

摘 要

微纳技术 (MNT) 和微电子机械系统 (MEMS) 技术的发展为投资成本低、研制周期短、功能密度高的微小型航天器的发展提供了契机。浙江大学研制的 ZDPS-1A 卫星在轨运行一年多的结果表明，其电源系统功能正常，性能良好，但也尚存一些不足之处。本课题在 ZDPS-1A 卫星电源系研制经验的基础上，针对某型号微小卫星的具体任务要求，提出了一种小型、高效、长寿命、高可靠性的电源系统设计方案。此方案采用经过 ZDPS-1A 卫星在轨验证的国内效率最高的三结砷化镓太阳能电池作为一次能源，采用锂离子电池作为二次能源，采用高效率工业级器件完成功率变换和分配电路。在电路拓扑结构上，选择了 MPPT 代替在 ZDPS-1A 上应用的 DET 结构，以提高太阳能电池的能量利用率，并对 MPPT 进行了软硬件设计和初步测试。提高了 ZDPS-1A 上工作不理想的分流模块的分流能力和加入了模块的控制功能。根据某型号微小卫星的具体参数，建立了电源系统仿真模型，对比分析了 MPPT 结构和 DET 结构下的太阳能电池能量利用率，并得到了采用 MPPT 结构下，某型号微小卫星太阳能电池面积和卫星能量平衡的关系。

同时，为了满足卫星能量平衡半实物仿真的要求，设计以及实现了一个适合于微小卫星地面试验应用的太阳能电池模拟装置。此装置具有恒压输出、恒流输出和模拟输出三种工作方式，利用降压型 DC/DC 芯片和数字电位器实现了低功耗的功率输出电路。测试结果表明，系统恒压输出误差 $<2.6\%$ ，纹波 $< 200 \text{ mV}$ ；恒流输出误差 $<2\%$ ；模拟输出误差 $<5.62\%$ 。

关键字：微小卫星，ZDPS-1A，电源系统，MPPT，太阳能电池模拟装置

Abstract

The micro-satellite with the advantages of low cost, short R&D cycle, high functional density was well developed because of the progress of the Micro-Nano Technology (MNT) and the Micro-Electro-Mechanical Systems (MEMS) technology. The analysis results of the on-orbit data for nearly one year of the power system of the ZDPS-1A show that the ZDPS-1A's power system was imperfect. A new design method was proposed in this thesis to meet the mission requirements of a particular model micro-satellite and improve the technical shortcomings of the power system of the ZDPS-1A. Tri-junction GaInP₂/GaAs/Ge solar cells, lithium-ion batteries and COTS devices which were validated by the ZDPS-1A were adopted in this method. A MPPT module was designed in order to improve the energy efficiency of power system and the preliminary test of the MPPT module was taken. An energy balance simulation model based on Matlab/Simulink was established according to the specific parameters of the micro-satellite and achieved the relationship of the area of the solar-cells and the energy balance state of the micro-satellite.

Furthermore, a solar cell simulator can be used in the semi-physical simulation of the micro-satellite was designed and implemented. The simulator was based on step-down DC/DC and digital potentiometer ICs, could operate in three different modes such as Constant Voltage (C-V) mode, Constant Current (C-I) mode and Solar-cell Simulation (S-S) mode. The test results of the simulator show that: in the C-V mode, the ripple of the output voltage is less than 200 mV and the error is less than 2.6%; in the C-I mode, the error of the output current is less than 2%; in the S-S mode, compare to the ideal *I-V* curve, the error of the simulation output is less than 5.62%.

Keywords: micro-satellite, ZDPS-1A, power system, MPPT, solar cell simulator

致 谢

时光如水，总是无言，昔日初入求是园之景仍历历在目，此刻却即将挥手道别，心中满是留恋。两年多的研究生生活，得到了师长、同学、朋友、亲人在各方面给我的大力帮助，受益良多，在此致谢。

首先，向我的导师金仲和教授表示最衷心的感谢。金老师虽然很忙，但仍不忘时刻关心我的科研进展，总能够我遇到困难时给出非常有意义的指导意见，给我的科研道路指明了方向。金老师严谨的作风、渊博的知识以及敏锐的科学洞察力让我受益匪浅。

感谢金小军老师和王春晖老师两年多来对我科研上细心的指导和生活上无谓不至的关怀。两位老师平易近人、亦师亦友，从他们身上步进学到如何治学，同时也学会了如何做人的道理，终身受用。

感谢上海空间电源所的李国欣总设计师和蒋新华博士，两位前辈对于我的问题总是不厌其烦地悉心指导，给了我很多帮助。

感谢课题组的吴昌聚老师、郑阳明老师、王昊老师、王慧泉老师、张朝杰老师、骆温明老师、康晓黎老师在学习和生活上给我的关心、指导和帮助。

感谢辜渝嘉师兄和杨牧师兄，辜渝嘉师兄在我刚进实验室时对我细心的指导，让我少走了很多弯路。杨牧师兄知识渊博、作风严谨，在学习和生活中给了我很多指导，为人为学，当为楷模。

感谢和我一起生活学习的陈宇睿硕士、沈国权硕士、蔡波硕士，感谢你们在方方面面给我的无私帮助和勉励。

感谢罗明玲硕士、郭媛媛工程师在我毕业设计中所做的工作，感谢向甜博士、杨伟君博士、徐兆斌博士、汪宏浩博士、应鹏硕士、陈江渝硕士、王俊硕士、王志远硕士以及邱宇、何湘鄂、李剑利、徐铮轩给我的配合、帮助和支持。

感谢我的父母 25 年来对我一如既往的无私支持。

丁立聪

2012-2-9

图目录

图 1-1 DET 能量传输方式拓扑结构图	5
图 1-2 MPPT 能量传输方式拓扑结构图	6
图 1-3 SEDSAT-1 卫星电源系统框图	6
图 1-4 创新一号微小卫星电源系统框图	7
图 1-5 CanX-1 电源系统框图	7
图 1-6 ZDPS-1A 卫星电源系统框图	8
图 1-7 CP2 卫星电源系统拓扑结构	8
图 2-1 ZDPS-1A 电源系统原理框图（不包括虚线框部分）	11
图 2-2 ZDPS-1A 卫星三种工作模式下的功耗	12
图 2-3 02 星 6 路太阳能电池电压变化	13
图 2-4 02 星 6 路太阳能电池电流变化	14
图 2-5 02 星在轨 25 天-Y 面太阳能电池电压、电流变化情况	15
图 2-6 02 星在轨 25 天太阳能电池总功率变化情况	15
图 2-7 02 星单圈锂离子电池充放电电流变化情况	16
图 2-8 02 星第一圈母线电压变化情况	16
图 2-9 02 星在轨 25 天各负载功率变化	17
图 2-10 02 星在轨 25 天电池电量变化情况	18
图 2-11 卫星能量平衡仿真结果	18
图 2-12 卫星电池电量和母线电压变化曲线(2010/9/22-2010/10/15)	19
图 2-13 卫星电池电量和母线电压变化曲线(2011/3/15-2011/6/18)	19
图 2-14 温度变化曲线	20
图 2-15 LDO 并联二极管电路	20
图 2-16 ZDPS-1A 分流电路	21
图 3-1 DET 结构仿真系统结构框图	26
图 3-2 MPPT 结构仿真系统结构框图	27
图 3-3 MPPT 姿态稳定情况负载功率拉偏情况（MPPT 效率 100%）	28

图 3-4 DET 结构姿态稳定情况下负载功率拉偏情况	28
图 3-5 最差姿态情况下 MPPT 负载功率拉偏情况 (MPPT 效率 100%) .	29
图 3-6 最差姿态情况下 DET 结构负载功率变化情况	29
图 3-7 姿态稳定时单面布片系数和 MPPT 效率关系图	30
图 3-8 姿态最差时单面布片系数和 MPPT 效率关系图	30
图 3-9 某型号微小卫星电源系统原理框图	31
图 3-10 某型号 LDO 输出电流和两端压降关系图	34
图 3-11 某型号 LDO 输出电压和两端压降关系图	34
图 3-12 LDO 和太阳电池连接示意图	34
图 3-13 锂离子电池循环特性图	37
图 3-14 电源系统 MPPT 结构框图	38
图 3-15 MPPT 原理框图	39
图 3-16 分流模块原理框图	39
图 3-17 继电器电路结构	41
图 3-18 单路 DC/DC 变换	42
图 3-19 双路 DC/DC 变换	43
图 3-20 限流/防短路模块结构	43
图 3-21 电源监测模块结构	43
图 3-22 DC/DC 软启动原理框图	45
图 4-1 太阳能电池工作点变化曲线	47
图 4-2 登山/扰动观察法示意图	48
图 4-3 MPPT 电路框图	50
图 4-4 开关模式变压电路拓扑结构	50
图 4-5 DC/DC 外围电路结构	52
图 4-6 MPPT 软件流程图	52
图 4-7 MPPT 模块测试平台	53
图 4-8 MPPT 系统中太阳能电池输出电压理论值和实测值对比图	54
图 4-9 MPPT 系统中太阳能电池电流、电压输出曲线	54
图 5-1 太阳能电池伏-安特性曲线	58

图 5-2 光照强度太阳能电池性能的影响	58
图 5-3 温度对太阳能电池性能的影响	58
图 5-4 太阳能电池等效电路	59
图 5-5 太阳能电池实测曲线和理论曲线对比	61
图 5-6 太阳能电池负载工作点示意图	62
图 5-7 太阳能电池电压等分示意图	63
图 5-8 太阳能电池模拟装置原理框图	64
图 5-9 太阳电池模拟装置变压部分示意图	64
图 5-10 模拟装置输出电流电压范围	65
图 5-11 太阳能电池模拟装置保护电路示意图	65
图 5-12 太阳能电池模拟装置工作流程图	66
图 5-13 模拟装置恒压模式空载时理论电压和实测电压关系图	69
图 5-14 模拟装置恒压模式空载时输出电压纹波	70
图 5-15 模拟装置恒压模式负载约 10Ω 时理论电压和实测电压关系图	70
图 5-16 模拟装置恒压模式负载约 10Ω 时输出电压纹波	71
图 5-17 模拟装置恒压模式负载约 2Ω 时理论电压和实测电压关系图	71
图 5-18 模拟装置恒压模式负载约 2Ω 时输出电压纹波	72
图 5-19 DC/DC 芯片过热保护时太阳电池模拟装置输出电压波形	72
图 5-20 模拟装置恒流模式负载约 2Ω 时理论电流和实测电流关系图	73
图 5-21 模拟装置恒流模式负载 10Ω 时理论电流和实测电流关系图	73
图 5-22 太阳能电池理论和实测伏安特性曲线对比图（参数 1 情况）	74
图 5-23 不同光照条件下的 $I-V$ 特性曲线	75
图 5-24 不同温度条件下的 $I-V$ 特性曲线	75

表目录

表 1-1 卫星分类	2
表 1-2 空间太阳能电池性能	4
表 1-3 各种星上蓄电池的比较	5
表 1-4 DET 和 MPPT 结构的性能比较	6
表 1-5 部分微小卫星能源系统拓扑结构参数	8
表 2-1 02 星各面太阳能电池性能地面测试结果	15
表 2-2 02 星各面太阳能电池在轨测试性能	15
表 2-3 02 星在轨 25 天各负载功率情况	17
表 3-1 某型号卫星电源系统需求分析	24
表 3-2 Tri-Junction GaInP ₂ /GaAs/Ge 太阳电池特性参数 (25°C)	32
表 3-3 稳压二极管特性特性	40
表 3-4 稳压管 I-V 曲线图	40
表 3-5 限流芯片特性	40
表 3-6 某型号继电器特性	41
表 4-1 部分 MPPT 性能比较	49
表 4-2 太阳能电池输出电压理论电压和实际值	54
表 5-1 太阳能电池电流理论值和实际值对比	61
表 5-2 太阳能电池模拟装置空载时恒压模式输出电压数据	69
表 5-3 模拟装置恒压模式负载约 10 Ω 情况下输出电压数据	70
表 5-4 模拟装置负载约 2 Ω 情况下恒压模式输出电压数据	71
表 5-5 模拟装置恒流模式负载约 2 Ω 情况下输出电流数据	73
表 5-6 模拟装置恒流模式负载 10 Ω 情况下输出电流数据	73
表 5-7 模拟工作模式下的输出电流、电压数据 (参数 1 情况)	74

第1章 绪论

1.1 引言

自 1957 年人类向太空发射第一个航天器以来，经过全世界科学家的艰苦努力，航天技术在短短的 50 年间取得了突飞猛进的进展，对国民经济、科学的研究和大众生活有着深远的影响。然而，传统大功率、长寿命、多用途的航天器的研制周期长、费用高、风险大、技术复杂，严重制约了航天技术的发展。因此，航天器的微小型化研究成为一种必然。20 世纪 80 年代，微纳技术（Micro-Nano Technology, MNT）和微电子机械系统（Micro-Electro-Mechanical Systems, MEMS）技术的蓬勃发展，为航天器的微小型化发展提供了契机，微小卫星研制的热潮应运而生^{[1][2]}。相较于传统大卫星，微小卫星具有功能密度高、技术性能高、投资与运营成本低、灵活性强、系统建设周期短等诸多优点，且可利用分布式的星座来实现目前大卫星难以实现的任务^{[3][4]}，在未来的空间技术中拥有很大的潜力。

电源系统（Electrical Power System, EPS）是航天器上产生、储存、变换、调节和分配电能的分系统，基本功能是通过某种物理或化学变化，将光能、核能或化学能转换成电能，并根据需要进行储存、调节和变换，然后向航天器的各个系统供电^[5]。任何一个航天器都必须配备一个合适、可靠的电源系统，其供电质量的优劣，将直接影响到航天器的性能和工作寿命。电源系统作为小卫星平台的关键系统之一，为了满足卫星微小型化的发展要求，必须进行小型化的研究。然而，微小卫星电源系统的研究，不是将传统大卫星的电源系统小型化，而是要根据微小卫星自身的特点和研究要求，将适合于小卫星应用的先进总体设计思想和部件研制技术应用于微小卫星上，在保证电源系统功能、性能、可靠性等方面的基础上，减小电源系统的比重，提高功能密集度，降低开发成本和缩短研制周期。

2010 年 9 月 22 日，由浙江大学自主研制的“皮星一号 A”（ZDPS-1A）卫星在中国酒泉卫星发射中心成功发射，至今已正常工作 16 个多月，获得圆满成功。ZDPS-1A 卫星的正常工作，表明其电源系统的设计方法是可行的，系统的功能、性能和可靠性已经基本得到了验证。然而，ZDPS-1A 卫星作为我国第一颗公斤级的卫星，在能源系统硬件、地面仿真系统等的设计上还存在一些不足，需要

在后续的工作中进行改进。更重要的是，ZDPS-1A 卫星仅是一个技术试验平台，如果要使得微小卫星充分发挥其优势，在航天产业中展现更大的作用，必然对卫星的功能、性能、可靠性、成本和研制周期有更高的要求，这就需要在微小卫星电源系统克服微小卫星资源有限的困难，采用先进技术，真正实现性能高、重量轻和体积小等的目标继续努力，这些也是微小卫星技术自身发展的必然趋势。

1.2 微小卫星发展现状

一般来讲，微小卫星是指 10~100 公斤级的卫星，如表 1-1 所示。本文所提到的微小卫星，指百公斤级别及其以下的卫星，旨在通过对这些卫星的了解，总结在微小卫星电源系统上研究的经验，为后期几十公斤级的卫星电源系统的设计提供经验。

表 1-1 卫星分类^[6]

星体分类	星体质量/kg
大卫星	>1000
中型卫星	500~1000
小卫星	100~500
微小卫星	10~100
纳卫星	1~10
皮卫星	0.1~1
飞卫星	<0.1

自 20 世纪 80 年代出现微小卫星的研究热潮以来，世界上已有 20 多个国家和地区展开了对微小卫星的研究，并呈现出以技术试验和实际应用为目标，学校研究机构和工业部门共同合作开发的态势。目前，美国、俄罗斯、英国和意大利都拥有了自己的小卫星和小卫星平台乃至星座，印度、韩国、日本和巴西等也以此为切入点，带动航天技术的发展。

在欧洲，英国的萨瑞技术有限公司（Surry Satellite Technology Ltd. SSTL）是微小卫星研究领域的领头羊^[7]。其在 20 多年研究经验的基础上，开发出了 MicroSat-70 平台，此平台研究的卫星质量在 50~70 kg，具有承载 25 kg 载荷的能力，适合应用多种火箭。至今，已经发射了十多颗这类平台的卫星，其中包括中国清华大学的“清华一号”卫星^[8]，葡萄牙的 POSAT-1 卫星等。

在美国，以国防预研局为首的军方和国家宇航局先后提出了“小卫星技术创新

新计划”、“新盛世”等微小卫星计划。2000年1月26日，美国国防高级研究计划局成功的以子母星的方式发射了5颗微小卫星。母星 JAWSAT 由空军军官学校与韦伯州立大学联合研制，重 8.6 kg，大小 86 cm×89 cm×107 cm，携带等离子体卫星实验装置以及姿态控制平台（Attitude Control Platform, ACP），入轨后立即释放 4 颗子星，体现了现代微小卫星发展相当高的水平。不仅如此，2000 年 2 月 7 日，Aerospace 公司生产的两颗绳系皮卫星从近地球轨道上的母卫星“OPAL”上送入太空，每颗卫星约 101.2 cm×71.6 cm×21.5 cm，质量小于 230 g。这次发射是世界上第 1 次发射的功能较全的皮卫星。后来，由美国斯坦福大学（Stanford University）和加州理工州立大学（California Polytechnic State University）共同发起了“立方星（Cube-Sat）”研制计划，并且制定了 Cube-Sat 标准，掀起了世界范围内大学研究卫星的热潮。美国由于有良好的技术基础，在发展微小卫星方面一直走在世界的前列，目前已进入现代小卫星及星座技术开发应用的试验、验证阶段。

我国的微小卫星研究起步较晚，在国家航天部门的重视和我国科研人员的努力下，取得了一些的成果，先后发射了“清华一号”、“创新一号”、“探索一号”、“希望一号”、“纳星一号”、ZDPS-1A、“神舟 7 号伴飞卫星”等微小卫星，积累了一些微小卫星研制的经验。

2000 年 1 月 28 日，由清华大学和 SSTL 合作研制的“清华一号”小卫星成功发射。该小卫星体积 40 cm×40 cm×70 cm，重量 70 kg，主要用于环境与灾害检测、民用特种通信及科普教育等方面，卫星运行良好。2003 年 10 月 21 日，由中国科学院研制的“创新一号”卫星成功发射，该卫星质量小于 100 kg，主要用于交通运输、环境保护和防汛抗旱等的数据信息传递。2004 年 4 月 18 日，“试验卫星一号”和“纳星一号”成功发射。试验一号卫星重 204 kg，是一颗用于立体测绘的小卫星。“纳星一号”卫星质量在 25 kg 左右，体积小于 0.04 m³，主要用于轨道保持预报变轨、对地成像试验和卫星程序上载与软件试验等。

浙江大学研制的 ZDPS-1A 卫星是首颗完全我国自主研制的公斤级微小卫星，质量 3.5 kg，大小仅为 15 cm×15 cm×15 cm，其主要任务是对皮卫星若干关键技术进行集成试验，检验皮卫星的总体设计和单机部件，为皮卫星后续发展和军事领域的应用奠定基础。

1.3 微小卫星电源系统发展现状

1.3.1 电源系统重要部件的发展

提高太阳电池和蓄电池性能、电源分系统部件集成化设计、采用模块化设计等方法，是减小电源分系统重量、体积和成本的重要途径，因此以上各部件的发展对整个电源系统的发展至关重要。

1. 太阳能电池现状

太阳能电池是现今发射的大部分航天器的供能器件，调查发现，20世纪90年代初期，小卫星大部分使用Si太阳能电池，到了90年代末期，薄Si太阳能电池取代了Si太阳能电池的地位。进入21世纪以来，高效三结砷化镓（Tri-Junction GaInP₂/GaAs/Ge）电池开始在空间使用。如2002年6月美国发射的Galaxy III C卫星采用了美国Spectrolab生产的效率高达26.5%的改进型三结GaAs电池。2003年发射的Herschel是首次使用效率高达27%的三结GaAs电池。著名的立方星几乎都使用三结GaAs电池作为一次电源。在我国，国产三结GaAs电池也在“希望一号”卫星和ZDPS-1A卫星都进行过在轨试验，性能良好。所以，三结GaAs电池是现阶段微小卫星最理想的一次能源。部分太阳能电池效率如表1-2所示。

表 1-2 空间太阳能电池性能^[9]

25°C, AM0条件下太阳电池效率			
电池类型	面积(cm ²)	效率(%)	电池结构
般Si太阳电池	64cm ²	14.6	单结太阳电池
先进Si太阳电池	4cm ²	20.8	单结太阳电池
GaAs太阳电池	4cm ²	21.8	单结太阳电池
InP太阳电池	4cm ²	19.9	单结太阳电池
GaInP/GaAs	4cm ²	26.9	单片叠层双结太阳电池
GaInP/GaAs/Ge	4cm ²	25.5	单片叠层双结太阳电池
GaInP/GaAs/Ge	4cm ²	27.0	单片叠层三结太阳电池
聚光电池			
GaAs太阳电池	0.07	24.6	100X
GaInP/GaAs	0.25	26.4	50X, 单片叠层双结太阳电池
GaAs/GaSb	0.05	30.5	100X, 机械堆叠太阳电池

2. 蓄电池

蓄电池作为主流的卫星储能部件，是卫星阴影区唯一的能源，一旦失效，航

天器将瘫痪，因此其性能和可靠性的要求很高。表 1-3 是部分卫星用蓄电池性能比较，综合考虑比能量、能量密度、寿命等条件，可知 Li-Ion 和 Li-Polymer 优于其他两种电池。然而，Li-Polymer 电池的固态内阻大，比功率小；商用 Li-Polymer 电池一般为塑封，在真空环境中会膨胀；更重要的是，Li-Polymer 电池中有金属锂的存在，安全性不高，以上三点原因使得其不利于太空应用。相反，Li-Ion 电池内阻小，用金属容器密封，无金属锂的存在，是微小卫星储能部件的最佳选择 [10][11][12]。

表 1-3 各种星上蓄电池的比较^{[13][14]}

蓄电池类别	比能量 (Wh/kg)	能量密度 (Wh/L)	寿命 (80%DOD)	应用的微小卫星
镍镉 (Ni-Cd)	39	130	~1500	CX-1、POSAT-1
镍氢 (Ni-H ₂)	52	60	~2000	/
锂离子 (Li-Ion)	95	240	~1500	ZDPS-1A、CP2
锂聚合物 (Li-Polymer)	>150	>300	/	AAUSat-1 ^[15]

3. 其他部件

微小卫星电源系统的其它部件有功率变换单元、控制单元、分流调节单元。在近些年来一些微小卫星对商业器件的太空试验表明，在保障系统完备的情况下，商业器件也可以满足太空使用的要求，因此，功率变换单元、控制单元、分流调节单元都可以选则商业器件来完成，大大减小了卫星体积和成本。

1.3.2 电源系统拓扑结构

卫星电源系统的拓扑结构按能量传输的方式可分为直接能量传输 (Direct Energy Transfer, DET) 和峰值功率追踪 (Maximum Power Point Track, MPPT) 的方式^[16]，如图 1-1 和图 1-2。

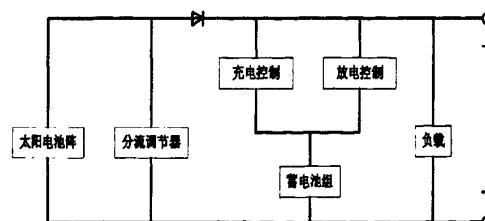


图 1-1 DET 能量传输方式拓扑结构图

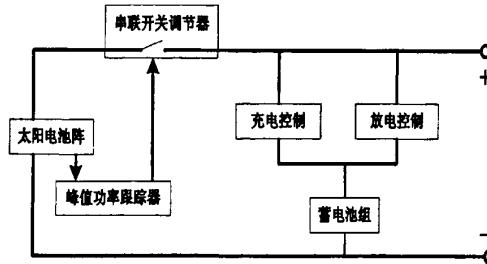


图 1-2 MPPT 能量传输方式拓扑结构图

DET 拓扑结构太阳电池工作点随负载变化, MPPT 则能够使得太阳能电池始终工作在最大功率点上。DET 和 MPPT 结构优性能比较如表 1-2。

表 1-4 DET 和 MPPT 结构的性能比较

拓扑结构	优点	缺点
DET	能量传输效率高, 电路结构简单	太阳电池工作点随负载变化, 无法最大程度利用太阳电池功率
MPPT	据负载需求提供功率, 可输出太阳电池最大功率	电路结构复杂, 电压变换和追踪算法实现电路都存在功耗

在微小卫星电源系统的设计中, 需基于卫星的实际情况, 综合考虑太阳能电池的能量利用率、电路的复杂程度、系统的传输效率等因素, 选择适合的拓扑结构。

SEDSAT-1 卫星是美国阿拉巴马大学开发的一颗学生小卫星^[17], 其电源系统拓扑结构如图 1-3 所示。SEDSAT-1 电源系统由太阳电池阵、二极管、蓄电池组和供电母线组成, 采用 DET 拓扑, 单一不调节母线结构。蓄电池组通过二极管、继电器开关和限流电阻的并联电路接于母线, 母线电压 12~24 V, 负载平均功率 14.5 W, 峰值功率 70 W, 二次电源为分散式配置, 每个负载都配有自己的 DC/DC 变换器。太阳能电池阵为充电阵和供电阵双阵合一的模式。

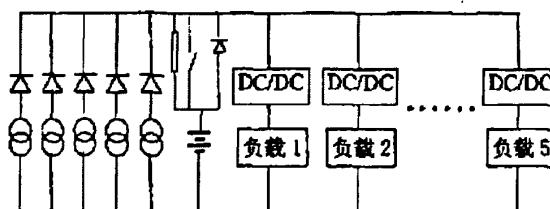


图 1-3 SEDSAT-1 卫星电源系统框图

“创新一号”卫星为我国发射的一颗微小卫星，其电源系统的结构如图 1-4 所示^[18]。“创新一号”的电源系统采用 DET 模式，单一全调节母线结构。蓄电池与母线之间有充放电调节模块，保护蓄电池安全。母线与地之间有分流调节模块和滤波模块，分别用来防止系统能量过剩和保持母线电压稳定，“创新一号”平均功耗 30 W，峰值功耗 75~80 W，太阳能电池阵为充电阵和供电阵双阵合一的模式。

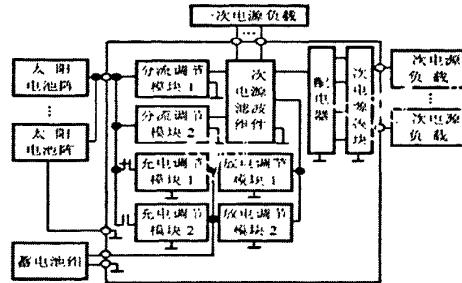


图 1-4 创新一号微小卫星电源系统框图

CanX-1 卫星为加拿大多伦多大学研制的一颗基于立方星标准的皮卫星，其电源系统的结构如图 1-5 所示^[19]。CanX-1 的电源系统采用 DET 和 MPPT 相结合的模式，单一不调节母线，蓄电池与母线直接相连。太阳能电池阵为充电阵和供电阵双阵合一的模式。

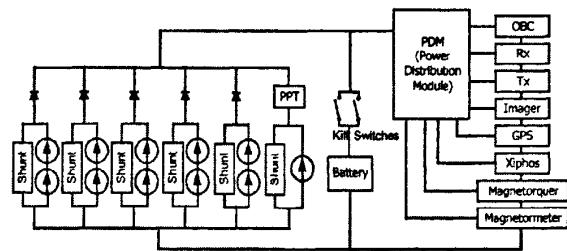


图 1-5 CanX-1 电源系统框图

ZDPS-1A 为我国第一颗公斤级卫星^[20]，平均功耗只有 3.5 W，电源系统结构相对简单，采用 DET 能量传输方式，单一不调节母线结构，使用稳压二极管作为分流元件，锂离子电池通过继电器与母线相连，太阳能电池阵为充电阵和供电阵双阵合一，如图 1-6 所示。

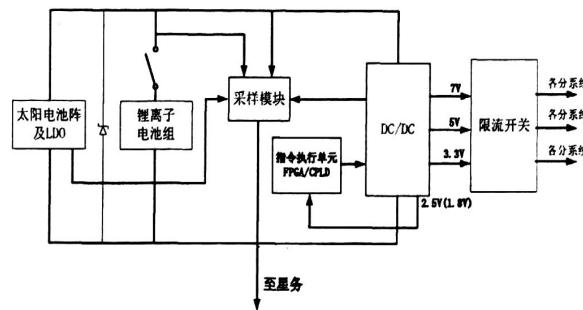


图 1-6 ZDPS-1A 卫星电源系统框图

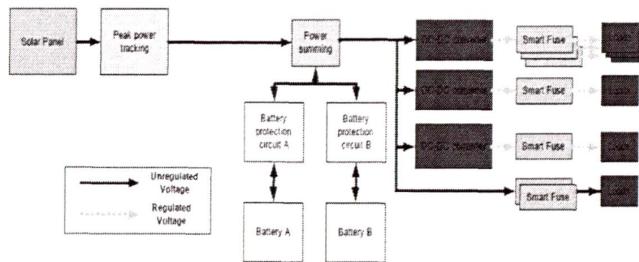


图 1-7 CP2 卫星电源系统拓扑结构

CP2 卫星是加州理工州立大学卫星研制的符合立方星标准的卫星，其电源系统结构如图 1-7 所示^[21]。CP2 功耗约 1 W，采用 MPPT 拓扑结构，单一不调节母线，锂离子电池通过充、放电保护电路接于母线，太阳能电池阵为充电阵和供电阵双阵合一的模式。

以上 5 颗卫星的电源系统拓扑结构参数对比如表 1-5：

表 1-5 部分微小卫星能源系统拓扑结构参数

卫星	功耗	质量	拓扑	母线电压	布阵方式
SEDSAT-1	14.5W	/	DET	不调节：12V~24V	两阵合一
CP2	约 1W	1kg	PPT	不调节：≤4.2V	两阵合一
CX-1	30W	88.8kg	DET	全调节：27±1V	两阵合一
CanX-1	约 1W	1kg	DET/MPPT	不调节：≤4.2V	两阵合一
ZDPS-1A	3.5W	3.5kg	DET	不调节：2.7~4.2V	两阵合一

通过上表可知：

- 母线电压、母线电压调节方式、能量传输方式有所不同。
- 在太阳能电池布阵方式上都选择了充电阵和供电阵两阵合一的方式。主要是由于微小卫星自身资源有限和功能复杂度还不是很高。在有限的太阳能电池布片面积下，利用充电阵和供电阵两阵合一的方式能够尽可能的利用太阳能电池的功率，也能够使得后续系统结构变得简单。
- 母线电压数量都为 1 条。这是由于微小卫星功能还不是很复杂，单条母线已经能够解决后续负载的供电问题，也使得电源系统的结构尽可能简化，有利于小型化的要求。

所以，现今微小卫星电源系统的设计中^{[22][23][24][25]}，多采用单母线，单太阳电池阵方式，有利于微小卫星的设计。在母线电压的调节方式，根据卫星的设计具体要求可做具体选择。另外，对于微小卫星功率需求小，大规模使用商业器件（Commercial-Off-The-Shelf, COTS），减小体积的发展趋势，选择低电压，不调节母线具备一定优势，如 CP2 和 ZDPS-1A 卫星。在能量传输方式的选择上，DET 是成熟而可靠的方式，被广泛采用，但 MPPT 在太阳能效率的利用上有更大的空间，对于微小卫星能源系统提高效率具备优势。

1.4 本论文的工作

本文以某型号微小卫星电源系统的设计为中心点，在充分调研国内外微小卫星电源系统和分析 ZDPS-1A 卫星电源系统性能的基础上，针对某型号微小卫星的需求，设计了一个结构简单，功耗小，效率高、可靠性高的电源系统。另外，还设计了一个适用于微小卫星地面试验的太阳能电池模拟装置。

第 1 章，绪论。阐明本课题研究的目的及意义，对微小卫星及微小卫星电源系统的发展进行简单介绍。

第 2 章，ZDPS-1A 卫星电源系统在轨性能分析。对 ZDPS-1A 卫星电源系统各重要部件的在轨性能以及在轨故障进行分析，总结了 ZDPS-1A 电源系统设计的优缺点，为后续某型号微小卫星电源系统的设计提供借鉴。

第 3 章，某型号微小卫星电源系统的设计。明确某型号微小卫星电源系统的设计要求、总体结构以及和 ZDPS-1A 卫星电源系统的不同点，对电源系统的各

个某块进行详细设计，特别是对在 ZDPS-1A 卫星电源系统的设计上的不足点进行着重改进，并且对电源系统的能量平衡进行仿真。

第 4 章，最大功率追踪模块设计。对 MPPT 的工作原理和算法进行简要介绍。对 MPPT 模块的硬件电路实现和软件实现进行详细说明，硬件设计主要基于工业化的升降压 DC/DC 集成电路芯片和数字电位器，软件实现主要基于登山/扰动观察法。最后，对 MPPT 模块进行初步测试并对结果进行分析。

第 5 章，太阳能电池模拟装置的设计。对太阳能电池的数学模型进行分析，推导求解太阳能电池工作点的算法。完成基于降压型工业级 DC/DC 芯片和数字电位器太阳能电池模拟装置的硬件设计。完成系统的下位机软件设计，主要包括上、下位机的通信以及太阳能电池输出工作点计算的软件实现。最后，对太阳能电池模拟装置在三种工作模式下进行性能测试。

第 6 章，总结。对本课题研究的微小卫星电源系统及其相关试验设备的设计进行总结，提出在电源系统设计上一些需要完善和进一步验证的地方，提出 MPPT 模块和太阳能电池模拟装置设计的不足之处，最后对后续工作进行展望。

1.5 本论文创新点

- 总结了我国首颗皮卫星 ZDPS-1A 卫星电源系统中国产三结高效 GaAs 电池、锂离子蓄电池等新技术产品以及工业级元器件的在轨性能，为其他微小卫星电源系统的设计提供很好的理论和实践依据。
- 提出了一种基于工业级 DC/DC 芯片和数字电位器的，适用于微小卫星的 MPPT 模块的设计方法。
- 提出并实现了一种基于 DC/DC 芯片和数字电位器的太阳能电池模拟装置，可根据特定的太阳能电池参数输出特定的特性曲线，同时，也可以根据不同的温度和光照条件的变化，改变其输出特性曲线。此装置模拟太阳能电池输出精度小于 5.62%，特别适合于微小卫星试验应用。

第2章 ZDPS-1A 卫星电源系统在轨性能研究

2.1 本章引言

ZDPS-1A 卫星是迄今为止我国发射的体积最小、重量最轻的卫星，外形采用立方体结构，大小 $15\text{ cm} \times 15\text{ cm} \times 15\text{ cm}$ （不含天线），重 3.5 kg ，轨道高度 $600\sim 700\text{ km}$ ，周期约 97 min 的太阳同步轨道。两颗 ZDPS-1A 卫星自 2010 年 9 月 22 日从中国酒泉卫星发射中心发射以来，已正常工作 1 年多，传回了大量卫星遥测数据。

本章将对 ZDPS-1A 卫星电源系统结构进行简要介绍，然后结合其地面测试数据、能量仿真数据和近一年的在轨数据，分析其太阳能电池、锂离子电池、负载（只包括有电流采样的负载）以及整星的能量平衡的在轨工作状态，以验证 ZDPS-1A 电源系统的设计方法和基本功能。同时，也对 ZDPS-1A 卫星电源系统在轨出现的问题总结和深入的剖析，为后续微小卫星的设计提供借鉴。

2.2 ZDPS-1A 电源系统简介

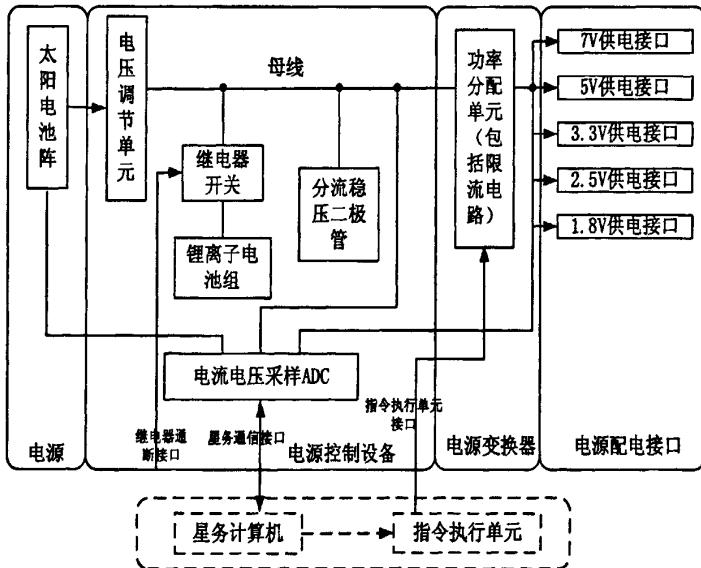


图 2-1 ZDPS-1A 电源系统原理框图（不包括虚线框部分）

2.2.1 系统构成

ZDPS-1A 卫星电源系统由电源、电源控制设备、电源变换器、电源配电接口组成，如图 2-1 所示（虚线部分为星务系统的内容）。电源包括作为一次能源的三结砷化镓太阳能电池和作为二次能源的锂离子蓄电池；电源控制设备包括太阳电池电压调节单元、继电器开关以及分流稳压二极管；电源变换器包括功率分配单元、限流/防短路单元、电源监测单元；电源配电接口包括电源走线及一系列接口。此外，还有一系列测试接口。

2.2.2 工作原理简介

ZDPS-1A 卫星选择太阳能电池—蓄电池联合供电电源^[26]，采用统一不调节母线的 DET 拓扑结构，母线电压保持在 2.7~4.2 V 之间，通过直流电压变换，为整星提供 1.8 V、2.5 V、3.3 V、5 V 和 7 V 五种类型的二次电源。星上 ADC 采集电源系统的电流电压信息给星务系统，以便作为卫星控制中枢的星务系统对电源系统进行相应控制。

ZDPS-1A 电源系统的工作方式为：光照区，太阳能电池获取电能，在给后端负载供电的同时给蓄电池充电，如果光照区负载的瞬时功率超出太阳能电池的供电能力，则由太阳能电池和蓄电池联合为负载供电；阴影区，由蓄电池单独为负载供电。ZDPS-1A 卫星有安全和正常两种工作模式，在正常工作模式下，又分为模拟测控应答机工作模式和数字测控应答机工作模式，这三种工作模式的功率各不相同，如图 2-2 所示。星务系统可以根据整星的能量状况和地面指令要求在三种模式之间切换，以保持整星的能量平衡。

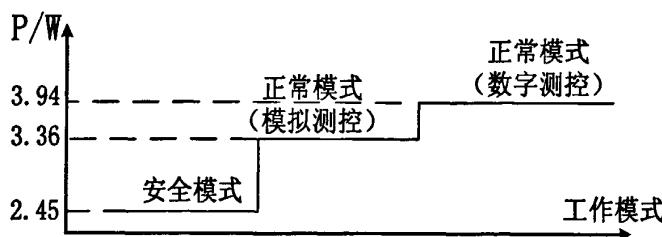


图 2-2 ZDPS-1A 卫星三种工作模式下的功耗

2.2.3 系统关键指标

- 锂离子电池容量: $2.5 \text{ Ah} \times 5 = 12.5 \text{ Ah}$
- 锂离子电池平均放电深度: 在容量 70% 处, 幅度为 10%
- 母线工作电压: $2.7 \sim 4.2 \text{ V}$ (运载供电除外)
- 可提供整星系统平均负载功率: $\geq 3.50 \text{ W}$
- 电源系统效率: 85%
- 太阳电池输出功率: 平均输出 4.5 W
- 各路供电电压: 需求电压 $\pm 2\%$, 纹波 $\leq 200 \text{ mV}$
- 采样电路数据: 实际值 $\pm 5\%$

2.3 ZDPS-1A 电源系统在轨性能测试

ZDPS-1A01、02 两星电源系统设计一致, 本节只对 02 星测试结果进行讨论。

2.3.1 太阳能电池在轨试验

在卫星处于不同光照角、不同负载条件下, 对太阳能电池的输出电流和电压的监测, 从而对太阳能电池在实际空间环境中的表现进行分析。

1. 太阳能电池在轨伏安特性

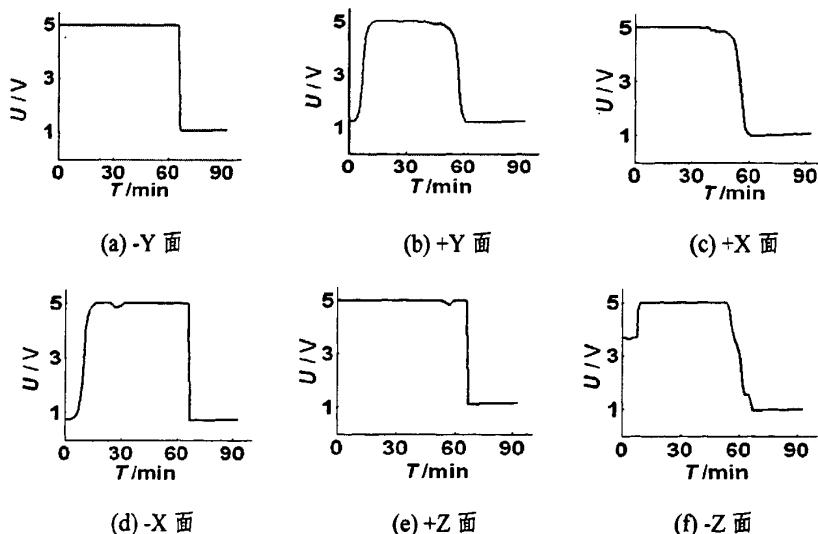


图 2-3 02 星 6 路太阳能电池电压变化

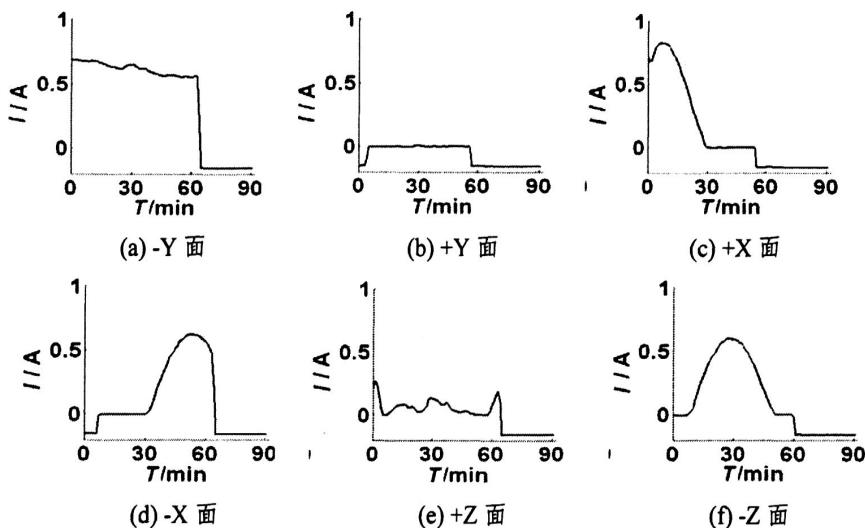


图 2-4 02 星 6 路太阳能电池电流变化

图 2-3、图 2-4 是 02 星入轨第一天，姿态稳定后，6 路太阳能电池电压、电流单圈变化图。由图可知，6 路电池的电压、电流都随着时间缓慢变化，光照区有输出，阴影区基本为零，体现了卫星的转动，说明太阳能电池功能正常。

图 2-5 是卫星在轨 25 天，-Y 面太阳能电池电压、电流变化。由图知，太阳能电池开路电压大于 5 V（由于电压采样范围设计过小，电压采样满偏为 5 V）；短路电流大于 1 A（由于电流采样设计缺陷，电流在最小时可能达到 -0.155 A，可认为电流小于 0 A 时，实际值即是 0 A）。太阳能电池地面性能测试的结果如表 2-1，其中-Y 面开路电压为 5.34 V，短路电流为 1.162 A，在轨测试值和地面测试结果基本吻合（考虑采样满偏）。其他面太阳能电池在轨测试结果列于表 2-2，与表 2-1 对比知，太阳能电池在轨测试结果和地面测试结果基本符合。

因此，以上结果表明，02 星 6 路太阳能电池在轨伏安特性正常。

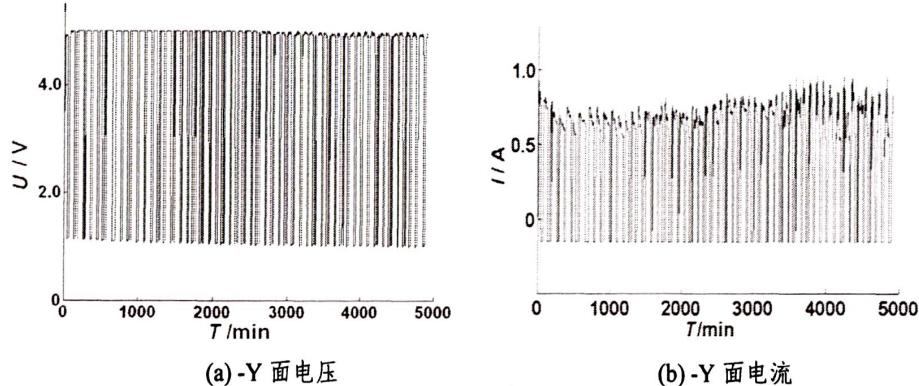


图 2-5 02 星在轨 25 天-Y 面太阳能电池电压、电流变化情况

表 2-1 02 星各面太阳能电池性能地面测试结果

太阳电池	I_{SC} / A	V_{OC} / V	V_m / V	I_m / A	P_m / W	FF
1 (-Y)	1.170	5.324	4.726	1.106	5.227	0.8394
2 (+Y)	1.168	5.356	4.777	1.093	5.243	0.8383
3 (+X)	1.197	5.335	4.732	1.133	5.363	0.8399
4 (-X)	1.198	5.324	4.729	1.127	5.331	0.8355
5 (+Z)	0.9307	5.288	4.697	0.8517	4.001	0.8371
6 (-Z)	1.118	5.286	4.675	1.061	4.960	0.8393

表 2-2 02 星各面太阳能电池在轨测试性能

太阳电池	I_{SC} / A	V_{OC} / V	P_m / W
1 (-Y)	≥ 0.959	≥ 5	≥ 4.699
2 (+Y)	≥ 0.082	≥ 5	≥ 0.396
3 (+X)	≥ 0.904	≥ 5	≥ 4.498
4 (-X)	≥ 0.934	≥ 5	≥ 4.602
5 (+Z)	≥ 0.671	≥ 5	≥ 3.353
6 (-Z)	≥ 0.905	≥ 5	≥ 4.993

2. 太阳能电池功率评估

02 星各路太阳能电池的最大功率值列于表 2-2, 由表中数据可知, 受照各面太阳能电池功率均有较大输出, 表明在太空环境中太阳能电池性能良好。

图 2-6 是 02 星在轨 25 天太阳能电池总功率的变化情况。由图可知, 太阳能电池的总功率最大可大于 10 W, 平均功率为 5.448 W, 而卫星正常工作的功耗在 3.5 W 左右, 因此, 太阳能电池的能源供给完全能够满足卫星正常工作能量平衡的需求。

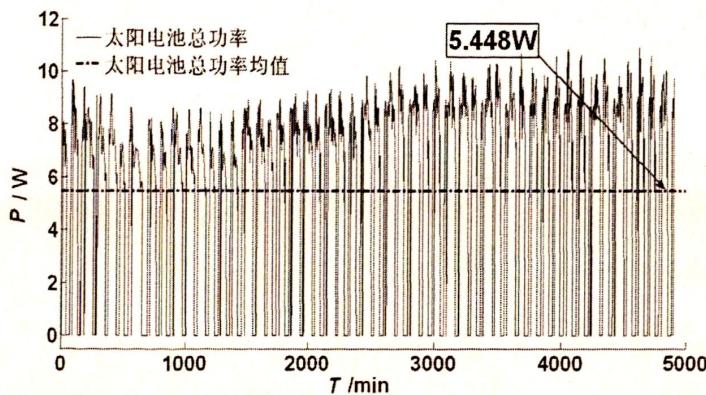


图 2-6 02 星在轨 25 天太阳能电池总功率变化情况

2.3.2 锂离子电池在轨试验

图 2-7 为 02 星锂离子电池单圈充、放电电流变化情况。由图可知电池充电电流最大 0~0.8 A (0.064 C), 时间大致 60 分钟; 放电电流最大 0.8~1 A (0.08 C), 时间大致 30 分钟。因此, 锂离子电池的充、放电电流在安全范围内, 充、放电时间和轨道条件相符, 锂离子电池充、放电功能正常。

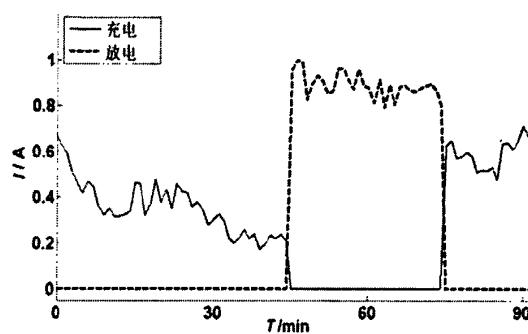


图 2-7 02 星单圈锂离子电池充放电电流变化情况

图 2-8 为 02 星单圈锂离子电池电压变化情况。由图可知锂离子电池电压为 4.6 V, 高出设计值 (4.2 V) 近 0.4 V, 原因将在 2.4.2 节详述。过高的工作电压会对锂离子电池产生严重损害^{[27][28][29][30]}, 导致其性能下降, 性能下降的表现将在 2.4.1 节详述。

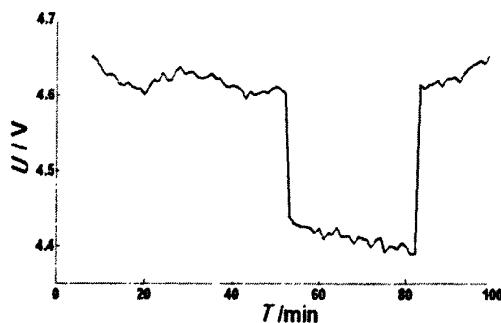


图 2-8 02 星第一圈母线电压变化情况

2.3.3 负载功率在轨试验

图 2-9 是 02 星在轨 25 天各负载的功率变化情况, 其中数字测控由于未开, 所以功率为 0 W, 飞轮在出现故障后, 电流满偏, 功率很大。各负载的在轨功率

值和地面功率值列于表 2-3。

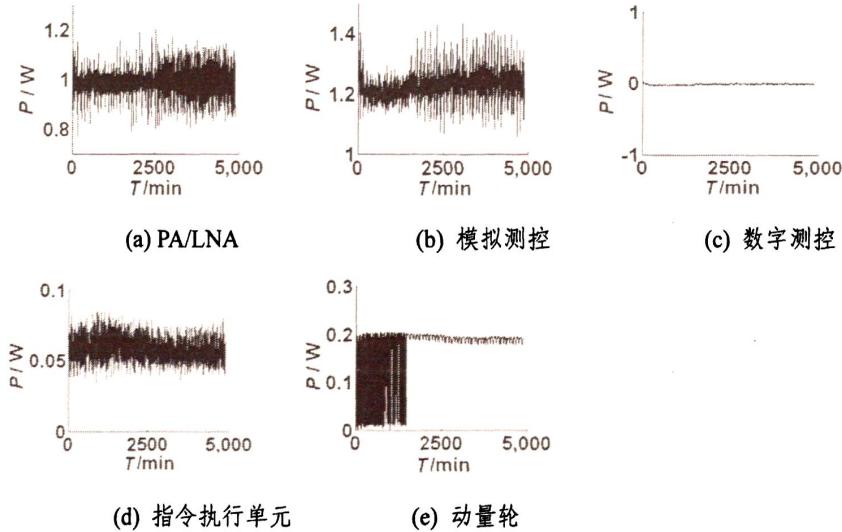


图 2-9 02 星在轨 25 天各负载功率变化

由表 2-3 中数据可知，模拟测控和 PA/LNA 总功率较地面测试稍小，指令执行单元和在轨功耗较地面测试稍大，考虑到采样误差等其他因素，可认为在轨数据和地面数据具有一致性。飞轮由于失效，功耗变得很大，表中飞轮功率的数据是以其满偏电流计算，因此实际飞轮功耗应该更大。

表 2-3 02 星在轨 25 天各负载功率情况

负载	最小功率 / W	最大功率 / W	功率均值 / W	地面功率 / W
PA/LNA	0.769	1.203	0.986	2.34
模拟测控	1.056	1.435	1.224	
数字测控	/	/	/	1.40
指令执行单元	0.016	0.086	0.058	0.05
飞轮	0	0.205	0.171 (故障前)	0.09

2.3.4 能量平衡评估

图 2-10 是 02 星在轨 25 天锂离子电池电量的变化，其中认为发射前锂离子电池处于满电量（100%）的状态。由于入轨后，锂离子电池工作在高于 4.2 V 的母线电压下，而卫星发射前的锂电池电压是 4.2 V，且太阳能电池电量充足。因此，在入轨初期，随着充放电循环的增加，锂离子电池的电量相应也慢慢增加，

高于发射之前。经过了一天多的在轨运行之后，锂离子电池总电量平衡在原先电量的 116%~121%。然后由于飞轮电流增大，卫星能量失衡，锂离子电池电量下降，重新平衡在原先电量的 115%左右。

平衡时，电量的波动范围在 4%~5%，和仿真结果一致，如图 2-11^[13]。

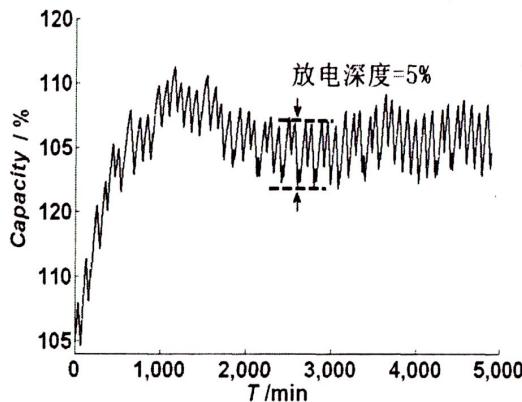


图 2-10 02 星在轨 25 天电池电量变化情况

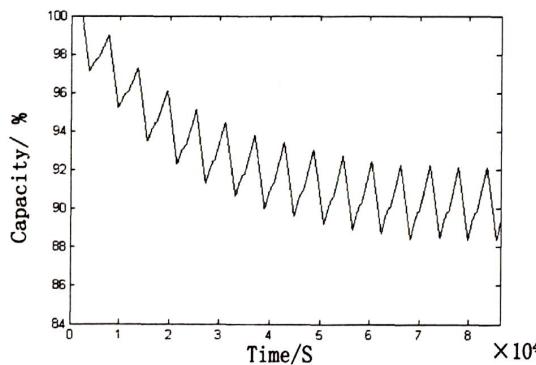


图 2-11 卫星能量平衡仿真结果

2.4 ZDPS-1A 电源系统故障分析

ZDPS-1A 电源系统采用了高效的三结 GaAs 太阳能电池、高能量密度的锂离子蓄电池，以及大量的工业级元器件，实现了电源系统的高效和小型化设计，卫星的在轨的数据表明，高效三结 GaAs 电池、锂离子电池和工业级元器件在太空工作状态良好，在后面微小卫星电源系统的设计中仍可继续采用。

当然，ZDPS-1A 卫星电源系统在轨测试结果也暴露了其一些不足，比较典型的有如下几个。

2.4.1 锂离子电池性能下降分析

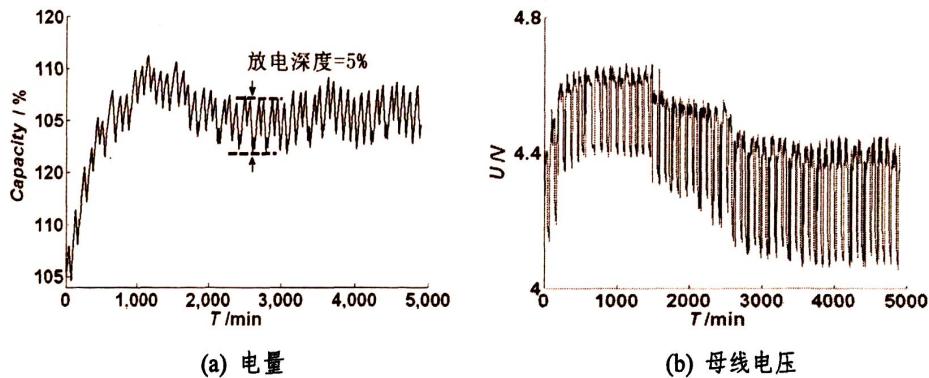


图 2-12 卫星电池电量和母线电压变化曲线(2010/9/22-2010/10/15)

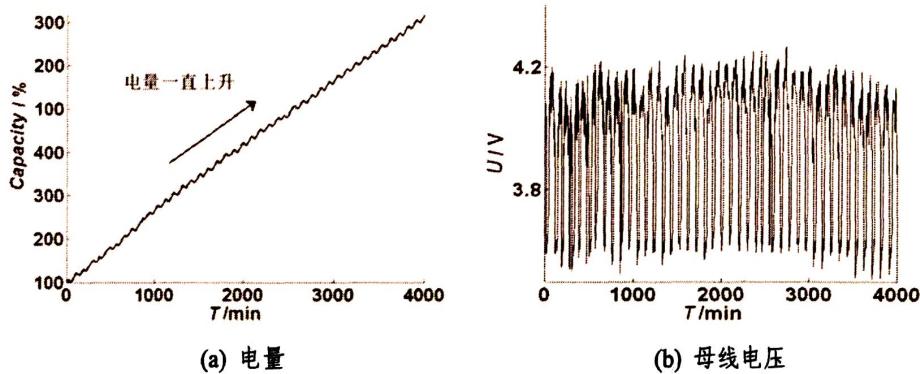


图 2-13 卫星电池电量和母线电压变化曲线(2011/3/15-2011/6/18)

图 2-12 和图 2-13 为 2010/9/22 至 2010/10/15 和 2011/3/15 至 2011/6/18 皮卫星锂离子电池电量和电池电压的变化情况。图 2-12 中，电池电量变化和电压变化趋势一致，表明两者对能量水平的表征一致，也说明电池充入的电量可以完全被释放，充、放电损耗很小。在图 2-13(a)中，电池电量呈一直上升状态，说明卫星能量水平一直上升，而在图 2-13(b)中，电池电压平衡在 3.6~4.2 V，说明卫星处在能量平衡的状态。电池电量和电压两者对能量平衡的表征矛盾。

原因是长期的高压工作使得电池快速老化，内阻增加，充、放电过程中电池的内阻耗去了大量能量，并以热能的形式释放。图 2-14 是卫星 U 型框（星体内某结构部件）和锂离子电池组件的温度变化曲线，对比卫星入轨初期和卫星工作半年后两者温度的变化，U 型框温度变换范围基本不变，而电池组件的温度上升了近 15°C ，这就是电池内阻耗能发热所致。

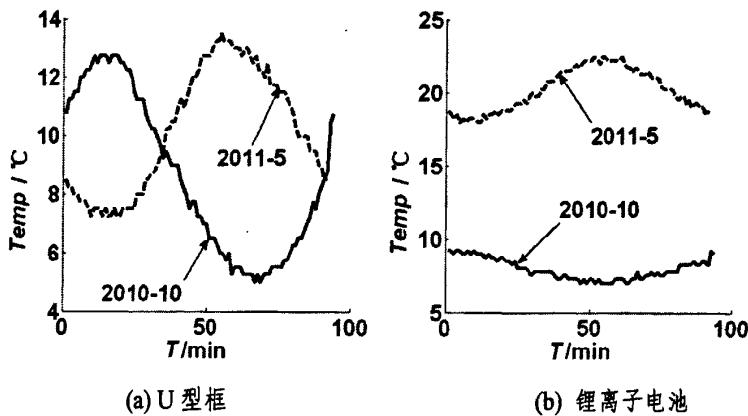


图 2-14 温度变化曲线

2.4.2 母线电压过高分析

在 ZDPS-1A 卫星电源系统的设计中，有两种方式可保证卫星的母线电压过高。一是太阳能电池和母线之间的 LDO 并联二极管电路，可通过设置 LDO 输出电压值，使得母线电压不高于 4.2 V，如图 2-15。二是母线上接有由限流芯片和稳压二极管构成的分流电路，限流芯片全开，当母线电压高于 4.2 V 时，有将近 500 mA 的分流能力，如图 2-16。然而，对于方式一，由于轨道上的光照状况较好，太阳能电池的输出电压较高：

$$V_{SOLAR} - V_D > 4.2V \quad (2-1)$$

使得太阳能电池的电流绕过 LDO，由二极管流向母线，LDO 对母线电压的钳位功能失效。

方式二中，考虑到两个稳压值为 4.7 V 的二极管并联和一个 4.2 V 稳压值的二极管在 4.2 V 的母线电压下通过电流的能力相同，为了提高可靠性，选择了两个 4.7 V 的二极管并联，忽略了当电压高于 4.2 V 时，两个 4.7 V 二极管并联结构的分流能力要小于一个 4.2 V 二极管的分流能力，导致了稳压电路稳压能力过低。另外，在试验过程中，也忽视了稳压电路的测试。

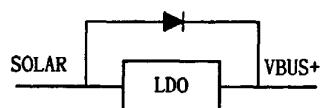


图 2-15 LDO 并联二极管电路

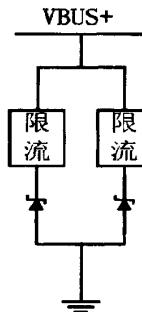


图 2-16 ZDPS-1A 分流电路

正是由于方式一、二都存在问题，导致了母线电压过高以及后续的一些列问题，这在后续微小卫星电源系统中需进行改进。

2.4.3 ZDPS-1A 电源系统不足总结

ZDPS-1A 卫星电源系统存在的问题，有如下几点：

- 对太阳能电池的在轨能量输出能力考虑不足，太阳能电池的能量利用率低
- 整星开机时所有负载一起启动，导致开机电流浪涌过大，卫星在太阳能电池单独供电时启动成功率不高
- 太阳能电池和母线间的 LDO 并联二极管电路结构设计未能稳定母线电压，需重新考虑
- 分流模块的分流能力设计不足，未进行充分测试
- 电源监测模块中电流和电压采样的裕量不够
- 锂离子电池无保护电路，导致其在卫星母线电压过高时出现了性能的快速下降

以上几点在后续微小卫星电源系统的设计中应着重考虑。

2.5 本章小结

本章对 ZDPS-1A 卫星电源系统的进行了简要介绍，结合其地面测试数据、能量仿真数据和近一年的在轨数据，对其太阳能电池、锂离子电池、负载（只包括有电流采样的负载）、整星的能量平衡的在轨工作状态以及在轨出现的三个故障进行了深入剖析，在此基础上总结了 ZDPS-1A 卫星电源系统设计的长处和不

足，为后续微小卫星电源系统的设计提供了经验和指明了方向。

第3章 某型号微小卫星电源系统设计

3.1 本章引言

ZDPS-1A 卫星的成功，表明其电源系统的设计方法和验证手段是正确有效的，此电源系统平台能够作为后续微小卫星电源系统设计的基础。

本章将依据 ZDPS-1A 卫星电源系统的设计经验，继续选用高效三结 GaAs 电池、锂离子蓄电池及工业级元器件做为主要的元器件，对其设计上的不足之处进行改进，同时结合某型号微小卫星电源系统的研制要求，优化设计一个功能、性能更加优越的电源系统。

3.2 需求、指标和难点

3.2.1 需求分析

1. 任务需求

某型号微小卫星重 10 kg，体积 25 cm×25 cm×25 cm，平均功耗 12 W，高度 600~700 km 太阳同步轨道，具有实际应用功能，其电源系统的任务要求如下：

- 可靠地提供分系统能源供应，保障各个分系统的工作
- 保证在姿态控制失效情况下仍然提供充分能源
- 蓄电池供电能保证整星 10 小时以上全负荷工作
- 应答机下行信号优先供电
- 能源系统具备对各个系统的开关能力
- 能源系统对整系统上电顺序进行控制
- 具备安全工作模式，在能量不足情况下，按照能源等级对各个系统进行断电操作，保证整星的能量平衡
- 安全可靠的放电通道以防止整星能量过高

2. 功耗需求

根据某型号微小卫星的总体设计要求，分析其电源系统的需求如下：

表 3-1 某型号卫星电源系统需求分析

分系统	供电模块	电压/V	工作电流/mA			功率均值/ mW
			Min	Typ	Max	
测控分系 统	模拟测控应答机	3.3	400	500	606	1650
	数字测控应答机	3.3	400	500	606	1650
	模拟测控 PA	3.3	0	500	606	1650
	数字测控 PA	3.3	0	500	606	1650
姿态控制 系统	动量轮 1	6	100	117	200	600
	动量轮 2	6	100	117	200	600
	主份磁强计	7	/	50	75	350
	备份磁强计	5	/	40	60	200
	陀螺 1	5	/	24	36	120
	数字太阳敏感器	3.3	100	200	500	660
	模拟太阳敏感器	3.3	/	20	30	66
综合电子 系统	力矩线圈	5	60	/	120	300~600
	单频 GPS1	3.3	0	90	136	297
	指令执行单元	3.3	0	45	68	149
电源系统	综合电子系统总	3.3	/	/	606	<2000
	/	3.3	/	10	/	33
	GPS2	3.3	0	606	758	2000
	GPS3	3.3	0	1515	1894	5000
	备份供电 1	3.3	/	/	/	/
	备份供电 2	5	/	/	/	/
常开系统	/	/	/	/	/	8109
	/	/	/	/	/	5482
	/	/	/	/	/	12812

测控系统的工作状态为模拟测控和模拟测控 PA 开机或者数字测控和数字测控 PA 开机，即模拟测控和模拟测控 PA 不会和数字测控和数字测控 PA 同时开机。

姿态控制系统中，动量轮 1 和动量轮 2 互为备份，不会同时开机，同样，主份磁强计和备份磁强计互为备份，不同时开机。

常开系统包括：测控系统、姿控系统、综合电子系统和电源系统，其功耗为这四个系统功耗的总和。

安全模式为常开系统除去姿控系统和综合电子系统中的 GPS1。

峰值功率为常开系统中，GPS1 改成 GPS3，同时由于备份供电的负载还未确定，因此，系统的峰值功耗可能大于现在统计的峰值功耗。另外，由于部分负载

在轨时的开机状态未定，所以，峰值功率持续时间未定。

3.2.2 总体设计指标

某型号卫星电源分系统性能指标：

- 设计寿命： ≥ 3 年
- 系统质量：3 kg
- 母线工作电压：2.7~4.2 V（运载供电除外）
- 可提供整星系统平均负载功率： ≥ 12 W
- 各面太阳电池平均输出功率： ≥ 14 W
- 电源系统效率： $> 85\%$
- 各路供电电压：需求电压 $\pm 2\%$ V，纹波 ≤ 200 mV
- 采样电路数据：实际值 $\pm 5\%$

3.2.3 设计难点

与 ZDPS-1A 卫星相比，某型号微小卫星不仅仅是一个试验平台，在功能和性能上都将有所提高。

在平均功率需求上，某型号微小卫星和 ZDPS-1A 卫星的平均功率比为 3.4，而两者的表面积比是 2.78，表明某型号微小卫星在太阳能电池的能量利用率上需要有很大的提高。并且，为了尽可能继承 ZDPS-1A 卫星的元器件应用，某型号微小卫星保持了 2.7~4.2 V 不可调母线电压的设计，使得系统供电的电流加大，导致在导线和一些隔离器件（如二极管，LDO）上的功耗增大，给电源系统的高效率设计提出了挑战。

在寿命需求上，某型号微小卫星为 3 年，这首先需要对系统的能量平衡做更精确分析。因此，在系统的设计阶段，能量平衡仿真系统需更加完善；在卫星原理样机或者是初样阶段，将进行半实物仿真，以确保系统的能量平衡，此时也就需要满足于半实物仿真应用的太阳能电池模拟装置。另外，星上的储能部件也是卫星长寿命工作的关键，如 ZDPS-1A 卫星的锂离子电池就出现了性能下降的情况，所以，需对星上储能部件进行严格得选取和对其的寿命进行科学的计算。

再有，卫星功率、功能和寿命的提高，使得电源系统的微小型化、可靠性等

的设计上也要做更深入的考量。

3.3 能量平衡仿真初步

能量平衡仿真初步有两个目的：

- 初步了解标校星是否满足 12 W 平均功率的要求，估算太阳能电池布片面积
- 权衡 MPPT 和 DET 能量传输方式太阳能电池能量的利用率上的优劣，以便在后续设计中做出选择。

在已知某型号微小卫星的平均功耗和其太阳能电池的安装方式的前提下，可通过初步的理论仿真，估算其太阳能电池的大致布片面积。步骤为，首先计算在某一布片面积 S_1 下卫星的能量平衡功率 P_1 ，然后根据太阳能电池功率和布片面积成正比的原则，估算当平衡功率在 12 W 时，需要的太阳能电池布片面积 S_x ，如式(3-1)。

$$S_x = \frac{12}{P_1} \cdot S_1 \quad (3-1)$$

3.3.1 模型建立

文献[31]提出了 ZDPS-1A 卫星能量平衡仿真系统的搭建方法^{[31][32][33][34]}，此方法基于 Matlab/Simulink 软件，所搭建的能源系统为 DET 结构，如图 3-1。可在此模型的基础上进行适当的修改，使之适用于某型号微小卫星的仿真应用，以分析某型号微小卫星采用 MPPT 代替 DET 的优势以及其能量平衡状况^[35]。

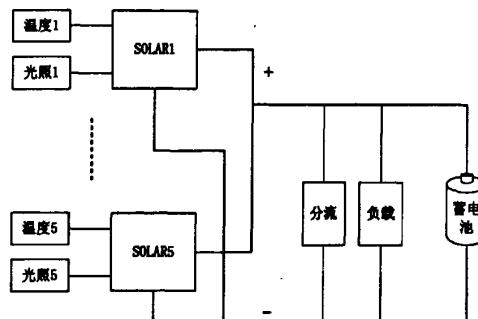


图 3-1 DET 结构仿真系统结构框图

某型号微小卫星体积为 $25\text{cm} \times 25\text{cm} \times 25\text{cm}$, ZDPS-1A 卫星体积为 $15\text{cm} \times 15\text{cm} \times 15\text{cm}$, 两者采用相同的太阳能电池单体。由于太阳能电池的功率输出能力和其面积成正比, ZDPS-1A 单面的布片面积是 144.25cm^2 , 所以, 假设某型号微小卫星太阳能电池的布片系数和 ZDPS-1A 卫星相同, 则可得单面布片面积为 400.7cm^2 , 即功率输出能力是 ZDPS-1A 卫星的 2.78 倍。又由于两颗卫星的母线电压相同, 所以只需将模型中太阳能电池的短路电流和最大功率点电流改为原来的 2.78 倍, 即得到某型号微小卫星太阳能电池的输出能力。在此情况下仿真得到的结果即为某型号微小卫星在 DET 结构下的能量平衡结果。

另外, 在 DET 结构的仿真系统中, 将太阳能电池的最大功率作为输出, 如图 3-2, 便可得到 MPPT 结构下的仿真结果。

在 DET 结构中, 由于母线电压和其余太阳能电池输出电压的钳位作用, 认为当某一面太阳能电池的光照入射角小于 60 度时无输出; 在 MPPT 结构中, 由于太阳能电池和母线之间有串联开关调节器, 不存在母线电压和其余太阳能电池输出电压的钳位作用, 所以认为其在很小的光照强度下也有能量输出。需要注意的是, 无论是 DET 结构还是 MPPT 结构的仿真, 其线上损耗和器件损耗皆考虑为 0, MPPT 效率假设为 100%。

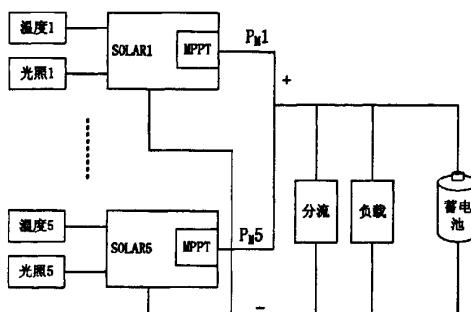


图 3-2 MPPT 结构仿真系统框图

3.3.2 仿真分析

1. 卫星姿态稳定情况仿真

卫星姿态稳定是指卫星不自转的情况。

图 3-3 为采用 MPPT 结构的电源系统负载功率拉偏情况, 当 MPPT 效率为 100% 时, 如要求整星能量平衡, 负载最大可以到 15 W。如果 MPPT 的效率为 90%,

则最大的负载可为 $15 \times 90\% = 13.5 \text{ W}$.

图 3-4 为采用 DET 结构的电源系统负载功率拉偏情况，则如果要求整星能量平衡，负载最大可以到 10.5 W .

对比图 3-3 和图 3-4 可知，理想情况下，当 MPPT 的效率大于 $10.5/15=70\%$ 时，MPPT 比 DET 结构的能量利用率更高。当 MPPT 的效率大于 $12/15=80\%$ 时，能够维持负载为 12 W 时的能量平衡。

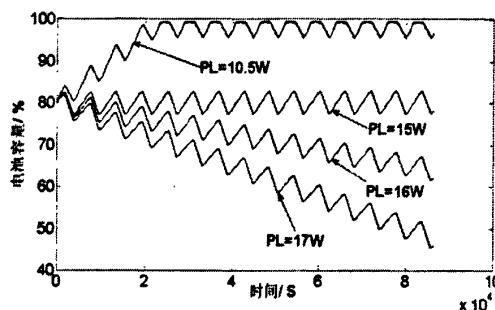


图 3-3 MPPT 姿态稳定情况负载功率拉偏情况 (MPPT 效率 100%)

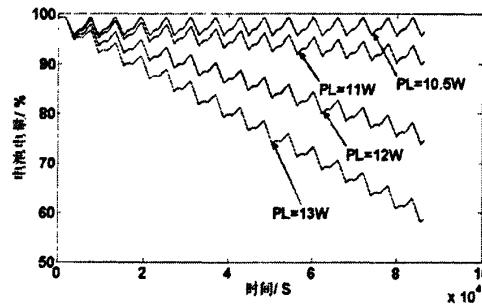


图 3-4 DET 结构姿态稳定情况下负载功率拉偏情况

2. 卫星姿态最差情况仿真

最差姿态是指卫星以 10 度每秒的速度绕某一轴匀速转动。

图 3-5 为采用 MPPT 结构的电源系统，姿态最差情况下负载功率拉偏情况。当 MPPT 效率为 100% 时，如要求整星能量平衡，负载功率最大可以到 9.68 W 。如果 MPPT 的传输效率为 90%，则最大的负载可为 $9.68 \times 90\% = 8.70 \text{ W}$ 。图 3-6 为采用 DET 结构的电源系统，姿态最差情况下的负载功率拉偏情况，如果要求整星能量平衡，则负载最大可以到 6.8 W 。

对比图 3-5 和图 3-6 可知，如果 MPPT 效率大于 $6.8/9.68=70.2\%$ ，则 MPPT

比 DET 结构有效率。由于当 MPPT 效率 100% 时，负载大于 9.68 W 已不能保持能量平衡。所以，若姿态最差情况下负载平均功耗 12 W，卫星不能保持能量平衡，需增加太阳能电池的布片面积。

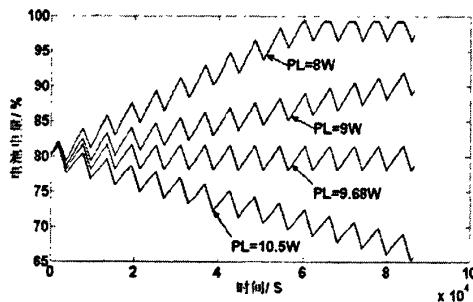


图 3-5 最差姿态情况下 MPPT 负载功率拉偏情况 (MPPT 效率 100%)

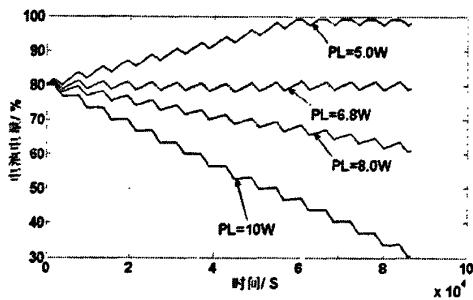


图 3-6 最差姿态情况下 DET 结构负载功率变化情况

3.3.3 结论

由 3.3.2 节的仿真结果可知，无论是姿态稳定还是姿态最差情况，MPPT 在效率 100% 时，对太阳能电池的能量利用率都高于 DET 结构。在姿态稳定时，只要 MPPT 效率大于 70%，其能量利用率即大于 DET 结构；在姿态最差时，只要 MPPT 效率大于 70.2%，其能量利用率即大于 DET 结构。所以，选用 MPPT 结构，有很大提升太阳能电池利用率的空间，在后续的电源系统设计中选用 MPPT 结构。

太阳能电池面积计算方面，在姿态稳定时，若 MPPT 效率为 100%，已知 $S_I=400.7 \text{ cm}^2$, $P_J=15 \text{ W}$, 由式 (3-1) 得 $S_X=320.56 \text{ cm}^2$ 。令 MPPT 效率为 η_{MPPT} ，单面太阳能电池布片系数为 F_S ，则：

$$S_x = \frac{320.56}{\eta_{MPPT}} \quad (3-2)$$

$$F_s = \frac{320.56}{\eta_{MPPT} \times 625} = \frac{0.513}{\eta_{MPPT}} \quad (3-3)$$

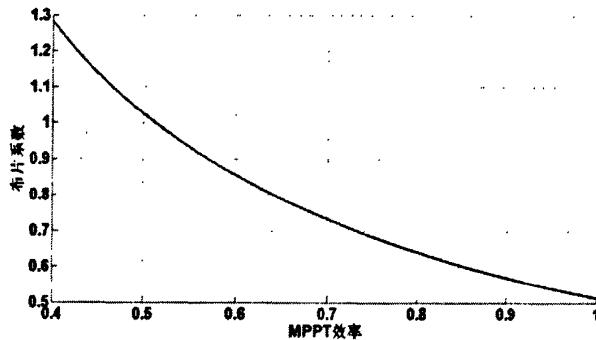


图 3-7 姿态稳定时单面布片系数和 MPPT 效率关系图

如图 3-7, 若假设最大布片系数为 0.9, 则 MPPT 的效率只要大于 58% 即可。在姿态最差时, 若 MPPT 效率为 100%, 已知 $S_x=400.7 \text{ cm}^2$, $P_t=9.68 \text{ W}$, 由式 (3-1) 得 $S_x=496.74 \text{ cm}^2$, 则:

$$S_x = \frac{496.74}{\eta_{MPPT}} \quad (3-4)$$

$$F_s = \frac{496.74}{\eta_{MPPT} \times 625} = \frac{0.795}{\eta_{MPPT}} \quad (3-5)$$

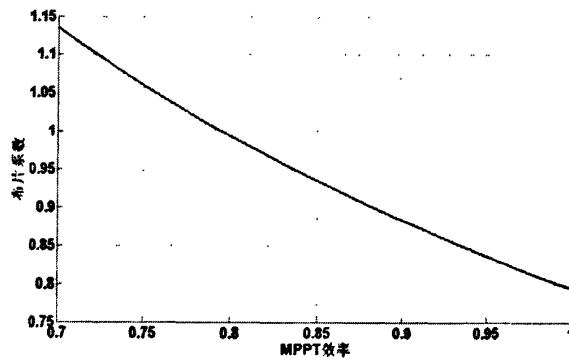


图 3-8 姿态最差时单面布片系数和 MPPT 效率关系图

如图 3-8, 若同样假设最大布片系数为 0.9, 如果要使能量平衡不受姿态变化的影响, 则 MPPT 的效率要大于 88%。

3.4 总体设计

某型号微小卫星电源系统如图 3-9，由电源、电源控制设备、电源变换器、电源配电接口组成。

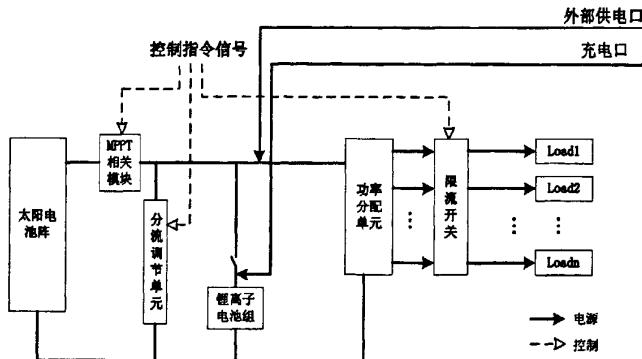


图 3-9 某型号微小卫星电源系统原理框图

电源包括太阳电池阵和锂离子蓄电池。其中，太阳能电池作为一次能源，可充电蓄电池作为二次能源。由于某型号微小卫星体积和重量的限制，不能携带大量的能源，采用太阳电池阵 - 蓄电池组系统可以最有效地减轻电源系统的重量，而且比功率大，可靠性和安全性高。此种能源结构的供电方式为：光照区，太阳能电池阵在给负载供电的同时，给电池组充电；阴影区，蓄电池给负载提供功率。某型号微小卫星电源系统母线采用非调节母线方式，太阳电池阵和蓄电池组输出未经调节直接向负载供电，则母线电压取决于太阳电池阵输出特性、蓄电池组放电电压及负载功率。由于这三项因素经常处于变化状态，因此母线电压在一定范围内波动。

电源控制设备包括电压调节单元和继电器开关。电压调节单元主要作用是将母线电压控制在一个相对稳定的范围内，防止母线电压过高而损坏蓄电池。该单元包括 MPPT 模块和分流调节单元。继电器单元的功能是对蓄电池的通断进行控制，以达到保护蓄电池和负载的作用。

电源变换器包括功率分配单元、限流/防短路单元和电源监测单元。功率分配单元主要将母线电压进行转换，以符合各不同负载的配电要求。限流/防短路单元根据各路供电的不同情况设定限流值，以防止负载短路造成的大电流现象，同时也可通过限流开关控制供电的通断。电源监测单元用于监测星上各重要网络

(包括电源、配电单元等)的电压电流等信息，并将信息告知综合电子系统。

此外，系统还提供一系列外部供电和测试接口。一是外部电源供电接口，满足卫星利用外部电源进行测试的要求。二是蓄电池充电接口，满足对星内蓄电池进行充电的要求；三是继电器通断切换接口，保证蓄电池在保存和运输等环节中不断开，停止对负载放电。四是内部关键器件状态测试接口，以在地面测试和试验时便于掌握电源系统状态。

3.5 模块设计

3.5.1 太阳能电池阵模块

某型号微小卫星是外形为 $25\text{ cm} \times 25\text{ cm} \times 25\text{ cm}$ 的立方体，太阳能电池为体装式结构，直接布于卫星的外壳上。其中，卫星的对地面安装有其他重要部件，不可进行太阳能电池的布片，所以，只有 5 个面能够安装太阳能电池。

体装式太阳能电池的布片结构无运动部件，工作可靠，但在卫星轨道运行时，整个太阳电池阵不能同时受到光照，有效光照的面积仅仅是太阳光照方向的投影面积，因此输出功率较小。

1. 太阳能电池选型

与 ZDPS-1A 卫星一样，某型号微小卫星选用天津 18 所的三结砷化镓 ($\text{GaInP}_2/\text{GaAs}/\text{Ge}$) 高效率太阳能电池，该电池为目前国内产品化的效率最高的太阳能电池，可最大程度地减小太阳电池所需要的面积，其特性参数如表 3-2。

表 3-2 Tri-Junction $\text{GaInP}_2/\text{GaAs}/\text{Ge}$ 太阳电池特性参数 (25°C)

参数	数值
短路电流 $I_{SC}/(\text{mA/cm}^2)$	16.5
开路电压 V_{oc}/V	2.6
最佳工作点电流 $I_{mp}/(\text{mA/cm}^2)$	15.75
最佳工作点电压 V_{mp}/V	2.32
填充因子 FF	0.84
光电转换效率 $\eta/\%$	26.8
αs	0.92
ϵH	0.82

2. 太阳电池阵负载功率估算

太阳电池阵的负载功率：

$$P_L = M(P_{BL} + P_{BC} + P_D + P_H) / \eta_{MPPT} \quad (3-6)$$

式中：

P_L ——太阳电池负载功率

P_{BL} ——光照区供电母线的负载功率

P_{BC} ——蓄电池的充电功率

P_D ——太阳电池阵输出隔离 LDO 功耗

P_H ——供电线路损耗

M ——设计裕度，取 1.05

η_{MPPT} ——MPPT 效率

1) 蓄电池充电功率 P_{BC} 的计算

蓄电池充电功率计算公式为：

$$(P_B)_C = (E_B)_D / (\eta_C \eta_{wh} T_C) \quad (3-7)$$

$$(E_B)_D = (P_B)_D T_D / \eta_D \quad (3-8)$$

式中：

$(E_B)_D$ ——蓄电池组的放电能量

η_C ——蓄电池充电调节器效率

η_{wh} ——蓄电池瓦时效率（即能量效率）

T_C ——在轨道周期内可供蓄电池组的充电时间

$(P_B)_D$ ——地影区供电母线的负载功率

T_D ——最长的地影时间

η_D ——蓄电池组放电调节器效率

某型号微小卫星轨道为 600~700 km 的太阳同步轨道，地影区负载功率

$(P_B)_D=12$ W，地影时间 $T_D=32.7$ min，蓄电池组放电效率 $\eta_D=1$ （因为蓄电池直接连在母线上， η_D 和 η_C 都等于 1），则蓄电池放电能量 $(E_B)_D=6.54$ Wh。

轨道内供蓄电池充电时间 $T_C=66$ min，瓦时效率 $\eta_{wh}=0.85$ ，蓄电池充电效率 $\eta_C=1$ ，则充电功率 $(P_B)_C=6.99$ W。

2) 隔离用 LDO 功耗计算

LDO 功耗的计算公式:

$$P_D = \Delta V_D \times I_D \quad (3-9)$$

式中:

ΔV_D —— LDO 两端压降;

I_D —— 流过 LDO 电流。

在通常的设计中，各面的太阳能电池采用二极管进行隔离，此处选择 LDO 进行隔离，在保持了二极管反向隔离功能的同时，其两端的压降要小于二极管，从而减少了功率损失。

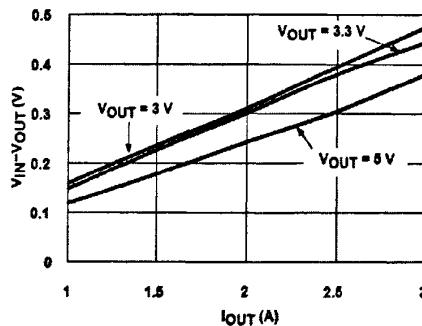


图 3-10 某型号 LDO 输出电流和两端压降关系图

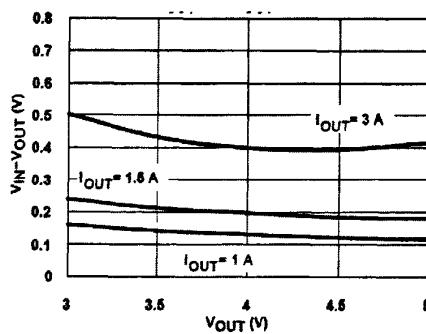


图 3-11 某型号 LDO 输出电压和两端压降关系图

每一面的太阳能电池通过两个 LDO 并联的方式保证可靠性，同时降低在 LDO 上的压降。

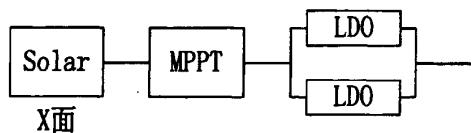


图 3-12 LDO 和太阳电池连接示意图

某型号 LDO 输出电流、电压和其两端压降的关系如图 3-10 和图 3-11。假设，通过每个 LDO 电流为 2.5A，则 LDO 上的压降为 0.36V 左右，那么功耗为 1.44 W。

3) 太阳电池负载功率估算

根据以上计算，光照区的负载功率为 12 W，充电功率 6.99 W，隔离 LDO 损耗 1.44 W，供电线路功率损耗不计，设计裕度 1.05，则太阳电池负载功率据式 (3-6)，为 $21.45/\eta_{MPPT}$ W。

3. 太阳电池阵面积的再估计

第 3.3.3 节已对不考虑损耗的情况下太阳能电池的布片面积进行了分析。然而，由于隔离 LDO 上的损耗为 1.44 W，不可忽略。隔离 LDO 的损耗只有在光照区有，考虑卫星光照区和阴影区时间比，将 LDO 的损耗折算为卫星平均功耗的折算系数为 0.67，所以平均功耗变为 12.96 W。假设 MPPT 效率为 0.9，那么，由式 (3-1)、(3-2) 和 (3-3) 可得，姿态稳定时，单面布片面积为 384.7 cm^2 ，布片系数为 61.5%；姿态最差时，单面布片面积为 596.1 cm^2 ，布片系数为 95.37%。由于卫星表面上还有镜头、敏感器等其他器件，高达 95.37% 的布片系数显然不可能实现，所以，MPPT 效率 0.9，姿态最差时，系统将不能保持能量平衡。

3.5.2 锂离子蓄电池模块

蓄电池作为某型号微小卫星的二次电源，是星上的贮能装置。其工作方式是在光照期间贮藏太阳电池产生的多余功率，在太阳电池不能工作或不能提供足够的功率时作为备用电源释放能量。如果要保证卫星长期、稳定、可靠地工作，就必须配置一个寿命长、安全性好、可靠性高的蓄电池组。

卫星对蓄电池有独特的要求：

- 高真空环境下密封不泄漏，泄漏率优于 $1 \times 10^{-7} \text{ Pa} \cdot \text{dm}^3 \cdot \text{s}^{-1}$
- 在每个轨道周期都要对蓄电池进行充放电，电能、化学能的转换效率要高
- 要能够支持高功率输出，以满足星上峰值负载及脉冲负载工作
- 蓄电池的充放电过程要安全、可靠，寿命要长

锂离子电池是近几年来卫星蓄电池的热门选择，相较于同类的镍镉电池、镍

氢电池，优势在于能够大容量地贮存能量。另外，其工作电压高（一般在 3.6 V 以上），工作电压随时间缓慢下降，比较容易显示剩余电量，充放电的寿命长，无记忆效应。和 ZDPS-1A 卫星一样，某型号微小卫星选用 SANYO 公司的某型号锂离子电池。该电池的标称容量为 2500 mAh, 直径 18.24 mm, 长度 65.10 mm, 标称电压 3.7 V, 重量 44 g.

1. 电池组额定容量计算

$$C_D = \frac{P_D T_D}{N V_{PD}} + C_{DI} \quad (3-10)$$

$$C_N = \frac{C_D}{DOD} \quad (3-11)$$

式中：

C_D —— 电池组放电电量；

C_{DI} —— 电池组光照期脉冲负载放出，而太阳电池阵未补充充电的电量；

T_D —— 阴影区时间 (h)

N —— 串联电池数

V_{PD} —— 单体电池平均放电电压

P_D —— 蓄电池组输出功率

C_N —— 电池组额定容量

DOD —— 蓄电池放电深度

由于锂离子电池工作电压与母线电压相近，不需要采用电池组串联，即 $N=1$ ；蓄电池与母线间通过继电器和采样电阻连接，线上损耗忽略不计，因此，蓄电池组放电功率即等于阴影区平均负载功率 12 W；阴影时间 32.7 min；平均放电电压 3.7 V，考虑太阳电池可以满足脉冲功率要求，因此光照区没有锂离子电池的补充放电， $C_{DI} = 0$ W，据式 (3-10)，得 $C_D=1.77$ Ah。

根据所选用锂离子电池器件手册数据，锂电池在放电深度 100%的情况下，残留容量 70%时的循环寿命为 300 次充放电，如图 3-13。

取残留容量 50%为电池寿命末期电量。将图中的曲线按其趋势延长，可得在放电深度 100%的情况下，残留容量 50%时的循环寿命为 750 次充放电。锂电池放电深度和循环寿命的关系大致是：

$$CL_{DOD} = \frac{CL_{100\%}}{DOD} \quad (3-12)$$

式中：

CL_{DOD} —— 放电深度 DOD 时的循环寿命

$CL_{100\%}$ —— 放电深度 100% 时的循环寿命

DOD —— 放电深度。

标校星周期为大致 90 min, 锂电池每天有 16 个充放电循环, 设计寿命 3 年, 则设计寿命内共有 17520 个充放电循环, 那么电池的放电深度为:

$$DOD = 750 / 17520 = 4.28\%$$

那么锂离子电池的额定容量为:

$$C_N = 1.77 / 4.28\% = 41.36 \text{ (Ah)}$$

再考虑 15% 的设计裕量, 则电池的容量为 47.6 Ah.

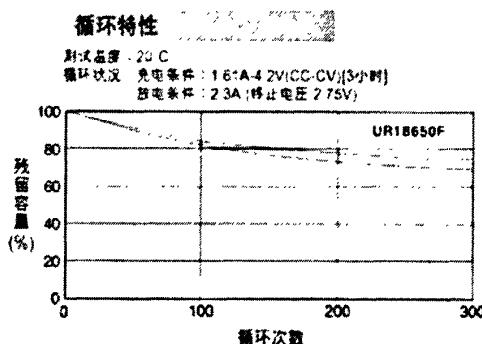


图 3-13 锂离子电池循环特性图

2. 确定电池数量

据以上计算结果, 电池容量为 47.6 Ah, 每个电池单体容量为 2.5 Ah, 则电池数目为:

$$N_{BAT} = 47.6 / 2.5 = 19.04 \approx 20 \text{ (个)}$$

3. 锂电池组设计

由于某型号微小卫星母线电压为 2.7~4.2 V, 和单节锂离子电池工作电压兼容, 所以将 20 节电池并联设计成的锂离子电池组, 可省略变压电路, 直接挂在母线上, 提高系统效率^{[36][37][38]}。

锂离子电池的充放电电流安全范围为 $<0.2\text{ C}$, 工作电压安全范围为 $2.7\sim4.2\text{ V}$ 。由于太阳能电池给锂离子电池充电的总功率为 6.99 W , 假设母线电压 2.7 V , 则锂电池充电电流为 2.59 A (0.054 C); 又因为卫星负载的峰值功率为 12.812 W 左右, 同样假设母线电压为 2.7 V , 则放电电流为 4.75 A (0.1 C)。所以锂离子电池在工作时的充、放电电流都在锂离子电池工作的安全充、放电电流以内。另外, 母线电压的最大值由分流调节模块控制, 为 4.2 V ; 而对于低于 2.7 V 的工作电压, 出现这种情况时, 表明卫星已经出现了能量失衡的情况, 对电池的保护已没有意义, 所以, 锂电池工作的电压也满足其要求。

综上所述, 锂电池组可直接接在卫星母线上。

3.5.3 最大功率追踪模块

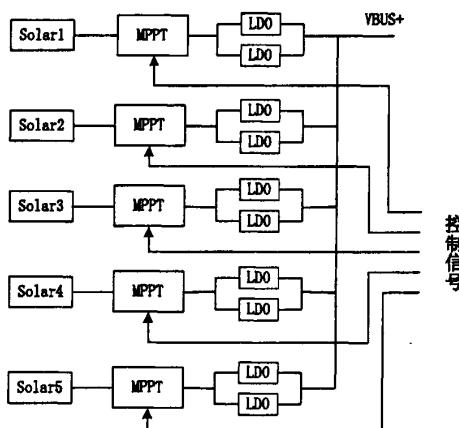


图 3-14 电源系统 MPPT 结构框图

太阳能电池输出的功率输出点和负载的大小有关, 如果太阳能电池并联后直接接到卫星母线, 则会使得太阳能电池的工作点电压小于 4.2 V , 不利于太阳电池的功率输出。解决的方法是在太阳能电池并联之前接一个 MPPT 模块, 通过对 MPPT 模块的控制, 提高太阳能电池的功率输出能力。MPPT 原理如图 3-15, 由图可知, 在电源系统中加入 MPPT 模块, 只需要加入一个用于调整负载阻抗的 DC/DC 和设定 DC/DC 输入电压的电压设定部件^[39], 电流、电压采样和数据处理部分可以依赖于星上已有的电源监测部分和星上计算机, 所以, 在某型号微小卫星电源系统的设计中, 在 ZDPS-1A 卫星 DET 结构的电源系统结构的改为 MPPT 结构所需增加的硬件和版图很小。MPPT 模块的具体设计将在第五章详细介绍。

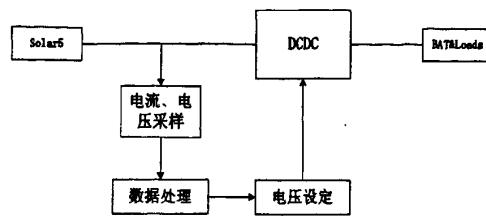


图 3-15 MPPT 原理框图

3.5.4 分流模块

分流模块的作用是为卫星提高一个能量泄放的通道，防止卫星因能量过高而损坏。

1. 分流需求预估

据太阳能电池输出功率计算，太阳能电池输到负载端的最大输出功率为21.45W，给锂离子电池充电功率为6.99 W，卫星的平均功率为12 W。分流模块的设计要求：

- 在分流全开的情况下希望能全部分流完负载不需的太阳电池功率，以便于调节整星的能量水平，即总分流能力大于9.45 W。
- 分流受控，具有多级分流的能力。

2. 模块设计

某型号微小卫星电源系统分流模块由多个限流芯片串联稳压二极管再并联的结构构成，如图 3-16。ZDPS-1A 分流电路的设计中，限流开关为常开，且只有两个分流单元，而在某型号微小卫星分流部分的设计中，各个限流开关设计为受综合电子系统单独控制，满足逐级分流的需求，并且4个分流单元并联来提高分流模块的分流能力和可靠性。

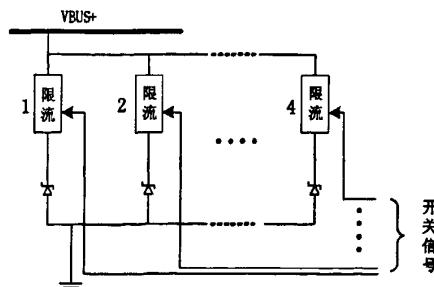


图 3-16 分流模块原理框图

某两型号的稳压二极管特性如下：

表 3-3 稳压二极管特性

	型号 A	型号 B
典型稳压值	3.9V@320 mA	4.3V@290 mA
最大反向电流	1.22 A	1.1 A
最大承受功率	5 W	5 W
反向漏电流	50 uA	10 uA
工作温度	-65 ~ 200 °C	-65 ~ 200 °C
封装形式	直插	直插

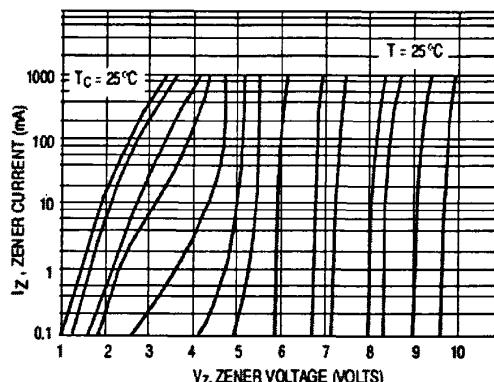


表 3-4 稳压管 I-V 曲线图

某两型号的限流芯片特性如下：

表 3-5 限流芯片特性

	型号 A	型号 B
工作电压	2.7~5.5 V	2.7~5.5 V
限流值	500 mA	1000 mA
导通阻抗	70 mΩ	70 mΩ

在 4 路分流单元中，前 2 路采用型号 A 限流芯片串联型号 A 稳压二极管结构，后 2 路采用型号 B 限流芯片串联型号 B 稳压二极管结构。

由于型号 A 限流芯片限流值为 500 mA，型号 B 限流芯片限流值为 1000 mA，则前 2 路每路的分流能力大致为： $500 \text{ mA} \times 4.2 \text{ V} = 2.1 \text{ W}$ ；后 2 路每路的分流能力大致为： $1000 \text{ mA} \times 4.2 \text{ V} = 4.2 \text{ W}$ 。总分流能力为： $2.1 \text{ W} \times 2 + 4.2 \text{ W} \times 2 = 12.6 \text{ W}$ ，可满足分流 9.45 W 功率的需求。

3. 分流模块工作方式

4 路分流单元都受控于星上综合电子系统，整星启动时，前 2 路分流单元默

认开启，后 2 路分流单元默认关闭，卫星在轨工作各数据如表示母线电压正常，自主关闭前 2 路分流单元。

分流单元的开关分为自主和地面控制两种模式。在自主模式当中，当综合电子系统判断母线电压出现高于 4.2 V 的情况，打开第 1 路分流单元，如果母线电压还是过高，继续打开第 2 路分流单元，以此类推。在地面控制模式当中，如果地面工作人员发现卫星出现能量异常状况，可通过地面发送指令关闭分流单元。

3.5.5 继电器开关模块

在卫星发射前因为保存和运输需要，将锂离子电池通过继电器开关进行控制，防止锂离子电池对负载供电，以达到保护蓄电池和负载的目的。选用的某型号继电器特性如表 3-6。

表 3-6 某型号继电器特性

参数	数值
触点形式	两组转换
额定电流/A	10
温度范围/°C	-70~125
触点导通压降/V	0.15
绝缘电阻/mΩ	>100
线圈额定电压/V	6
触发脉冲宽度/ms	≥15

如图 3-17 所示，母线通过两个并联的继电器，再对各分系统供电。为增强可靠性将继电器触电两端引到综合测试接口，在发射前将短路插头接上，保证即使继电器工作异常也能保证电池与母线连接。

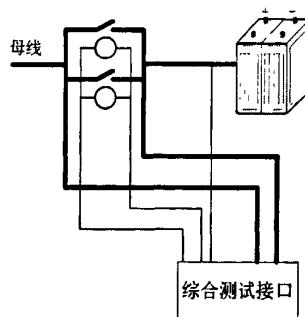


图 3-17 继电器电路结构

3.5.6 功率分配模块

卫星母线电压为 2.7~4.2 V，星上各系统各种设备需要 3.3 V、5 V、6 V、7 V 四种电压，电压精度均要求为 $\pm 2\%$ ，输出纹波电压峰峰值 $\leq 200 \text{ mV}$ ，需通过直流-直流（DC/DC）变换器变换，以满足用户的供电需求。电源系统按各个分系统需求配置 2 种电源变换器（升降压，升压），集中变换后分配给各个系统。而各分系统对各自不同的需求自带电源变换器。这种方案既兼顾到了控制电源变换器的数量，提高电源变换的效率，又在一定程度上保证了可靠性和电磁兼容性。

功率分配电路结构

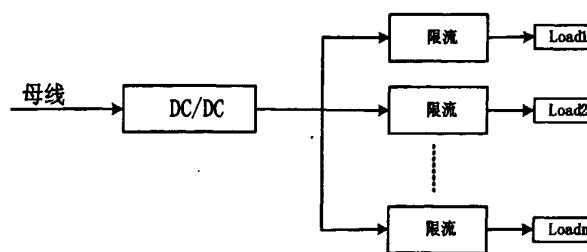
本设计中，有 2 种 DC/DC 电路结构：

- 单路 DC/DC 结构
- 双路 DC/DC 结构

所谓单路 DC/DC 变换，即在供电电路中只有一个 DC/DC 变压模块，然后根据负载的个数选择限流开关的个数，如图 3-18。此设计占用版图面积小，然而相对双路 DC/DC 变换结构来说，可靠性较低，适合与星上非关键系统供电。

双路 DC/DC 变换，即在供电电路中，采用两个 DC/DC 并联变换，两者同时工作，互为热备份，如图 3-19。由于 DC/DC 不能直接并联使用，采用先串联隔离元件再进行并联的方案。此设计占用版图面积较大（近 2 倍于单路变换），然后采用了备份设计，可靠性提高，适合于星上关键系统的供电。

另外，由于动量轮与主份磁强计的供电电压大于 5 V，而星上所选用的限流开关的输入电压在 2.7~5.5 V 之间，因此，两者的供电结构为通过限流开关，再接 DC/DC。为防止 DC/DC 之间相互干扰，在 DC/DC 前端加入电感加电容的 L 形网络进行滤波。



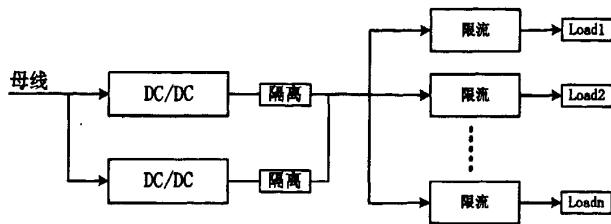


图 3-19 双路 DC/DC 变换

3.5.7 限流/防短路模块

由于微小卫星能源总量十分有限，若负载短路，不仅可能损坏器件，也会消耗掉大量能源，导致整星能量降低乃至无法工作，因此有必要对各路供电采取适当的防短路措施，如图 3-20。限流 MOS 阵列开关具有超低导通电阻，并具有限流和过热保护功能，非常适合卫星的实际情况。开关器件的使能端和卫星指令执行单元通过指令执行单元来控制负载的通断，具体限流值由各路供电的功耗确定。

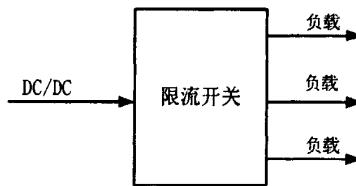


图 3-20 限流/防短路模块结构

3.5.8 电源监测模块

为能使综合电子系统和地面掌握电源系统各部分的工作情况，对电源系统一些关键的电路的电压、电流、温度和电池电量信息进行监测，并告知综合电子系统。

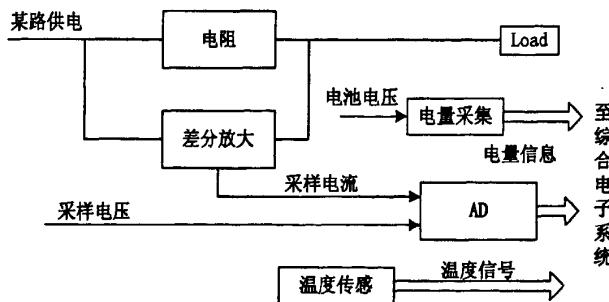


图 3-21 电源监测模块结构

电源监测采样包括电压、电流、温度和电量采样，电压采样方式为将供电电压进行分压后接入 AD；电流采样则将电流通过采样电阻转换为电压再进行采样；温度采样则通过温度传感器芯采样；电池电量采样用并联式电量采样芯片采样，此芯片通过采集锂电池的电压来计算电量，无需接入电池的充放电回路中，提高了电路的可靠性。

ZDPS-1A 的在轨测试结果表明 ZDPS-1A 的电压、电流采样范围过小，在本电源系统设计中，各负载的电流、电压经过严格计算，采样范围在其最大值的基础上留 50% 的裕量。

3.6 其他设计考量

3.6.1 分步启动设计

ZDPS-1A 卫星无分步启动设计，整星启动电流浪涌很大，在单独太阳能电池供电（断开锂电池）时，整星启动成功率不高。卫星在太空中如果不能由太阳能电池单独启动，在蓄电池失效的情况下，卫星将最终进入永久掉电状态；反之则当锂电池失效后，卫星在光照区还能重新启动，这能有效得提高卫星的可靠性。所以，在某型号微小卫星电源系统的设计中，将加入上电时序的设计。

1. 上电时序分析

卫星上电顺序有两种情况：

第一，整星在完全掉电的情况下启动时的上电顺序。此时将整星的系统分为 A 类部分和 B 类部分。A 类部分指整星启动时默认开启的部分，包括整个电源系统、指令执行单元、综合电子系统总供电、模拟测控供电、ATTU_PA 供电、数字测控供电，B 类部分指整星启动时默认关闭的系统。A 类部分在整星启动时通过控制 DC/DC 软启动来实现上电的顺序的控制。B 类部分根据任务需要来由综合电子系统控制开关。

第二，卫星分系统开启时各部件的上电情况。主要指姿态控制分系统中各个敏感部件的启动顺序，由综合电子系统控制。

2. 上电时序实现

星上所用 DC/DC 的软启动通过在其 SS 管脚接一个 RC 充电电路来实现，当

SS 脚的电压大小和芯片的状态关系如下：

- $V_{SS} < 0.4 \text{ V}$, 芯片关断
- $1.4 \text{ V} < V_{SS} < 2.4 \text{ V}$, 芯片使能, 误差放大器被软启动电压钳位, 无输出
- $V_{SS} > 2.4 \text{ V}$, 确保误差放大器没有被软启动钳位, 芯片正常工作

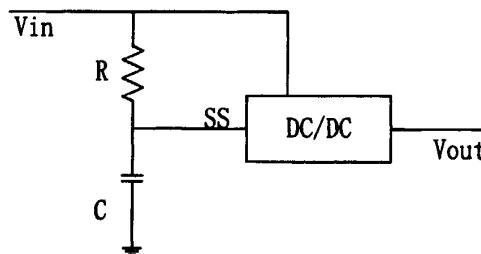


图 3-22 DC/DC 软启动原理框图

据图 3-22, V_{SS} 和 V_{in} 的关系如下：

$$V_{SS} = V_{in} \times (1 - e^{-t/CR}) \quad (3-13)$$

所以, 可通过改变 RC 的配比来控制 SS 管脚电压上升至 2.4 V 的时间, 进而控制各系统的启动时间。

3.6.2 高效率、可靠性设计

1. 高效率设计

充足的能量是航天器良好工作的前提, 从能量转化、传输的角度看, 某型号微小卫星电源系统包含了多次的能量损失: 太阳能电池光伏转化损失、太阳电池阵隔离二极管的传输损失、蓄电池的充、放电损失以及功率分配单元的转换损失。

对于太阳能电池光伏转化损失, 选用国内光电转换效率最高的三结 GaAs 太阳能电池, 最大程度提高了效率; 同时采用 MPPT 拓扑结构, 最大程度的提取太阳能电池的功率。

对于太阳能电池阵隔离二极管的传输损失, 采用了 LDO 代替传统的二极管隔离, 降低了隔离压降, 提高了效率。

对于蓄电池充放电损失, 采用锂离子电池直接接在母线上的形式, 免去了充放电调节单元和蓄电池保护电路上的损失。

对于功率分配单元, 选取高效率 (95%左右) 的集成 DC/DC 变压芯片, 降

低了电压转换功耗损失。

2. 可靠性设计^[40]

良好的可靠性是卫星成败的关键，某型号微小卫星电源系统的可靠性设计采用了如下措施：

- 兀余设计，重要电源变换采用双路冗余，如综合电子系统、数字测控、模拟测控等供电
- 各路供电采用限流开关进行防短路设计
- 设计多种工作模式，依据卫星能量水平切换不同工作模式工作以减少系统功耗，保证能量平衡
- 分步启动设计，保证在单独太阳能电池供电时卫星能够启动
- 并联电路采样电池电量，不接入到电池的充、放电回路

3.6.3 针对 ZDPS-1A 电源系统的改进

- 采用 MPPT 电路代替 DET 电路，去除 LDO 和二极管并联结构，解决了太阳能电池能量利用率低的问题
- 整星采用分步启动设计，减小开机电流浪涌，保证卫星在太阳能电池单独供电时能成功启动
- 对分流调节模块详细设计，分析了分流需求，提高了分流能力，并在分流路径上增加了控制功能，分路调节回路的严格设计也保证了蓄电池不会出现过压充放电状态
- 电流、电压采样电路在设计时进行严格计算，并留有 50% 采样裕量

3.7 本章小结

本章全面分析了某型号微小卫星电源系统的设计需求、指标和设计难点，结合 ZDPS-1A 卫星电源系统的设计经验，对某型号微小卫星的能量平衡进行了初步仿真，估算了其太阳能电池面积，选择了 MPPT 结构作为电源系统的能量传输结构。然后，针对其设计的高效率、高可靠性、和 ZDPS-1A 卫星电源系统的不足，对电源系统的总体结构和各模块进行了详细设计，至此电源系统的设计已基本完成。至于关键的 MPPT 模块，将在后续章节进行详细设计。

第4章 最大功率追踪模块设计

4.1 本章引言

在利用太阳能光伏发电系统的卫星上，设计者们都希望最大程度的利用太阳能电池的功率，以达到减小卫星质量和体积，提高功能密度的目的^[41]。特别是太阳能电池体装式的微小卫星，有限的表面积使得能量的输入十分有限。图 4-1 是太阳能电池工作点变化曲线图，A、B、C 分别是负载电阻在 R_a 、 R_b 、 R_c 下的太阳能电池负载工作点，在由图可知，太阳能电池的功率大小由太阳能电池和负载共同决定。

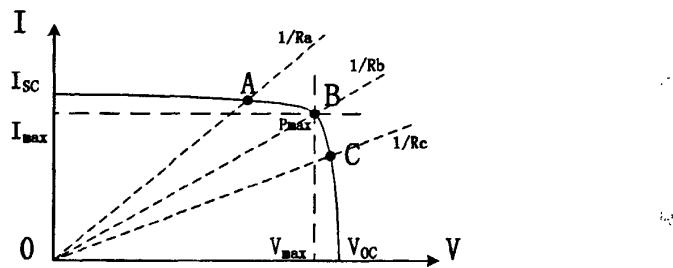


图 4-1 太阳能电池工作点变化曲线

ZDPS-1A 卫星采用 DET 的拓扑结构，将母线电压钳位在 4.2 V。然而，ZDPS-1A 太阳能电池的最大功率点电压在 4.7 V 左右，因此，假设太阳能电池输出的电流为 1A，则有近 500 mW 的功率损失。并且，在体装式太阳能的卫星当中，6 路太阳能电池并联连接，光照条件差的太阳能电池片由于输出电压低于光照条件好的太阳能电池片，导致其功率不能输出，也会损失一部分的功率。如果采用 MPPT 的拓扑结构，其太阳能电池的输出功率点将会维持在最大功率点附近，保证太阳能电池的最大功率输出，另外，对于体装式的卫星来说，如果每路太阳能电池安装有 MPPT 电路，即使得光照强度较弱的面也输出功率。

本章将对 MPPT 原理和算法进行简要介绍，并设计一个适用于几十瓦功率级别的微小卫星应用的 MPPT 模块，包括硬件设计、软件设计和测试结果。

4.2 MPPT 原理及算法

4.2.1 MPPT 工作原理

MPPT 主要原理是在太阳能电池阵与负载、蓄电池组之间引入一个串联开关调节器，通过动态调节串联开关调节器的工作状态来改变太阳能电池负载的阻抗大小，进而获取太阳能电池阵的最大输出功率^[42]，如图 3-15。串联开关调节器的工作状态由峰值功率跟踪器控制实现，峰值功率跟踪器采样太阳能电池的输出功率状态，根据其内部的 MPPT 算法，计算出控制量去控制串联开关调节器。

4.2.2 MPPT 算法

到目前为止，有将近 20 种的算法可实现 MPPT 功能^{[43][44]}。其中，比较成熟的有登山/扰动观察法（Hill-climbing/ P&Q）、增量电导法（IncCond）、V_{oc}微调法(Fractional V_{oc})、I_{sc}微调法(Fractional I_{sc})、模糊逻辑控制(Fuzzy Logic Control)以及神经网络法(Neural Network)等。

登山/扰动观察法的原理是，在太阳能电池原先的工作点上加一个电压扰动量，方向任意，测量太阳能电池的输出功率变化，如果功率变大，则按原先方向继续扰动，如果功率变小，则按相反的方向扰动。以上过程不断循环直至找到太阳能电池的最大工作点，如图 4-2。

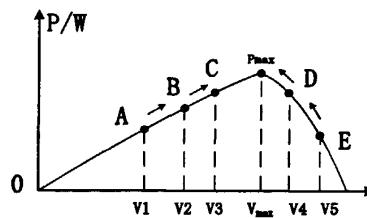


图 4-2 登山/扰动观察法示意图

增量电导法的原理是，太阳能电池 P-V 特性曲线在最大功率点的斜率为 0，在最大功率点左边斜率为正，右边斜率为负，如式 (4-1)。

$$\begin{cases} dP/dV = 0, (V = V_m) \\ dP/dV > 0, (V < V_m) \\ dP/dV < 0, (V > V_m) \end{cases} \quad (4-1)$$

因为

$$\frac{dP}{dV} = \frac{d(IV)}{dV} = I + V \frac{dI}{dV} \cong I + V \frac{\Delta I}{\Delta V} \quad (4-2)$$

所以，式 (4-1) 可写成

$$\begin{cases} \Delta I / \Delta V = -I / V, (V = V_m) \\ \Delta I / \Delta V > -I / V, (V < V_m) \\ \Delta I / \Delta V < -I / V, (V > V_m) \end{cases} \quad (4-3)$$

因此可通过比较瞬时电导和增量电导的大小，来确定太阳能电池工作电压的改变方向，进而取得最大功率输出点。

V_{OC} 微调法和 I_{SC} 微调法原理类似，是当温度或者是光照强度变化时，最大功率点的电压 V_m 和 V_{OC} 呈近似线性关系，最大功率点电流 I_m 和 I_{SC} 呈近似线性关系：

$$V_{MPP} \approx k_1 V_{OC} \quad (4-4)$$

$$I_{MPP} \approx k_2 I_{SC} \quad (4-5)$$

其中 k_1 是比例常数，一般在 0.71~0.78 之间， k_2 也是比例常数，一般在 0.78~0.92 之间，两者仅和所用的太阳能电池有关，可由通过实验测得。

须知， V_{OC} 微调法和 I_{SC} 微调法达到的效果都只是近似的工作在最大功率点上，不是真正的 MPPT。

表 4-1 部分 MPPT 性能比较^[45]

MPPT 算法	真正 MPPT	需求参数	实现复杂度	收敛速度
登山/扰动观察法	Y	电压/电流	低	可变
增量电导法	Y	电压/电流	一般	可变
V_{OC} 微调法	N	电压	低	一般
I_{SC} 微调法	N	电流	一般	一般
模糊逻辑控制	Y	电压/电流	高	快

表 4-1 列出了几种常用的 MPPT 算法的比较结果，其中登山/扰动观察法实现复杂度低，能够试验真正的 MPPT 效果，适合微小卫星 MPPT 系统的应用。

4.3 系统设计

4.3.1 硬件设计

基于微小卫星的特点，本设计将立足于工业级元器件，其电路框图如图 4-3。

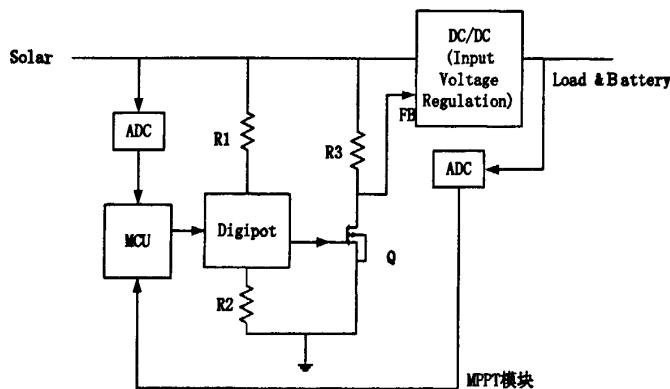


图 4-3 MPPT 电路框图

其中，串联开关调节器按照拓扑结构的不同有降压型（BUCK）、升压型（BOOST）、升降压型（BUCK/BOOST）等多种结构^{[46][47]}。如图 4-4：

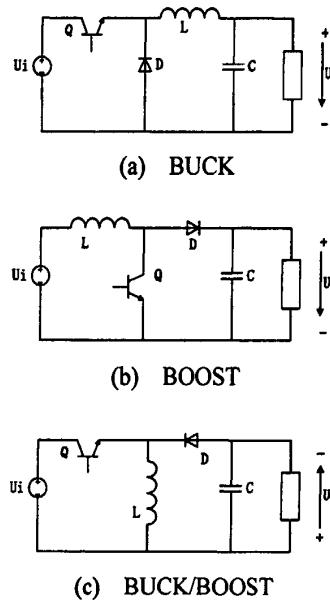


图 4-4 开关模式变压电路拓扑结构

BUCK 的特点是输出电压等于或者小于输入电压，其输入输出电压的关系如式(4-6)。BOOST 的特点是输出电压等于或者大于输入电压，其输入输出电压的

关系如式(4-7)。BUCK/BOOST 的特点是输出电压小于、等于或者大于输入电压，其输入输出电压的关系如式(4-8)。

$$U_o = D_c \times U_i \quad (4-6)$$

$$U_o = \frac{1}{1-D_c} \times U_i \quad (4-7)$$

$$U_o = \frac{D_c}{1-D_c} \times U_i \quad (4-8)$$

由于某型号的微小卫星太阳能电池在一个太阳光强照度下的最大功率点电压在 4.8 V 左右，母线电压为 4.2 V，输入电压的大小可能小于、等于和大于输出电压的大小，因此，选用 BUCK/BOOST 结构的 DC/DC 变换器在提高整个系统效率方面最具有优势。

本设计选用的升降压型 DC/DC 输入电压范围 2.7~10 V，输出电流最大可达 10 A，转换效率最高可达 96 %。选用现成商用工业级芯片的优势在于不用对 DC/DC 内部电路进行设计，可加快设计进度，减小电路复杂度，提高系统可靠性。

本设计选用的数字电位器额定阻值为 100 KΩ, 1024 分辨率，SPI 通信接口。

本设计选用 MOSFET 阈值电压为 0.6~1.2 V，导通电阻 50 mΩ，源漏耐压值 20 V。

MCU 选用 ADuC841, ADC 选用 ADS7828。特别的，在星上的实际应用中，由于太阳能电池的电压、电流采样和控制中枢已有，因此，只要 ADuC841 和 ADC 所要完成的任务可由星上现有的器件完成。

DC/DC 芯片的常规工作方式是通过两个电阻将输出电压进行分压^[48]，再将分压值接入 DC/DC 的 FB 管脚，以此来设置输出电压的大小，如图 4-5(a)。而图 4-5(b) 电路中的 DC/DC 工作方式为用电阻将输入电压的进行分压，再将分压值接入 DC/DC 的 FB 管脚，以此来控制输入电压大小的目的。当 FB 管脚的电压小于芯片内部 V_{ref} 时，DC/DC 开启，当 FB 管脚电压大于芯片内部 V_{ref} 时，DC/DC 关闭。若将太阳能电池的电压直接分压输入 DC/DC 的 FB 管脚，则当太阳能电池的电压高于设定值时，DC/DC 关闭，太阳能电池的电压将继续增加，当太阳能电池的电压低于设定值时，DC/DC 开启，其电压将继续减小，形成了正反馈。

回路，太阳能电池的电压不能稳定。因此，在太阳能电池输出电压的分压电阻和 DC/DC 的 FB 管脚之间加入一个由上拉电阻 R3 和 N 沟道 MOSFET 构成的反相电路，即当太阳能电池电压过高时，DC/DC 开启以降低电池电压，太阳能电池过低时，DC/DC 关闭以提高电池电压，形成负反馈，以使太阳能电池的输出电压稳定在设定值。

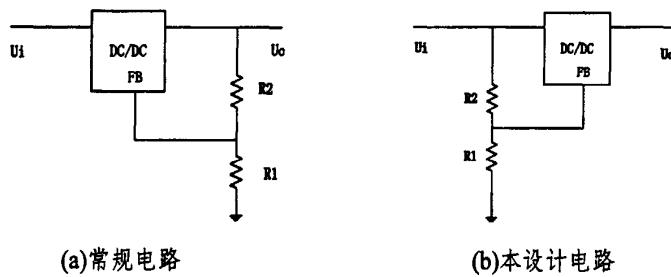


图 4-5 DC/DC 外围电路结构

4.3.2 软件设计

本设计利用登山法计算最大功率点，软件流程如图 4-6。

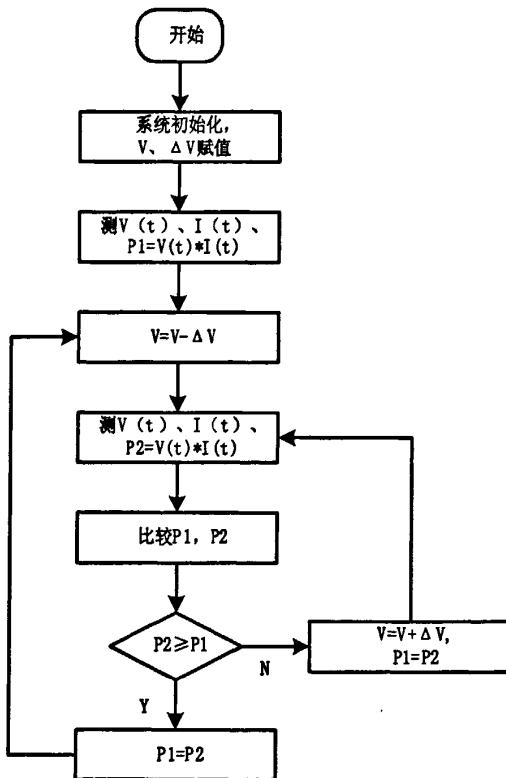


图 4-6 MPPT 软件流程图

其具体工作步骤为：

第一步，系统初始化，设置太阳能电池的初始工作电压和工作电压的变化步长。

第二步，采样此时太阳能电池的输出电压和电流，计算出太阳能电池输出功率。

第三步，将太阳能电池的输出电压按某方向扰动，测量相应的输出电压和电流，计算输出功率。

第四步，比较扰动后的太阳能电池的输出功率 P_2 和扰动前的输出功率 P_1 ，如果 $P_1 > P_2$ ，则改变扰动方向；如果 $P_1 < P_2$ ，则按原先方向继续扰动。继续第二步。

4.4 系统测试初步

4.4.1 测试平台

在 MPPT 模块的测试中，采用钨丝灯作为光源，其测试平台如图 4-7。

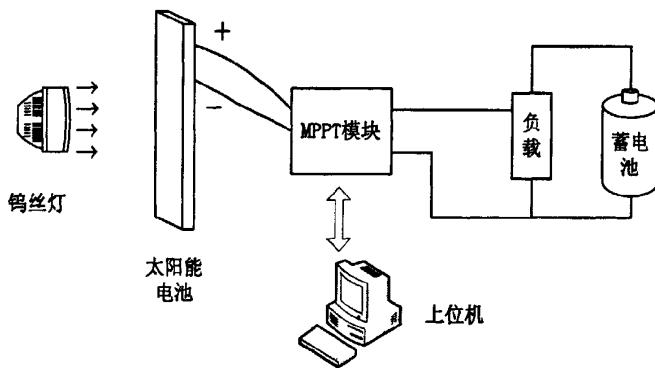


图 4-7 MPPT 模块测试平台

4.4.2 电压定点测试

通过配置输入 DC/DC 输入端电阻的比值来测定模块对太阳能电池输出电压的定位能力，结果如表 4-2。其中， R_1 和 R_2 即为图 4-5(b) 中的电阻，MOSFET 栅电压为图 4-3 中场效应管 Q 的栅电压，理论电压为 R_2 、 R_1 的比值和 MOSFET 栅电压的乘积。

表 4-2 太阳能电池输出电压理论电压和实际值

R2:R1	MOSFET 栅电压/V	理论电压/V	实测电压/V
2.7:1	1.05	3.89	3.63
3.0:1	1.09	4.36	4.21
3.3:1	1.05	4.52	4.38
3.9:1	1.07	5.24	5.34
4.7:1	1.08	6.16	5.92
5.1:1	1.03	6.28	6.20

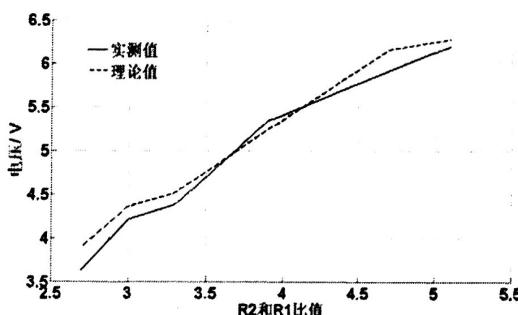


图 4-8 MPPT 系统中太阳能电池输出电压理论值和实测值对比图

如图 4-8 所示，太阳能电池输出电压随 R2、R1 比值的增大而增大，表明 MPPT 模块能够通过调节 DC/DC 输入端的电阻值来改变太阳能电池的输出电压。但是，太阳能电池输出电压波动很大，如图 4-9。图 4-9 是 R2: R1 为 3.9: 1 时太阳能电池电压、电流输出曲线（上面一条为电压曲线，下面一条为电流曲线），可知，电压有近 2 V 的波动，频率近 3.1 KHz，造成此现象的原因可能是 MOSFET 的开关速度过慢所致，有待进一步研究。另外，太阳能电池电压大幅度波动使得 MPPT 模块中 ADC 不能采集到一个电压的稳定值，进而还不能进行自动最大功率追踪试验。

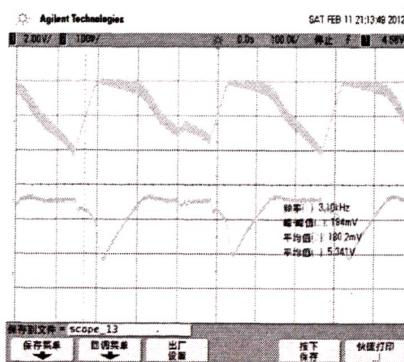


图 4-9 MPPT 系统中太阳能电池电流、电压输出曲线

4.5 本章小结

本章对 MPPT 的原理进行了简要介绍, 详细对比了几种成熟的 MPPT 算法, 最终从算法的成熟度、复杂度以及效率等方面选择登山法作为本设计 MPPT 模块的算法。然后, 对 MPPT 模块进行了硬件和软件设计, 对比了 BUCK、BOOST 和 BUCK/BOOST 三种开关电路拓扑结构在某型号微小卫星电源系统上应用的优劣, 选择了提出了最能够提高某型号微小卫星太阳能电池能量利用率的 BUCK/BOOST 结构作为本设计 MPPT 的开关调节器。在此基础上提出了基于 DC/DC 芯片和数字电位器的 MPPT 硬件电路结构, 并对其进行了初步测试, 结果表明, 其能够改变太阳能电池的输出电压、但是电压波动幅度很大, 原因可能是模块中 MOSFET 的开关速度过慢导致。限于时间原因, 模块的调试和最大功率追踪的测试工作将在后续进行, 不在本文中体现。

第5章 太阳能电池模拟装置设计和实现

5.1 本章引言

在现今发射的航天器中，大部分采用太阳光伏供电系统，其优点是技术成熟、能满足卫星长寿命工作的要求，然而，由于太阳能电池的一些原因，此系统不利于地面试验。首先，航天太阳能电池造价昂贵，若地面试验过程中如果对其造成损害，将在增加研制成本的同时减慢设计进度；其次，卫星的太阳能电池部件一旦完成研制，其输出的功率就确定了，较难随着试验的需要（如负载大小的改变）改变其的输出功率，降低了试验的灵活性；第三，地面和太空的试验条件，如光照强度、温度等有着很大的区别，如果需要了解卫星能够在太空环境下的能量平衡状况，提高整星能量平衡的可靠性，就需要在地面模拟包括光照、温度在内的太空环境，试验平台异常复杂和庞大。

基于以上三点，则希望有一种太阳能电池模拟装置，可根据试验的具体需求输出相应的太阳能电池特性曲线，以此应用于卫星的地面试验，便能够加快设计进度、降低设计成本以及提高卫星能量平衡的可靠性。特别是对于需要有短研制进度的微小卫星研制来说，意义更加重大。

本章将对太阳能电池工程用数学模型进行分析，并对满足于功率在几十瓦级别的微小卫星应用的太阳能电池模拟装置的工作原理、设计方法以及测试结果进行详细介绍。

5.2 太阳能电池数学模型分析

5.2.1 太阳能电池输出特性

太阳能电池为由半导体材料制成的依靠光生伏打效应，直接将光能转化为电能的装置，其输出特性包括了 $I-V$ 特性曲线和 $P-V$ 特性曲线，其中， $I-V$ 特性曲线是表征太阳能电池的性能的重要指标，同时也可通过多条 $I-V$ 曲线的对比研究外界环境对于太阳能电池性能的影响。

1. 太阳能电池伏-安特性曲线

太阳能电池的伏-安特性曲线如图 5-1 所示。其中, V_{OC} 为将负载开路 ($I \rightarrow 0$), 太阳能电池测得的电压, 称为开路电压 (Open Circuit Voltage); I_{SC} 为将负载短路 ($V \rightarrow 0$), 太阳能电池输出的电流, 称为短路电流 (Short Circuit Current); V_m 和 I_m 为太阳能电池输出最大功率时的电压和电流。可以看出, 太阳能电池既非恒流源, 也非恒压源, 不能够为负载提供无限大的功率。然而, 在其工作电压的相当大一个范围内, 其呈现类似恒流的特性 (电流变化极小), 在电压大到一定程度后, 电流急剧减小, 呈现类似恒压的特性。

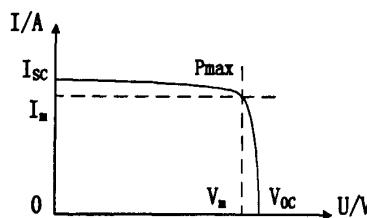
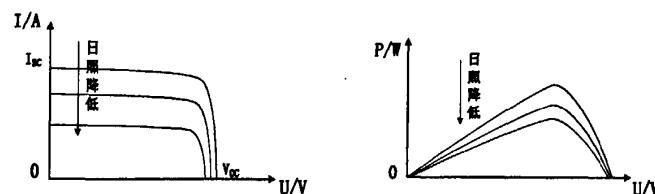


图 5-1 太阳能电池伏-安特性曲线

2. 光照和温度对太阳能电池输出特性曲线的影响

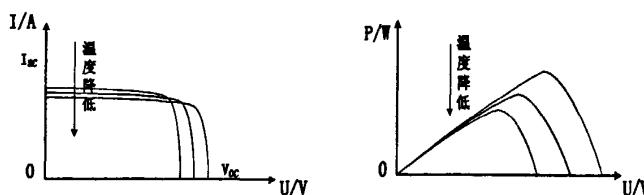
V_{OC} 和 V_m 随着光照强度的增加而增加, 随着温度的上升而减小, I_{SC} 和 I_m 随着光照强度的增加或者温度的上升而增加; 同时, 随着光照强度和温度的变化, 太阳能电池的最大功率点也会发生偏移, 如图 5-2 和图 5-3。



(a) 光照强度对 $I-V$ 特性的影响

(b) 光照强度对 $P-V$ 特性的影响

图 5-2 光照强度对太阳能电池性能的影响



(a) 温度对 $I-V$ 特性的影响

(b) 温度对 $P-V$ 特性的影响

图 5-3 温度对太阳能电池性能的影响

5.2.2 太阳能电池数学模型

1. 模型推导

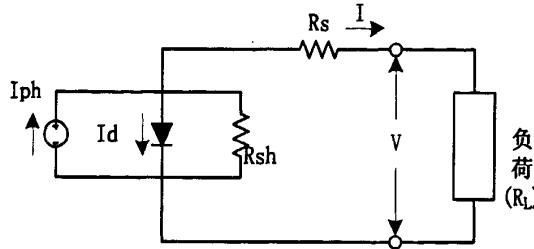


图 5-4 太阳能电池等效电路

太阳能电池的等效电路如图 5-4，其中， I_{ph} 为光照引起的光生电流，其随着光照强度的增加或者电池温度的提高而增加。 I_d 为电池的暗电流，即太阳能电池在无光照的时候，外部电压作用下其 P-N 结流过的单向电流，其 $I-V$ 特性和二极管电流类似。 I, V 为太阳能电池的输出电流和输出电压，即负载得到的电流和电压。 R_{sh} 为太阳能电池的旁路电阻，一般为几千欧姆。 R_s 为电池的串联电阻，一般小于 1 欧姆。

$$I = I_{ph} - I_D - \frac{V}{R_{sh}} = I_{sh} - I_0 \left[\exp\left(\frac{q(V+IR_s)}{A k T}\right) - 1 \right] - \frac{V + IR_s}{R_{sh}} \quad (5-1)$$

其中， q 为电子电荷， $1.6 \times 10^{-19} \text{ C}$ ， A 为 P-N 结的曲线常数， k 为玻尔兹曼常数， $0.86 \times 10^{-4} \text{ eV/K}$ ， T 为绝对温度， I_0 为二极管饱和电流。 R_{sh} 和 R_s 都是太阳能电池本身的固有电阻，通常， R_{sh} 极大，因此，太阳能电池的旁路电流远小于其输出的电流， $(V+IR_s)/R_{sh}$ 项可忽略。又由于 R_s 远小于二极管的正向导通电阻，故模型中的光生电流 I_{ph} 可等效为短路电流 I_{sh} 。所以，公式(5-1)可以简化为^{[49][50][51]}：

$$I = I_{sc} \left(1 - C_1 \left\{ \exp \left[V / (C_2 V_{oc}) \right] - 1 \right\} \right) \quad (5-2)$$

在最大功率点处， $V=V_m$ 、 $I=I_m$ ，可知：

$$I_m = I_{sc} \left(1 - C_1 \left\{ \exp \left[V_m / (C_2 V_{oc}) \right] - 1 \right\} \right) \quad (5-3)$$

由于 $\exp[V_m / (C_2 V_{oc})] \gg 1$ ，则 C_1 为：

$$C_1 = \left(1 - I_m / I_{sc} \right) \exp \left[-V_m / (C_2 V_{oc}) \right] \quad (5-4)$$

当太阳能电池处于开路状态时, $I=0\text{ A}$ 、 $V=V_{OC}$, 可得:

$$0 = I_{sc} \left\{ 1 - \left(1 - \frac{I_m}{I_{sc}} \right) \exp \left[-V_m / (C_2 V_{oc}) \right] \cdot \left[\exp (1/C_2) - 1 \right] \right\} \quad (5-5)$$

由于 $\exp(1/C_2) \gg 1$, 则可求得 C_2 为:

$$C_2 = \left(V_m / V_{oc} - 1 \right) \left[\ln \left(1 - \frac{I_m}{I_{sc}} \right) \right]^{-1} \quad (5-6)$$

由上面的推导可知, 只要某温度个光照条件下的 I_{sc} 、 V_{oc} 、 I_m 、 V_m 四个参数已知, 就可以由公式(5-2)、(5-4)和(5-6)得到在此条件下 $I-V$ 特性曲线。

此外, 太阳能电池工作的实际环境中, 温度和光照会发生变化, 因此, 要考虑温度和光照给 $I-V$ 特性曲线带来的影响。如前文所述, 太阳能电池的 I-V 特性曲线由 I_{sc} 、 V_{oc} 、 I_m 、 V_m 这四个参数决定, 因此, 只要得到温度和光照对这四个参数的影响, 便可求得在任意温度和光照条件下的太阳能电池伏安特性曲线。温度和光照强度对 I_{sc} 、 V_{oc} 、 I_m 、 V_m 的影响可由以下的公式求出:

$$\Delta T = T - T_{ref} \quad (5-7)$$

$$\Delta S = S / S_{ref} - 1 \quad (5-8)$$

$$I'_{sc} = I_{sc} S / S_{ref} (1 + a \Delta T) \quad (5-10)$$

$$V'_{oc} = V_{oc} (1 - c \Delta T) \ln(e + b \Delta S) \quad (5-11)$$

$$I'_m = I_m S / S_{ref} (1 + a \Delta T) \quad (5-12)$$

$$V'_m = V_m (1 - c \Delta T) \ln(e + b \Delta S) \quad (5-13)$$

其中, a 为电池的短路电流和最大功率电电流的温度变化系数, b 为开路电压和最大功率点电压随的光照强度变化系数, c 为开路电压和最大功率点电压随温度变化系数。

式 (5-11) 和 (5-13) 中, $\ln(e + b \Delta S)$ 涉及对数运算, 不利于处理器求解, 可将 $\ln(e + b \Delta S)$ 按级数展开:

$$\ln(e + b \Delta S) = 1 + \frac{b \Delta S}{e} - \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{b \Delta S}{e} \right)^2 + \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{b \Delta S}{e} \right)^3 - \frac{1}{4} \cdot \left(\frac{b \Delta S}{e} \right)^4 + \dots \quad (5-14)$$

所以，据式(5-14)和开路电压精度要求，便可简化 $\ln(e+b\Delta S)$ 的求解。

另外，温度和光照强度对 C_1 和 C_2 的影响结果如式(5-15)和(5-16)，可知，温度和光强的变化不会导致 C_1 和 C_2 的变化。

$$C_2 = \left(V_m / V_{OC} - 1 \right) \left[\ln \left(1 - I_m / I_{SC} \right) \right]^{-1} = \left(V_m / V_{OC} - 1 \right) \left[\ln \left(1 - I_m / I_{sc} \right) \right]^{-1} = C_2 \quad (5-15)$$

$$C_1 = \left(1 - I_m / I_{SC} \right) \exp \left[-V_m / (C_2 V_{OC}) \right] = \left(1 - I_m / I_{sc} \right) \exp \left[-V_m / (C_2 V_{OC}) \right] = C_1 \quad (5-16)$$

2. 模型验证

在某光照强度下，通过改变负载的阻值，对一块实际的太阳能电池进行测量，并将测量结果作图，推算出其 I_{sc} 、 V_{oc} 、 I_m 、 V_m 四个参数，将其代入太阳能电池模型中，求得其理论曲线。

太阳电池四个参数具体值为： $I_{sc}=1.98$ A、 $V_{oc}=6.87$ V、 $I_m=1.775$ A、 $V_m=5.9$ V。光照强度和温度具体值为 $S=1350$ W/m²、 $T=25$ °C。实际和理论测试数据如表 5-1 和图 5-5。

表 5-1 太阳能电池电流理论值和实际值对比

电压/ V	实测电流/ A	理论电流/ A	$\delta /$ %	电压/ V	实测电流/ A	理论电流/ A	$\delta /$ %
6.8586	0.004	0	0	5.9991	1.6631	1.4988	5.07
6.6996	0.5437	0.3757	-0.35	5.8917	1.7244	1.5656	0.50
6.5879	0.8449	0.5223	0.76	5.6296	1.8311	1.7755	5.01
6.4074	1.2114	0.7308	3.63	5.1955	1.915	1.9578	8.63
6.2613	1.4206	1.1003	3.68	4.6068	1.9497	1.9778	7.29
6.1238	1.5712	1.2028	2.97	2.5784	1.9257	1.9798	8.37
6.0765	1.5965	1.2172	-5.58	1.6473	1.9243	1.98	6.33

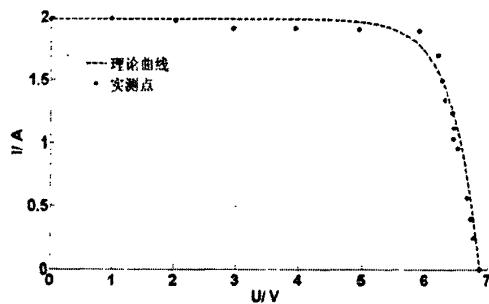


图 5-5 太阳能电池实测曲线和理论曲线对比

定义：

$$\delta = \frac{I_s - I_t}{I_{sc}} \times 100\% \quad (5-17)$$

$$\chi = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^n (I_s(i) - I_t(i))^2 \right) / n} \quad (5-18)$$

式中, δ 为理论值相对与实际值的相对误差, χ 为理论值相对于实际值的标准差, I_{sc} 为实测开路电压, I_s 为模型求解的电流值, I_t 为电流实测值, n 为测试次数。

则由图 5-5 看出, 太阳能电池实测点均匀得分布在模型拟合曲线旁, 由表 5-1、式 (5-17) 和 (5-18), 可得模型拟合曲线的相对误差 δ 最大值为 8.63%, 标准差 χ 为 98 mA。考虑由于测量工具和方法带来的一些误差, 可认为此模型在已知某太阳能电池 I_{sc} 、 V_{oc} 、 I_m 、 V_m 四个参的情况下, 能够准确得求得其伏安特性曲线。

5.2.3 太阳能电池模拟装置工作点计算

太阳能电池模拟装置的输出点是太阳能电池输出特性曲线和负载曲线的交点, 如图 5-6 中 A 点。欲求 A 点, 可列出以下方程组:

$$\begin{cases} I = I_{sc} \left(1 - C_1 \left\{ \exp \left[V / (C_2 V_{oc}) \right] - 1 \right\} \right) \\ V = IR \end{cases} \quad (5-19)$$

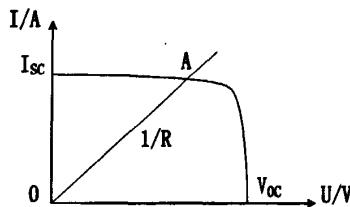


图 5-6 太阳能电池负载工作点示意图

但是由于太阳能电池特性曲线方程中, 指数项和 1 次项中都含有未知数, 不能直接求解。下面, 提出一种基于查表法和二分法求解输出工作点的方法。令:

$$V(n) = x(n)C_2 V_{oc} \quad (5-20)$$

$$I(n) = I_{sc} \left(1 - C_1 (y(n) - 1) \right) \quad (5-21)$$

$$y(n) = e^{x(n)} \quad (5-22)$$

则如果知道相应 $x(n)$ 对应的 $y(n)$ ，便可求出 $V(n)$ 相应的 $I(n)$ 的值。为了加快计算速度，减少计算所消耗的资源，将 x 进行等分，并将相应结果 y 的值存入存储单元中，如图 5-7， x 的范围和等分精度根据实际情况而定。

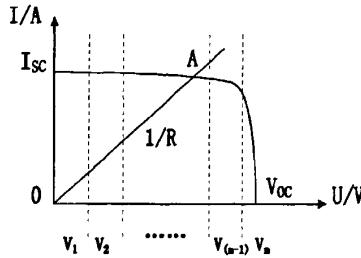


图 5-7 太阳能电池电压等分示意图

在求解过程中，负载的阻值可由负载的电压和电流值计算得出：

$$R = V / I \quad (5-23)$$

然后二分法查表求输出电压值，先选取某一 $x(n)$ ，求得相应的 $V(n)$ 和 $I(n)$ ，两者相除得对应的 $R(n)$ ，将 $R(n)$ 和负载的 R 进行比较，如果两者不相等，二分法求下一个 R 值，直至 R 落入某一 $R(n)$ 和 $R(n+1)$ 之间，此时对应的 $V(n)$ 即是模拟装置的电压工作点。

5.3 系统设计

5.3.1 硬件设计

本设计的太阳能电池模拟装置的原理框图如图 5-8，其中，控制单元（又称下位机）采用 ADuC841 单片机，其基于 8052 内核，内部有 62 K 程序存储空间，4 K 数据存储空间，2304 B 片上用户 RAM，集成硬件 SPI 和 I²C 接口，支持在线编程。其大容量的程序存储空间方便用户程序中有大规模的表格数据，无需外挂片外存储器。

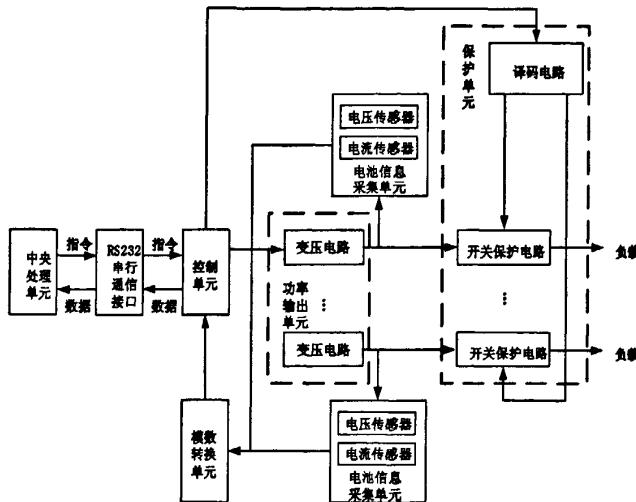


图 5-8 太阳能电池模拟装置原理框图

变压电路采用降压式开关电源和数字电位器相结合的电路，如图 5-9。本设计选用的降压型 DC/DC 输入电压范围 5.5~36 V，输出电压最低可至 1.221 V，最高可接近于输入电压，5 A 连续输出（6 A 峰值）电流，内部集成导通电阻为 110 mΩ 的 MOSFET 开关，效率高达 90%，500 kHz 工作频率，输出可调，输出电压大小可由式（5-24）得到：

$$V_{out} = 1.221 \times \left(1 + \frac{R_2}{R_1} \right) \quad (5-24)$$

本设计选用的数字电位器特性为：9~33 V 单端供电，额定阻值 100 kΩ，1024 分辨率，精度±1%，SPI 通信接口，所以最大输出电压理论值为 13.43 V。由此可得本模拟装置的电流电压输出范围如图 5-10 阴影区。

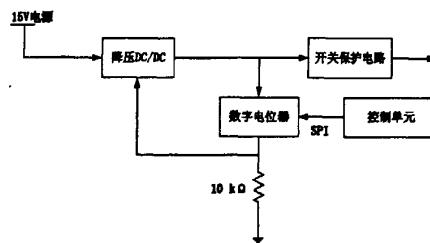


图 5-9 太阳电池模拟装置变压部分示意图

根据以上设计，可得电压变换电路输出的电压范围理论值为 1.221 V 至输入电压；由于数字电位计的分辨率为 1024，电阻值的非线性度为±1 LSB，所以输

出电压分辨率和误差范围理论值为：

$$V_{resolution} = 1.221 \times 10 / 1024 = 0.012 \text{ (V)}$$

$$\Delta V = \pm 1.221 \times 10 / 1024 = \pm 0.012 \text{ (V)}$$

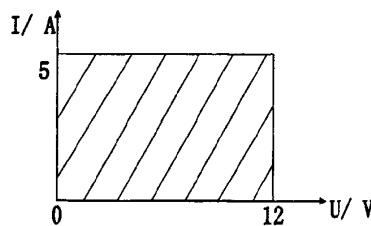


图 5-10 模拟装置输出电流电压范围

在电池信息采集方面，电流采样电阻为两个 $10 \text{ m}\Omega$ 锰铜电阻并联，采样信号通过电流敏感芯片放大 50 倍，经由 ADC 数模转换后，通过 I²C 总线传送给控制单元。电压先经过两个阻值比为 6: 1 的电阻分压后，再由 ADC 通过 I²C 总线传送给控制单元。选用的 ADC 参考电压为 2.5 V，采样率 50 kHz，12 Bit 采样精度。

因此，采样电路所允许的电流的最大值为 10 A，电压最大值为 17.5 V。

保护电路的原理框图如图 5-11，当控制单元测得输出有异常时，其发出信号对 MOSFET 进行操作，然后 MOSFET 和上拉电阻构成的网络驱动后端的继电器。继电器的驱动电压为 5 V，可通过的直流电流为 10 A。MSOFET 为 N 沟道型。

整个模拟装置的控制和显示由中央处理单元（又称上位机）实现，上位机通过 RS232 接口将控制指令发送给控制单元，控制单元接收上位机的控制指令，结合模数转换单元上传的电流电压采样信息，对六路变压电路进行控制。同时，控制单元也将模数转换单元上传的电流电压采样数据发送给 PC 机进行显示。

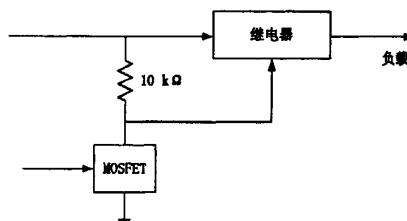


图 5-11 太阳能电池模拟装置保护电路示意图

5.3.2 软件设计

在软件设计中加入了模拟装置的恒压、恒流求解计算，使得模拟装置有恒压输出、恒流输出和太阳能电池模拟数出三种工作模式，其软件流程如图 5-12。

其软件具体工作流程如下：

➤ 第一步：系统初始化。

分配 SPI 和 I²C 的工作管脚，配置 SPI、I²C、UART 的工作模式。通过 I²C 总线初始化 ADC。初始化数字电位计，数字电位计的初始值设置为 0 Ω，使得 DC/DC 输出电压为 1.221 V。初始化模拟装置的工作模式，默认工作模式为太阳能电池模拟输出。

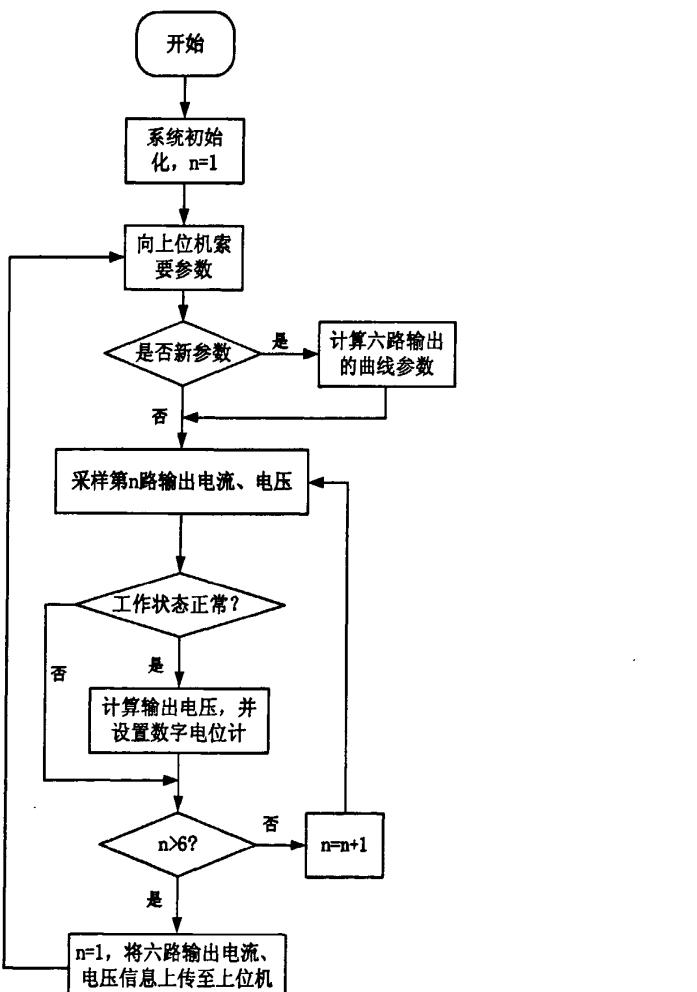


图 5-12 太阳能电池模拟装置工作流程图

➤ 第二步：接受上位机的参数。

上位机向下位机发送 29 Byte 的指令，告知下位机 6 路输出的工作参数。如果下位机收到的指令有更新，则下位机根据收到的参数计算出各路输出新的工作状态或输出的曲线形式，进入下一步；如果为非新指令，则直接进入下一步。

29 Byte 指令结构如下：

HF	Flag	Mode	C1	C2	C3	C4	C5	C6	TF
1Byte	1Byte	2Byte	4Byte	4Byte	4Byte	4Byte	4Byte	4Byte	1Byte

HF: 帧头。

0x7D 正确，其余错误。

Flag: 新旧指令标志。

Mode: 各路输出的工作状态。

C1 ~ C6:

模拟太阳能电池输出状态时，为各路输出的光照值和温度值；

恒压或恒流方式时，为恒压值或恒流值。

TF: 帧尾。

0xFF 正确，其余错误。

Mode 域的定义如下：

M1	M2	M3	M4	M5	M6	/
(LSB) 2Bit	2Bit	2Bit	2Bit	2Bit	2Bit	4Bit (MSB)

M1 ~ M6: 6 路模拟输出工作状态。

00: 无效（恒定输出 1.25 V）；

01: 恒压输出；

10: 恒流输出；

11: 太阳电池模拟输出。

C1 ~ C6 域的定义如下：

Illumination	Temperature/V_VI
2Byte	2Byte

Illumination: 模拟太阳能电池输出时，为某路输出光照强度。

Temperature/V_VI: 模拟太阳能电池输出时，某路输出温度；恒流或恒压输出时，恒流值或恒压值。

➤ 第三步：采集信息，计算输出。

控制模数转换单元采集第 1~6 路输出的电压、电流信息并根据此信息依次计算 6 路的负载电阻 R , DC/DC 需要输出的电压值以及置入数字电位计的数据。三种工作模式的计算方法分别如下:

■ 模拟太阳能电池输出算法:

- 1) 判断输出是否正常, 若不正常, 关断输出, 计算下一路; 若正常, 直接计算下一路。
- 2) 按 5.2 节所述方法计算输出电压值 V , 并根据 V 计算得置入数字电位计的数据。

$$RData = 1024 \cdot \left(1 - \frac{\frac{V}{1.221} - 1}{10} \right) \quad (5-25)$$

将 RData 通过 SPI 总线传输给相应的数字电位计。

■ 恒流输出算法:

- 1) 判断输出是否正常, 若不正常, 关断输出, 计算下一路; 若正常, 直接计算下一路。
- 2) 将采样电流与设置电流比较, 如果设置电流与采样电流不符, 调整输出电压, 调整后的值为:

$$V = V + (I_{set} - I) \cdot R \quad (5-26)$$

式中: I_{set} 为设置电流值。根据 V 算得置入数字电位计的数据, 如式 (5-26),

然后将 RData 通过 SPI 总线传输给相应的数字电位计。

■ 恒压输出算法:

- 1) 判断输出是否正常, 若不正常, 关断输出, 计算下一路; 若正常, 直接计算下一路。
- 2) 根据设置电压 V 计算得置入数字电位计的数据, 如式 (5-26), 然后将 RData 通过 SPI 总线传输给相应的数字电位计。

➤ 第四步: 六路输出计算完毕后, 将采样数据通过 UART 发送给上位机。发送数据的帧格式如下:

HF	V1	I1	V2	I2	V3	I3
1byte	2byte	2byte	2byte	2byte	2byte	2byte

V4 2byte	I4 2byte	V5 2byte	I5 2byte	V6 2byte	I6 2byte	TF 1byte
-------------	-------------	-------------	-------------	-------------	-------------	-------------

HF: 帧头。

0x7D 代表正确，其余错误。

V1 ~ V6: 六路模拟输出的电压。

I1 ~ I6: 六路模拟输出的电流。

TF: 帧尾。

0xFF 代表正确，其余错误。

➤ 第四步执行完毕，返回执行第二步直至停机。

5.4 系统测试

5.4.1 恒压模式测试

1. 空载测试

在系统无负载的情况下，通过上位机将电压由 2 V 逐渐增大，测量其输出电压值，如表 5-2。

表 5-2 太阳能电池模拟装置空载时恒压模式输出电压数据

理论/V	实测/V	绝对误差		相对误差		理论/V	实测/V	绝对误差/V		相对误差/%	
		/V	/%	/V	/%			/V	/%	/V	/%
2	2.0131	0.0131	0.655	8	7.9611	-0.0389	-0.486				
3	3.0071	0.0071	0.237	9	8.9512	-0.0488	-0.542				
4	3.9951	-0.0049	-0.123	10	9.9396	-0.0604	-0.604				
5	4.9868	-0.0132	-0.264	11	10.926	-0.0740	-0.673				
6	5.9782	-0.0218	-0.363	12	11.913	-0.0870	-0.725				
7	6.9708	-0.0292	-0.417	/	/	/	/				

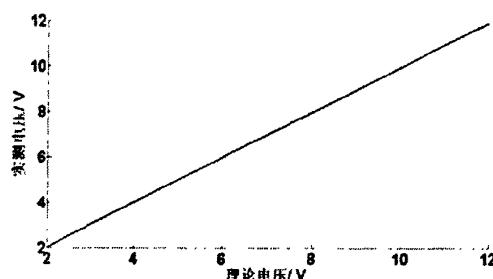


图 5-13 模拟装置恒压模式空载时理论电压和实测电压关系图

由表 5-2 和图 5-14 可知，在电压 2~12 V 的范围内，空载情况下，输出电压精度<0.725 %，并且输出纹波电压 188 mV。

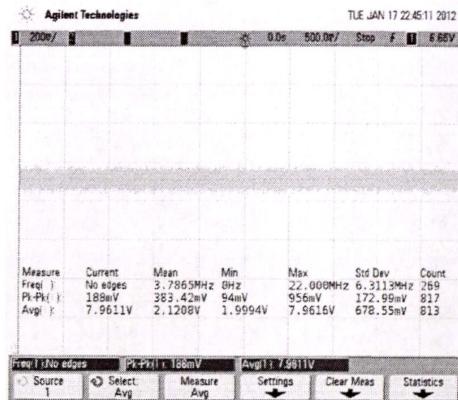


图 5-14 模拟装置恒压模式空载时输出电压纹波

2. 带载测试 ($R \approx 10 \Omega$)

在系统负载约为 10Ω 的情况下，通过上位机将电压由 1 V 逐渐增大，测量其输出电压值，如表 5-3。

表 5-3 模拟装置恒压模式负载约 10Ω 情况下输出电压数据

理论/V	实测/V	绝对误差/V	相对误差/%	理论/V	实测/V	绝对误差/V	相对误差/%
1	1.233	0.2330	23.3	8	7.9458	-0.0542	-0.678
2	2.0026	0.0026	0.13	9	8.9342	-0.0658	-0.731
3	2.9953	-0.0047	-0.157	10	9.9226	-0.0774	-0.774
4	3.9837	-0.0163	-0.408	11	10.9024	-0.0976	-0.887
5	4.9721	-0.0279	-0.558	12	11.8908	-0.1092	-0.910
6	5.9648	-0.0352	-0.587	13	12.905	-0.095	-0.731
7	6.9532	-0.0468	-0.669	14	12.905	-1.095	-7.821

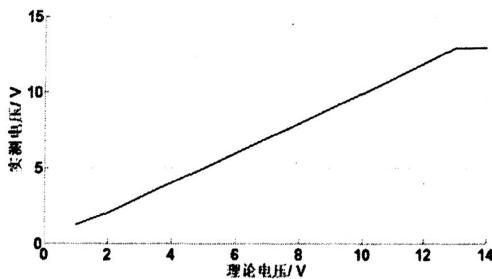


图 5-15 模拟装置恒压模式负载约 10Ω 时理论电压和实测电压关系图

由表 5-2 和图 5-16 可知，在电压 2~12 V 的范围内，空载情况下，输出电压精度<0.91 %，输出纹波电压 194 mV。当理论设置电压<2 V 或者是>12 V 后，由于超出了模拟装置的工作电压范围，输出电压大幅度的偏离理论电压。

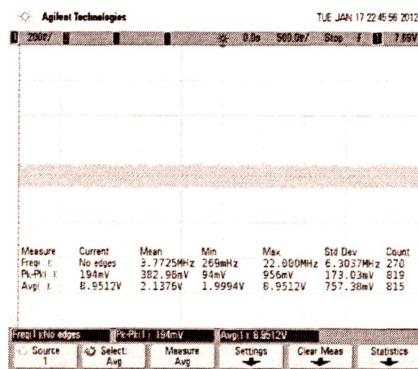


图 5-16 模拟装置恒压模式负载约 10Ω 时输出电压纹波

3. 带载测试 ($R \approx 2\Omega$)

在系统负载约为 2Ω 的情况下，通过上位机将电压由 1 V 逐渐增大，测量其输出电压值，如表 5-4。

表 5-4 模拟装置负载约 2Ω 情况下恒压模式输出电压数据

理论/V	实测/V	绝对误差/V	相对误差/%	理论/V	实测/V	绝对误差/V	相对误差/%
1	1.233	0.233	23.3	6	5.8487	-0.1513	-2.522
2	1.9639	-0.0361	-1.805	7	6.8371	-0.1629	-2.327
3	2.9351	-0.0649	-2.163	8	7.8212	-0.1788	-2.235
4	3.902	-0.098	-2.450	9	8.8311	-0.1689	-1.877
5	4.8732	-0.1268	-2.536	10	9.798	-0.202	-2.02

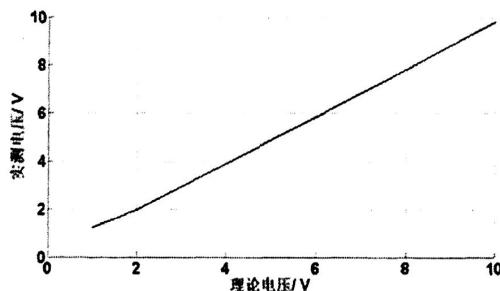


图 5-17 模拟装置恒压模式负载约 2Ω 时理论电压和实测电压关系图

由表 5-4 和图 5-18 可知, 在电压 2~10 V 的范围内, 空载情况下, 输出电压精度<2.6 %, 输出纹波电压 200 mV。同样, 当理论设置电压<2 V 时, 受输出范围的限定, 输出电压大幅度的偏离理论电压。另外, 当输出电压>10 V 时, 由于此时输出功率过大, 芯片启动了热保护, 如图 5-19。

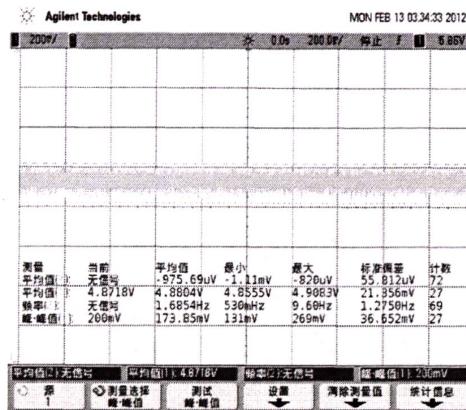


图 5-18 模拟装置恒压模式负载约 2Ω 时输出电压纹波

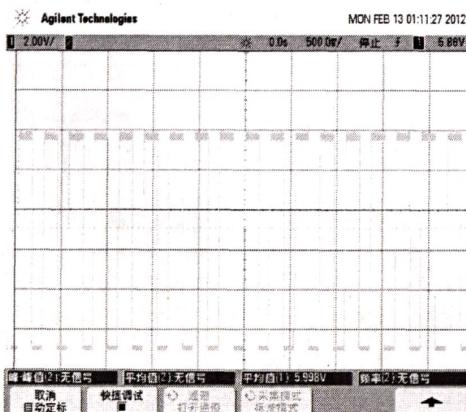


图 5-19 DC/DC 芯片过热保护时太阳电池模拟装置输出电压波形

5.4.2 恒流模式测试

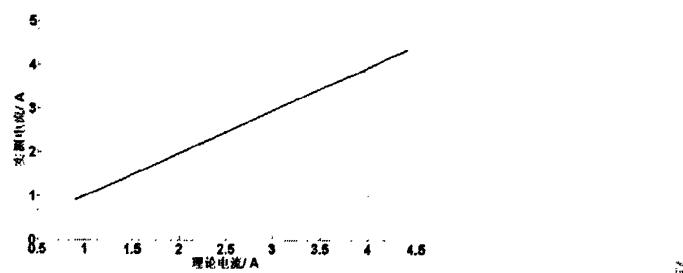
1. 负载约 2Ω 情况测试

在系统负载约为 2Ω 的情况下, 通过上位机将电流由 0.2 A 逐渐增大, 测量其输出电流值, 如表 5-5。

由表 5-5 可知, 当负载约为 2Ω 时, 输出电流在 0.9~4.3 A 范围内的误差<2%。当电流小于 0.9 A 时, 输出电压小于模拟装置的设计值, 导致其输出电流和理论设置值不符; 当电流大于 4.4 A 时, 系统输出功率超出模拟装置工作范围, DC/DC 芯片启动了热保护。

表 5-5 模拟装置恒流模式负载约 2Ω 情况下输出电流数据

理论/A	实测/A	绝对误差/A	相对误差/%	理论/A	实测/A	绝对误差/A	相对误差/%
0.9	0.8995	-0.0005	-0.056	2.8	2.7559	-0.0441	-1.575
1	0.9915	-0.0085	-0.85	3.2	3.1557	-0.0443	-1.384
1.4	1.38	-0.02	-1.429	3.6	3.5488	-0.0512	-1.422
1.8	1.7746	-0.0254	-1.411	4	3.9246	-0.0754	-1.885
2	1.9776	-0.0224	-1.12	4.2	4.1365	-0.0635	-1.512
2.4	2.36	-0.04	-1.667	4.4	4.3218	-0.0782	-1.777

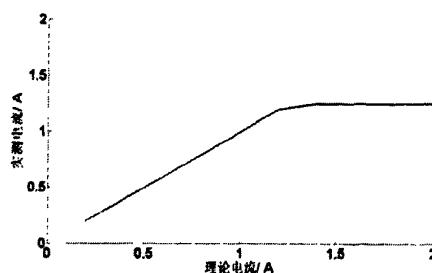
图 5-20 模拟装置恒流模式负载约 2Ω 时理论电流和实测电流关系图

2. 负载约 10Ω 情况测试

在系统负载约为 10Ω 的情况下，通过上位机将电流由 0.2 A 逐渐增大，测量其输出电流值，如表 5-6。

表 5-6 模拟装置恒流模式负载 10Ω 情况下输出电流数据

理论/A	实测/A	绝对误差/A	相对误差/%	理论/A	实测/A	绝对误差/A	相对误差/%
0.2	0.1999	-0.0001	-0.05	1.2	1.1954	-0.0046	-0.3833
0.4	0.3971	-0.0029	-0.725	1.4	1.2447	-0.1553	-11.0929
0.6	0.5944	-0.0056	-0.93333	1.6	1.2474	-0.3526	-22.0375
0.8	0.7916	-0.0084	-1.05	1.8	1.2447	-0.5553	-30.85
1	0.9928	-0.0072	-0.72	2	1.2447	-0.7553	-37.765

图 5-21 模拟装置恒流模式负载 10Ω 时理论电流和实测电流关系图

由表 5-6 可知，当负载约为 10Ω 时，输出电流在 0.2~1.2 A 范围内的误差 $<1.05\%$ 。当电流小于 0.2 A 时，输出电压小于模拟装置的设计值，导致其输出电流和理论设置值不符；当电流大于 1.2 A 时，系统输出电压超出模拟装置输出电压上限，输出电压无法继续增大，进而输出电流保持在 1.2447 A。

5.4.3 模拟输出模式测试

本设计中，根据某型号微小卫星所用太阳能电池的特性，则 a 、 b 、 c 值分别为： $a=0.000727 \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}\cdot\text{A}^{-1}$ ， $b=0.005$ ， $c=0.00238 \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}\cdot\text{V}^{-1}$ 。

1. 输出曲线精度

太阳电池参数 1: $I_{sc}=1.98 \text{ A}$ 、 $V_{oc}=6.87 \text{ V}$ 、 $I_m=1.775 \text{ A}$ 、 $V_m=5.9 \text{ V}$ 、 $S=1350 \text{ W/m}^2$ 、 $T=25 \text{ } ^\circ\text{C}$

表 5-7 模拟工作模式下的输出电流、电压数据（参数 1 情况）

电压/ V	模拟装置 电流/A	理论电流/ A	$\delta /$ %	电压/ V	模拟装置 电流/A	理论电流/ A	$\delta /$ %
6.8586	0.004	0.0521	-2.43	5.9991	1.6631	1.7215	-2.95
6.6996	0.5437	0.6506	-5.40	5.8917	1.7244	1.7789	-2.75
6.5879	0.8449	0.9562	-5.62	5.6296	1.8311	1.8711	-2.02
6.4074	1.2114	1.3086	-4.91	5.1955	1.915	1.9405	-1.29
6.2613	1.4206	1.5029	-4.16	4.6068	1.9497	1.9700	-1.03
6.1238	1.5712	1.6341	-3.18	2.5784	1.9257	1.9799	-2.74
6.0765	1.5965	1.6703	-3.73	1.6473	1.9243	1.9800	-2.81

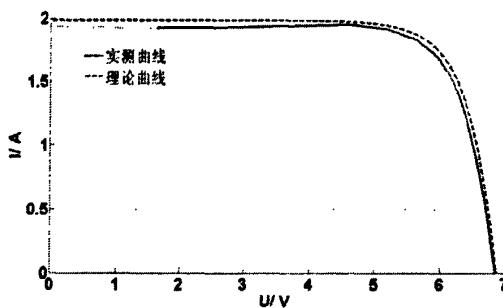


图 5-22 太阳能电池理论和实测伏安特性曲线对比图（参数 1 情况）

同 5.2.2 节式 (5-18) 和 (5-19) 定义，求模拟器输出值与理论值的相对误差 δ 和标准差 χ 。不同的是，此时， I_{sc} 表示理论曲线开路电流， I_s 为模拟器输

出电流值, I_i 为理论电流值, n 为测试次数。 δ 值如表 5-7, 最大值为 5.62%, χ 为 69 mA.

2. 光照对输出曲线的影响

太阳电池参数 2: $I_{sc}=4.5$ A、 $V_{oc}=6.0$ V、 $I_m=4.03$ A、 $V_m=5.2$ V、 $T=25$ °C、 $S=1350$ W/m²。通过上位机输入光照强度参数, 分别测试光照强度在 675 W/m²、1350 W/m²、1500 W/m² 下的 $I-V$ 特性曲线, 如图 5-23。

由图 5-23 可知, 模拟装置的输出曲线变化符合光照强度的变化趋势, 即开路电压、短路电流和输出功率都随光强的变大而变大。

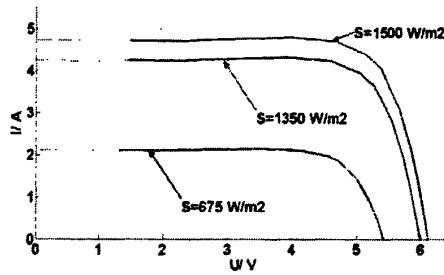


图 5-23 不同光照条件下的 $I-V$ 特性曲线

3. 温度对输出曲线的影响

太阳电池参数 2: $I_{sc}=4.5$ A、 $V_{oc}=6.0$ V、 $I_m=4.03$ A、 $V_m=5.2$ V、 $T=25$ °C、 $S=1350$ W/m²。通过上位机输入光照强度参数, 分别测试温度在 -50 °C, 0 °C, 25 °C, 50 °C 下的 $I-V$ 特性曲线, 如图 5-24。

由图 5-24 可知, 模拟装置的输出曲线变化符合温度的变化趋势, 即开路电压、随温度的升高而降低, 短路电流随温度的升高而升高。

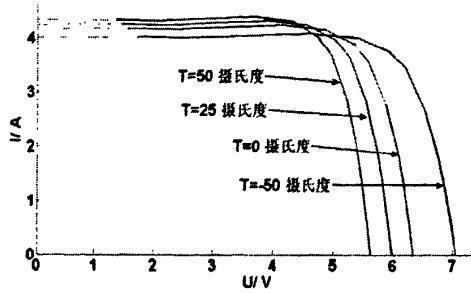


图 5-24 不同温度条件下的 $I-V$ 特性曲线

5.5 本章小结

本章从太阳能电池的输出特性出发，建立了太阳能电池计算机解析模型，并通过实际太阳能电池板的测量验证了模型的精度。然后，提出了基于查表法的太阳能电池工作点求解方法方法。设计和实现了基于降压型 DC/DC、数字电位器和单片机的太阳能电池模拟装置，并进行了测试，结果表明，恒压模式时，电源纹波小于 200 mV，输出精度小于 2.6%；恒流模式时，电流输出精度小于 2%；模拟输出模式时，输出曲线精度小于 5.62%，方差 69 mA，且模拟装置能够随着光强和温度值的变化，改变输出的 $I-V$ 特性曲线。此模拟装置可以作为微小卫星模拟太阳能电池以及其他低功率设备的电源。

第6章 总结和展望

本文以为某型号微小卫星研制小型化、高效率、高可靠性的电源系统为中心点，主要完成了以下工作：

(1) 对 ZDPS-1A 卫星电源系统进行了全面的分析。

结合 ZDPS-1A 卫星的地面测试数据、能量仿真数据和近一年的在轨数据，对其高效三结砷化镓太阳能电池、锂离子电池、负载(只包括有电流采样的负载)、整星的能量平衡的在轨工作状态进行了分析。表明三结高效太阳能电池在轨伏安特性正常，功率输出能力极佳，锂离子电池充放电功能正常，各负载功耗稳定，整星能量平衡有波动，但仍可维持卫星稳定工作。同时，ZDPS-1A 电源系统也出现了一些设计上的不足，首先是分流电路分流能力不佳，太阳能电池和母线间的 LDO 并联二极管电路设计欠考虑，两者同时导致母线电压过高，危及了锂离子电池的寿命；其次是采样电路裕度不够，导致电流、电压采样的满偏；最后整星无分步启动设计，导致整星启动电流浪涌很大。ZDPS-1A 电源系统在轨数据的分析结果，为某型号卫星卫星电源系统的设计提供了借鉴，其中，ZDPS-1A 电源系统设计的优势部分，如高效率砷化镓太阳能电池、高能量密度的锂离子电池和工业级元器件的采用，将继续保持，而对于出现的问题，将逐一采取措施进行改进。

(2) 完成某型号微小卫星电源系统的设计。

充分分析了某型号微小卫星电源系统的需求和设计难点，建立了基于某型号微小卫星具体参数的电源仿真系统，能量预估了太阳能电池的面积，仿真分析了卫星采用 DET 和 MPPT 拓扑结构时，在姿态稳定和姿态最差情况下的能量平衡状况，比较了 DET 和 MPPT 在对能量平衡的影响。结果表明，MPPT 只要效率大于 70.2%，即能比 DET 提供更多的功率，且在姿态最差的情况下，即便是 MPPT 的效率为 100%，系统也不能保持平均功耗 12 W 时的能量平衡。然后，对某型号微小卫星电源系统的各个模块进行了设计，详细设计了分流部分电路、MPPT 结构代替了 DET 结构，对所有负载进行了分步启动设计，改进了 ZDPS-1A 卫星电源系统的不足。

(3) MPPT 模块的设计

分析了某型号卫星卫星母线电压 2.7~4.2 V 和太阳能电池最大工作电 4.7 V 左右情况下选择升降压型 DC/DC 最有利于提高卫星的能量利用率。基于升降压型 DC/DC 芯片和数字电位器设计了 MPPT 模块的硬件电路，选择了登山法作为最佳功率追踪算法。最后搭建了设施平台对 MPPT 模块进行了初步测试，结果表明，MPPT 能够对太阳能电池的输出电压进行定点追踪。不足是系统的环路响应速率过低，导致定点时太阳能电池的输出电压波动很大，还需进一步研究。

(4) 太阳能电池模拟装置设计和实现

太阳能电池模拟装置可应用于微型卫星的半实物能量平衡仿真，提高卫星能量平衡的可靠性。本文分析了太阳能电池的计算机解析模型，提出了基于查表法的太阳能电池工作电的计算方法，使得在单片机上能实现对太阳能电池工作点的求解。详细设计了模拟装置的硬件和软件设计。为其设计了恒压、恒流和模拟输出三种工作模式，并对每次工作模式进行了测试，结果表明，系统恒压输出误差 $<2.6\%$ ，纹波 $< 200 \text{ mV}$ ；恒流输出误差 $<2\%$ ；模拟输出误差 $<5.62\%$ ，且模拟装置能够随着光强和温度值的变化，改变输出的 I - V 特性曲线。

以上工作为某型号微小卫星电源系统及太阳能电池模拟装置的设计方案和一些测试数据。由于受时间和实验条件的限制，在设计中也存在着一些可以提高和改进的地方。下面对后续改进工作提出一些建议：

- (1) 在第 3.5.2 节中，锂电池的寿命计算采用了寿命和放电深度成反比的关系，这只是一个较为粗略的估算，相对更精确的寿命计算还需要深入研究锂电池的特性，查阅更多相关的文献或做相应的试验。
- (2) 在完成了某型号卫星电源系统的实际测试后，可基于电源系统的实际参数改进仿真系统，使得仿真系统提供更加精确的能量平衡结果。
- (3) MPPT 模块的设计中，定点追踪是太阳能电池的电压不稳定，这应该是 MPPT 模块反馈环路响应速度过慢所致，并且 MPPT 效率不高。在后续的设计中，可考虑利用其他拓扑结构的 DC/DC 电路进行试验，如采用结构相对简单的降压型 DC/DC，便于设计和调试。当然，与此同时，卫星太阳能电池的最大功率点电压需要相应的提高。
- (4) 太阳能电池模拟装置的设计中，由于模拟装置工作点的计算方式是基于

采样输出点的流压信息，计算负载电阻，然后再计算相应的输出电压值，这个过程包括了采样，计算和输出三个环节，导致模拟装置的响应存在一定的范围。当后续的负载接 MPPT 系统时，可能不能稳定输出，所以，对于太阳能模拟装置，可以在提高其输出响应速度上进行加强。

参考文献

- [1] 谭晓昀, 刘晓为. 应用 MEMS 技术加快微小卫星及微卫星的发展[J]. 仪器仪表学报. 2004, 25 (4): 598-600
- [2] 余文革, 钟先信, 李晓毅, 等. 皮卫星发展展望[J]. 压电与声光. 2004, 26 (4): 289-292
- [3] 朱振才, 杨根庆, 余金培, 等. 微小卫星组网与编队技术的发展[J]. 上海航天. 2004, (6): 46-49
- [4] Barnhart D J, Vladimirova T, Sweeting M N. Very-Small-Satellite Design for Distributed Space Missions[J]. Journal of spacecraft and rockets. 2007, 44 (6): 1294-1306
- [5] 马世俊. 卫星电源技术[M]. 北京: 宇航出版社, 2001: 1-2
- [6] 詹亚峰, 马正新, 曹志刚. 现代微小卫星技术及发展趋势[J]. 电子学报. 2000, (7): 102-106
- [7] 张晓敏, 张永维, 马骏, 等. 微小卫星技术与应用的发展[J]. 卫星应用. 2006, 14 (4): 32-42
- [8] WU Zhi-fei, YOU Zheng, SALVIGNOLI J. Tsinghua-1 Micro-satellite Power System Architecture and Design [J]. Tsinghua science and technology, 2001, 6(4): 289-293
- [9] 李国欣. 航天器电源系统技术概论(上)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2008: 137-142
- [10] 王永谦. 卫星电源系统优化设计[J]. 航天器工程, 1999, 8 (2): 33-46
- [11] 李国欣, 张利群, 张忠卫, 等. 创新一号微小卫星电源分系统[J]. 上海航天. 2006 (1): 41-45
- [12] Sangtak P. Design and Implementation of the Electrical Power System for CanX-1[D]. Toronto: University of Toronto, 2003: 22
- [13] 姜渝嘉. 皮卫星电源系统设计[D]. 杭州: 浙江大学, 2008: 28
- [14] Christopher A D. The Design of an Efficient, Elegant and Cubic Pico-Satellite Electronics System[D]. California: California Polytechnic State University. 2004
- [15] Salim A, Dakermanji G. Power System Design for a Small Inexpensive

- Satellite[C]. The 25th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference. 1990: 452-457
- [16] Metin A, Bulent D. Rasat LEO Satellite Power System Design and Operation[C]. 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies. 2007: 491-496
- [17] Bekhti M, Sweeting M N. Power system design and in orbit performance of Algeria's first micro satellite Alsat-1[J]. Electric power system research. 2008, 78 (7): 1175-1180
- [18] 徐伟. 纳卫星、皮卫星的电源与配电系统[J]. 电源技术. 2009, 33(11): 1017-1018
- [19] 李洪波. 空间太阳能电源[J]. 世界科学. 2006(4): 28-30
- [20] Kelly C O, Friend H D, Keen C A. Lithium-Ion Satellite cell Development: Past, Present and Future[J]. IEEE Aerospace & Electronic Systems Magazine. 1998, 13(6): 21-25
- [21] Isaacson M J, Daman M E, Hollandsworth R P. Li-ion batteries for space applications[C]. Energy Conversion Engineering Conference. Honolulu: [s.n.], 1997: 35-48.
- [22] Henry O. Aerospace & Military Battery Applications[J]. IEEE AESS Magazine, 2002, 17 (10): 29-35
- [23] 徐伟. 低轨道长寿命卫星电源特点分析[J]. 电源技术. 2009, 33 (12): 1095-1096
- [24] 雪亚林. 国外卫星用蓄电池的技术现状及发展趋势[J]. 航天器工程. 1997, 12(3): 59-63
- [25] Thomas J, Michael T. Design of a Power Supply System for DTUsat[R]. Danish: Danish Technical University, 2002
- [26] Patel M R. Spacecraft power systems[M]. USA: CRC press, 2005.
- [27] 吴赟, 蒋新华, 谢晶莹. 锂离子电池循环寿命快速衰减的原因[J]. 电池, 2009, 39(4): 206-207.
- [28] Guy S, Philippe B, Michel B. Aging of lithium-ion batteries[J]. Journal of power sources, 2004, 127(1-2): 65-71.
- [29] Jusef H, Priscilla R, Stefania P, et al. Determination of the safety level of an advanced lithium ion battery having a nanostructured Sn-C anode, a high voltage

- LiNi_{0.5}Mn_{1.5}O₄ cathode, and a polyvinylidene fluoride-based gel electrolyte[J]. *Electrochimica Acta*, 2010, 55(13): 4194-4200.
- [30] Kaoru A, Makoto S, Takahisa S. Study of life evaluation methods for Li-ion batteries for backup applications[J]. *Journal of power sources*, 2003, 119-121: 902-905.
- [31] 金小军, 赵翔宇, 姜渝嘉, 等. 皮卫星在轨能量平衡仿真研究[J]. 浙江大学学报(工学版), 2009, 43(7): 1282-1287.
- [32] 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(工学版), 2009, 43(2): 228-233.
- [33] 姜渝嘉, 金小军, 赵翔宇, 等. 皮卫星在轨能量平衡仿真及实验[J]. 传感器技术学报, 2010, 23(6): 829-833.
- [34] 崔文聪, 林宝军, 吕从民. 近地卫星电源系统能量的仿真分析[J]. 计算机仿真, 2005, 22(8): 35-36
- [35] 邹湘文. 小卫星电源系统控制策略及仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006
- [36] CHO Y J, CHO B H. Multiple battery module for the low-earth-orbit spacecraft power system[C]. ICPE. Yokohama: Kluwer Academic Publishers, 2001: 84-88.
- [37] 董文博. 微小卫星电源系统的智能化设计和充电技术研究[D]. 北京: 清华大学, 2006
- [38] 练敏英, 孙宁, 苏瑞丰, 等. 基于锂离子电池组的微小卫星电源控制器设计[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(1): 108-110
- [39] Phuong H, Cho B H. Design and Analysis of a Regulated Peak-Power Tracking System[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 1999, 35, (1): 84-92
- [40] 俞绍安. 卫星电源分系统可靠性设计与研究[J]. 今日电子, 2009(2): 90-92
- [41] Noha E G , Thanaa E S, A. Deyaa E K, et al. Maximum Power Point Tracking Technique For Microsatellite Power Supply System[C]. 25th National Radio Science Conference. 2008: 1-8
- [42] Yang J H, Bae H S, Lee J H, et al. A Simplified Series-Parallel Structure for the Regulated Peak Power Tracking (RPPT) System[C]. Applied Power Electronics Conference and Exposition. 2008: 160-166
- [43] Chen Y K, Chen K H. Prediction Maximum Power Point Tracking Method for

- PV-Battery Micro-Satellite Systems with Body Mounted Solar Panels[C]. The 2010 International Power Electrics Conference. 2010: 2585-2590
- [44] 朱炜峰, 张宇祥, 王文静. 采用滞环比较法实现太阳能电池的最大功率追踪. 现代电子技术, 2006, (14): 27-28
- [45] Trishan E, Chapman P L. Comparisson of Photovoltaic Array Maximum Power Point Tracking Techniques[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2007, 22, (2): 39-449
- [45] 林飞, 杜欣. 电力电子应用技术的 MATLAB 仿真[M]. 北京: 中国电力出版社, 2009: 97-123
- [47] Xiao Wei-dong, Nathan O, Dunford W G. Topology Study of Photovoltaic Interface for Maximum Power Point Tracking. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2007, 54, (3): 1696-1704
- [48] 周志敏, 周纪海, 纪爱华. 模块化 DC/DC 实用电路[M]. 北京: 电子工业出版社, 2004: 104-105
- [49] 苏建徽, 世杰, 赵为, 等. 硅太阳电池工程用数学模型[J]. 太阳能学报, 2001, 22(4): 409-412
- [50] 吴忠军, 刘国海, 廖志凌. 硅太阳电池工程用数学模型参数的优化设计[J]. 电源技术, 2007, 31(11): 897-900
- [51] 张金熹, 廖春发, 李芙蓉, 等. 太阳能电池阵设计手册[M]. 北京: 宇航出版社, 1987: 28-40

作者简介

教育经历:

2005.09 ~ 2009.07 浙江大学, 电子科学与技术专业 本科
2009.09 ~ 至今 浙江大学, 电子科学与技术专业 硕士研究生

攻读硕士学位期间发表的论文:

1. 丁立聪, 金小军, 王春晖, 金仲和. ZDPS-1A 电源系统设计与在轨验证. 浙大学报(工学版)(已录用).

攻读硕士学位期间受理的专利:

1. 丁立聪、金小军、沈国权、罗明玲、金仲和. 用于微小卫星地面试验应用的太阳能电池模拟装置. 201210001365.7, 2012-1-4.