

航天器空间ESD干扰单机级试验方法研究

王志浩¹, 冯伟泉^{1,2}, 赵春晴¹, 代佳龙¹, 李庆³

(1. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094; 2. 可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100094;
3. 北京控制工程研究所, 北京 100190)

摘要: 在轨状态下, 卫星表面材料与空间环境交互作用, 会引起材料表面带电, 继而发生静电放电(ESD), 产生的电磁干扰会经由单机电缆耦合进入电子电路中, 形成干扰脉冲甚至损毁电子器件。针对卫星用单机产品, 给出了一种可行的空间ESD电缆耦合干扰试验方法, 通过电缆耦合的方式模拟空间ESD对单机产品的干扰。研究表明该试验方法能够有效暴露产品设计的薄弱环节, 为优化设计、提升单机抗扰能力提供依据。

关键词: 静电放电; 单机; 结构电流; 试验

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2013.03.005

中图分类号: V416.5 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2013)03-0016-05

Research of Unit Level Space ESD Interference Test Method for Spacecraft

WANG Zhi-hao¹, FENG Wei-quan^{1,2}, ZHAO Chun-qing¹, DAI Jia-long¹, LI Qing³

(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;
2. Key Laboratory of Reliability and Environmental Engineering, Beijing 100094, China;
3. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

Abstract: In orbit, satellite surface materials interact with the space environment, inducing charge deposit in surface material. Electrostatic discharge may occur. The electromagnetic interference would couple into electro circuits, resulting interference pulse, or even device damage. Focus on unit level products used on satellite, a feasible spatial ESD cable coupling test method was put forward. By cable coupling, the method simulates the interference of spatial ESD to satellite unit. It was proved that the test method can efficiently expose the weak point of product design, which can be the evidence for optimal design to improve anti-interference ability of single unit.

Key words: electrostatic discharge; unit; structure current; test

卫星表面相对于等离子体建立的电位差对于静电放电(ESD)防护设计是一个非常重要的问题。虽然结构接地的航天器系统不受均匀充电影响,但由于航天器表面包含多种材料,光照情况存在差异,周围环境通量可能也是各向异性。这些因素和其它充电效应会在航天器各个表面之间以及在表面与地之

收稿日期: 2013-01-20

作者简介: 王志浩(1982—),男,河南南阳人,硕士,工程师,主要从事航天产品带电分析与试验评价方面的研究。

间建立电势差。一旦电势差满足放电条件,静电放电随即发生。放电可能导致系统可靠性降低,材料性能指标永久性改变^[1],进而引发一系列问题。国外总结的归因于空间ESD的航天器异常见表1^[2]。

分析表1可知,空间ESD可带来广泛的电子组件异常,造成的问题不仅有暂时的扰动、设备参数的异常,还可能引起数据传输的中断异常甚至丢失。更为严重的是,关键仪器设备(例如姿控系统、电源

表1 归因于空间ESD的航天器故障总结

Table 1 Summary of spacecraft failures due to space ESD

序号	故障类型	故障航天器编号	占比
1	姿控故障	ntelsat K; Aink E-1; Aink E-2; FY-1; Intelsat 511; Telecom 1B; Arabsat 1-A; TDRSS; DSCS-III; SBS 1; GPS5118; NATO-3C; NATO-3B; Meteosat-F1; NATO-3A; Anik D2; Meteosat-F1	17/41
2	电源故障	Arabsat 1-A; DSCS- II (9431); Meteosat-F1	3/41
3	遥测异常,虚指令,通讯异常,逻辑异常	GOES-7; AUSSAT-A2; AUSSAT-A1; Intelsat 510; AMPTE/CCE; Telecom 1A; GOES-4; DSCS- II ; Anik B-1; DSCS- II (9438); DSCS- II (9442); Skynet 2B; Symphonie A	19/41
4	载荷异常	GMS-4; GMS-3; GOES-6; CTS(Hermes); Viking Lander 1; SCATHA(P78-2); Meteosat-F1	7/41

等)可能受损,威胁航天器正常运行。

针对卫星上敏感单机设备,进行单机ESD抗扰度试验,可以预先侦测电子电路抗ESD干扰的薄弱环节,确认抗扰水平。通过改进设计,提高系统的可靠性水平,避免在轨频繁发生扰动或者损坏。

1 试验方法

空间静电放电有不同的放电类型,文献[3]给出了卫星表面介质放电的主要形式——飞弧(flashover)放电。发生飞弧放电的同时伴有吹离放电(blowoff),该放电为净流出电流,形成一个通过卫星结构的电流脉冲。单机产品一般安装在卫星内部,紧贴卫星结构舱板固定,航天器外部ESD可以通过辐射和传导影响单机产品。空间ESD辐射干扰试验较为成熟,国内外一般按照文献[4]的方式进行试验。对于传导干扰途径,空间放电引起的结构电流是主要干扰源,结构电流通过单机线缆的固定安装面,以近场耦合的方式干扰单机信号。

对于安装在结构上的卫星内部单机产品而言,其连接线缆易受ESD干扰。单机级ESD干扰试验采用ISO 14302规定的试验方式,将放电回路电缆与单机线缆捆扎在一起,通过电缆耦合的方式进行试验^[5]。

ISO 14302规定的ESD试验装置原理如图1所示。

图1中,1是放电电路,2是阻尼电阻,3是放电回

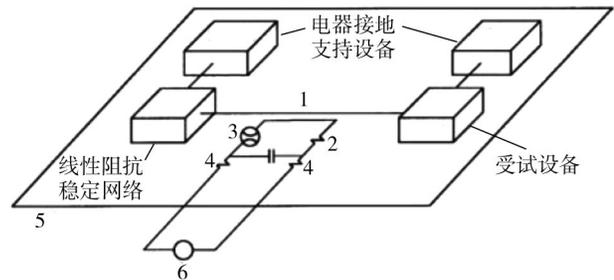


图1 耦合干扰试验原理

Fig. 1 Schematic of coupling interference test

路,4是扼流电阻,5是接地板,6是高压源。基本工作原理如下,首先使用高压电源对选定电容器充电,然后令该电容器通过一定的放电通道进行放电,释放所储存的电荷和能量。上述过程可以产生模拟的放电脉冲,使用该脉冲作为干扰源,可以检测仪器或者设备的静电放电抗扰能力。

空间静电放电效应试验设计的关键是确定合适的放电量级,电缆耦合干扰试验方法通过施加逐步增大的工作应力,激发故障和暴露设计薄弱环节。严格来说,ESD不是一个单独的应力,而是一个应力“数据包”,根据不同的规则,可以有不同的描述方式。ISO 14302建议放电电容取100 pF,放电电压取6 kV,其放电能量为1.8 MJ。根据试验应力的确定原则,最高ESD应力的选取可以在一定试验设备能力

的基础上人为设定一个量值,根据试验的结果进行调整。初步将放电电容值设定为 150 pF,放电电压可调,最大放电电压设定为 10 kV,因此试验装置可以提供的最大放电能量为 7.5 MJ。通常对 ESD 脉冲的描述包括上升时间、峰值电流、脉冲持续时间等参数。选择放电峰值电流作为 ESD 应力等级的标准。综上所述,确定的 ESD 应力参数指标见表 2。

2 试验应用

2.1 试验系统

选择某卫星用单机作为试验对象,如图 2 所示。该电子学箱包括数字电路、模拟电路、模数转换

表 2 ESD 应力指标
Table 2 Stress value of ESD

ESD 应力量值	放电电容 C	最大放电电压	最大放电能量	线缆耦合长度 L	ESD 应力步长
	150 pF	10 kV	7.5 MJ	20 cm	5 A
备注				参照 ISO 标准	峰值放电电流

电路和数模转换电路。从电路形式上包括有 CPU 及其外围系统、功率放大电路、切换电路和二次电源电路。星上单机产品所具有的电路种类和形式在该试样上均有体现,因此试验对象具有一定的代表性和典型性。

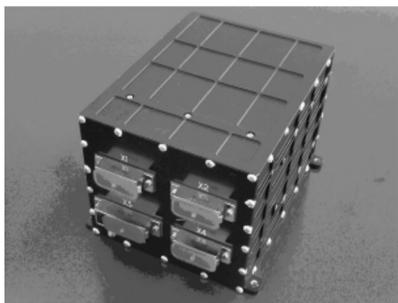


图 2 试样

Fig. 2 Picture of the specimen

试样接口信号较多,包含功率输入信号、功率输出信号、通讯信号和控制信号。试验在试样的正常工作状态下进行,因此试验系统包括电源、试样信号源、试样、ESD 源装置以及试件负载,如图 3 所示。试验时,将耦合装置和 ESD 传导干扰源置于试样和试件负载之间,将 ESD 干扰耦合注入试样与负载之间的线缆。试验系统如图 4 所示。

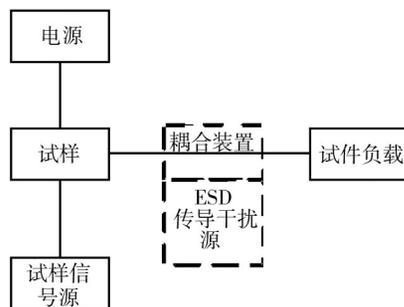


图 3 试验系统

Fig. 3 Schematic of the test system



图 4 试验系统现场

Fig. 4 Photo of the test system

2.2 试验结果

在峰值为 45 A 的放电脉冲干扰下,试样通讯错

误累计数值迅速增加,此时试样的两路模拟输出 A, B 信号异常。为归纳总结放电诱发的产品故障,以 45 A 的峰值放电电流对试样实施了 500 次放电,在放电过程中记录 A, B 通道信号波形。试验中多次观测并记录到驱动电流发生畸变,共统计到 47 次信号

异常,典型异常信号波形如图5所示。

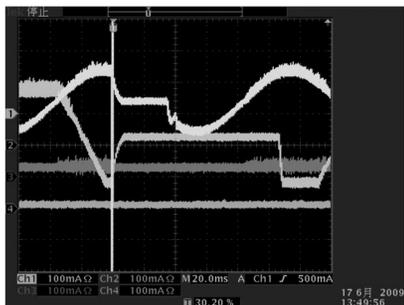


图5 A,B通道信号发生畸变

Fig. 5 Aberrant waveform of A, B channel signal

2.3 失效模式与故障分析

试验中,当应力达到45 A时,通讯错误,发生了从主份向备份的异常切换。

引起线路盒异常切换的放电脉冲波形如图6所示。图6中上面的波形为A通道线缆中的耦合干扰波形,峰值高达4.39 A,而该线缆中所传输信号的最大电流值仅为0.1 A,瞬间脉冲干扰接近实际信号值的44倍。大幅值的脉冲会通过耦合的方式进入线路盒内部,干扰线路盒中的正常信号。

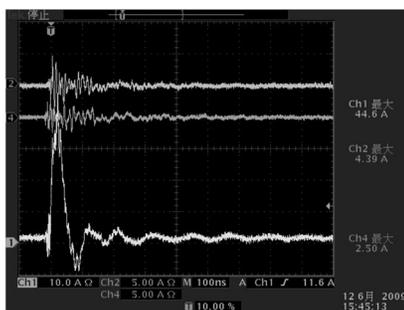


图6 放电脉冲及耦合干扰波形

Fig. 6 Waveform of discharging pulse and coupling interference

根据试样的电路设计,单片机通过锁存器锁存主、备份控制信号1路和2路电平,试验过程中1路和2路电平受放电脉冲干扰,产生了切换脉冲,导致继电器误操作。

分析图5放电脉冲及驱动电流信号的波形可知,放电脉冲发生后,驱动信号随即发生畸变,信号

异常的持续时间超过0.16 s。实际上,单次放电可能引起错误累计增长。统计的300次放电中,驱动电流异常情况共计47次,其中有37次错误累计增长,18次观察到了明显的电流异常,另外有36次观测到了状态参数异常,说明电流异常现象的发生与上述指标有着较高的相关性。

上述相关性表明,导致电流波形畸变、一次电源电流异常、通讯异常的原因可能相同。放电发生时刻,一次电源电流迅速变小并恢复,导致因素不可能是驱动器件损坏(驱动信号随后恢复正常)。较为可信的解释是由于控制单片机的复位芯片输出复位脉冲,导致单片机复位,复位后电流减小至100 mA。复位芯片的复位时间是160 ms,与试验中观测到的畸变时间一致。因此推测扰动过程如下,受到电流冲击后,单片机部分控制电路死机,无法正常控制电机(电机驱动电流畸变),也无法对看门狗芯片进行复位;160 ms后,单片机复位,复位后恢复正常,与试验中观测到的驱动电流波形恢复情况一致。ESD干扰发生后,单片机死机,无法进行串口通讯,因此通讯错误数增长。复位芯片MAX813没有收到单片机输出的复位脉冲,其复位功能启用,导致单片机复位,复位后单片机重新建立起与测试设备之间的通讯连接,因此错误累计没有持续累积增长。

虽然上述异常是可恢复的,但其对航天器带来的影响显而易见。通讯错误,单机反复重启,输出信号畸变失真,导致单机产品在一段时间内功能无法实现,可能会引起航天器异常,是航天器在轨可靠运行的重要威胁。

3 结语

空间ESD电缆耦合干扰单机级试验方法是评估单机ESD抗扰能力的重要手段,有着较为明显的优点,能够及早暴露单机ESD干扰薄弱环节,为空间ESD抗干扰设计提供验证手段。该试验方法的ESD应力水平可调,通过分析并采用步进应力的方法,可以将ESD干扰控制在适当水平,确保过试验不发生,避免单机在试验过程中损坏。通过合适量级的试验,可以分析归纳故障类型,在单机和器件层面确定隐患,为修改设计、提升单机可靠性水平提供依据。

参考文献:

[1] ECSS-E-20-06. Space Engineering—spacecraft Charging[S].
 [2] LEACH R D. Failures and Anomalies Attributed to Spacecraft Charging, NASA-RP-1375[R]. 1995.(余不详)
 [3] JEAN Pierre Catani. Electrostatic Discharges & Spacecraft Anomalies[C]// SCTC 7th. 2001:6—7.(余不详)

[4] MIL-STD-1541, Electromagnetic Compatibility Requirements for Space Systems[S].
 [5] ISO/DIS 14302, Space Systems—electromagnetic Compatibility Requirements[S].

(上接第15页)
 决方案等。

2) 针对能量型干扰的防护技术。能量型干扰是指电磁能量造成防空群侦测与指控系统信息损失,或系统性能损坏乃至出现硬件损伤的现象,它既可以是软损伤,也可以是硬损伤。能量型干扰的防护主要是对强电磁脉冲的防护,研究针对能量型干扰的射频前端敏感设备、单元、端口的防护技术是需解决的关键问题之一。射频端口是各类装备单体信号传输的“门户”。对强电磁脉冲给防空群雷达与指控系统射频端口造成的威胁,可利用瞬态抑制、滤波、高频宽带电路设计等技术,研制具有响应速度快、耐受功率大的射频端口强电磁脉冲防护模块,阻止外部强电磁脉冲信号进入系统内部,保护与射频端口连接的各种敏感电路或器件。

3) 研究系统级电磁效应综合评估模型。评估方法的科学性至关重要,评估方法应来源于实践,要根据实际系统的电磁特性、任务剖面、评估需求与目的等,与具体试验结合,确定的评估方法要能准确反映系统的电磁效应及防护性能水平。另一方面,评估方法应对系统电磁兼容及防护性能水平的提高具有指导意义。评估指标不仅要在装备论证、设计、验收时具有约束力,可提出、可分解、可考核、可验证,还要督促与指导电磁防护加固措施的改进与实施。

5 结语

信息化战争下,对防空群雷达与指控系统电磁

效应评估与防护关键技术开展专题研究,是当前亟待解决的重大课题之一,也是战场复杂电磁环境下指导防空群武器系统分配部署、评估防空群武器系统战斗力、提高防空群武器系统生存能力的重要手段和技术途径。相关研究理论、方法、技术和成果对未来一体化联合作战中,其他战斗群的电磁效应与防护技术研究也具有指导和借鉴意义。

参考文献:

[1] 王兴华. 空中战场复杂电磁环境分析[J]. 装备环境工程, 2009,6(2):93—97.
 [2] 刘帅,李智,周立新. 战场电磁环境复杂性内涵分析与研究[J]. 装备环境工程,2011,8(4):25—28.
 [3] 梁涛. 复杂电磁环境对活动目标侦察校射雷达的影响及对策[J]. 四川兵工学报,2010,32(9):84—86.
 [4] 王伟中,罗小明,王洪. 复杂电磁环境对雷达作战能力的影响及应对措施[J]. 四川兵工学报,2011,32(3):154—156.
 [5] 李维林,段静玄,赵复政. 复杂电磁环境对作战系统的影响及对抗策略[J]. 舰船电子工程,2010,30(5):179—181.
 [6] 余巍,王小念,张建科,等. 防空情报雷达反干扰能力综合分析和评估[J]. 雷达科学与技术,2012,10(1):17—20.
 [7] 陈平,沈鹏. 基于复杂电磁环境的雷达抗干扰效能评估[J]. 中国雷达,2010(2):1—4.
 [8] 王振全,欧阳中辉. 基于模糊综合评判的雷达抗干扰效能评估研究[J]. 舰船电子工程,2010,30(3):106—109.
 [9] 孙荣平,成本茂,郭龙. 复杂电磁环境下机载电子设备的电磁兼容仿真研究[J]. 装备环境工程,2012,9(2):27—30.