月地高速再入返回飞行器供电系统设计与实现

刘治钢^{①*}, 蔡晓东^①, 夏宁^①, 陈铤^②, 王保平^③, 苏若曦^①, 余波^②,
杜青^①, 陈燕^①, 李杨威^①

① 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

② 中国航天科工集团公司贵州梅岭化工厂, 遵义 563003;

③ 天津电源研究所, 天津 300384

* E-mail: bitlzg@163.com

收稿日期: 2014-12-06; 接受日期: 2014-12-24

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 结合月地高速再入返回飞行器主要任务特点, 简要介绍了供电系统的功能、主要指标、多舱段联合供电电源系统方案, 提出了高比能量锌银蓄电池设计、多模式氢镍蓄电池充电策略、多母线均流设计等方法, 解决了返回再入飞行器在复杂空间环境下的高可靠轻量化供电系统设计与实现难题. 在轨飞行试验结果表明: 供电系统功能正常, 工作可靠, 性能优良. 提出的再入返回飞行器供电系统分析与设计方法, 满足并确保了再入返回飞行试验任务的可靠实现, 可为未来探月及其他深空探测领域供电系统设计与实现提供参考和借鉴.

关键词

月地返回
供电系统
锌银蓄电池
氢镍蓄电池
多模式充电
多母线均流

1 引言

中国探月工程按照“绕、落、回”分三步实现绕月、月面软着陆和采样返回的工程目标^[1~4]. 月地高速再入返回飞行器(以下简称飞行器)是我国首次实现深空探测以 11 km/s 高速再入返回的航天器. 飞行器由服务舱与返回器组成, 采用地月自由返回轨道, 2014 年 10 月 24 日在西昌卫星发射中心由 CZ-3C 运载火箭直接发射入轨, 11 月 1 日返回器以半弹道跳跃返回方式再入大气层, 准确地地在内蒙古四子王旗预定区域着陆. 服务舱通过轨道抬升继续开展拓展试验任务, 目前, 服务舱已抵达月地拉格朗日点 L2 开展拓展试验.

供电系统是月地高速再入返回飞行器的关键分系统之一. 在整个在轨飞行过程中, 供电分系统

的任务是为飞行器产生、贮存和分配电能, 以满足飞行器在整个飞行过程中的 1 次/2 次电源供电、配电需求; 提供指令母线的变换与分配; 提供火工品母线, 并控制火工品起爆; 提供火箭与服务舱之间、服务舱和返回器之间、各个用电设备之间的电气接口, 实现整器功率和信息的传递, 并构成完整可靠的接地系统.

本文从月地高速再入返回飞行器供电系统任务特点、设计思路、设计方案、关键技术及试验验证等方面, 对供电系统设计与验证情况进行了阐述.

2 供电系统设计方案

2.1 系统主要任务特点

飞行器由发射至回收共经历发射段、地月转移段、月球近旁转向段、月地转移段、返回再入段和回

引用格式: 刘治钢, 蔡晓东, 夏宁, 等. 月地高速再入返回飞行器供电系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 167–175
Liu Z G, Cai X D, Xia N, et al. Design and validation of the power supply and distribution system for circumlunar return and reentry spacecraft (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 167–175, doi: 10.1360/N092014-00471

收着陆段 5 个阶段. 飞行器从发射前状态设置到再入回收整个飞行过程中, 飞行器供配电系统具有如下特点^[5].

1) 供电接口复杂. 飞行器由服务舱和返回器 2 器组成, 在舱器分离前返回器由服务舱供电, 舱器分离后, 服务舱与返回器各自独立供电. 需要对服务舱与返回器间的供电接口、接地等进行联合设计, 保证供配电系统的可靠工作. 另外, 为保证地面总装、集成与测试(AIT)阶段供电需求, 还需要设计相应的器地供电接口、器箭供电接口.

2) 返回再入过程环境恶劣. 与神舟飞船与返回式卫星相比, 返回器体积较小, 而器内设备功耗较大, 而且以接近第二宇宙速度跳跃式再入, 时间也比较长, 再入过程中服务舱与返回器之间的舱器分离电连接器在高热流密度、高温气体电离等环境下存在高温烧蚀风险, 需要进行接点防短路设计.

3) 重量约束严格. 飞行器在构型上继承神舟系列载人飞船, 大底直径约为飞船的 1/2, 总重量约为飞船的 1/10, 具有体积小、重量轻的特点, 分配给供配电系统的重量为 18.5 kg, 为此需要从系统优化设计、设备轻小型化设计、电缆网优化设计等方面开展减重设计.

2.2 系统功能与主要指标

供配电系统的功能为: 通过太阳电池阵、蓄电池组、电源调节与分配设备, 保证飞行器从发射前转内电至任务结束的整个过程中飞行器仪器设备的正常电源供给与分配, 同时供配电系统所需的重量尽可能地小. 飞行器供配电分系统由服务舱供配电子系统与返回器供配电子系统组成. 根据飞行任务规划, 在飞行器发射入轨至舱器分离期间, 由服务舱负责向整器供电, 舱器分离前 10 min 返回器转内电, 返回器由锌银蓄电池组供电.

飞行器供配电系统的主要技术指标如表 1 所示.

2.3 服务舱供配电系统设计

服务舱采用全调节母线供电方式, 在飞行的各个阶段母线电压均稳定在 29 ± 1 V. 服务舱供配电拓扑如图 1 所示, 系统母线采用内双外单式配置, 内部设有 +Y/-Y2 条母线, 每条内母线含 1 套太阳电池阵、1 组氢镍蓄电池、1 台电源控制器. 2 条母线通过主配电器并联汇合形成 1 条统一公共母线向飞行器供电. 光照期, 太阳电池阵负责整器供电和电池充电, 多余功率由分流调节电路进行调节, 保证母线电压稳定; 阴影期, 氢镍蓄电池组放电, 经放电调节电路调节,

表 1 飞行器供配电系统主要技术指标

序号	项目	服务舱	返回器
1	母线配置	全调节母线	返回器转内电前全调节, 转内电后不调节.
2	母线电压	29 ± 1 V	25~32 V
3	瞬态特性	10 A 负载切换或进出影期间, 母线电压变化不超过 ± 1.5 V, 恢复时间不大于 10 ms.	额定负载下, 通断 12 A 火工品脉冲电流(脉冲时间 80 ± 10 ms), 母线电压不低于 23 V.
4	供电输出能力	光照期 ≥ 1600 W, 阴影期 ≥ 1100 W	舱器分离至返回器着陆峰值功率不超过 300 W; 着陆后至回收不超过 48 h, 常值功耗不大于 15 W.
5	太阳电池阵输出功率	2 个太阳电池阵, 24 个太阳电池电路, 采用高效硅太阳电池, 转换效率 14.7%, 输出功率 2450 W	/
6	蓄电池组	2 组氢镍蓄电池组, 额定容量 48 Ah, 放电深度不大于 70%	1 组锌银电池组, 额定容量 40 Ah
7	电源控制器	2 台电源控制器, 具有分流、充电、放电调节功能, 采用下位机通过 1553 B 总线与星载计算机通信.	/
8	配电路数	8 路一次电源分配和控制, 继电器控制方式	7 路一次电源分配和控制, 继电器控制方式
9	指令母线	提供指令母线, 电压 30 ± 1 V	提供指令母线, 电压 30 ± 1 V
10	火工品母线	48 A/80 ms 的脉冲负载, 火工品母线电压不低于 20 V.	24 A/80 ms 的脉冲负载, 火工品母线电压不低于 23 V
11	火工品控制路数	37 路火工品起爆控制, 从氢镍蓄电池组引出, 最大起爆电流 48 A.	11 路火工品起爆控制, 从锌银蓄电池组引出, 最大起爆电流 12 A.
12	重量	≤ 243 kg	≤ 18.5 kg
13	可靠度	≥ 0.996	0.9939

图1 服务舱供电拓扑结构图

以稳定的电压给整器供电。

服务舱采用内双外单母线配置，两条母线通过主配电柜并联汇合形成1条统一公共母线，中心误差放大器形成的母线误差信号，取自于在主配电柜内汇合后母线，反映了母线电压的变化情况；将该信号的电压范围划分为2个控制区域，该误差信号分别反馈到+Y/-Y 2条母线的分流调节电路和放电调节电路，控制两部分电路的工作，通过统一的误差放大信号(MEA)来稳定各自母线的母线电压，达到稳定整器母线电压的目的。由于2部分电路采用了统一的误差放大器，从而有效地防止了上述2部分电路的重叠工作。另外为了保证控制的可靠性，在两域控制范围间增加了死区范围。

2.4 多舱段间联合供电设计

服务舱与返回器之间联合供电示意图如图2所示，针对服务舱与返回器不同供电阶段需求，供配电系统设计有3种供电模式：1) 在服务舱和返回器联合飞行期间，由服务舱为返回器内的负载提供能源，即服务舱供电模式；2) 在服务舱与返回器分离前10 min，通过接通转内电开关K3转为服务舱+返回器联合为返回器内的负载提供电源，即服务舱+返回器联合供电模式；3) 在服务舱与返回器分离前5 min，通过断开服务舱向返回器供电一次电源开关K2，返回器由

锌银电池组为返回器内负载提供能源，即返回器供电模式。

飞行器在地面测试期间对服务舱与返回器联合供电设计进行了验证，测试结果如表2所示，验证了返回器转内电前后飞行器供电正确性。

针对返回器再入过程中可能出现的最坏情况，供配电分系统对服务舱与返回器分离电连接器各接点进行逐一梳理，针对一次电源供电、指令电源供电、遥控指令、遥测、火工品地面测试等信号，采用二极管隔离、高阻隔离、开关隔离等方式，实现接口的短路防护。

3 供配电系统关键技术

3.1 供配电系统轻小型化设计

1) 系统优化设计。返回式卫星或飞船返回舱通常配置多套蓄电池组，比如为着陆/回收设备配置一套主电源，为火工品配置2套火工品电源。多组蓄电池组设计必然造成重量的增加。经过方案阶段反复试验验证，锌银蓄电池组既满足返回器内所有用电设备供电需求，同时也能够提供火工品起爆所需脉冲电流。比采用多组蓄电池组方案(飞船与返回式卫星单独为火工品配置2组电池，每组8 kg)可减重至少40%。

图 2 (网络版彩图)服务舱与返回器联合供电示意图

表 2 多舱段联合供电设计地面验证结果

项目	服务舱向返回器供电		返回器银锌电池输出		负载端
	电压(V)	电流(A)	电压(V)	电流(A)	电压(V)
转内电前	29.01	10.44	30.3	0	27.44
转内电开始后 5 s	29.01	6.416	28.76	4.28	26.676
转内电 10 min 后	29.01	6.67	28.72	4.16	27.664
锌银电池单独供电	/	/	27.5	10.8	25.814

2) 设备轻小型化设计. 通过提高锌银电池质量比能量、配电模块化设计等手段降低设备质量.

3) 电缆网优化设计. 电缆网是返回器供电、信号传输通路, 通过选用轻量化器件、避免过设计、避免不必要的双绞屏蔽导线、分支走向优化设计、模板电缆设计、插改焊工艺等手段进行减重设计与实施. 返回器电缆网最终重量仅为 6.1 kg, 电缆网重量仅占返回器总重量的 1.8%, 远远低于载人飞船(154.5 kg, 4.8%)和返回式卫星(35 kg, 5.9%)电缆网比重.

3.2 高比能量锌银电池设计

高比能量锌银电池组设计主要围绕降低电池重量、提高电池比能量和降低长时间湿荷电搁置自放电率等方面开展研究, 主要研究内容如下.

1) 改进正负极活性物质配比与充电制度, 提高电池组的比能量. 研究内容包括: (1) 对锌银电池正负极活性物质的配比关系进行研究, 确定正负极活性物质最佳比例; (2) 对正负极充电制度进行研究, 包括充电波形、充电环境温度以及充电电流密度, 确

定最佳的充电制度, 尽量提高活性物质利用率, 减少活性物质用量, 使银电极活性物质利用率由常规的 80% 提高到 95% 以上.

2) 改进隔膜与电解液设计, 降低湿荷电容量损失. 电池是将化学能直接转变成电能的装置, 由于电池存在内阻, 转变的能量不能全部转变成电能, 而是以热量的形式消耗掉. 降低电池内阻, 可以减少电池内部能量损失, 提高电池输出能量. 研究内容包括: (1) 对隔膜复合系统进行研究, 研制出低内阻、耐碱性好的隔膜系统; (2) 对电解液添加剂进行研究, 改善电极的内阻性能, 经过试验验证电池在湿荷电 120 d 条件下自放电率低于 1.6%.

3) 采用高强度轻质材料, 降低电池附属零部件的重量, 提高电池比能量. 锌银电池主要由正负电极、电解液、单体电池壳体、电池组外壳以及跨接片等组成, 电池所具有的能量由正负电极确定. 采用轻质高强度材料, 运用于单体电池壳体、电池组外壳以及跨接片等电池附属零部件可以减轻电池重量, 提高电池比能量.

飞行器用锌银电池组质量为 9.52 kg, 可用容量为 44.68 Ah, 单体质量比能量达到 155 Wh/kg, 电池组质量比能量达到 133 Wh/kg, 将锌银电池组比能量提升 43%.

3.3 多模式氢镍蓄电池组充电策略

氢镍蓄电池组是飞行器服务舱供配电子系统的重要组成部分(图3), 其性能直接影响服务舱的寿命. 蓄电池充电控制方法是提供高可靠、长寿命蓄电池的一种重要手段. 高轨卫星的充电制度一般为 $C/8 \sim C/10$ (C 为蓄电池组的容量), 低轨卫星的充电制度一般不超过 $C/2$.

空间用蓄电池常用充电终止控制方法^[6,7]有: 温度补偿电压限制($T-V$ 曲线控制)、电子电量计控制、压力控制等. 电子电量计的工作原理^[8,9]如下.

在蓄电池放电时, 通过对放电电流积分获得累计放电电量 $Q_{放}$:

$$Q_{放} = Q_{放0} + \int I_{放} dt; \quad (1)$$

在蓄电池充电时, 通过对充电电流积分获得累计充电电量 $Q_{充}$:

$$Q_{充} = Q_{充0} + \int I_{充} dt. \quad (2)$$

设置充、放电比参数 K :

$$K = Q_{充}/Q_{放}. \quad (3)$$

服务舱氢镍蓄电池组的充电模式采用了电量计与压力控制相结合的充电终止控制方法, 其中压力控制作为电量计控制的备份手段, 当电量计控制异常或失效的情况下, 采用压力控制确保蓄电池不会发生过充或过放.

考虑拓展任务环月需要, 服务舱氢镍蓄电池组电量计控制设计有 3 种模式: 调相轨道充电模式、环月轨道充电模式、月食充电模式, 根据不同任务对充电模式进行选择, 提高了服务舱的自主控制能力. 各充电模式下, 再根据月球探测卫星在轨光照、阴影时间比和氢镍电池的充、放电特性, 可以设置充、放电比阈值 $K_1 \cdots K_6$, 大大提高了氢镍蓄电池充电效率, 改善蓄电池性能, 增加蓄电池周期寿命. 其中 K 为可设置参数, 具体见表 3 所示.

表 3 充放电比阈值表

充放电比阈值	K_1	K_2	K_3	K_4	K_5	K_6
设置值	0.92	0.97	1.00	1.03	0.95	1.06

图 3 (网络版彩图)飞行器氢镍蓄电池多模式充电切换流程图

3.4 多母线均流控制

放电调节电路均衡模块原理如图 4 所示, 由 MEA 调理电路, 电流采样电路, 比例积分(PI)调节电路, 脉宽调制(PWM)逻辑产生及驱动电路组成. 电源控制器在设计上引入了跨导控制的概念, 即各个放电调节器的输出电流统一由主 MEA 控制.

以+Y 母线放电调节器为例, 其工作过程是, 输入 MEA 控制电压经差分调理后得到 V_{MEA} , 与电流采样信号 I_{f1} , I_{f2} 共同产生 1 个误差信号, 误差信号与三角波进行电压比较产生 PWM 脉冲, 并通过逻辑和驱动电路生成 2 路互补驱动脉冲, 驱动 2 个 Boost 功率拓扑中的开关管通断, 进而实现对蓄电池放电调节器(BDR)模块的跨导电流控制, 得到稳定的一次母线和均衡的放电电流. -Y 母线放电调节器工作原理与 +Y 相同. 通过调节控制环路参数即可实现 ±Y 母线 4 个放电模块输出电流的均流.

图 5 为主动段在轨放电调节模块输出电流和母线放电电流的实测值, 可以看出, 4 个放电模块的输出电流差值小于 2%, 确保了 +Y 和 -Y 蓄电池组放电均衡, 满足母线电流输出均衡要求.

4 试验验证

4.1 太阳能电池阵输出功率验证

为验证飞行器太阳能电池阵性能, 地面测试阶段太阳翼随整器进行力学试验、手动与电爆展开试验、

图 4 放电调节器控制环路原理示意图

图 5 主动段放电调节模块输出电流和放电电流

图 6 太阳电池阵地面光照试验照片

光照试验等，验证太阳电池阵功能、性能指标、以及通过帆板驱动机构供电与信号通路正确性。

飞行器发射入轨与运载火箭分离后，太阳电池阵 14 路火工品依次起爆，太阳翼展开正常，太阳电池阵输出功率大于 2600 W，满足整器供电与蓄电池组充电功率需求。

4.2 一次电源母线输出特性验证

一次电源母线输出特性是衡量供电系统性能的重要指标。其中服务舱母线电压范围为 29 ± 1 V，由于母线电压受主母线 MEA 控制，光照期间母线电压较高，阴影期间母线电压较低。

从主动段(图 8)、地月转移段(图 9)、中途修正段(图 10)一次电源母线特性曲线来看，光照期母线电压为 29.4~29.6 V，阴影期母线电压为 28.6~29.0 V，光

图 7 太阳电池阵入轨后输出功率曲线

照与阴影切换期间母线电压的跳变不超过 800 mV，均优于母线稳态和瞬态指标要求。

返回器在分离前由服务舱供电，转内电后由返回器银锌蓄电池供电，整个飞行过程至着陆返回器

图 8 主动段服务舱电压电流曲线

图 11 再入返回阶段返回器电压电流曲线

图 9 地月转移段服务舱光照期间电压电流曲线

图 12 主动段期间能量平衡曲线

图 10 中途修正期间服务舱电压电流曲线

图 13 远离地球拍照期间能量平衡曲线

母线电压范围为 27.35~30.51 V, 如图 11 所示, 满足母线稳态与瞬态指标要求。

4.3 能量平衡验证

能量平衡是指飞行器在阴影期或太阳电池阵输出功率不足时蓄电池提供的电能可以在光照期得到补充。飞行器在整个任务期间, 从发射前 10 min 转内电开始至太阳翼展开并对日定向过程, 以及中途修正、拍照、惯性处理单元(IMU)标定、舱器分离等阶段, 由于飞行器姿态调整, 蓄电池也参与放电。

从图 12~15 可以看出, 在主动段、远离地球拍照、

图 14 中途修正期间能量平衡曲线

图 15 IMU 标定期间能量平衡曲线

中途修正和 IMU 标定 4 个典型任务段, 由于飞行器经过姿态调整, 太阳能电池阵无法实现对日定向, 出现联合供电或完全由蓄电池组供电的情况, 蓄电池组最大放电深度约为 21%, 太阳能电池阵恢复对日定向

后, 蓄电池完成充电, 满足飞行器能量平衡要求。

5 结论

月地高速再入返回飞行器供配电系统实现了高可靠轻量化供配电系统设计、高比能量锌银电池设计、多舱段联合供电设计、多模式氢镍蓄电池充放电策略、多母线均流控制技术等关键技术的突破, 在轨飞行数据表明供配电系统功能正常, 各项性能参数达到或优于指标要求, 系统设计方案、关键技术均得到全面、有效验证, 为飞行器在轨飞行任务期间提供稳定、高效电能供给, 为我国首次实现月地高速再入返回奠定了基础。该研究成果将应用于探月三期月球自动采样返回任务, 并可以推广到返回式卫星、飞船、地外天体进入与着陆探测任务, 为我国深空探测复杂供配电系统设计提供设计参考。

参考文献

- 1 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. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 543-558
- 2 欧阳自远. 嫦娥一号卫星的初步科学成果与嫦娥二号卫星的使命. 航天器工程, 2010, 19: 1-6
- 3 叶培建, 黄江川, 张廷新. 嫦娥二号卫星技术成就与中国深空探测展望. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 467-477
- 4 孙泽洲, 张廷新, 张焱, 等. 嫦娥三号探测器的技术设计与成就. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 331-343
- 5 Cai X D, Zhang M, Lei Y J, et al. Analysis and design method of electrical power system in China's lunar exploration project. 64th International Astronautical Congress. Beijing, 2013
- 6 帕特尔. 韩波, 陈琦, 崔晓婷, 译. 航天器电源系统. 北京: 中国宇航出版社, 2010
- 7 李国欣. 航天器电源系统技术概论. 北京: 中国宇航出版社, 2008
- 8 蔡晓东, 刘治钢, 叶培建. 月球卫星氢镍蓄电池在轨管理技术及性能分析. 航天器工程, 2012, 21: 81-86
- 9 蔡晓东, 刘治钢, 焦萌, 等. 嫦娥二号卫星氢镍电池地面测试方法研究. 电源技术, 2013, 37: 788-791

Design and validation of the power supply and distribution system for circumlunar return and reentry spacecraft

LIU ZhiGang¹, CAI XiaoDong¹, XIA Ning¹, CHEN Ting², WANG BaoPing³, SU RuoXi¹, YU Bo²,
DU Qing¹, CHEN Yan¹ & LI YangWei¹

¹ Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

² Meiling Chemical Plant, China Aerospace Science and Industry Corporation, Zunyi 563003, China;

³ Tianjin Institute of Space Power Sources, Tianjin 300384, China

Considering the main characteristics of the circumlunar return and reentry mission, this paper briefly describes the functions, key technology indexes of the power supply and distribution system, and the solutions of power supply system for multi-cabin spacecraft. Through the following key technologies such as high specific mass energy ration Zn-AgO battery design, multi-mode intelligent nickel hydrogen battery charge strategy and multi-bus current balance control scheme, the design problem that high reliability light weight supply and distribution system has been solved in the complex space environment of circumlunar return and reentry spacecraft. The on-orbit flight test results show that the performance of power supply and distribution system is reliable and excellent. The power supply and distribution system analysis and design methods for circumlunar return and reentry spacecraft which are proposed in this paper have been validated on orbit. It met the requirements and ensured the circumlunar return and reentry spacecraft mission succeeded, and it can provide a reference for lunar and deep space exploration in future.

circumlunar return and reentry, power supply and distribution system, Zn-AgO battery, Ni-H₂ battery, multi-mode charge, multi-bus current balance

doi: 10.1360/N092014-00471