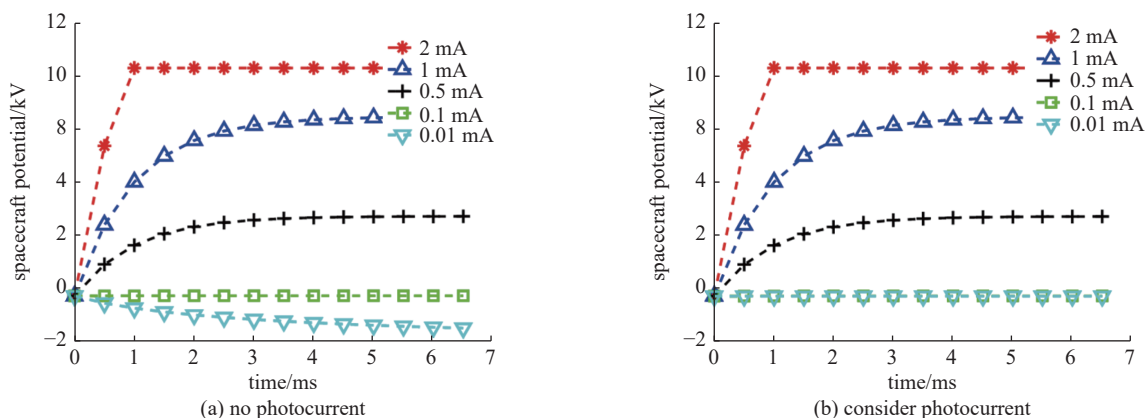


Fig. 3 Schematic diagram of the initial positive potential spacecraft charging balance potential with the emitted current

图 3 初始正电位航天器充电平衡电位随发射电流大小变化示意图

对比图 3(a) 和图 3(b), 两图仅在发射电流为 0.01 mA 时有光电流与无光电流情况有明显区别: 这是由于 0.01 mA 的束流发射远小于光电流, 考虑光电流时, 航天器电位由光电流占控制地位, 平衡电位维持在约 0~10 V 范围内, 此时曲线与 0.1 mA 的方形曲线基本重合, 如图 3(b) 中的倒三角曲线; 不考虑光电流时, 航天器一般由背景等离子

体充电至一定的负电位,如图3(a)中的倒三角曲线。

3.3 综合充放电

由图3可以看出,对于半径1 m的航天器,发射2 mA、能量为10 keV的电子束,只需要约1 ms航天器电位就线性提升至10 kV,此后只要发射束流能量不变,无论是继续发射或是加大电流航天器电位都不会进一步提升。理论上发射电流减小或停止,则航天器电位就会随之下降。

为了验证航天器放电和反向充电过程,开展了航天器充放电综合模拟分析,仿真结果如图4所示:航天器从零电位开始发射电子束,在1 ms左右即可达到最高电位10 kV,与图3中的*曲线结果一致;发射电流在2 ms时停止,此后航天器电位在1 ms内迅速下降至零电位,并且在1~2 ms时间内充电至负电位约2 kV(无光照情况),与图3(a)中的0.01 mA的倒三角曲线基本符合,进一步验证了模型的自治性和正确性。

如果采用更大的发射电子流(如2 mA以上的平均束流),则航天器会更短时间内达到10 kV。如果发射能量更高,则充电最大电位也更高。因此,对于需要发射较高能量、较大电流的载荷,则必须在设计时就充分考虑诱发自身高正电位的问题,设计配套的电位中和装置或防护措施,如果考虑电量中和,则中和时效性(此处高压从0到10 keV的时间仅1 ms)也是需要充分考虑的。

4 结论

通过发射电子束诱发航天器充放电模型和数值分析,并采用时域差分法,详细分析和讨论了有无光照情况下,发射电子束流大小、时长与航天器充电电位之间的制约关系,总体可以归纳如下结论:

(1)电子束发射诱发的较高正电位是常规航天器中不太可能发生的现象,超出一般航天器的防护考虑,如不采取防护,极可能会与局部孤立导体或介质发生不等量放电现象。

(2)电子束发射极易引起同步轨道航天器带上非常高的正电位,只需百微安量级以上就具有相当大的风险,且电流越大,其电位上升速度越快,平衡电位也越高,理论上可充电的最大电位值与发射电子的能量(单位eV)在数值上相等——10 keV量级以上的束流可产生的高压就远大于一般航天器承受能力。因此,对于这一类航天器,从设计阶段时就应当充分分析风险,采取相应的电量中和措施,并需要充分考虑中和的时效性。

本文基于轨道限制机制研究了发射电子束流诱发航天器充电的基本理论,建立了相应的理论模型,阐明了束流发射对航天器自身充电的诱发机制和可能发生的危害。下一步需要进一步完善航天器特定结构和材料模型,为平台电位控制或载荷设计提供更加可信的数据支撑。本文的工作可用于指导空间地磁场测量等具有电子发射功能载荷的航天器电位控制模块的论证和设计。

参考文献:

- [1] 刘慧,刘战捷.空间无损检测技术评述[J].*航天器环境工程*, 2015, 32(1): 108-113. (Liu Hui, Liu Zhanjie. Review of nondestructive evaluation in space[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2015, 32(1): 108-113)
- [2] 马淑英,颜伟男,黄莹,等.空间环境CT探测技术-环电流ENA成像及其CT反演的模拟研究[C]//中国空间科学学会空间探测专业委员会第二十二次学术会议论文集. 2009. (Ma Shuying, Yan Weinan, Huang Ying, et al. CT detection technology in space environment-simulation research of ring current ENA imaging and CT inversion[C]// Proceedings of the 22nd National Symposium on Space Exploration Dalian. 2009)
- [3] Robb R A, Hoffman E A, Sinak L J, et al. High-speed three-dimensional X-ray computed tomography: the dynamic spatial reconstructor[J]. *Proceedings of the IEEE*, 1983, 71(3): 308-319.
- [4] Tan Chengjun, Tang Chuanxiang, Huang Wenhui, et al. Beam and image experiment of beam deflection electron gun for distributed X-ray sources[J]. *Nuclear Science and Techniques*, 2019, 30: 50.
- [5] Powis A T, Porazik P, Greklek-McKeon M, et al. Evolution of a relativistic electron beam for tracing magnetospheric field lines[J]. *Frontiers in Astronomy and Space Sciences*, 2019, 6: 69.
- [6] Sanchez E R, Powis A T, Kaganovich I D, et al. Relativistic particle beams as a resource to solve outstanding problems in space physics[J]. *Frontiers in Astronomy and Space Sciences*, 2019, 6: 71.

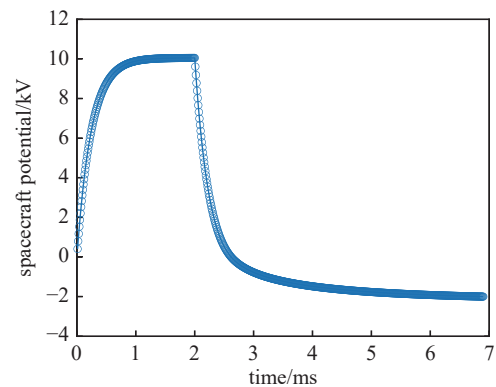


Fig. 4 GEO spacecraft potential vs time when emission stops at 2 ms
图4 GEO航天器2 ms停止发射情况电位随时间变化图

- [7] Xue Bixi, Hao Jianhong, Zhao Qiang, et al. Influence of geomagnetic field on the long-range propagation of relativistic electron beam in the atmosphere[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2020, 48(11): 3871-3876.
- [8] 郝建红, 王希, 张芳, 等. 随移动窗推进的带电粒子束团长程传输模拟分析[J]. *国防科技大学学报*, 2021, 43(5): 168-174. (Hao Jianhong, Wang Xi, Zhang Fang, et al. Simulation analysis of long-range propagation of charged particle beams propelled by moving window[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2021, 43(5): 168-174)
- [9] 周昊澄, 张天平. LEO大型载人航天器主动电位控制技术进展[J]. *真空与低温*, 2014, 20(4): 243-247. (Zhou Haocheng, Zhang Tianping. Active LEO large scale manned spacecraft potential control evolve[J]. *Vacuum & Cryogenics*, 2014, 20(4): 243-247)
- [10] 毛根旺, 唐金兰. 航天器推进系统及其应用[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009. (Mao Genwang, Tang Jinlan. Propulsion system of spacecraft and its application[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009)
- [11] 夏广庆, 王冬雪, 薛伟华, 等. 螺旋波等离子体推进研究进展[J]. *推进技术*, 2011, 32(6): 857-863. (Xia Guangqing, Wang Dongxue, Xue Weihua, et al. Progress on the research of helicon plasma thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(6): 857-863)
- [12] Lai S T. An improved Langmuir probe formula for modeling satellite interactions with near-geostationary environment[J]. *Journal of Geophysical Research:Space Physics*, 1994, 99(A1): 459-467.
- [13] Lai S T. Fundamentals of spacecraft charging: spacecraft interactions with space plasmas[M]. Princeton: Princeton University Press, 2012.
- [14] Lai S T. A critical overview on spacecraft charging mitigation methods[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2003, 31(6): 1118-1124.
- [15] Lai S T. Some novel ideas of spacecraft charging mitigation[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2012, 40(2): 402-409.
- [16] Pisacane V L. The space environment and its effects on space systems[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [17] Lai S T, Cahoy K. Trapped photoelectrons during spacecraft charging in sunlight[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2015, 43(9): 2856-2860.
- [18] Lai S T. Importance of surface conditions for spacecraft charging[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, 47(4): 634-638.
- [19] Reeves G D, Delzanno G L, Fernandes P A, et al. The beam plasma interactions experiment: an active experiment using pulsed electron beams[J]. *Frontiers in Astronomy and Space Sciences*, 2020, 7: 23.
- [20] Neubert T, Gilchrist B E. Particle simulations of relativistic electron beam injection from spacecraft[J]. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 2002, 107: 1167.
- [21] Neubert T, Gilchrist B E. 3D electromagnetic PIC simulations of relativistic electron pulse injections from spacecraft[J]. *Advances in Space Research*, 2002, 29(9): 1385-1390.
- [22] Neubert T, Gilchrist B E. Relativistic electron beam injection from spacecraft: performance and applications[J]. *Advances in Space Research*, 2004, 34(11): 2409-2412.
- [23] Hoshi K, Muranaka T, Kojima H, et al. Numerical analysis of active spacecraft charging in the geostationary environment[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, 53(4): 589-598.
- [24] 刘继奎, 张可墨, 柳青, 等. 航天器大功率传输介质深层充放电试验研究[J]. *高电压技术*, 2018, 44(3): 864-869. (Liu Jikui, Zhang Kemo, Liu Qing, et al. Internal charging and discharging tests of large power transfer dielectric on spacecraft[J]. *High Voltage Engineering*, 2018, 44(3): 864-869)
- [25] Wang Song, Wu Zhancheng, Tang Xiaojin, et al. A new charging model for spacecraft exposed dielectric (SICCE)[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2016, 44(3): 289-295.
- [26] 郑汉生. 典型结构的深层充放电规律及放电干扰影响研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2017. (Zheng Hansheng. Research on internal charging discharging of typical structures and discharging interference[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2017)
- [27] 刘尚合, 胡小锋, 原青云, 等. 航天器充放电效应与防护研究进展[J]. *高电压技术*, 2019, 45(7): 2108-2118. (Liu Shanghe, Hu Xiaofeng, Yuan Qingyun, et al. Research progress in charging-discharging effects and protection of spacecraft[J]. *High Voltage Engineering*, 2019, 45(7): 2108-2118)