“鹊桥二号”供配电在轨自主高效智能管理系统设计与实现

柴 逸[1]，郝春晓[1]，丁慧美[1]，苏 蛟[1]，李 淼[2]，高 飞[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“鹊桥二号”长地影、强辐照、宽温域、天线遮挡、重量约束及多载荷安全等关键技术难点，提出高可靠、智能化的供配电方案：采用全调节母线（Fully Regulated Bus，FRB）拓扑，实现能源高效稳定供给；构建智能配电与分级保护架构，提升母线的安全性与抗干扰能力；设计了火工品冗余容错控制电路，以保障关键动作的可靠执行；最后建立了蓄电池全生命周期自主管理策略，从而实现长寿命在轨运行。地面仿真与试验验证、在轨运行数据均表明，系统供电能力、电池放电深度等指标均满足设计要求，运行稳定可靠。研究可为深空探测航天器供配电系统设计提供重要技术参考。

关键词：卫星；供配电；系统设计；多载荷配电体系；火工品控制

中图分类号：V423.4+4 **文献标识码**：A **文章编号**：2096-9287(2026)02-0127-09

DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2026.20250127

引用格式：柴逸，郝春晓，丁慧美，等. “鹊桥二号”供配电在轨自主高效智能管理系统设计与实现[J]. 深空探测学报（中英文），2026，13（2）：127-135.

Reference format: CHAI Y，HAO C X，DING H M，et al. Design and implementation of an efficient and intelligent management power supply and distribution system for Queqiao-2 satellite[J]. Journal of Deep Space Exploration，2026，13（2）：127-135.

引 言

“鹊桥二号”采用“长征八号”运载火箭发射进入地月转移轨道，经中途修正、近月制动、轨道捕获与修正后进入环月大椭圆冻结轨道（Elliptical Frozen Orbit，EFO），是中国深空探测领域中继通信任务的关键组成部分[1]。作为探月四期公共中继通讯平台，“鹊桥二号”为“嫦娥六号”成功提供了中继通信，未来将为“嫦娥七号”“嫦娥八号”、月球科研站任务提供中继通信服务，其供配电系统需要在复杂的空间环境下实现高可靠、长寿命、高效智能的能源管理与分配。

深空探测卫星供配电系统普遍面临着严苛的重量约束、较宽的运行温度、较高的自主管理需求等技术难题。当前技术发展呈现高效化、高可靠、集成化特征：太阳电池阵发电能力提升，与“嫦娥一号”使用的硅太阳电池相比，“嫦娥四号”使用了高转化效率、抗辐照性能优异的三结砷化镓太阳电池；储能技术改进，从氢镍蓄电池逐步发展为高倍率、长寿命的锂离子蓄电池；供配电系统集成度提高，从电源控制器升级为集成功率调节、配电、火工为一体的电源调控器。目前三结砷化镓太阳电池和高倍率锂离子蓄电池仍是多数深空任务的首选[2-4]。

“鹊桥二号”为国内外首颗运行于环月大椭圆冻结轨道的中继卫星，设计寿命8年，在轨期间空间环境恶劣，地月引力场的叠加导致长光照、长阴影等极端恶劣条件交替出现，长阴影区域最长可达4 h，蓄电池深度循环次数激增，太阳电池阵将处于极端热环境下；同时，与“鹊桥一号”中继卫星相比，载荷峰值功率由500 W增加至1 kW量级，大功率射频载荷开关机对母线产生较大的冲击，供配电系统面临着“高功率、高动态、长寿命”等多重技术挑战。

针对环月大椭圆冻结轨道的特殊工况约束与技术瓶颈，本文聚焦自主、高效、智能的核心目标，对“鹊桥二号”供配电系统总体设计与关键技术进行研究，全面填补了该特殊轨道下航天器供配电系统设计的技术空白，实现了多项核心技术原创性突破。一是首次构建适配环月大椭圆冻结轨道的高可靠一体化供电体制，搭建分层防护的一体化能源供给架构，提出火工品控制电路冗余容错设计方案，为自主高效运行奠定硬件基础；二是设计多种大功率载荷智能配电与全周期安全监控策略，实现多载荷并发用电状态在线实时感知、精准故障诊断及分级联动保护，突破高功率、高动态、多载荷协同供电的技术瓶颈，提升配电智能化水

收稿日期：2025-12-05 修回日期：2026-02-25

基金项目：国家科技重大专项资助项目

平；三是建立面向全生命周期、长寿命运行的供配电智能自主管理体系，以实现深空极端复杂工况下能源高效优化分配与在轨自主健康管控，全面提升供配电系统在极端深空环境下的能源利用效率与稳态运行可靠性，最终实现能源自主智能调度、在轨健康动态评估，以及全生命周期精细化优化管理的核心设计目标。

本文从系统架构设计、能源获取与存储、多载荷配电安全设计等方面，详细阐述了“鹊桥二号”供配电系统的总体设计思路与核心关键技术，并通过地面试验与在轨运行数据验证了系统在各类极端工况下的稳定性与适应性。研究成果有效提升了供配电系统在深空探测任务中的可靠性、安全性、自主运维能力与能源利用效率，技术可复用、可推广，研究成果可为深空探测中继卫星供配电自主高效智能管理系统工程任务设计提供参考。

1 系统设计难点与约束分析

“鹊桥二号”供配电系统目标是实现整星全寿命周期一次电源生成、能量存储、功率分配与火工品供电控制及自主智能管理功能，其核心主要技术指标如表1 所示。

表 1 供配电系统主要技术指标

Table 1 Main technical parameters of power supply and distribution system

序号	项目	指标
1	母线体制	全调节30.5 ± 1 V
2	太阳电池阵	2个太阳电池阵，采用转换效率不低于30%的三结砷化镓电池，输出功率≥1 400 W
3	蓄电池容量	1台锂离子蓄电池组，额定容量135 Ah，放电深度≤80%
4	配电能力	最大配电功率≥1 400 W
5	下位机	具有遥测遥控、供配电系统健康状态监测、在轨自主管理功能

结合“鹊桥二号”的任务特点与轨道环境，系统遵循高可靠、小型化、轻量化、自主可控设计原则[5-6]，兼顾空间环境适应性、构型布局限制、负载安全保障，实现“高效供能、智能管控”的设计目标。

1.1 极端空间环境适应性约束

极端空间环境适应性约束是供配电系统自主高效智能运行的重要瓶颈。

1）空间辐照与宽温域适应性

航天器在轨运行期间，空间高能粒子辐照会导致器件与材料性能退化，需开展分区域抗辐照设计。

舱外太阳电池阵与供电电缆直接暴露于辐照环境中，其输出性能受光照强度、工作温度、高能粒子辐照、极端温变4类因素的耦合影响[7-10]。温度升高将导致电池输出电压降低、电流小幅上升[11-12]。高能粒子累积辐照将使太阳电池的材料产生缺陷，随着辐射通量不断累积，材料缺陷也会相应增加，最终造成太阳电池在卫星寿命末期的输出电流和电压下降。因此，在设计阶段需考虑空间带电粒子对太阳电池阵辐射损伤造成的电流、电压衰减，根据辐照剂量预示，在预留一定设计余量的基础上选择相应的电流、电压衰减系数，合理设计太阳电池串并联数，以保证寿命末期的输出电压、功率满足卫星使用需求。环月轨道远离地球的红外辐射，根据设计仿真预测太阳电池在轨正常运行工作温度–145～90 ℃，长地影期内最低温可达到–207 ℃，极端温度交变易引发电池结构应力的损伤，在设计时应增强太阳电池阵电路和导线的耐热疲劳能力，保证太阳电池阵产品的可靠性，防止因应力损伤太阳电池。

舱内设备在考虑舱板、设备外壳、加固等防护前提下，对所有电子元器件与材料预留合适的辐射设计余量，以保证在空间辐射环境中的安全。星载软件采用系统冗余、器件冗余、信息冗余等容错技术，通过数字滤波、软件陷阱、关键寄存器定时刷新等容错技术，对关键门限、控制使能标志位等参数采用三取二设计，通过定时读取与回写实现主动纠错，保障自主智能管控功能稳定运行，避免辐照导致的指令错误或决策失效。

2）长光照、长地影极端工况

受环月轨道特性影响，“鹊桥二号”在8年寿命期内预计经历阴影次数不超过1 500次，且存在连续3个月的长光照期与最长 4 h的长地影工况。这使得蓄电池组呈现长期搁置、深度放电、低频次循环工作特征，对蓄电池组在轨自主管理策略的科学性、高效性提出严苛要求，这将直接影响系统的储能效率与长寿命目标的实现。

由于卫星不对舱外太阳电池及电缆等舱外设备主动控温，对太阳电池开展专项高低温冲击试验和–207 ℃极低温存储试验，全面检验其在极端温度环境下的结构完整性与电气性能稳定性[13-14]，确保满足在轨极端工况使用需求。

1.2 重量约束与构型布局

重量约束与构型布局是制约自主高效智能系统集成的关键因素。

1）轻量化设计约束

深空探测器对重量指标具有严格的限制[15-16]。“鹊桥二号”配置了双套独立分时工作载荷系统，峰值功耗约1 100 W，在用电需求提升、寿命与可靠性要求增强的前提下，实现供配电系统总质量约59 kg，占整星总质量的比例仅 4.9%，轻量化设计要求比较突出。这对

系统的硬件集成度提出了更高的要求——需在减少硬件重量的同时，确保自主决策、智能调控功能的完整性与高效性。

2）天线遮挡耦合约束

“鹊桥二号”在±*Y*向安装了太阳电池阵，并配置单轴帆板驱动机构（Solar Array Drive Assembly，SADA）以实现帆板对日，而+*Z*面伞天线在部分姿态角下会对太阳电池阵形成遮挡，将影响太阳电池阵的输出功率。因此需综合考虑寿命末期电池片衰减和温度影响特性，结合多角度下的遮挡影响分析开展太阳电池串并联配置优化设计，确保寿命末期功率裕度。太阳光与卫星*Z*轴夹角30°的遮挡投影如图1所示。

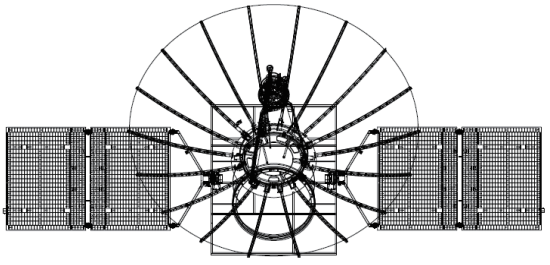


图 1　30°下的伞天线对太阳电池阵遮挡的影响

Fig. 1　Effect of umbrella antenna shading on solar array at 30°

1.3　多载荷用电安全约束

“鹊桥二号”搭载任务载荷与科学载荷双套独立系统，负载类型复杂、用电需求多样，其用电安全设计直接影响供配电系统自主智能的管控效果，面临多重约束。

1）两套独立的载荷系统分时工作，两种工作模式下负载电流平稳但需实现分区管理与故障自主隔离，避免载荷间的相互干扰，保障配电安全性。

2）星上高低频设备通过供电通路和通信网络互相连接，对接地网络设计提出了更高的要求。高压科学载荷内置千伏级变换电路，对接地与电磁兼容的设计要求严苛[17]。

3）针对星上复杂载荷单机加电过程中时域电流变化开展仿真分析，复核各单机浪涌电流和供配电系统供电能力的匹配性。针对具有脉动特性的负载，复核供电设备滤波能力设计的合理性，保障全工况下一次母线的供电品质。

4）针对整星多种火工品用电需求，设计时需考虑火工品高可靠、更安全、可测试的要求，确保火工品起爆过程的自主可控与安全可靠。

2　供配电系统总体设计

针对上述设计难点与约束条件，结合“鹊桥二号”的任务需求与轨道特性，以“高效供能、智能管控”为核心目标，从供电体制、配电安全、火工品控制、自主管理4个核心维度，开展供配电在轨自主高效智能管理系统总体设计，构建高可靠、高适配、长寿命、智能化的供配电系统架构，全面满足整星在轨自主高效运行需求。

2.1　高可靠全调节母线供电体制

“鹊桥二号”供配电系统采用“太阳电池阵–蓄电池组”供电方式，供配电系统共包含三类单机，分别为发电装置太阳电池阵、储能装置锂离子蓄电池组和功率调控装置电源调控器（Power Conditioning and Distribution Unit，PCDU）。电源调控器集功率调节、能源管理单元、配电和火工品控制等功能于一体，完成对整星母线的调控、蓄电池充放电管理和单体自主均衡控制、配电功率分配、火工品控制和供配电系统遥测遥控，是目前国内卫星供配电系统集成度最高的平台单机，为系统自主高效运行提供核心硬件支撑。

综合考虑供配电系统在轨发电能力和极端工况下的用电可靠性，供配电系统采用能量直接传递（Direct Energy Transfer，DET）系统控制方式的全调节母线系统，其拓扑结构如图2所示。供配电系统配置一条30.5 V全调节母线，通过集中式母线误差放大信号（Main Error Amplifier，MEA）对母线电压进行调节，在阳照区通过充电、分流模块调节为负载供电、蓄电池充电；在阴影区蓄电池通过放电电路将一次母线电压稳定在30.5 ± 1 V。供配电系统共设置12级太阳电池阵、6级顺序开关分流调节（Sequential Switching Shunt Regulator，S3R）电路、6级顺序开关串联型功率调节（Sequential Switching Shunt Series Regulator，S4R）电路和6级放电电路（Battery Discharge Regulator，BDR）。

该全调节母线的设计方案可充分满足系统“高效、自主”的设计要求，核心优势体现在三个方面：

1）供电安全性高。在严苛的4 h长地影工况中，蓄电池最大放电深度将超过70%。全调节母线可将一次母线电压最大波动范围稳定在星上设备正常工作电压和继电器动作的电压范围，保障用电安全。

2）能源利用率高。相较于半调节或不调节母线充电电路，电压被蓄电池电压钳位，全调节母线的充电电路可灵活提高工作电压，提升太阳电池阵的发电利用率，实现高效供能。

3）适配轻量化设计需求。由于整星负载电流相对稳定，无瞬时大电流峰值负载，全调节母线配置的放电电路带来的重量增加处于可控范围，可满足供配电系统轻量化的设计要求。

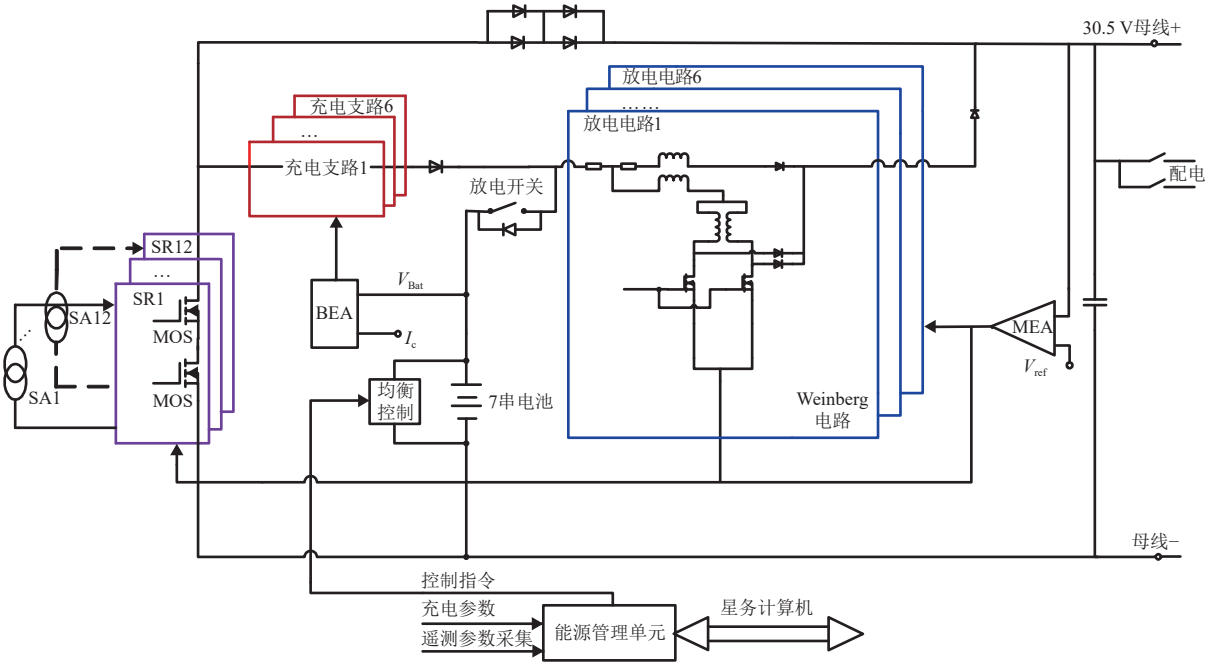


图 2 供配电系统拓扑结构图

Fig. 2 Topology diagram of power supply and distribution system

2.2 载荷配电智能配电与安全监控

为满足卫星多任务载荷和高压科学载荷的配电安全需求，针对多载荷分时工作、高压设备电磁兼容等约束条件，构建具备容错机制与故障自愈能力的供配电系统，实现设备实时工作状态的动态监测、精准调控与故障隔离，保障配电系统安全稳定运行。

1）分级分层保护架构：通过配置熔断器、限流电阻等一次电源入口硬件保护装置，结合配电分区阻抗自检、负载电流分区监视等软件策略，构建分层式故障隔离屏蔽，最大程度降低级联失效风险。整星配电分为平台区和两个载荷区，在轨分别对3个分区电压电流进行实时监视，实现故障自主识别与分区隔离，配电分区拓扑如图3所示。

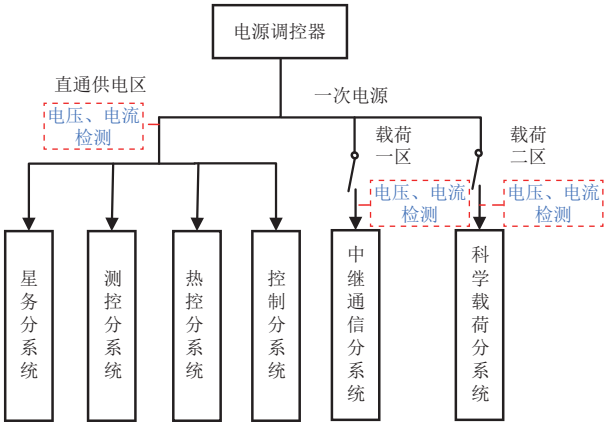


图 3 整星配电分区拓扑图

Fig. 3 Topology diagram of satellite power distribution zoning

2）在轨智能状态监测与自主诊断：构建基于星载计算机的安全模式与自主监视策略，对蓄电池荷电状态、动态负载电流等关键遥测参数高速监测；针对过流、欠压等异常情况，实施软硬件协同的应急重构，快速抑制故障蔓延，保障系统稳定运行。

3）复合接地与高压隔离：整星接地系统采用低频单点接地，高频多点接地的混合架构，以卫星结构作为唯一的共地平面，确保整星电位基准统一，实现电荷泄放与故障隔离，同时抑制电磁干扰。低压设备外壳与卫星结构低阻连接，高压设备外壳采用高阻接卫星结构的设备安装方法，为高压设备提供空间电荷积累泄放通道，实现高压用电电路故障的局部隔离，避免高压故障影响整星系统，保障配电安全性。

4）瞬态冲击抑制：量化分析各设备加电瞬态工况和浪涌电流，优化供配电系统瞬态电流承载能力和储能配置。为进一步减小载荷设备加电瞬时浪涌电流对平台设备的影响，在配电源端开展浪涌抑制电路方案设计，有效抑制瞬态冲击，提升母线品质，保障负载用电稳定性。

2.3 火工品控制电路冗余容错设计

火工品控制直接决定卫星入轨关键动作的可靠性，关系到卫星任务成败。为满足系统可靠性、用电安全性和测试性的设计要求，系统采用冗余容错保障措施，实现火工品在轨自主安全控制。

1）独立供电路径：通常单路火工品桥丝供电电流

需求5～10 A（典型值7.5 A），“鹊桥二号”瞬时最多起爆8路桥丝，电流需求约60 A。为减小起爆时对母线的瞬时冲击和对其它电子设备的干扰，火工品控制电路采用蓄电池组直连供电模式，确保太阳翼起爆、天线解锁等关键动作的时序可靠。

2）四级串联控制逻辑：采用经过飞行验证的“蓄电池组放电开关–星箭分离开关–火工品母线开关–火工品起爆控制”四级开关串联控制起爆电路，如图4所示。通过星箭分离开关同时控制火工品母线接通指令线的通断和星载时序控制器的启动，实现“星箭分离前禁爆，星箭分离后可靠起爆”的安全机制。

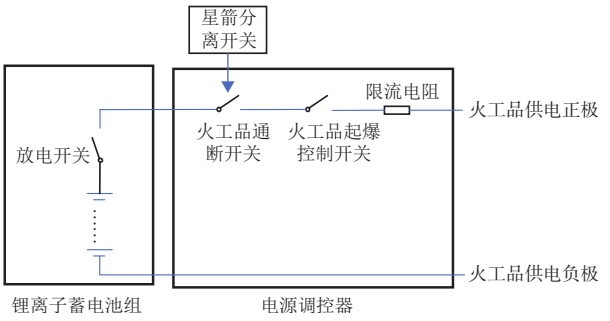


图 4　火工品四级串联控制示意图

Fig. 4　Schematic diagram of four-stage series-initiated pyrotechnic control

3）阻抗匹配设计：通过合理设计火工品限流电阻调整火工品供电链路阻抗，保证为火工品桥丝提供的起爆电流和电流上升斜率满足其用电需求，同时兼顾火工品短路故障模式下的蓄电池组用电安全。

4）全周期可测性：在星表设计火工品检测插座，支持直至发射前的火工品回路阻抗、火工品桥丝阻值在线测量，并通过数据比对验证供电链路完好、确保装配一致性。

5）天地隔离机制：设计短接火工品桥丝正负极的地面保护插头，保障地面测试期间火工品安全；设计火工品飞行插头，在接通火工品供电链路的同时通过遥测反映火工品飞行插头实时插接状态，确保火工品链路在轨可控。

2.4　长寿命智能自主管理体系

结合“鹊桥二号”长寿命、蓄电池长期搁置、深度放电、低频次循环工作特征，基于低温低荷电态存贮有利于延缓蓄电池组性能衰退的规律[18]，以“自主管理、高效储能、延长寿命”为目标，建立全生命周期在轨智能自主管理策略，实现供配电系统的自主优化运行，保障8年设计寿命目标的实现。

1）多档位充电电压配置：设计了4种蓄电池充电终压档位及电压保护档位。长阴影充电档位4.2 V×7、地面测试充电档位4.1 V×7、在轨蓄电池长期搁置档位3.95 V×7和一节单体失效档位4.2 V×6。

2）分级温控与荷电态优化：对蓄电池组不同使用模式提出了分级温度控制要求[19]。在进入长地影前为蓄电池烘温至20 ℃以上，调整蓄电池荷电态至最高档位（单体电压4.2 V），提升蓄电池组荷电量。在长光照期间蓄电池调整至约70%荷电态（单体电压3.95 V）；降低蓄电池控温门限，保证蓄电池温度在10～15 ℃范围内，延缓性能衰退，延长使用寿命，实现储能效率与寿命的双重优化。

3）低倍率充电与双备份控制：蓄电池组充电采用先恒流后恒压的硬件充电控制和软件安时计控制互为备份。由于在轨阴影次数少、阴影间间隔大，调整蓄电池恒流充电电流至0.1C档位，延长电池使用寿命。

4）自主安全保护：设计蓄电池组电压过低或温度过高安全模式和蓄电池组过充、过放、单体自主均衡等在轨管理策略，实现故障自主报警与应急处理，保障蓄电池组在轨自主健康运行，为系统长寿命自主高效运行提供支撑。

3　地面仿真与试验验证

为验证“鹊桥二号”供配电自主高效智能管理系统的合理性、核心技术的可行性以及系统在极端工况下的稳定性与可靠性，针对提出的设计难点与关键技术，开展一系列地面仿真与试验验证工作，重点围绕负载异常工况、太阳电池遮挡等核心场景，全面检验系统性能，为在轨运行提供可靠保障。

3.1　脉动负载试验

为验证电源调控器在后级负载异常脉动工况下的抗干扰性能及工作稳定性，开展后级负载异常脉动试验。试验中负载采用交替脉动模式，即5 A电流持续10 ms、150 A电流持续10 ms，两种工况交替循环，连续开展100个周期，验证其可靠性。测试波形如图5所示，其中蓝色曲线为负载电流，绿色曲线为一次母线电压。试验过程中，当电源调控器的负载电流超过其预设放电限流阈值时，电路内置限流保护功能迅速启动，电源调控器自动切换至恒功率输出模式，此时母线输出电压下降以限制输出电流；当负载脉动故障解除后，母线电压快速恢复至正常工作范围，电源调控器全程保持稳定运行，无异常停机、损坏等现象。

该试验充分验证了电源调控器具备可靠的输出限流功能，且抗脉动负载干扰能力满足设计要求，可适应后级负载的异常脉动工况，保障高效稳定供电。

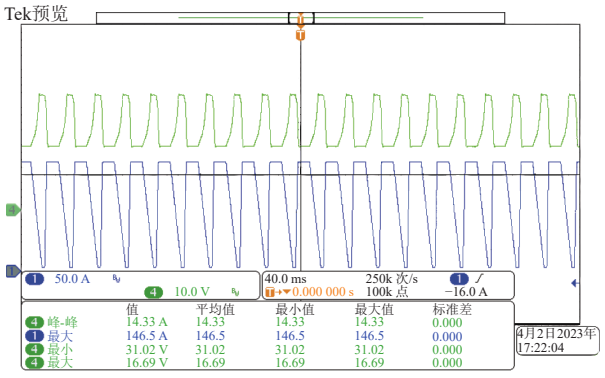


图 5 脉动负载试验中负载电流和母线电压波形

Fig. 5 Load current and bus voltage under Pulsating load test

3.2 负载短路试验

为进一步验证电源调控器在后级负载短路极端故障工况下的抗干扰能力，检验系统分级保护设计的合理性，开展负载短路试验。试验初始设置负载电流为正常工作负载35 A，在此基础上叠加接入整星单机最大短路模拟配置（4个10 A并联保险丝），通过保险丝的熔断特性模拟后级负载短路故障。测试波形如图6所示，其中蓝色曲线为负载电流，绿色曲线为一次母线电压。后级负载发生短路的瞬间，负载电流迅速飙升至122.5 A，受短路故障影响，一次母线电压快速跌落至27.4 V；随后，并联保险丝在短路电流作用下迅速熔断，短路故障被切断，母线电压立即恢复至正常工作水平，整个短路故障持续时间约为1.3 ms，电源调控器未出现损坏、误动作等异常情况。

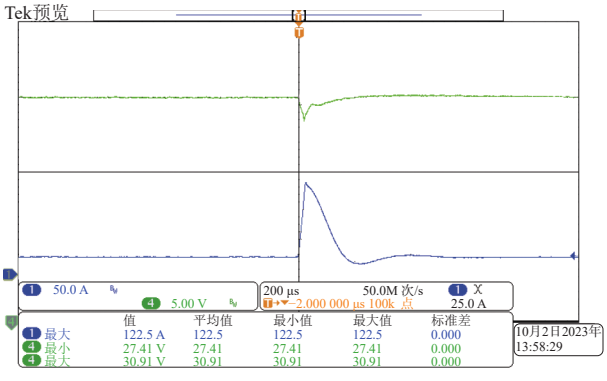


图 6 负载短路试验中负载电流和母线电压波形

Fig. 6 Load current and bus voltage under load short-circuit test

负载短路试验结果表明，电源调控器在后端负载发生异常短路的极端工况下，仍能稳定输出足够的熔断电流，确保并联保险丝及时熔断以切断短路故障，故障消除后母线电压快速恢复正常，有效避免了短路故障的扩散。该试验充分验证了电源调控器抗后级负载短路的能力，同时证明了系统分级保护设计的合理性与可靠性，满足航天器供配电系统对故障容错的严苛要求。

3.3 太阳电池遮挡分析

结合1.2节中天线遮挡耦合约束，为全面分析太阳电池阵在天线遮挡下的功率输出能力，验证太阳电池串并联配置的合理性，通过遍历太阳光与卫星+Z轴的不同夹角，系统研究天线骨架及伞面对太阳电池阵的输出功率影响，为能源余量分析提供数据支撑。结合地面试验数据和“鹊桥一号”在轨实测数据，按最恶劣遮挡工况设定计算标准：受天线骨架遮挡的电池串按完全无输出计算，仅受天线伞面遮挡串数而未受天线骨架遮挡电池串按照70%的输出能力计算[20]，据此得出不同夹角下受遮挡影响的太阳电池串数及等效损失串数。典型夹角下的太阳电池阵遮挡影响情况如表2所示。

表 2 受天线遮挡影响的太阳电池串数

Table 2 Number of solar cell strings affected by antenna shading

太阳光与卫星Z轴夹角/（°）	天线骨架遮挡串数/串	仅受天线伞面遮挡串数/串	等效损失串数/串
0	16	32	25.6
10	14	34	24.2
20	10	38	21.4
30	16	26	23.8
40	12	18	17.4
50	12	8	14.4

遮挡分析结果表明，太阳光与卫星Z轴夹角0°下太阳电池阵受遮挡最严重，等效25.6串太阳电池无法供电输出，输出功率不少于1 135 W，该结果验证了前文太阳电池串并联优化配置的合理性，即使在最恶劣遮挡工况下，太阳电池阵的输出功率仍能满足整星用电需求。

4 航天器在轨验证

“鹊桥二号”于2024年3月20日在文昌卫星发射中心成功发射，星箭分离后太阳翼和天线按流程正常展开，接通载荷区供电开关，建立了在轨初始的运行状态。目前已在轨稳定运行两年，成功支持了“嫦娥六号”探测器采样返回任务，并在轨开展科学载荷探测实验，供配电系统全程稳定运行，充分验证了系统自主高效智能管理能力。

截至目前，“鹊桥二号”经历最长阴影约2 h，期间供配电系统关键遥测参数变化情况如图7所示，其中包含母线电压、蓄电池组电压和方阵电流的实时变化；太阳电池阵温度和方阵电流的变化情况如图8所示。

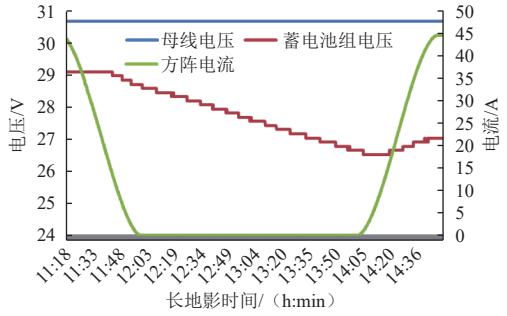


图 7　“鹊桥二号”供配电系统长地影期间关键参数变化曲线（2025/10/07）

Fig. 7　Key parameter variation curve of Queqiao-2 power supply and distribution system during long shadow（2025/10/07）

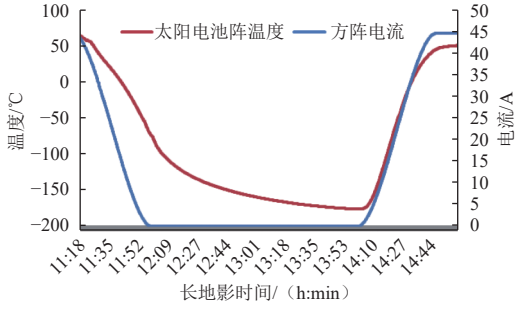


图 8　“鹊桥二号”长地影期间太阳电池阵温度变化曲线（2025/10/07）

Fig. 8　Solar temperature curve of Queqiao-2 power supply and distribution system during long shadow（2025/10/07）

在轨验证结果表明“鹊桥二号”供配电系统工作正常，各项功能性能均符合设计要求，具体如下。

1）功率输出特性：正照无遮挡工况下太阳电池阵输出功率不少于1 470 W，满足设计指标（1 400 W）；遮挡最严重的工况下，太阳电池阵输出功率达到1 190 W，验证了太阳电池阵设计的合理性与系统能源利用的高效性。

2）长地影适应性：最长连续地影约2 h，期间母线电压稳定在30.68 V，处于30.5 ± 1 V的设计范围内；蓄电池组最低电压26.52 V，放电深度48.4%，远低于80%的限值，验证了蓄电池组自主管理策略的有效性和长地影工况下的供电稳定性。

3）极端温度耐受：阳照区的太阳电池阵温度位于50～75 ℃，地影期间最低温度–175.4 ℃，太阳电池阵在极低温、强辐照环境下表现良好，结构与电气性能稳定，满足极端环境适应性要求。

4）寿命衰减特性：在轨两年内，太阳电池阵功率衰减≤6%，与地球中高轨卫星中同类型的太阳电池的衰减量相当，符合设计预期和寿命期内使用要求；蓄电池组容量衰减<1%，温度维持在14～20 ℃，验证了蓄电池全生命周期自主管理策略的有效性，为8年设计寿命提供了有力保障。

5　结　论

本文针对“鹊桥二号”中继星环月大椭圆冻结轨道、长地影极端工况、高功率动态载荷、8 年长寿命等核心设计难点，以“自主高效智能”为核心目标，系统开展供配电系统总体设计与关键技术研究，提出了高可靠全调节母线架构、大功率载荷智能配电与安全监控、火工品冗余容错控制、蓄电池全生命周期自主管理等创新方案，解决了特殊深空轨道航天器能源供给与安全保障难题，实现了供配电系统在轨高效供能和智能管控。地面仿真与试验验证和在轨运行数据均表明，“鹊桥二号”供配电自主高效智能管理系统在极端空间环境下具备高稳定性、高可靠性与强自主运行能力，各项指标满足设计要求。本文研究成果形成了一套适用于深空长寿命中继卫星的供配电设计方法与工程体系，其核心技术具备良好的可复用性与可推广性，可为后续月球探测、深空探测航天器供配电在轨自主高效智能管理系统设计提供重要技术参考与支撑。

参考文献

[1] 周文艳，高博宇，董烜姗，等. “鹊桥二号”轨道与“嫦娥六号”任务匹配性设计和飞行实践[J]. 中国空间科学技术(中英文)，2024，44(6)：16-22.
ZHOU W Y，GAO B Y，DONG T S，et al. Matching design of trajectory with Chang’e-6 mission and flight practice of Queqiao-2 satellite[J]. Chinese Space Science and Technology，2024，44(6)：16-22.

[2] 刘治钢，雷英俊，杜青，等. 我国深空探测器电源技术发展[J]. 航天器工程，2024，33(6)：123-130.
LIU Z G，LEI Y J，DU Q，et al. Development of electrical power technology for China’s deep space probes[J]. Space Engineering，2024，33(6)：123-130.

[3] 牛厂磊，罗志福，雷英俊，等. 深空探测先进电源技术综述[J]. 深空探测学报(中英文)，2020，7(1)：24-34.
NIU C L，LUO Z F，LEI Y J，et al. Advanced power source technology of deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration，2020，7(1)：24-34

[4] 蒋汉，董宇，徐泽锋，等. 深空探测器小天体探测电源系统设计综述[J]. 科技创新与应用，2021，11(15)：19-22.
JIANG H，DONG Y，XU Z F，et al. Review of power system design for small body exploration by deep space probes[J]. Technology Innovation and Application，2021，11(15)：19-22.

[5] 马世骏. 卫星电源技术[M]. 北京：中国宇航出版社，2001.

[6] 李国欣. 航天器电源技术概论[M]. 北京：中国宇航出版社，2008

[7] ZINKLER J H. Electrical power systems for lunar and space exploration[M]. Munich：Hanser Publishers，2025.

[8] DAKORA J D，DAVIDSON I E. Spacecraft electrical power management systems-system review[C]//2024 IEEE PES/IAS PowerAfrica. Johannesburg，South Africa：IEEE，2024.

[9] DI J. Power for space exploration beyond Earth[J]. Stanford Physics，

2020，20：1-8.

[10] SÁNCHEZ A，RODRÍGUEZ P，GONZÁLEZ L. High-reliability solar array regulator for deep space exploration micro-satellites[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems，2022，58(3)：2145-2158.

[11] 汉斯. S. 劳申巴赫. 太阳电池阵设计手册[M]. 张金熹，廖春发，李芙蓉，等译. 北京：宇航出版社，1987.

[12] LIU H Y，LIU C M，XIAO Z B，et al. Optical thin films for space solar cells[J]. Optical Instruments，2006，28(4)：164-168.

[13] 张建琴，徐建明，贾巍，等. 深空探测太阳电池阵应用及关键技术分析[J]. 深空探测学报(中英文)，2016，3(1)：3-9.
ZHANG J Q，XU J M，JIA W，et al. Application Solar array and analysis of key technologies in deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration，2016，3(1)：3-9.

[14] 王文强，杨洪东，杨广，等. 太阳电池阵深空探测适应性设计概论[J]. 深空探测学报(中英文)，2020，7(1)：41-46.
WANG W Q，YANG H D，YANG G，et al. Solar cell array design for deep space exploration missons[J]. Journal of Deep Space Exploration，2020，7(1)：41-46.

[15] 叶培建，黄江川，孙泽洲，等. 中国月球探测器发展历程和经验初探[J]. 中国科学：技术科学，2014，44(6)：543-558.
YE P J，HUANG J C，SUN Z Z，et al. The process and experience in the development of Chinese lunar probe[J]. Science China Technological Sciences，2014，44(6)：543-558.

[16] 张庆君，刘杰. 航天器系统设计[M]. 北京：北京理工大学出版社，2018.
ZHANG Q J，LIU J. Spacecraft system design[M]. Beijing：Beijing Institute of Technology Press，2018.

[17] 孙清晓，王儒，张明华，等. 深空探测用高压特种电源技术研究[J]. 测控技术，2015，34(9)：149-151，156.
SUN Q X，WANG R，ZHANG M H，et al. Research on high-voltage special DC/DC converter to the use of deep detector[J]. Measurement & Control Technology，2015，34(9)：149-151，156.

[18] 王琛，李克锋，任杰伟，等. 深空探测用锂离子蓄电池贮能技术研究设想[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第三届学术会议论文集. 北京：中国宇航学院，2006.

[19] 郑见杰，杜园，王炜娜，等. 深空探测用锂离子蓄电池在轨管理策略研究[J]. 深空探测学报(中英文)，2020，7(1)：81-86.
ZHENG J J，DU Y，WANG W N，et al. On orbit management strategy of lithium ion batteries for deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration，2020，7(1)：81-86.

[20] 姚雨迎，焦宇晟，颉萌. “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.
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.

作者简介：
柴逸(1994−)，女，工程师，主要研究方向：航天器供配电设计。
通信地址：北京市海淀区友谊路104号(100094)
E-mail：chaiyi_tju@126.com
苏蛟(1988−)，男，高级工程师，主要研究方向：航天器供配电设计。
本文通信作者。
通信地址：北京市海淀区友谊路104号(100094)
E-mail：943274634@qq.com

Design and Implementation of an Efficient and Intelligent Management Power Supply and Distribution System for Queqiao-2 Satellite

CHAI Yi[1]，HAO Chunxiao[1]，DING Huimei[1]，SU Jiao[1]，LI Miao[2]，GAO Fei[1]

（1. DFH Satellite Co. Ltd.，Beijing 100094，China；
2. Shanghai Institute of Space Power-Source，Shanghai 200245，China）

Abstract：Queqiao-2 faces key challenges including long-duration Earth shadow，intense radiation，extreme temperature fluctuations，antenna shading，weight constraints，and multi-payload safety. A highly reliable and intelligent power supply and distribution scheme was proposed. A Fully Regulated Bus（FRB）topology was adopted to achieve efficient and stable energy supply，an intelligent power distribution and hierarchical protection architecture was constructed to enhance bus safety and disturbance rejection capability；a redundant fault-tolerant control circuit for pyrotechnic devices was designed to ensure reliable execution of critical actions，and an autonomous battery life-cycle management strategy was established to achieve long-life on-orbit operation. Ground simulation and test verification，along with in-orbit operation data，indicate that indicators such as system power supply capability and battery depth of discharge meet the design requirements，and the operation is stable and reliable. This research can provide an important technical reference for the design of power supply and distribution systems for deep-space exploration spacecraft.

Keywords：satellite；power supply and distribution；system design；multi-load power distribution；pyrotechnic control strategy

Highlights：

- A fully regulated bus integrated power supply architecture was constructed to adapt to extreme lunar orbit conditions，improving deep-space energy efficiency and on-orbit power supply stability.
- An intelligent zoned power distribution and graded fault isolation framework was proposed，enabling real-time load monitoring，autonomous fault diagnosis and transient impact suppression for high-power dynamic payloads.
- A full-life-cycle intelligent management strategy for batteries was developed，ensuring the satellite’s 8-year long-life reliable service.

[责任编辑：杨晓燕，英文审校：宋利辉]