

SST 主光学望远镜中央电子单元的分析与设计

李彦琴, 王景宇, 孙才红, 耿立红, 金声震

(1 中科院国家天文台, 北京 100012)

摘要: 本文针对空间太阳望远镜 (Space Solar Telescope, 简称 SST) 主光学望远镜控制复杂、数据量大及可靠性要求高等特点, 分析了电学系统和中央电子单元的功能, 提出了数控分流的策略和分级分布式管控的模型, 并建立了基于 FPGA 和 LEON 核的可重构设计及容错方案。

关键词: 空间太阳望远镜; 中央电子单元; LEON 核; 可重构; 容错

中图分类号: TN 590.6520 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112 (2006) 08-1481-04

Central Electronic Unit Design of SST Main Optical Telescope

LI Yan-qin, WANG Jing-yu, SUN Cai-hong, GENG Li-hong, JIN Sheng-zhen

(1. National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Science, Beijing 100012 China)

Abstract The Main Optical Telescope (MOT) is a payload of the important solar observing satellite SST with features of complex control, large volume science data and high reliability. According to the requirements of electronic system and central electronic unit, this paper brings forward a strategy to deal with science data and control task separately and builds a distributed model. Reconfigurable design based on FPGA and LEON core and fault tolerant scheme were given.

Key words space solar telescope; central electronic unit; LEON core; reconfigurable; fault tolerant

1 引言

空间太阳望远镜是一颗从大气层外观测太阳的卫星, 可以避免地球大气对电磁波的吸收和大气湍流的影响。卫星装载有五个有效载荷, 将通过协同多波段的、高分辨率和不间断的观测, 探测太阳磁场和太阳大气的精细结构、太阳耀斑能量的积累和释放以及磁流体力学中各种瞬态和稳态现象, 实现太阳物理学的重大突破。

主光学望远镜 (MOT) 作为空间太阳望远镜的主要载荷之一, 将在 730km 轨道空间 393-656nm 波段范围内对太阳成像, 八通道滤光器构成可调波长系统, 并覆盖 $2.8' \times 1.5'$ 视场, 用相关跟踪器作为图像稳定装置, 跟踪精度达 $\pm 0.015''$ 。数据处理率高达 40MB/s, 仪器控制非常复杂, 目前国内常采用的 80386/1753 星载计算机远不能适应 MOT 数据处理和管理控制的需求, 因此研制一种新型的星载处理器成为完成 SST 项目的关键。

本文在继承国家天文台与德国不来梅应用物理大学空间技术研究所合作完成的 SST 的需求分析及电学设计^[1]的基础上, 提出了一种高速数据处理功能与管理控制

功能分割的结构, 应用 FPGA 和 LEON 核构建可重构处理器的技术, 并进行了中央电子单元 (CEU) 的分析与设计。本文首先介绍 MOT 的基本结构, 并分析 MOT 的电学系统及 CEU 的功能, 在此基础上建立了 MOT-CEU 的可重构设计方案, 给出软硬件设计, 并分析了容错方案。

2 MOT 的基本结构

MOT 由光学成像系统、磁分析器 (Polarimeter)、相关跟踪器 (CT)、调焦系统 (Focusing)、两维实时光谱仪 (2DS)、CCD 图像采集系统和温控系统 (THK) 组成, 如图 1 所示。

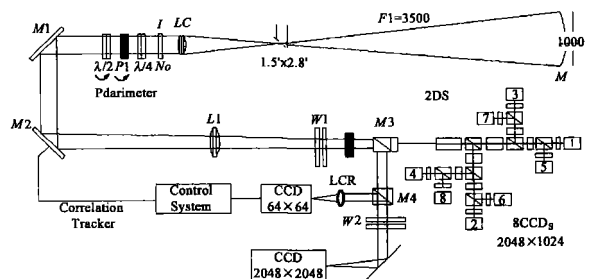


图 1 MOT 的主光路示意图

收稿日期: 2005-04-15 修回日期: 2006-03-29

基金项目: 国家 863 高科技研究发展计划 (No. 863-2.5.2.25)

MOT的基本光路由抛物面反射式主镜 M 和透镜式准直镜 LC 构成的反折式戈里高里望远镜. 磁分析器位于准直镜后, 利用 Z_{em an}效应, 通过偏振光学元件的不同组合及快速调制, 分离出太阳单色光在磁场作用下产生的六个 Stokes 偏振分量. 然后经两个分光棱镜相继分出主成像光路、相关跟踪探测光路和快速成像光路. 相关跟踪器利用高速探测 CCD 连续获得被观测对象的局部成像, 通过计算前后图像间的相关值来确定前后图像间的偏移, 从而驱动摆镜解决因卫星运动或抖动带来的图像模糊. 二维光谱仪安置在主成像光路中, 前端的滤光器滤出十个光谱波段, 不同的波段代表日面光球不同层次的光辐射, 八个通道滤出选定的光谱波段中心波长邻域 8 个极窄的谱线. 如果相关跟踪系统出错, 快速成像光路可以独自工作. 调焦系统以主光路、单色光路和相关跟踪探测光路的图像信息作为各焦面的离焦探测信息, 计算各光路离焦量并驱动调焦机构, 使离焦得以补偿.

3 MOT对 CEU 的需求

3.1 MOT电学系统简介

MOT 设备繁多, 工作模式多样化, 可以将复杂的任务按功能分为三个方面: 高速数据流的采集和处理、控制流管理和设备管理. 如此复杂的系统对高速实时的数据处理和任务调度管理都有极高的要求, 系统结构如图 2 所示.

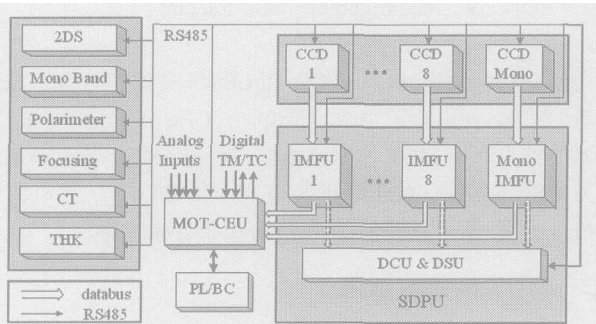


图 2 MOT 的结构图

首先是分流设计, MOT 每天采集的原始数据量超过 170GB, 经过积分处理后为 50GB 左右, 此外, 还需对数据进行实时分析处理, 如 Stokes 偏振运算、压缩、辐射改正等^[2], 因此设立专门的科学数据处理单元 SDPU (包括预处理单元 IMFU、压缩单元 DCU 和存储单元 DSU), 使得数据流和控制流得以分离.

其次是分级管理和控制, MOT 需要控制的设备多, 可动部件多, 步进电机多达 51 个, 控制精度要求高. 整个体系结构采用分级管理和控制, 以提高系统的可靠性. 载荷计算机 (PL/BC) 为第一级, MOT-CEU 为第二级, 各子系统的控制单元为第三级.

MOT-CEU 是 PL/BC 与各子系统联系的枢纽, 按观测模式对所有设备进行控制和管理, 还可完成本地数据采集、时间管理等功能.

3.2 MOT-CEU 的功能

MOT-CEU 持续接收 PL/BC 发出的控制指令, 根据观测表的设置进行工作状态的切换, 同时向各子系统发送校时命令, 保证系统按照严格的时序协同工作.

系统上电后, MOT-CEU 首先要调整滤光片, 以选择十个工作光谱波段之一; 然后对主光路、单色光路和 CT 跟踪探测光路分别进行调焦; 其中主光路和 CT 跟踪探测光路将反复进行粗调和精调, 直到满足所要求的精度.

调焦完成后按观测表的设置进行观测, 包括光谱仪的八通道和单色光通道. MOT-CEU 控制 CT 在采集图像时处于闭环工作状态, 其他时间为开环工作状态. 八通道又根据不同的观测区域分为三种观测模式: 宁静区模式、活动区模式和爆发模式, 每个模式依次观测 6 个分量: S_{V1} , S_{V2} , S_{Q1} , S_{Q2} , S_{U1} , S_{U2} . 爆发模式的观测时间是 30 秒, 6 个分量各观测 5 秒, 前 4 秒连续采集 4 帧图像 (1 帧/秒), 并经预处理单元积分后存储, 第 5 秒旋转磁分析器的波片; 活动区模式以 3 分钟为周期, 是 6 个爆发模式周期的重复; 宁静区模式以 30 分钟为周期, 是 10 个活动区模式周期的循环. 单色光通道为连续观测模式, 以 6 分钟为周期.

MOT-CEU 控制 CCD 单元的工作状态, 包括 CCD 的启停、参数设置、积分时间和增益的调整等, CCD 根据命令在不同的工作状态 (工作、标定、等待和退火) 间切换; 必要时进行 CCD 的标定, 主要是坏像素点的去除、偏置的去除和平场校正等.

MOT-CEU 负责各子系统的健康状态监控、热控制、冗余切换以及应急处理等, 并定时收集状态信息反馈给 PL/BC. 一旦系统出现故障不能正常工作时 MOT-CEU 进入应急处理状态, 在故障恢复后重新工作, 如果仍不能正常工作则由 PL/BC 关掉电源进行备份切换.

4 MOT-CEU 的软硬件设计

空间电子设备受到航天特殊环境的限制, 但随着空间任务越来越复杂, 对星上计算机系统提出了更高的要求. 由于通用处理器只能顺序执行指令序列, 主频受限难以满足复杂系统的实时性要求; 而 ASIC 的灵活性和可继承性差, 难以适应航天的需求. 基于 FPGA 的可重构计算机^[3]则是一个突破性的进展, 它结合了二者的优点, 在性能、成本、灵活性和功耗等方面具有不可比拟的优势. FPGA 的静态可重复编程或在线动态重构的特性, 使之可以进行在轨重新配置, 以修复故障或实现新的任务, 便于设计修改和产品升级, 成为了星载计算机的发展方向.

本设计采用 FPGA 嵌入 LEON 核的结构, 主要基于以下几点考虑:

(1) FPGA 具有密度高、功耗低、抗辐射的特点, 其可重构的特点为系统的可靠性和可继承性提供了保障.

(2) 容易购买到航天级的 FPGA 产品, Xilinx 公司的 XQR4062XL FPGA 已经在澳大利亚的 FedSat 卫星上得到

成功应用。

(3) LEON 核是欧空局为 FPGA 可重构技术所开发的开放、便携的处理器,它符合 SPARC V8 体系结构,采用 TMR 策略以满足容错的要求,由于源代码公开和模块化的结构更增加了设计的灵活性,使用户可自定义 FPGA 与处理器的接口。

4.1 MOT-CEU 的可重构设计

MOT-CEU 的硬件结构如图 3 所示。

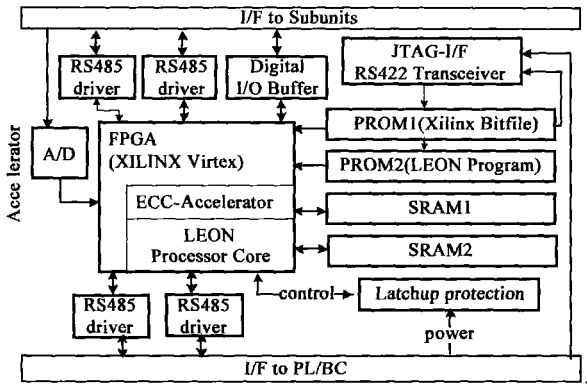


图 3 MOT-CEU 的硬件结构

FPGA 作为可重构设计^[4]的主要器件,采用 Xilinx 公司的 Virtex 系列芯片,具有很强的抗辐射能力。在整个 FPGA 设计中,内部模块都使用一个全局时钟,统一复位,既简化了控制,又有效克服了 FPGA 延迟不可估计的缺点,保证了系统的稳定性。FPGA 中主要固化 LEON 核和 ECC 纠错模块等。

LEON 核^[5]是 32 位的微处理器,指令序列和数据存储分开,内部有高速运算模块和 AMBA 总线模块,集成了两个 24 位的定时器,两个 8 位的 UART 口,一个 24 位的看门狗和深度为十五级的中断控制器,以及灵活的存储器接口。

ECC 纠错模块的功能是纠正由于单粒子效应等引起的程序存储器字的一位错误,同时可检测存储器字的两位错误。

PROM 1 用来存储 FPGA 的比特文件,上电后比特文件自动加载进 FPGA; PROM 2 用来存储 LEON 微处理器的运行程序,该程序完成 MOT-CEU 的所有功能。上电后 PROM 2 的程序自动加载进 SRAM 1; PL/BC 通过 JTAG 编程接口可以对 PROM 1 和 PROM 2 重新编程。

SRAM 1 中的程序代码一旦出现错误就会影响 MOT-CEU 的正常工作,因此存储器必须有单粒子事件翻转保护。SRAM 2 要求能够存储三幅图像,因为低轨道比特翻转的风险不高,即使出现错误,只影响一个像素,电子单元的功能不受影响,所以对图像数据不进行纠错。

MOT-CEU 上有两套双冗余的 RS485 总线,一套用于接收 PL/BC 的命令及向 PL/BC 发送状态数据,另一套用于向 MOT 子系统传输命令,并收集各子单元的状态信息。

数字 I/O 缓存器用于调焦与 MFU 共用的并行接口,并切换与子系统的连接。当 CEU 电源关闭时缓存器需要与 I/O 线解耦。缓存器通过一个外加电源一直供电, MFU 被切断时,缓存器被切换到高阻状态。

抗锁保护模块可避免单粒子锁效应引起硬件的损坏,如图 4 所示。存储在比特文件中的常数通过 DA 转换器转换成常数电压,被监测器件的电流也被转换成电压并与常数电压进行比较,若在设定的时间段内持续高于常数电压时,由其他控制逻辑电路切断板级电源。同时将板上的所有器件对地短路以释放所有电容器中的电荷。电路板初始加电时,锁控制逻辑被禁止,当初始化阶段完成后,锁控制逻辑被来自 FPGA 的一个信号打开。

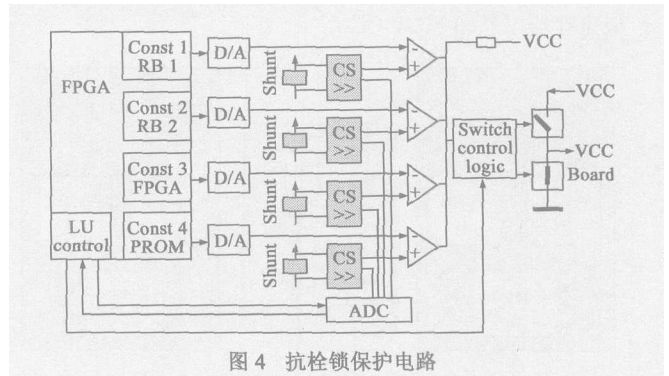


图 4 抗锁保护保护电路

4.2 MOT-CEU 的软件设计

MOT-CEU 的软件设计采用模块化的结构。主程序包括初始化模块、自检模块和命令解析模块,初始化模块在系统上电后对 MOT-CEU 的运行环境进行初始化设置和开机自检,包括异步串口的初始化及定时器的设置;命令解析模块对上级命令进行解析并对子单元进行相应的设置。串口 1 中断用于与 PL/BC 的通讯,串口 2 中断用于与各单元的通讯,定时中断用于与时间相关的模块。

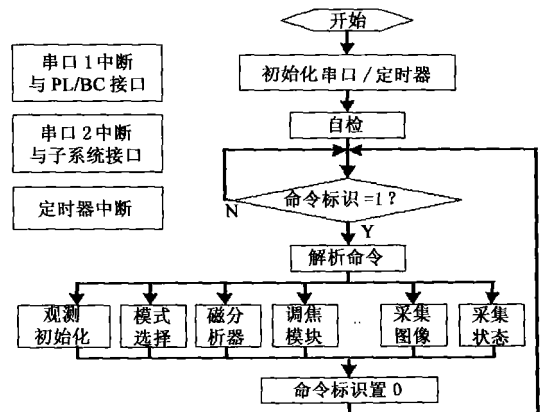


图 5 软件流程图

4.3 航天可靠性设计

一旦 MOT-CEU 失效,整个载荷仪器不能正常工作,因此,它必须有非常高的可靠性,拟采取如下措施:

(1) 选择等级高的器件, FPGA、RAM 等级达到 ML-

STD-883B, 耐辐照可达 30K rad(Si)以上。

(2)采用四冗余设计,如图6所示。冗余部分的结构是完全对称的,即4个CEU中的每一个都能执行全部的控制任务。一个作为工作机,第二个作为监控机;另外两个作为备份。如果监控机检测到工作机的异常,监控机变为工作机控制载荷。

(3)单粒子事件(SEU)保护^[6],对于程序存储区必须有SEU保护,在FPGA中以硬件实现的纠错编码器完成,附加一个存储芯片以存放纠错的附加信息。

(4)利用看门狗技术监视系统的运行,避免了系统死机,保护重要的数据,恢复故障现场。在系统重新复位,若引导成功,则清除看门狗寄存器,否则切换备份板,或设置相应寄存器以通知MOT-CEU。

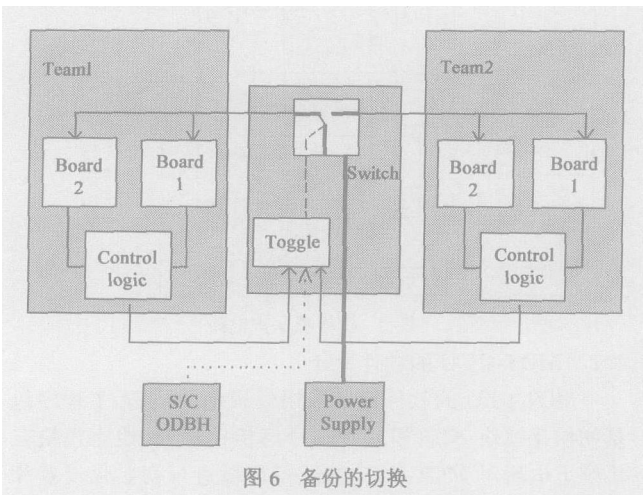


图6 备份的切换

5 实验结果

目前已根据上述设计方案完成了单通道原理样机的研制,系统联调的结果表明:系统数据传输错误率为 0 偏振计算精度均小于 0.0001 ;图像压缩比大于 5 ;信噪比大于 26dB ;对最基本的爆发观测模式预处理和压缩均能在 25 秒内完成,满足实时在线处理的速度要求。同时完成了ADSP21060的辐照试验,五片测试芯片的裸片抗辐射总剂量均达 20K rad 加 3mm 铝屏蔽后,其防辐射能力可满足SST三年在轨工作的需求。所有测试证明CEU的通讯和

对单元的协调管理均能满足系统需求。

6 结论

本文分析了空间太阳望远镜MOT-CEU的功能,并对MOT-CEU进行了软硬件设计,本文提出的可重构设计方案具有很好的可继承性,可以降低成本,缩短研制周期,大大降低软硬件的故障率,冗余性好,并且可以实时的改进控制方案。设计中使用的器件易于采购,为国内研制高性能航天计算机提供了有益的参考。

致谢 感谢贾志宏、王宇舟同学在工作中的热心帮助。

参考文献:

- [1] Ai G, Jin S, Wang S, et al. Introduction to the space solar telescope[J]. Astrophys J 2000, 21: 141-147.
- [2] Geng Lihong, SUN Caohong, et al. SST high rate data transmission system design[J]. Journal of Astronautics 2004, 25(1): 46-51.
- [3] Richard F. Conde, Ann Garrison Darrin. Adaptive Instrument Module-A Reconfigurable Processor for Spacecraft Applications [DB/OL]. <http://k labs.org/richcontent/MAPLDCon99/Papers/D.L.Conde.P.doc>
- [4] Virtex-II Platform. FPGA's complete data sheet[M]. USA: Xilinx Inc, 2004.
- [5] The LEON-2 Processor User's Manual[M]. Swedler Gaisler Research, 2003.
- [6] Earl Fuller, Michael Caffrey, et al. Radiation Test Results of the Virtex FPGA and ZBT SRAM for Space Based Reconfigurable Computing[DB/OL]. http://www.xilinx.com/esp/mil_aero/collateral/RadiationEffects/radiation_test_results.pdf

作者简介:

李彦琴 女, 博士研究生, 研究方向: 天文仪器, 空间载荷计算机. E-mail: lyq@sst.bao.ac.cn

王景宇 男, 高级工程师, 研究方向: 空间电子技术, 计算机通信, 图像处理.