

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.11.010

飞航导弹一体化制导控制系统

谢燕武

(中国航空工业集团公司西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

摘要: 针对传统飞航导弹制导控制系统可靠性低、硬件和软件的重用性低、使用维护成本高等不足, 从软件一体化和功能及结构一体化方面对飞航导弹制导控制系统一体化设计技术进行初步研究。以一体化、集成化和模块化的设计思路, 采用高性能微处理器+总线为基础的计算机体系结构, 配置强实时的分区操作系统, 整合各种硬件资源, 设计出具有体积小、重量轻、成本低、基本可靠性高的一体化弹载制导控制系统。该系统已成功应用于某型飞航导弹。

关键词: 一体化制导控制系统; 模块化; 体系结构; 分区操作系统

中图分类号: TJ765.2 **文献标志码:** A

Integrated Guidance-Control System for Winged Missile

Xie Yanwu

(Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: The tradition guidance-control system of winged missile has many flaws, such as low basic reliability, low reusable of the software and hardware, and high cost of maintenance. This paper accomplish the elementary research with the design technology of integrated guidance-control (IGC) system for winged missile from the aspect of the software integration, function integration and structure integration. With the design idea of the integration and modularization, use the computer architecture basis of the high-powered microprocessor and data bus, collocate the high real-time partition operating system, coordinate the hardware resources, design the integrated missile-borne guidance-control system with the light weight, low cost and high basic dependability. This system has been successfully implemented in the certain type winged missile.

Key words: IGC system; modularization; architecture; partition operating system

0 引言

目前飞航导弹制导控制系统通常由不同设备供应商提供的弹载子系统构成。这些弹载子系统通常都包含了定制的功能软件与硬件绑定的嵌入式计算机系统。各弹载子系统之间一般按照 2 个或 3 个通信标准, 通过许多不同的数据总线进行通信^[1], 如 1553B 通讯总线、RS-422 通讯总线等。但按照此思路开发的产品存在可靠性低、硬件和软件的重用性低、通用性差、使用维护成本高等弊端。在这种情况下, 弹载制导控制系统开始转向一体化、集成化和模块化, 即一体化弹载制导控制系统。一体化弹载制导控制系统的目标是整合各种硬件资源, 帮助客户降低产品的成本、体积和重量, 提高系统的基本可靠性, 从而达到增加飞航导弹有效载荷, 提高任务完成率的目的^[2]。笔者从软件一体化和功能及结构一体化方面对飞航导弹制导控制系统的一体化设计技术进行了初步研究。

1 一体化制导控制硬件设计

采用一体化设计思想, 将传统的飞行控制系统和组合导航系统在功能、结构上进行一体化设计。打破传统的以功能划分的各弹载子系统为基础进行单独设计的思路, 采取硬件资源统筹规划, 以功能模块化、通用化、组合化为设计理念, 将各弹载系统中的电子设备进行集成设计, 减少系统内冗余器件、降低了成本、提高了系统的基本可靠性。

1.1 硬件体系结构

制导控制系统的主要功能是接收与处理来自惯性敏感组件、无线电高度表、电动伺服舵机等传感器的信息^[3-4], 完成无线电高度解算、组合导航解算及控制律解算, 向舵系统输出控制指令, 控制弹体姿态稳定, 飞向目标, 从而达到精确打击目标的任务^[5]。

根据一体化设计的需求, 采用以支持 MMU 和高级保护模式的 MPC755 PowerPC 处理器为运算和

收稿日期: 2012-06-12; 修回日期: 2012-07-19

作者简介: 谢燕武(1981—), 男, 湖南人, 硕士, 工程师, 从事弹载制导控制系统总体设计研究。

处理中心,以 CPU 并行数据总线为计算机内部信息主传输路径,组成紧耦合的一体化制导控制计算机^[6]。将原来的各弹载子系统重新整合,合并相同的功能模块,按电源模块、处理器模块、总线通讯模块、A/D 模块、D/A 模块、DIO 模块、伺服控制模块、GPS 卫星导航接收机、无线电高度表模块和量化器模块等进行分解,形成集成式模块化功能插件板。采用开放式机箱、独立的母板结构,将各集成式模块化功能插件板和惯性敏感组件集成到一个机箱内。电动伺服舵机和导引头等机电部分按照传统方式进行设计。这使得整个系统结构紧凑、体积减小、便于安装使用,提高了制导控制系统的维修性,便于外场维修,适应三级维修体制。一体化制导控制系统如图 1 所示。

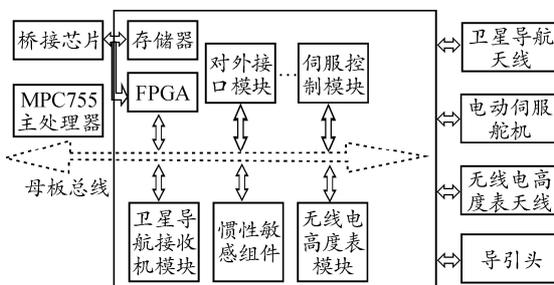


图 1 一体化制导控制系统

1.2 热设计

采取一体化设计的制导控制系统,在散热方面主要考虑一体化制导控制计算机的散热,针对其散热要求采取了以下散热措施:

- 1) 充分利用机箱壳体传导散热,并在传导散热的基础上,增加了热对流交换的模式。
- 2) 针对有大功率器件的模块,采用印制板加冷板散热方式,功率器件均贴壁安装在机箱侧壁上,直接利用机箱壳体散热。
- 3) 各模块与机箱间的热路导通采取插槽内安装散热簧片的方式散热。
- 4) 将机箱外表面加工成散热翅片状,充分利用表面凹形槽散热。

1.3 电磁兼容性设计

一体化制导控制系统的电磁兼容性设计主要体现在制导控制计算机的电磁兼容性设计上,主要采取了以下措施:

- 1) 将一次电源滤波的滤波器、浪涌抑制器和 DC/DC 模块安装在机箱侧壁上,确保滤波器和 DC/DC 模块壳体良好接地,提高滤波效果,有效抑制 EMI。并在设计中使 27 V 供电进入制导控制计算

机后在机箱内走线最短,避免对其他信号产生干扰。

2) 计算机中大量使用了大规模集成电路,设计中放置多个大容量的电容(1~330 μF),通过产生交流旁路来消除无益的能量,降低器件的 EMI 分量,也具有滤波功能。机箱设计时,各模块采用封闭式模盒设计,可有效切断电磁耦合路径。

3) 板内二次直流电源地如 5 V 地、 ± 15 V 地之间不直接连接,地线之间的连接通过母板地平面单点共地;二次电源地与 28 V 功率电源地进行光电隔离,且每个模块对外接插件开口缝隙采用导电硅胶屏蔽。

2 一体化制导控制软件设计

制导控制系统的核心部件——制导控制计算机采用开放式、模块化设计方法,符合以全弹一体化高度综合设计为指导思想,为制导控制系统集中运算和分布控制功能提供了强有力的硬件基础;同时,避免了计算机之间通过外总线传输带来的信号传输延迟,降低传输延迟对控制系统的内回路带来的影响,消除了外总线传输错误的风险。

2.1 软件架构

制导控制系统任务的复杂性决定了软件的复杂度将大大增加。为了将控制、导航、导引、高度表、伺服控制等各种不同类型,不同规模的软件集成到单一 CPU 的计算机中,而对软件的设计、调试及综合影响降到最低,最合理最可行的是采用具有强实时特性的分区操作系统^[7]。该操作系统应用接口符合 ARINC653-1 标准,支持以分区为基础的时空隔离,通过 CPU 提供的硬件机制实现应用和应用之间、应用与操作系统之间的完全隔离,时空隔离是分区操作系统最主要的特征。

分区是分区操作系统的一个应用运行的单位,一个分区是一个独立的应用环境:由数据、自己的上下文关系、配置属性和其他项组成。通过分区可以实现应用间的隔离和保护,分区也是应用隔离保护的单位,每个分区有独立的运行空间和堆空间,不同分区的运行空间不会重叠。当一个应用出现致命错误,出现的最坏情况就是应用被系统删除或重新启动。这个应用的错误不会影响到其他分区,更不会影响到操作系统。

基于分区的特点,在制导控制系统中为每一个分系统软件划分一个独立的分区。在每个分区内部,则根据各分系统需要建立一个或多个进程,完成各

分系统的计算任务。制导控制系统软件架构如图 2 所示。

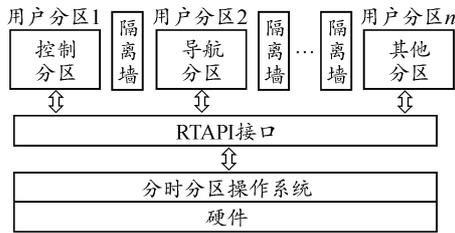


图 2 制导控制系统软件架构

2.2 分区调度策略

分区操作系统采取两级调度策略：即分区调度和分区内调度。分区调度是一种静态调度，各分区在分配的时间窗口内运行，通过时间窗口的安排，

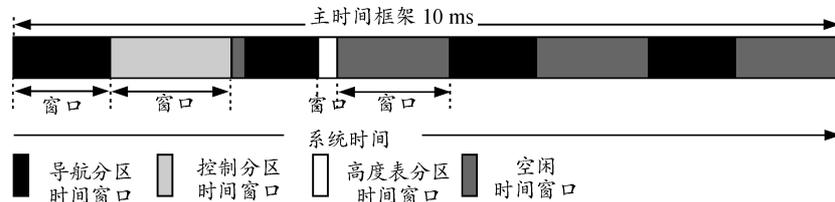


图 3 时间调度表

在一个主时间框架内给导航任务分配 4 个时间窗口，既满足导航任务 2.5 ms 的计算周期 2.5 ms，又使控制分区满足 10 ms 运行周期要求。

2.3 接口管理

为了保证制导控制系统的可靠性与安全性，分区操作系统对核心空间的保护以及应用分区之间的地址空间隔离，用户分区之间无法直接进行信息交换，也无法直接访问硬件空间进行接口控制。分区间通信及硬件接口的访问，必须通过分时分区操作系统提供的 API 接口完成。

对于通过硬件访问完成的外部接口，则根据不同的应用情况，将各类资源指定分配给各个分区。一种是实时更新的数据，如 A/D 采样、DI 采样和频率量，可以由 FPGA 硬件统一处理，软件只需读操作完成数据采样，在分区空间分配时将只读采样空间分配到每一个分区的逻辑地址中，通过分区内读逻辑地址完成。另第一种是外部的异步输入输出，如 1553B 总线、RS422 总线、RS232 总线通信。这些总线处理通过 FPGA 打包处理，接收数据保存在双口 RAM 的指定区域，发送数据通过写双口数据及命令完成，但需要软件对硬件控制寄存器作处理。因此，将这些外部输入根据最终用户分组，在分区地址分配时根据需要将外部总线控制寄存器和收、

实现各分系统的周期性安排和时间隔离要求。分区内则以进程为单位进行优先级调度，每个分区至少有一个进程，进程可以是周期或非周期的，通过创建进程时指定。周期进程的周期概念是指系统时间上的周期，与分区窗口的分配无关。简单任务的分区可以只有一个进程，例如高度表分区。复杂分区通过创建多个进程，可以实现多周期的任务。

结合飞航导弹制导控制系统任务的周期性计算要求和计算量的大小，可灵活且合理地定制分区时间调度表。例如，系统中包含 3 个分区：导航分区，最小计算周期 2.5 ms；控制分区，最小计算周期 10 ms；高度表分区，最小计算周期 20 ms。常用的时间调度表如图 3 所示。

发缓冲区编入各分区逻辑空间，由各分区分别进行查询处理。

3 结束语

弹载制导控制系统的高度一体化，可减少生命周期成本、提高任务性能，符合弹载制导控制系统一体化、通用化、系列化、模块化和小型化等技术的发展趋势。根据文中设计思想所设计的一体化制导控制系统已经应用在某型飞航导弹，经过了多次飞行试验验证，技术成熟度高。

参考文献：

- [1] 杨军, 等. 现代导弹制导控制系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
- [2] 王学浩, 岳瑞华, 徐中英, 等. 导弹自动测试系统性能评价指标及体系[J]. 四川兵工学报, 2010, 31(9): 37.
- [3] 过崇伟, 等. 有翼导弹系统分析与设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2002.
- [4] 张天光, 等, 译. 导弹制导与控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [5] 彭冠一, 等. 防空导弹武器制导控制系统设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1996.
- [6] 张伟. 弹载中制导计算机设计方法研究[J]. 航空计算技术, 2009, 39(1): 123.
- [7] 温昱. 软件架构设计[M]. 北京: 电子工业出版社, 2007.