

低地球轨道航天器对接放电研究

张书锋, 路润喜

(北京东方计量测试研究所, 北京 100086)

摘要: 文章介绍了低轨道航天器对接放电的产生机理, 通过模拟试验、电路仿真和理论分析, 研究了低轨道航天器对接产生静电放电的可能性、条件、放电强度、持续时间及其影响, 并提出防止静电放电危害的措施, 为工程应用提出参考建议。

关键词: 航天器; 低地球轨道; 对接放电; 试验研究; 电路仿真; 理论分析

中图分类号: V525; V416.6; TP391.77 **文献标识码:** A **文章编号:** 1673-1379(2009)03-0214-08

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2009.03.004

1 引言

空间等离子体与航天器相互作用, 会使航天器表面携带大量的电荷。由于航天器表面材料和形状的不同, 其不同部位积累电荷不均匀, 形成的电位差称为相对电位。航天器携带的电荷相对周围未受扰动的等离子体的电位称为航天器的绝对电位。

低地球轨道(LEO)航天器的绝对电位对独立运行的航天器造成的影响不大, 但是当两个航天器对接时, 由于两个航天器的绝对电位不相同而携带不等量电荷会造成静电放电^[1-5]。对于对接放电造成的影响以及如何采取防护措施方面, 俄罗斯和美国公开报道的相关资料很少。我国即将实施航天器的对接任务, 如何防止对接时的静电放电及其危害还缺少理论和试验的基础, 有必要进行相关试验研究和理论分析。

2 对接放电原理

根据经验和模型^[6], 在电离层F2区域飞行的LEO航天器, 其主体结构的负电位会达到太阳能电池阵母线电压的90%。由于目标飞行器太阳能电池阵的母线电压为100 V, 运输飞船太阳能电池阵的母线电压为28 V, 这必然造成两个航天器主体结构存在不等量电位, 同时两个航天器的表面材料面积不同, 等效电容也会不同, 因此在目标飞行器与运输飞船对接时, 就会因为它们之间的不等量带电导致大量电荷的转移而发生放电现象。

2.1 航天器充电电位的选择

按照航天器的电位相对于周围未受扰动的等离子体处于负90%的太阳能电池阵电位, 目标飞行器和飞船的静电电位选为-90 V和-25 V。但由于所处的环境不同, 航天器有可能被充电到更高负电位, 也可能为正电位。

2.2 航天器等效电容的计算

在空间, 航天器的储能是它对无限远处未被扰动的空间等离子体“地”的电容及航天器表面对自身“地”的电容所组成的电容系统的储能^[7]。

由于等离子鞘层厚度(也即德拜长度)非常小, 目标飞行器和运输飞船的电容可以近似地按照平板电容的公式 $c = \epsilon_0 S / d$ 进行理论计算, 此处 $\epsilon_0 = 8.85 \times 10^{-12}$ F/m。建立简化的对接模型, 如图1所示。设目标飞行器和飞船的表面积 S 分别约为195 m²和115 m², 德拜长度 d 取350 km高度的LEO白天典型值0.26 cm时, 计算得到目标飞行器和飞船的等效电容分别约为0.66 μ F和0.39 μ F。

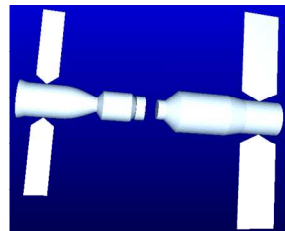


图1 两航天器(带太阳翼)对接过程模型(相距1.0 m)
Fig. 1 Spacecrafts (with the solar wings) docking model (with a distance of 1.0 m)

收稿日期: 2008-12-11; 修回日期: 2009-03-06

作者简介: 张书锋(1980-), 男, 博士学位, 工程师, 主要研究方向为空间等离子体环境效应、空间环境探测、静电放电防护等。E-mail: thuzsf@163.com。路润喜(1966-), 男, 高级工程师, 主要研究方向为电磁测量技术、工业自动化控制等。

由德拜长度公式 $\lambda_D = \sqrt{\frac{kT_e}{4\pi n_e e}} = 0.743 \left(\frac{T_e}{n_e}\right)^2$ ，将

IRI-86（国际参考电离层）模拟得到的典型数据代入上式，可以得知德拜长度在0.12 cm（电子温度对应1 100K）到0.17 cm（电子温度对应2 300K）的范围内变化。若德拜长度取0.1 cm，计算得到目标飞行器 and 飞船的等效电容分别约为1.73 μF 和1.02 μF 。

该估算比较粗糙，但可以判断目标飞行器和飞船的电容为 μF 量级。航天器在等离子体中相对等离子体鞘的电容需要复杂的模型计算。根据 NASA 技术资料中航天飞机的几个试验电容取值 0.1~5 μF ，本试验按照可能的电容范围选取若干典型值分别进行试验。试验中运输飞船的电容取值为1 μF ，目标飞行器的电容取值为1 μF 和5 μF 。

3 试验研究

3.1 试验目的、原理和内容

本项工作主要开展有关航天器对接静电放电的摸底试验研究，通过试验获得航天器对接放电的特性，为下一步开展对接放电的防护奠定基础。

在航天器带电防护工程中，确定空间静电放电（SESD）的危险度、耦合途径及其效应，是决定采取何种防护技术并确定静电放电试验级别的基础。SESD干扰可以通过耦合进入航天器外表面或热控板金属层中，其干扰形式可用静电放电产生的电磁波或瞬态电流来描述，主要耦合途径为传导耦合和辐射耦合。对于传导干扰，其表现形式主要为结构体电流及电缆诱导电流，在其传播过程中同时存在电耦合和磁耦合。在工程应用中，进行静电放电传导干扰分析的目的是为了确定由于放电诱导的瞬态电流及其感应电压的去向，因为这可能产生不希望出现的航天器电路响应，并因此而导致航天器异常。

一般情况下，静电放电的危险度可以采用放电特征参数来衡量，如一次放电能量、辐射场强和放电频谱等；还可以用放电产生的瞬态电流脉冲波形来描述，主要参数有峰值电流、脉冲宽度和脉冲上升沿时间等^[8]。

试验内容：模拟对接干扰试验，变换模拟飞行器的电容和电压，测量不同参数下的放电电流及放电对航天器内部设备的影响。

3.2 试验方案

由于条件限制，无法直接对航天器的供电控制单元、远程终端设备、测量控制单元等电子设备进行测试，我们采用DC-DC模块（典型的单机）来代替。试验方案如图2所示。在运输飞船模拟舱（M1）和目标飞行器模拟舱（M2）中分别放入蓄电池组（模拟母线电源）和DC-DC模块，蓄电池组的负端接在飞船和目标飞行器的壳体上，DC-DC模块将飞船和目标飞行器的母线电压（+28 V和+100 V）转换为+5 V；通过移动模拟对接头产生放电；采用电流探头测量放电回路中的放电电流波形，采用差分电压探头测量模拟负载（DC-DC模块）输出端的放电干扰信号。

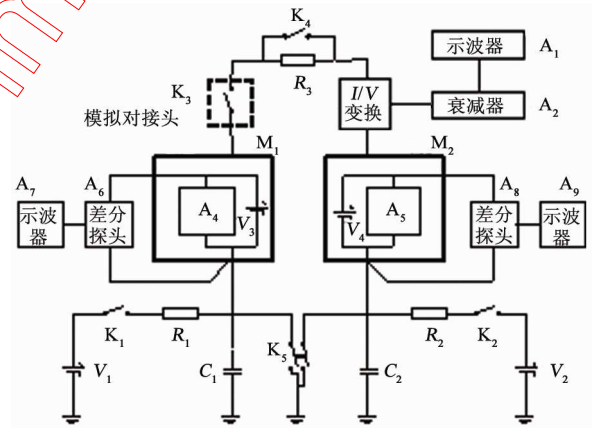


图2 试验方案示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the experimental scenario

3.3 试验结果

(1) 以母线电压为100 V的目标飞行器为研究对象，针对不同的充电电位、不同的充电电容、直接放电和通过10 k Ω 间接放电的情况进行试验，记录放电电流波形以及目标飞行器模拟舱中DC-DC模块100 V输入电压和5 V输出电压上的干扰波形。试验参数也按照母线电压的-150%取值，选了一组飞船为+28V、目标飞行器为-150 V的充电电位。试验结果总结如表1所示。典型的放电波形如图3~图4所示。

表 1 目标飞行器放电试验结果总结
Table 1 Discharging results for the object vehicle model

序号	试验参数							放电电流 峰-峰值	电流 脉宽	电池电压 峰-峰值/V	干扰电压 峰-峰值/V
	电容 $C_1/\mu\text{F}$	电压 V_1/V	电容 $C_2/\mu\text{F}$	电压 V_2/V	放电电阻 $/\text{k}\Omega$	输出端 负载	理论平衡 电压/V				
1	1	-25	5	-90		空载	-79.2	14.6 A	5.5 μs	3.46	16.0
2	1	-28	5	-150		空载	-129.7	30.5 A	5.5 μs	8.06	37.0
3	1	+28	5	-150		空载	-120.3	45.0 A	5.4 μs	12.7	54.2
4	1	-25	5	-90	10	空载	-79.2	10.3 mA	6.0 ms	0.52	1.54
5	1	-28	5	-150	10	空载	-129.7	21.6 mA	6.0 ms	1.96	1.62
6	1	+28	5	-150	10	空载	-120.3	30.4 mA	6.0 ms	2.08	2.48
7	1	-25	1	-90		空载	-57.5	11.5 A	4.2 μs	5.78	17.4
8	1	-28	1	-150		空载	-89.0	24.5 A	4.2 μs	8.25	33.7
9	1	+28	1	-150		空载	-61.0	37.6 A	4.2 μs	13.5	48.4
10	1	-25	1	-90	10	空载	-57.5	14.2 mA	4.0 ms	0.46	0.64
11	1	-28	1	-150	10	空载	-89.0	28.6 mA	4.0 ms	0.85	3.48
12	1	+28	1	-150	10	空载	-61.0	42.7 mA	4.0 ms	1.26	3.78
13	0.33	-25	0.47	-90		空载	-63.2	7.12 A	2.7 μs	—	12.2
14	0.33	-28	0.47	-150		空载	-99.7	16.3 A	2.7 μs	—	36.8
15	0.33	-25	0.47	-90	10	空载	-63.2	8.56 mA	1.5 ms	—	0.40
16	0.33	-28	0.47	-150	10	空载	-99.7	23.2 mA	1.5 ms	—	1.12

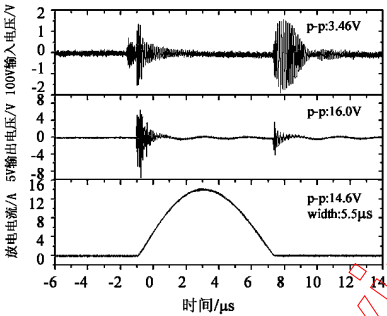


图 3 充电-25 V 的 1 μF 电容与充电-90 V 的 5 μF 电容直接放电波形
Fig. 3 Waveforms of direct discharging between the 1 μF capacitor charged with -25 V and the 5 μF capacitor charged with -90 V

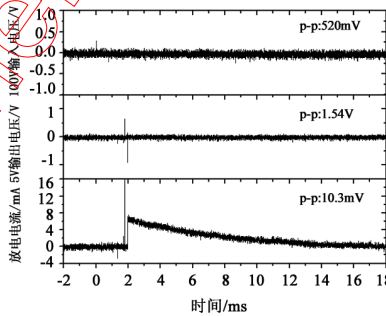


图 4 充电-25 V 的 1 μF 电容与充电-90 V 的 5 μF 电容间接放电波形
Fig. 4 Waveforms of indirect discharging between the 1 μF capacitor charged with -25 V and the 5 μF capacitor charged with -90 V

试验结果表明：目标飞行器和运输飞船的等效电容分别选 5 μF 和 1 μF 、1 μF 和 1 μF 、0.47 μF 和 0.33 μF 时，加 10 $\text{k}\Omega$ 电阻间接放电对放电电流起到了显著的防护效果——间接放电的放电电流比直接放电幅值减小，放电电流脉冲被展宽；加 10 $\text{k}\Omega$ 电阻间接放电对 DC-DC 模块的 5 V 输出电压、100 V

输入电压上的干扰也起到防护效果——间接放电的干扰电压比直接放电幅值大大降低。

(2) 采用与前述同样的试验方法对运输飞船的 DC-DC 输入端和输出端的电压干扰进行研究。试验结果总结如表 2 所示，通过比较发现与表 1 中的试验结果基本相似，所反映的趋势是相同的。

表 2 运输飞船试验结果总结
Table 2 Discharging results for the spaceship model

序号	试验参数						放电电流 峰-峰值	电流 脉宽	输出端干扰电压 峰-峰值/V
	电容 $C_1/\mu\text{F}$	电压 V_1/V	电容 $C_2/\mu\text{F}$	电压 V_2/V	放电电阻 /k Ω	输出端 负载			
1	1	-25	5	-90		空载	14.6 A	5.5 μs	3.64
2	1	-28	5	-150		空载	32.1 A	5.5 μs	6.50
3	1	+28	5	-150		空载	47.4 A	5.5 μs	10.2
4	1	-25	5	-90	10	空载	6.5 mA	6.0 ms	1.89
5	1	-28	5	-150	10	空载	12 mA	6.0 ms	1.30
6	1	+28	5	-150	10	空载	18mA	6.0 ms	3.70

(3) 改变 DC-DC 模块的负载, 由空载变为分别接 $500\ \Omega$ 电阻、接 $50\ \Omega$ 电阻、接 $0.33\ \mu\text{F}$ 电容进行了同样的试验。无论是直接放电还是间接放电, 这三种负载情况下的放电电流的幅值和脉宽与空载时相比基本一致。接 $500\ \Omega$ 电阻时负载上的干扰电压与空载时比较变化很小, 接 $50\ \Omega$ 电阻或 $0.33\ \mu\text{F}$ 电

容时负载上的干扰电压的峰-峰值比空载时变小。试验结果总结如表 3 所示。试验结果都证实: 不论 DC-DC 输出端接何种负载, 对接电阻会使间接放电的放电电流比直接放电幅值减小很多, 放电电流脉宽被展宽, 加 $10\ \text{k}\Omega$ 电阻间接放电对 DC-DC 模块的 $5\ \text{V}$ 输出电压上产生的干扰比直接放电时大幅度减少。

表 3 DC-DC 模块不同负载下的试验结果总结
Table 3 Discharging results for different output loads of the DC-DC module

序号	试验参数						放电电流 峰-峰值	电流 脉宽	干扰电压 峰-峰值/V
	电容 $C_1/\mu\text{F}$	电压 V_1/V	电容 $C_2/\mu\text{F}$	电压 V_2/V	放电 电阻	输出端 负载			
1	1	-28	5	-150	无	空载	29.9 A	5.5 μs	29.4
2	1	-28	5	-150	无	$500\ \Omega$ 阻	30.5 A	5.5 μs	26.0
3	1	-28	5	-150	无	$50\ \Omega$ 阻	30.1 A	5.5 μs	10.2
4	1	-28	5	-150	无	$0.33\ \mu\text{F}$ 电	29.8 A	5.5 μs	6.40
5	1	-28	5	-150	$10\ \text{k}\Omega$	空载	12 mA	6.0 ms	2.35
6	1	-28	5	-150	$10\ \text{k}\Omega$	$50\ \Omega$ 阻	12 mA	6.0 ms	0.630

(4) 将对接电阻变为 $20\ \text{k}\Omega$ 、 $1\ \text{k}\Omega$ 、 $50\ \Omega$ 、 $10\ \Omega$ 进行了试验和电路仿真, 试验结果总结如表 4 所示。试验结果和仿真结果都证实: 增大对接电阻会使间接放电的电流幅值变小、电流波形脉宽变大;

而减小对接电阻则会使间接放电的电流幅值变大、脉宽变小。因此通过改变对接电阻的阻值可以控制放电电流的幅值和宽度, 即控制放电的强度和持续时间。

表 4 不同对接电阻下的试验结果总结
Table 4 Discharging results for different docking resistances

序号	试验参数						放电电流 峰-峰值	电流 脉宽	干扰电压 峰-峰值/V
	电容 C_1 $/\mu\text{F}$	电压 V_1/V	电容 $C_2/\mu\text{F}$	电压 V_2/V	放电 电阻	负载			
1	1	-25	5	-90	$20\ \text{k}\Omega$	空载	4.50 mA	12.0 ms	0.900
2	1	-28	5	-150	$20\ \text{k}\Omega$	空载	7.80 mA	12.8 ms	1.70
3	1	-25	5	-90	$1\ \text{k}\Omega$	空载	77.0 mA	0.60 ms	5.90
4	1	-28	5	-150	$1\ \text{k}\Omega$	空载	124 mA	0.60 ms	6.40
3	1	-25	5	-90	$50\ \Omega$	空载	1.10 A	33.7 μs	43.6
4	1	-28	5	-150	$50\ \Omega$	空载	2.23 A	32.8 μs	60.6
5	1	-25	5	-90	$10\ \Omega$	空载	4.24 A	8.3 ms	22.8
6	1	-28	5	-150	$10\ \Omega$	空载	9.00 A	8.1 ms	34.3

在真空环境和 LEO 等离子环境中做了同样的试验, 结果表明与上述的试验结论相同。

4 电路仿真

4.1 电路仿真的设置

使用 OrCAD 的 PSpice 进行电路仿真, 如图 5 所示。设置如下:

U_1 、 U_2 为直流稳压电源, R_1 、 R_2 为充电电阻, 通过延时开关 K_1 、 K_2 来控制电源给电容充电 (充电 $0.1\ \text{s}$); 采用一个理想电容并联一个 $100\ \text{M}\Omega$ 漏电阻的方式来仿真实际的电容器; 采用延时开关 K_3 模拟对接头, 延时 $0.2\ \text{s}$ 后也即电容充电完毕 $0.1\ \text{s}$

后闭合; 用两个电容器之间的小电阻 R_5 来模拟导线和各处接点存在的电阻; 根据文献和实际测量, 充放电回路的导线等存在电感, 所以在仿真电路中两电容器之间增加一个 $10\ \mu\text{H}$ 的电感。

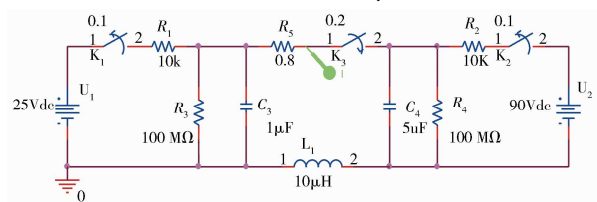


图 5 仿真电路 ($R_5=0.8\ \Omega$ 时为直接放电, $R_5=10\ \text{k}\Omega$ 时为间接放电)

Fig. 5 The simulation circuit ($R_5=0.8\ \Omega$ for direct discharge, $R_5=10\ \text{k}\Omega$ for indirect discharge)

4.2 电路仿真的结果

4.2.1 放电电流

(1) 典型的直接放电电流波形如图 6 所示, 参数分别为 $V_1=25\text{ V}$ 、 $C_1=1\text{ }\mu\text{F}$ 、 $V_2=90\text{ V}$ 、 $C_2=5\text{ }\mu\text{F}$ 。

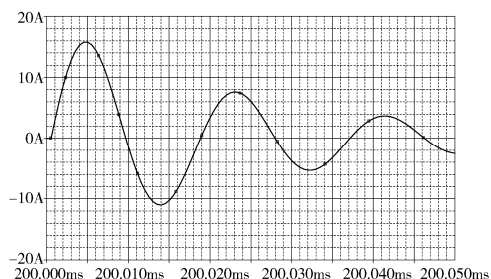


图 6 仿真电路直接放电电流波形

Fig. 6 Direct discharging current waveform of the simulation circuit

(2) 将对接电阻 R_5 的阻值变为 $100\text{ k}\Omega$ 、 $20\text{ k}\Omega$ 、 $1\text{ k}\Omega$ 、 $50\text{ }\Omega$ 、 $10\text{ }\Omega$, 其余参数不变, 进行电路仿真, 典型的结果如图 7 ($R_5=10\text{ k}\Omega$) 和图 8 ($R_5=10\text{ }\Omega$) 所示。

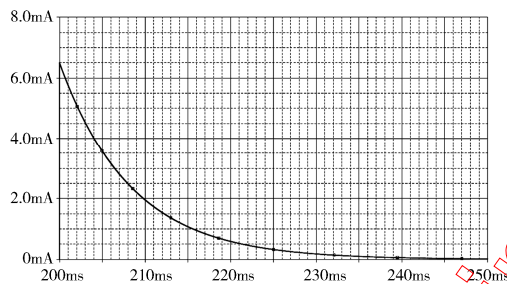


图 7 仿真电路间接放电电流波形($R_5=10\text{ k}\Omega$)

Fig. 7 Indirect discharging current waveform of the simulation circuit ($R_5=10\text{ k}\Omega$)

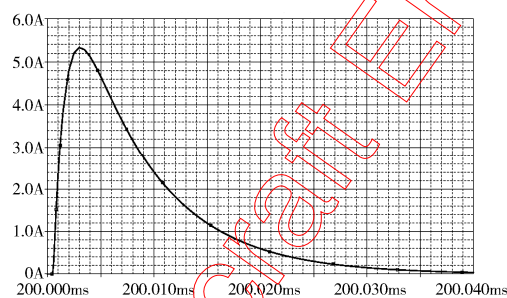


图 8 仿真电路间接放电电流波形($R_5=10\text{ }\Omega$)

Fig. 8 Indirect discharging current waveform of the simulation circuit ($R_5=10\text{ }\Omega$)

(3) 表 5 给出了电路仿真的结果总结。比较表 1 与表 5, 可以看出试验与电路仿真得到的放电电流幅值和电流脉冲宽度非常接近, 偏差小于 10%。这说明, 选取适当的电路参数后, 采用 RLC 二阶电路能够很好地模拟试验的结果。

通过试验和电路仿真发现:

a. 随着充电电位差的提高, 静电放电的电流幅值和 DC-DC 输出端电压上的干扰都有显著提高, 基本上成线性正比关系。

b. 静电放电过程是一个 RLC 二阶电路的振荡过程。直接放电时为弱阻尼情况, 放电电流幅值大(几十 A), 脉宽小(几 μs), 并呈现多次振荡的趋势, 整个放电过程持续几十 μs , 电流变化率高达 10^7 A/s 。通过 $10\text{ k}\Omega$ 的对接电阻间接放电时为过阻尼情况, 放电电流幅值小(几至十几 mA), 脉宽大(几 ms), 上升沿较陡(μs 量级), 下降沿呈 e 的指数缓慢下降趋势, 整个放电时间持续几十 ms, 能量释放的速率和电荷转移的速率比较慢。

c. 直接放电和间接放电过程的最后平衡电压是相同的, 并且电荷转移量(放电电流曲线的积分面积)也是相同的。

d. 直接放电的电流脉宽决定于放电回路中的电阻值、电感值和 C_1 与 C_2 的串联电容值, 且对于后两者比较敏感。对接电阻的阻值增大时, 放电电流幅值变小, 电流脉宽变大, 放电电流波形由弱阻尼振荡变为临界阻尼, 进而变为过阻尼振荡。在充电电压和电容值不变的情况下, 改变对接电阻的阻值, 放电电流曲线积分面积即电荷转移量不变。电感值变小或者 C_1 与 C_2 的串联电容值变小时, 电流脉宽变小。在电容值不变的情况下, 减小电感值, 电流幅值变大, 脉宽变小, 但积分面积即电荷转移量不变。

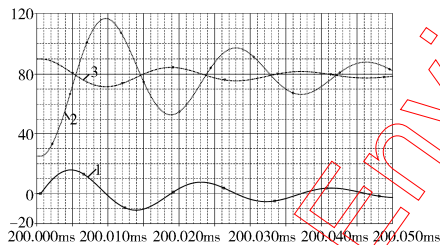
e. 比较试验结果和仿真结果, 直接放电的电流波形并不像仿真结果那样呈现连续的阻尼振荡, 而是只出现一个单峰, 或者只出现一上一下两个单峰, 通过扩展示波器的时间轴可以在之后的几个 μs 之后陆续发现若干个幅值呈指数衰减振荡的独立单峰; 间接放电的电流波形有时会发生“断裂”, 电流曲线突然变为 0, 过一短时间后重新出现, 幅值与上一段波形相接; 有时会出现多个这样的“断裂”, 与仿真结果呈 e 的指数连续缓慢下降的曲线不同。这都是由于实际试验中对接头互相接触时的多次碰撞造成的, 类似于开关的“抖动”现象, 导致一次完整的放电过程分为几次来完成, 这种现象接近航天器对接的实际情况, 试验中予以保留。

表 5 仿真结果总结 (取第一个放电电流脉冲波形)
Table 5 Summary of the simulation results (for the first discharge current pulse)

序号	仿真参数					放电电流幅值	电流宽度 (FWHM)
	电容 $C_1/\mu\text{F}$	电压 V_1/V	电容 $C_2/\mu\text{F}$	电压 V_2/V	放电电阻		
1	1	25	5	90	无	15.8 A	5.8 μs
2	1	28	5	150	无	29.7 A	5.8 μs
3	1	-28	5	150	无	43.3 A	5.8 μs
4	1	25	5	90	10 k Ω	6.5 mA	5.7 ms
5	1	28	5	150	10 k Ω	12.2 mA	5.7 ms
6	1	-28	5	150	10 k Ω	17.8 mA	5.7 ms
7	1	25	5	90	100 k Ω	650 μA	57 ms
8	1	25	5	90	20 k Ω	3.2 mA	12 ms
9	1	25	5	90	1 k Ω	65 mA	0.6 ms
9	1	25	5	90	50 Ω	1.28 A	30 μs
10	1	25	5	90	10 Ω	5.3 A	8 μs
11	1	25	1	90	无	12.7 A	4.4 μs
12	1	28	1	150	无	23.8 A	4.4 μs
13	1	-28	1	150	无	34.7 A	4.4 μs
14	1	25	1	90	10 k Ω	6.5 mA	3.8 ms
15	1	28	1	150	10 k Ω	12.2 mA	3.8 ms
16	1	-28	1	150	10 k Ω	17.8 mA	3.8 ms

4.2.2 电容电压

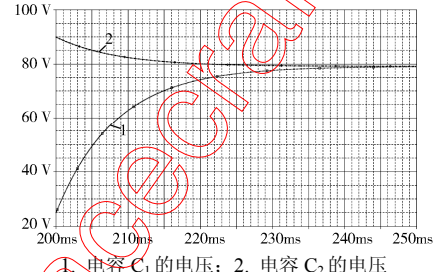
通过电路仿真可以得到放电过程中电容 C_1 、 C_2 上的电压变化, 也即航天器对接时运输飞船和目标飞行器的电位变化, 典型的结果如图 9、图 10 所示。参数为 $V_1=25\text{ V}$, $C_1=1\text{ }\mu\text{F}$, $V_2=90\text{ V}$, $C_2=5\text{ }\mu\text{F}$ 。



1. 放电电流; 2. 电容 C_1 的电压; 3. 电容 C_2 的电压

图 9 仿真电路直接放电的电位变化

Fig. 9 Direct discharge results for voltage of the simulation circuit



1. 电容 C_1 的电压; 2. 电容 C_2 的电压

图 10 仿真电路间接放电的电位变化

Fig. 10 Indirect discharge results for voltage of the simulation circuit

可以看出, 直接放电时, C_1 、 C_2 的电压发生多次振荡后才达到平衡电位, 这样有两点害处: (1) 达到平衡的弛豫时间非常短, 只有几十 μs ; (2) 电压变化范围很大, C_1 电压最大变化约 90 V, 变化率高

达 10^7 V/s , 如此高的电压变化率会对航天器的母线电压造成剧烈的冲击, 对内部电子设备产生较大的干扰。而间接放电则不存在这个问题, 从图 9 中可以看到, C_1 、 C_2 上的电压缓慢变化到平衡电位, 没有产生振荡, 电压变化率控制在 $5\times 10^3\text{ V/s}$ 以内。试验结果同样也证实了这一点。

5 理论分析

5.1 相关的计算公式

航天器对接放电回路可以等效为 RLC 电路: C_1 、 C_2 分别代表运输飞船和目标飞行器, 电压分别为 V_1 、 V_2 , 所带电荷量分别为 Q_1 、 Q_2 ; L 为放电回路中的电感, 放电回路中的电阻包括热电阻 R_h 和辐射电阻 R_r 两部分, $R=R_r+R_h$ 。简化的等效电路如图 11 所示。

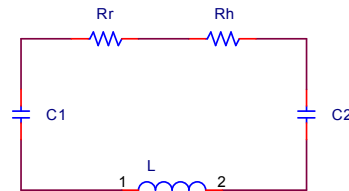


图 11 航天器对接放电简化等效电路

Fig. 11 Spacecrafts docking discharge simplified equivalent circuit

对于 RLC 二阶电路, 根据基尔霍夫定律, t 时刻电路方程为^[9]

$$Ri + L \frac{di}{dt} + \frac{1}{C} \int i dt = 0, \text{ 即 } \frac{d^2 i}{dt^2} + \frac{R}{L} \frac{di}{dt} + \frac{i}{LC} = 0,$$

其中 i 为电流。

求解这个二阶齐次方程得:

$$i = A \exp\left[-\left(\frac{R}{2L} + \sqrt{\frac{R^2}{4L^2} - \frac{1}{LC}}\right)t\right] + B \exp\left[-\left(\frac{R}{2L} - \sqrt{\frac{R^2}{4L^2} - \frac{1}{LC}}\right)t\right] \quad (1)$$

式(1)表示 RLC 电路的电流随时间变化的规律, 其中 A 、 B 为常数, 由初始条件确定。

由基尔霍夫定律可得电路方程

$$\frac{Q_1 - \int_0^t i dt}{C_1} - \frac{Q_2 + \int_0^t i dt}{C_2} - L \frac{di}{dt} = Ri, \quad (2)$$

上式对时间 t 求导一次, 得:

$$L \frac{d^2 i}{dt^2} + R \frac{di}{dt} + \frac{C_1 + C_2}{C_1 C_2} i = 0。$$

$$\text{令 } 2\beta = \frac{R}{L}, \quad \omega_0^2 = \frac{1}{L} \left(\frac{1}{C_1} + \frac{1}{C_2} \right),$$

得到电流所满足的微分方程为

$$\frac{d^2 i}{dt^2} + 2\beta \frac{di}{dt} + \omega_0^2 i = 0。 \quad (3)$$

(3)式表示的电流随时间变化规律与(1)式相同。

方程(3)的初始条件是:

(1) 当线路未接通时电路中没有电流通过, 即 $t=0$ 时, $i=0$;

(2) 当 $t=0$ 时, 电流变化率为

$$\frac{di}{dt} = \frac{1}{L} \left(\frac{Q_1}{C_1} - \frac{Q_2}{C_2} \right)。$$

方程(3)是二阶常微分齐次方程, 根据 β 和 ω_0 之间的关系, 其解有 3 种情况:

(1) 当 $\beta > \omega_0 > 0$ 时, 称为过阻尼情况。令 $\alpha^2 = \beta^2 - \omega_0^2$, 结合初始条件得到电流随时间变化的表达式:

$$i = \frac{1}{2\alpha L} \left(\frac{Q_1}{C_1} - \frac{Q_2}{C_2} \right) (e^{\alpha t} + e^{-\alpha t}) e^{-\beta t};$$

当 $\beta \gg \omega_0$ 时, 即回路电阻 R 很大, 自感 L 很小时, 此时的 RLC 电路可以近似地看成 RC 电

路, $\alpha \cong \beta$, 因而有 $\alpha + \beta \cong 2\beta = \frac{R}{L}$,

$$\alpha - \beta = \frac{\alpha^2 - \beta^2}{\alpha + \beta} \cong \frac{-\omega_0^2}{2\beta} = -\frac{1}{R} \left(\frac{1}{C_1} + \frac{1}{C_2} \right),$$

这样过阻尼情况下的电流表达式可以写成:

$$i = \frac{1}{2\beta L} \left(\frac{Q_1}{C_1} - \frac{Q_2}{C_2} \right) (e^{(\alpha-\beta)t} + e^{(\alpha+\beta)t}) = \frac{1}{R} (V_1 - V_2) \left[\exp\left(-\left(\frac{1}{RC_1} + \frac{1}{RC_2}\right)t\right) - \exp\left(-\frac{R}{L}t\right) \right]$$

此表达式与图 7 的结果是一致的。

(2) 当 $\beta < \omega_0$ 时, 称为弱阻尼情况。令 $b^2 = \omega_0^2 - \beta^2$, 结合初始条件得到电流随时间变化的表达式为

$$i = \frac{1}{bL} \left(\frac{Q_1}{C_1} - \frac{Q_2}{C_2} \right) e^{-\beta t} \sin(bt),$$

此表达式与图 6 的结果是一致的。

(3) 当 $\beta = \omega_0$ 时, 称为临界阻尼情况。令 $b^2 = \omega_0^2 - \beta^2$, 结合初始条件得到电流随时间变化的表达式为

$$i = \frac{1}{L} \left(\frac{Q_1}{C_1} - \frac{Q_2}{C_2} \right) t e^{-\beta t} = \frac{1}{L} (V_1 - V_2) t \exp\left(-\frac{R}{2L}t\right)。$$

此表达式与图 8 的结果是一致的。

5.2 能量损失的计算

两个带有不同电量、不同充电电位的电容

$$C_1 \text{ 与 } C_2 \text{ 的串联电容值 } C = \frac{1}{\left(\frac{1}{C_1} + \frac{1}{C_2}\right)} = \frac{C_1 C_2}{C_1 + C_2};$$

$$\text{平衡电位 } V = \frac{C_1 V_1 + C_2 V_2}{C_1 + C_2}; \text{ 当两个电容接通时,}$$

$$\text{电荷转移量 } \Delta Q = \frac{|V_2 - V_1| C_1 C_2}{C_1 + C_2} = \Delta V \cdot C, \text{ 损失的静}$$

$$\text{电能 } \Delta W = \frac{C_1 C_2 (V_1 - V_2)^2}{2(C_1 + C_2)} = \frac{1}{2} C (\Delta V)^2。$$

对图 11 所示电路进行理论计算, 结果如表 6 所示。

由表 6 可知, 对接放电时的能量损失高达几个乃至十几个 mJ, 这部分能量应该认真处理, 使它缓慢释放, 以免对航天器的正常运行造成不良的影响。

表6 对接放电能能量损失计算结果
Table 6 Calculated energy loss of docking discharge

序号	电路参数						平衡电压 /V	电容串联值 /μF	电荷转移量 /μC	损失的静电能 /mJ
	电容 $C_1/\mu\text{F}$	电压 V_1/V	C_1 静电能 /mJ	电容 $C_2/\mu\text{F}$	电压 V_2/V	C_2 静电能 /mJ				
1	1	-25	0.3125	5	-90	20.25	-79.2	0.833	54.17	1.76
2	1	-28	0.392	5	-150	56.25	-129.7	0.833	101.67	6.20
3	1	+28	0.392	5	-150	56.25	-120.3	0.833	148.33	13.20
4	1	-25	0.3125	1	-90	4.05	-57.5	0.5	32.5	1.06
5	1	-28	0.392	1	-150	11.25	-89.0	0.5	61.0	3.72
6	1	+28	0.392	1	-150	11.25	-61.0	0.5	89.0	7.92

6 结论与建议

通过试验数据的分析和电路仿真, 可得结论如下:

(1) 航天器直接对接放电过程是一个电流幅值大(几十A)、脉宽小(几μs)的快速放电过程, 有放电火花。而通过10 kΩ的对接电阻间接放电是一个电流幅值小(十几mA)、脉宽大(几ms)的缓慢放电过程。增加10 kΩ对接电阻对控制放电电流有明显的效果。

(2) 航天器直接对接放电会对母线电压(100 V 蓄电池组, DC-DC模块的输入端)产生十几V干扰; 对内部电子设备(DC-DC模块的输出端)产生高达几十V的电压干扰。通过10 kΩ的对接电阻间接放电过程对母线电压产生的电压干扰幅值降为1~2 V, 对内部电子设备产生的电压干扰幅值降为1~3 V。

根据试验和理论分析得到的结论, 我们针对航天器对接, 建议如下:

(1) 运输飞船与目标飞行器对接时增加对接电阻(不限于10 kΩ), 通过这个电阻耗散放电产生的能量转移, 减少对接放电对航天器正常工作的电子设备的影响。国际空间站上已经这样实施^[10]。这个对接电阻在工程上应用时可以用具有一定电阻率的材料做成环状物套在对接口上。

(2) 在对接的目标飞行器和运输飞船上安装结构电位探测器, 测量航天器相对于远处未受扰动的等离子体的电位, 即绝对电位。有效地监测航天器的绝对电位是非常必要的, 通过此既能研究和掌握航天器的充放电情况, 又能为航天器对接前进行主动电位控制提供依据。

(3) 运输飞船与目标飞行器对接时应选择恰当的轨道参数, 使得对接所在空间等离子体的德拜

长度处于较小的值, 以使航天器的等效电容较小, 这样对接时电荷转移量和能量转移量较小, 产生的不良影响可降至较低。

(4) 对目标飞行器和运输飞船的供电控制单元、远程终端设备、测量控制单元等关键电子设备进行电压干扰试验, 施加一定电压幅值和脉宽的干扰, 验证设备能否正常工作。干扰电压的幅值和脉宽的数值要根据具体的试验数据确定。

参考文献 (References)

- [1] Ferguson D C, Hillard G B. Low earth orbit spacecraft charging design guidelines, NASA/TP 2003-212287[R]
- [2] Purvis C K, Garrett H B, Whittlesey A C, et al. Design guidelines for assessing and controlling spacecraft charging effects, NASA TP-2361[R], 1984
- [3] Koontz S, Suggs R, et al. Progress in spacecraft environment interactions International Space Station (ISS) development and operations[C] // International Space Development Conference, 2007
- [4] Mengu Cho, Shiraishi K, Toyoda K, et al. Laboratory experiments on mitigation against arcing on high voltage solar array in simulated LEO plasma environment, AIAA 2002-0629[R]
- [5] Viswanathan R, Barbay G, Stevens N J. Environmentally-induced discharge transient coupling to spacecraft, NASA CR-174922[R]
- [6] Tribble A C. Low earth orbit plasma effects on spacecraft, AIAA 1993-0614[R]
- [7] 王碧云. 近地轨道大型航天器的环境充电[J]. 上海航天, 1999, 16(2): 42-47
- [8] 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, 24(10): 51-55
- [9] 裴俊. 两并联电容充放电过程等效电路的讨论[J]. 攀枝花学院学报, 2004, 21(3): 119-121
- [10] Lyndon B. Interface Definition Document (IDD) for International Space Station (ISS) Visiting Vehicles (VVs)[G]. Johnson Space Center, 2000-02