

# 星载 SpaceVPX 单机二次电源 双冗余交叉供电设计

吴侃侃<sup>1</sup>, 王巧玲<sup>2</sup>, 张记瑞<sup>3</sup>, 周 军<sup>1</sup>, 李林伟<sup>1</sup>

(1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109; 2. 上海航天技术研究院, 上海 201109;  
3. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)

**摘要:** 针对 SpaceVPX 规范二次电源冗余管理和故障容错增强要求, 开展了双冗余高可靠二次电源系统设计, 由二次电源模块完成一次母线至二次电的转换, 由 SpaceUM 模块完成二次电分组输入选择、通道控制输出选择两级选择, 以及输出通道开关控制, 实现二次供电交叉冗余容错; SpaceUM 模块电源管理芯片实现二次电输入电压、电流监测和第一级选择, 由继电器组实现二次电分流后的输出通道独立开关控制, 电源管理芯片同时完成每个独立供电输出通道供电负载电压、电流状态监测, 并作为对继电器组开关控制的依据, 实现单机二次电自主故障诊断和重构; 根据系统可靠性概率分析, 相比整机主备份双冗余供电方式, SpaceUM 模块可以提高二次电源系统可靠性; 以单模块 12 V/8 A 供电输出为例, 完成标准 6U 尺寸 SpaceUM 模块研制, 经测试验证, 可以满足二次电状态检测、选择控制和故障容错的高可靠要求。

**关键词:** SpaceVPX; SpaceUM; 二次电源; 电源监测; 开关控制

## Dual-redundant Cross-power Supply Design for Secondary Power Supply of Spaceborne VPX Chassis

WU Kankan<sup>1</sup>, WANG Qiaoling<sup>2</sup>, ZHANG Jirui<sup>3</sup>, ZHOU Jun<sup>1</sup>, LI Linwei<sup>1</sup>

(1. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Academy of Spacecraft Technology, Shanghai 201109, China;

3. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** In view of the redundancy management and fault tolerance enhancement requirements of the SpaceVPX specification secondary power supply, a dual-redundant and high-reliability secondary power supply system design is carried out. The conversion from primary bus to secondary power is completed in secondary power supply module, and the SpaceUM module completes the two-level selection of secondary power group input, channel control output, and output channel switch control, achieving cross redundant fault tolerance in secondary power supply. The power management chip of the SpaceUM module realizes the secondary power input voltage, current monitoring and first-stage selection, and the output channel after the secondary power shunt is independently switched and controlled by the relay group. The power management chip simultaneously monitors the voltage and current status of each independently powered output channel, and as the basis for controlling the switch of the relay group, it achieves autonomous fault diagnosis and reconstruction of the secondary power in the chassis. According to the system reliability probability analysis, the SpaceUM module can improve the reliability of the secondary power supply system compared with the whole standalone dual-redundant power supply topology. Taking the 12 V/8 A power supply output of a single module as an example, the SpaceUM module with the standard 6U is developed. Testing and verification show that it can meet the high reliability requirements of secondary power state detection, selection control and fault tolerance.

**Keywords:** SpaceVPX; SpaceUM; secondary power supply; power monitoring; switch control

收稿日期:2024-01-18; 修回日期:2024-07-09。

作者简介:吴侃侃(1986-),男,硕士,高级工程师。

引用格式:吴侃侃,王巧玲,张记瑞,等.星载 SpaceVPX 单机二次电源双冗余交叉供电设计[J].计算机测量与控制,2025,33(4):162-170.

## 0 引言

面向未来天基信息实时、精准、高效、综合服务需求,在轨服役的卫星数量越来越多,应用越来越广阔,正在快速推进高性能处理算力、网络化数据交互、自主化任务协同等能力的发展<sup>[1]</sup>,加快升级换代。发射、在轨运行过程中卫星需要经历严酷的振动、噪声、高低温变化、空间辐射等应用环境考验,在轨后产品故障不易诊断、维修,因此,航天电子单机可靠性要求高,通常选用经过辐射加固、试验筛选等鉴定认证工作的宇航级元器件,但同时导致单机成本高、研制周期长、更新迭代慢。近年来,卫星发射数量快速增长,持续面临高强度研制、高密度发射的发展需求,面临卫星在轨载荷数据处理、任务规划运行的智能化要求。若仍采用传统的按卫星任务功能要求定制化单机研制模式和元器件选用模式,已无法满足航天任务对需求快速响应、功能灵活可扩展、产品模块化可组合、软件编程可重构的迫切需求。美、欧航天科研机构正以适当且经过验证的商用标准和产品作为基础,进一步开发扩展功能以满足空间应用需求,以加快技术和产品迭代周期,降低研发风险和成本<sup>[2-3]</sup>。

2010年开始,美国空军研究实验室和工业界开展空间系统组件之间互联定义标准化工作<sup>[4]</sup>,即“下一代空间互联标准(NGSIS, next generation space interconnect standard)”。在评估 OpenVPX<sup>[5]</sup>应用于空间的潜在能力时,认为主要缺点在于缺乏可以支持完整容错和高可靠配置的能力。因此,以 OpenVPX 系列标准硬件结构作为基础,根据空间应用需求进行增强设计,包括单点故障容错、航天器接口、冗余备份模块支持、冗余管理、健康状态和故障诊断支持等,形成了 SpaceVPX VITA78 规范<sup>[6-7]</sup>。SpaceVPX 规范将硬件模块视为最小冗余单元,在模块供电以及模块管理平面、数据平面和控制平面通信方面采用双冗余设计,单一硬件模块故障不会影响整个系统的正常工作。

星载电子系统综合集成模块化发展,单机内模块类型、数量多,模块间信息流交互复杂,工作方式多样,因此单机电源系统已不再是仅满足整机供电电源转换的单一功能需求,而是逐渐转变为集电源转换、供电管理、冗余管理、故障检测等功能于一体的智能化电源系统<sup>[8-9]</sup>。相比 OpenVPX 规范,SpaceVPX 规范增加了 SpaceUM 模块类型,实现双冗余二次电源交叉配电状态检测、设置和智能管理,提高单机功能模块二次电源供电交叉冗余容错能力,是星载智能化电源系统的有益探索和实践。

目前,基于 SpaceVPX 规范和星载高可靠应用需求,国内外各航天电子产品研制单位已开发了星载混合

异构高性能处理模块<sup>[10]</sup>、系统控制器模块<sup>[11]</sup>、FMC 可扩展子卡<sup>[12]</sup>、高速互连<sup>[13]</sup>等组件级产品,形成了综合集成高性能处理系统<sup>[14]</sup>、载荷数据实时处理平台<sup>[15]</sup>、大容量固态存储系统<sup>[16]</sup>等整机集成验证产品。但是,在单机二次电源冗余供电设计方面,主要采用整机主备份分组冗余供电或者单机内多个模块分组供电方式<sup>[17]</sup>,尚无公开文献报道 SpaceUM 模块设计和实现方案。

本文首先介绍 SpaceVPX 规范建议的单机二次电源模块级交叉冗余供电的能源流拓扑设计要求。基于规范要求,开展单机二次电能源流、二次电源模块、SpaceUM 模块详细设计,提出二次电两级选择和通道开关控制设计方案,实现二次电源模块和 SpaceUM 模块双冗余主备份之间二次供电交叉容错。在 SpaceUM 模块内,通过二次电分流控制和监测,为单机内各个功能模块提供独立、灵活的加断电选择,使各个功能模块的主备份之间具备交叉冗余工作能力。通过二次电源系统可靠性概率分析,与整机主备份冗余供电相比,SpaceUM 模块可以提高二次电源系统可靠性。对于部分选用非宇航级元器件的功能模块,SpaceUM 模块对提高系统可靠性概率的效果比较显著,同时具有更丰富的功能模块故障处置策略。本文最后介绍了 SpaceUM 模块硬件实现和测试验证情况,为后续推广 SpaceVPX 规范的星载应用奠定基础。

## 1 SpaceVPX 规范电源系统设计

VPX 标准是 VITA 组织于 2007 年提出的新一代高速串行总线标准。VPX 总线标准的发展先后经历了 VITA46、VITA48 到目前的 VITA65,即 OpenVPX 规范。由于 VPX 定义了控制、数据、扩展、管理等多种平面,以及多种连接器类型、多种温度特性、多种尺寸等选择项,使 VPX 规范可以满足不同的模块类型和模块组合方式,提高了系统的通用性。

OpenVPX 规范是基于 VPX 模块的开放式系统架构和通用规范,使各种 VPX 标准产品相互兼容。该标准定义了模块结构、连接器、散热、通信协议、电源,描述了槽位、背板、模块定义及与应用间的特性,能够提高模块间的互操作能力,并较好地支持系统升级换代。

SpaceVPX 是第一个专门为空间应用开发的开放性标准,具有高性能的计算能力、优异的互操作性和可扩展性。SpaceVPX 规范定义了电源模块、SpaceUM 模块、交换模块、有效载荷模块的基本功能要求。电源模块为 SpaceUM 模块、交换模块、有效载荷模块提供所需的二次供电;SpaceUM 模块实现电源模块输出的主备份冗余电源的管理、检测与分配;交换模块实现各有效载荷模块之间控制平面、数据平面数据交换;有效载荷模块是单机功能实现的主体,可以归为数据输入、数据

处理、数据存储、数据输出共 4 类功能。

传统星载单机二次电源设计时，通常采用整机主备份冗余供电方式，由两组二次电源模块直接为单机内各个模块主份、备份分别供电，如图 1 所示。二次电源模块故障时，由其供电的相应受电功能模块均失效，也就是说电源模块故障会导致故障扩散。任意功能模块故障时，若需要切换至冗余功能模块工作，则需要整机主备份同步切换，影响其他功能模块的正常工作，同样导致故障扩散。任意功能模块的主份和其他功能模块的备份同时故障时，需要整机主份和备份同时加电才有可能正常运行，但是会导致功耗开销成倍增加，而且需要增加比较复杂的双热机工作机制。

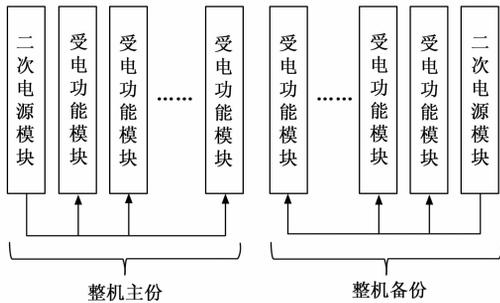


图 1 整机主备份冗余供电示意图

SpaceVPX 单机由双冗余电源模块提供二次电源，通过 SpaceUM 模块进行二次电源分流选择控制，为每一个交换模块、有效载荷模块提供独立的供电选择，如图 2 所示。每个 SpaceUM 模块的冗余选择应实现故障容错。OpenVPX 支持电源模块对每个功能模块的单一电源供电，而 SpaceUM 模块是 SpaceVPX 规范所特有的。根据规范要求，SpaceVPX 单机最多支持 4 个 SpaceUM 模块，SpaceUM 模块支持最多 2 个 3U 尺寸

或 8 个 6U 尺寸模块的供电管理。

SpaceVPX 通过 SpaceUM 模块实现双冗余电源的选择，向功能模块提供独立、放射式的二次电分流和选择输出。任意电源模块、交换模块或者有效载荷模块出现供电故障时，将故障模块切除即可，不会导致故障扩散，显著增强了单机二次电源系统容错能力。

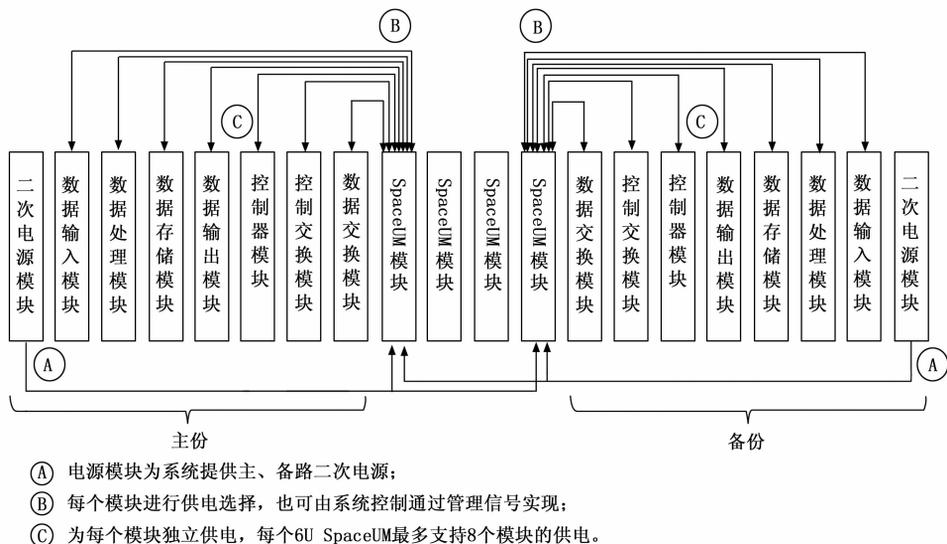
## 2 星载 SpaceVPX 单机电源系统设计

### 2.1 单机能源流总体设计

从单机能源流设计角度，本文提出的星载 SpaceVPX 单机由二次电源模块 A、二次电源模块 B、SpaceUM 模块 A、SpaceUM 模块 B、N 个主份功能模块、N 个备份功能模块、单机背板和机箱结构组成。其中，二次电源模块实现卫星一次母线输入至单机各功能模块所需二次电的转换，背板为各硬件模块提供供电、信号和地的连接，二次电源模块和 SpaceUM 模块输出的二次电均通过背板传输至功能模块。机箱为硬件模块和背板的机械结构外框。

单机二次电源系统的能源流如图 3 所示。二次电源模块 A、B 双冗余备份，二次电源模块 A 转换输出的 A 组二次电通过背板分别输入至 SpaceUM 模块 A、SpaceUM 模块 B，二次电源模块 B 转换输出的 B 组二次电通过背板分别输入至 SpaceUM 模块 A、SpaceUM 模块 B，实现二次电源模块与 SpaceUM 模块之间的双冗余交叉供电。

SpaceUM 模块 A、B 双冗余备份，实现背板输入的二次电两级选择和通道开关控制，独立输入 SpaceUM 模块的 A、B 组二次电分别分流形成 M 个独立电流通道，每一个分流通道的开关进行控制，按照 SpaceVPX 规范建议， $1 \leq M \leq 8$ 。SpaceUM 模块二次电



- (A) 电源模块为系统提供主、各路二次电源；
- (B) 每个模块进行供电选择，也可由系统控制通过管理信号实现；
- (C) 为每个模块独立供电，每个 6U SpaceUM 最多支持 8 个模块的供电。

图 2 SpaceVPX 二次电源选择和控制的能源流示意图

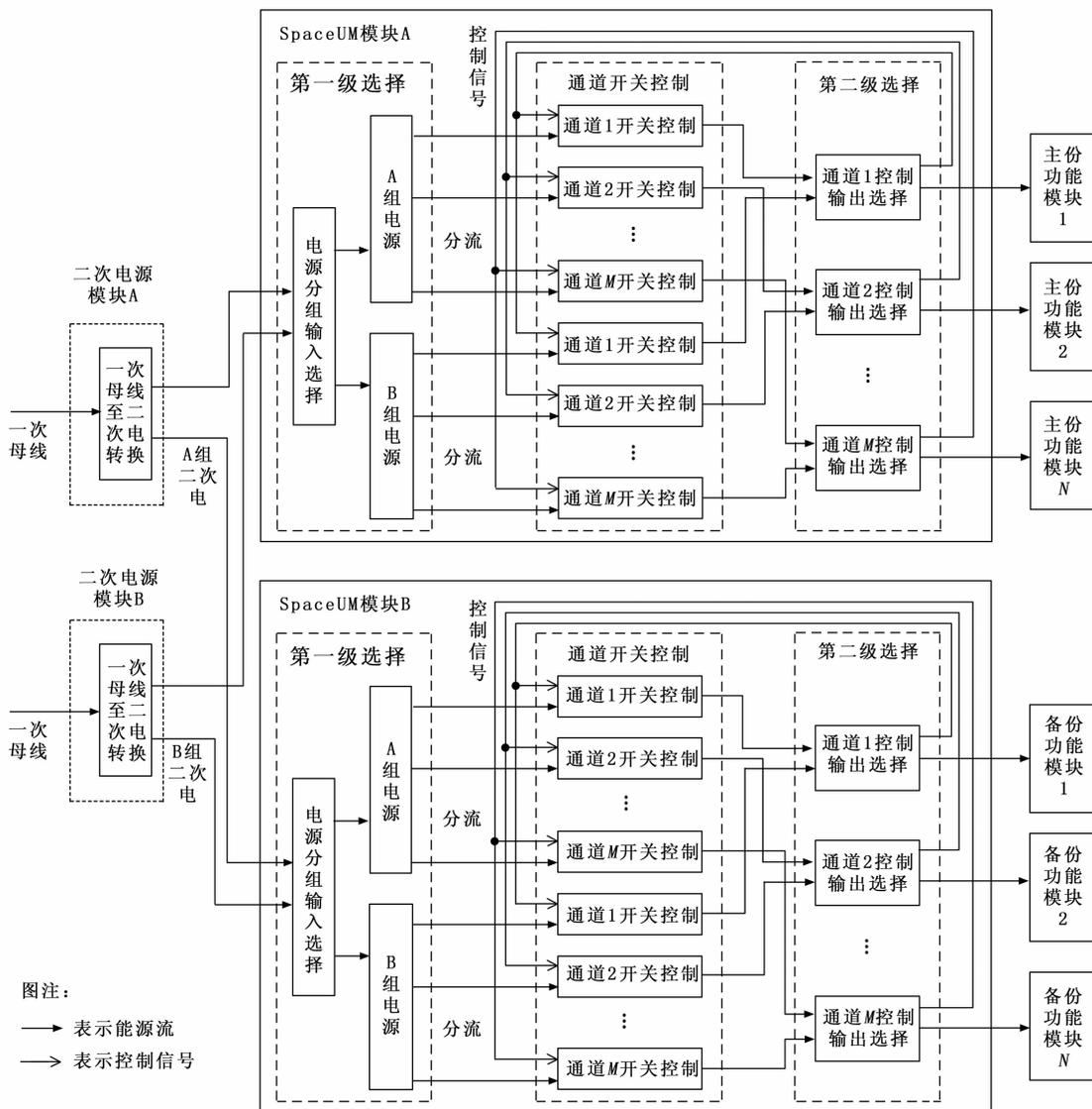


图 3 SpaceVPX 单机能源流框图

第一级选择是二次电源分组输入控制选择, 第二级选择是分流通道输出控制选择。

主份功能模块和备份功能模块双冗余备份, 实现单机计算处理、数据存储、信息传输等功能。SpaceUM 模块每一个分流通道支持一个功能模块的供电, 通常情况下, 主份功能模块的供电来自 SpaceUM 模块 A 控制输出的二次电, 备份功能模块的供电来自 SpaceUM 模块 B 控制输出的二次电。

### 2.2 二次电源模块设计

二次电源模块兼容 28 V 或者 42 V 两种母线电压的一次电源输入, 采用 EMI 滤波器和 DC-DC 变换器实现外部输入一次母线至二次电的转换<sup>[18]</sup>, 并通过单机背板输出二次电, 典型的星载单机二次电源模块功能组成如图 4 所示。

为了适应不同功能模块对二次电源电压的不同需求, 可以选择相应的 DC-DC 变换器, 输出不同二次电压。以一次母线电压 28 V、二次电电压 12 V 为例, 可以选用 Interpoint 公司的高可靠 DC-DC 变换器 MOR、MFL、MHV 系列, VPT 公司 SV、DV 系列, 中电 43 所的 HCD、HFL 系列等<sup>[19]</sup>。根据负载功率需求选定具体型号, 并选配相应的 EMI 滤波器。

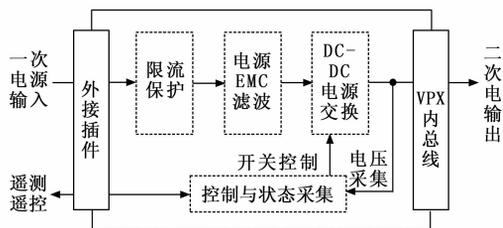


图 4 二次电源模块功能框图

为了适应不同功能模块对二次电源电压的不同需

二次电源模块变换电路具有输入保护、滤波、电压变换、开关控制、电压采集等功能。

### 2.3 SpaceUM 模块设计

SpaceUM 模块实现二次电分组输入选择、分流通道控制输出选择两级选择, 以及通道开关控制。第一级选择是对独立输入的 A、B 组二次电进行监测, 第二级选择是对每个通道控制输出的二次电进行监测, 监测项目包括过压、欠压、过流、欠流。SpaceUM 模块每个分流通道开关控制由二次电两级选择结果确定, 模块内 A 组二次电和 B 组二次电在通道开关控制和第二级选择后端先汇流, 最后输出至背板。由 4 片 LTC2975 并联实现 SpaceUM 模块 16 路二次电通道的监测和选择控制。SpaceUM 模块设计原理如图 5 所示。

电源分组输入选择和通道控制输出选择由多通道电源系统管理芯片实现, 对电源输入通道和输出通道进行过压、欠压、过流、欠流监测。本文电源系统管理芯片选择 LTC2975, 具备 1 个通道电源输入监测和 4 个通道电源输出监测。输入通道监测包括过压和欠压阈值保护, 输出通道监测包括过压和欠压阈值保护、过流和欠流阈值保护、高温保护。LTC2975 输入通道电压采样管脚  $V_{IN\_SNS}$ 、电流采样管脚  $I_{IN\_SNSP}$  和  $I_{IN\_SNSM}$  的模拟电压范围  $-0.3 \sim 15\text{ V}$ , 通常可以覆盖单机二次电直接采样需求。输出通道电压采样管脚  $V_{SENSEP}$ 、电流采样管脚

$I_{SENSEP}$  和  $I_{SENSEM}$  的模拟电压范围  $-0.3 \sim 6\text{ V}$ , 需要将分流输出电压进行电阻分压匹配后再采样。在输入通道和输出通道电源正端串接小电阻进行电流采样。由芯片内的 16 位 AD 变换器进行电压、电流状态采集, 通过 PMBus 管理总线进行状态设置和控制。12 V 二次电压时输入输出通道监测电路原理如图 6 所示。

经电源管理芯片进行输入通道电压、电流检测后, 输入的 A、B 组二次电进行分流, 分别由一组共 16 个单刀双掷磁保持继电器进行开关选择控制。如图 5 所示, 16 个磁保持继电器中, K1~K8 继电器控制 A 组输入二次电的 8 个分流通道, K9~K16 继电器控制 B 组输入二次电的 8 个分流通道。继电器的开关控制驱动信号可以经由模块外部输入信号控制, 也可以由模块上的控制逻辑单元和达林顿管驱动控制器进行开关控制。

经继电器控制输出选择后的二次电电压和电流采样信号反馈至电源管理芯片输出通道检测, 并将检测结果输出至控制逻辑单元, 作为控制逻辑单元开关继电器的依据, 实现二次供电的自主管理。

### 2.4 二次电输出选择控制状态

为提高单机能源流安全性, SpaceUM 模块的 A 组二次电通道控制继电器和 B 组二次电通道控制继电器的开关控制逻辑采用互斥判断设计, SpaceUM 模块 A 的控制逻辑如表 1 所示, SpaceUM 模块 B 的控制逻辑

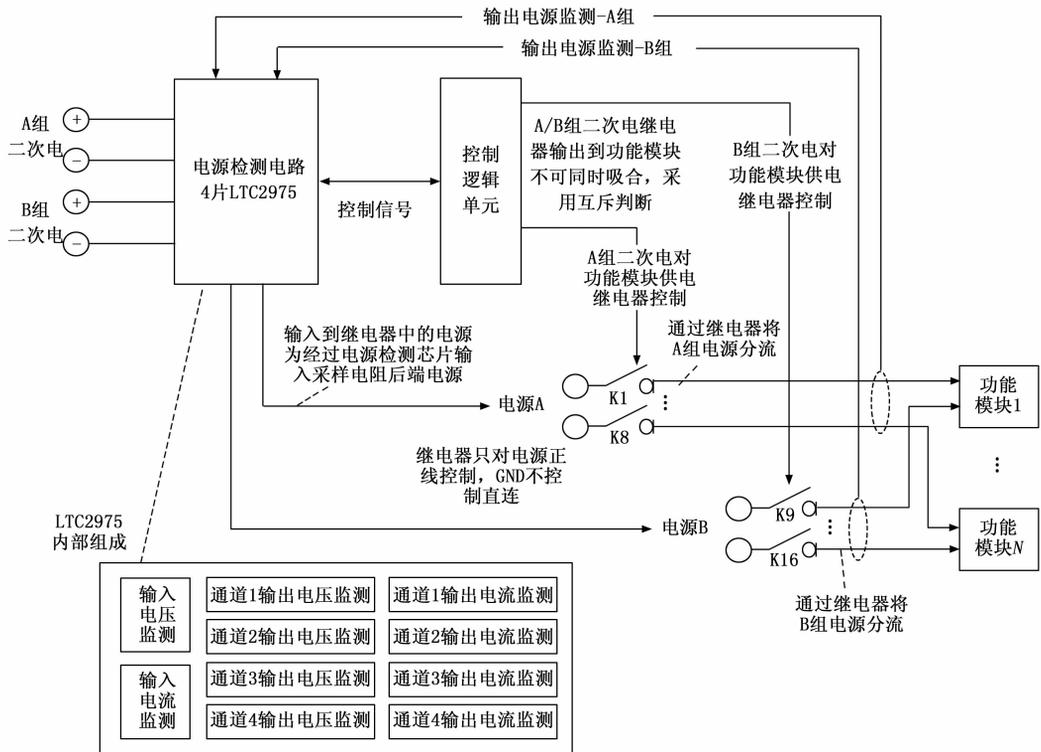


图 5 SpaceUM 模块设计原理图

如表 2 所示, 具体为:

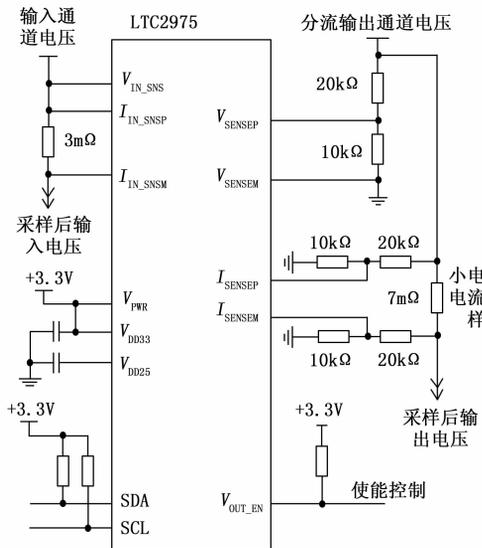


图 6 LTC2975 输入输出通道监测电路原理图

1) 若第一级选择 A、B 组二次电均正常, 则由第二级选择结果确定 A 组还是 B 组二次电输出; 第二级选择 A、B 组均正常时 SpaceUM 模块 A 默认选择 A 组二次电输出, SpaceUM 模块 B 默认选择 B 组二次电输出; 第二级选择 A、B 组只有一组正常时, SpaceUM 模块选择正常的一组; 第二级选择 A、B 组均异常时, 二次电禁止输出。

2) 若第一级选择 A、B 组二次电只有一组正常, 则异常电源分组后的通道开关控制均关闭, 正常电源分组后的通道开关控制由第二级选择结果确定是否输出。

3) 若第一级选择 A、B 组二次电均异常, 则该 SpaceUM 模块所有通道开关控制均关闭, 二次电禁止输出。

表 1 SpaceUM 模块 A 控制逻辑

SpaceUM 模块 A 电源分组输入选择		SpaceUM 模块 A 通道控制输出选择		SpaceUM 模块 A 通道输出
A 组二次电	B 组二次电	A 组二次电	B 组二次电	
正常	正常	正常	正常	A 组二次电
正常	正常	正常	异常	A 组二次电
正常	正常	异常	正常	B 组二次电
正常	正常	异常	异常	禁止输出
正常	异常	正常	—	A 组二次电
正常	异常	异常	—	禁止输出
异常	正常	—	正常	B 组二次电
异常	正常	—	异常	禁止输出
异常	异常	—	—	禁止输出

二次电源模块 A、B 支持热备份、冷备份两种工作模式, SpaceUM 模块 A、B 支持热备份、冷备份两种工作模式。根据 SpaceUM 模块的对二次电源模块二次

电的分组输入控制, 以及输出通道控制, 实现各个功能模块主份和备份的独立加断电, 实现功能模块热备份、冷备份工作模式灵活选择, 表 3 给出了 SpaceUM 模块供电输出选择、功能模块工作状态和冗余工作模式的关系。

表 2 SpaceUM 模块 B 控制逻辑

SpaceUM 模块 B 电源分组输入选择		SpaceUM 模块 B 通道控制输出选择		SpaceUM 模块 B 通道输出
A 组二次电	B 组二次电	A 组二次电	B 组二次电	
正常	正常	正常	正常	B 组二次电
正常	正常	正常	异常	A 组二次电
正常	正常	异常	正常	B 组二次电
正常	正常	异常	异常	禁止输出
正常	异常	正常	—	A 组二次电
正常	异常	异常	—	禁止输出
异常	正常	—	正常	B 组二次电
异常	正常	—	异常	禁止输出
异常	异常	—	—	禁止输出

表 3 功能模块工作模式

SpaceUM 模块 A 通道输出	SpaceUM 模块 B 通道输出	对应通道供电的主份功能模块	对应通道供电的备份功能模块	功能模块工作模式
A 组二次电	B 组二次电	加电	加电	热备份
A 组二次电	A 组二次电	加电	加电	热备份
B 组二次电	B 组二次电	加电	加电	热备份
B 组二次电	A 组二次电	加电	加电	热备份
A 组二次电	禁止输出	加电	不加电	冷备份
B 组二次电	禁止输出	加电	不加电	冷备份
禁止输出	A 组二次电	不加电	加电	冷备份
禁止输出	B 组二次电	不加电	加电	冷备份
禁止输出	禁止输出	不加电	不加电	失效

### 3 SpaceVPX 单机电源系统可靠性分析

星载电子单机的可靠性概率是指在规定的条件下和时间内, 完成预定工作目标的能力。可靠度  $R(t)$  表示设备在运行时间的某个  $t$  时刻没有出错的概率。根据典型系统的可靠性模型分类, 假设系统由  $N$  个单元组成, 只要有一个单元发生故障就导致系统故障, 称为可靠性串联系统, 可靠性数学模型为:

$$R_s = \prod_{i=1}^N R_i \quad (1)$$

只有当全部单元发生故障系统才发生故障, 称为可靠性并联系统, 可靠性数学模型为:

$$R_s = 1 - \prod_{i=1}^N (1 - R_i) \quad (2)$$

式中,  $R_s$  为系统的可靠性,  $R_i$  为第  $i$  个单元的可靠性。

为简化 SpaceVPX 单机可靠性分析模型, 假设二次电源模块 A、B 的可靠性概率相等, 均为  $P_s$ ; SpaceUM

模块 A、B 的可靠性概率相等，均为  $P_u$ ；所有功能模块主份和备份的可靠性概率相等，均为  $P_e$ 。背板供电传输通道出现故障的概率很小，因此不单独将其作为可靠性分析要素<sup>[20]</sup>。

整机主备份冗余供电是最常见的星载电子单机二次电源系统设计方式。当主机任意功能模块或者二次电源模块出现故障时，将工作任务整体迁移到备机上运行。从单机二次电源供电端可靠性角度，采用整机主备份冗余供电方式时，二次电源模块 A、B 构成并联系统，可靠性概率为：

$$1 - (1 - P_s)^2 \quad (3)$$

SpaceVPX 单机二次电源模块与 SpaceUM 模块之间双冗余交叉供电，主机任意功能模块或者二次电源模块出现故障，由 SpaceUM 模块进行通道开关控制选择备机功能模块或者二次电源模块工作。采用 SpaceVPX 规范建议的交叉冗余供电方式时，二次电源模块 A、B 构成并联系统，SpaceUM 模块 A、B 也构成并联系统，二次电源模块与 SpaceUM 模块之间构成串联系统，因此可靠性概率为：

$$[1 - (1 - P_s)^2] \times [1 - (1 - P_u)^2] \quad (4)$$

假设上述两种单机二次供电方式中二次电源模块可靠性相同，因为增加 SpaceUM 模块相关电路，所以从二次电源供电端角度，SpaceVPX 规范二次电源系统的可靠性概率低于整机主备份冗余供电方式。但是，同时考虑二次电源供电端和功能模块受电端，SpaceUM 模块实现各个功能模块主份和备份的灵活加断电控制，从单机二次供电系统角度实现了主备份功能模块的交叉冗余，提高了整机供电可靠性。

对于整机主备份冗余供电方式，可靠性估计时，主机或备机的所有功能模块和二次电源模块为串联方式，主机和备机的可靠性概率相等：

$$P_{主} = P_{备} = P_e^N \times P_s \quad (5)$$

单机中主机和备机为并联方式，所以整机二次电源系统的可靠性概率为：

$$P_{整机} = 1 - (1 - P_{主}) \times (1 - P_{备}) = 1 - (1 - P_e^N \times P_s)^2 \quad (6)$$

对于交叉冗余供电方式，可靠性估计时，根据 SpaceUM 模块的可靠性，可以分为 3 种情况，如表 4 所示。

表 4 SpaceUM 模块的条件概率

交换机可靠性分类	条件概率
SpaceUM 模块 A、B 均正常	$P_u^2$
SpaceUM 模块 A、B 仅一机正常	$2 \times P_u \times (1 - P_u)$
SpaceUM 模块 A、B 均故障	$(1 - P_u)^2$

SpaceUM 模块 A、B 均正常时， $N$  个主备份功能模块的可靠性概率为：

$$[1 - (1 - P_e)^2]^N \quad (7)$$

SpaceUM 模块 A、B 仅一机正常时，所有与故障 SpaceUM 模块相连的功能模块均无法正常工作，因此  $N$  个主备份功能模块的可靠性概率为  $P_e^N$ 。

SpaceUM 模块 A、B 均故障时，单机无法正常提供二次电，此时系统可靠性概率为 0。

因此，整机二次电源系统的可靠性概率为：

$$P_{整机} = \{P_u^2 \times [1 - (1 - P_e)^2] + 2 \times P_u \times (1 - P_u) \times P_e^N\} \times [1 - (1 - P_s)^2] \quad (8)$$

为了比较不同双冗余拓扑结构的二次电源系统可靠性概率，以功能模块数量  $N=4$  为例。按照一般工程研制经验，假设二次电源模块可靠性概率  $P_s = 0.98$ ，功能模块可靠性概率  $P_e$  分别为 0.94、0.96、0.98 共 3 种情况，SpaceUM 模块和系统可靠性概率关系如图 7 所示。假设功能模块可靠性概率  $P_e = 0.98$ ，二次电源模块可靠性概率  $P_s$  分别为 0.94、0.96、0.98 共 3 种情况，SpaceUM 模块和系统可靠性概率关系如图 8 所示。图 7、图 8 中，横实线为整机主备份冗余供电方式的系统可靠度，虚线为 SpaceUM 模块交叉冗余供电方式的系统可靠度。图中，3 条横实线所表示的系统可靠度，其功能模块、二次电源模块可靠性概率与其相交的虚线相同。

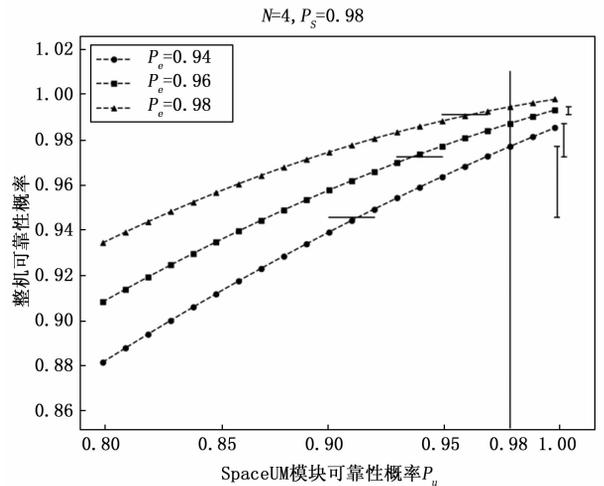


图 7 SpaceUM 模块和系统可靠性概率关系

二次电源模块和功能模块可靠性概率不变的情况下，与整机主备份冗余供电相比，高可靠的 SpaceUM 模块可以提高二次电源系统可靠性，SpaceUM 模块可靠度越高，系统可靠度越高。SpaceUM 模块可靠性概率相同的情况下，当功能模块或者二次电源模块的可靠性概率较低时，可以通过配置高可靠 SpaceUM 模块提

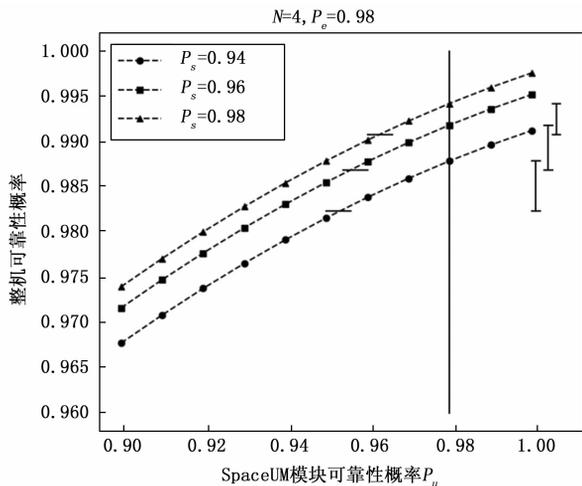


图 8 SpaceUM 模块和系统可靠性概率关系

高系统可靠性。功能模块可靠度越低, SpaceUM 模块的效益越明显。二次电源模块可靠度越低, SpaceUM 模块的效益越明显。

目前, 星载高性能单机中较多的使用非宇航级高性能处理、大容量存储、高带宽传输、大功率电源转换等芯片, 采用开源软硬件解决方案加快研发进度, 但同时带来可靠性风险, 导致功能模块可靠度降低, 无法承受全生命周期、全任务剖面工作运行的严酷考核。功能模块灵活、独立的加断电重启控制以及冗余切换是消除模块故障的重要手段之一, 也是最终的安全保底手段。从可靠性概率比较、分析结果可以得出, 通过 SpaceUM 模块实现交叉冗余供电使单机具有更高的二次电源系统容错能力, 具有更多的故障处置手段选项, 更有益于提高系统可靠性。

### 4 SpaceUM 模块分组供电控制实现

SpaceUM 模块是实现 SpaceVPX 规范单机能源流交叉冗余、分流控制的关键。按照规范要求和本文设计方案, 基于标准 6U 尺寸结构进行 SpaceUM 模块研制。A、B 双通道二次电输入, 8 个通道分流输出, 二次电输出电压 12 V, 输出负载电流能力 8 A, 也就是说每个通道可以提供约 100 W 的供电输出能力, 单个 SpaceUM 模块具备 8 个通道共计 800 W 的供电输出能力, 可以满足当前卫星大部分智能处理、大容量存储、高带宽传输等功能单机的供电需求。

SpaceUM 模块安装至 VPX 测试背板, 外部直流稳压电源通过测试背板输入 2 路二次电以模拟二次电源模块的 A、B 组供电。在输出负载端, 通过测试背板测试点连接外部功率电阻负载, 模拟单机功能模块。上位机测试软件通过以太网口发送控制指令至测试背板, SpaceUM 模块控制逻辑单元接收到指令后进行相应的

设置和操作。SpaceUM 模块将所监测的每个通道的电压、电流值实时返回给测试背板, 测试背板将接收到的结果通过以太网口上传给上位机, 在测试软件界面实时显示相应通道的电压和电流监测值。各通道的电流值可以反映各通道选择结果。SpaceUM 模块二次电源测试系统连接关系如图 9 所示。

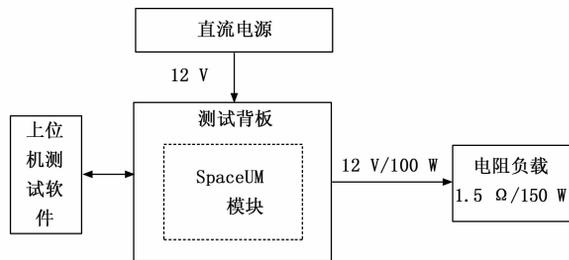


图 9 测试连接图

以通道 1 开关控制和负载能力测试为例, 测试界面如图 10 所示。实测输入电压为 12.34 V, 电流为 8.07 A, 输出电压为 11.99 V, 电流为 7.97 A, 确认 SpaceUM 模块单通道能够持续输出 12 V/100 W 电源, 并能控制输出通断、测量电压电流和故障保护。

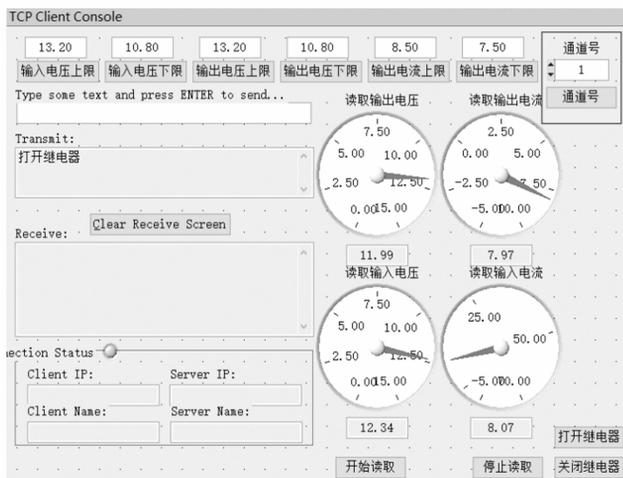


图 10 SpaceUM 模块测试显示界面示例

### 5 结束语

星载高性能嵌入式系统的规模不断扩大, 系统性能和复杂度不断提高, 以 CPU 为核心的处理系统越来越难以满足海量数据计算需求。各类 COTS 高性能芯片更新迭代快、成本低, 配套的软件生态和开发工具链进一步加快星载应用开发和集成, 成为卫星综合电子、测控通信、星上处理等系统研制的必然选择。但是, 相比高可靠的宇航级元器件, 在可靠性、安全性等方面将面临更为严峻的挑战。作为单机的重要组成部分, 二次电源系统是实现功能正常、稳定运行的基础和关键, 需要开

展可靠性增强设计。

基于 SpaceVPX 规范要求, 本文提出了单机二次电源系统和 SpaceUM 模块设计方案, 通过双冗余二次电分组、分通道的汇流、监测和控制, 实现“二次电源 AB→功能负载 AB”的交叉冗余配电模式, 相比传统星载单机“二次电源 A→功能负载 A, 二次电源 A→功能负载 B”并行冗余配电模式, 具有更好的二次电源容错重构能力。

SpaceUM 模块的二次电两级选择和通道开关控制, 实现二次电输入端的电源状态监测和输出端的功能模块负载状态监测。监测结果实时反馈至通道开关控制端, 每个功能模块可以独立监测和开关控制, 实现单机二次电自主故障诊断和重构。主份功能模块和备份功能模块之间可以实现交叉冗余容错, 相比传统的整机冗余容错模式, 避免故障扩散, 功能模块故障处置策略更加灵活, 提高了单机可靠性和可用性。

基于本文提出的二次电源系统设计方案, 开展了 SpaceUM 模块研制, 搭建了测试验证系统, 完成了二次供电负载、通道选择控制、状态监测等功能测试, 验证了设计方案的可行性。后续将从元器件选择、控制逻辑优化、空间环境适应性等方面开展 SpaceUM 模块可靠性提升工作, 推动 SpaceVPX 规范的星载应用。

#### 参考文献:

- [1] 白保存, 张越, 陆洲, 等. 一种开放式架构的天基网络化计算平台体系设计 [J]. 中国电子科学研究院学报, 2020, 15 (9): 900-904.
- [2] WILLIAM B, ERIC K, CHRISTOPHER S. An open architecture for embedded systems: hardware open systems technologies [C] // IEEE SoutheastCon, Concord, 2017: 1-3.
- [3] JOSEPH R, RICHARD W. High performance network components for scalable spaceborne processing needs [C] // IEEE International SpaceWire Conference, Yokohama, 2016: 1-5.
- [4] PATRICK C, JOSEPH M. Next generation space interconnect standard (NGSIS): a modular open standards approach for high performance interconnects for space [C] // IEEE Aerospace Conference, Big Sky, 2015: 1-11.
- [5] American National Standards Institute. ANSI/VITA 65 OpenVPX? System Specification [S] // VMEbus International Trade Association, Virginia, US, 2010.
- [6] American National Standards Institute. ANSI/VITA 78.00-2015 SpaceVPX System [S] // VMEbus International Trade Association, Virginia, US, 2015.
- [7] JOSEPH M, PATRICK C, KIMMERY C. Improving a successful space electronics high performance fabric-based standard [C] // IEEE Aerospace Conference, Big Sky, 2019: 1-10.
- [8] 吴燕茹, 张佳宁, 张金刚, 等. 固态配电技术在航天器中的工程应用 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (1): 213-216.
- [9] 徐官健, 李秋芳, 王薇, 等. 一体化、模块化的综合控制器供电设备方案设计 [J]. 计算机测量与控制, 2023, 31 (12): 167-172.
- [10] JOSEPH M, RICHARD D, SOVA D, et al. Heterogeneous high performance computing modules for next generation onboard process [C] // IEEE Aerospace Conference, Big Sky, 2017: 1-10.
- [11] MERL R, COX E, RICHARD D, et al. LEON4 based radiation-hardened SpaceVPX system controller [C] // IEEE Aerospace Conference, Big Sky, 2020: 1-10.
- [12] KUKLEWSKI M, HANASZ S, KASPROWICZ G, et al. Universal COTS-based SpaceVPX payload carrier for LEO application [C] // IEEE Aerospace Conference, Big Sky, 2020: 1-7.
- [13] RICHARD A, PATRICK C, MOHAMMAD A, et al. High performance space VPX payload computing architecture study [C] // IEEE Aerospace Conference, Big Sky, 2016: 1-19.
- [14] LIU W W, PANG Y L, LUAN S S, et al. Building a spaceborne integrated high-performance processing and computing platform based on SpaceVPX [C] // International Conference on Computer, Communication, Perception and Quantum Technology, Xiamen, 2022: 287-293.
- [15] 康旭辉, 连剑, 赵雪纲. 基于 SpaceVPX 架构的星上高速载荷数据实时处理平台设计 [J]. 航天器工程, 2018, 27 (4): 98-103.
- [16] 林海兵, 刘胜阳, 顾得友, 等. 基于 FPGA 和 VPX 架构的星载存储系统设计实现 [J]. 电子元器件与信息技术, 2022, 9: 19-22.
- [17] 姜爽, 张翔, 潘江江, 等. 基于 VPX 总线的智能供电系统设计 [J]. 宇航计测技术, 2016, 36 (6): 74-76.
- [18] 侯天明, 高波, 武荣, 等. 航天器开关电源差模滤波器设计方法研究 [J]. 空间电子技术, 2021, 4: 85-90.
- [19] 王英武, 王俊峰, 贺占庄, 等. 星用国产化电源模块现状及发展趋势 [C] // 第五届航天电子战略研究论坛论文集, 北京, 2018: 1-8.
- [20] 包冲. SRIO 交换系统冗余备份机制的研究 [J]. 航天控制, 2018, 36 (5): 75-79.