

卫星表面放电效应模拟器研制

高士峰, 向宏文, 张计业, 蔡震波
(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘要: 文章介绍了自行研制的卫星表面放电效应模拟器。根据模拟器基本原理和应实现的主要功能, 提出了模拟器的技术指标和具体设计方案; 研制了模拟器标定系统, 并利用该标定系统对模拟器放电电压和放电电流脉冲特性进行了测试标定。结果表明所研制模拟器的放电特性符合卫星表面放电效应模拟试验的要求, 可以用于表面放电效应评估。

关键词: 卫星; 表面充放电; 放电枪; 放电特性测试

中图分类号: V416.5; V524.3

文献标识码: B

文章编号: 1673-1379(2012)05-0561-05

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2012.05.017

0 引言

在中、高轨道运行的卫星, 处于地球磁层的等离子体环境之中。等离子体与卫星表面材料相互作用, 会在卫星表面产生充放电, 出现静电放电(ESD)效应。

根据国外卫星的在轨测量数据, 在某些恶劣空间环境条件下, 卫星表面充电负电位可高至上万伏^[1-2]。因此, 在卫星的研制过程中, 需要进行表面放电效应模拟试验。

在引起卫星表面充电效应的各种粒子源中, 电子起到重要作用。考虑磁层亚暴环境中等离子体电子与质子的能谱特性, 并对充电的物理过程进行分析, 当航天器处于地影期时, 可以近似得到^[2]

$$V \approx -T_e, \quad (1)$$

式中: V 为卫星的表面充电电位; T_e 为空间等离子体中的电子温度。式(1)表明, 卫星表面将被充电至电子温度量级的负电位。地磁亚暴时, T_e 可达 $1 \sim 10 \text{ keV}$, 因而卫星表面的充电电位可高达 -10 kV 左右。

为了模拟卫星表面放电效应, 国内外航天机构进行了大量的相关试验研究, 其中美国军用标准 MIL-STD-1541 中规定放电发生器采用 20 kV 放电电压、 80 A 放电峰值电流进行放电效应模拟试验^[3]。

1 表面放电效应模拟器概述

1.1 模拟器的功能

表面放电效应模拟器的主要功能是模拟由空间等离子体充电引起的卫星外表面放电现象以及由此产生的电磁脉冲辐射环境, 以考核卫星电子组件、整星电子系统承受表面放电干扰的综合能力。模拟器需要产生符合试验要求的静电高压, 输送到具有一定间距的两个放电电极并产生静电放电, 辐射出电磁脉冲。

表面放电效应模拟器主要用于卫星研制初样阶段电子设备组件级表面放电效应评估试验, 以及初样电性星整星级表面放电效应评估试验。

1.2 模拟器的构成

表面放电效应模拟器由放电枪(放电电极)、电源与控制机箱及连接电缆组成(见图1)。

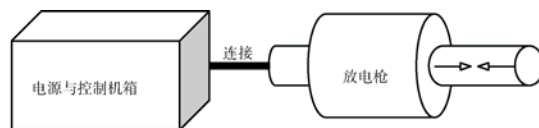


图1 表面放电效应模拟器设备组成示意
Fig. 1 The surface discharge effect simulator

电源与控制机箱主要功能: 模拟器的供电电压转换, 放电电压、放电时间、放电频率的控制及显示, 以及放电参数的标定调整。放电枪内置升压电

收稿日期: 2012-04-10; 修回日期: 2012-07-26

基金项目: 国家重大科技专项工程

作者简介: 高士峰(1980—), 男, 硕士学位, 从事航天器综合电子及其空间环境试验效应评价和监测设备研制等工作。
联系电话: (010) 68744586。

路,可将脉冲高压输出至放电电极,产生放电电弧。放电间隙可调。

1.3 模拟器的基本原理

表面放电效应模拟器的基本原理如图2所示,利用升压电路产生高电压对储能电容器充电,并将此高电压通过放电电阻引至放电电极,产生放电脉冲。利用控制电子电路实现对放电电压、放电频率和放电时间的精确控制。

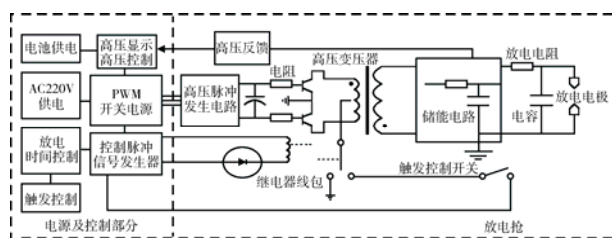


图2 表面放电效应模拟器基本原理框图

Fig. 2 The block diagram of surface discharge effect simulator

2 模拟器技术指标

通过对卫星表面充放电效应特性进行研究,同时调研国内外相关标准规范,结合卫星研制的实践经验,提出卫星表面放电效应模拟器的主要技术指标如下^[2-4]:

- 1) 空气放电电压为 2~20 kV 可调、实时显示,且显示电压与实际电压的相对偏差 $\leq 5\%$ 。
- 2) 发生空气放电的最小电压 ≤ 2 kV。
- 3) 放电峰值电流 $I_{\text{峰值}}$ (空气放电电压为 10 kV 时) 为 $80 \text{ A} \leq I_{\text{峰值}} \leq 150 \text{ A}$ 。
- 4) 放电电流上升时间为 5~40 ns。
- 5) 放电脉冲宽度为 30~400 ns。
- 6) 放电频率为 1 次/s、2 次/s、3 次/s 三档可调,且连续放电时间为 30 s 时,放电次数偏差 ≤ 1 次。
- 7) 单次触发连续放电时间为 5~60 s 连续可调,且偏差 ≤ 0.1 s。
- 8) 模拟器放电能量 $> 2.0 \times 10^{-3} \text{ J}$ 。
- 9) 放电电极部分的质量 $< 3.0 \text{ kg}$ 。
- 10) 放电电极部分的可移动半径 $> 15 \text{ m}$ 。
- 11) 设备供电方式有 220 V、50 Hz 交流供电和内置充电电池供电 2 种,采用后一种方式时控制箱

可以随身携带。

12) 分别在放电枪和控制箱上设置放电触发按钮。

13) 放电枪与控制箱连接电缆采用良好的屏蔽设计。

14) 稳定运行 8 h, 功能无变化, 性能变化小于 10%。

15) 具备标定后对放电电压、放电频率、单次触发连续放电时间的调整校准功能。

3 模拟器设计

3.1 电源与控制机箱

电源与控制机箱完成表面放电效应模拟器的供电电压转换, 放电电压、放电频率和放电时间的设置及显示, 放电触发控制脉冲的生成, 以及放电脉冲特性的控制。图3为电源与控制机箱的控制面板, 其上设置以下功能:

- 1) 2~20 kV 空气放电电压调节和显示;
- 2) 1 次/s、2 次/s、3 次/s 三档放电频率调节和显示;
- 3) 单次触发连续放电时间调节和显示;
- 4) 电源开关;
- 5) 放电触发按钮;
- 6) 电池充电开关、电池欠压指示;
- 7) 放电电压、电流特性标定校准。



图3 表面放电效应模拟器电源与控制机箱的控制面板

Fig. 3 Control panel of the power and the control equipment for surface discharge effect simulator

3.2 放电枪

放电枪外形(见图4)近似为圆柱体, 带有安装支座。由于放电枪与控制机箱间的连接电缆长度大于 15 m, 考虑到安全性和操作方便性, 将高压电路模块内置于放电枪内, 而不是通过高压线将高电压传送到放电枪中。放电枪外壳采用质量轻且绝缘性能好的高压硅胶作为绝缘材料, 以提高操作安

全性。放电枪上单独设置放电触发按钮,便于进行放电触发控制。



图4 表面放电效应模拟器的放电枪外形
Fig. 4 Discharge gun for the surface discharge effect simulator

空气放电电极(见图5)用于产生放电电弧辐射场,放电电极材料为不锈钢,置于有机玻璃罩内,采用整体插装的方式。在电极顶端设置放电电极间隙调节装置,同时以刻度显示间隙大小,并设计放电电极最小间隙限位装置,防止在调节间隙时发生电极挤压或磕碰。放电接地回线封闭固定于有机玻璃罩内,以提高操作安全性。

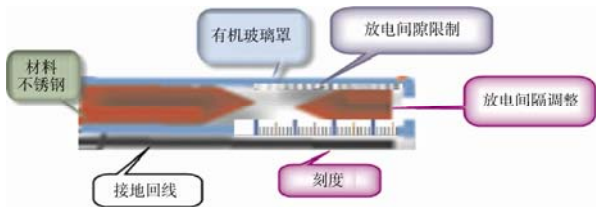


图5 空气放电电极示意图
Fig. 5 Schematic diagram of air discharge pole

4 模拟器标定系统设计

表面放电效应模拟器产生的空气放电脉冲具有高电压、大电流、窄脉宽的特征,需要研制专用的标定系统,对模拟器的放电电压、放电峰值电流、放电电流上升时间及放电电流脉冲宽度等技术指标进行测量标定。

通过对表面放电效应模拟器放电特性的研究,并根据 IEC 61000-4-2^[5]及其他相关标准^[6-8]规定的校准方法,设计的表面放电效应模拟器标定系统包括以下仪表装置以及数据记录和分析设备等。

1) 高阻高压表: 测量范围 2~20 kV, 输入阻抗 $\geq 30\text{ G}\Omega$, 型号为 EST105B, 用于对模拟器放电电压的测量标定。

2) 脉冲电流传感器: 测量电流 $\geq 150\text{ A}$, 带宽 $\geq 1\text{ GHz}$, 型号为 ESD-VER1, 用于收集转换放电脉冲电流。

3) 20~40 dB 衰减器: 型号为 ESD-VER2, 用于将放电脉冲电流衰减后送至示波器。

4) 数字存储示波器: 带宽 $\geq 1\text{ GHz}$, 型号为

Tektronix 公司的 DPO7104。

5) 静电屏蔽法拉第箱: 前板尺寸为 $1.5\text{ m}\times 1.5\text{ m}$, 用于放置标定系统设备,能够屏蔽模拟器放电时产生的电磁干扰。

其中,脉冲电流传感器(见图6)根据 GB/T 17626.2—2006^[6]的要求研制,并进行了改进,以满足最大测量电流 $\geq 150\text{ A}$ 、带宽 $\geq 1\text{ GHz}$ 的特殊要求。

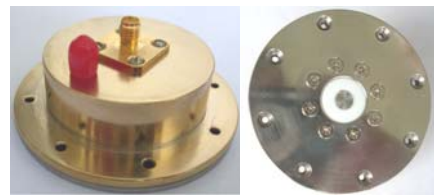


图6 脉冲电流传感器
Fig. 6 Sensor of pulse current

5 模拟器测量标定

5.1 放电电压测量标定

使用高压电缆将放电枪与标定系统中的高阻高压表的测量探头直接连接,模拟器放电参数设置后进行触发放电;记录模拟器显示电压值和高阻高压表实测电压值,并计算相对偏差。测试结果数据如表1所示。

表1 模拟器放电电压测试结果
Table 1 The results of discharge voltage for simulator test

模拟器 显示电压/kV	高阻高压表 实测电压/kV	相对偏差/ %
2	2.05	2.5
3	3.14	4.7
4	4.08	2.0
5	5.05	1.0
6	6.08	1.3
7	7.02	0.3
8	8.04	0.5
9	9.00	0
10	9.96	0.4
11	10.87	1.2
12	11.88	1.2
13	12.85	1.1
14	13.85	1.0
15	14.85	1.0
16	15.85	1.0
17	16.88	0.7
18	18.29	3.9
19	19.42	3.1

根据表1的测试结果,在2~20 kV放电电压

的调节范围内,表面放电效应模拟器实测电压与显示电压的相对偏差均不大于5%;相对偏差较大值出现在放电电压的高低两端,而中间段的相对偏差较小。卫星进行表面放电效应模拟试验时,通常选用10kV放电电压。通过调节校准,可以进一步提高此区间的放电电压显示精度。

5.2 放电电流标定

表面放电效应模拟器的放电脉冲电流采用由脉冲电流传感器、衰减器、示波器以及静电屏蔽法拉第箱组成的电流测试系统测量标定,该测试系统的设计带宽为1GHz,满足ns级放电脉冲电流的测量要求。按照图7所示方式连接测试系统。

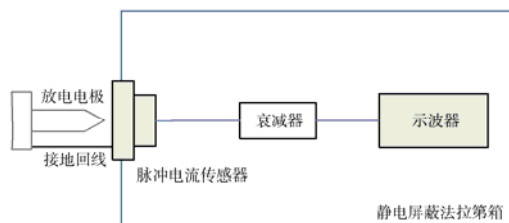


图7 放电电流测试系统

Fig. 7 Test system of discharge current

模拟器放电电流测量标定步骤如下:

- 1) 连接表面放电效应模拟器;
- 2) 连接电流测试系统;
- 3) 连接接地回线;
- 4) 将放电电极对准脉冲电流传感器;
- 5) 接通电源,初始化设置;
- 6) 调节电压,触发放电;
- 7) 记录放电电压值;
- 8) 记录放电脉冲电流波形参数。

根据测量记录结果,放电峰值电流、放电电流上升时间、放电电流脉冲宽度这3个参数与放电电压的关系分别如图8~图10所示。

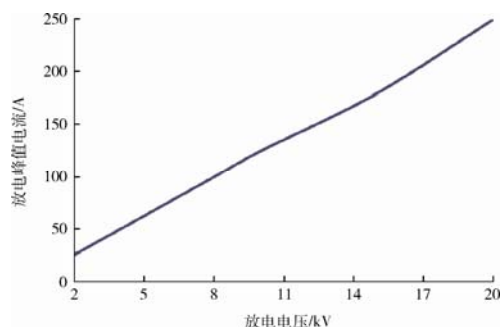


图8 放电峰值电流与放电电压的关系

Fig. 8 The relation between the discharge voltage and the peak current of discharge

由图8可知:由于放电电阻不变,放电峰值电流随着放电电压的升高而增大,二者近似成线性关系。放电电压为8kV时,放电峰值电流达到100A左右;放电电压为10kV时,放电峰值电流达到125A左右;放电电压为15kV时,放电峰值电流达到180A左右。

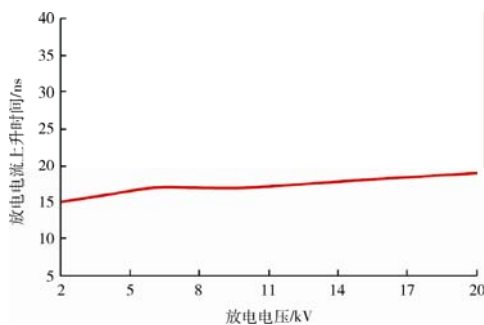


图9 放电电流上升时间与放电电压的关系

Fig. 9 The relation between the discharge voltage and the rise time of discharge current

根据图9,放电电压在2~20kV范围内调节变化时,由于放电电阻、电容不变,放电电流上升时间的变化较小,平均值约为17ns。

根据图10,放电电压在2~20kV范围内调节变化时,由于放电电阻、电容不变,放电电流脉冲宽度基本不变,约为65ns。

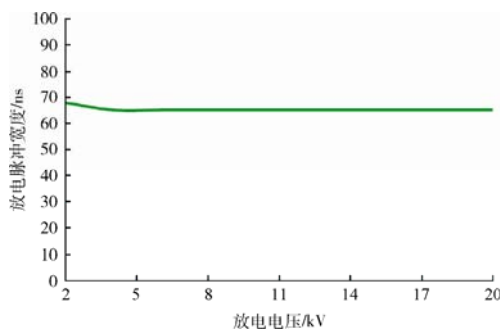


图10 放电电流脉冲宽度与放电电压的关系

Fig. 10 The relation between discharge voltage and pulse width of discharge current

6 结束语

本文介绍了卫星表面放电效应模拟器的研制情况,并利用标定系统对该模拟器的放电电压及放电脉冲电流特性进行了测量标定,结果表明表面放电效应模拟器的放电特性符合卫星表面放电效应模拟试验的要求,可以用于组件级、整星级表面放电效应模拟评价试验。

参考文献 (References)

- [1] Ryschkewitsch M G. Mitigating in-space charging effects - a guideline, NASA-HDBK-4002A[G], 2011
- [2] Purvis C K, Garrett H B, Whilttesey A C. et al. Design guidelines for assessing and controlling spacecraft charging effects, NASA TP 2361[R], 1984
- [3] MIL-STD-1541A Electromagnetic compatibility requirements for space systems[S], 1987
- [4] Q/W 1006—2003 卫星表面放电效应试验方法[S], 2003
- [5] IEC 61000-4-2 Electromagnetic compatibility-testing and measurement techniques-electrostatic discharge immunity test[S], 2001
- [6] GB/T 17626.2—2006 电磁兼容试验和测量技术 静电放电抗扰度试验[S], 2006
- [7] GJB/J 5025—2001 静电放电模拟器检定规程[S], 2001
- [8] 吴勇, 刘尚合, 原青云. 固定间隙的空气式静电放电[J], 高压技术, 2009, 35(4): 909-913
- Wu Yong, Liu Shanghe, Yuan Qingyun. Air electrostatic discharge at a fixed gap distance[J]. High Voltage Engineering, 2009, 35(4): 909-913

The surface discharge effect simulator for spacecraft

Gao Shifeng, Xiang Hongwen, Zhang Jiye, Cai Zhenbo
(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: This paper develops a surface discharge effect simulator for spacecraft, complete with its parameters, principles and design. The accuracy of the discharge voltage is determined by a calibration system. The discharge current pulse characteristics are measured, such as the peak current of the discharge, the rise time of the discharge current, and the pulse width of the discharge current. The relations between the discharge current pulse characteristics and the discharge voltage are analyzed. It is shown that the discharge characteristics of the simulator can meet the requirements of the surface discharge effect simulating test for spacecraft.

Key words: spacecraft; surface charging and discharging; discharge gun; measurement of discharge properties

权威发布

国际天文学联合会大会修订日地距离

在8月下旬于中国北京举行的国际天文学联合会大会上,天文学家重新定义了太阳系中最重要的距离。天文单位(AU)——从地球到太阳的距离——终于从一个模棱两可的估算变成了一个单一的数字。

在天文学中,日地距离是一个历史最悠久的数值。对日地距离的第一次准确测量是在1672年,当时著名天文学家 Giovanni Cassini 在法国巴黎观测火星,同时他的同事 Jean Richer 则在南美洲的法属圭亚那观测这颗红色的行星。考虑到这两次观测之间的视差或角度差,天文学家计算了从地球到火星的距离,并利用这一结果最终得出了从地球到太阳的距离。他们的结果是1.4亿km——这与今天的数值差不了太多。

直至20世纪后半叶,这种视差测量法依然是推导太阳系中任意距离的唯一可靠途径,天文单位也因此一直被表示为可将角度测量转化为距离的一个基本常数组合。而近些年来,天文单位被定义为:“在太阳引力作用下沿圆轨道以每天0.017 202 098 95 rad(即所谓的高斯引力常数)的角速度运动的试验粒子的轨道半径。”而这一定义给天文学家带来了麻烦。德国德累斯顿技术大学的天文学家 Sergei Klioner 表示,它经常让天文学学生感到困惑不解;更重要的是,它有悖于爱因斯坦的广义相对论,从而给研究太阳系模型的行星科学家造成了巨大的痛苦。同时,太阳自身也引发了另一个问题:高斯引力常数以太阳的质量为基础,因此天文单位与太阳质量被密不可分地联系在一起;然而太阳的质量正随着能量辐射而减少,这就使天文单位也在缓慢发生着变化。

重新定义天文单位大概花了几十年的时间——当代天文学家利用航天器、雷达和激光直接测量了这一距离。改进后的定义抹去了老的天文单位存在的所有问题。修订的距离与太阳质量没有任何关系。因“米”被定义为光在真空中旅行1/299 792 458 s的距离,而光速在所有的参照系中都是恒定的,从而使天文单位不再随着观测者在太阳系中的位置不同而发生变化。

(摘编自2012-09-17 《中国科学报》A2 国际)