

空间站快速充电效应的物理过程及特征

黄建国^{1)2)†} 易忠¹⁾²⁾ 孟立飞¹⁾²⁾ 赵华¹⁾²⁾ 刘业楠¹⁾²⁾

1) (可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100094)

2) (北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

(2013年3月23日收到; 2013年7月27日收到修改稿)

“快速充电事件”是国际空间站 2006 年首次观测到的一种充电现象, 在出地影瞬间的 1—3 s 内航天器结构体被迅速充到 -30 — -70 V 的负电位, 显著超过空间站的安全设计标准, 一度引起国际航天界的关注. 目前国际上对“快速带电”的研究尚不充分. 基于 Ferguson 等的研究, 本文建立了快速充电的物理模型, 对快速充电的机理和规律给出了合理的解释. 计算及分析结果表明: 快速充电是在航天器出地影瞬间由高压太阳能电池阵的光伏激发过程驱动的, 是一种非平衡态的充电过程; 快速充电脉冲主要是由于在太阳帆板电压的快速启动过程中帆板上的电子充电电流未及时被玻璃盖片的充电所阻塞而导致的, 当快速充电过程达到平衡时便表现为“正常充电事件”; 快速充电的幅度主要取决于太阳帆板电压的启动时间、启动方式等, 因此表现出一定的离散性, 但随着等离子体密度的增大而衰减, 与国际空间站观测结果一致.

关键词: 表面充电, 等离子体, 国际空间站, 高压太阳能电池阵

PACS: 94.05.Jq, 78.70.-g, 77.22.Jp

DOI: 10.7498/aps.62.229401

1 引言

低轨道 (LEO) 等离子体环境本身不会导致严重的航天器带电, 但由于高压太阳能电池阵和电动细绳的应用使得航天器带电变得复杂而严重, 对此国内外开展了广泛的研究^[1,2]. 国际空间站的充电效应近年来一直受到关注. 国际空间站运行于 LEO 低温等离子体环境 ($T_e < 0.2$ eV), 环境本身不足以引起严重带电, 但由于高压太阳能电池阵的采用, 太阳帆板上的裸露导体 (主要是玻璃盖片缝隙内的暴露导体) 在帆板电压作用下分别从环境中收集电子电流和离子电流, 充电达到平衡时 ($I_e = I_i$), 连接于太阳帆板负端的结构体相对周围空间等离子体悬浮于一定的负电位, 这种平衡态的结构体带电现象称为“正常充电事件” (normal charging events, NCE)^[3].

早期曾分析预测国际空间站 (International Space Station, ISS, 采用 160 V 电池阵) 悬浮电位可高达 -110 — -140 V, 会导致一系列严重影响, 例

如阳极化铝热控涂层频繁击穿放电^[4]、航天员出舱活动单元相关部件发生强弧光放电等^[3]. 但实际在轨观测的“正常充电事件”一般不超过 25 V, 远低于之前预测的水平. 经过飞行试验及地面模拟实验等一系列充分研究, 获知由于太阳帆板上玻璃盖片的带电使得帆板从空间收集的电子电流被“阻塞”^[5,6], 从而对结构体的充电远非预测那样严重.

2006 年 ISS 上安装了一套多探针悬浮电位测量单元 (FPME), 数据采集率大大提高, 很快便观测到一种新的空间站带电现象——“快速带电”(rapid charging events, RCE)^[3], 即在出地影瞬间, 悬浮电位在几秒内电位迅速上升至几十伏 (最高观测到 -70 V), 显著超过空间站设计标准允许的 -40 V 安全阈值.

针对“快速带电”事件, NASA 科学家 Ferguson 等^[5]进行了初步的理论分析, 描述了导致快速充电的基本机理, 但尚未给出一个完整清晰的物理模型来定量揭示其机理. 由于快速充电刚刚发现不久, 并且 ISS 公布的观测数据等信息并不充分, 对其机理研究尚未充分展开. 我们基于 Ferguson

† 通讯作者. E-mail: huangjg2012@163.com

等的研究, 建立了一个定量描述快速带电的物理模型^[7,8], 本文在该模型基础上, 对快速充电的物理过程和机理进行了详细分析, 对 ISS 观测到的快速充电特征和规律给予了详尽的阐释.

2 快速充电物理模型

空间站结构体的悬浮电位是由空间等离子体对太阳帆板和结构体上的暴露导体(包括太阳电池片缝隙内的暴露导体以及结构体上的裸露金属构件)的充电引起的. 空间站表面介质则被充电到几个 kT_e 的负电位, 但介质带电主要通过两种方式影响结构体充电: 一方面玻璃盖片的表面充电会对太阳帆板的电子收集电流起到“阻塞”效应, 另一方面表面介质充电形成的鞘层结构会影响航天器结构体相对空间等离子体的电容, 从而影响对结构体的充电过程.

快速充电发生在航天器出地影瞬间的几秒钟内, 是一种非平衡的带电过程. 将航天器看作由太阳电池阵和结构体组成的系统, 电池阵上暴露的缝隙导体以及结构体上的裸露导体构成了收集电流的节点, 将每个节点的收集电流等效为一个电流源, 充电过程相当于对结构体电容(相对于空间等离子体)的充电, 可以对系统建立电路模型, 如图 1 所示. 充电过程满足如下方程:

$$\sum_{k=1}^n I_k + I_{str} = C_s \frac{d\phi}{dt}, \quad (1)$$

这里 $I_k(V_k)$ 是太阳帆板上每个节点的收集电流, 它是该节点的电压 V_k 的函数, 帆板上处于正、负电压的部位分别收集电子电流和离子电流; $I_{str}(\phi)$ 是结构体上裸露导体的收集电流, 是悬浮电位 ϕ 的函数; C_s 是结构体相对于空间等离子体的电容. 将求和转化为积分, 可得到充电的微分方程:

$$\begin{aligned} & \int_0^{x|_{V=0}} J_{e-SA}[V(x, \phi)] A_{SA} \cdot dx \\ & - \int_{x|_{V=0}}^1 J_{i-SA}[V(x, \phi)] A_{SA} \cdot dx \\ & - J_{i-str}(\phi) A_{str} = C_s \frac{d\phi}{dt}, \quad (2) \end{aligned}$$

式中 x 是沿太阳帆板的归一化坐标 ($0 \rightarrow 1$), $x|_{V=0}$ 为帆板上正、负电压的分界点; 左边第一项、第二项分别计算帆板上正偏压部分收集的电子电流、负偏压部分收集的离子电流, J_{e-SA} , J_{i-SA} 分别为电子、离子电流密度; 第三项计算结构体收集的离子

电流, J_{i-str} 是平均离子电流密度; A_{SA} , A_{str} 分别为帆板和结构体上暴露导体的面积. 针对该模型计算, 做了如下假设和处理.

1) 在出地影瞬间, 由于电离层散射, 太阳帆板首先受到太阳红外波段照射, 光伏电池被激发启动, 紫外波段的光照滞后几十秒达到^[5]. 因此, 对于快速充电过程中 (< 20 s) 光电子效应不必考虑.

2) 快速充电是由于帆板电压的瞬间启动所驱动的, 帆板电压 V_0 的驱动作用体现在帆板上的电压分布函数中:

$$V(x, \phi) = xV_0(t) - |\phi(t)|, \quad (3)$$

出地影瞬间 V_0 的变化可以简单地假设为在启动时间 t_0 内线性增长至饱和值: $V_0(t) = V_{0max} \cdot t/t_0$, 也可以假设为指数增长: $V_0(t) = U(1 - e^{-t/t_0})$.

3) 计算 J_{e-SA} 时考虑了帆板的鞘层结构, 鞘层厚度 $r_{sh} = 0.78(V/T_e)^{1/2} \lambda_d$ ($\lambda_d = \text{sqrt}(\epsilon_0 kT_e / N_e e^2)$ 为德拜半径) 绝大部分远大于帆板的宽度 (ISS 的帆板宽 0.32 m), 因此将帆板鞘层近似看作柱状结构, 半径随 x 变化; 此外, 认为进入鞘层的电子电流沿帆板宽度 d 方向平均分配于缝隙导体上.

4) 帆板上正偏压部分玻璃盖片的充电所产生的势垒对缝隙内导体收集电子电流形成“阻塞”效应, 同时认为帆板两侧边缘的暴露导体未被堵塞; 阻塞效应用电流密度的指数衰减来表征. ISS 帆板横向由四列电池片组成^[9], 平均而言, 两侧暴露导体面积约占 1/8, 而中间被阻塞部分约占 7/8. 综合 3) 和 4), 帆板上收集的电子电流密度为

$$J_{e-SA}(V) = \frac{\pi r_{sh}}{d} \left[\frac{1}{8} J_{e0} + \frac{7}{8} J_{e0} \exp(-t/\tau_{ch}) \right], \quad (4)$$

其中, r_{sh} 为鞘层半径, d 为帆板宽度; $J_{e0} = N_e e(kT_e / 2\pi m_e)^{1/2}$ 为电子的热电流密度; τ_{ch} 为阻塞时间常数, 取 0.5—2 s.

5) 对 LEO 等离子体采用中热等离子体模型 (离子热速度 $v_{thi} \ll$ 航天器速度 v_s), 帆板上负偏压部分收集的离子电流密度为

$$J_{i-SA} = J_{i0} = N_e e v_s. \quad (5)$$

6) ISS 结构体上暴露导体主要是丝状或杆状导体, 采用柱状模型; 结构体的悬浮电位使离子收集电流产生汇聚效应, 离子电流密度为

$$J_{i-str}(\phi) = \frac{1}{2} J_{i0} \left(1 + \frac{|\phi|}{T_i^*} \right)^{1/2}, \quad (6)$$

考虑到导体方向各异, 平均而言增加一个引子 1/2; T_i^* 是与离子能量 $m_i v_s^2 / 2$ 的等效温度, $T_i^* = 0.89$ eV.

空间站结构参数对于模型计算十分重要, 所需参数均取自文献 [5] 和 [10], 主要有: $A_{SA} = 7.5 \text{ m}^2$, $A_{str} = 6.3 \text{ m}^2$, $d = 0.32 \text{ m}$, $T^* = 4.89 \text{ eV}$; 另外几个重要参量取值如下: $C_s \approx 1 \mu\text{F}$, $\tau_{ch} = 0.5\text{--}1.5 \text{ s}$ 详细讨论参见文献 [7] 和 [8].

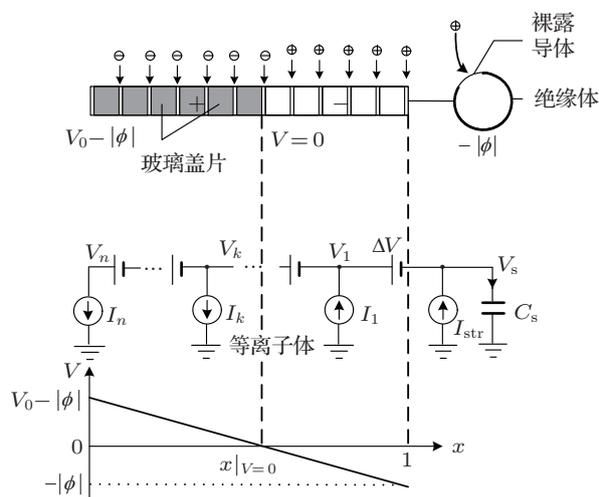


图 1 结构体充电过程及等效电路示意图

3 快速机理

3.1 快速充电过程

文献 [7, 8] 对典型 LEO 等离子体环境下的快速充电事件算例与 ISS 观测数据进行了比较, 二者符合得较好. 图 2 给出了一个典型的快速充电波形, 同时给出了悬浮电位 ϕ , 帆板电压 V_0 及帆板上电压分界点 $x_{V=0}$ 的演化, 而充电电流的变化如图 3 所示.

在出地影之前 (图 2 中 $t = 0$ 时刻以前), 太阳帆板未开始工作, 卫星结构体在低温 LEO 等离子体充电下接近于零电位 ($|\phi| \sim kT_e$). 在出地影瞬间 ($t > 0$ 以后), 太阳帆板受到太阳光照射开始启动, 帆板电压 V_0 迅速上升; 在 V_0 驱动下太阳帆板收集的电子电流 I_{e-SA} 以及帆板和结构体收集的离子电流 I_{i-SA} , I_{i-str} 随之快速增大, 净电流表现为电子电流, 根据充电方程 (1), 结构体悬浮电位 ϕ 迅速上升. 与此同时, 帆板上的电压分界点 $x_{V=0}$ 开始向正电压方向移动, 使帆板正偏压部分的面积被压缩 (图 2). 在帆板的启动时间 t_0 ($= 1.2 \text{ s}$) 内, 由于玻璃盖片的阻塞效应 (取阻塞时间常数 $\tau_{ch} = 1.5 \text{ s}$) 和电子收集面积的压缩, 使电子电流 I_{e-SA} 上升逐步受到抑制,

其增长速度小于离子收集电流 ($I_{i-SA} + I_{i-str}$), 从而使净电流 I_{net} 反而降低 (图 3), 导致悬浮电位上升速率变慢 (图 2).

值得注意的是, 当电压分界点达到最小时 (t_2) 悬浮电位仍在上升, 随后才达到峰值 ($t_3 > t_2$), 原因是电压分界点取决于悬浮电位与帆板电压之比:

$$x_{V=0} = 1 - \frac{|\phi(t)|}{V_0(t)}, \quad (7)$$

V_0 是线性增长的, 而 ϕ 则是非线性增长的, 且先快后慢, 因此 ϕ/V_0 的最大值 (即 $x_{V=0}$ 的最小值) 出现在 ϕ 增长过程中.

峰值悬浮电位 ϕ_{max} 的出现时间主要由太阳帆板的启动时间 t_0 决定. J_{e-SA} 中包含 $r_{sh} \sim V^{1/2}$ 因子 ((4) 式), 表示帆板鞘层的膨胀, 即电流收集面积增大, 当 V_0 达到最大时, J_{e-SA} 也达到最大, 悬浮电位随之达到最大. 阻塞效应 ($1 + 7 \exp(-t/\tau_{ch})$ 因子) 使得 J_{e-SA} 增长速度变慢, 但不影响 ϕ_{max} 出现的时间. 图 4 中进一步给出了典型 RCE 事件环境 ($N_e = 2 \times 10^{10} \text{ m}^{-3}$, $T_e = 0.173 \text{ eV}$) 下不同 t_0 值的算例 ($|\phi|$ 为电位幅度, $t_{ch} = 1.2 \text{ s}$), 可以看出 $|\phi_{max}|$ 与 t_0 基本对应, 说明 ϕ 紧随 V_0 达到最大值, 而电压分界点的最大位移 $x_{V=0}$ 变化不大.

当帆板电压达到饱和后, 帆板的鞘层不再膨胀, 玻璃盖片的阻塞效应起主导作用, I_{e-SA} 开始指数衰减. 根据充电方程 (1) 和 (2), I_{e-SA} 的衰减必然引起 ϕ 的衰减, 而 ϕ 的衰减除了直接导致结构体收集的离子电流 J_{i-str} 降低外 ((6) 式), 还同时引起帆板上离子收集面积的收缩 ((7) 式), 后者又进一步导致帆板收集离子电流 I_{i-SA} 的减小. 随着帆板上大部分缝隙导体被堵塞, 电子充电电流低于离子电流, 净电流为离子电流, 悬浮电位逐步下降并趋于平衡; 电位下降的时间常数是由结构体相对于空间等离子体的电容 C_s 决定的.

图 3 中, 充电达到平衡时, 净电流 $I_{net} \rightarrow 0$, 此时的平衡电位就是所谓的“正常充电事件”. 因此, 与正常充电相比, 快速充电事件是一种非平衡态的充电过程, 决定快速充电过程的主要是太阳帆板电压的激发过程和玻璃盖片的阻塞效应; 而正常充电事件是一种平衡态带电, 主要由电流平衡方程决定, 悬浮电位水平取决于导体暴露面积和航天器姿态等. 图 4 中正常充电电位在 10 V 左右, 与观测结果基本符合 [3,10].

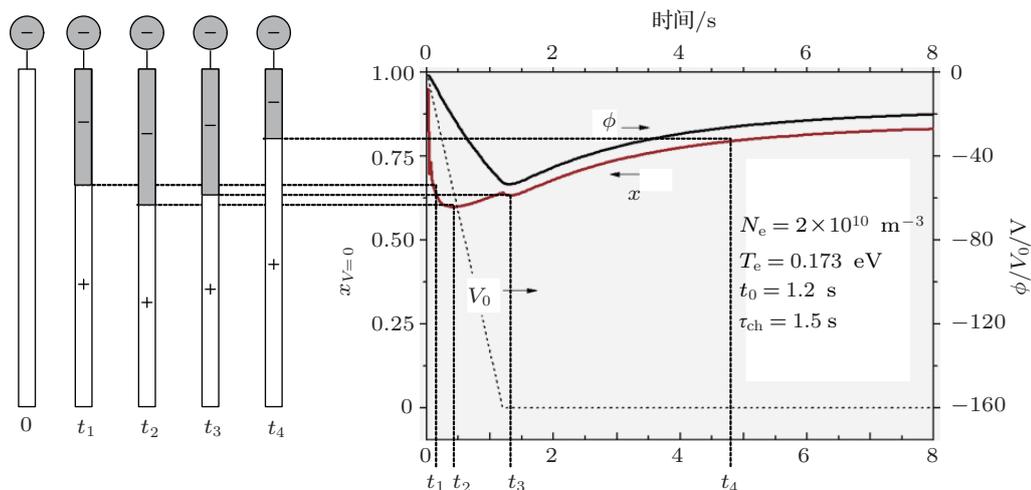


图2 快速充电过程中悬浮电位 ϕ , 帆板电压 V_0 及电压分界点 $x_{V=0}$ 的演变

3.2 充电幅度

文献 [1] 对快速充电事件的幅度做了统计分析如图 5 所示有两个明显趋势: 1)RCE 主要发生在等离子体密度 $N_e < 3.5 \times 10^{10} \text{ m}^{-3}$ 范围内 (该条件一般在 $|\text{latitude}| \leq 17^\circ$ 和 $|\text{latitude}| \geq 37^\circ$ 地磁纬度范围内, 在该区域内常常可以探测到低密度等离子体泡); 2)RCE 的幅度随 N_e 减小呈增大趋势, 但存在一定的离散性. 试验观测表明, 在足够低的 N_e 时 RCE 并非总能出现或并非一定产生最大电位.

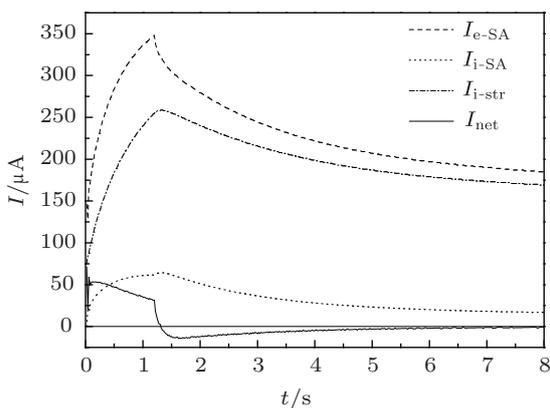


图3 快速充电过程中充电电流的变化

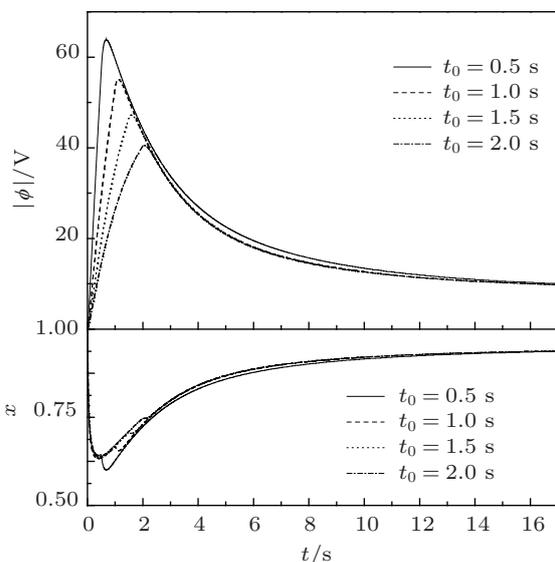


图4 不同帆板电压启动时间下电压分界点位置和悬浮电位的变化

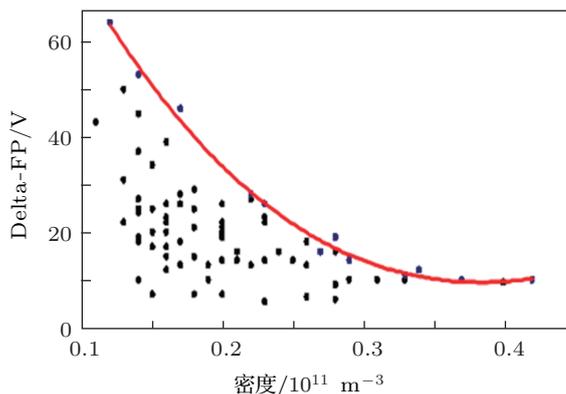


图5 RCE 随等离子体密度的统计规律^[3]

图 6 中给出了不同帆板启动时间 t_0 下悬浮电位幅度 ϕ_{max} 随等离子体密度 N_e 的变化 ($T_e = 0.173 \text{ eV}$), 随着密度的增大, 电位幅度下降, 与图 5 的观测结果规律一致. 根据充电方程有:

$$\phi_{\text{max}} = \frac{1}{C_s} \int_0^{t_{\text{max}}} I_{\text{net}} dt, \quad (8)$$

t_{max} 是达到最大悬浮电位 ϕ_{max} 所需时间, 根据前

面分析, $t_{\max} \approx t_0$. 由(4)—(6)式可知, J_{e-SA} 正比于 $N_e^{1/2}$, 而 J_{i-SA} 和 J_{i-str} 正比于 N_e , 因此, 在 $t \rightarrow t_{\max}$ 过程中净电流密度 ($J_{e-SA} - J_{i-SA} - J_{i-str}$) 反而随着 N_e 增大而减小; 另一方面, 电压分界点的移动引起帆板上电子收集面积缩小及离子收集面积扩张, 进一步导致总净电流 I_{net} 随着 N_e 增大而减小, 根据(8)式, 最大悬浮电位 ϕ_{\max} 随 N_e 增大而减小.

图6同时表明, 在一定的等离子体参数下, 充电幅度又受到太阳帆板启动时间 t_0 的影响. 图7中进一步给出了 ϕ_{\max} 随 t_0 的变化规律(等离子体参量取典型RCE环境条件: $N_e = 2 \times 10^{10} \text{ m}^{-3}$, $T_e = 0.173 \text{ eV}$), 快速充电幅度 ϕ_{\max} 随 t_0 增大而减小. 原因是, 帆板启动越慢, 相对而言在帆板电压爬升的较早阶段电子收集电流就被阻塞了, 从而能够充到的电位幅度就越低. 在航天器出地影瞬间, 由于环境条件的复杂性, 实际的帆板启动时间表现出一定的离散性, 这是导致图5中观测数据离散性的主要原因之一(其他原因分析见后).

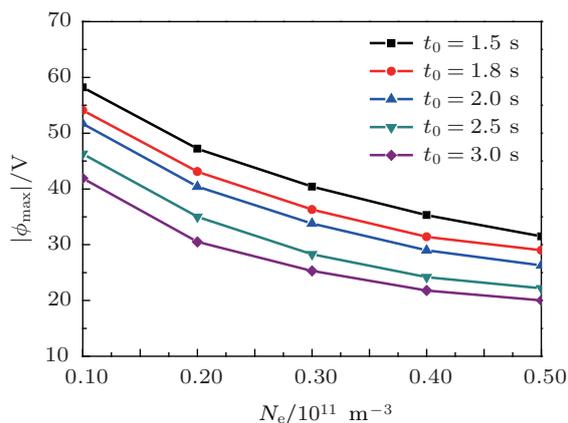


图6 最大充电幅度随等离子体密度的变化趋势

在上述讨论中, 只是简单地假设太阳帆板电压在光伏激发下呈线性上升, 即太阳帆板按线性启动, 而实际上太阳帆板的启动过程存在一定的随机性和不确定性. 一种更为合理的假设是, 在启动过程中帆板电压呈指数形式增长:

$$V_0(t) = U \left(1 - e^{-t/t_0} \right), \quad (9)$$

图8给出了不同启动方式下悬浮电位的比较, 可见启动过程越缓慢, 充电幅度越低.

单片太阳能电池的光伏激发时间很短, 只有微秒量级, 但ISS的快速充电事件中悬浮电位上升时间

一般在秒量级, 意味着太阳帆板的启动时间在秒量级, 远大于单片电池的光伏激发时间, 并且存在一定的离散性. 根据文献[5], 主要原因是帆板上众多电池片的曝光时间先后和顺序呈一定的分布所致. 而另一个可能的机制是电离层对太阳光的散射, 使得单片电池激发时序的离散性进一步增大, 从而整个帆板的启动时间被进一步“展宽”了. 因此, 帆板启动时间 t_0 与等离子体的密度 N_e 有关, N_e 越大, 散射越严重, 启动时间 t_0 就越长. 不妨假设 t_0 与 N_e 有如下关系:

$$t_0(N_e) = \tau_0 \left(\frac{N_e}{N_{e0}} \right)^x, \quad (10)$$

式中, τ_0 是某一参考密度 N_{e0} 下的启动时间, 这里取 $N_{e0} = 2 \times 10^{10} \text{ m}^{-3}$, $x = 0.5$, 电位幅度随密度的变化如图9所示, 与图6结果相比, 考虑电离层散射的影响后与观测结果(图5)更加符合.

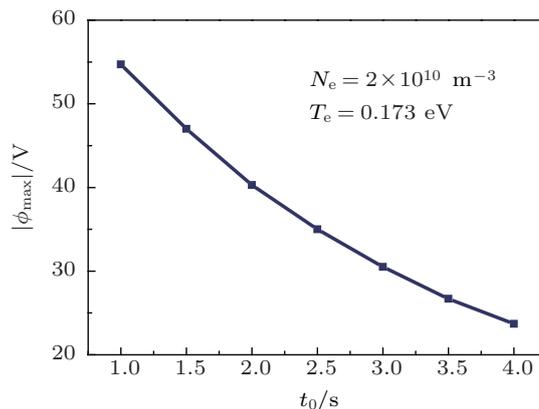


图7 快速充电幅度随太阳帆板启动时间的变化

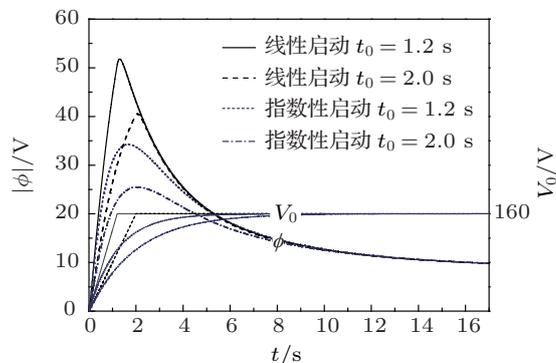


图8 不同启动函数下悬浮电位比较

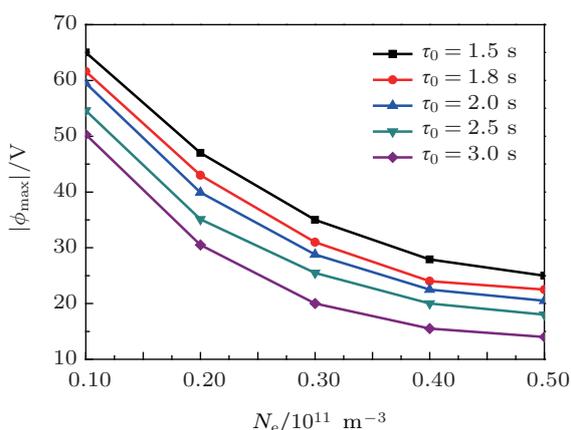


图9 考虑电离层散射对 τ_0 影响后最大电位与等离子体密度的关系

3.3 平衡电位

如前所述,“快速充电事件”达到平衡后便是“正常充电事件”.从图4和图8的结果可知,快速充电经过10余秒后达到平衡,而且快速充电过程不影响最终的正常充电电位;正常充电的电位除了与等离子体参量有关外,主要取决于航天器导体的暴露面积以及航天器姿态.图10(a)给出了正常充电电位与等离子体密度的关系(不包括地磁场感应 $\mathbf{B} \times \mathbf{v} \cdot \mathbf{l}$),说明正常充电事件很容易出现在 N_e 较低的“等离子泡”区域,与ISS观测结果一致^[3,10].

然而,当等离子体密度较高时,本模型不再适用,例如, $N_e = 10^{11} \text{ m}^{-3}$, $T_e = 0.173 \text{ eV}$ 时, $\lambda_d \approx 1 \text{ cm}$, 等离子体鞘层尺寸较小,太阳帆板被鞘层紧密包裹,鞘层收集的总电子电流不再平均地分配到帆板上的裸露导体内.在薄鞘层条件下,鞘层内电流分配宜按照“就近原则”处理,即帆板正面鞘层收集电子只进入正面的暴露导体,帆板两侧的暴露导体形成的柱形鞘层只进入两侧的暴露导体.在充电平衡时,帆板正面收集电子电流被堵塞,只有两侧的暴露导体收集电子,由方程(2)得到电流平衡方程为

$$\int_0^{x|_{V=0}} J_{e-SA}[V(x, \phi)] A_{SA} \cdot dx - \int_{x|_{V=0}}^1 J_{i-SA}[V(x, \phi)] A_{SA} \cdot dx - J_{i-str}(\phi) A_{str} = 0, \quad (11)$$

其中, J_{e-SA} 变为

$$J_{e-SA}(V) = \pi r_{sh} J_{e0}. \quad (12)$$

方程(11)的解即正常充电电位.图10(b)中给出了 $N_e = 8 \times 10^{10} - 2 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$ 范围内薄鞘层模型的正常充电电位,比快速充电模型结果更符合ISS的观测值.

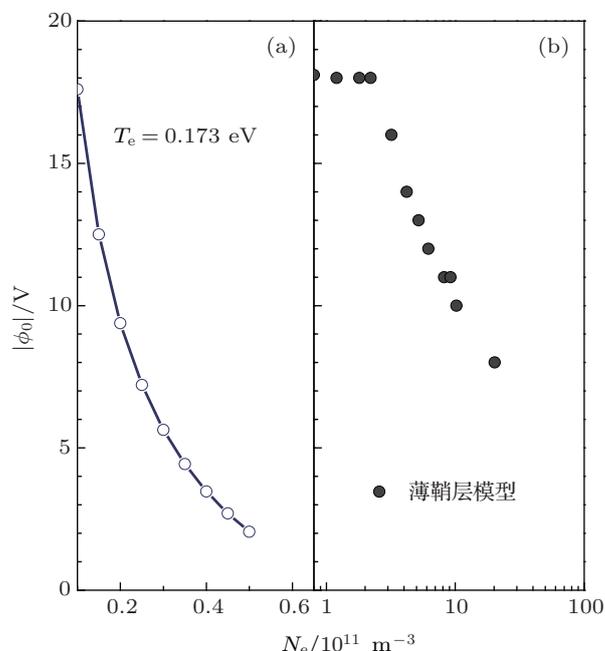


图10 正常充电电位随等离子体密度的变化

4 讨论与结论

针对国际空间站近年发现的快速充电事件建立了快速充电的物理模型,利用该模型详细分析了快速充电的物理过程和机理,对观测的快速充电事件的统计规律给出了合理的解释.

快速充电是在航天器出地影瞬间由高压太阳能电池阵的光伏激发过程驱动的,是一种非平衡态的充电过程.悬浮电位的瞬间迅速上升主要是由于在太阳帆板的快速电压启动过程中帆板上玻璃盖片的充电过程未能及时阻塞太阳帆板上电子充电电流所导致的;快速充电的幅度主要取决于太阳帆板电压的启动时间、启动方式,同时依赖于LEO等等离子体参量等多种条件,因而快速充电幅度表现出一定的离散性.模型计算结果表明快速充电的最大幅度随着等离子体密度的增大而衰减,与ISS观测规律相符合;在进一步考虑帆板启动时间与等离子体密度的耦合效应后,模型计算结果与观测结果符合度更加满意.

当快速充电过程演化到平衡态时即表现为正常充电,正常充电幅度也随密度减小而增大,正如

ISS 观测结果显示, 正常充电容易在低密度的“等离子体泡”区域发生.

快速充电事件典型地发生于 $N_e \sim 10^{10} \text{ m}^{-3}$ 的 LEO 等离子体密度范围, 在该范围内德拜半径 r_{sh} 显著大于太阳帆板的宽度, 对太阳帆板建立整体鞘层模型, 并认为鞘层内电子电流在帆板横向平均地

分配到暴露导体上是合理的; 当 $N_e > 10^{11} \text{ m}^{-3}$ 时, 该鞘层分析方法不再适用, 而事实上, 在该范围内几乎未曾发现快速充电事件.

该模型尚存在一定的局限, 对一些过程的表征依赖于假设, 例如帆板电压的启动函数、启动时间等, 有待于在后续的研究工作中进一步发展完善.

- [1] Hastings D E 1995 *J. Geophys. Res.* **100**(A8) 14457
 [2] Cao M, Wang F, Liu J, Zhang H B 2012 *Chin. Phys. B* **21** 098401
 [3] Craven P D, Wright Jr K H, Minow J I, Coffey V N, Schneider T A, Vaughn J A, Ferguson D C, Parker L N 2009 *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* Orlando, FL, Jan, 2009
 [4] Black T P, Schneider T A, Vaughn J A, Tiepel B R, Kramer L, Leung P L 2006 *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* Reno, Nevada, January 9–12, 2006 p9
 [5] Ferguson D C, Craven P, Minow J I, Wright Jr K H 2009 *1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference* San Antonio, TX, June 22–25, 2009
 [6] Ferguson D C, Hillard G B 1995 *33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 95-0486* Reno, NV, January 9–12, 1995
 [7] Huang J G, Yi Z, Meng L F, Zhao H, Liu Y N 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 099401 (in Chinese) [黄建国, 易忠, 孟立飞, 赵华, 刘业楠 2013 物理学报 **62** 099401]
 [8] Huang J G, Yi Z, Zhao H, Meng L F, Liu Y N 2013 *J. Spacecraft Rockets* (in press)
 [9] Kerslake T W, Scheimann D A 2005 AIAA-2005-5671
 [10] Wright Jr K H, Swenson C M, Thompson D C, Barjatya A, Koontz S L, Schneider T A, Vaughn J A, Minow J I, Craven P D, Coffey V N, Parker L N, Bui T 2008 *IEEE Trans. Plasma Sci.* **36** 2280

Physical process and characteristics for rapid charging events at international space station

Huang Jian-Guo^{1)2)†} Yi Zhong¹⁾²⁾ Meng Li-Fei¹⁾²⁾ Zhao Hua¹⁾²⁾ Liu Ye-Nan¹⁾²⁾

¹⁾ (Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

²⁾ (Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory, Beijing 100094, China)

(Received 23 March 2013; revised manuscript received 27 July 2013)

Abstract

The rapidly charging event (RCE) is a new category of spacecraft charging, which was first observed at an international space station in 2006. It occurred in the presence of the eclipse, with the floating potential increasing abruptly to tens of volts, well beyond the safety level of -40 V , within a few seconds. The RCE has not yet been understood thoroughly until now. Based on Ferguson and Craven's theory, we developed a physical model for the rapidly charging events recently and gave satisfactory predictions compared with the observations. In this paper, we investigate the physical process and mechanism in detail, and explain the statistical characteristics and the underlying physics through the model calculations. It is shown that the rapidly charging event is a non-equilibrium charging process and driven by the high voltage solar arrays. The rapid charging is mainly due to the fact that the cover glass blocking effect cannot follow the rapid increasing of the solar voltage when it is abruptly turned on at the exit of eclipse. As the RCE reaches equilibrium it acts as a normal charging event. The rapidly charging amplitudes depend on many factors, such as the switch-on time of the solar arrays, the pattern of switch-on, etc., which play key roles, and so that the floating potential data exhibit a spread to a certain extent. The maximum potential decreases with electron density increasing, which is in good agreement with observations.

Keywords: spacecraft charging, plasma, international space station, high voltage solar array

PACS: 94.05.Jq, 78.70.-g, 77.22.Jp

DOI: 10.7498/aps.62.229401

† Corresponding author. E-mail: huangjg2012@163.com