

“嫦娥五号”轨道器供配电系统高比能设计

刘志强, 赵晨, 曹彦, 陈建岳, 杨敏, 李天义

(上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘要: 受制于运载火箭的发射能力, 深空探测器对重量指标要求格外苛刻。“嫦娥五号”(Chang'E-5, CE-5)轨道器供配电系统, 采用了超高比能的太阳能电池及蓄电池设计、全新的母线拓扑结构, 并通过一系列轻量化配电系统设计, 将整个飞行器的功率重量比做到国内领先水平。飞行器供配电系统通过地面验证和飞行在轨试验, 很好地完成了月面采样返回任务, 此技术可为后续深空航天器供配电系统高比能研究和设计提供参考。

关键词: 嫦娥五号; 深空探测器; 供配电系统; 高比能设计

中图分类号: V442

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)03-0237-07

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210007

引用格式: 刘志强, 赵晨, 曹彦, 等. “嫦娥五号”轨道器供配电系统高比能设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(3): 237-243.

Reference format: LIU Z Q, ZHAO C, CAO Y, et al. High specific energy design of power supply and distribution system for Chang'E-5 orbiter[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(3): 237-243.

引言

随着航天技术的进步, 人类探索太空的脚步必将越走越远。从“东方红一号”开始, 我国已经逐步成熟掌握了近地乃至地球同步轨道航天器的设计。走出地球这个摇篮, 踏入深空是人类必然的选择, 而月球探测正是人类深空探测的起航之旅^[1]。

我国自2004年嫦娥工程立项以来, 已经圆满完成了嫦娥工程“三步走”中的“绕”“落”“回”。“嫦娥一号”(Chang'E-1, CE-1)、“嫦娥二号”(Chang'E-2, CE-2)探测任务成功实现了月球轨道环绕并获得了高分辨率全月数字模型和三维月球地形图; “嫦娥三号”(Chang'E-3, CE-3)成功降落在月面让我国的空间技术水平跻身于世界先进国家行列^[2-3], 成为继美俄之后世界上第3个实现月面软着陆的国家, “嫦娥四号”(Chang'E-4, CE-4)更是实现了人类的第1次月球背面软着陆。嫦娥探测器平台的供配电系统设计, 与以前的地球轨道卫星有很大的不同。由于轨道距离远、速度增量, 且受制于运载火箭的发射能力, 深空探测器对重量指标要求极为苛刻。

从“嫦娥一号”到“嫦娥四号”探测器的电源系统, 均采用了当时国内所能达到的最先进且可靠的空间电源系统技术, 以提高系统比能量密度。在发电方面,

从“嫦娥一号”使用的单晶硅太阳能电池片发展到“嫦娥四号”使用的三结砷化镓太阳能电池, 太阳光电转换效率大幅提升; 在储能方面, 从镍氢蓄电池组发展到了锂离子蓄电池组, 其比能量成倍提高; 在供电体制方面, 从分阵式功率调节发展到统一功率调节, 进一步提高了电源系统拓扑功率密度^[4]。

“嫦娥五号”(Chang'E-5, CE-5)月球探测任务是实现三步走的最后一步“回”的任务, 其复杂程度远超前期所有的任务, 且整体系统减重要求苛刻。其中, 轨道器的最大发电功率需求高达2 000 W以上, 而供配电系统重量要求控制在75 kg以内。为完成系统的减重任务, 轨道器供配电系统需要进一步提升功率密度。相对于嫦娥工程前期任务供配电系统设计, “嫦娥五号”轨道器采用了国内能量比重量密度最高的航天用锂离子蓄电池组, 进一步提升了太阳能电池的转换效率; 并在设计的过程中提出一种全新的飞行器双母线分阵拓扑结构, 在保证负载载荷对母线电压稳定度要求的同时, 最大限度地降低了功率调节电路的重量。从而实现了探测器供配电系统高比能设计, 同时也满足了总体重量指标要求。本文主要介绍了“嫦娥五号”供配电系统的高比能设计, 通过在轨实验验证, 所设计的结构满足要求, 可为后续深空探测器的高比能供配电系统设计提供参考。

收稿日期: 2021-02-22 修回日期: 2021-04-02

基金项目: 国家科技重大专项探月三期资助项目

1 能源及配电端轻量化设计

1.1 轨道器供电系统组成

“嫦娥五号”轨道器供电系统,采用空间电源最常用的“太阳能电池阵—蓄电池组”供电方式^[5]。整个供电系统可分为能源端、功率调节模块、配电端。系统的组成结构如图1所示,整个轨道器能源来自于太阳光照射太阳能电池阵电路,产生电功率。光照区通过电源控制器分流模块对太阳能电池产生的电功率进行调节,形成稳定的母线电压,配电模块给母线负载供电。同时,太阳能电池通过电源控制器充电调节模块为蓄电池组充电。阴影区时,蓄电池通过电源控制器升压调节器模块,为母线提供稳定的母线电压,经配电模块,为各功率负载供电。

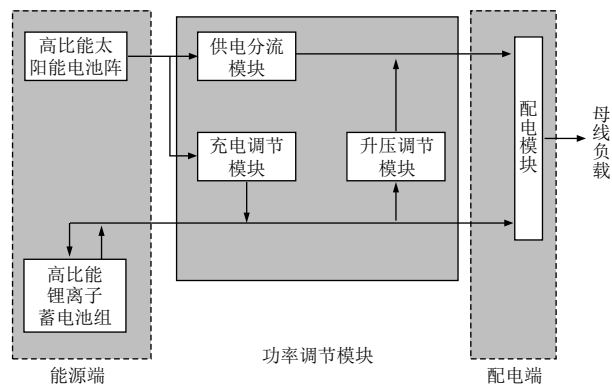


图1 轨道器供电系统结构

Fig. 1 Structure of power supply and distribution system

1.2 高比能太阳能电池及蓄电池设计

提高太阳能电池阵效率是提高太阳能电池能量密度的有效途径^[6-7],在保证成熟可靠的前提下,“嫦娥五号”轨道器采用了目前效率最高的三结砷化镓太阳能电池,同设计了半刚性基板作为太阳能电池设计方案;锂离子蓄电池组以其高能量密度迅速成为我国航天器蓄电池主流方案,“嫦娥五号”轨道器设计时,结合任务需求,研制了目前为止我国在轨航天器最高比能的离子电池组。

1) 高比能太阳能电池阵

太阳能电池光电转换效率反映了太阳能电池的太阳能利用能力,该效率主要由太阳能电池的结构决定。在“嫦娥五号”设计时,太阳能电池阵采用平均光电转换效率不小于30%的三结砷化镓太阳能电池,转换效率达到了国内领先水平。

通过对三结砷化镓太阳能电池带隙的进一步精确划分,提高三结砷化镓太阳能电池的电压,使得效率从28%提升到30%。GaInP无序化生长技术、低温缓冲层生长结构,制备出适于效率30%的三结砷化镓带隙

的高弛豫度、低表面粗糙度、低缺陷密度的较薄缓冲层,为制备高性能顶、中电池提供了高质量的有源区材料,实现带隙匹配的复合材料外延生长。最终光电转换效率高达30%的三结砷化镓太阳能电池,实现了批量生产,产品质量及产量均得到可靠保障,为型号应用提供了可靠产品。

探测器采用了半刚性太阳能电池基板,该基板类型主要包括密栅网格型和疏栅绷弦式两种基板结构。密栅网格型适应标准尺寸为4 cm × 6 cm的三结砷化镓太阳能电池片,疏栅绷弦式适应标准尺寸为8 cm × 8 cm的三结砷化镓太阳能电池片。轨道器采用30%转换效率的三结砷化镓太阳能电池,电池片尺寸为4 cm × 6 cm,并采用密栅网格型半刚性基板结构,实现了高比能太阳能电池阵设计。

实际在轨工作期间,“嫦娥五号”轨道器太阳能电池电路工作点功率密度最大达到了230 W/m²,这在环月轨道飞行器(考虑到环月轨道飞行器,相对于地球轨道飞行器太阳能电池高温工况较为苛刻,电池工作电压下降较大)性能是很好的。

2) 高比能锂离子蓄电池组

锂离子蓄电池目前已经成为主流的航天电源蓄电池^[8-9],其体系目前主要有钴酸锂(LiCoO₂)和NCA(Li(NixCoyAl(1-x-y))O₂)2类。

其中,钴酸锂体系电池单体工作温度范围宽、功率密度大,但是工作寿命较短;NCA体系锂离子单体优势在长寿命工作,同时兼顾高比能量密度,但是其充放电倍率及低温性能较差。

结合“嫦娥五号”任务特点,在轨主任务时间只有一个月左右,对长寿命没有非常严格的要求。考虑到高能量密度,以及技术成熟性,“嫦娥五号”轨道器供电系统,选用能量密度195 Wh/kg的LiCoO₂锂离子蓄电池单体。如图2所示,电池组由14个单体2并7串组

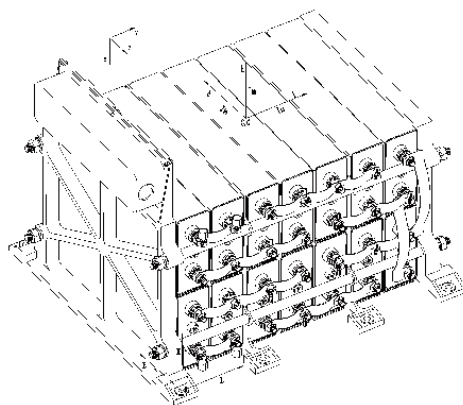


图2 锂离子蓄电池组外形示意图

Fig. 2 Outline diagram of lithium ion battery pack

成,采用拉杆式结构,壁板为碳纤维材料。成组后,蓄电池组比能量达到174.8 Wh/kg,能量比重量处于国内领先地位。相比于常规150 Wh/kg锂离子电池现状,由上海空间电源研究所研制的195 Wh/kg高比能电池为探测器带来了千克级的重量减少。

1.3 配电系统轻量化设计

轨道器配电系统包含器上单机配电控制管理与电缆网两大部分,负责完成器上单机供电、火工品起爆控制、推进及热控供电,以及轨道器各设备间功率流和信息流的传输。为实现产品轻量化设计,轨道器主要电子单机采用综合电子的设计思想、电缆网采用性能优化、最小路径设计原则。轻量化详细设计情况如下:

1) 打破传统配电单机单一功能设计方案,根据轨道器多舱段结构形式以及各舱段用电单机的需求,采用集中式、区域化配单模块设计,减少配电单机数量,优化模块布局布线,仅用5块配电模块完成器上29路全调节母线电压供电、20路蓄电池母线供电、6路二次电源供电以及26路指令母线的配电需求;

2) 火工品模块采用三级开关控制方案,选用金属-氧化物-半导体(Metal-Oxide-Semiconductor, MOS)管代替传统继电器开展火工品解锁控制,仅用2块火工品控制模块完成器上52个火工品和6个分离连接器的管理与控制;

3) 轨道器结构复杂,加热器数量众多,选用MOS管代替传统继电器开展加热器控制与管理,设计5块加热器控制与管理模块完成器上200路加热器供电控制;

4) 轨道器的4个舱段之间信号错综复杂,交互众多,为实现电缆轻量化要求,采用模板电缆的方式进行设计,在保证电缆分支合理布局的基础上,最大程度缩短了电缆长度,减轻电缆重量;

5) 控制轨道器单机元器件选型,选用MM系列、J30JH系列高密度连接器作为信号线的传输,同时热控线路及推进阀门线路采用散线连接的形式替代原有过渡连接器设计方案,该方案极大减轻了低频电缆网重量。

2 高比能母线拓扑设计

2.1 母线调节方式

航天器电源系统母线电压调节方式分为3种:不调节、半调节和全调节。调节方式取决于负载对母线电压稳定的要求和太阳能电池阵电能的利用程度^[10-11]。

1) 不调节母线

不调节母线系统应用于早期的卫星电源系统,对

28 V供电系统而言,光照区母线电压最高可达48 V,阴影区母线电压25~30 V之间。系统简单、重量轻,但母线电压波动很大,电源的内阻亦大。

2) 半调节母线

半调节母线是在光照区由分流调节器调节母线电压,并通过充电调节器为电池充电,克服了光照区母线电压受负载功率变化而造成的波动。半调节母线结构如图3所示,但是半调节母线阴影区由蓄电池组直接供电,母线电压相对于光照区仍然有较大压差。虽然该调节方式系统效率高,当负载对母线电压稳定度有较高要求时,使用上依然有较多的限制。

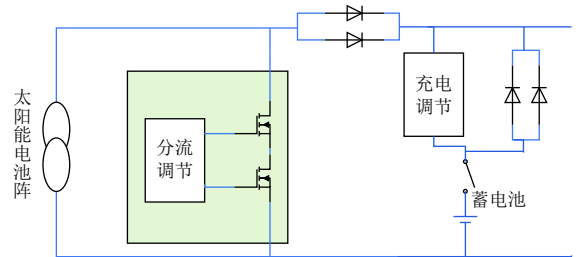


图3 半调节母线系统

Fig. 3 Semi-regulated bus system

3) 全调节母线

在半调节的基础上,蓄电池组通过放电调节器使其输出电压稳定在一定范围内,这样的系统即为全调节母线。全调节母线能适应极宽的负载功率的变化。目前国内外大、中型航天器电源均采用此方法^[12-13]。系统效率很大程度取决于放电调节器的效率。其效率一般都要求大于90%,设计时放电调节器的最高输出电压应稍低于太阳能电池方阵最大功率点的电压,这样可确保光照区自动由方阵供电,阴影区自动转换为蓄电池组供电。全调节母线方式可以满足“嫦娥五号”载荷负载对母线电压稳定性的要求,但是供电系统需要付出较大的重量代价。

2.2 常规母线拓扑结构

常规母线拓扑结构主要有S3R、S4R、混合型功率调节电路3种^[14]。

1) S3R调节技术

S3R功率调节技术,太阳能电池阵统一布片,统一母线输出,电源控制器通过采样母线电压,形成微电极阵列(Multi-Electrode Array, MEA)信号,分别对分流调节器(Sequential Switching Shunt Regulator, S3R)、充电控制器(Battery Charge Regulator, BCR)和放电控制器(Battery Discharge Regulator, BDR)进行控制,实现电源系统母线调节功能。其原理框图如图4所示。

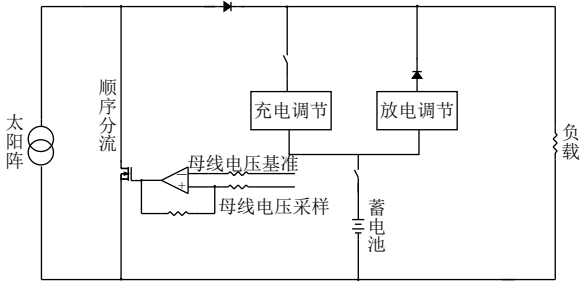


图4 S3R功率调节原理框图

Fig. 4 Functional block diagram of S3R power regulation

MEA的输出电压被分成3个区间来分别对应S3R、BCR和BDR, 每个区间设有死区, 如图5所示。

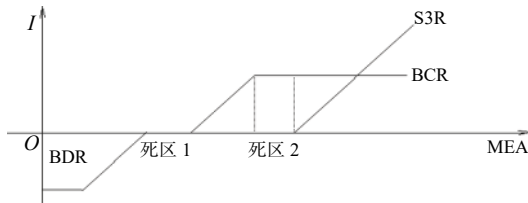


图5 MEA调节区间设置

Fig. 5 Setting of MEA regulation section

S3R调节方式控制相对简单, 太阳能电池串数量相同, 有利于太阳能电池阵标准化和通用化设计, 但是由于其充电控制器和放电控制器均直接与电源母线相连, 当遇到低母线电压体系(如28V)的要求时蓄电池组的充电电压会受到较大限制, 而且设置有充电控制器, 增大了功率损耗和系统重量。

2) S4R调节技术

该功率调节方式克服了S3R技术中充电控制器功率损耗过大和重量过高的缺点, MEA采用两域控制, 主误差放大器在两个线性区间内分别控制太阳能电池阵分流和蓄电池放电, 减少了控制的复杂程度。S4R (Sequential Switching Shuntseries Regulator) 功率调节系统原理框图如图6所示。

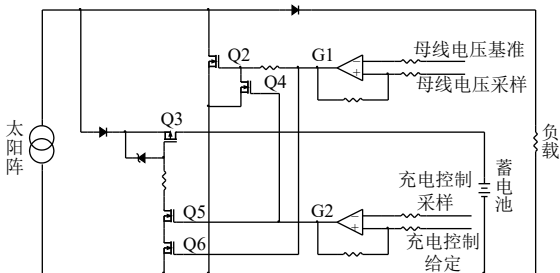


图6 S4R功率调节原理框图

Fig. 6 Functional block diagram of S4R power regulation

但是, 采用S4R功率调节方式, 蓄电池组电压必须低于母线电压。而且, 当太阳能电池阵给蓄电池充电时, 太阳能电池阵电压会被蓄电池电压钳位, 导致

太阳能电池利用率下降。虽然S4R功率调节效率很高, 但综合太阳能电池在内, 其充电效率并不高。

2.3 高比能双母线电池阵分阵拓扑

轨道器能源紧张, 应尽量提高母线利用效率, 减少放电调节器放电效率对蓄电池组输出功率的消耗。“嫦娥五号”轨道器供配电系统, 结合自身负载特点及功率情况, 提出了适合自身特点的“双母线月球探测飞行器太阳能电池阵分阵结构及方法”^[15]。

通过上节分析, 不调节直流母线在全调节母线基础上省去了充、放电调节器设计, 结构简单, 效率高, 可以能够充分利用太阳能电池的能量。但不能调节直流母线的充电电压、也不能控制其电流, 母线电压也受到蓄电池组钳位的影响。综合考虑电源分系统的输出功率利用率、分系统设备的用电安全、母线效率、电池兼容 (Electro Magnetic Compatibility, EMC) 特性等因素, 轨道器采用双母线形式, 双母线体制如图7所示。全调节母线29±1 V, 供电能力750 W; 蓄电池节母线23~29 V, 供电能力不低于1350 W。轨道器上部分负载, 如CPU、测控应答机等对电压稳定度要求较高, 采用全调节母线供电; 另一部分负载, 如电加热片、电磁阀等负载对电压稳定度要求不高, 采用半调节母线供电。

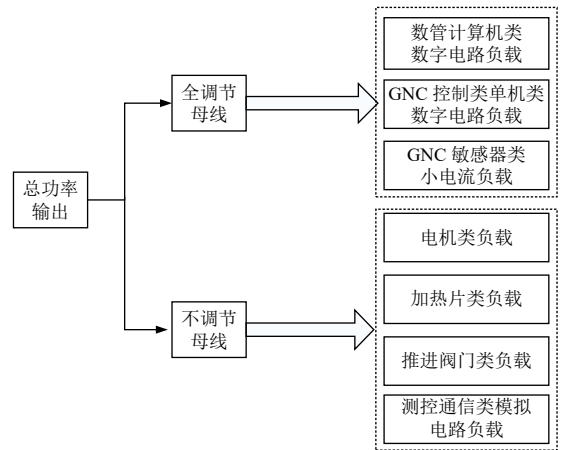


图7 轨道器采用的双母线体制

Fig. 7 The double bus system adopted by Chang'E-5 orbiter

“嫦娥五号”轨道器供配电系统提出了新的母线拓扑结构——适应双母线输出, 如图8所示, 电源拓扑选择分流电路与充电电路相结合的拓扑, 太阳能电池阵采用分阵式设计, 分为供电阵与充电阵。

在光照区时, 供电阵通过分流电路向全调节母线供电, 并不调节母线而是由蓄电池组直接并接在充电阵输出端, 输出电压受蓄电池组电压钳位限制, 充电阵通过充电电路提供蓄电池组充电功率, 向不调节母

线提供供电功率。在阴影区，蓄电池组通过放电调节器向全调节母线供电，同时直接向不调节母线供电。在光照区全调节母线供电不足情况下，充电阵或者蓄电池组也可通过放电调节器向全调节母线补充供电，但是供电阵不可向不调节的母线负载补充供电。

这种设计方法下，太阳能的供电阵、充电阵采用分阵设计，对于双母线系统而言，拓扑简单，母线控制方法简单。通过对负载的识别，最大程度减小了全调节母线的功率需求，从而减小了升压调节模块的重量，提高了整个系统的功率密度。

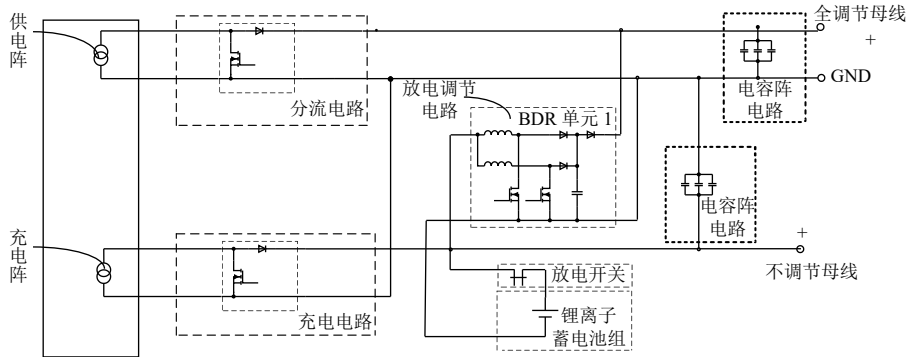


图8 分阵+SR调节的拓扑结构
Fig. 8 Topological structure of divided array and shunt regulation

通过地面试验和在轨飞行验证，“嫦娥五号”供配电系统采用的分阵双母线体制系统电压稳定，在满足不同负载对母线电压的稳定度要求的同时，最大限度减少了升压调节模块的数量，提高了系统工作效率，降低了系统重量和复杂性。该电源母线拓扑设计，针对全调节母线负载功率比较稳定的系统有较好的适应性。

计要求。目前，“嫦娥五号”轨道器继续执行拓展任务，供配电系统工作正常，状态稳定。

3 轨道器在轨飞行验证

“嫦娥五号”于2020年11月24日发射，在轨运行期间轨道器圆满完成地月转移、环月飞行、月球轨道交会对接与样品转移，携带返回器完成月地转移，经过23 d的飞行，在2020年12月17日完成返回器着陆地面，圆满完成探月工程三期月球无人自动采样返回任务。

在全任务期间，轨道器供电平稳，载荷工作正常，全调节母线电压和不调节母线电压均在设计要求的范围内；太阳翼电池发电电流符合设计要求，任务期间无衰减；蓄电池放电深度符合任务要求，未超过40%的最大放电深度要求。“嫦娥五号”供配电系统在轨期间无异常故障，圆满完成型号任务。轨道器供配电系统重要指标实测数据如表1和图9~10所示。表1显示在地面试验及在轨飞行实测中，供配电系统母线电压在各种工况下均满足指标要求。由图9数据可以看出，在轨飞行期间全调节母线功率基本稳定，不调节母线功率变化范围较大；图10显示，双母线电压均保持相对稳定，满足指标要求，其中全调节母线光照区、阴影区基本一致；不调节母线在光照区跟阴影区有一定压差，但是母线电压相对稳定，均满足系统设

表1 “嫦娥五号”轨道器供配电系统母线电压

Table 1 Bus voltage of Chang'E-5 orbiter power supply and distribution system

参数名称	全调节母线电压/V	蓄电池母线电压/V
类型	AN	AN
正常范围	28~30.7	23~29
地面测试历史包络	28.762~30.896	26.275~29.708
待发段至太阳翼展开	29.244~29.622	27.245~28.334
地月转移段	28.861~30.228	26.765~29.042
近月制动段及环月初期	28.844~30.145	26.458~28.955
交会对接段及环月等待	28.946~30.370	26.277~28.997
月地转移段	28.993~30.124	26.475~28.927

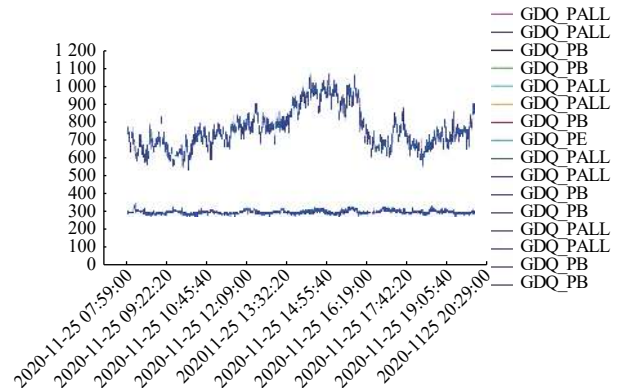


图9 “嫦娥五号”轨道器母线功率
Fig. 9 The power of dual bus of Chang'E-5 orbiter

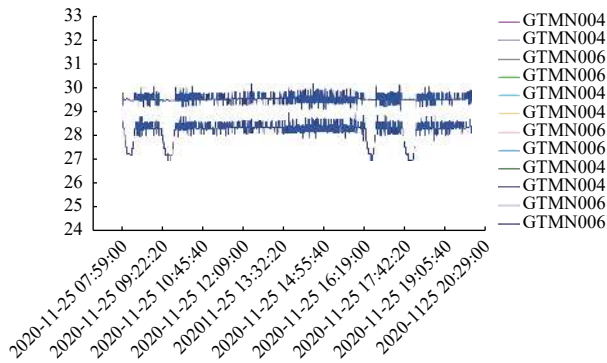


图10 “嫦娥五号”轨道器供电系统母线电压
Fig. 10 Bus voltage of Chang'E-5 orbiter power supply and distribution system

4 结 论

本文主要介绍了“嫦娥五号”轨道器供电系统的高比能设计。通过采用高比能电池设计以及新型母线拓扑结构,轨道器供电系统总重量控制在120 kg以下。其中电源控制器在不到10 kg的重量下,完成了2 000 W以上的功率调节,在航天器供电高比能设计方面处于国内领先水平。“嫦娥五号”任务取得圆满成功,验证了轨道器供电系统设计的正确性和可靠性。

参 考 文 献

- [1] 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.
- [2] 欧阳自远. 月球探测进展与我国的探月行动(上)[J]. 自然杂志, 2005, 27(4): 187-190.
OUYANG Z Y. Review of lunar exploration and introduction of Chinese lunar exploration project(1)[J]. Chinese Academy of Sciences, 2005, 27(4): 187-190.
- [3] 郑伟,许厚泽,钟敏,等. 月球探测计划研究进展[J]. 地球物理学进展, 2012, 27(6): 2296-2307.
ZHENG W, XU H Z, ZHONG M, et al. Progress in international lunar exploration programs[J]. Progress in Geophysics, 2012, 27(6): 2296-2307.
- [4] 雷英俊,朱立颖,张文佳. 我国深空探测任务电源系统发展需求[J]. 深空探测学报(中英文), 2020, 7(1): 35-40.
LEI Y J, ZHU L Y, ZHANG W J. Research on power system development of Chinese deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(1): 35-40.
- [5] 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.
LI G X. Overview of spacecraft power system technology[M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 2008.

- [6] 戴永亮,许峰,陈达兴,等. 一种深空探测器高比能智能电源系统设计[J]. 航天器工程, 2019, 28(4): 75-85.
DAI Y L, XU F, CHEN D X, et al. Design of high energy density and automatic control power supply system for deep space probe[J]. Spacecraft Engineering, 2019, 28(4): 75-85.
- [7] TATSUYA T, HIDETOSHI W, HIROYUKI J. Application of InGaP/GaAs/InGaAs triple junction solar cells to space use and concentrator photovoltaic [C/OL]. [2019-05-21]. <https://ieeexplore.ieee.org/document/6924936>.
- [8] 邹连荣,田娟. 高能量密度锂离子电池正极材料镍钴铝酸锂技术发展[J]. 通信电源技术, 2016, 33(6): 199-200, 201.
ZOU L R, TIAN J. Technology development of high energy density lithium-ion battery cathode material nickel cobalt lithium cobalt lithium[J]. Telecom Power Technology, 2016, 33(6): 199-200, 201.
- [9] HENDRIK S, HIMAWAN T B M P, INDRA P. Reaction kinetics modeling for lithium and cobalt recovery from spent lithium-ion batteries using acetic acid[J]. International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials, 2019, 26(1): 98-107.
- [10] DENNEY J K. Earth Observing System (EOS) terra spacecraft 120 Volt power subsystem[C]//35th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference. Las Vegas, NV: AIAA, 2000.
- [11] STUEBER J T. Evaluation of kapton pyrolysis, arc tracking, and flashover on six-coated polyimide insulated samples of flat flexible current carriers for SSF[R]. OH., United States: NASA, 2013.
- [12] 赵春阳,陈洪涛. 100 V 母线10 kW 级电源控制装置发展初探[J]. 电源技术, 2008, 32(9): 628-630.
ZHAO C Y, CHEN H T. Development of the 100 V-10 kW power conditioning unit[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2008, 32(9): 628-630.
- [13] 赵静. GNSS 系统及其技术的发展研究[J]. 全球定位系统, 2008, 40(3): 27-30.
ZHAO J. The development trend investigation of GNSS and its technologies[J]. GNSS World of China, 2008, 40(3): 27-30.
- [14] 铁琳. 基于S4R技术的空间电源控制策略研究与实现[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.
TIE L. Research and implementation on the control strategy of space power system based on S4R[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011.
- [15] 赵晨,张玉花,侯建文,等. 双母线月球探测飞行器太阳能电池阵分阵拓扑: 中国, 201418008531.6[P]. 上海: 上海航天技术研究院, 2014.

作者简介:

刘志强(1982-),男,高级工程师,主要研究方向:探测飞行器供电总体设计。

通讯地址:上海市闵行区元江路3888号805研究所(201108)

电话:(021)24186069

E-mail: liuzq19@126.com

李天义(1974-),男,研究员,主要研究方向:飞行器总体设计。**本文通讯作者。**

通讯地址:上海市闵行区元江路3888号805研究所(201108)

电话:(021)24186412

E-mail: lity74@163.com

High Specific Energy Design of Power Supply and Distribution System for Chang'E-5 Orbiter

LIU Zhiqiang, ZHAO Chen, CAO Yan, CHEN Jianyue, YANG Min, LI Tianyi

(Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China)

Abstract: Limited by the loading capability of launch vehicle, the deep space probe is required to reduce its own weight. Based on the most advanced space power supply technology in China, the power supply and distribution system of Chang'e-5 orbiter adopts ultra-high energy density solar cells and batteries, and invents a new bus topology. Through a series of lightweight power distribution system design, the power to weight ratio of the whole probe reaches the domestic leading level. The power supply and distribution system of spacecraft has passed the ground verification and flight test on in orbit, therefore can be referred for the follow-up research and design of high specific energy of power supply and distribution system of spacecraft.

Keywords: Chang'E-5; deep space probe; power supply and distribution system; design of high specific energy

Highlights:

- The latest high specific energy solar cells and batteries are used in the power supply and distribution system of Chang'E-5 orbiter.
- The power supply and distribution system of the orbiter invented a new type of “dual bus solar array topology” suitable for the lunar orbiter.
- The power supply and distribution system of spacecraft has passed the ground verification and flight test on orbit.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 刘勇]