

一种基于ARM的通用飞行器控制系统设计

左宗玉¹, 王强^{2,*}

1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083

2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

摘要: 在飞行器小型化的发展趋势下, 根据飞行器对飞控系统的功能任务要求, 本文提出了一种基于ARM的通用飞行器控制系统设计方法。文中采用双ARM为核心控制计算机, 以CPLD为辅助控制器件形成了核心计算机的双余度配置, 提高了系统的运算速度和精度, 同时提高了系统在故障状态下的可靠性。为满足系统软件实时性和稳定性要求, 移植了RT-Linux嵌入式操作系统, 并根据功能要求定制了任务调度程序。最后, 通过半物理系统仿真试验, 验证了系统设计的正确性和可行性。

关键词: ARM; Linux; 飞行器; 控制系统; 半物理仿真

中图分类号: TP29.V1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2016) 04-0064-05

飞行控制系统负责飞行器的状态数据采集及处理、解算导航任务、控制飞行器按任务规划自主飞行等, 是飞行器的核心系统, 而控制计算机控制系统中是运行各种任务逻辑、算法的核心部分。现代航空技术的一个重要趋势是飞行器的小型化, 小型化使得飞行控制系统向着多功能、高精度、可复用的方向发展。高精度要求控制系统的精度高、稳定性好, 能够适应复杂的外界环境, 因此, 控制算法比较复杂、计算速度快、精度高; 小型化则对控制系统的重量和体积提出了更高的要求, 要求控制系统的性能越高越好, 体积越小越好。此外, 飞行控制系统还要具有实时性、可靠性、低成本和低功耗的特点。

本文设计了一种ARM处理器与复杂可编程逻辑器件(CPLD)相结合的飞控计算机, 充分利用ARM的高性能处理能力和CPLD的定制集成电路(ASCI)定制电路设计能力, 同时兼顾功耗、成本、设计周期等因素。

1 飞行控制系统总体设计

飞行控制系统的主要功能有: (1) 采集飞行状态; (2) 运行控制算法控制飞行器按要求飞行; (3) 生成控制信号送至执行机构输出^[1]。飞控系统的原理图如图1所示。

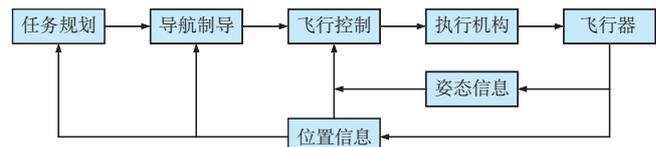


图1 飞控系统原理图

Fig.1 Functional block diagram of flight control system

飞控系统软硬件平台还应具备以下要求: (1) 飞控系统硬件平台体积小, 重量轻, 功耗低; (2) 飞控系统软件应具有高可靠性, 实时性以及易扩展性。

2 硬件设计

根据飞控系统的功能要求设计基于ARM的硬件平台, 辅以CPLD进行外围接口的扩展。为了提高系统稳定性, 飞控计算机采用了主备双余度的配置, CPLD负责外围数据采集以及控制信号输出至执行机构^[2], 如图2所示。

2.1 ARM飞控计算机

主备处理器(CPU1/CPU2)均使用飞思卡尔的Vybrid 6X系列处理器, 该处理器集成了一个ARM7 cortex A5内核和cortex M4内核, 双核的频率分别为500MHz和160MHz,

收稿日期: 2016-03-07; 录用日期: 2016-03-10

基金项目: 航空科学基金(2012CZ51029)

*通讯作者. Tel.: 010-68746986 E-mail: teddywang_0929@126.com

引用格式: ZUO Zongyu, WANG Qiang. A general ARM-based flight control system design for aircrafts [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(04): 64-68. 左宗玉, 王强. 一种基于ARM的通用飞行器控制系统设计[J]. 航空科学技术, 2016, 27(04): 64-68.

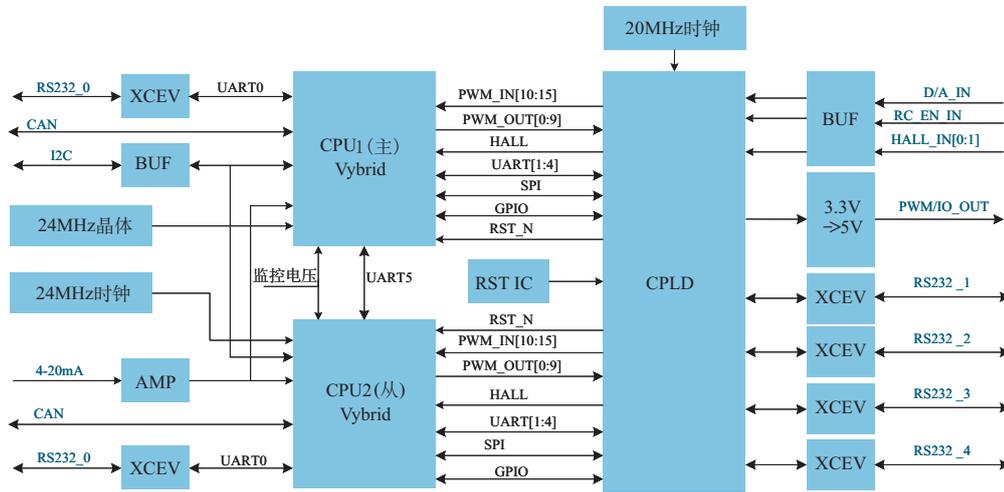


图2 硬件结构框图

Fig.2 Functional block diagram of hardware configuration

A5核支持双精度运算, M4核支持单精度运算, 且A5核的整数运算性能达到了1.57DMIPS/MHz。

为了应对不可预知的共模故障, 提升可靠性, 使其尽可能接近于真正双余度的水平, 在保证一定的设计复杂度和难度的同时, 主备处理器需要尽可能差异化设计, 硬件上的差异化体现为:

(1)主备处理器使用不同Vybirid 6x系列中不同型号的芯片MVF61NN151CMK50和MVF61NS151CMK50, 其差异在于MVF61NS151CMK50内置了安全模块;

(2)主备处理器的工作时钟来源于不同物理特性的时钟源。

2.2 时钟和复位

由上节对双余度的要求, 系统时钟需要进行差异化设计, 所以主备CPU和CPLD时钟均选择不同时钟源, 如图3所示。

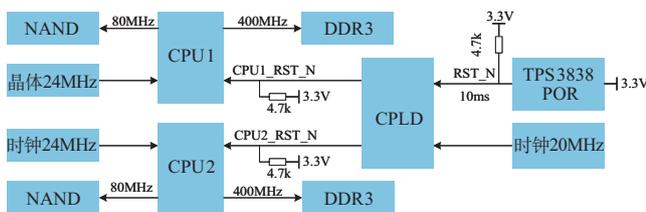


图3 时钟系统框图

Fig.3 Functional block diagram of clock system

主板的全局复位由上电复位芯片TPS3838来实现。CPU在上电时, 需要外部复位信号来保证CPU上电加载时, CPU外设(时钟、双倍速率同步动态随机存储器DDR和FLASH)已经处于工作状态, 否则就会导致CPU加载失败。CPLD在内核电1.8V上升到1.5V时, 进入自加载, 在0.5ms内加载完毕, 进入用户工作模式, 系统上电顺序如图4所示。

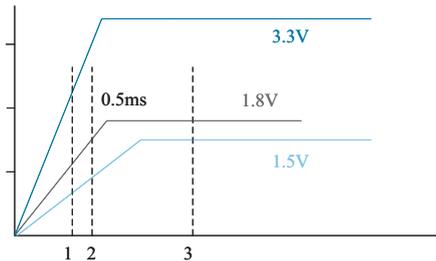


图4 复位电压及时序

Fig.4 Reset voltage and timing analysis

2.3 主备控制器切换控制

在双CPU加CPLD的架构下, 双余度的切换控制可以有多种实现方式:

(1)CPU1和CPU2通过串口实现互相的状态监测。CPU通过串口互相发送状态信息, 一旦检测到状态异常, 就发送PWM以及串口切换信号, 同时尝试复位异常的CPU。这种方式的切换时间完全依赖于软件响应, 因此切换时间长, 同时这种方式需要占用较多的主备CPU资源, 但硬件设计简单。

(2)CPU1和CPU2通过互相发送看门狗信号来实现状态监测。这种方法也需要占用较多主备CPU资源。

(3)由CPLD实现看门狗的功能, CPLD根据主备CPU输出的脉冲, 判断主备CPU的工作状态, 可以实现实时切换。主备CPU只需要输出脉冲, 因此相比于以上两种方法, 资源占用最小。

本文采用(1), (3)两种方式进行余度切换, 确保在故障状态下, 主备计算机能够完成切换, 切换控制如图5所示。

2.4 串口控制

串口控制中设计主备CPU都能同时接收所有外部设备的串口数据, 并且只有当前正在工作的CPU才能给外部设

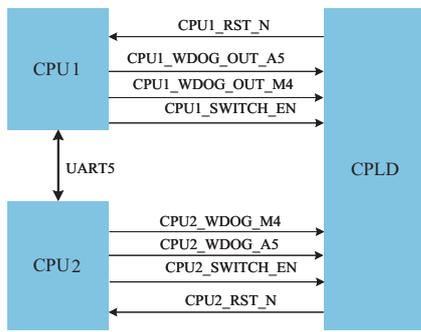


图5 切换控制

Fig.5 Switch control of flight computer

备发送数据,如果两个CPU都正常,则主CPU优先。为了兼容某些设备的TTL电平(GPS/IMU),预留了0Ω电阻。串口控制如图6所示

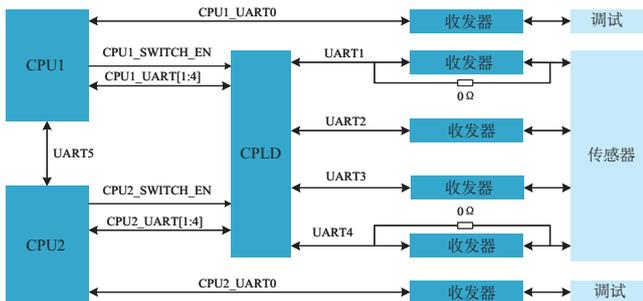


图6 串口控制

Fig.6 Serial port control

2.5 PWM模块

以PWM信号作为输入量的执行机构种类很多,如飞机的舵机、卫星的推力器等都用PWM信号作为控制信号的输入,所以本文用CPLD设计了6路PWM采集和10路输出模块,为可能用到的执行机构控制提供保障。

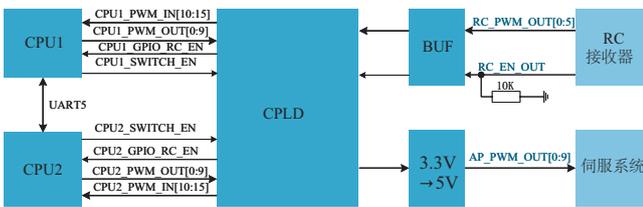


图7 PWM模块

Fig.7 PWM module

3 软件设计

飞控系统软件程序复杂,信息量大,对实时性和稳定性要求高,采用单任务顺序机制的编程方式已经不能满足飞行控制系统的要求,因此,飞控系统软件应采用实时嵌入式操作系统。目前,常用的嵌入式操作系统主要有VxWorks, μC/OS

以及RT-Linux。相比较而言,RT-Linux有以下优点:(1)内核精简,稳定性和性能非常高,支持多用户多任务;(2)可执行性好,采用IEEE POSIX 1标准编写;(3)几乎支持所有主流芯片,开发和使用十分容易;(4)可靠性和系统安全性高,采用多种安全防护措施;(5)具备常用嵌入式芯片的驱动集,支持大量的周边硬件设备;(6)源码开放,有广大软件开发者支持,有丰富的软件资源,同时极具价格优势。

本文在上述飞行控制器硬件平台上,移植RT-Linux操作系统,并对Linux内核作裁剪,对内核加上Xenomai补丁,使得操作系统运行在双内核下,多了一个强实时的微内核,能满足飞控的实时性要求,在此基础上进行飞行控制器软件设计。飞行控制器软件主要由硬件接口驱动、导航控制程序、姿态控制程序组成。

3.1 接口驱动

串口驱动:本文的串口驱动,没有采用Linux内核里自带的串口驱动程序,而是通过内存映射以及内核函数直接对CPU内部UART寄存器进行读写操作,从而实现了高效的串口数据读取操作。串口数据根据实时性要求分别采用查询模式和终端模式读取。

CPLD驱动设计:飞控CPU与CPLD的通信除了采用串口之外,还有部分通过SPI通信方式,驱动程序的实现也是通过内核函数对SPI寄存器读写赋值操作,从而实现数据的读写。CPLD为自定义的硬件模块,其通信的数据格式也是自己定义的,CPLD内部通讯数据位为32位,定义前二位为路数控制地址信号。

3.2 应用软件

主飞控计算机中的机载软件系统需要在实时操作系统环境中进行。我们在RTLinux环境下,采用多线程结构,对机载软件系统进行了设计。机载软件系统框图如图8所示。

主飞控计算机中软件分为非定时线程和定时线程。非定时线程是通过中断信号唤醒子线程,完成相应的功能;定时线程是通过定时器中断,每隔固定时间唤醒子线程,完成相应功能。

备飞控计算机功能与主飞控计算机完全相同,采用不同的编程方式,避免结构性故障。同时备飞控计算机控制模式为应急飞行控制,及在主飞控计算机故障状态下,飞行器退出正常工作模式,进入应急模式等待主飞控计算机重启或地面指令进入其他工作模式。

4 仿真测试

飞控系统设计完成后,为了验证其软硬件的可行性和

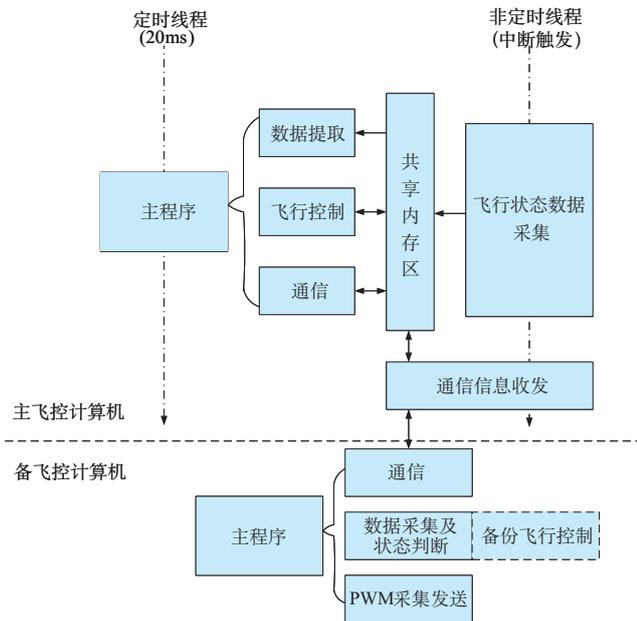


图8 飞控软件原理图

Fig.8 Software functional block diagram of flight control system

可靠性,需要在地面对其进行可靠性验证以及控制律的正确性验证,也就是要开发一个综合的闭环测试系统^[3]。本文以无人直升机飞控为例构建的测试系统,主要包括如下部分:模型仿真计算机,大气环境及飞机故障模拟计算机,飞控计算机,地面站^[4,5]。各部分之间通过Can总线连接,仿真系统框图,如图9所示。

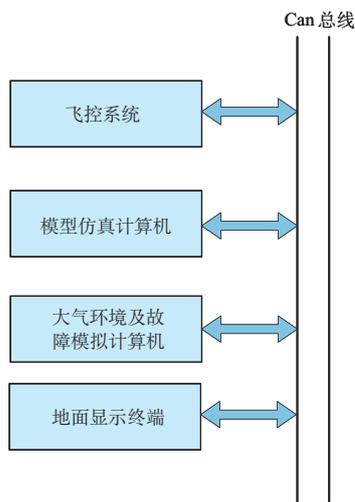


图9 仿真系统

Fig.9 Simulation system

模型仿真机中采用Matlab的Simulink 工具箱建立无人直升机仿真模型,通过Can总线获得飞控计算机输出操纵量,并从大气环境及故障模拟计算机种获得当前大气环境,进行直升机姿态、位置运算,并反馈给飞控计算机;飞控计

算机通过Can总线从模型仿真机得到直升机当前位置与姿态信息,同时从大气及故障模拟计算机得到当前直升机故障状态,通过控制律计算直升机操纵量反馈给模型仿真机;大气环境及故障模拟计算机内部模拟预设大气环境及直升机故障状态,实时通过Can总线发送到模型仿真机与飞控计算机。基于该半物理仿真环境,即可对飞控系统全面的软硬件测试,确保飞行试验前排除所有软硬件故障机问题。

图10中为直升机多航点飞行的仿真结果,仿真过程设置了12个航迹点,控制直升机按航点进行自主飞行。从仿真结果可以看出,无人直升机飞控系统能够正确运行控制律,使直升机按航线飞行。仿真结果初步验证了飞控系统软硬件设计的可行性、可靠性^[6]。

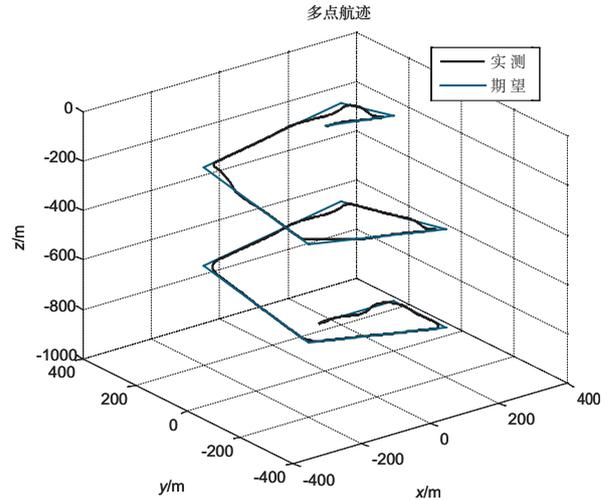


图10 飞控系统仿真结果

Fig.10 Simulation result of flight control system

5 结论

本文针对航空航天飞行器飞控系统硬件设计难这一实际情况,提出了一种新的基于ARM的双冗余通用飞行器飞控系统硬件设计方法,该硬件系统具有结构紧凑、多串口通信可靠、接口灵活等特点。通过半物理闭环仿真试验初步验证了该硬件系统设计框架的可行性、可靠性。文中提出的硬件系统具有很强的可扩展性、可移植性,具有较高的工程应用价值。

AST

参考文献

- [1] ZHU Bing, WANG Qiang, ZHENG Zewei, et al. Control testbed design for a miniature autonomous helicopter[C]// Proceeding of the 31st Chinese Control Conference. IEEE, 2012:4383-4388.
- [2] HUO Wei, WANG Qiang. Path following controller design for miniature unmanned helicopters[C]// Proceeding of 30th Chinese

- Control Conference.IEEE, 2011: 3537 - 3542.
- [3] A Brown, R Garcia. Concepts and validation of a small-scale rotorcraft Propotional Integral Derivative (PID) controller in a unique simulation environment[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems,2009, 54(1-3): 511-532.
- [4] T L Anderson. Autonomous inverted hover of a small scale helicopter[Z]. Intelligent Autonomous Systems, Department of Electronic Systems, Aalborg Univeristy, 2008.
- [5] Gavrillets Vladislav. Autonomous aerobatic maneuvering of miniature helicopters[D]. Massachusatts Institute of Technology, 2003.
- [6] ZHU Bing, HUO Wei: Adaptive backstepping control for a miniature autonomous helicopter[C]//Proceeding of the 50th IEEE Conference on Decision & Control and European Control Conference.IEEE, 2011:5413-5418.

作者简介

左宗玉(1982—) 男,博士,讲师。主要研究方向:无人飞行器控制。

E-mail: zzybobby@buaa.edu.cn

王强(1982—) 男,博士,工程师。主要研究方向:航天器设计。

Tel: 010-68746986

E-mail: teddywang_0929@126.com

A General ARM-based Flight Control System Design for Aircrafts

ZUO Zongyu¹, WANG Qiang^{2,*}

1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

Abstract: With the development of miniaturization of aerial vehicles, this paper proposed a novel general control system design based on ARM for aircrafts, according to the task and functional requirements of a flight control system. Two ARM computers were adopted to construct a dual-redundant flight control system, and a CPLD was used as an auxiliary processor for interface control. The hardware configuration improved the operation speed and accuracy, as well as the reliability of the system in the faulty conditions. To fulfill the requirements of real-time and stability of system software, an embedded operating system RT-Linux was transplanted. Finally, the results of hardware in loop simulation experimentation were presented to show the effectiveness and reliability of our flight control system design.

Key Words: ARM; Linux; aircraft; control system; hardware in loop simulation (HILS)

Received: 2016-03-07; Accepted: 2016-03-10

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(2012CZ51029)

*Corresponding author. Tel. : 010-68746986 E-mail: teddywang_0929@126.com