

空间科学实验仪器通用地面检测仪设计

闫 梅, 张 涛

(中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083)

摘 要: 针对目前空间科学实验仪器地面检测设备通用性差的问题, 设计一种通用的地面检测仪。该系统具有硬件接口丰富、软件模块化、可重复配置的特点, 可用于模拟星上主控平台, 实现空间科学实验仪器在发射前的地面检测。结合工程实例对系统性能进行验证, 结果表明, 该系统能满足多数情况下的地面检测需求。

关键词: 空间科学实验仪器; 地面检测仪; $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ 系统; 任务调度; 总线接口

Design of Generous Ground Inspector for Space Science Experiment Instrument

YAN Mei, ZHANG Tao

(Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China)

【Abstract】 Aiming at the problem that the space science instrument ground inspector is lack of feasibility, this paper proposes a generous ground inspector which can simulate the master control of satellite and check the space science laboratory instruments before launch. The device which has abundant hardware interface and modular software can be easily reconfigured to meet most ground inspect needs. The feasibility of the system is given by project tests.

【Key words】 space science experiment instrument; ground inspector; $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ system; task schedule; bus interface

DOI: 10.3969/j.issn.1000-3428.2011.21.078

1 概述

由于航天器在轨运行的特殊性, 对航天器内科学实验仪器故障的修复极为困难。为保证空间科学实验仪器的可靠性, 在航天器发射前, 在地面必须进行充分的测试。传统的空间微重力条件下的各种实验(生命科学实验、生物技术实验、航天医学实验、材料科学实验、流体物理学实验、燃烧科学实验等)的地面检测仪器, 都需要针对不同实验需求重新设计研制和重新测试, 其可复用的部分非常少, 从而增加了研制成本和研制周期。目前, 随着国内空间科学实验仪器的研制周期越来越短, 可靠性要求越来越高, 为使硬件具有可复用性、降低研制成本、缩短研制周期, 设计研制可用于多类型空间科学实验, 具有各种数据接口和系统功能可重置的地面检测仪器已成为一种需要。

本文设计的空间科学实验仪器通用地面检测仪(地检仪), 克服传统地面检测仪器的研制经费浪费、研制周期长和可复用性差等缺点, 集成空间科学实验中常用的数据接口, 具有功能模块化、系统集成化、数据接口丰富和系统功能可重置等优越特点。采用嵌入式 ARM7 硬件平台, 在平台上移植实时操作系统 $\mu\text{C}/\text{OS-II}$, 并实现各接口的底层驱动函数, 通过底层驱动函数的调用和任务的管理组织完成特定的空间科学实验的地面检测。

2 硬件体系结构及任务

在本文设计方案中, 地检仪模拟星上主控平台的功能, 完成空间实验有效载荷在发射之前的地面检测实验。采用 PC 机作为上位机, 模拟星上主控平台并且提供可视化操作界面。地检仪主要实现 2 个功能: (1)采集实验过程中的空间科学实验有效载荷的科学数据和工程参数, 上传给上位机用于分析

处理; (2)将上位机发来的指令或实验参数注入给空间科学实验有效载荷, 完成对实验有效载荷的控制管理。

由于网口传输距离长, 可实现跨区域传输, 且具有传输速率快、上位机软件编程方便等特点, 因此本文地检仪选用网口与上位机进行通信。地检仪对下通信提供了空间科学实验中常用的数据接口: RS-232, RS-422, RS-485, CAN, LVDS, 模拟量接口以及数字量接口。系统总体架构见图 1。

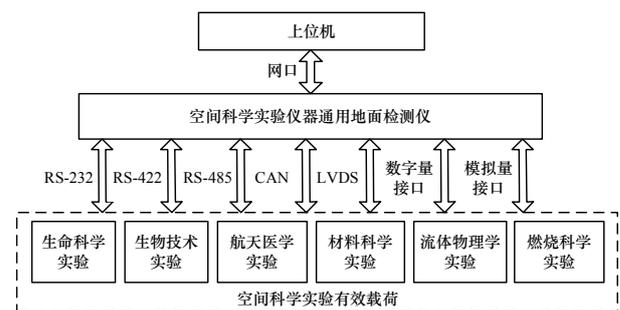


图 1 系统总体架构

本文选用 NXP 公司的 LPC2290 芯片做核心处理器, LPC2290 是一款支持实时仿真和嵌入式跟踪的 16/32 位 ARM7TDMI-STMCPU 的微控制器, 主频最高为 60MHz, 硬件接口资源非常丰富^[1], 可以很好地满足本系统的需求, 系统硬件结构见图 2。以太网接口采用 CS8900A 以太网控制器和 HR601629E 网络变压器实现; 利用 LPC2290 内置的串行

作者简介: 闫 梅(1983—), 女, 博士研究生, 主研方向: $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ 系统, 空间科学实验仪器; 张 涛, 研究员、博士生导师

收稿日期: 2011-04-25 E-mail: meiyanyang@163.com

通信接口加上电平转换器实现 RS-232、RS-422、RS-485 以及 LVDS 接口各两路; 两路 CAN 总线接口通过 CAN 总线控制器和 CAN 隔离收发器 CTM8251 实现; 通过双向总线驱动器和输入缓冲器实现 32 路数字量的输入接口; 数字量输出通过双向总线驱动器后, 送入输出锁存, 后经过光耦隔离和达林顿管放大后输出; 8 路模拟量输入经过多路复用器选出一

路送给运算放大器 AD8028 实现电压比例放大, 然后利用 LPC2290 提供的 8 路 10 位 ADC 实现模数转换; 16 路模拟量的输出接口通过双向总线驱动器和 8 路 10 位 DA 转换器 AD5347 实现。ZLG7290 芯片可驱动 8 位共阴数码管或 64 只独立的 LED 和 64 个按键。根据需要, 本文方案利用 ZLG7290 驱动 4 个 8 段数码管、16 个 LED 和 16 个按键。

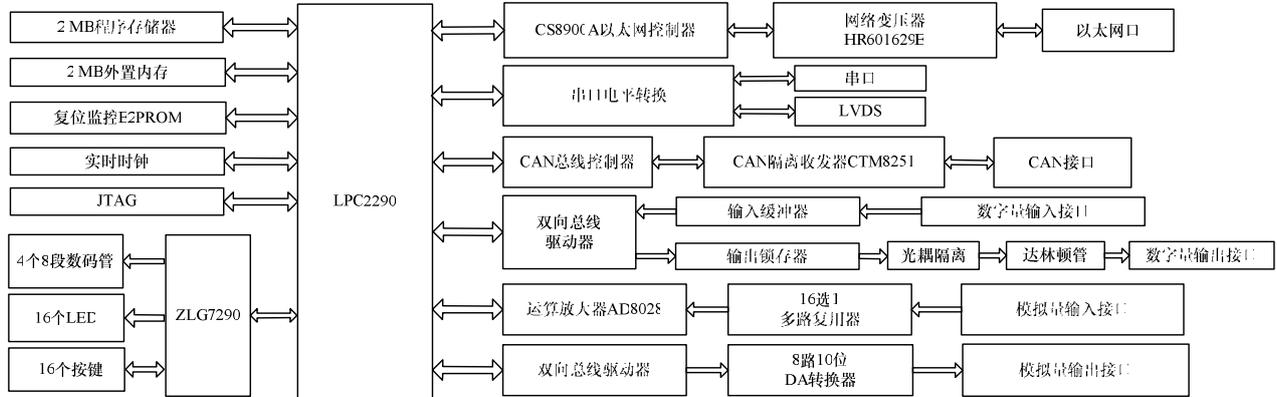


图 2 系统硬件体系结构

3 地检仪软件设计

由于本地检仪接口众多, 传输任务也比较复杂, 为方便地完成各接口任务的管理, 在地检仪上移植嵌入式实时操作系统 $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ 。 $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ 是一种目前得到广泛应用的实时操作系统, 属于占先式实时内核, 适合小型控制系统^[2]。其内核提供任务调度与管理、时间管理、任务间同步与通信和中断服务等功^[3], 保证了本文方案的多任务及信息处理得以正常运行, 能满足对空间科学实验仪器地面检测的控制管理要求。

本文方案中的通信协议(即数据包打包格式)按如下方式设计: 定义发送函数结构体, 结构体内包含 3 个参数, 参数定义分别为起始码(数据协议头)、长度码、数据段。

3.1 软件体系结构

多数嵌入式硬件设备都需要某种类型的软件初始化和管理工作, 这部分工作由设备驱动层完成。设备驱动层位于软件体系结构的最底层, 负责与硬件直接打交道, 对硬件进行管理和控制, 并为上层软件提供所需的驱动支持。紧接在设备驱动层之上的是操作系统层, 它包括基本部分和扩展部分——前者是操作系统的核心, 负责整个系统的任务调度、存储管理、时钟管理和中断管理等功能, 这一部分是基础和必备的; 后者则是系统为用户提供的一些扩展功能, 包括网络、文件系统等。操作系统层上面是用户应用软件, 用于调用底层接口驱动函数编写的多任务处理程序。地检仪的软件体系结构见图 3。

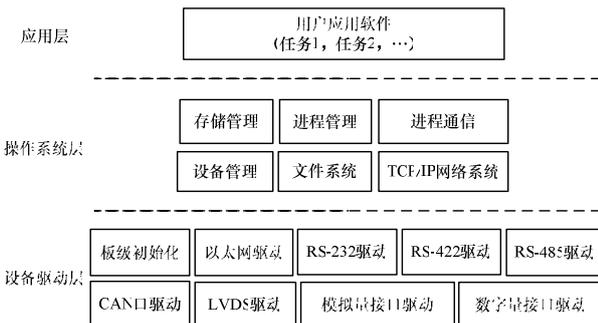


图 3 系统软件体系结构

3.2 任务的优先级安排原则

为不同任务安排不同的优先级, 其最终目标是使系统的实时性指标能够得到满足。任务的优先级资源由操作系统提供。任务的优先级安排原则如下: 中断关联性, 紧迫性, 关键性, 频繁性, 快捷性以及传递性。本文的地检仪应用系统中安排有键盘任务、显示任务、异步串口发送任务、CAN 口发送任务、数字量发送任务、模拟量发送任务、数字量采集任务、模拟量采集任务, 以及其他各接口的接收任务。在这些任务中, 各接口的数据接收任务是关键任务和紧迫任务, 遗漏接收内容是不容许的; 数字量和模拟量采集任务是紧迫任务, 但不是关键任务, 遗漏一个数据还不至于发生重大问题; 在各接口的发送任务中, 地检仪是主动方, 不会出现由于实时性问题而发生遗漏的情况, 所以实时性要求较接收任务要低; 键盘任务和显示任务是人机接口任务, 实时性要求很低; 数据处理任务根据其运算量来决定, 运算量很大时, 优先级安排最低, 运算量不大时, 优先级可安排得比键盘任务高一些。

本文的优先级安排较为宽松, 为方便以后增加新任务, 在不改变现有任务优先级的情况下, 很容易根据需要找到一个合适的空闲优先级。

3.3 地检仪软件

地检仪的软件设计应满足以下要求:

(1) 软件结构是分层的。分层的优点在于把一个复杂的系统分解成若干个单项依赖的层次, 降低了系统各组成部分的耦合程度, 确保正确地隔离不同层次的功能。

(2) 软件结构模块化。模块化的软件具有可替换单元的功能, 增减和修改软件模块不会影响相邻层次。模块化软件的设计具有潜在增长性的特点, 随着技术的进步, 只要层的接口关系不变, 就可以方便地对层中的单元进行替换和升级, 从而使软件易于维护、修改。

(3) 定义通用的服务接口。由于空间科学实验有效载荷的数据管理系统很多功能都是相似的, 如遥控遥测指令的处理和分发, 有效载荷科学数据和工程参数的传送, 指令或数据注入等, 这些功能可以定义为通用的服务, 软件开发成功后可以重复使用, 从而给软件开发带来极大的便利。

(4)软件的通用性,可以满足不同的用户需求,能用于指导相关领域内不同的应用系统。

根据以上要求,设计地检仪端程序。程序流程见图4。

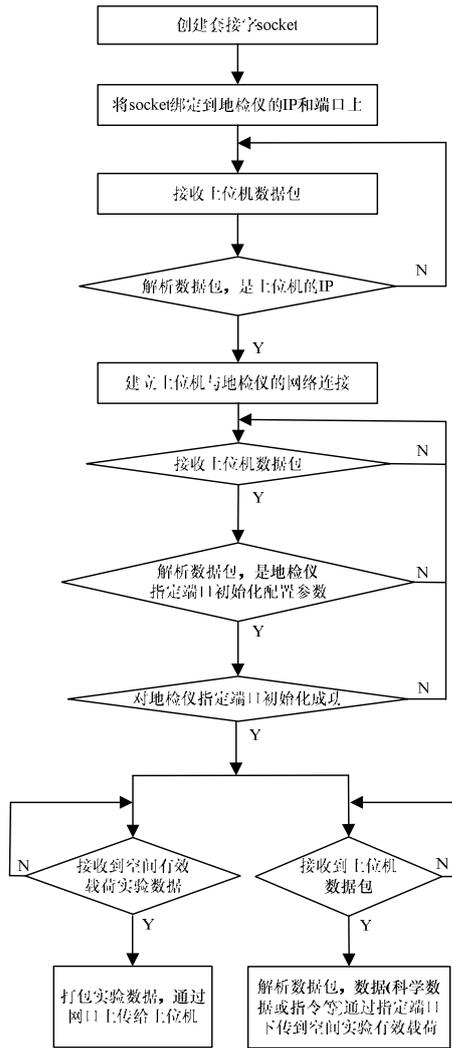


图4 地检仪软件程序流程

首先在地检仪硬件平台上移植μC/OS-II,编写各接口的底层驱动函数,然后调用底层接口驱动函数,针对任务需要编写相应的应用软件,完成多任务的调度与信息处理。程序首先需要建立地检仪与上位机的双向连接,连接建立过程中,地检仪是服务器端,上位机是客户端。地检仪程序必须先启动,首先创建套接字 socket,调用 bind()函数将套接字绑定到本地 IP 地址和端口上,以便接收作为客户端的上位机发来的上位机的 IP 信息,上位机软件启动时向地检仪发送建立连接数据包,其中包含了上位机的 IP 地址和连接端口,地检仪接收到这些数据包后就可以建立地检仪与上位机之间的 UDP 通信^[4]。

网络连接成功后,空间科学实验有效载荷接收上位机发来的科学参数或控制指令的下行通信如下:首先根据实验需要选择使用地检仪的某个端口。地检仪作为服务器端,初始化该指定端口,然后调用 recvfrom()接收上位机数据,解包分析后发送给空间科学实验有效载荷,完成对空间科学实验有效载荷的控制或科学参数的传递。

空间科学实验有效载荷向上位机传递实验数据的上行通信过程如下:地检仪端口初始化成功后,作为客户端,采集有效载荷实验数据,对实验数据进行打包,并调用 sendto()上传给上位机。上位机作为服务器端,接收到数据后,解析

数据包,并完成对数据的保存和显示。

4 上位机软件设计

上位机的显示程序为上层的应用程序,为设备的调试和地面实验提供数据输入输出界面,方便工程人员掌握设备状态。一般而言,上位机软件的设计应具备以下要求:

(1)稳定性。由于空间科学实验有效载荷的地面实验持续时间较长,实验过程中有人机交互,因此地面检测显示程序需能长时间运行,需要特别注意内存泄漏等程序隐患。

(2)实时性。地面检测显示程序需保证能够正确接收每个数据包,避免因程序本身处理时间过长,引起缓存溢出,导致不应有的丢数、丢帧现象。

(3)操作、数据的自动记录。空间科学实验设备地面检测过程中的操作和数据很多,难以使用人工方法一一记录。因此,要求程序本身能自动记录数据和操作,方便工程人员分析。

(4)程序应具备实时显示数据等可视化功能,能够及时反映空间科学实验有效载荷的状态变化,如折线图、异常数据告警等,方便工程人员及时分析处理。

本文的上位机软件采用 VC++6.0 编写。上位机软件的程序流程见图5。

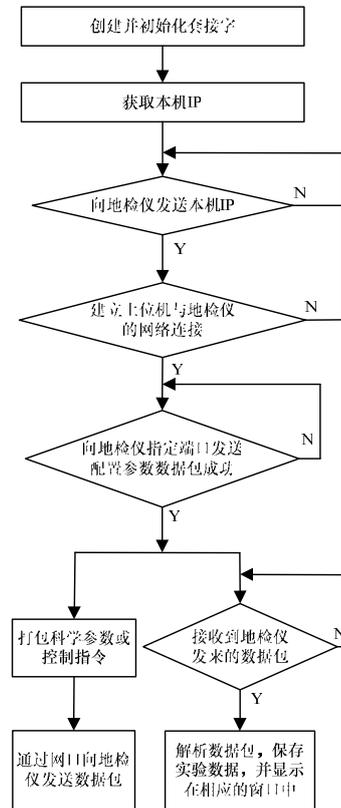


图5 上位机软件程序流程

上位机显示程序设计流程如下:首先,创建并初始化套接字,将套接字绑定到本机的 IP 和端口上,然后通过调用 gethostbyname()函数获取本机名来获取本机 IP,并调用 WSASendTo()函数向地检仪发送本机 IP,地检仪接收到上位机的 IP 地址信息后,建立上位机与地检仪的 UDP 网络连接,网络连接成功后,即可进行双向数据通信。

上位机向空间科学实验有效载荷发送科学参数或控制指令的下行通信过程如下:首先,上位机作为客户端,先要对地检仪的某个待使用端口进行端口初始化。之后上位机打包端口控制指令或者科学参数,调用 WSASendTo()函数发送给地检仪。地检仪接收到数据包后,解析数据包并将科学参数

或控制指令通过指定端口发送给空间科学实验有效载荷。

上位机接收空间科学实验有效载荷实验数据的上行通信过程如下: 上位机作为服务器端, 调用 WSARecvFrom() 函数接收地检仪发送来的数据包; 对接收到的数据包就行解包分析, 将数据按接口类型显示在接口相应的 MFC 窗口中, 并保存数据到相应文件夹下, 以备实验人员后续分析使用。

5 系统性能测试

利用实验室已有的科学实验有效载荷搭建实验验证平台, 测试系统性能。实验中上位机人机界面如图 6 所示(限于篇幅, 仅选择数字量接口图)。

本文方案使用的主控芯片为 LPC2290, RS422、RS485、LVDS 都挂载在 LPC2290 的异步串口上, 这些接口的速率受限于异步串口的速率, LPC2290 的异步串口最大数据传输速率为 2.764 8 Mb/s, 因此, RS422、RS485、LVDS 接口的数据传输速率最大为 2.764 8 Mb/s。RS232 的接口速率还与电平转换芯片有关, 最大为 235 Kb/s。2 条独立的 CAN 总线, 每条 CAN 总线可达到的最大数据传输速率为 1 Mb/s。16 路模拟量输入接口可同时采集 16 路模拟量, 模拟量接口的最大采样率为 400k 次/s, 采样精度为 10 bit, 因此, 最大数据率为 4 Mb/s; 8 路模拟量的输出。32 路数字量的输入可同时采集 32 路科学参数等, 32 路数字量的输出可用来输出 32 路科学参数和遥控指令等。利用实验室已有的科学实验有效载荷搭建实验验证平台, 测试系统性能。实验中上位机人机界面如图 6 所示(限于篇幅, 仅选择数字量接口图)。

实验结果表明, 系统各个接口可互不干扰的工作, 能较好地完成空间科学实验仪器的地面检测。



图 6 地检仪数字量接口上位机通信界面

6 结束语

本文提出的通用地面监测仪系统可用于实验室内相关航天项目的地面检测。经实验验证, 该系统性能稳定, 软件操作系统任务调度正常。空间科学实验仪器通用地面检测仪的研制成功可以大幅减少系统乃至整个航天器的研制成本, 缩短研制周期, 在航天领域具有工程应用价值。

参考文献

- [1] Philips Semiconductors. LPC2290 Preliminary Data, 16/32-bit ARM microcontroller with External Memory Interface, Rec.01[Z]. 2004.
- [2] 程晓宇, 毕笃彦, 蔡 晔. $\mu\text{C}/\text{OS}$ 在龙芯处理器上的移植及性能分析[J]. 计算机工程, 2009, 35(1): 213-215.
- [3] Labrosse J J. 嵌入式实时操作系统 $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ [M]. 2 版. 邵贝贝, 译. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.
- [4] 孙 鑫, 余安萍. VC++ 深入详解[M]. 北京: 电子工业出版社, 2008.

编辑 金胡考

(上接第 227 页)

(3) 添加监控组件, 配置监控组件的相关参数, 建立用于实时仿真的监控界面。

(4) 仿真开始, 可实时监控仿真运行数据, 并且可以对仿真过程进行暂停、回放等控制。

(5) 根据对仿真结果的分析, 修改模型和仿真算法, 直到仿真模型达到设计的要求。

通过以上过程, 为嵌入式软件的测试和验证提供了可靠的运行环境平台。利用该工具对已经建立好的飞行器仿真模型进行平台搭建、配置和代码下载的过程仅耗时 4 min, 在连接好 I/O 板卡和三轴转台等实物后, 便可以对仿真模型本身进行验证, 进而对开发的机载计算机上的嵌入式软件进行测试和验证。实验结果表明, 该仿真工具能快速方便地构建仿真环境, 监控过程满足实时性的要求。实时监控界面见图 5。



图 5 实时监控界面

7 结束语

本文提出组态化嵌入式软件仿真系统设计。组态化的配置界面能使仿真系统适应仿真条件和监控变化的需求。仿真环境能够根据用户的需求快速搭建, 只需要修改少量配置即可满足仿真过程中不断的变化需求, 具有较强的可重用性。

实验结果表明, 该仿真系统能够快速搭建出符合应用要求的仿真环境, 适用于多种仿真平台, 具有良好的通用性和扩展性, 为嵌入式软件的仿真和验证提供条件。如何建立丰富的仿真模型库和增强仿真过程可配置性是下一步的研究重点。

参考文献

- [1] 杨 涂, 李立涛, 杨 旭, 等. 系统实时仿真开发环境与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [2] 王亚民, 陈 青, 刘畅生, 等. 组态软件设计与开发[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2003.
- [3] 凌 恒. 模型驱动的嵌入式软件仿真环境的设计与实现[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.
- [4] 杜亚娟. 半实物仿真综合实验台控制系统方案[J]. 计算机工程, 2010, 36(22): 233-235.
- [5] Mathworks Corporation. xPC Target User's Guide[EB/OL]. (2010-11-21). http://www.kxcad.net/cae_MATLAB/toolbox/xpc/ug/bqk6zgu.html.

编辑 刘 冰