

# 航天器表面充放电原理研究

张沛, 原青云, 许斌

(军械工程学院, 石家庄 050003)

**摘要:** 全面介绍了航天器与空间离子发生表面充放电效应的原理, 将航天器表面充电简化成电流平衡方程, 通过确定电流的表达解析式来确定表面各点的电流变化, 把航天器表面划分成若干个等效电路, 更加直观地了解了航天器充电过程。从航天器表面充放电现象发现了充放电带来的危害, 并详细从航天器构件接地方式、航天器结构设计、航天器电路电磁防护等方面阐述了航天器表面带电防护的方法。

**关键词:** 航天器; 表面带电; 防护

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2013.05.025

**中图分类号:** TK519; V475      **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2013)05-0116-03

## Charge and Discharge Principle of Spacecraft Surface

ZHANG Pei, YUAN Qing-yun, XU Bin

(Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

**Abstract:** Charge and discharge principle of spacecraft surface was introduced. The spacecraft surface charging was simplified into current balance equation; by determining the current expression formula, the current variation of each point on the surface was determined. The spacecraft surface divided into several equivalent circuits is more intuitive to understand the spacecraft charging process. The methods of spacecraft surface charging protection were introduced from the aspects of grounding mode, structural design, and electromagnetic protection.

**Key words:** spacecraft; surface charging; protection

航天器运行于各种轨道, 将面临多种空间环境要素, 其中对航天活动具有较大影响的主要包括太阳电磁辐射、中性大气地球电离层、空间等离子体地球磁场、空间带电粒子辐射、空间碎片与微流星体等。这些空间要素单独地或共同地与运行在轨道中的航天器相互作用, 在航天器材料和电子元器件上产生各种空间环境效应, 进而对航天器的安全运行产生影响。

由于高能粒子与航天器介质材料相互作用引起

的空间介质带电效应对航天器的寿命、可靠运行构成了严重的威胁, 航天器表面充放电效应及其防护技术一直是研究的热点问题。

## 1 航天器表面充放电机理

### 1.1 基础理论

研究航天器表面充电的基础理论是电流平衡方

收稿日期: 2013-05-31

作者简介: 张沛(1989—), 男, 河北衡水人, 硕士研究生, 主要研究方向为航天器表面带电测量技术。

程,通过确定各种电流的解析表达式,来求航天器表面的点位分布。在地球同步轨道上,与航天器表面相互作用的空间等离子体可以近似为厚鞘层。这是由于空间等离子体中电子和离子的回旋半径即德拜长度大于航天器尺寸,而航天器速度小于周围等离子体的热速度。了解航天器充放电原理的方法是将航天器看作一个插入等离子体中的郎缪尔探针,探针电流是等离子体中的带电粒子撞击到探针形成的。由于在空间无法形成连续流动的电流,等离子体中的带电粒子可以使航天器充电至数倍于电子能量的电位。

航天器表面充电的物理过程是一个电流平衡的过程,如图1所示。

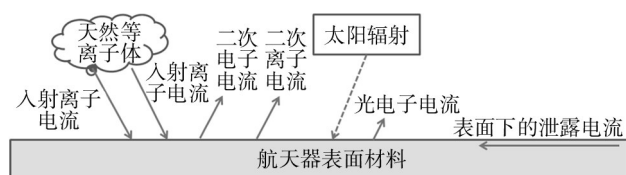


图1 航天器表面带电电流组成

Fig. 1 Schematic diagram of spacecraft surface charging current

航天器表面电位达到平衡后,航天器表面的电流和为0。平衡状态下的航天器电位就是航天器与周围等离子体的电位差。表达航天器充电电流的平衡方程为:

$$I_t = I_e(V) - [I_i(V) + I_{se}(V) + I_{si}(V) + I_b(V) + I_p(V) + I_L(V)]$$

式中:  $I_t(V)$  表示航天器电位  $V$  时的表面总电流,当电位  $V$  平衡时为0;  $I_e(V)$  表示航天器电位为  $V$  时的入射电流;  $I_i(V)$  表示航天器电位为  $V$  时的入射离子流;  $I_{se}(V)$  表示航天器电位  $m_i$  为时的  $I_e$  引起的二次电子流;  $I_{si}(V)$  表示航天器电位为  $V$  时的  $I_i$  引起的二次电流;  $I_b(V)$  表示航天器电位为  $V$  时的背散射电子流;  $I_p(V)$  表示航天器电位为  $V$  时的光电子流;  $I_L(V)$  表示航天器电位为  $V$  时的相邻表面间或表面下的泄露电流。

公式中的每一项电流都是航天器几何形状、速度及等离子体参数的函数。航天器充电的基本问题就是解方程,找到一个  $V$ ,使得  $I_t=0$ 。采用轨道限制模型考虑单麦克斯韦尔分布的等离子体环境中带负电位的孤立球体上的电流。

电子电流为:

$$I_e = en \sqrt{\frac{e\theta}{2\pi m_e}} e^{\varphi/\theta}$$

离子电流为:

$$I_i = en \sqrt{\frac{e\theta}{2\pi m_i}} (1 - e^{\varphi/\theta})$$

式中:  $e$  为电子电量;  $n$  为等离子密度;  $\theta$  为等离子体温度;  $\varphi$  为航天器表面电位;  $m_e$  为电子质量;  $m_i$  为离子质量。

## 1.2 等效电路

所谓等效电路模式,就是根据航天器表面材料的不同性质把表面划分为若干个等效电路元,用不同的电阻值  $R$ 、电容值  $C$  以及流入等效元的电流  $I$  来进行表征,再基于电路理论对各等效元列出满足条件的微分方程组。根据等离子体与航天器表面相互作用情况,等效电路模式的原理如图2所示。

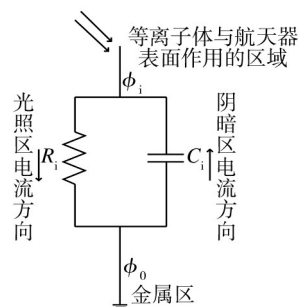


图2 等效电路原理

Fig. 2 Equivalent circuit diagram

由此可得到各等效元满足的微分方程组:

$$\begin{cases} \frac{d\varphi_1}{dt} = \frac{\sum_{i=0}^n I_i}{c_0} + \frac{I_1(\varphi_1)}{c_1} - \frac{(\varphi_1 - \varphi_0)}{R_1 c_1} \\ \dots \\ \frac{d\varphi_n}{dt} = \frac{\sum_{i=0}^n I_i}{c_0} + \frac{I_n(\varphi_n)}{c_n} - \frac{(\varphi_n - \varphi_0)}{R_n c_n} \\ \frac{c_0 d\varphi_0}{dt} = \sum_{i=1}^n I_i \end{cases}$$

## 2 航天器表面带电防护方法

航天器表面带电防护主要体现在2个方面:采

取主动或被动措施控制表面不等量带电;采取措施减小放电后造成的损失。

带电防护设计的具体措施主要有以下几点。

1) 航天器上主要结构部件的导电部分必须连接接地,任意两接地点间的直流电阻小于 $0.1\ \Omega$ 。

2) 暴露于等离子体的航天器表面应该具有一定的导电性能,暴露表面可采用导电膜、导电漆、导电胶、金属化介质、金属栅格或栅网等进行防护,导电表面电阻率应不超过 $10^9\ \Omega/\text{cm}$ 。所有导电表面必须与航天器结构地可靠电气接地,使表面与结构地间的直流电阻小于 $10\ \Omega$ ,导电表面上任意点必须距接地点在 $1\ \text{m}$ 之内。必须暴露于空间的绝缘表面或非接地表面,设计上应使其面积。

3) 航天器结构应设计成具有最小开口的法拉第筒。这时的航天器是由一个导电金属构成的电磁屏蔽盒,对所有线缆、电子线路和部件都需要提供电磁干扰屏蔽,将放电引起的辐射场至少衰减 $40\ \text{dB}$ 。屏蔽可由航天器结构、电子仪器机壳和分立电缆的屏蔽提供。

4) 所有电路在经过电磁干扰屏蔽后还要通过电磁滤波防护,滤波器应能经得起 $100\ \text{V}$ 峰值瞬态电压及 $200\ \text{A}$ 峰值瞬态电流的冲击考验。选择滤波器的准则为可以有效消除放电脉冲诱导的电路翻转而不影响正常工作。

### 3 结语

空间环境是卫星在轨故障的主要原因,而在由空间环境引起的故障中,由于航天器静电、放电引起的故障异常现象约占75%以上。通过对航天器表面充放电原理的研究,可有效避免很多航天器故障,在

设计阶段就针对航天器的飞行任务和结构设计采取合理的表面充电防护措施。

### 参考文献:

- [1] 黄本诚,马有礼. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002:194—201.
- [2] 全荣辉. 航天器介质深层充放电特征及其影响[D]. 中国科学院研究生院理学博士学位论文,2009.
- [3] 丁义刚. 空间综合环境对航天器热控涂层性能退化效应研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2005.
- [4] 王立,秦晓刚,李凯,等. 空间静电放电传导干扰分析方法研究[J]. 中国空间科学技术,2004(5):53—57.
- [5] 杨垂柏. 地球同步轨道航天器深层充放电探测研究[D]. 北京:中国科学院空间科学与应用研究中心,2007.
- [6] 李丹明,陈学康. 空间环境效应评价与防护技术研究现状与发展设想[J]. 航天器环境工程,2008,6(3):224—228.
- [7] 王立,秦晓刚,李凯,等. 卫星静电放电传导干扰耦合的试验研究[J]. 宇航学报,2009,3(2):748—753.
- [8] 闫德葵. 大幅照面电子枪模拟空间电磁亚暴环境的方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2005.
- [9] 王立,秦晓刚. 空间材料表面充放电性能试验评估方法研究[J]. 真空与低温,2002,6(2):83—87.
- [10] WANG Joseph, HE Xiao-ming, CAO Yong. Modeling Electrostatic Levitation of Dust Particles on Lunar Surface[J]. IEEE Trans on Magn,2008,36(5):2459—2462.
- [11] 王立,秦晓刚. 空间材料二次电子发射特性测试[J]. 真空与低温,2002,3(1):18—21.
- [12] 李凯,王立,秦晓刚,等. 地球同步轨道高压太阳电池阵充放电效应研究[J]. 航天器环境工程,2008,25(2):125—128.
- [13] 张书锋,路润喜. 低地球轨道航天器对接放电研究[J]. 航天器环境工程,2009(3):214—222.