

基于商用片上系统的小卫星能源管理单元设计

苏 蛟¹, 姚雨迎¹, 刘元默¹, 徐 军²

(1. 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094; 2. 上海空间电源研究所, 上海 200245)

摘要: 能源管理单元是卫星供电分系统实现智能化信息采集和控制管理的关键部件; 受小卫星本身机、电、热设计约束, 提出一种基于商用片上系统 (System on Chip, SoC) 的能源管理单元设计, 以提高系统功能密度, 降低系统功耗; 通过详细的软件冗余保护策略以及系统级安全模式设计, 保证在不降低系统的可靠性的条件下采用低成本商用器件实现; 通过 9 颗轨道高度 500 KM~1 100 KM 卫星的在轨飞行验证表明, 基于该设计的能源管理单元集成度高、功耗低, 在轨稳定、可靠运行, 相比于传统基于单片机/PROM 的同等功能规模能源管理单元, 重量和功耗分别降低 75% 和 85.3%, 适用于小卫星低成本、批量化快速生产。

关键词: 商用片上系统; 小卫星; 能源管理单元; 高功能密度; 可靠性

Design of Energy Management Unit for Small Satellite Based on Commercial System on Chip

Su Jiao¹, Yao Yuyin¹, Liu Yuanmo¹, Xu Jun²

(1. DFH Satellite Co. Ltd., Beijing 100094, China;

2. Shanghai Institute of Space Power—Sources, Shanghai 200245, China)

Abstract: Energy management unit is the key component of satellite power supply and distribution subsystem to realize intelligent management and information collection. Constrained by the mechanical, electrical and thermal design of the small satellite, an energy management unit design based on the commercial System on Chip (SoC) is proposed, which can improve the functional density of the system and reduce the power consumption. Through detailed software redundancy strategy and system-level security mode design, the reliability of the system is not reduced although commercial device used. Nine satellite flights with orbital altitude of 500 km~1 100 km show that the energy management unit designed in this paper has high integration, low power consumption and good stability. Compared with the traditional energy management unit based on single-chip microcomputer/PROM, the weight and power consumption are reduced by 75% and 85.3% respectively. The design is suitable for low-cost, batch production of small satellites.

Keywords: commercial system on chip; small satellite; energy management unit; high functional density; reliability

0 引言

智能化自主管理是卫星应用发展的趋势, 能源管理单元作为卫星供电分系统的功能模块之一, 是供电分系统实现智能化信息采集和控制管理的关键部件^[1]。根据总体任务要求, 一般完成供电分系统工作状态监视与控制、工程参数的采集、遥控指令的接收与执行、蓄电池组的充电控制和保护、蓄电池组温控、与星务主机进行通信等功能。传统的能源管理单元一般采用单片机+PROM 的形式, 外扩外围电路采用大量的集成芯片, 功耗约在瓦级, 且体积重量也较大。

目前, 小卫星载荷任务呈现多样化发展趋势, 载荷/平台重量比不断增加, 这要求卫星平台逐渐向高功能密度和轻量化发展^[2-3]。片上系统 (System on Chip, SoC) 正是为了适应日益复杂的电子设备需求而产生, 其在单个芯片上集成了一个完整的系统, 一般包括中央处理器、存储器和多种外围电路^[4-5]。利用 SoC 进行能源管理单元设计, 有利

于提高供电功能密度, 减轻供电系统重量, 统一技术状态, 同时可以加强供电在轨自主管理能力, 适应批量快速生产, 降低生产成本。

但目前的片上系统大多为商用芯片, 在轨飞行经历少, 对严酷的空间环境适应性有待考核^[6-7]。能源管理单元直接对供电分系统的运行状态进行监视和控制, 一旦发生故障, 将会严重影响到整星的能源安全, 甚至会直接影响到航天器任务的成功与否。因此, 需要针对商用 SoC 在设计阶段开展完善的可靠性设计。

本文提出一种基于 C8051F040 型 SoC 的小卫星能源管理单元软硬件设计, 并在此基础上开展可靠性设计。最后开展系统测试和在轨飞行验证。

1 系统功能分析与软硬件协同设计

软硬件界面的划分是能源管理单元的顶层设计, 以功能需求驱动系统的软硬件协同设计。

1) 能源管理单元完成采集、处理供电分系统的模拟量工程参数。C8051F040 集成了一个 12 位分辨率和一个 8 位分辨率的逐次逼近寄存器型 ADC, 每个 ADC 自带可编程模拟多路开关选择器 (AMUX)^[8]。因此, 直接利用 SoC 自

收稿日期: 2019-04-22; 修回日期: 2019-05-17。

作者简介: 苏 蛟(1988-), 男, 山东泰安人, 硕士, 工程师, 主要从事航天器电源总体设计方向的研究。

带的 ADC 辅以软件处理, 即可完成该功能。在不外扩模拟开关的前提下, 理论上利用 C8051F040 最多可完成 21 路外部供电分系统模拟量采集。

2) 能源管理单元完成采集、处理供电分系统的状态量工程参数。C8051F040 有按 8 位端口组织的 64 个数字 I/O 引脚, 每个数字引脚均可被配置为数字输入。因此状态量采集直接利用软件读取 I/O 口寄存器的方式实现。

3) 能源管理单元完成与星务双路冷备份 CAN 总线通信。C8051F040 集成了 1 路 Bosch CAN 控制器, 用于进行串行通信, 但并未提供物理层驱动器。因此需要外扩 1 片收发器 82C250。另 1 路 CAN 总线通信通过外扩 CAN 控制器 SJA1000 和收发器 82C250 实现硬件支持, 通过软件中断响应操作 C8051F040 数据地址总线完成通信。

4) 能源管理单元根据相应的逻辑判断或 CAN 总线输入完成脉冲型/电平型 OC 指令的输出。C8051F040 通过数据地址总线控制指令锁存器进行间接命令的路选及信号的形成, 然后由开关输出电路 (OC 门驱动电路) 形成最终的指令, 用来驱动供电分系统的控制器件。因此需要外扩相应指令路数的锁存器与 OC 门驱动芯片。通过软件定时刷新锁存器的方式控制指令脉冲的宽度。

5) 能源管理单元完成与供电分系统其它下位机 (如电池下位机) 的串行通信。通过 C8051F040 集成的 SMBus0 I/O 接口, 接口兼容 I²C 串行总线协议, 软件配置 I²C 主从工作模式实现串行通信。

6) 软件具备在轨可修改功能。C8051F040 集成了 64KB 可在线编程的 FLASH 存储器, 软件通过 CAN 总线上注的方式实现 FLASH 擦写, 通过预埋钩子函数的方式实现程序替换。

7) 软件其它功能。根据总线协议和帧格式要求对总线轮询和指令进行应答; 对蓄电池温度采集处理后完成闭环逻辑控制; 完成充放电电量的累计、当前电量的计算和满电量的逻辑判断与置位等。

2 硬件设计

能源管理单元采用双机冷备份设计, 其原理框图见图 1。主备份模块除用于主备份状态遥测的状态量输入不同以外, 其它部分均相同。主备份共用电源切换控制电路。

2.1 看门狗电路

能源管理单元的看门狗电路使用的是专用看门狗电路芯片 MAX706TESA, 该电路在完成复位功能的同时, 可以监视系统电源电压, 并能在电压低于 3.08 V 时给 CPU 系统复位, 确保在电源电压不稳定时保护对外接口电路, 避免能源管理单元对外进行误操作。其基本电路原理图如图 2 所示。

2.2 晶振电路

能源管理单元设计外部 16 MHz 晶振, 为 CPU 提供工作时钟。CAN 总线波特率 500 Kbps, 可以使用 16 M 晶振。SoC 内部 CAN 总线控制器使用系统时钟, 外扩 SJA1000 使用单独的 16 M 晶振。电路原理图见图 3。

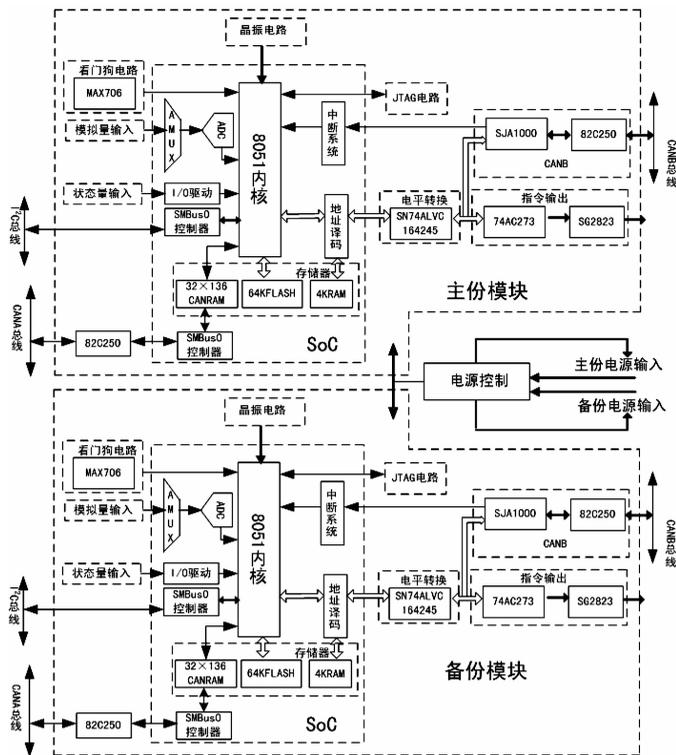


图 1 能源管理单元硬件架构原理框图

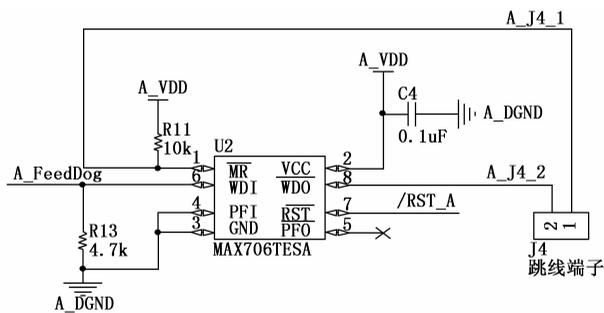


图 2 看门狗电路

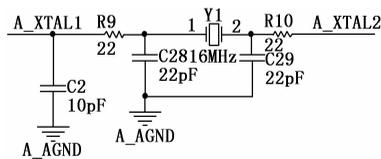


图 3 晶振电路

2.3 电平转换电路

由于 SoC 供电为 3.3 V, 而锁存器、OC 门驱动电路以及 SJA1000 等外围电路均为 5V 供电, 所以电平转换电路是将 SoC 模块 I/O 口产生的 0~3.3 V 电平转换为 0~5 V 电平输出, 转换信号包括数据信号、地址信号、片选信号、读写信号等。

数据信号需要双向转换, 其它信号只需 SoC 输出方向单向转换, 双向转换的方向同 SoC 产生的读信号方向。因此采用 SoC 的读信号控制电平转换电路 (SN74ALVC164245) 的电平转换控制端。

2.4 电源控制电路

能源管理单元供电包含三部分，即切机控制电路、+5 V 供电电路和+3.3 V 供电电路。能源管理单元为双机冷备份设计，通过直接指令“能源管理单元 A 通 B 断”和“能源管理单元 B 通 A 断”切换供电总开关继电器。能源管理单元电路使用+5 V 和+3.3 V 两种电压，每路电压均通过具有限流保护的线性稳压器 MAX883 或 MAX882 进行隔离保护。切机控制电路见图 4。

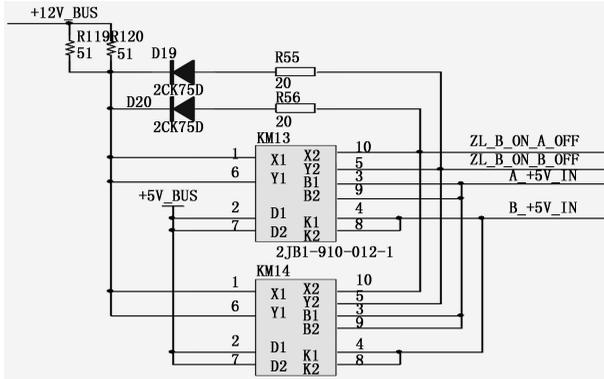


图 4 切机控制电路

3 软件设计

软件基本结构采用主程序循环加中断响应的方式，其基本结构框图如图 5 所示。中断优先级按照图中从左至右依次降低的顺序排列。

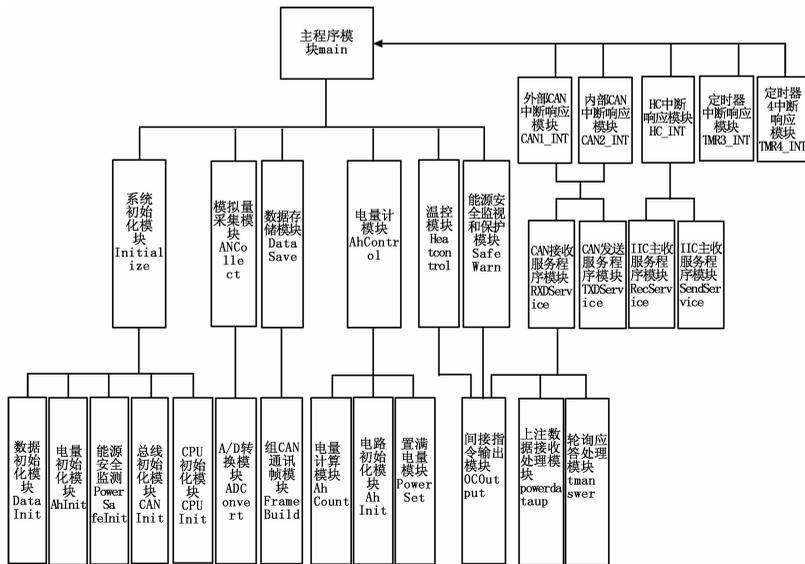


图 5 软件结构框图

3.1 软件初始化

系统上电或复位后，必须对能源管理单元软件的运行环境进行初始化，初始化模块执行能源管理软件初始化的功能，主要包括对硬件、端口等的初始化，对变量、数据区等的初始化。初始化模块相关存储分配见表 1。

3.2 电量计计算

电量计控制是采用计算机软件进行蓄电池组充放电管理的技术，其目的是精确、最佳化地对掌握蓄电池组充放电

表 1 存储地址分配表

名称	存储类型	地址
程序存储器	CODE	0000H~9FFFH
片内数据存储器	XDATA	0000H~0FFFH
整体上行程序存储器	CODE	A000H~AFFFH
上行 POWER 程序存储区	CODE	B000H~BFFFH
上行 CAN 程序存储区	CODE	C000H~CFFFH
上行 OC 程序存储区	CODE	D000H~DFFFH
SJA1000	XDATA	8000H~8FFFH
74AC273-1	XDATA	9000H
74AC273-2	XDATA	A000H
74AC273-3	XDATA	C000H

状态。

其主要功能是根据充电电流、放电电流、充放比和计算时间间隔来计算当前电量、充电电量和放电电量，并按要求进行比较；同时对计算后电量值进行有效值范围判断，异常则恢复默认电量计参数；重要的遥测参数进行 3 取 2 判决，异常则恢复默认电量计参数。

3.3 总线中断

能源管理单元作为整星 CAN 总线从节点，按照相关协议约定的要求，实现与星务中心计算机之间的信息交换。主要功能是接收星务中心计算机发出的轮询指令，按数据帧格式将供配电分系统的工程参数上传到星务中心计算机，并对星务中心计算机下传的间接指令解码和执行，处理上行数据块。CAN 总线中断响应流程图见图 6。

I²C 总线中断响应是通过状态机的方式实现。每次中断产生，根据当前状态和状态寄存器 SMB0STA 中保存的 8 位状态码进行状态迁移和总线操作。函数实现主发送状态机和主接收状态机。

3.4 上注数据接收处理

能源管理单元上注数据主要包括参数数据块、程序数据块和内存下泄数据块，通过设计不同的起始标志区分 3 种数据块。供配电系统的部分控制参数需要在轨修改，这些参数的修改分别通过上注安全监测参数数据块和电量计参数数据块来实现。

4 可靠性设计

与通用软件相比，星上软件本身具有处理器能力有限、存储空间较小等嵌入式软件的特点；软件长期在轨运行，空间环境较为恶劣，软件运行环境易受空间环境特别是单粒子效应影响。本文采用针对性的软件可靠性设计提高商用 SoC 芯片的空间环境适应能力。

4.1 关键数据防护

4.1.1 三模冗余设计

三模冗余包括三模冗余存储、三取二表决、三取二刷新以及三取二恢复等内容。采用三模冗余会使得占用存储

泄的方式,通过上注数据块指定特定地址,可以将 SRAM 的数据或 FLASH 的程序写入缓变数据缓存区,通过星地遥测方式下传。该方式需要注意的是对作为关键判据的缓变参数的保护,例如缓变安全模式字是星务进行能源安全判断的标志,在内存下泄时不能被替代。

4.5 在轨维护

为了降低在型号的生命周期内产生的能源管理单元故障错误对分系统乃至整星的影响,能源管理单元需具有良好的在轨维护性。本文针对性开展了以下设计。

4.5.1 程序可上注

模块级维护:经过在轨运行验证,如果软件某些功能不能满足在轨运行的实际需求,或者需要增加某些功能,可以选择模块级在轨维护,完成对软件函数的替换。

配置项级维护:如果在轨发生重大质量问题或者需求在轨发生重大变化,需要更动的软件功能较多,可以选择配置项级在轨维护,完成对软件的整体替换。

4.5.2 总线容错

能源管理单元软件设计原则是首先保证不对总线产生干扰,同时具有抵抗总线干扰的能力,并能在严重干扰情况下自动恢复^[10]。例如设置独立的总线缓冲区、满足帧间隔协议和总线状态自主监测复位等措施。

4.5.3 重要数据备份恢复

能源管理单元中影响供电安全的关键数据定时进行些 FLASH 操作,在能源管理单元复位或切机后通过数据应急恢复关键状态量等重要信息,使得供电电分系统迅速恢复复位/切机前的状态,减少人为干预。

4.5.4 系统级安全模式

能源管理单元中某些危及整星供电安全的操作,例如蓄电池过放保护,设计相应的闭环逻辑,实时监测蓄电池达到可恢复供电的状态时,自主接入蓄电池。从系统级安全模式设计考虑应急状态下或错误操作后的自主恢复。

5 应用与验证

基于该商用 SoC 的能源管理单元在希望二号、欧比特视频卫星等 9 颗卫星上得到了应用,覆盖 500km~1100km 的低轨道空间环境,在轨表现稳定。通过遥测“能源管理单元热启动计数”和“关键参数三取二错误计数”判断,能源管理单元未发生热启动,SoC 集成的 SRAM 也未发生频繁的单粒子翻转事件,供电电分系统遥测采集正常,指令执行正常。主要技术指标与传统基于单片机+PROM 的实现方式对比见表 3。

通过表 3 可以看出,基于商用 SoC 设计的能源管理单元在功耗、重量、尺寸、元器件获取等方面具有较大的优势,并且可以降低成本,适用于小卫星大规模、批量化生产。

6 结论

本文提出一种基于商用 SoC 的能源管理单元设计方法,并针对商用器件开展了详细的可靠性设计。通过地面测试和在轨多颗卫星的实际应用验证,表明该设计能够满足供配

表 3 与传统实现方式主要技术指标对比

内容	单片机+PROM	本文 SoC
功耗	2.042W	0.3W
重量	≥1.2Kg(不含结构)	0.3Kg(不含结构)
尺寸(mm)	210×250×40	180×132×20
工作温度	-15℃~+50℃	-15℃~+50℃
间接指令路数	24路(可扩展)	24路(可扩展)
指令驱动能力	≥200mA	≥200mA
模拟量输入	25路(可扩展)	21路(可扩展)
状态量输入	10路(可扩展)	32路(可扩展)
温控回路	2路(可扩展)	2路(可扩展)
安時計	软件安時計控制	软件安時計控制
总线形式	2路CAN	2路CAN+1路I ² C
软件在轨注入	分块、整体上注	分块、整体上注

电分系统在轨使用需求。基于商用 SoC 的设计在功耗、重量、尺寸、成本和元器件等方面具有较大的优势,适应于快速批量化、低成本设计生产,可以为后续小卫星或微小卫星能源管理单元提供设计参考。

参考文献:

- [1] May R. D., Loparo K. A. The Use of Software Agents for Autonomous Control of a DC Space Power System [A]. Conference Proceedings of International Energy Conversion Engineering [C]. 2013.
- [2] Timothy M. L. A Modular Electrical Power System Architecture for Small Spacecraft [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54 (4): 1832-1849.
- [3] Ming F. New Electrical Power Supply System for All-Electric Propulsion Spacecraft [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53 (5): 2157-2166.
- [4] 周戌申, 张小林, 姜大力, 等. 星载计算机软硬件协同验证技术的研究 [J]. 计算机测量与控制, 2008, 16 (12): 1798-1801.
- [5] Bhunia S, Agrawal D, Nazhandali L. Guest Editors' Introduction: Trusted System-on-Chip with Untrusted Components [J]. IEEE Transactions on Design and Test, 2013, 30 (2): 5-7.
- [6] 柯受全. 卫星环境工程和模拟试验 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [7] Gubby R, Evans J. Space environment effects and satellite design [J]. Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, 2002, 64 (16): 1723-1733.
- [8] Silicon Laboratories. Datasheet of C8051F040 [Z]. Rev1.4, 2004.
- [9] Le J. Application of the Kalman Filter in Linearity Testing of Analog-to-Digital Converters [J]. Journal of Electronic Testing, 2011, 27 (2): 163-175.
- [10] Gwangil J., Tae-Hyung K., Seongsoo H. A Fault Tolerance Extension to the Embedded CORBA for the CAN Bus Systems [J]. Lecture Notes in Computer Science, 2001, 1985 (1): 114-133.