

嫦娥四号中继星供配电分系统可靠性设计与验证

姚雨迎¹, 焦宇晟², 颀 萌¹

(1. 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094; 2. 上海空间电源研究所, 上海 200245)

摘要: 针对嫦娥四号中继星的轨道特点、在轨工作模式和任务要求, 供配电分系统采用半调节母线拓扑结构和电源调节与配电控制一体化的方案实现了集成化、轻量化设计需求。重点识别了供配电分系统可靠性设计的关键要素, 从供电可靠性、能源安全性和在轨能源管理等方面进行分析和设计, 并进行了充分的地面专项验证试验。通过在轨多种工况考核和遥测数据分析可知, 供配电分系统工作正常, 满足设计要求。

关键词: 嫦娥四号; 中继星; 供配电; 可靠性

中图分类号: V442

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 04-0009-06

Reliability Design Verification for Power Supply System of CE-4 Relay Satellite

YAO Yuying¹, JIAO Yusheng², XIE Meng¹

(1. DFH Satellite Co. Ltd, Beijing 100094, China;

2. Shanghai Institute of Space Power-Sources, Shanghai 200245, China)

Abstract: For the orbit features, mission demands and operating modes of CE-4 relay satellite, an integrated and lightweight power supply system is needed. A half-regulated power bus is prior to full-regulated power bus. For reliability of power supply, key design factors such as power supply and control reliability, power safe and on-orbit power management are recognized and implemented. All of the factors are analyzed in this paper, and sufficient effective testing items are finished in ground. Power supply system works well in every operating mode by screening the remote data. All reliable measures are verified correctly and meet the mission demands of the of CE-4 relay satellite.

Key words: CE-4; Relay satellite; Power-supply system; Reliability

0 引言

嫦娥四号中继星运行于地月 L2 平动点的 Halo 轨道, 通过中继通信系统提供着陆器和巡视器在落月和月面工作期间的测控支持, 实现将位于月球背面的着陆器和巡视器获取的科学数据传回地球^[1]。受一箭多星运载质量约束, 中继星采

用东方红卫星公司 CAST100 小卫星平台。供配电分系统由太阳电池阵、蓄电池组、电源调控器和低频电缆网组成^[2]。其中, 电源调控器将太阳电池阵分流控制、蓄电池组充放电控制、负载配电和火工品供电控制、电源下位机等功能进行一体化集成化设计, 不仅有效减少结构质量占比, 实现一次电源供电模块与配电模块之间功率的高

收稿日期: 2019-04-06; 修订日期: 2019-05-08

基金项目: 载人航天预先研究项目 (050403)

作者简介: 姚雨迎 (1980-), 女, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为小卫星供配电总体设计。

E-mail: yaoyyliang@163.com

效传输，而且采用一台下位机即可同时完成充放电管理、供配电控制和能源策略实施等功能。

1 任务特点分析

鉴于中继星任务的特殊性，供配电分系统设计中需要考虑以下特点及需求。

(1) 质量小，功率大

嫦娥四号中继星基于 CAST100 平台研制，整星质量约 433kg，长期功耗约 750W，供配电分系统质量<23kg（不含电缆网）。与基线型号需求相比，在分系统质量减少约 10%的情况下，整星功耗增加 30%~40%。

(2) 在轨温度变化大

与近地遥感卫星不同，中继星的运行轨道在全寿命周期中连续两次阴影最小时间≥29d，因此在分系统设计中，对太阳能电池阵的存储温度、工作温度、电源调控器的低温工作性能及蓄电池组的低温放电性能的要求更严酷。

(3) 在轨工作模式

根据任务要求，中继星需要为嫦娥四号巡视器和着陆器保障全天时的实时中继通信，整星在轨任务期间供配电分系统长期输出最大功率。中继星轨道长期受照，蓄电池组放电少，需制定合理的长光照存储维护机制。

2 供配电分系统设计

中继星供配电分系统的设计原理如图 1 所示，分系统的配置如表 1 所示。为适应中继星小型化、轻量化的设计要求，结合卫星以长光照期为主的工作模式，采用半调节形式的一次母线设计方案。该方案电路拓扑结构简单，无放电调节器，充放电效率高。太阳能电池阵通过 S4R 电路调节供电，同时为蓄电池组充电^[3-5]。MEA（主误差放大器）为 S4R 电路提供维持一次母线稳定的控制信号，BEA（蓄电池误差放大器）为蓄电池组充电提供控制信号。蓄电池组输出功率经过放电开关和隔离二极管后直接为负载供电。

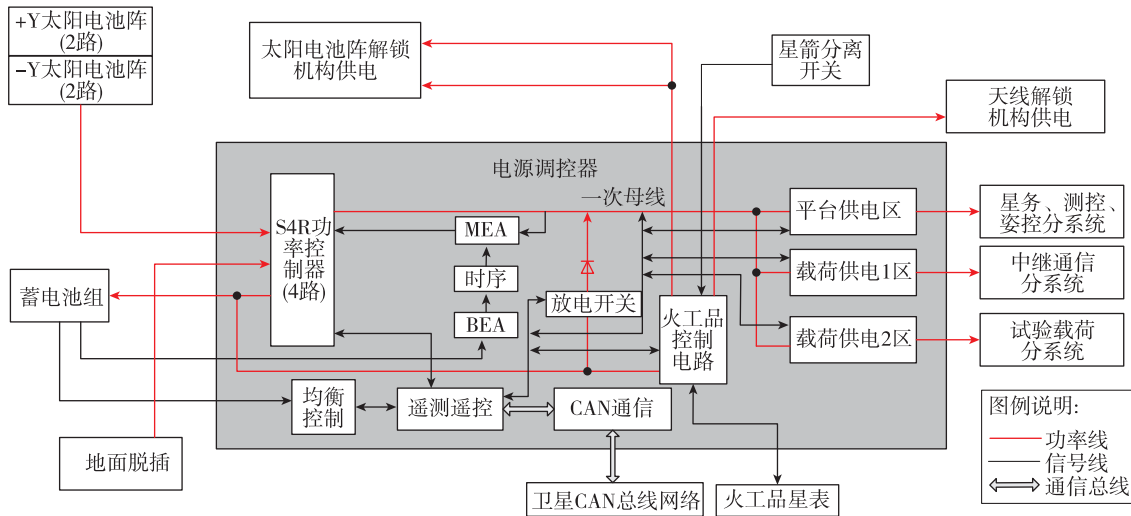


图 1 供配电分系统设计原理框图

Fig. 1 Schematic diagram of power supply and control system

表 1 中继星供配电分系统的配置

Tab. 1 Configuration of power supply and control system

序号	分系统设备	配置参数
1	太阳能电池阵	+Y翼、-Y翼各包含2个分阵，单阵面积1110mm×850mm，选用平均转换效率为≥30%的三结砷化镓太阳能电池片
2	蓄电池组	容量45Ah，由7个45Ah单体串联组成，采用高比能量的镍钴铝（NCA）材料锂离子蓄电池
3	电源调控器（PCDU）	包括S4R充电分流控制模块、均衡与遥测模块、电源下位机模块和配电与火工品控制模块等
4	低频电缆网	包括低频信号电缆、火工品星表连接器及短路插头、地面测试星表连接器、火箭分离开关、脱插连接器等

整星采用单母线配置和分散供电体制，一次母线通过电缆网向整星各分系统电子设备供电。一次母线分3个长期供电区：直通供电区（星务、测控、控制）、载荷1区供电（中继通信功放、调制器等）和载荷2区供电（科学载荷、相机等）。中继星有两路短期供电：太阳翼解锁火工品供电和天线解锁火工品供电，火工品母线由蓄电池组直接提供，不经过放电开关。

3 供配电分系统可靠性设计

由于中继星的使命轨道处于深空，低温可达 -200°C 以下，舱外环境条件较低轨卫星更恶劣，因此对供配电分系统的低温性能要求更高。

3.1 太阳电池阵可靠性设计

中继星太阳电池阵的力学设计、电磁兼容(EMC)和抗辐照等可靠性设计继承多个在轨卫星的成熟经验和先进技术。中继星需要进行3项可靠性专项设计。

(1) 低温性能验证

三结砷化镓太阳电池阵的正常工作温度为 $-145^{\circ}\text{C}\sim+90^{\circ}\text{C}$ ，根据中继星全寿命周期连续两次阴影最小时间 $\geq 29\text{d}$ 的轨道条件可知，太阳电池阵地影期最低储存温度约为 -206°C 。目前嫦娥三号着陆器太阳电池阵在轨低温存储试验温度为 $-216.2^{\circ}\text{C}\sim-213.5^{\circ}\text{C}$ 。通过与嫦娥三号着陆器太阳电池阵工作温度($-145^{\circ}\text{C}\sim+125^{\circ}\text{C}$)、储存温度($-190^{\circ}\text{C}\sim+138^{\circ}\text{C}$)和在轨存储温度对比可知，中继星太阳电池阵采用相同的热设计和制造工艺能够满足 Halo 轨道最低存储温度的要求。

(2) 二极管工作温度验证

中继星每条太阳电池串接2个并联的隔离二极管，每个二极管的实际最大电流不超过0.22A，热耗约0.176W（正常工作温度 $-145^{\circ}\text{C}\sim+90^{\circ}\text{C}$ ）。根据嫦娥三号着陆器相关数据，太阳电池电路工作温度预估值最高为 138°C 。为摸底隔离二极管在最高结温不满足I级降额情况下工作的可靠性，进行了二极管高低温交变鉴定试验。试验期间高温段对隔离二极管通电0.5A，试验温度范围为 $-160^{\circ}\text{C}\sim+153^{\circ}\text{C}$ ，循环1023次，试验条件充分覆盖在轨工作状态。试验后二极管焊点表现正常，无脱落现象，二极管引脚焊接处未发现裂痕或断裂现象。经模拟阵测试，二极管在0.42A下的导通电压和33V反向偏压下的漏电流与试验前基本

一致，满足使用要求。

(3) 天线遮挡分析

受中继星的大口径伞天线的肋骨及网面影响，太阳翼光照因伞天线角度受到不同程度的遮挡和网面透光的影响。通过对天线肋骨在 $0^{\circ}\sim 75^{\circ}$ 范围内对太阳翼遮挡试验得出，天线肋骨角度为 30° 时太阳翼遮挡情况最为严重。

对实际天线网面材料遮挡后的太阳电池单片进行光照试验，结果显示天线网面透光率在30%以上。以遮挡最严重的情况进行太阳翼功率计算，确保输出功率满足卫星在轨寿命期间的能源需求。

3.2 蓄电池组可靠性设计

根据中继星在轨低温、长阴影的特点，对蓄电池组进行专项可靠性验证试验。

(1) 低温充放电试验

由于低温充电会导致蓄电池内部产生锂枝晶，对电池产生严重危害。针对中继星可能存在的长阴影工况，进行了 -10°C 的极限低温试验。

试验参数如表2所示。试验结果表明，在 -10°C 极端低温情况下，蓄电池放电至21V，容量为38Ah。

表2 蓄电池极限低温容量试验参数

Tab. 2 Testing parameter of battery low limit temperature

序号	项目	试验参数
1	工作温度	-10°C
2	充电电流	4.5A (0.1C)
3	放电电流	13.5A (0.3C)
4	充电终压	28.7V
5	放电终压	21V
6	容量结果	38.02Ah

(2) 深度放电试验

模拟长阴影工况，对蓄电池进行深度放电的循环试验。

循环制度：在 $(20\pm 3)^{\circ}\text{C}$ 的环境条件下，蓄电池以18A电流充电至4.1V后转恒压充电，至电流 $< 2.25\text{A}$ ，静置10min后，以45A电流恒流放电至3.0V，重复进行充放电循环。蓄电池的容量保持率和循环次数关系曲线如图2所示。循环进行至326周(6.26a)时容量保持率为99.4%左右。

(3) 在轨管理机制

中继星轨道与近地遥感卫星不同，除地月转移和近月制动阶段以外，使命轨道基本为长期光

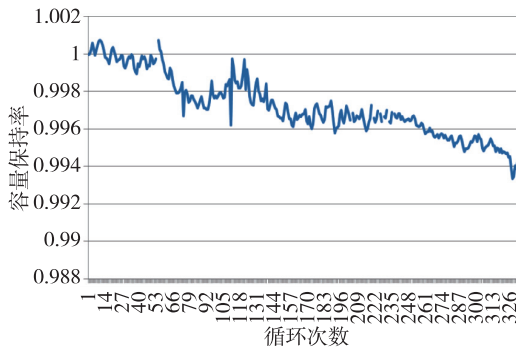


图2 蓄电池循环次数与容量保持率的关系曲线

Fig. 2 Relationship curve of recycling time vs. capacity

照, 蓄电池组的充放电次数很少, 合理的长期储存机制有利于蓄电池组的使用寿命。

3.3 电源控制器可靠性设计

针对阴影期低温工况, 电源调控器进行了 -40°C 低温真空适应性验证试验。试验过程中模拟进阴影前状态设置, 按照卫星实际负载进行设

置, 进行了放电开关单独供电试验。出影后进行充电, 充电及分流电路工作正常。考虑到蓄电池组放电至过放保护阈值 21V 时整星断电的状态, 在试验过程中模拟了卫星低温断电后再启动的工作模式。卫星在出影后可正常加电启动, 一次母线电压稳定, 遥测参数正确, 供配电分系统各指标参数均在正常范围内。

3.4 分区供电控制可靠性设计

根据中继星的任务特点, 整星设计了平台、载荷1区和载荷2区共3个供电分区。为确保整星地面测试及供电的安全性, 采用各分区静态阻抗测量和电源下位机上电自检相结合的双重措施。一次母线供电区、载荷1区、载荷2区的静态阻值测试结果如表3所示。测试结果表明, 静态阻值能正确反映星上设备状态变化, 未出现负载短路等供电安全隐患。

表3 供电区静态阻值检查结果

Tab. 3 Results of static resistance of power area

序号	星上测试阶段	平台阻值/ $\text{k}\Omega$	载荷1区阻值/ $\text{k}\Omega$	载荷2区阻值/ $\text{k}\Omega$	星上设备状态
1	平台测试阶段	1.2~2.4	21.1	21.1	平台: 1台或2台应答机
2	中继测试阶段1	1.2~1.3	3.79	21.1	平台: 2台应答机 载荷1区: 仅前向链路
3	中继测试阶段2	1.2~1.3	2.97	21.1	平台: 2台应答机 载荷1区: 前向、反向链路
4	科学试验载荷测试	1.2~1.3	2.97	8.7	所有设备装星

在中继星加电后, 电源下位机自主发送“自检供电通”指令, 接通自检供电开关, 将 1.4V 的自检电压施加在负载上, 并在“自检供电通”指令脉冲有效的时间内采集开关供电区的电压, 通过供电分区电压遥测判断对应供电区是否有短路异常。

3.5 火工品解锁供电可靠性设计

太阳翼、天线解锁的火工品供电电路采用“分离开关+母线总开关+解锁开关”的三级开关串联控制电路和正线保护插头设计机制, 防止火工品解锁电路误起爆, 同时设计了全冗余的解锁指令和解锁开关, 确保太阳翼和天线解锁供电的可靠性。

为保证火工品供电控制电路的安全性可靠

性, 并减少起爆时对一次电源母线的冲击和对其他电子设备的影响和干扰, 火工品控制电路的供电直接采用锂离子蓄电池组单独供电。火工品控制电路正、负线从锂离子蓄电池组直接引出, 不经过放电开关, 以减少因中间环节工作异常所带来的影响。

星箭分离后, 火工品母线指令线通过星箭分离开关接通, 采用2个分离开关8对触点并联使用。

考虑到发射窗口推迟或星箭分离时太阳翼未展开导致蓄电池组放电深度增加的风险, 按照最低起爆电流 5A 的要求, 对火工品解锁供电的最低起爆电压进行分析。分析结果如表4所示。根据主动段故障预案分析, 蓄电池组的放电电压高于 25V , 满足火工品的最低起爆电压。

表 4 火工品解锁供电最低起爆电压
Tab. 4 Minimum voltage demands of EED
(Electro-Explosive Device) circuit

解锁供电回路	桥丝阻值/ Ω	整个回路阻值(含电缆)/ Ω	最低起爆电压/V
+Y 太阳翼火工品 1#	1.60	4.65	23.2
+Y 太阳翼火工品 2#	1.58	4.63	23.1
-Y 太阳翼火工品 1#	1.52	4.57	22.8
-Y 太阳翼火工品 2#	1.52	4.57	22.8
天线火工品 1#	1.75	4.80	24.0
天线火工品 2#	1.75	4.80	24.0

4 在轨验证情况

2018 年 5 月 21 日 5 时 28 分, 中继星发射, 火箭分离 55s 后, 太阳翼火工品起爆, +Y 翼和 -Y 翼展开正常。24min 后, 天线火工品起爆, 中继通信天线顺利展开到位。

在中继星发射段、地月转移段、使命轨道段除轨控时间外, 方阵电流无遮挡时最大为 27.8A, 输出到母线功率为 834W 左右。天线遮挡情况下, 方阵电流 21A 左右, 输出到母线功率为 630W 左右, 符合设计值。除轨控时间外, 蓄电池无放电, 充电终止电压设置值较低。当自放电导致蓄电池电压下降至解锁值后, 充电电路自动解锁, 将蓄电池重新充至设定的终压。在轨充电电路工作正常, 安时计累计正确。

中继星入轨 1 个月后 (2018 年 6 月 28 日) 经历了一次阴影 (半影, 时长 4h), 电源分系统关键遥测参数变化如图 3 所示。随着进入阴影后光强越来越低, 最低达 28%, 逐渐关闭部分载荷, 降低整星功耗, 尽量保证电池在进入半影的第 1h 内不放电。为了使整星获得比较好的温度条件, 卫星负载电流最小保持为 7.44A。渡过阴影期光强最低的时间后, 光强逐渐变大, 此时逐渐增加整星负载, 使整星得到良好的温度条件。本次阴影区蓄电池组的最大放电电量为 4.5Ah (放电时间 2h, 平均放电电流 2.3A), 放电深度 10%。进出影全过程, 供配电分系统工作正常, 遥测参数正确。各设备温度遥测在此次长阴影结束之前的变化如表 5 所示, 工作温度遥测正确, 热设计符合要求。

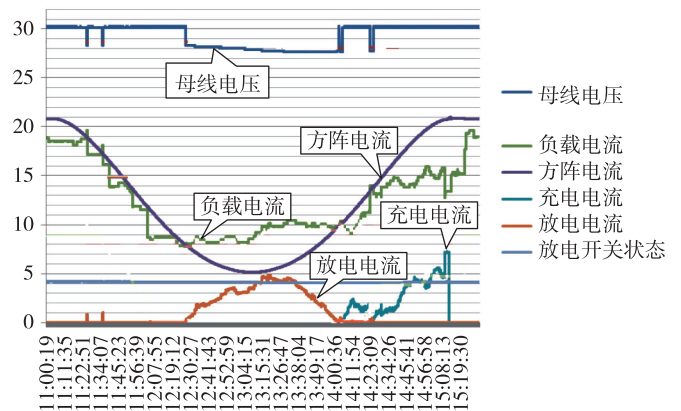


图 3 电源分系统关键遥测参数变化曲线

Fig. 3 Curves of key parameters of power system

表 5 温度遥测参数变化

Tab. 5 Temperature data measured in flight

序号	温度遥测	最低温		最高温	
		最低值/ $^{\circ}\text{C}$	发生日期/卫星状态	最高值/ $^{\circ}\text{C}$	发生日期/卫星状态
1	电源控制器壳温度	-5.2	20180525/近月制动	29.73	20180521/入轨当天
2	电源控制器内温度	-3.9	20180525/近月制动	33.01	20180521/入轨当天
3	+Y 翼内板正面温度	-87.4	20180521/入轨当天 20180527/轨道修正	11.4	20180521~20180628
4	+Y 翼外板正面温度	-100.8	20180527/轨道修正	98.9	20180525/近月制动
5	-Y 翼内板正面温度	-88.6	20180521/入轨当天	109.2	20180525/近月制动
6	-Y 翼外板正面温度	-110.3	20180521/入轨当天	108.2	20180525/近月制动
7	蓄电池组温度 1	15.4	20180521~20180608	26.1	20180620/捕获
8	蓄电池组温度 2	15.9	20180527/轨道修正	28.8	20180620/捕获

5 结论

截至目前, 中继星在轨一年多, 供配电分系统各单机工作正常, 可靠性措施和专项设计得到了充分验证, 为开展后续型号积累了在轨数据, 具有重要的指导意义。

参考文献

[1] 梁伟光, 周文艳, 雪丹, 等. 解析计算在月球中继卫

星 Halo 轨道设计中的应用 [J]. 宇航学报, 2016, 37 (10): 1171-1178.

[2] 李国欣. 航天器电源系统技术概论 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2008: 1100-1180.

[3] 付文学, 韩献堂, 梁芳. 卫星电源分流调节器的研究 [J]. 电源技术, 2014, 38 (10): 1883-1884+1925.

[4] 李建平, 徐伟, 钱成喜. 空间 S4R 电源系统的设计与实现 [J]. 电源技术, 2015, 39 (10): 2218-2221.

[5] 吴伟. S4R 型卫星电源系统的仿真与控制技术研究 [D]. 南京: 航空航天大学, 2016.

引用格式: 姚雨迎, 焦宇晟, 颀萌. 嫦娥四号中继星供配电分系统可靠性设计与验证[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (4): 9-14.

Citation: Yao Y Y, Jiao Y S, Xie M. Reliability design verification for power supply system of CE-4 relay satellite [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (4): 9-14.