

小卫星综合测试供电安全性探索与实践

马文伟, 赵淑莉, 鄢婉娟, 王乐乐, 孟翔翼

(航天东方红卫星有限公司, 北京 100094)

摘要: 卫星综合测试供电安全贯穿于卫星的整个测试周期, 面对众多功能特性不同的单机, 避免因低层次问题引起用电设备发生故障, 一直是航天质量管控的工作重点; 为了实现提升小卫星综合测试供电安全的目的, 结合卫星研制过程中遇到的具体问题, 对常见的测试关键工序中的制约因素进行了归纳分析, 并且需要将这些限定条件落实到操作规范中; 对卫星母线电压建立方式和建立时间进行了研究, 采用了方阵模拟器外电升电及控制母线建立时间小于 300 ms, 可有效防止设备启动故障; 采用了蓄电池包的优化设计和配电器短路故障自检功能设计, 彻底解决了带电操作的安全性问题和卫星研制全周期防短路检测问题; 经过实际应用所述方法能够大幅度减少卫星在综合测试遇到的供电安全性问题, 满足卫星大批量生产和研制的工程应用需求, 为卫星供电安全设计提供参考。

关键词: 关键工序; 综合测试; 供电安全; 母线电压; 蓄电池包

Exploratory and Practice on Power Supply Security of Small Satellite Integrated Test

MA Wenwei, ZHAO Shuli, YAN Wanjuan, WANG Lele, Meng Xiangyi

(DFH Satellite Co., Ltd., Beijing 100094, China)

Abstract: Power supply security in satellite integrated test runs through the whole test period. It is a key work of space quality control to improve power security and avoid equipment failure caused by low-level problems. In order to improve the power supply security of the satellite integrated test, combined with typical trouble cases encountered in practice, some constraints on universal key processes are inductively analyzed in test, these conditions need to be implemented in the operating procedures, the voltage establishment mode and time of satellite bus are investigated, the output current of simulator is improved, and the bus voltage establishment time is less than 300 ms, which effectively prevent equipment startup failure. The design of battery package optimization and PDU short-circuit faults self-inspection is used to completely solve the safety of live line operation and self-inspection of power short circuit fault in the whole satellite development cycle. The practical application shows that above method can greatly reduce the security of power supply in the satellite integrated test, and meet the engineering needs of satellite mass production and development, it provides the reference for the satellite power security design.

Keywords: key process; integrated test; power supply security; bus voltage; battery package

0 引言

由于卫星的业务范围不断扩展, 覆盖海洋观测、对地遥感、立体测绘和空间科学试验等诸多领域, 因此星上单机种类众多, 用电特性差异较大, 整星测试环境与单机单独测试环境又略有不同, 导致卫星在地面测试中出现之前未曾遇到过的现象甚至是引发故障。通过深入分析, 导致这些现象或故障的产生涉及因素很多, 主要有星上设备与地面设备间的接口不匹配^[1]、星上设备正常加电测试流程不规范^[2]、整星条件下的地线干扰等^[3-4]。因此有必要在卫星综合测试供电安全性方面开展相关的研究, 需要在综合测试和总装操作中建立统一的规范, 甚至要求供配电单机在设计阶段需要具备防短路设计和检测功能, 满足小卫星在将来大批量投产、研制周期短、生产效率高的趋势。

本文是以卫星在工程研制过程中实际出现的问题为导向, 总结了近些年来小卫星在综合测试供电安全方面的改进措施和实践成果。首先介绍了常规的测试关键工序, 归纳分析了不同的单机在特定的测试阶段对测试流程的制约条件; 其次从母线电压建立方式的更改和建立时间的优化方面描述了与内电启动相比外电加电对卫星供电安全的影响, 通过合理控制母线电压建立时间有效避免了单机在加电启动时的异常现象发生; 然后从蓄电池包设计和配电器短路故障自检功能设计论述了卫星在防蓄电池功率电缆误插及检测功率通路短路故障方面取得的最新成果, 通过与传统方式的比较和实际应用效果, 说明该两种设计具有很大的工程应用价值, 提升了卫星的供电安全能力, 为本行业技术人员提供参考。

收稿日期: 2022-07-26; 修回日期: 2022-08-30。

作者简介: 马文伟(1986-), 男, 山西怀仁人, 硕士研究生, 高级工程师, 主要从事卫星供配电总体设计方向的研究。

引用格式: 马文伟, 赵淑莉, 鄢婉娟, 等. 小卫星综合测试供电安全性探索与实践[J]. 计算机测量与控制, 2023, 31(3): 29-35.

1 关键工序控制

卫星综合测试过程中, 为确保星上设备的供电安全, 尤其是星上单机众多且性能差异较大, 必然会有一些互为制约因素, 因此需要测试人员对测试流程提前谋划, 制定详细的关键工序和控制措施^[2,5-6]。常见的相互制约的因素主要有:

1) 加电顺序制约。如某些大功率设备, 为防止浪涌电流对供电开关继电器造成损伤, 在单机加电前必须先接通浪涌电流抑制电路, 间隔几秒后, 再接通设备供电开关, 断开浪涌电流抑制电路;

2) 设备配置制约。例如固态存储器不允许主备份同时开机, 否则后级的数据交叉处理接口会出现异常; 很多下位机一旦主备份同时工作, 都会应答整星 CAN 总线上的通讯, 对 CAN 总线上的遥测数据和遥控指令形成干扰;

3) 绝对禁止制约。例如电源控制器中的分流管断开指令是为了防止在轨分流管发生短路失效损失某一级太阳阵电流而设置的, 地面测试时必须在内电下发送, 绝对禁止在外电下进行测试, 否则会造成母线电压升高、星上设备损坏;

4) 开机温度制约。例如红外相机对开机温度有明确要求, 一般都会配有制冷机对其进行制冷, 一般要等待其温度为 80 开氏度时信噪比最小, 成像效果最佳;

5) 测试环境制约。考虑在轨环境和地面环境的差异, 比如推力器催化床温度过高会发生氧化, 应使用地面设备对其所在区域进行降温; 再比如帆板驱动机构在地面测试时要求方阵模拟器半功率输出, 防止功率环发生氧化;

6) 使用寿命制约。有些设备的使用次数受限, 比如脱插插头、大功率继电器均有使用寿命。因此需要记录脱插插接的使用次数以及大功率继电器应避免频繁接通/断开。

7) 运行时间限制。例如姿态控制设备二浮陀螺, 加电约 10 min 后油温会保持在 50℃, 此时才能输出稳定的角速度, 否则影响姿态控制效果。

在卫星综合测试过程中, 必须对这些互为制约因素的接口进行充分考虑及安全控制, 并且将这些限定条件落实到不同阶段的测试细则中。一旦操作不当, 就会影响测试工作的顺利进行, 甚至诱发设备故障。

2 母线电压的建立方式

常见的整星供电状态分为内电、外电和联合供电 3 种状态, 具体定义如下。

1) 系统供电: 由蓄电池和太阳方阵 (或方阵模拟器, solar array simulator, SAS) 组成系统为整星供电;

2) 内电: 由蓄电池单独输出为整星供电;

3) 外电: 由太阳方阵 (或方阵模拟器) 单独输出为整星供电;

4) 联合供电: 由蓄电池和太阳方阵 (或方阵模拟器) 同时输出为整星供电。

小卫星在初始测试时, 一般多在内电下启动, 卫星的

供电原理见图 1 所示。具体操作步骤为通过地面设备发送指令, 将蓄电池放电开关接通, 再合上空气开关。这样操作的好处是, 蓄电池放电开关继电器在无电流通过的条件下接通, 避免了浪涌电流对放电开关继电器功率触点的损伤, 而供电瞬间浪涌电流由空气开关来承受。卫星由蓄电池内电启动建立母线电压的波形见图 2 所示。

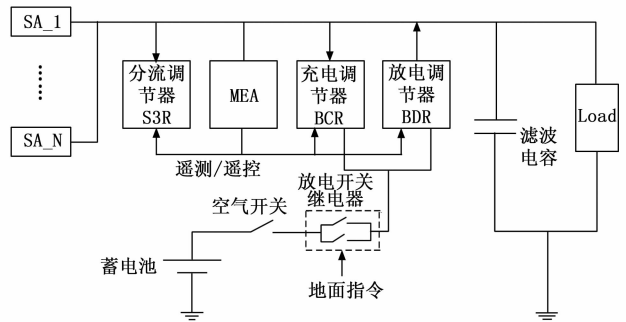


图 1 卫星的供电原理框图

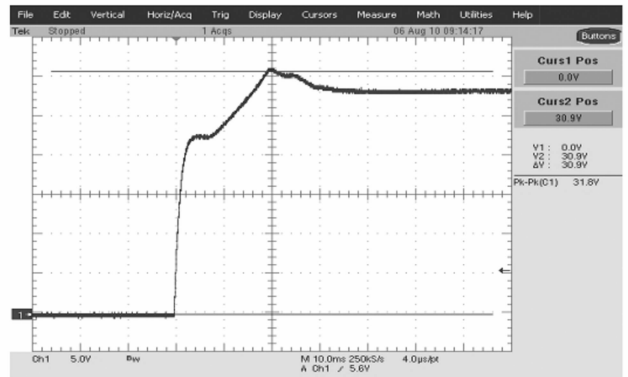


图 2 内电启动波形

然而, 一旦卫星负载端或供电电缆出现短路等安全隐患时, 空气开关过电容量选择不当就起不到保护作用, 蓄电池会大电流放电, 烧毁用电设备, 几乎没有时间进行处置; 同时, 若空气开关发生误动作, 在内电状态下会导致卫星断电, 某型号在做热真空试验时, 曾经发生过因为空气开关误动作而导致卫星断电的事故。因此将母线电压建立方式由蓄电池内电建立改为方阵模拟器外电建立, 同时蓄电池供电输出去掉空气开关。

卫星使用外电即方阵模拟器加电的优点为:

1) 从蓄电池供电回路状态上看, 调整后技术状态简化, 供电回路减少了一个环节, 排除由于串联空气开关引发的供电安全事故发生的可能。同时由于卫星功率不断增大, 空气开关起不到保险作用, 只能起到承受蓄电池接入瞬间浪涌电流的作用;

2) 受限于升压调节器对输入电压的要求, 蓄电池的电压必须在 21 V 以上, 才可以承受整星内电启动的功率需求。使用外电加电, 不需要蓄电池耗电, 因此蓄电池的荷电状态不影响整星加电, 可以减少测试前为蓄电池单独充

电的环节, 简化整星测试流程;

3) 利用方阵模拟器的输出电流特性能够起到限流保护作用。若星上设备或输电电缆存在短路, 方阵模拟器本身具备限流功能, 会按照设置的短路电流输出, 使得故障不会扩散, 避免其他设备受到二次损害。

文献 [7-9] 对卫星地面供配电测试系统的组成和通用化设计进行了详细的描述。使用方阵模拟器为卫星加电时, 先设置方阵模拟器的供电曲线, 设置的参数包括工作点电压、工作点电流、开路电压、短路电流。一般将方阵模拟器设置以小电流如每个分阵 1 A 输出, 当星上设备加电工作正常后, 再根据整星负载的大小调整方阵模拟器输出。因此整星在方阵模拟器升电后, 应重点关注地面有线测量参数和遥测参数状态, 确认无误后, 再接通蓄电池放电开关, 调整方阵模拟器的供电曲线。卫星由方阵模拟器升电启动建立母线电压的波形见图 3 所示。

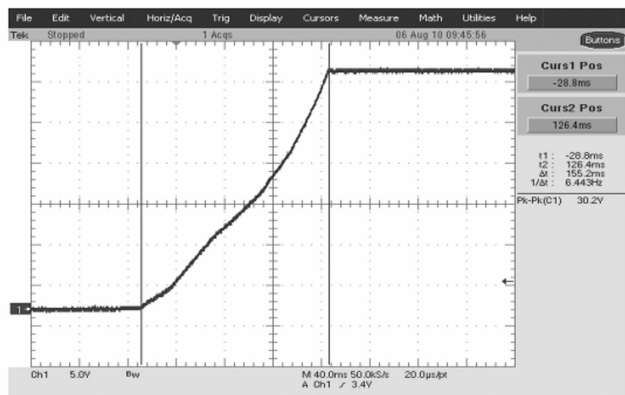


图 3 外电启动波形

比较图 2 和图 3 可以看出, 内电启动时母线电压会产生正向超调, 母线电压建立时间约 30 ms。外电启动时母线电压的超调较小, 但是母线电压建立时间约为 150 ms。外电启动时母线电压的建立时间与方阵模拟器的输出曲线选择、供电电缆的长短等因素有关, 因此对于不同的母线电压等级的卫星或卫星在不同的测试环境时, 外电启动时的母线电压建立时间会存在差异。

3 母线电压的建立时间

卫星在地面测试时需要经历工厂测试、EMC 试验、热试验、磁试验等大型试验, 在不同的试验场地所用的方阵模拟器的供电电缆长度不同, 若使用相同的 SAS 供电曲线必然导致卫星母线电压的建立时间也不同^[10]。

文献 [11] 对航天器地面方阵模拟器供电和发射时的长线供电、负载匹配和电源响应等问题进行了详细论述, 必须考虑长线供电电缆的阻抗、衰减、延时等特性, 否则将造成 SAS 的远端电压采样信号失真和变形, 影响 SAS 的控制和 SAS 的瞬态响应。文献 [12] 对上电时间问题引发的故障进行了归纳说明, 由于母线建立时间较长, 会引起 1) 短期功率供给不足致使有的单机工作在欠压状态引起异常; 2) 由于各电路开机时序与设计不符造成单机工作异常。二

者说明母线电压的建立时间对卫星设备的影响应当予以重视。

在某些小卫星型号的地面整星测试中, 母线电压从 0→30 V 建立的时间约为 400 ms, 如图 4 所示。由于一次母线建立缓慢造成星上部分用电设备启动异常的现象偶有发生, 如表 1 所示。

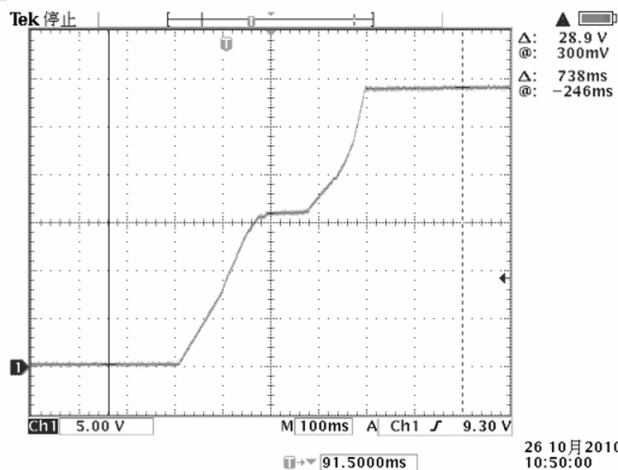


图 4 母线电压启动时间约 400 ms

表 1 母线建立过缓对设备启动影响统计表

序号	母线建立时间	现象
某型号 1	580 ms	星务主机自主切机
	321 ms	设备正常工作
某型号 2	400 ms	CAN 总线通信异常
	310 ms	设备正常工作
某型号 3	420 ms	星务中心计算机上电蜂鸣
	305 ms	设备正常工作

通过分析, 排除了设备自身的软硬件故障, 由于整星测试时一次母线建立时间过缓, 与设备供电输入特性相冲突, 设备内部的二次电源发生振荡, 造成设备启动异常。测试时需要提高方阵模拟器的输出电流, 将母线电压建立时间控制在 300 ms 内, 如图 5 所示 (蓝色线为母线电压), 方阵模拟器上电后母线电压建立的时间小于 300 ms, 各负载设备均可正常工作。

以卫星母线电压为 30 ± 1 V 为例, 针对不同长度的供电电缆, 依据实际测试结果, 初始加电的方阵模拟器设置见下, 可以保证方阵模拟器输出至母线电压建立的时间小于 300 ms。

- 1) 单根 10 m 延长电缆, 1.5 A 曲线 (1.5 A/33 V || 1.65 A/36 V) 升电;
- 2) 单根 70 m 延长电缆, 2.0 A 曲线 (2.0 A/37 V || 2.20 A/40 V) 升电;
- 3) 两根 70 m 延长电缆并联, 1.7 A 曲线 (1.7 A/35.5 V || 1.9 A/38.5 V) 升电;

目前多颗卫星在地面测试时, 通过调整方阵模拟器的

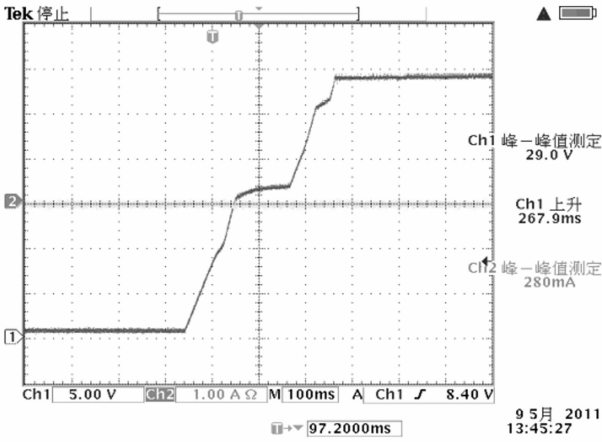


图 5 母线电压启动时间约 300 ms

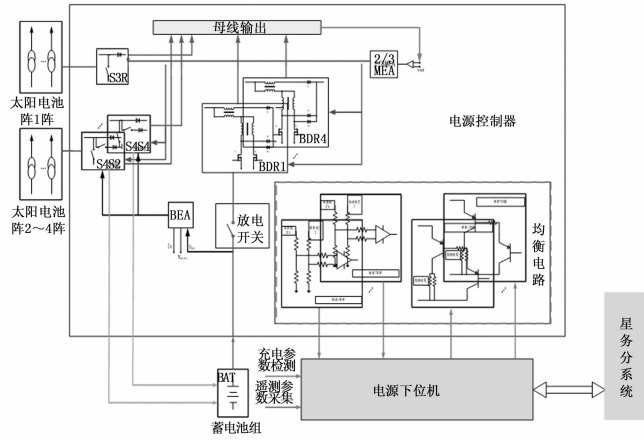


图 6 采用传统蓄电池的电源分系统示意图

输出均能保证母线电压建立时间在 300 ms 以内，杜绝表 1 所述的用电设备异常的现象发生。

4 蓄电池包设计

随着对卫星长寿命、高可靠性的需求越来越高，现有卫星均使用锂离子蓄电池作为储能部件。在卫星总装实施过程中，不可避免地存在对蓄电池进行带电操作，包括蓄电池功率电缆插拔、电池运输及存储等。近年来，多个在研型号发生过因蓄电池功率电缆带电插拔或误插导致星上产品损坏的情况。为彻底解决锂离子蓄电池带电操作存在的一系列安全隐患，必须从设计源头出发，提出“蓄电池包”的设计方案^[13]。

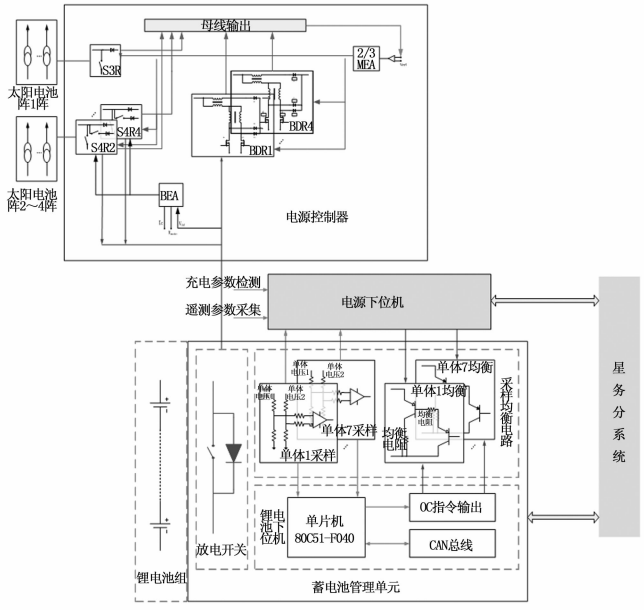


图 7 采用蓄电池包的电源分系统示意图

图 6 和图 7 分别为采用传统蓄电池和蓄电池包的电源分系统示意图，从图 6 和图 7 比对中可以看出，锂离子蓄电池管理单元包括蓄电池单体电压及整组电压采样电路、均衡执行电路、管理单元下位机电路、二次电源电路、放电开关输出开关、火工品母线输出开关及控制电路等。蓄电池包的组成和功能示意图如图 8 所示，将管理单元和原储能单元进行统一设计，提高了产品本质安全性。每次测试结束后通过正确控制放电开关、火工品母线开关的通断状态，确保后续型号使用的锂离子蓄电池的对外接口在电缆插拔、运输、存储等使用环节均不带电输出，确保设备和人员的安全。

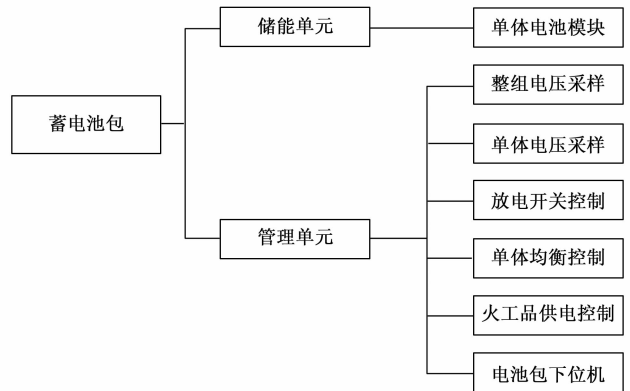


图 8 蓄电池包的组成和功能示意图

在蓄电池包管理单元内配置工业级芯片 80C51F040 对蓄电池进行管理，主要功能为完成蓄电池单体遥测参数的采集、蓄电池均衡控制功能；作为整星 CAN 总线接点，完成与星务计算机的通信，接收 CAN 总线相关的遥控指令并执行。电池包下位机电路使用 +5 V 和 +3.3 V 两种电压，每路电压均通过具有限流保护的线性稳压器 MAX882 进行隔离保护。+12 V 经过稳压器 LM117 调节输出 5.5 V，再经过 MAX882 输出 +3.3 V，分别见图 9 和图 10 所示。

电池包下位机的遥测电路包含模拟量和状态量遥测信号。模拟量遥测由 CPU 芯片内部的多路模拟开关和 AD 转换器组成。C8051F040 内部有模拟量采集子系统 ADC0。

ADC0 子系统包括一个 9 通道的可编程模拟多路选择器 (AMUX0)，一个可编程增益放大器 (PGA0) 和一个 100 ksps、12 位分辨率 ADC，集成了跟踪保持电路和可编

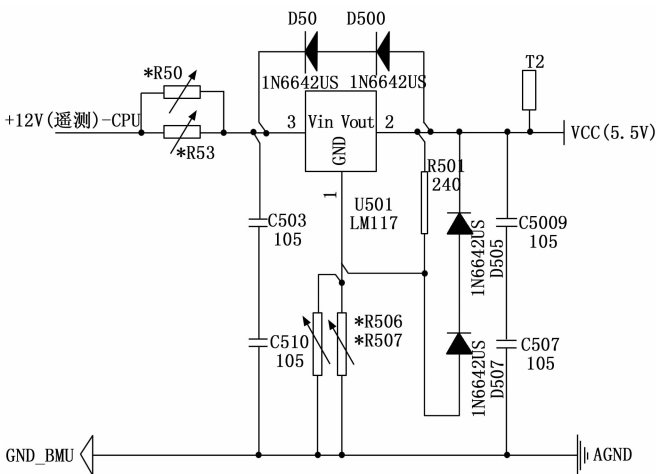


图 9 +12 V 转 5.5 V 供电电路

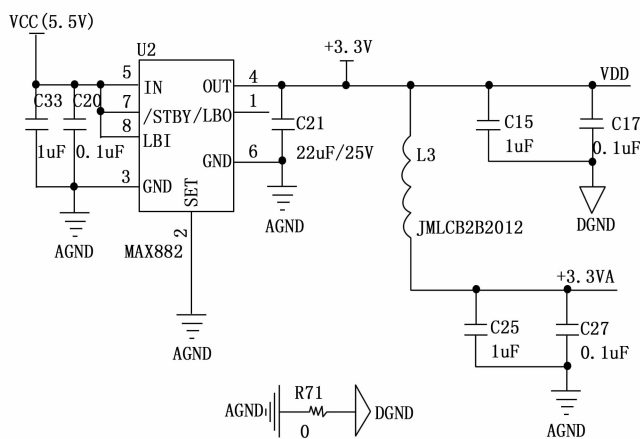


图 10 +5.5 V 转 +3.3 V 供电电路

程窗口检测器。ADC0 中的模拟多路选择器、可编程增益放大器及数据转换方式都可用软件通过特殊功能寄存器来控制。模拟量和状态量采集电路分别如图 11 所示。

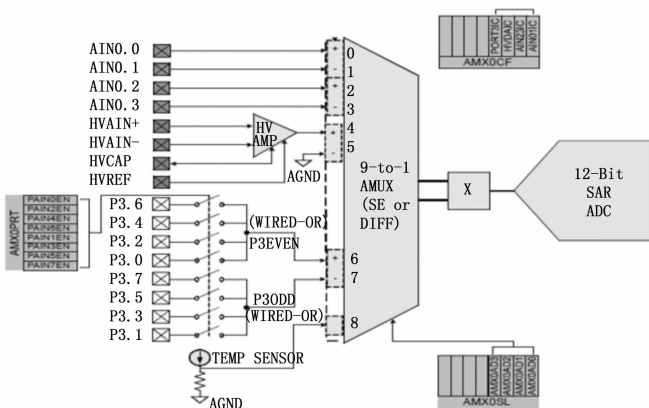


图 11 CPU 内部模拟量采集电路 ADC0

单体电压采样电路将电压信号分别送给电池包下位机和电源控制器的模拟量输入通道, 软件依据均衡程序对蓄电池单体进行均衡控制, 因此需在硬件上进行隔离、软件

上进行主备份设置。电压采样电路使用 TI 公司的运放集成电路 AD620 进行控制变换, 芯片输入电流小于 $1 \mu\text{A}$, 主要用于蓄电池电压采样和单体电压采样^[14]。输入至电源控制器的采样电路和输入至管理单元的采样电路在硬件上进行隔离, 确保了电路的稳定与可靠。采样电路原理如图 12 所示。

单体采样电路经过采集电路将整组和单体电池电压变换至 0~5 V, 对外没有危害。在卫星每次测试结束后, 通过发送指令将蓄电池放电开关、火工品母线开关设置为断开状态, 确保在总装操作时接插件对外没有电能输出, 彻底解决了蓄电池带电插拔或误插打火的安全问题。

目前, 蓄电池包已在多个在研型号上推广使用, 杜绝了蓄电池打火烧毁设备的现象发生, 也保证了操作人员的人身安全。同时在卫星状态确认过程中, 节省了设计师和总装操作人员的时间和精力, 极大地提高了工作效率。

5 配电器短路故障自检功能

鉴于供配电系统对卫星能否在轨安全可靠运行的重要性, 供配电故障诊断技术也越来越受到关注, 但都是通过供配电系统在不同的工作模式下的参数进行综合判断^[15-16]。文献 [17] 提出基于定性模型的电源系统故障诊断技术, 通过分析供电分系统的结构特点和构建原理, 明确每个模型中组件的输入输出关系、组件间的约束关系和故障模式的种类等, 人为构造组件功能异常来验证模型的正确性。文献 [18] 建立了电源分系统中各个部件在正常状态下的 Simulink 仿真模型, 并给出了各个输出量的特征值, 通过阈值特征和关联关系特征, 并以太阳能电池阵展开故障和蓄电池性能衰退故障为例, 实现了基于这两个特征的故障诊断。以上所述的诊断方法均是在供配电系统正常工作以后通过假想故障进行故障诊断, 且需要借助地面软件进行识别, 并未对常见的短路故障进行提前预判。

卫星常规的供电链路短路检测方法主要有以下两种。方法 1: 利用星表插头检测^[19]。将卫星各供电分区的正线和负线引出至星表检测插头。卫星加电前, 使用万用表测量各供电分区的阻抗, 判断各分区是否存在短路故障。方法 2: 利用转接盒检测。在星上设备首次加电前, 利用转接盒对设备的供电电缆进行接口检测, 判断是否存在短路问题。

目前东方红公司研制的小卫星采用了一种供电开关接通前可检测短路故障的电路设计, 可有效防止卫星用电设备端及其供电电缆引起的母线短路故障发生^[20]。配电器短路故障自检功能控制电路见图 13 所示。具体实现方式是, 在配电器上电后, 下位机自动发送指令“自检电路接通”, 接通继电器 B1, 这样在继电器的常闭触点 B2 施加小电压 1.7 V, 下位机采集用电设备端是否有电压; 如果该电压值大于告警阈值, 说明用电设备和电缆均无短路故障, 对应的遥测供电分区短路状态遥测参数置“0—正常”, 下位机自动发送指令“自检电路断开”, 断开 1.7 V 分区自检电源, 供电分区自检结束。否则说明供电分区或电缆存在短路点, 将相应供电分区短路状态遥测参数置“1—异常”, 此时卫

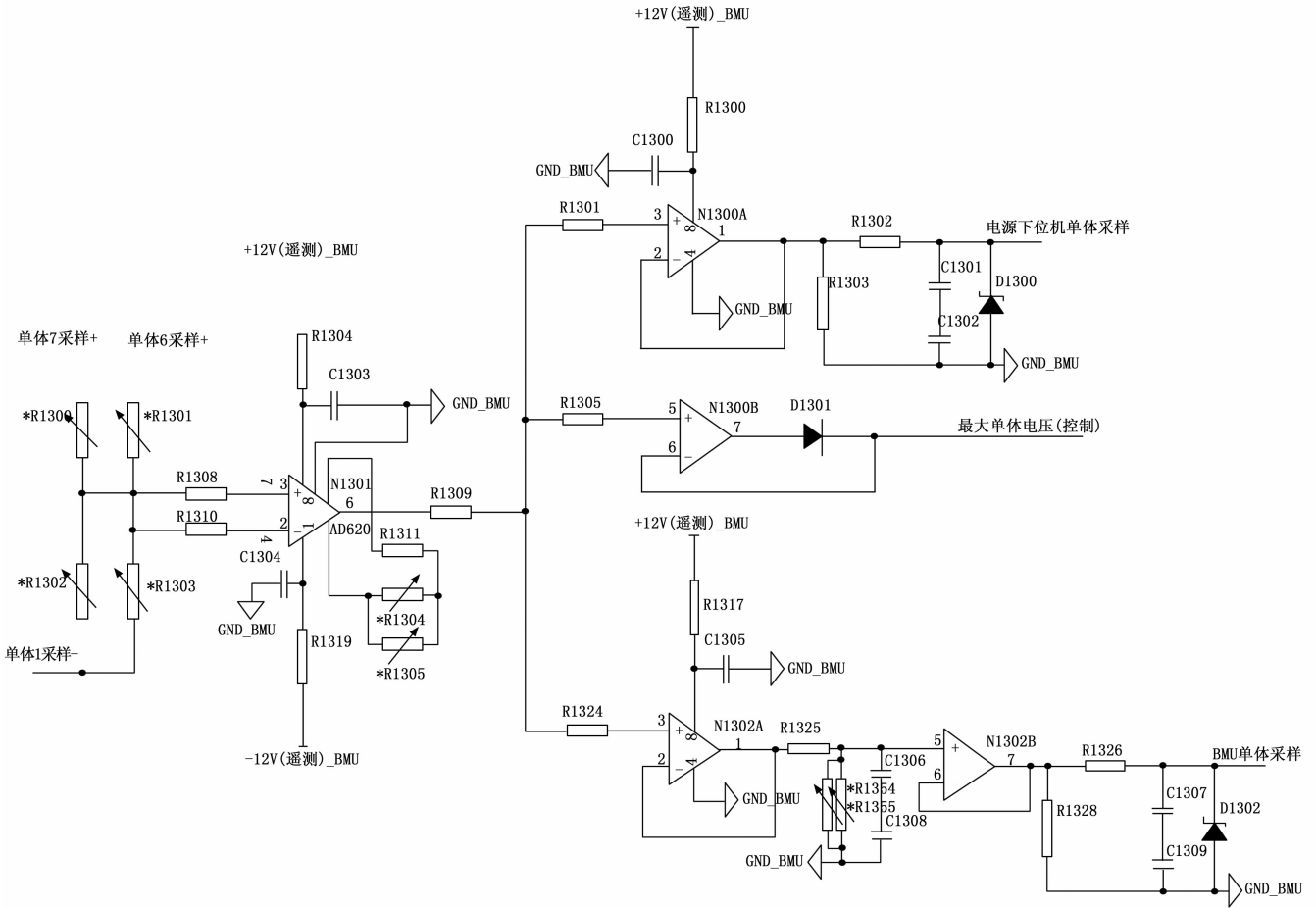


图 12 单体电压采样电路原理图

星断电尽快排查短路故障。待解决问题后，再重新加电测试。针对不同的供电分区，自检电压 1.7 V 可以共用，每一个供电分区有各自独立的短路状态遥测参数送给配电器下位机便于故障排查。

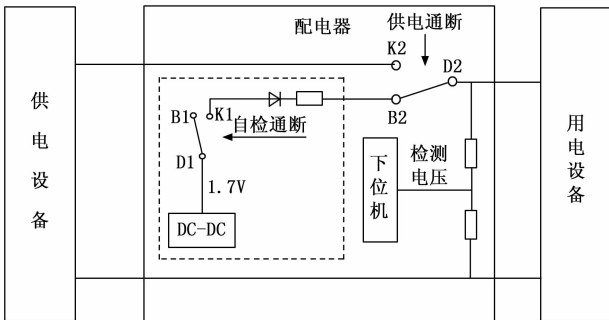


图 13 加电自检功能控制电路

3 种供电短路检测方法比较见表 2 所示，可以看出不同的检测方法各有优势，卫星在设计初期可根据实际情况进行优选。然而配电器短路检测能够覆盖卫星研制的各个阶段。卫星加电后通过遥测即可判断供电分区是否存在短路，若存在则断电处理问题，若不存在短路继续进行测试，极大地提高了测试效率。

表 2 3 种供电短路检测方法比较

方法	技术可行性	缺点	可操作性
星表插头检测	配电器需设计保护电阻，增加电缆将配电器插头和星表检测插头连接。	配电设备和星表检测插头均须有空余的接点可用于短路检测点	使用万用表测量阻抗，方法简单可靠。
转接盒检测	在转接盒上按照约定的接点对供电电缆进行阻抗测量。	(1) 只能检测供电电缆，无法检测设备内部的短路故障。(2) 只适用于单机首次加电，后续总装过程中造成的电缆表皮破损等问题无法检测。(3) 只能在卫星开板状态下测试。	需将转接盒串接入星上电缆，可操作性差。
配电器短路检测	该方法能够覆盖卫星研制和运行全周期，配电器硬件设计需要增加检测用的小电压变换和控制电路，软件设计需要增加控制时序，遥测参数占用星上遥测资源约 1 个字节。	需从产品 PCB 设计、遥测资源等方面综合考虑。由于占用星上资源较少，一般而言均能满足更改要求。	卫星加电后，通过判读遥测来判断各供电分支是否存在短路，方法简单可靠，不需单独测量。

6 结束语

由于小卫星具有单机功能密度高、研制周期短和批量化生产研制等特点，在地面综合测试阶段由供电安全引起

的问题屡见不鲜。本文总结了近年来小卫星在地面综合测试供电安全方面的改进措施和取得的成果,分别从测试关键工序、母线电压建立方式和建立时间、蓄电池包的优化设计和配电器短路故障自检功能5个方面详细论述了这些改进措施的由来,通过实际应用验证了最终效果,有效降低了卫星在总装和测试阶段的安全隐患,提高了综合测试的供电安全性,具有很大的工程应用价值,本行业技术人员可根据自身实际进行借鉴。

参考文献:

- [1] 李立,郝东卿. 卫星供配电测试设备信号调理技术[J]. 测控技术, 2015, 34(7): 55-58.
- [2] 王建军,陈逢田. 小卫星综合测试中的接口安全控制[J]. 航天器环境工程, 2011, 28(4): 367-371.
- [3] 程小苟,王益军. 卫星接地方式的分析与思考[J]. 航天控制, 2011, 29(5): 30-34.
- [4] 王建军,陈逢田,李培华. 航天器综合测试中的接地技术研究[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(2): 246-271.
- [5] 阎梅芝,李立,章雷,等. 环境减灾-1A、1B卫星供配电测试系统设计[J]. 航天器工程, 2010, 19(2): 113-120.
- [6] 张金祥,曹喜滨,林晓辉,等. 小卫星的安全性及可靠性设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2001, 33(6): 812-815.
- [7] 李立,王庆成. 卫星供配电测试设备接口设计技术[J]. 航天器工程, 2002, 11(1): 319-325.
- [8] 王建军,马楠,李立. 卫星星座地面供配电测试系统研制[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(3): 346-350.
- [9] 李敬博,洪雷,马楠. 卫星通用供配电测试系统的设计方法[C]//中国宇航学会先进小卫星技术与应用专业委员会第一届学术交流会暨第四届小卫星技术交流会, 2017: 448-454.
- [10] 王乐乐,刘元默,苏蛟,等. 太阳方阵模拟器快速建立母线方法研究[J]. 航天标准化, 2015, 3: 6-9.
- [11] 韩振森,王朴,李凌云. 卫星长线缆供电设备的研究与制造[C]//第九届中国宇航学会空间能源学术年会论文集, 上海:中国宇航学会, 2005: 384-392.
- [12] 钱威,张国勇,董房,等. 上电时间对卫星单机设计的影响分析[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(1): 82-85.
- [13] 彭建,鄢婉娟,刘元默,等. 小卫星供配电技术发展展望[J]. 小卫星技术与应用, 2021, 3: 75-88.
- [14] 王磊. 小卫星电源控制与配电单元的研制[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2016.
- [15] 谭春林,胡太彬,王大鹏,等. 国外航天器在轨故障统计与分析[J]. 航天器工程, 2011, 20(4): 130-136.
- [16] 单长胜,李于衡,王荔斌. 在轨卫星异常报警和故障诊断方法研究[J]. 飞行器测控学报, 2011, 30(3): 6-10.
- [17] 崔子谦. 基于定性模型的卫星电源系统故障诊断方法的研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2007.
- [18] 刘丽霞. 卫星电源系统的故障仿真及诊断[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2015.
- [19] 刘小龙. 卫星供配电测试系统的研制[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2012.
- [20] 江国强,鄢婉娟,王文涛. 小卫星供电线路短路检测方法研究及实现[J]. 质量与可靠性, 2017(4): 25-27.
- [5] JUNAID F, BANDARA P. Twin optical sensor based instrument for the measurement of weft velocity in air-jet weaving[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2013, 189(15): 151-160.
- [6] 刘建宝,李平. 织物纬斜检测图像光不均匀的矫正方法[J]. 华侨大学学报(自然科学版), 2020, 41(3): 388-393.
- [7] 董燕,刘洲峰,吕云鹏. 一种纬斜检测的改进投影映射算法及其硬件实现[J]. 计算机测量与控制, 2013, 21(5): 1294-1296.
- [8] 刘建宝,李平,金福江,等. 多辊型整纬器改进方案及其实践[J]. 纺织学报, 2020, 41(6): 153-160.
- [9] 董冲. 基于机器视觉的整纬机控制系统研究[D]. 常州:常州大学, 2021.
- [10] 董燕,朱永胜,张晓慧. DFT及多投影分析的织物纬斜检测方法研究[J]. 计算机仿真, 2013, 30(8): 393-397.
- [11] 王蕾,厉征鑫,刘建立,等. FFT和Hough变换在织物纹理方向检测上的应用[J]. 计算机工程与应用, 2014(18): 39-43.
- [12] 刘建宝,李平. 面向摄像整纬器的织物纬斜检测方法[J]. 华侨大学学报(自然科学版), 2020, 41(1): 96-102.
- [13] 楼越升,祝成炎,郭振荣,等. 基于离散傅里叶变换的织物纹理信息在线检测[J]. 东华大学学报, 2016, 42(5): 732-738.
- [14] 李绪平,张佳翔,杨海龙,等. 基于新型蝶形单元结构人工表面等离子体激元低通陷滤波器的设计[J]. 电子与信息学报, 2022, 44(4): 1327-1335.
- [15] 侯北平,张晓刚,朱文,等. 基于频域滤波的电缆线芯图像纹理消除研究[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(11): 210-219.
- [16] 罗春. 基于机器视觉的织物纬密度测量方法研究[D]. 镇江:江苏大学, 2013.
- [17] 孙国栋,林松,艾成汉,等. 基于灰度共生矩阵与反向投影的织物疵点检测[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(7): 65-67.
- [18] ZHANG K, ZHANG Y, WANG P, et al. An improved Sobel edge algorithm and FPGA implementation[J]. Procedia Computer Science, 2018, 131(4): 243-248.
- [19] 刘源,夏春蕾. 一种基于Sobel算子的带钢表面缺陷图像边缘检测算法[J]. 电子测量技术, 2021, 44(3): 138-143.
- [20] 代少升,肖佳伟,熊昆,等. 基于机器视觉的车道线精确检测算法[J]. 光电技术及其应, 2021, 42(6): 40-46.
- [21] 王奇锴,潘如如,高卫东,等. 基于图像处理的牛仔织物纬斜检测方法[J]. 棉纺织技术, 2020, 48(6): 31-35.
- [22] 金守峰. 面向机器视觉的织物纬斜检测方法[J]. 天津工业大学学报, 2011, 30(2): 40-42.
- [23] 马浩越,刘景郁,杨炜. 车载GigE Vision实时前方车辆碰撞预警系统设计[J]. 中国科技论文, 2018, 13(5): 1120-1126.