

# 翱翔之星电源系统的设计与在轨验证

李 朋, 周 军, 于晓洲, 刘光辉

(西北工业大学航天学院精确制导与控制研究所, 西安 710072)

**摘 要:** 针对翱翔之星这一类标准架构立方星体积小、能源紧张的特点, 提出一种新颖的微纳卫星集中供电式模块化电源系统拓扑结构, 采用最大功率点跟踪设计多路独立的太阳能转换单元以提高太阳能的利用效率。针对电源系统全部采用商业化器件的理念, 对系统各主要单元保证软、硬件可靠性的设计方法进行阐述, 进而对电源系统的工作流程、状态监测和保护模式进行论述, 使系统具有较好的抗故障能力和运行自主性。通过翱翔之星的地面实验和在轨数据分析, 验证所设计系统的有效性, 具有较好的工程应用价值。

**关键词:** 微纳卫星; 电源系统; 最大功率点跟踪; 电源管理; 立方星; 在轨试验

**中图分类号:** V442

**文献标识码:** A

## 0 引 言

立方星(CubeSat)作为微纳卫星家族的一类, 近年来在全球范围内得到广泛关注。2014年《科学》杂志公布的年度十大科学突破之一就是立方星技术。2015年5月, 在NASA开始实施的“NASA创新先进概念(NIAC)”计划中, 也将利用立方星进行行星探测列为重要研究方向之一。与传统大卫星相比, 立方星具有体积小、重量轻、能耗低、研制周期短、成本低、机动性好以及发射灵活等特点, 因此在中继通信、对地观测、新技术验证等方面具有独特的优势。立方星已逐渐成为空间科学研究的利器, 每年全球都有百余颗被发射升空<sup>[1]</sup>。

标准立方星外形为10 cm×10 cm×10 cm的立方体单元, 称之为1U, 质量约1~2 kg。根据任务复杂度需求, 可将其扩展为2U、3U或多U。翱翔之星(Aoxiang-Sat)作为西北工业大学自主研制的首颗微纳卫星, 也是世界首颗12U立方星, 于2016年6月25日20:00搭载长征七号运载火箭在海南文昌航天发射场发射成功顺利入轨, 并于次日12:20首次过顶西安被西北工业大学卫星测控站捕获并下传有效数据。

翱翔之星电源系统类似于人的心脏, 是卫星进行能量收集、转换、存贮和分配的子系统。电源系

统直接关系着卫星任务的成败, 具有十分关键的作用。传统卫星电源系统多采用分流调节器维持母线电压的稳定, 母线电压一般为28 V或更高, 并通过充电调节器和放电调节器来分别控制蓄电池的充放电过程<sup>[2]</sup>。这类系统结构复杂, 体积、重量庞大, 而且自身功耗严重, 难以适应立方星的需求。而立方星自身的特点又严格约束了电源系统的结构, 并对其设计优化提出新的挑战。总的来看, 就是要在满足立方星标准的前提下创新设计思路实现电源系统的既定功能, 同时尽可能达到小体积、高效率、高可靠性和低成本。

本文针对翱翔之星立方星的具体特点<sup>[3]</sup>, 提出一种新颖的微纳卫星电源系统架构, 采用最大功率点跟踪方法(MPPT)最大限度提高太阳能利用效率。对电源系统主要单元的设计要点和系统工作模式、工作流程进行详细阐述, 并通过对地面实验和在轨数据的分析验证电源系统设计的合理性。通过翱翔之星电源系统的飞行实践与试验验证, 对后续翱翔系列微小卫星的研制提供有益的借鉴。

## 1 翱翔之星电源系统结构

翱翔之星电源系统由太阳电池阵列、MPPT能量管理单元(包含光伏转换器和蓄电池充电管理

收稿日期: 2017-03-29

基金项目: 国家自然科学基金重大研究计划(91338202); 陕西省自然科学基金(2015JM4125)

通信作者: 李 朋(1987—), 男, 博士、助理研究员, 主要从事航天器能源与控制技术方面的研究。lp@nwpu.edu.cn

器)、卫星分离自锁上电开关电路、锂离子电池组、数字控制器、DC-DC 转换器及功率分配单元等部分组成,结构如图 1 所示。太阳能电池阵列采用体装方式安装在卫星的 6 个表面,其他单元集成在面积小于  $10\text{ cm}\times 10\text{ cm}$  的单块印制板内。

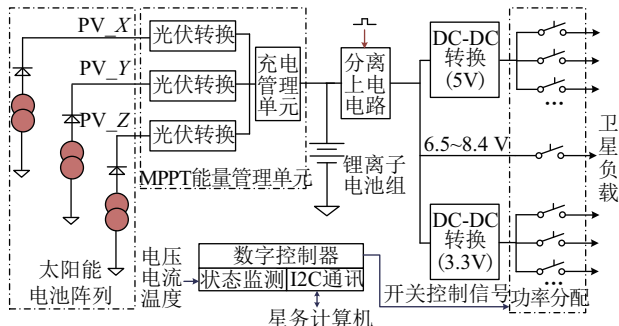


图1 翱翔之星电源系统框图

Fig. 1 Aoxiang-Sat EPS structure

系统工作过程是:卫星由部署器弹射入轨之后,分离开关电路激活,电源系统开始工作。处于光照区时,卫星 X/Y/Z 面的太阳能电池利用光伏效应将太阳能转换为电能,通过充电管理单元为锂电池充电储存能量,同时建立系统母线电压,并经 DC-DC 转换为 5.0 V 和 3.3 V 后由电子开关分配给卫星各子系统供电;当卫星进入阴影区后,太阳能电池不再产生电流,系统自动切换为锂电池供电。数字控制器是电源系统的核心控制单元,一方面通过 I2C 总线与星载计算机通信,并执行星载计算机的负载开关指令;另一方面不断采集电源系统电压、电流和温度等状态,在系统出现异常时能及时进行保护。

在电源系统的设计和实现过程中,为了实现高可靠性、高效率 and 低成本要求,遵循了以下原则:1) 标准化,星载电气分系统供电电压统一为 5.0 V 和 3.3 V;2) 工业级商业货架 (commercial off the shelf, COTS) 器件选用,降低成本;3) 器件降额使用,增加可靠性;4) 多层耐高温印制板,提高器件密度,减小损耗和体积;5) 充分进行地面试验验证。

## 2 翱翔之星电源系统设计

### 2.1 太阳能电池阵列

翱翔之星采用体装式太阳板进行能源采集与转换,卫星体积小,太阳板面积有限导致能量来源紧张。为了增加能量来源,选用新型三结砷化

镓 (GaInP<sub>2</sub>/GaAs/Ge) 太阳电池,比传统硅太阳电池具有更高的转换效率和更好的高低温及抗辐射特性<sup>[4,5]</sup>。在标准光强 ( $1353\text{ W/m}^2$ )、垂直入射、25 °C 环境温度下电池参数如表 1 所示。

表1 三结砷化镓太阳电池单体典型性能

Table 1 Typical property of triple junction GaAs cell

指标	典型值
开路电压 $V_{oc}/\text{mV}$	2700
工作电压 $V_{mp}/\text{mV}$	2350
工作电流密度 $J_m/\text{mA}\cdot\text{cm}^{-2}$	16.5
短路电流密度 $J_{sc}/\text{mA}\cdot\text{cm}^{-2}$	17.2
转换效率 $\eta/\%$	28.6

通过太阳电池单体的串、并组合,单面太阳能电池阵列的最大输出功率可表示为:

$$P_{\text{mppt}} = (N_s \cdot V_{\text{mppt}} - V_d) \cdot (N_p \cdot A \cdot J_{\text{mppt}}) \quad (1)$$

式中,  $N_s$  —— 电池片串联数量;  $N_p$  —— 电池片并联数量;  $V_{\text{mppt}}$  —— 单片电池最大功率点电压, V;  $V_d$  —— 反向二极管压降, V;  $A$  —— 单片电池片面积,  $\text{m}^2$ ;  $J_{\text{mppt}}$  —— 最大功率点电流面密度,  $\text{A/m}^2$ 。

翱翔之星表面安装有 GPS 天线和偏振光敏感器等器件,导致太阳板形状不规则从而增大了太阳能电池片的贴片难度。综合考虑每一面的可用面积和太阳能电池单体的性能,每一面太阳能电池阵列通过串并联优化组合实现最大功率输出,布板总面积达  $1892\text{ cm}^2$ 。各面的最大功率设计结果为: +/ - X 面初期电压 13.36 V, 电流 894.5 mA, +/ - Y 面初期电压 15.65 V, 电流 684.2 mA, +/ - Z 面初期电压 16.18 V, 电流 383.0 mA。卫星相对的两面经反向二极管后并联形成 3 组电压输出。每一面太阳板上均安装温度传感器来检测太阳板的温度变化。

### 2.2 MPPT 太阳能转换单元

由太阳能电池阵列设计结果可知,翱翔之星太阳能电池阵列最大功率点工作电压为 13~17 V,而系统母线电压设计为 8.4 V,因此需对太阳能电池阵列输出电压进行降压转换,系统采用 Buck 拓扑结构的 DC-DC 变换器实现高效率的电能转换。

同时,由太阳电池的  $I$ - $V$  (或  $P$ - $V$ ) 特性可知,它既非恒流源,也非恒压源,所能提供的最大功率有限且随负载和外部环境的改变而改变<sup>[6]</sup>。为了最大程度利用太阳电池的输出功率,系统引入最大功率

点跟踪,动态改变太阳电池阵的工作点电压,在负载功率需求超过太阳板峰值功率时跟踪峰值工作点。MPPT 太阳能转换单元结构如图 2 所示,基本算法是通过采样计算当前时刻太阳板的输出功率与前一时刻比较,根据功率变化趋势动态调整 PWM 的占空比进而改变太阳板的工作点电压,直到太阳板的输出功率达到最大。

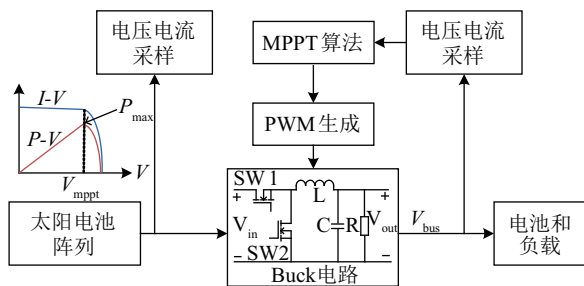


图 2 MPPT 太阳能转换单元结构

Fig. 2 MPPT solar energy conversion scheme

以翱翔之星+X 面为例,采用扰动法进行最大功率点跟踪仿真分析,功率输出如图 3 所示。在 25℃ 时最大功率输出为 11.7 W,工作点电压约为 13.5 V,当温度升高至 80℃ 时,最大输出功率降至 10.2 W,此时工作点电压约为 10.7 V。由此可见,当外界环境变化时系统能及时调整最大功率点工作电压,具有较好的快速性。

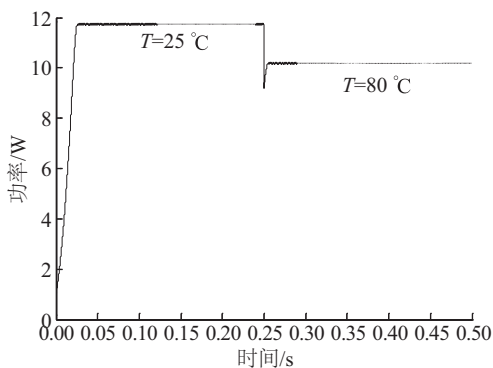


图 3 +X 面 MPPT 功率输出仿真曲线

Fig. 3 Power output simulation under MPPT of +X face

### 2.3 能量存储单元

锂离子电池历经多年的研究与验证,已成为继镍镉蓄电池、氢镍蓄电池之后的第 3 代空间电池,广泛应用于各种地球轨道及深空探测任务中。在大型卫星中,锂离子电池多采用专业定制,价格昂贵,非微小卫星所能承担。因此在翱翔之星中,通

过对技术和工艺成熟的 COTS 单体锂电池产品进行调研分析,选用 18650 标准尺寸电池作为蓄电池组的基本单体。18650 锂电池单体容量在 1500~3400 mAh 之间,额定电压 3.7 V,标准外形为  $\phi 18 \times 65$  mm 的圆柱体。同时,18650 锂电池能量密度大、成本低廉,生产周期短、扩展性强,而且寿命和温度特性比传统电池都有大幅提升,对于减轻电源系统重量、提高能源利用效率和降低成本均有重要作用。

通过采用多节单体电池的串联得到合适的母线电压,通过并联实现容量的扩充。在能量存储的设计中,放电深度(DOD)决定了电池寿命,可表示为:

$$DOD = \frac{P \cdot T}{\eta \cdot N \cdot C_c \cdot V_{nom}} \times 100\% \quad (2)$$

式中,  $P$  ——卫星平均功耗, W;  $T$  ——卫星每轨在阴影区的时间, h;  $N$  ——锂电池数量;  $C_c$  ——单体锂电池容量, Ah;  $V_{nom}$  ——单体锂电池额定电压, V;  $\eta$  ——电源系统的平均效率, %。

在翱翔之星中,储能采用 6 节锂离子电池按两串三并连接,单体锂离子电池额定电压 3.7 V,容量 2.6 Ah,则功率总容量为 57.72 Wh。翱翔之星按  $P=7$  W,  $T=30$  min,  $\eta=80\%$  计算,可得电池  $DOD=7.58\%$ 。较低的放电深度能保证卫星入轨即有充足的能量,同时延长电池的使用寿命。

### 2.4 二次电源转换与功率分配单元

翱翔之星星载电气设备电压进行标准化规范,统一为 3.3 V 或 5.0 V 供电。而电源系统母线电压最大范围在 6.5~8.4 V 之间浮动。因此,必须对母线电压进行二次转换,采用两路转换效率大于 90% 的 DC-DC 模块分别将母线电压转换为 5.0 和 3.3 V,单路输出能力可达 5.0 A。

同时,星上负载设备例如星载计算机、三轴飞轮、磁力矩器、偏振测量载荷等均需进行独立供电,为了进行多路负载的功率分配,选用精密限流可调功率开关来进行输出控制,每一路负载限流值可在 0.5~5.0 A 之间独立编程。

### 2.5 数字处理单元

根据翱翔之星的在轨空间环境,综合考虑电源控制器的功能、接口、功耗、温度以及抗辐射性等因素,系统采用 TI 公司的 MSP430 系列 MCU 作为电



源系统的核心控制单元<sup>[7]</sup>。

数字控制单元主要完成:1)根据星务要求控制电源系统各路负载电压的开/关;2)电源系统电压、电流和温度等状态监测数据的采集与状态判断;3)锂电池欠压保护;4)电池主动加热状态控制;5)向星载计算机反馈电源系统状态数据,由星载计算机控制进行数据下传。

## 2.6 主动温控与健康监测

翱翔之星电源系统采用局部主动温控措施。由于锂电池性能受温度影响较大,在低温下其容量衰减严重,充放电特性变差,因此需在低温情况下对其进行主动加热以维持锂电池温度。

温控流程如图4所示,每一组储能锂电池表面都安装主动加热膜,通过传感器检测电池表面温度,当温度低于设定阈值 $T_l$ 时,启动加热膜对电池进行加热。当电池温度高于设定阈值 $T_h$ 时停止加热。

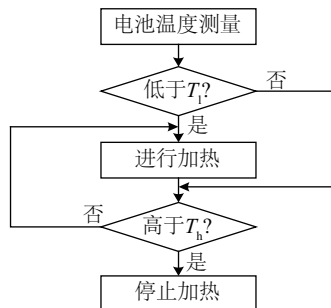


图4 锂电池主动温控流程

Fig. 4 Battery active thermal control flow chart

除进行主动温控,翱翔之星电源系统对系统内部状态进行全面的监控,主要参数包括:1)太阳能电池输出电压和锂电池电压;2)太阳能电池输出电流、3.3 V 输出电流、5.0 V 输出电流等;3)太阳板温度、电源板温度、电池温度;4)电气系统重启与通讯超时次数等。数字控制器周期性地对这些状态信息进行采样与判断,当出现异常时及时进行隔离与反馈,从而保证电源系统的安全。

## 3 翱翔之星电源系统工作模式

翱翔之星从部署机构弹出分离后,由分离开关控制电源系统上电,完成电源系统的初始化和程序预设默认输出,从而使卫星电气系统进入初始预设状态。电气系统工作后,星载计算机通过 I2C 总线

以中断方式向电源系统发送控制指令对各路负载开关进行控制,从而实现卫星各阶段既定的任务。同时,电源系统每隔 100 ms 对内部状态进行采集,这些信息会在星载计算机的控制下进行存储和通过天地通讯链路下传。电源系统工作流程如图5所示。

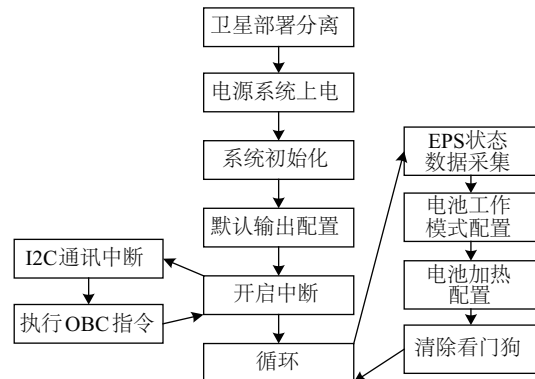


图5 电源系统工作流程图

Fig. 5 Working flow chart of Aoxiang-Sat EPS

锂电池作为系统的储能设备,一方面决定了系统可用的存储能量,另一方面由于自身特性锂电池在放电过程中面临着过放电的风险。为了实现电池能量的优化利用以及避免由过放电造成电池的永久损坏,在翱翔之星电源系统中根据电池电压值设计正常模式、安全模式和危险模式3种工作模式。3种模式相互转换关系如图6所示。

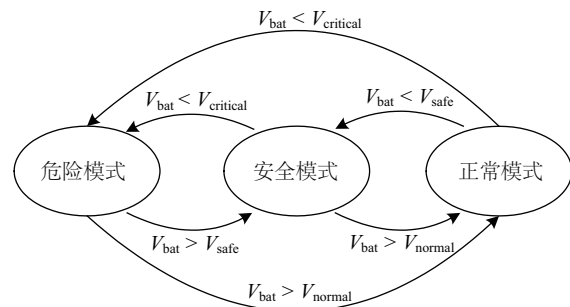


图6 锂电池工作模式状态转换

Fig. 6 Li-ion battery work mode change

当电量不足,锂电池电压低于 $V_{safe}$ 时,电源系统进入安全模式,由星载计算机控制关闭高功耗的子系统来降低功耗,将更多的太阳能用于电池的充电和能量恢复;当电池电压进一步下降至低于 $V_{critical}$ 时,电源系统进入危险模式,由系统本身关闭所有输出,以避免电池过放电,实现对自身的保护;在危险模式下,当锂电池电压高于 $V_{safe}$ 时,电源系统重新

进入安全模式,电压输出恢复至预设状态,当锂电池电压高于  $V_{\text{normal}}$  时,电源系统恢复至正常模式。

## 4 在轨实验与验证

所研制翱翔之星电源系统如图 7 所示。系统总重 480 g,尺寸为 96 mm×91 mm×50 mm,采用标准 PC104 插槽与其他分系统相连。

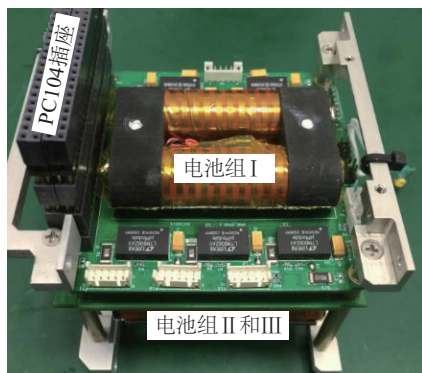


图 7 翱翔之星电源系统照片

Fig. 7 Photo of Aoxiang-Sat EPS

电源系统上电过程 8.4 V 母线及 5.0 V/3.3 V 电压波形如图 8 所示。每路电压上电间隔设置为约 100 ms 来增强系统上电瞬态的可靠性。

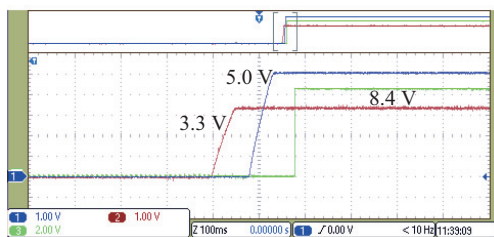
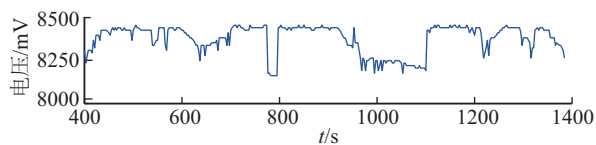


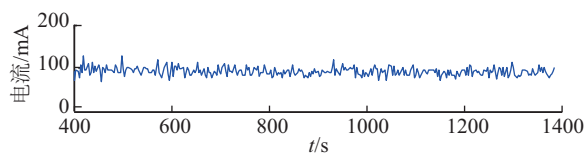
图 8 系统上电地面测试波形

Fig. 8 Ground power-on test curve of EPS

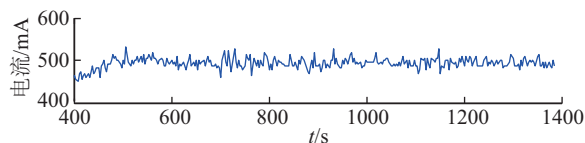
翱翔之星自入轨以来下传了大量数据,其中也包括电源系统工作状态数据。图 9 显示了电源系统在轨运行一段时间内的母线电压和 5.0 V/3.3 V 变压模块的输出电流曲线,可看出母线电压维持在 8.2~8.4 V 之间,5.0 V/3.3 V 输出电流稳定,约为 100 mA 和 500 mA,与地面测试结果一致。电源系统在卫星在 3 个月的寿命内获取、转换能量充足,运行稳定。



a. 母线电压



b. 5.0 V 输出电流

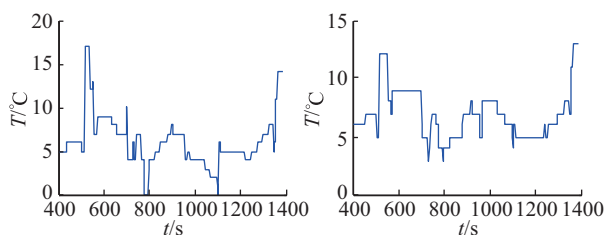


c. 3.3 V 输出电流

图 9 母线电压和 5 V/3.3 V 转换模块电流遥测曲线

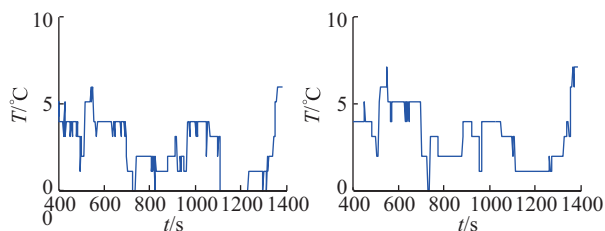
Fig. 9 Telemetry curve of bus voltage and 5.0 V/3.3 V module current

图 10 显示了电源系统的内部温度状态,包含电源控制板和 3 组锂电池温度。可看出,温度均维持在 0~15 °C 之间,该温度范围对系统的运行较有利,说明电源系统热控设计是有效的。



a. EPS 板温度

b. 电池 1 温度



c. 电池 2 温度

d. 电池 3 温度

图 10 电源系统内部温度遥测曲线

Fig. 10 Telemetry curve of EPS internal temperature

## 5 结 论

针对翱翔之星这一类标准立方星的应用需求,提出一种区别于传统分流调节器结构的微纳卫星集中供电式电源系统架构。系统利用 3 路独立的 Buck 拓扑结构转换器通过 MPPT 方法对太阳能进行高效转换,单路功率超出 10 W。电源通过 COTS 锂电池进行储能,容量可达 58 Wh,母线电压为 8.4 V,通过 DC-DC 转换为 5.0 V、3.3 V 等各类电压

供给卫星各分系统。系统通过主动温控、健康监测以及多种工作模式设计来提高系统的可靠性。地面实验和在轨数据分析结果验证了所提出的微纳卫星电源系统结构的合理性以及设计的正确性。翱翔之星电源系统的成功在轨应用对后续翱翔系列立方星以及其他类型微纳卫星能源系统的研制具有较好的借鉴意义。

### [参考文献]

- [1] 廖文和. 立方体卫星技术发展及其应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(6): 792—797.
- [1] Liao Wenhe. A survey of Cubesat technology development and application[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(6): 792—797.
- [2] 穆肯德·R·帕特尔. 航天器电源系统[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2013, 117—122.
- [2] Patel M R. Spacecraft power system[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2013, 117—122.
- [3] 于晓洲, 周 军, 朱林好. 低热层大气探测立方星翱翔一号轨道寿命分析[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(6): 896—900.
- [3] Yu Xiaozhou, Zhou Jun, Zhu Linyu. Life time analysis of Chinese AoXiang-1 Cubesat of low thermosphere research[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(6): 896—900.
- [4] Notani Shailesh, Bhattacharya Subhashish. Flexible electrical power system controller design and battery integration for 1U to 12U CubeSats[A]. Proceedings of the IEEE Energy Conversion Congress & Exposition [C], 2011, 5(22): 3633—3640.
- [4] Notani Shailesh, Bhattacharya Subhashish. Flexible electrical power system controller design and battery integration for 1U to 12U CubeSats[A]. Proceedings of the IEEE Energy Conversion Congress & Exposition [C], 2011, 5(22): 3633—3640.
- [5] 赵翔宇, 金小军, 韩 柯, 等. 皮卫星电源系统的设计与仿真[J]. 浙江大学学报, 2009, 43(2): 228—233.
- [5] Zhao Xiangyu, Jin Xiaojun, Han Ke, et al. Design and simulation of pico-satellite power system[J]. Journal of Zhejiang University, 2009, 43(2): 228—233.
- [6] Sahu B, Rincon-Mora G A. A low voltage, dynamic, noninverting, synchronous Buck-Boost converter for portable applications[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2004, 19(2): 443—452.
- [6] Sahu B, Rincon-Mora G A. A low voltage, dynamic, noninverting, synchronous Buck-Boost converter for portable applications[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2004, 19(2): 443—452.
- [7] Koutroulis E, Kalaitzakis K, Voulgaris N C. Development of a microcontroller-based, photovoltaic maximum power point tracking control system[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2001, 16(1): 46—54.
- [7] Koutroulis E, Kalaitzakis K, Voulgaris N C. Development of a microcontroller-based, photovoltaic maximum power point tracking control system[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2001, 16(1): 46—54.

## DESIGN AND ON-ORBIT VALIDATION OF ELECTRIC POWER SYSTEM FOR AOXIANG-SAT

Li Peng, Zhou Jun, Yu Xiaozhou, Liu Guanghui

(Institute of Precision Guidance and Control, School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Aiming at the characteristics of small size and energy shortage for standard CubeSat architecture such as Aoxiang-Sat, topology for a novel centralized and modular electric power system for nanosatellite was proposed, which used the design of multiple independent solar energy conversion units with maximum power point tracking to increase efficiency of solar energy utilization. With the idea of using Commercial off the shelf devices in the power system, the design method ensuring software and hardware reliability for each major unit of the system was explained, the work process, status monitoring and protection mode of the system were further discussed to make the system have better anti-fault capability and operation autonomy. The validity of the designed system and the good engineering application value were verified through the ground experiments and on-orbit data analysis of Aoxiang-Sat.

**Keywords:** nanosatellites; electric power system; MPPT; power management; CubeSat; on-orbit experiments