第21卷 第1期 空 间 科 学 学 报 Vol.21, No.1
2001 年 1月 CHINESE JOURNAL OF SPACE SCIENCE Jan., 2001

控制航天器充电水平的计算机模拟研究

龚 彬 古士芬 黄文耿
(中国科学院空间科学与应用研究中心 北京 100080)

摘 要

运用等效电路模式理论推导出随时间变化充电问题的微分方程组及其相应的计算机模拟程序，并针对强亚暴的情况分析了航天器充电水平，模拟并讨论了采用电子枪向外发射电子束作为控制航天器充电水平手段的作用效果.

关键词 航天器充电—等效电路—计算机模拟

1 引 言

从航天器升空至今，有许多次失败和故障是由于空间等离子体注入事件引起航天器不等量充电造成的. 据统计，在 1973 年 12 月至 1989 年 4 月间美国航天器异常数据库里地球同步轨道发生的 2 802 次异常事件中，充电引起的静电放电 (ESD) 触发异常 964 次，高达 34.4%[1], 因此国际上越来越重视控制航天器充电水平的研究. 目前世界上已提出了一些有不同特点的航天器充电模式 [2]. 本文所采用的等效电路模式是一种计算量相对较小，处理问题简单直观，考虑问题较为全面的方法，一直受到国内外同行的青睐. 国外有文章用此模式对 ATS-6 卫星在中等亚暴时的充电做了 0—70 s 的计算和讨论 [3], 但并未公开程序. 本文采用我们构造的针对对航天器电位影响最大的地球阴影区的等效电路模式程序 [4], 在对 ATS-6 卫星强亚暴时的等离子体条件下进行了 0—1 800 s 时间间隔的计算，粗略证明了本程序的可靠性和一定条件下的可推广性，之后采用改变等离子体环境参数的方式来模拟电子枪向外发射电子对控制航天器充电水平的能力进行了探讨.

2 航天器充电的等效电路模式及其计算机模拟

首先根据航天器外表面不同部分的特性和位置，将其分为若干个等效元，第 i 个等效元上的电阻值为 R_i, 电容值为 C_i, 流入此元的电流值为 I_i. 航天器金属结构的电容值为 C_0, 通过暴露的金属表面流入的电流值为 I_0, 根据电路理论每个等效元相对于等离子体环境的电位 ϕ_i 和金属结构相对于等离子体环境的电位 ϕ_0 满足如下微分方程组：

2000-05-18 收到原稿，2000-11-15 收到修定稿

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

$$\begin{cases} \dfrac{c_1 \mathrm{d}(\phi_1-\phi_0)}{\mathrm{d}t}+\dfrac{(\phi_1-\phi_0)}{R_1}=I_1(\phi_1), \\ \quad\vdots \qquad\vdots \\ \dfrac{c_n \mathrm{d}(\phi_n-\phi_0)}{\mathrm{d}t}+\dfrac{(\phi_n-\phi_0)}{R_n}=I_n(\phi_n), \\ \dfrac{c_0 \mathrm{d}\phi_0}{\mathrm{d}t}=\sum\limits_{i=0}^{n} I_i. \end{cases} \tag{1}$$

由于本文只考虑航天器完全处于阴影区内这一情况，所以不考虑光电效应引起的光电子流，即航天器电位只能是负电位. 假设航天器周围等离子体满足各向同性的 Maxwell-Boltzman 能量分布，则此时绝缘体外表面上第 i 个等效元的电流源有如下形式：

$$I_i(\phi_i)=[J_{\mathrm{p}0}(1+f_{\mathrm{p}D})+J_{\mathrm{e}0}e^{\phi_i/T_{\mathrm{e}}}(f_{\mathrm{e}D}-1)]A_i. \tag{2}$$

航天器暴露的金属表面的电流源形式为：

$$I_0(\phi_0)=[J_{\mathrm{p}0}(1+f_{\mathrm{p}M})+J_{\mathrm{e}0}e^{\phi_0/T_{\mathrm{e}}}(f_{\mathrm{e}M}-1)(1-\phi_0/T_{\mathrm{e}})]A_0. \tag{3}$$

其中，$J_{\mathrm{p}0}$ 是入射到电中性表面周围平均质子流密度，$J_{\mathrm{e}0}$ 是入射到电中性表面的周围平均电子流密度，$f_{\mathrm{p}D}$ 是入射到绝缘体表面质子产生的二次电子的比率，$f_{\mathrm{e}D}$ 是入射到绝缘体表面电子产生的二次电子的比率，T_{e} 是等离子体电子速度麦-玻分布的等效温度，$f_{\mathrm{p}M}$ 是入射到暴露金属表面质子产生的二次电子的比率，$f_{\mathrm{e}M}$ 入射到暴露金属表面电子产生的二次电子的比率，A_i 是第 i 个等效元的表面积，A_0 是暴露金属面的总面积.

在计算机模拟过程中，为了便于计算，将方程组 (1) 化为如下形式的非线性微分方程组：

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}\phi_1}{\mathrm{d}t}=\dfrac{\sum\limits_{i=0}^{n} I_i}{c_0}+\dfrac{I_1(\phi_1)}{c_1}-\dfrac{(\phi_1-\phi_0)}{R_1c_1}, \\ \quad\vdots \qquad\vdots \\ \dfrac{\mathrm{d}\phi_n}{\mathrm{d}t}=\dfrac{\sum\limits_{i=0}^{n} I_i}{c_0}+\dfrac{I_n(\phi_n)}{c_n}-\dfrac{(\phi_n-\phi_0)}{R_nc_n}, \\ \dfrac{\mathrm{d}\phi_0}{\mathrm{d}t}=\dfrac{\sum\limits_{i=0}^{n} I_i}{c_0}. \end{cases} \tag{4}$$

为了求出随时间变化的电位 $\phi_1,\cdots,\phi_n$ 和 ϕ_0，本文采取了四阶定步长 Runge-Kütta 方法，时间步长取值 0.001 s. 将 ATS-6 卫星的绝缘体外表面根据不同的物质特性和空间位置分为 13 个等效元. 表 1 是 ATS-6 卫星各个等效元和航天器金属结构的电阻值、电容值、面积值及其在磁层亚暴情况下进入地球阴影区的初始电位值 [4].

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

表 1　ATS-6 卫星等效元的一些物理量

等效元	面积 $A(m^2)$	电阻 $R(\Omega)$	电容 $C(F)$	初始电位 ϕ (V)
背面	3	8.9×10^{7}	0.37×10^{-6}	−6000
西面	1.6	1.2×10^{8}	0.29×10^{-6}	−6000
北面 A 区	1.6	2.1×10^{8}	0.16×10^{-6}	−6000
北面 B 区	1.6	1.8×10^{9}	0.16×10^{-6}	−6000
南面 A 区	1.6	1.4×10^{8}	0.24×10^{-6}	−6000
南面 B 区	1.6	4×10^{10}	0.08×10^{-6}	−6000
东面	1.6	1.2×10^{8}	0.28×10^{-6}	−6000
前面 A 区	2	2.5×10^{8}	0.13×10^{-6}	−6000
前面 B 区	2	9.5×10^{10}	0.069×10^{-6}	−6000
前面 C 区	2	2.8×10^{11}	0.024×10^{-6}	−6000
永久阴暗区	2	3.8×10^{8}	0.087×10^{-6}	−6000
太阳电池阵光照面	10	3×10^{10}	0.65×10^{-6}	0
太阳电池阵阴暗面	10	1.4×10^{8}	4.4×10^{-6}	0
卫星金属结构	2	0	$0.356^{-3}\times10^{-6}$	−2000

3　初步计算结果

我们计算了 0—1800 s 时间间隔内 ATS-6 卫星不同部分电位的变化情况，图 1 为未采取控制航天器充电水平的方法时强亚暴环境下 ATS-6 卫星电位的变化情况.

如图 1 所示卫星在亚暴情况下刚进入地球阴影区时电位急剧下降. 本文只取卫星三个部分的电位 V_1, V_2, V_3 来表征航天器的充电变化过程. V_1 表示太阳电池阵 (即表 1 中的 12 和 13 号等效元) 的最大电位, V_2 表示金属结构 (表 1 中的 14 号等效元) 的电位, V_3 表示绝缘体外表面 (包括表 1 中前 11 个等效元) 上的最大电位. 计算用强亚暴时的等离子体环境如表 2 所示. 由计算机模拟得出，太阳电池阵的最大电位达 -1.64×10^{4} V, 金

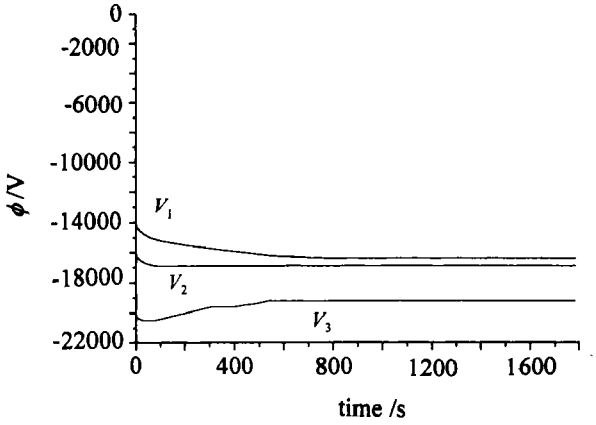

图 1　ATS-6 卫星强亚暴时地阴区的充电过程

Fig.1　ATS-6 satellite transient charging response into eclipse for a severe substorm

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

属结构电位达 -1.69×10^4 V, 绝缘体外表面的最大电位达 -1.92×10^4 V. 在实际观测中, 以 1975 年 10 月 8 日 ATS-6 卫星观测结果为例, 其电子等效温度为 17.7 keV, 此时测得卫星上的最大充电电位值为 -19 kV[5], 即为卫星绝缘体外表面的最大充电电位. 可以看出, 本文所做的计算机模拟与实际测量结果基本符合, 可以在此基础上进一步做控制航天器充电电位的研究. 在高山等的文章中 [4] 也充分证实了此种模型的正确性.

现采取在航天器暴露金属表面安装电子枪向外喷射电子方法, 以升高航天器的充电电位而减小充电电位的绝对值, 从而达到消除等离子体注入带来的航天器严重充电效应的目的. 首先我们需要观察电子枪向外喷射不同的电子流密度时, 航天器充电过程的变化特征. 在上述计算机模拟中, 我们将以所用的 J_{p0} 等效于 $J'_{p0}+J_{ee}$, J'_{p0} 为实际的入射到电中性表面的周围平均质子流密度, J_{ee} 为电子枪向外喷射的电子流密度. 在本文中采用将 J'_{p0} 和 J_{ee} 综合后的等效电流 J_{p0} 取不同的数值, 进行了相应的计算机模拟, 得出的结果如图 2 所示.

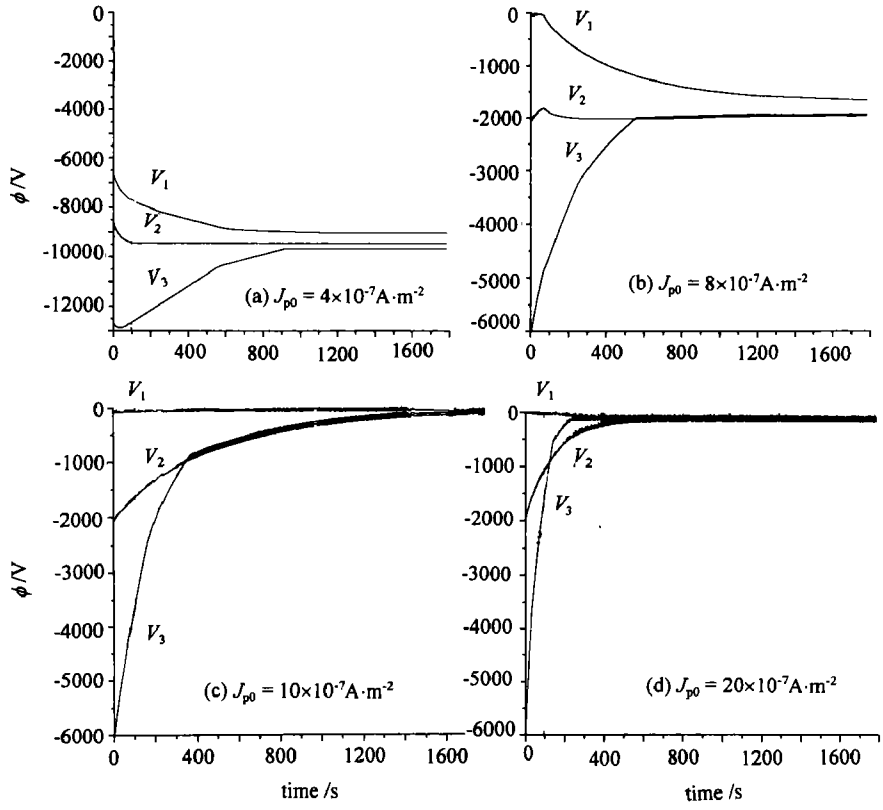

图 2 J_{p0} 取不同数值时 ATS-6 卫星充电电位变化过程

Fig.2 ATS-6 satellite transient charging response with different J_{p0}

表 2 强亚暴时的等离子体参数

等离子体	J_{p0} (A/m^2)	J_{e0} (A/m^2)	T_e (eV)	f_{pD}	f_{eD}	f_{pM}	f_{eM}
参数	2×10^{-7}	1.4×10^{-5}	17.7×10^3	0.75	0.75	0.5	0.5

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

4　结果与讨论

从图 2(c) 看出，当 $J_{p0}=10\times10^{-7}\,\mathrm{A/m^2}$ 时，相对我们模拟的严重亚暴下的 J'_{p0}，即 $J_{ee}=8\times10^{-7}\,\mathrm{A/m^2}$ 时，卫星上各部分的充电电位经过长时间 ($>2\,000\,\mathrm{s}$) 后趋向于 0，但其上面的电位仍有振幅达 40 V 的波动．此时可以认为电子枪喷射的电子流基本上消除了等离子体注入带来的卫星充电效应．因此当电子枪喷射出的电子束流 J_{ee} 为 $8\times10^{-7}\,\mathrm{A/m^2}$ 时，经过一段较长时间，我们在模拟中基本控制了航天器的充电，使航天器表面电位绝对值很小．

由上面模拟计算得出的图 2 中的各分图的变化及与图 1 的比较看出，随着 J_{p0} 增大，航天器各部分充电电位都越发减小．即在固定 J'_{p0} 条件下，随着我们安设的电子枪喷射的束流 J_{ee} 从 0 开始增大，航天器各部分的充电电位绝对值不断降低．这样的效果在物理上也是完全合理的．

在没达稳态的 100 s 内，当电子枪未喷射电子束，即 J_{ee} 为 0 时，由图 1 看出，太阳电池阵的最大电位达 $-1.52\times10^4\,\mathrm{V}$，金属结构电位达 $-1.69\times10^4\,\mathrm{V}$，绝缘体外表面的最大电位达 $-2.02\times10^4\,\mathrm{V}$．当电子枪喷射的电子束流 J_{ee} 达到 $2\times10^{-7}\,\mathrm{A/m^2}$ 时，由图 2(a) 看出，太阳电池阵的最大电位减小至 $-0.77\times10^4\,\mathrm{V}$，金属结构电位减小至 $-0.94\times10^4\,\mathrm{V}$，绝缘体外表面的最大电位减小至 $-1.26\times10^4\,\mathrm{V}$，充电电位都减小了约一半．当 J_{ee} 达到 $6\times10^{-7}\,\mathrm{A/m^2}$ 时，由图 2(b) 看出，太阳电池阵的最大电位减小至 $-220\,\mathrm{V}$，金属结构电位减小至 $-0.19\times10^4\,\mathrm{V}$，绝缘体外表面的最大电位减小至 $-0.46\times10^4\,\mathrm{V}$，基本消除了卫星太阳电池阵部分的充电效应．当 J_{ee} 达到 $18\times10^{-7}\,\mathrm{A/m^2}$ 时，由图 2(d) 看出，太阳电池阵的最大电位绝对值小于 30 V，金属结构电位减小至 $-1\,000\,\mathrm{V}$，绝缘体外表面的最大电位减小至 $-1\,400\,\mathrm{V}$，在 200 s 内，金属结构电位减小至 $-500\,\mathrm{V}$，绝缘体外表面的最大电位减小至 $-3\,000\,\mathrm{V}$．此时卫星各等效元充电电位有小幅振荡，振幅不超过 40 V，即充电电位都小于 500 V．因此，当电子枪喷射的电子束流 J_{ee} 增大到 $1.8\times10^{-6}\,\mathrm{A/m^2}$ 时，在 200 s 内，卫星各等效元充电电位差都不超过 500 V，无严重的不等量充电，基本消除了等离子体注入引起的卫星表面充电效应．可以说此时基本达到了短时间内控制航天器充电水平的目的．

在实际应用中，根据 Kaufman 离子源技术设计加工的充电用电子枪可能的电子束流密度为 10^{-8}—$2\times10^{-4}\,\mathrm{A/m^2}$．其喷射出的平均电子能量范围为 0—80 keV 内连续可调．而我们为了短时间内控制航天器充电水平，所需要的最小电子束流密度为 $1.8\times10^{-6}\,\mathrm{A/m^2}$，在电子枪设计的规格范围之内，并且有很大的调节空间．在强亚暴时，电子温度为 $17.7\times10^3\,\mathrm{eV}$，即平均电子能量为 17.7 keV，与电子枪喷射的电子的平均能量 ($<80\,\mathrm{keV}$) 相差不远，因此不会产生附加效应．可以看出使用电子枪完全能够控制类似 ATS-6 卫星位于地球同步轨道航天器的充电水平．

本次模拟表明，我们用电子枪向外喷射电子束的方式来消弭等离子体注入带来的航天器充电效应在概念上是可行的．要投入实际应用并予以精确预测，比如加入考虑电子枪的位置和喷射电子流的方位后，各等效元的充电电位具体如何，可以使用 NASCAP 等大型充电软件做进一步的模拟和计算．

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

参 考 文 献

[1] 古士芬等. 921 空间环境研究与预报技术报告集, 2. 空间环境效应. 1993—1998, p.284
[2] Garrett H B. The charging of spacecraft surfaces. *Rev. Geophys. Space Phys.*, 1981, **19**: 577—591
[3] Massaro M J, Green T, Ling D. Spacecraft Charging Results for the DSCS-III Satellite. AFGL-TR-77-0051, 1977
[4] 高山, 古士芬. 最严重充电条件下航天器的瞬态充电模拟研究. 空间科学学报, 1995, **15**(4):320—325
[5] Olsen R C. Record charging events from applied technology satellite 6. *J. Spacecraft Rockets*, 1987, **24**:362

COMPUTER SIMULATION RESEARCH FOR THE CONTROL OF SPACECRAFT CHARGING

GONG Bin GU Shifen HUANG Wengeng

(*Center for Space Sciences and Applied Research, The Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100080)

Abstract

This paper uses a set of equations for the spacecraft charging with the equivalent circuit model to make up the corresponding computer simulation. With this simulation, the paper analyses the charging of spacecraft under the worst conditions of substorm time, finally, discusses the feasibility of the control of spacecraft charging by ejecting electrons with an electron gun.

Key words Spacecraft charging, Equivalent circuit, Computer simulation

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com