

空间电源系统关键技术分析

杨波, 焦云华

(北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘要: 介绍了空间电源系统的功能及组成结构。在大功率、高可靠性航天器发展应用背景下, 从三个方面分析了空间电源系统设计的关键技术。跟踪国际最前沿的空间电源技术动态, 指出空间电源系统的发展方向, 并详细分析了功率控制模块电路, 对后续电源系统的优化设计工作具有参考意义。

关键词: 空间电源系统; 均衡电路; 功率控制器

中图分类号: TM912.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-8110(2015)03-0114-06

Analysis on Key Technologies of Space Power System

YANG Bo, JIAO Yun-hua

(Beijing Electro-mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: This paper introduces the function and structure of space power system. In the development of space technology, high power and high integration are new directions. In the design of space power system, three aspects are analyzed including solar battery, Li-ion battery balance circuit and power control circuit. It contains a particular analysis of the power control module. This paper has reference significance for the subsequent optimization design of space power system.

Key words: Space power system; Balanced circuit; Power controller

0 引言

近年来, 随着人类探索太空活动的日益频繁, 空间技术的快速发展, 航天飞行器的工作模式及功率需求变得十分复杂, 对电源系统的性能及应用范围提出了更高的要求。新型电源系统在保障对飞行器提供可靠的能源的前提下, 尽量减小质量和体积, 具备较强的负载适应能力, 充分体现新技术特点。

航天电源作为航天系统仪器设备的电力支持系统, 可靠性要求很高。轻型化、大功率成为航天器两个主要发展方向。轻型化可以减少航天器发射成本; 而大功率意味着能支持更多电子设备, 大幅度提高航天器应用范围与功能。质量与功率

是其设计的两个重要约束条件, 高功率质量比是空间电源系统的优化设计方向。

为提高空间电源系统研制水平, 需要了解电源系统的组成, 以及各分系统国内外发展现状。本文将从组成空间电源的三大核心模块展开相应技术研究。

1 空间电源系统结构组成

电源系统是飞行器所有仪器工作的电源, 它是电能产生、储存、变换、调节、传输分配和管理的重要分系统。其基本功能是通过物理和化学过程, 将太阳的光能、核能或化学能转化为电能, 并根据需要对电能进行储存、调节和变换, 然后向各个分系统不间断供电。典型电源系统的构型

收稿日期: 2014 - 12 - 15; 修订日期: 2015 - 01 - 06。

作者简介: 杨波 (1990 -), 男, 硕士, 主要从事电气系统方面的研究。

如图 1。

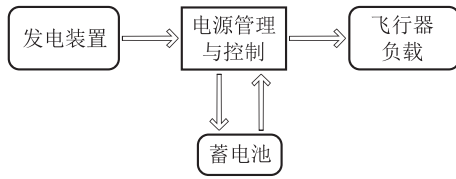


图 1 典型电源系统结构图

Fig. 1 Typical power control unit

航天器电源分系统供电质量的优劣直接影响航天器的整体性能。当前，在轨航天器使用太阳能电池阵—蓄电池组联合供电的电源系统占 90% 以上。太阳能电池阵—蓄电池组联合供电的电源系统由太阳能电池阵、蓄电池组和电源控制装置三部分组成。完成以下功能：

- 1) 在飞行器综合测试和各种试验期间，为仪器和设备提供电源；
- 2) 在飞行器发射主动段，为仪器和设备提供电源；
- 3) 飞行器在轨运行期间保证设备的可靠供电；光照期间太阳能电池阵发电为设备负载供电，对蓄电池充电；阴影期间，蓄电池为设备供电；
- 4) 实施对电源系统的管理和控制（包括对电源系统母线电压的调节、对蓄电池组充放电的控制与调节）。

2 空间电源太阳能技术

航天领域中太阳能的利用方式主要包括：光伏发电，太阳能热动力发电，依靠太阳光能或热能促进化学反应（例如燃料制备和蓄热介质）等。

太阳能电池是一种能量转换半导体器件，它依靠半导体光伏效应将光能量转化为电能。太阳能电池是卫星以及空间站等航天飞行器的最常用电源。太阳能电池的第一次使用是在 1958 年发射的先锋 1 号 Vanguard 飞行器上。在实际应用中的光电转换效率一般在 6%~20%，单位面积功率达到 150W/m²，质量功率密度则可达到 200W/kg。随着功率需求的增加，开始研发更轻型的柔性电池与效率更高的多结砷化镓电池。

2.1 柔性电池技术

国外早在 20 世纪 70 年代就开始柔性板太阳电

池阵的研究，20 世纪 80 年代在许多飞行器上得到应用，例如美国的哈勃望远镜的太阳阵、美国洛克达因公司为国际空间站制造的太阳电池阵皆为柔性电池。柔性电池可拓展性较强，可以实现太阳阵的超大功率。未来大功率飞行器的太阳能电池方案更倾向采用柔性电池。柔性太阳能电池阵的另一特点是收拢体积小。单个太阳能电池板厚度较小，可以像手风琴一样折叠收拢后压紧于收藏箱内，且板与板之间不需要预留间隙，实现完全压紧。因此，大面积柔性太阳能电池阵的收拢体积可比相同面积的刚性太阳能电池阵减小约 80%。

哈勃望远镜太阳电池阵，是卷式复合薄膜太阳能电池阵技术的典型工程应用范例。该太阳阵由粘贴在柔性敷层上的太阳电池构成，太阳电池是尺寸为 20.95mm×4.35mm 的效率为 12.68% 的硅电池。太阳电池阵在轨工作 5 年，轨道工作温度为 70℃，寿命末期的重量比功率为 20.3W/kg。



图 2 哈勃望远镜

Fig. 2 Hubble space telescope

国际空间站太阳能电池阵采用的是折叠式复合薄膜太阳能电池阵技术。太阳阵有 8 个展翼，太阳翼展宽达 73.2m，总面积相当于一个足球场面积的 54%，采用对称式配置方式，以避免干扰，便于空间站的整体控制和太阳定向跟踪。

2.2 多结砷化镓电池技术

砷化镓 (GaAs) 太阳能电池具有高于硅太阳能电池的转换效率，在较高的电池温度下仍能有较好的工作性能。单结砷化镓电池的转化效率较低，对太阳光能的吸收存在较多的浪费，近年来已经发展出了三结以及更高结的砷化镓电池。三结或多结电池是指采用叠层技术将对太阳光波吸收能力不同的半导体材料制作成多个 P-N 结结构的电

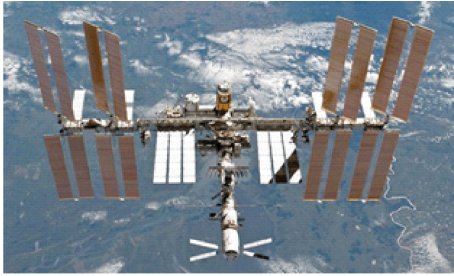


图 3 国际空间站

Fig. 3 International space station

池。三结砷化镓电池在 2002 年已经应用于轨道飞行器上, 最大转化效率达到 26.5%。四结砷化镓电池的试验转化效率已达 35%, 相对成本大为降低, 单位面积功率密度和单位质量功率密度分别在 $375\text{W}/\text{m}^2$ 和 $145\text{W}/\text{kg}$ 。多结砷化镓太阳电池目前效率最高且有较好的抗辐照性能, 但是存在密度大、容易破损、原材料成本高、生产过程中造成的环境污染等问题, 给大规模生产与应用带来一些问题。

3 锂离子电池均衡充电技术

锂离子蓄电池作为一种 20 世纪 90 年代初期发展的先进蓄电池, 具有高比能量、高电压、抗低温性能、低自放电率和无记忆效应等一系列优点, 因此得到了越来越广泛的应用。随着锂离子蓄电池技术的发展, 它已经成为继镉镍蓄电池、氢镍蓄电池之后的第三代空间储能电源

锂离子电池目前在空间应用上存在一个难题。在充放电过程中, 蓄电池组内各单体电压的离散性会逐渐变大, 导致整组电池性能与寿命下降。因此航天长时锂离子电池组必须设计均衡电路。均衡电路设计基本思路是对单体电池电压进行采集, 再根据不同设计方法将单体电池电压趋于一致。常见方法有分流电阻均衡、平均电压均衡以及能量非损耗型等方法。

分流电阻均衡设计简单, 将每个单体电池并联同阻值的分流电阻。在充完电以后, 若单体电池电压差异较大, 便接通分流。电压较高的分流电流较大, 电压较小的分流电流小, 从而减小了电池间电压差。此方式简单且成本低, 但效率低。改进型的分流均衡电路可以增加控制开关, 检测

最高电压与最低电压的单体电池。通过控制开关通断, 在充电过程中, 达到均衡充电的目的。此方法的电路结构简单, 但是控制比较复杂。

平均电压均衡电路原理如图 4 所示。图中 V_{battery} 为蓄电池组电压, 经电阻 R_1 与 R_2 分压得到电池的平均电压。每个单体电池电压与平均单体电压相比较, 控制开关就高于平均电压的电池分流, 因此均衡电路是往下趋于平衡。属于能量耗散型均衡电路。

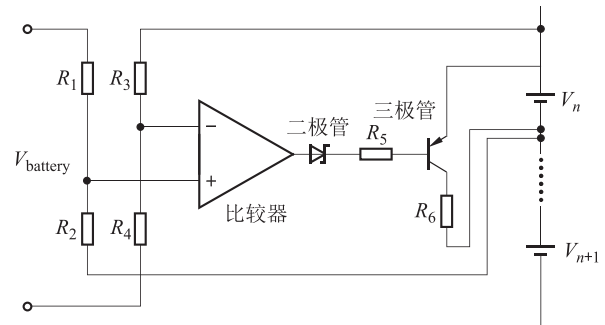


图 4 平均电池电压均衡电路

Fig. 4 Average voltage battery equipoise

为了减小能量损耗, 还可以利用储能器件进行能量平衡的电路。如开关电容均衡电路、DC-DC 变换器均衡电路。开关电容均衡电路原理是利用电容器储存电荷的特点, 将高电压的单体电池能量传递到低电压的单体电池。还可以采用电感元件实现双向传递。这种方法存在均衡时间长, 能量多次传输的特点, 对于串联数目较多的电池组并不适合。DC-DC 变换器电路原理是利用升降压电路及单体电池可充放电的特点, 将高电压的电池能量传递到电池组里。这种方法易于组合化、模块化, 但是器件多, 结构复杂, 质量较大。

空间电源系统的总体设计要考虑轨道的特点: 高轨道周期长, 能源充足, 蓄电池充放电循环次数多, 要求较高的可靠性与质量经济性, 可采用耗散型分流电路; 低轨蓄电池充放电次数高, 放电工作周期短, 均衡电路多采用光照期间充电式均衡电路。考虑在经济性、可靠性、高效率的约束条件下设计成熟可靠均衡电路。非耗散型电路具有低损耗的特点, 效率更高但控制电路复杂, 是目前研究的热点方向。

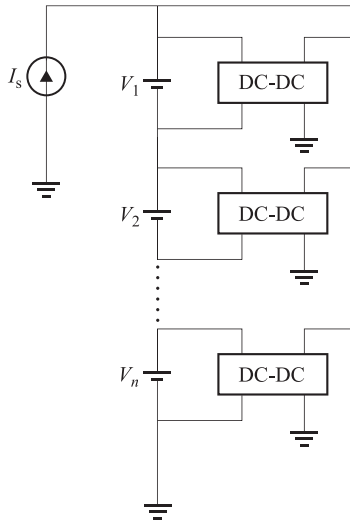


图 5 DC-DC 式均衡电路

Fig. 5 DC-DC battery equipoise

4 先进功率控制技术

S3R 型功率调节技术在 1977 年提出后直至今今天仍在中外航天器上大量应用。在此基础上后来发展了混合型功率调节，将太阳阵分为充电阵与供电阵。20 世纪 90 年代欧洲航天局 (ESA) 电源系统试验室首次研制出了 S4R 型功率调节系统，S4R 技术克服了 S3R 技术中充电控制器直接串联在母线上所带来功率损耗过大和质量过重的缺点，又克服了混合型功率调节技术使用独立充电阵效率较低的困难。

S4R 型调节技术将母线误差区域分成两块，分别控制分流调节器与放电调节器，减少了控制的复杂程度，较好地满足了地球同步轨道和太阳同步轨道对电源系统的使用要求。S4R 技术也有局限性，在功率充足时，分流调节域优先蓄电池充电，所以太阳电池阵输出母线电压被蓄电池电压钳位，太阳电池没有工作在最大功率点，利用率下降。S4R 型功率调节仅适用于蓄电池电压低于母线电压的供电体制，S4R 功率调节效率很高，但包括太阳电池在内的综合充电效率并不高，同时 S4R 的充电损耗、体积、重量与 S3R 功率调节系统相比低很多，是综合性能最好的拓扑结构。表 1 对比了三种常用功率调节技术。

表 1 S3R \ 混合型 \ S4R 技术对比

Tab. 1 Contrast of S3R \ Mixed \ S4R Regulator

	S3R 型功率调节技术	混合型功率调节技术	S4R 型功率调节技术
蓄电池电压	元限制	元限制	必须低于母线电压
太阳电池利用率	高	低	较低
充电效率	较高	高	高
损耗	高	低	低
功率重量比	低	高	高
适用范围		充电电流较大、对太阳电池利用率要求不高、且电池电压与母线电压差较大的 LEO 轨道卫星	充电电流较大、蓄电池电压低于母线电压且与母线电压接近的 GEO 和 LEO 轨道卫星

电池充放电一体化 (BCDSR) 是 ESA 基于电源系统集成化提出的一种新型功率控制拓扑结构。它的控制信号来自母线误差放大器、蓄电池误差放大器。在功率开关控制单元控制下完成充电调节器 (BCR)，放电调节器 (BDR)，分流调节器 (SR) 三种控制器的功能，实现了一体化功率控制设计。新型一体化技术适用于低功率空间电源系统的一体化设计，且适用性强，简化功率控制电路的复杂程度，其拓扑结构框图如图 6 所示。

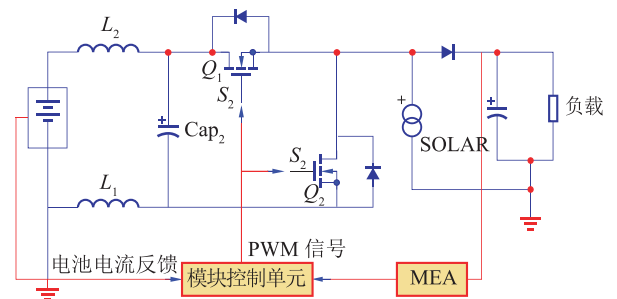


图 6 BCDSR 拓扑结构框图

Fig. 6 Power supply system block of BCDSR

这种改进型的 BCDSR 拓扑结构工作于充放电状态时, 开关管零电流导通, 取得同步整流的效果。太阳能电池阵直接给蓄电池组充电, 提高了系统充电效率。

(1) 阴影期 BDR 状态工作示意图

图 7 中, 电源系统工作在 BDR 工作模式, 蓄电池放电是 Buck 降压工作方式。通过开关 S_1 的脉宽调制的导通, 蓄电池给母线负载供电。开关 S_2 处于关断状态。能量从 A 点传递到 B 点。提供给负载的电流等于 $I_1 + I_2$, 通过反馈母线电压, 调节占空比 D 维持母线电压恒定。

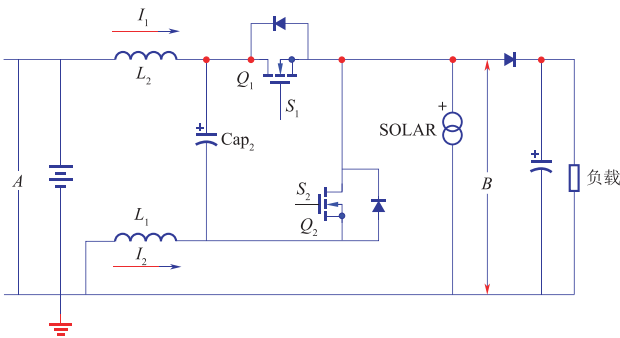


图 7 BDR 工作模式

Fig. 7 BDR mode of BCDSR circuit

除了在阴影期, 蓄电池组为母线供电, 在光照期, 当太阳能电池功率不足以提供负载功率时, 蓄电池也能以 Buck 降压工作方式, 与太阳能电池并联为母线负载供电。全母线电压调节的方式确保母线电压的稳定。

(2) 光照期 BCR 状态工作示意图

由于蓄电池的额定电压比母线电压高, 电路是以 Boost 升压方式充电。如图 8 所示, 能量由 B 点传送到 A 点。在这个状态下, 有两种工作模式, 一种功率充足为蓄电池充电, 一种功率冗余对地分流。

在 BCR 工作过程中, 太阳能电池阵输出电流的大小能够提供负载电流。多余的部分可以提供给电池充电。随着太阳能电池输出功率的增加, 母线电压上升, 误差放大器反馈输出增加, 充电电流增加以减小流向负载的电流, 以此调节母线电压回到设定范围内。在此模式下, 太阳能电池阵的输出电流等于负载电流与充电电流

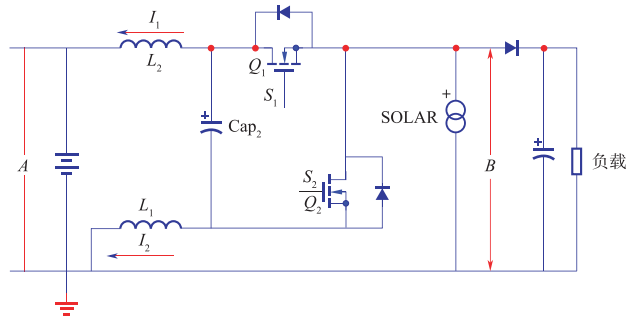


图 8 BCR 工作模式

Fig. 8 BCR mode of BCDSR circuit

的和。

BCR 状态工作, 蓄电池的充电电流等于太阳能电池阵的输出电流与负载电流的差, 如果太阳能电池的输出电流足够大, 差值可能大于蓄电池充电电流的最大限值, 可能导致蓄电池的损坏。因此反馈模块信号由蓄电池组充电电流信号调节, 维持充电状态下, 以恒定的最大电流充电。反馈控制信号使开关 S_2 完全开通, 太阳能电池对地短路, 进入 SR 模式, 当母线误差放大器达到 SR 模式设定值时, S_2 断开, 再回到 BCR 模式。

充放电一体化技术扩展了空间电源系统的设计方法和应用领域, 推进了控制装置的模块化进程, 充放电一体化设计代表了空间电源系统功率调节技术的发展趋势。

5 结束语

随着航天技术的发展, 对空间电源系统大功率需求提出了新要求。本文从组成电源系统的三大模块, 分析了设计电源系统的关键技术, 分析结果表明在发展先进空间电源系统时应注重以下几点:

- 1) 发展柔性太阳能电池与多结高效砷化镓电池是研制高效太阳能电池技术方向。
- 2) 锂离子电池技术的成熟应用需要成熟的安全均衡电路设计, 均衡电路的设计应当从总体设计出发, 结合任务轨道特点设计。
- 3) 功率控制器的发展方向为一体化设计, BCDSR 技术是比较好的设计思路。

参考文献

- [1] 郭显鑫, 郭祖佑, 王卫国. 空间电源功率调节技术综述 [J]. 上海航天, 2010, (3).
- [2] 铁琳, 张朋松. 空间用 S4R 电源功率调节器研究与仿真 [J]. 机械与电子, 2010, (11).
- [3] 马卉. 空间电源系统控制技术研究 [J]. 电源技术, 2008, (11).
- [4] 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: 331-770.
- [5] 王永东, 崔容强, 徐秀琴. 空间太阳能电池发展现状及展望 [J]. 电源技术, 2001, 25 (5): 182-185.
- [6] Lior N. Power fromspace [J]. Energy Conversion and Management, 2001, 42 (15-17): 1769-1805.
- [7] 任丙彦, 吴鑫, 勾宪芳, 等. 背接触硅太阳能电池研究进展 [J]. 材料导报, 2008, 22 (9): 101-105.
- [8] 张忠卫, 陆剑峰, 池卫英, 等. 砷化镓太阳能电池技术的进展与前景 [J]. 上海航天, 2003 (3): 33-38.
- [9] 苏建徽, 余世杰, 等. 硅太阳能电池工程用数学模型 [J]. 太阳能学报, 2001 (22): 409-412.