

文章编号: 1000-6893(2007)04-0935-08

先进战斗机的飞行控制计算机系统研究

陈宗基¹, 孔繁峨¹, 李卫琪¹, 金惠华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. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100083)

Study on Flight Control Computer Systems of Advanced Fighters

CHEN Zong-ji¹, KONG Fan-e¹, LI Wei-qi¹, JIN Hui-hua²

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of

Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. School of Computer Science and Engineering, Beijing University of

Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘要:先进战斗机具有超声速巡航、隐身性、敏捷性和短距/垂直起降(STOVL)等技术特征。这要求先进战斗机不但在气动外形和推进系统与传统战斗机不同,而且还必须改善飞行控制系统的结构和功能。首先详细分析了 F-22 战斗机和联合攻击机(JSF)的飞行控制计算机系统组成和结构,并对它们的典型特征进行了分析。随后,根据中国目前的微电子工业技术和软件技术水平,探讨了研制适合中国的下一代战斗机飞行控制系统的多项关键技术和发展思路。

关键词:飞行控制;飞行器管理计算机;综合飞行推进控制系统;F-22 战斗机;JSF

中图分类号: V249 **文献标识码:** A

Abstract: The advanced fighter should possess the performance such as super-sound cruising, stealth, agility, short take-off vertical landing(STOVL). For this purpose, it is not enough only to improve the aerodynamic and propulsion systems. More importantly, it is necessary to enhance the function of the flight control system and improve its architecture. At first, the study gives the flight control computer system in fighter of F-22 and joint strike fighter(JSF). And the paper also analyses their architecture and gives the virtues and shortages. Then, an attempt is made to propose several key technologies with the flight control computer in the advanced fighter and their development thinking adapted to the electrical industry and software level in China.

Key words: flight control; vehicle management computer; integrated flight propulsion control; fighter of F-22; JSF

随着美国第 4 代战斗机、俄罗斯第 5 代战斗机的出现,世界先进战斗机的发展产生了一个飞跃,突出表现在飞机的气动布局发生了很大的变化,控制能力相应增强,使先进战斗机在机动性、巡航能力、短距/垂直起降、攻击能力及作战效能等方面均得到了大幅度提高。同时,机载航空电子设备和飞行器管理计算机(VMC)也发生了根本性的变化,其信息综合能力较之以往有质的提升。先进战斗机成了一种信息化武器平台。信息化武器平台的一个重要特点是武器平台之间实现横向组网,并加入信息网络系统,实现信息资源共享,从而最大程度地提高了武器平台的作战效能。

因此对先进战斗机的需求体现在两个方面:一方面是先进气动性能和推进系统;另一方面是

综合信息化的航空电子和飞行器管理计算机系统的新结构和新特性。

本文主要讨论先进战斗机的 VMC 的结构与布局。首先分析研究了目前已经批量生产的美国 F-22 战斗机和正处于研制期的联合攻击机(JSF)的 VMC 系统结构,然后在分析它们优缺点的基础上初步提出中国下一代战斗机的飞行控制计算机系统研制过程中的关键技术和发展思路。

1 F-22 战斗机的航电系统与飞行器管理系统

1.1 F-22 战斗机的航电系统

F-22 战斗机(简称 F-22)的航电系统符合宝石柱(pave pillar)结构定义,并有所发展。其中系统分为 3 个功能区:综合探测区、核心处理区和飞行器管理区。综合探测区负责管理传感器网络系统,将机上传感器的数据通过总线接口转换器发布到

系统核心网络上;核心处理区负责数据和信号处理任务(在宝石柱中,分为任务管理区和数据处理区, F-22 将二者合二为一);飞行器管理区负责飞机的飞行控制和发动机推力控制,飞行器管理区由 VMC 和其他相关设备组成^[1-3]。结构如图 1 所示。

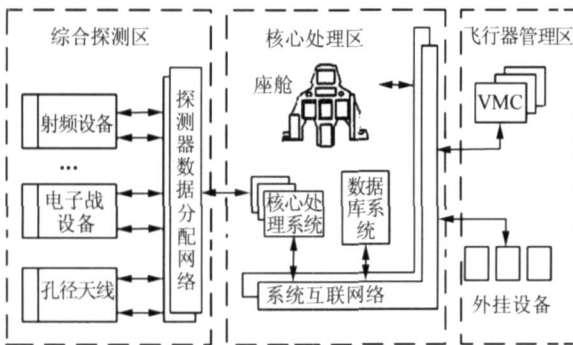


图 1 F-22 的航电系统结构图

Fig. 1 F-22 avionics system architecture

在连接方式上,综合探测区使用总线转换接口如光纤转换、1553B 等接口与核心处理区的公用综合处理机(CIP)中的并行接口(PD)背板总线连接;飞行器管理区使用 MIL-STD-1553B 总线接口与CIP通信(实际上是与CIP系统中的数据

处理子系统连接)。核心处理区由 2 台 CIP 组成,二者之间通过高速数据总线(HSDB,一种光纤总线,数据率可达 50 Mbit/s)。CIP 中所有的通用模块通过 3 个网关(GW)模块用并行接口和测试维护总线(TM-bus)相连接。CIP 的核心——全局大容量存储器(GBM)——通过多种网络转换接口与 PI, TM 总线相连接。

1.2 F-22 的飞行器管理系统

(1) 飞行器管理系统结构

在 F-22 中,飞行器管理系统(VMS)被定义为综合飞行推进控制(IFPC)系统^[4]。其他的飞行控制子系统被定义为综合飞行器子系统控制器(IVSC),包括电源部分、环境冷却、起落架等子系统^[4]。VMS 的核心是 VMC。VMC 是一种嵌入式计算机系统,它自身有多种接口与其他设备进行连接以便进行数据和指令的通信。这些接口包括:到 IVSC 的全局总线、一个到航电系统总线的接口、连接内部模块的 PI 总线和 I/O 本地总线以及一个到全权限数字式发动机控制器(FADEC)的接口构成^[4]。其结构如图 2 所示。

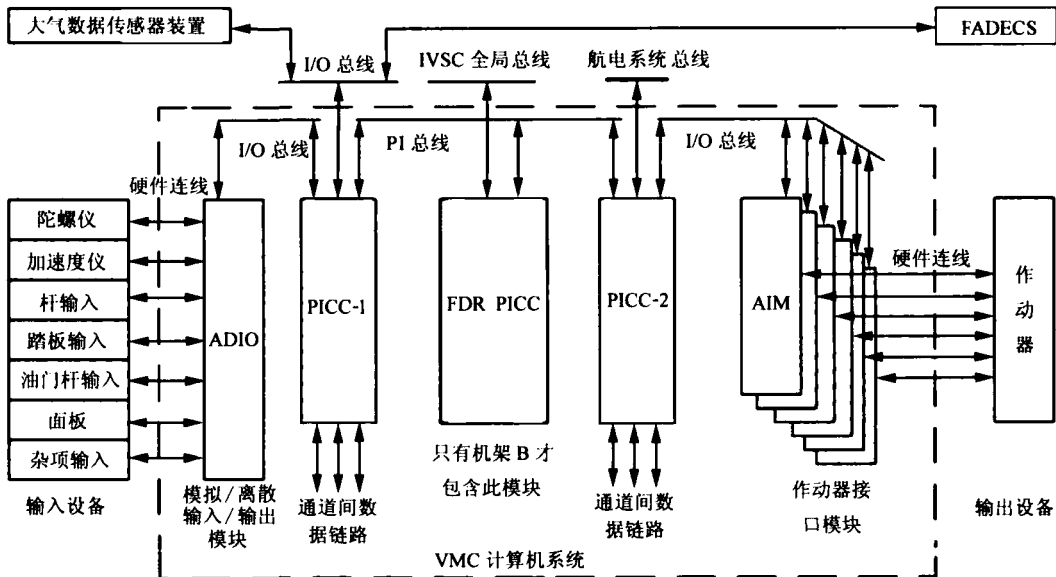


图 2 F-22 的 VMS 结构

Fig. 2 F-22 VMS architecture

机载任务分配的准则是关键任务和安全性要求高的任务与系统中其他部分松耦合,以确保系统的可靠性。飞行控制功能是整个机载任务中最为核心与关键的任务。因此将飞行控制系统(包括电传控制系统和轨迹控制系统)与航电系统在物理上隔离为 2 个不同的计算机处理网络。

(2) VMC 的通用模块

整个 VMC 系统由 3 台计算机构成,各个 VMC 之间通过 1553B 总线进行数据和指令通信。VMC 的模块种类只有 4 种,分别是:处理器、接口控制器以及通信模块(PICC)、电源模块(PS)、模拟/离散输入/输出(ADIO)和作动器接

口模块(AIM)^[4]。PS 模块向 VMC 内的其他部分提供各自所需不同电压规格的电流;ADIO 用于输入输出信号的模拟离散转换;AIM 用于 VMC 与舵机间的接口连接。PICC 模块用于各种数据信号处理和飞行数据记录等工作。其中 PICC-1 模块的软件功能为:外环功能(制导回路)控制律、大气数据计算、冗余管理和机内自检(BIT)。PICC-2 模块中运行的软件系统负责作动器的监控、输出监控、内回路(电传控制)控制律、冗余管理和 BIT。其他的飞行控制/推进系统功能由运行在 IVSC 系统中的软件模块完成。任务管理系统(MMS)功能等由 CIP 完成。

在 VMC 的 4 种模块中,使用 PICC 模块的子系统有:飞行控制系统(FCS)、IVSC 和外挂系统(SMS,主要指飞行数据记录仪和电子战系统)^[4]。电源模块主要应用在 FCS 和 SMS 中。AIM 和 ADIO 模块只在 FCS 系统中使用。

(3) VMS 的总线和接口

F-22 的 VMS 使用了 3 种类型的总线。全局总线是 IFPC 系统的 1553B 总线,该总线和大气数据传感器、发动机控制器以及处理单元相连接;PI 总线连接 VMC 机架中的处理模块;I/O 总线负责数据传送功能,它将 A/D 传感器输入模块和处理单元间的输出的数据传送到作动器接口模块。IVSC 的系统全局总线也是 1553B 总线,连接了不同子系统的控制器。从整体上看 VMC 的结构,只有全局总线和系统总线(与航电任务系统的接口总线)对外显示出来,而 PI 总线和 I/O 总线都隐藏在 VMC 内部。图 3 说明了 VMS 的总线结构原理^[4]。

图 3 还说明了大气传感器装置和全权限数字发动机控制器之间的接口连接。大气传感器装置

有 2 个大气数据探测器和 4 个静压端口组成,能够实时测量飞行中大气的总压和静压。

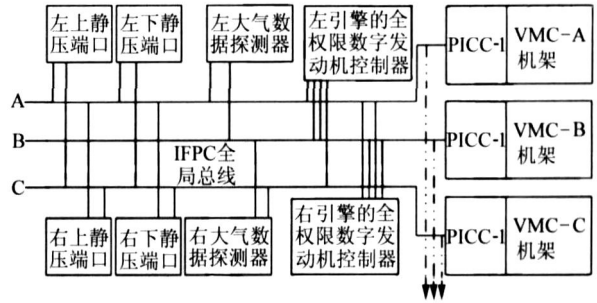


图 3 VMS 的总线连接结构
Fig. 3 VMS bus architecture

对 VMS 系统而言,最重要的接口是 VMC 到 FADEC 的 1553B 数据接口。该数据接口使得综合飞/推控制功能的实现成为可能。其他的 1553B 总线数据接口连接了大气数据传感装置。飞行器状态传感器和飞行员控制输入指令通过电路连接直接与 ADIO 模块相连,ADIO 数字结果输出通过一个 I/O 总线被传递到 PICC-1 模块。作动器控制指令通过 I/O 总线从 PICC-2 模块传送到 AIM 模块组,AIM 模块组与作动器也是直接电路连接。整个 VMS 通过担当飞行数据记录仪(FDR)功能的 PICC 模块与 IVSC 系统连接。3 个 VMC 中只有 VMC-B 机架拥有该 PICC 模块。VMS 系统还通过 PICC-2 模块与航电系统连接成网络,使用的仍然是 1553B 接口^[4]。

VMC 的机架是所有模块的安装固定设备,本身具有 PI 背板总线和 I/O 总线连接,是外场可更换模块(LRM)计算机的一种。图 4 说明了一个 VMC 机架的结构和各个模块的位置和槽位分配^[4]。

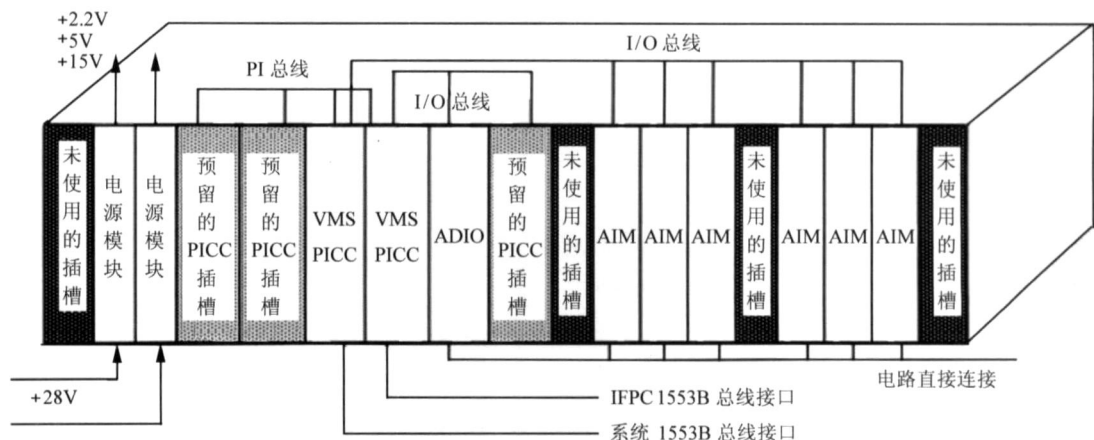


图 4 F-22 的 VMC 模块机架
Fig. 4 F-22 Common module rack

资料表明,VMC中使用了实时操作系统(RTOS),但是由于保密的原因,无法得知这种操作系统的详情。但是文献[3-4]表明该RTOS是采用Ada语言实现的实时操作系统,而非目前市场上主流的商用货架(COTS)技术。

(4) VMS的冗余

在F-22中,飞行控制系统是三余度系统,没有其他任何硬件和软件备份。3台VMC在通道间使用同步的方法来容许故障隔离。IVSC是双余度,而推进系统是四余度。图3表明3台VMC并不是完全一致的,其中VMC-B与另外2台不同。VMC-B与额外的飞行数据记录仪外挂系统连接,在可编程性能上,VMC-B缺少了1553,ICDL和PI总线测试连接接口,只具备与飞行测试系统连接的接口。VMC-B不与大气静压端口相连接。

每台VMC中目前拥有处理模块(PICC)2块,这样F-22的VMS的飞行控制系统从处理器的角度讲是 3×2 计算机处理系统。但是这种 3×2 余度配置和民用航空中的余度配置是不同的,因为每条支路中的处理模块执行的功能是不同的(VMC-A/C的功能较为接近),也与先前的战斗机的余度飞行控制系统不同。

(5) VMC系统的特点

F-22的VMC系统主要完成了飞行控制相关的控制任务,该系统的特点如下:

3台VMC从电传控制的角度上看,是相似三余度飞控系统。但是VMC还具有其他控制功能,而这些功能并不保证形成三余度系统。

由于LRM计算机的使用、系统重构技术以及VMC之间的交叉连接,F-22的VMC对故障定位和隔离准确而快速,并且故障区分粒度要远远小于以前所有的飞控计算机系统,能够达到模块组件级水平,而不是传统的控制支路级水平。因此系统总的可靠性能达到系统要求。

方案减少了冗余硬件的使用,降低了系统的重量和成本,同时提高了系统单部件的平均无故障时间(MTBF)。

由于F-22的研制时间较早,当时的芯片处理器功能和处理能力不够强大,而要完成的处理任务过于复杂,为了提高系统的可靠性,采用了不同任务在不同的处理模块上执行的方案(飞行控制中的内外环控制回路功能分开进行)。这样可以改善高优先级任务的执行完成情况,确保系统性能。

F-22的VMC系统在系统重构、故障模式的恢复等功能实现还不够完善,与其航电系统的

CIP相比具有较大的差距。由于PICC的处理器能力和模块数量(每个PICC模块包含1个16位的1750A处理器)的限制,2个PICC模块运行的软件模块不相同,这就决定了同一VMC内部无法进行CIP中的降级重构^[5],不能在单点故障下由备用模块或者有其他同种模块运行故障模块的功能软件来重构,而只能由其他VMC的同种模块运行其功能软件来完成重构和故障恢复。而这对VMC的PICC处理模块提出了更高的处理能力和可靠性要求。

3台VMC的连接采用1553B军用航空总线。由于传输速率和连接方式的限制,决定了VMC系统间的数据传输量受到限制,不利于未来战斗机的综合信息化和数据融合处理。

2 JSF的航电系统与VMS系统

2.1 JSF的航电系统结构

JSF航电系统是在宝石台(pave pace)计划的基础上发展起来的。与F-22的系统一样,仍然分为3个功能分区:综合传感器网络探测区、综合核心处理区和飞行器管理区^[6]。与F-22不同的是探测区要承担一些海量数据预处理工作,并将高级别的状态数据传送到综合核心处理器(ICP),而不是将数据简单发送到ICP。ICP是整个航电系统的处理中心,它分为信号处理和数据处理两部分。VMS仍然负责整个飞机的飞行控制和推进系统控制^[7-8]。

(1) JSF航电系统的连接网络

JSF的航电系统除了采用光纤网络(FC)外,还使用传输速度略低于光纤的IEEE 1394火线连接。ICP与传感器前端、通信导航和识别设备(CNI)、显示器之间的互联是2 Gbit/s的光纤通道;ICP、显示、CNI与VMS的互联用的是400 Mbit/s的火线。大气数据装置和惯导系统也综合在VMS中。外挂系统也连接在火线上。图5说明了JSF的ICP与航电系统连接结构。

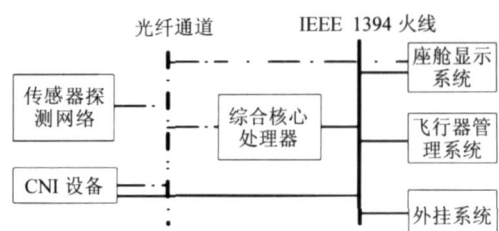


图5 JSF的ICP及其外部互联结构示意图

Fig. 5 JSF ICP architecture

光纤通道采用可扩展固连接口(SCI)标准总线。SCI是一种高性能的、灵活性的和可扩展的互连技术。每条链路可支持高达8 Gbit/s(并行)或1 Gbit/s(串行)的带宽,节点延迟非常低(一般为25~100 ns)。由于SCI总线具有低延迟、高带宽、可扩展等特点,因此它可用于多种环境的连接,包括LAN,I/O和存储器,甚至处理器的系统互连,可以胜任各种关键应用领域。

在JSF中,SCI取代F/A-22上高速光纤数据总线(HSDB)、命令/控制总线1553B、数据流网络(DN)、PI总线、视频分布数据网络(VDDN)、传感器分布数据网络(SDDN)和TM-bus中多种互连标准,最终实现航空电子的一体化综合;并大大简化电子系统结构,提高功能和降低费用。

(2) JSF的ICP系统

JSF的ICP系统目前由2个机箱组成,分别有23个插槽和8个插槽。ICP的通用模块分为7种共22个模块^[9],总的数据处理速度每秒运算次数为 40.8×10^9 ,信号处理速度每秒浮点运算次数为 75.6×10^9 ,图像处理使用一种专用数字信号处理器(DSP),并使用特定的信号处理方法,其速度每秒乘/加运算次数(MACS)为 225.6×10^9 。通用模块的种类分别是:4个通用处理(GPPE)模块,2个通用处理/输入输出(GPIO)模块,2个信号处理(SP)模块,5个信号处理/输入输出(SPIO)模块,2个图像处理模块,2个交换器模块和5个电源模块。ICP的内部结构如图6所示。

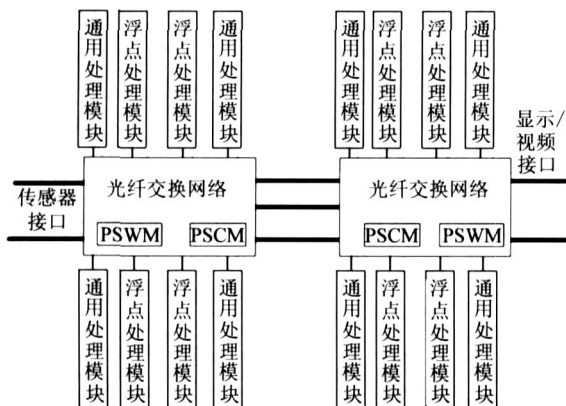


图6 ICP的模块连接结构

Fig 6 The pave pace ICP architecture

目前2台ICP还留有9个插槽,还可以再插入8个处理模块和一个电源模块。ICP大量采用COTS技术,目前通用处理模块和信号处理模块

的CPU都是Power PC,并集成了128 bit的AltiVec(一种矢量计算技术,能大大提高CPU数据处理能力)技术。图像处理器采用FPGA和VHDL构成的特殊处理器。

软件上,ICP数据处理系统使用了Green Hill公司的Integrity商用实时操作系统,信号处理采用了Mercury公司的商用多计算机操作系统。除了少数模块,大部分的模块都使用C/C++语言进行了软件功能开发。

其中光纤交换模块(PSWM)和光纤交换控制模块(PSCM)都是ICP中用于光交换的模块。PSWM是一个64端口的,全连接、非阻塞、光学交叉切换器,能够以每通道3.2 Gbit/s的速率满足32通路同步通信的需求。PSCM是能够控制PSWM模块的切换和连接,通道响应操作时间 $< 2.5 \mu\text{s}$ ^[10]。

使用光交换的网络对系统而言,具有两个明显的优势:首先是光纤传输介质能够增加系统抵抗电磁冲击和干扰的能力;其次与电缆相比,随着传输距离的增加,光纤的传输速率的下降并不显著,功耗增加也并不明显。后一个特性可以使不同的处理机放置在飞机上多个分布的地理空间上,同时不会降低系统的传输性能。相比传统的统一机箱空间放置,这种放置方式可以提高系统对战损的抵抗力。

(3) ICP的光纤交换网络

与F-22的CIP相比,ICP在背板总线上、模块种类和数量、系统处理能力上都有了很大的提高,但是只有基于SCI光纤背板总线技术的光纤交换网络(PEN)是从系统结构上的改变,而F-22的CIP的PI背板总线是以消息的方式进行信息交换的分布式通信网络。

PSCM模块不但在不同背板间(就是两个不同的网络部分,每个ICP是一个网络)提供服务,也支持同一背板内的模块请求。背板间的连接请求必须通过各个网络间的PSCM间的专用光纤通道来连接。同一背板间的连接请求由背板内的总线连接^[10]。PSCM采用轮询的方法来检测每个端口是否有连接请求。连接请求消息中则使用了逻辑目的地址。逻辑目的地址便于系统资源的重构。例如,当使用备份模块恢复故障时,只需要将备份的地址更改而无需更改用户应用程序。图7说明了2个PEN的连接过程。图中虚线是控制信号链路,实线是数据信号链路。

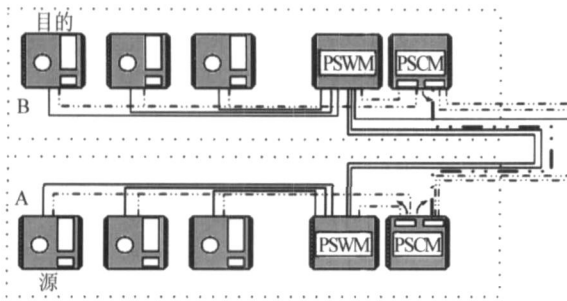


图7 2个PEN的连接
Fig.7 A two backplane PEN

2.2 JSF的VMC系统

JSF的VMC系统2003年由BAE系统公司研制完成并交付洛克希德-马丁公司。由于保密的原因,详细的设计方案无法得到。因此只能在有限资料的基础上进行分析。

在JSF中飞行控制计算机由3台VMC组成,VMC本身仍然是采用背板总线的LRM计算机系统。外形尺寸上,VMC略小于一个鞋盒大小,每个VMC有3个通用模块卡,分别是:处理模块卡、I/O模块卡和电源模块卡。每个处理模块包含2个Power PC处理器^[7]。整个VMS系统的任务包括飞行控制和一些具体应用功能,如燃油控制管理和电气、液压系统控制等。

为了保持3台VMC数据的同步,VMS使用表决比较的方法来确保数据的一致性。在发生不一致的情况下,通过结果表决的方法来隔离故障通道;JSF的VMC的处理模块只有一个,但是拥有2个CPU;VMC采用某种嵌入式实时操作系统。

据此,有如下结果:

(1) VMC的电传控制系统是3×2的相似冗余系统。与传统的意义不同,“3”指的是3台VMC,“2”指的是每台VMC的系统处理板有2个CPU。

(2) VMC的系统处理板包含2个Power PC处理器。这样的结构可能有两种运行方式:一是对称多处理器(SMP)系统(即只有一个操作系统,但是运行在2个CPU之上);二是每个CPU各自组成独立运行的系统,二者之间通过某种桥接总线连接进行通信和同步。JSF具体采用何种方案无法准确得知,但是可以从F-22的VMC的结构进行对比猜测:JSF的VMC中是两套独立运行系统,但是软件层次上应该具有某种故障情况下的重构能力(类似F-22中的CIP),而两套系统的硬件完全同构使得这种功能重构实现起来更

为容易。由于JSF大量采用COTS技术,VMC系统也不例外。从目前市场上主流的单板计算机系统(主要的厂家有GE和SBS公司,SBS已被GE收购)来说,这种两套独立运行的结构也是目前的主流。图8说明了JSF的可能模块结构。

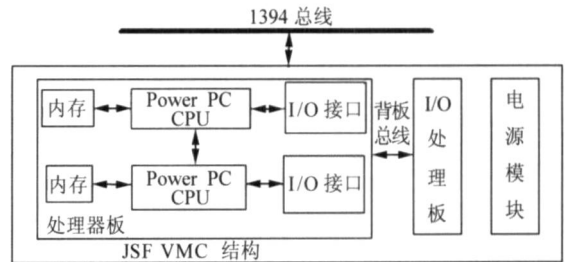


图8 JSF的VMC模块构成结构
Fig.8 JSF VMC module architecture

(3) VMC采用了RTOS操作系统,该RTOS采用了某种调度方法来解决数据处理和控制律计算等任务调度问题。同时,在系统重构的时候,还要采用某种负载平衡的策略解决执行任务在多CPU上的分配问题。这种任务分配是动态和随机的。

(4) JSF的3台VMC之间的功能应该基本相似,差别是交叉连接的总线数目略有不同。这一方面与F-22不同,单是从电传控制的角度看二者都是相似三冗余系统,但JSF的每个支路有2个CPU,而F-22每个支路有2个独立的处理计算模块。这一点是基于使用强大的精简指令集(RISC)商用CPU,处理能力和升级维护性能较之F-22的1750A处理器(16位的CPU)大大提高。这样做的目的是形成3个通道的相似冗余配置。

(5) VMS系统仍然只负责最为关键的飞行控制相关功能,其他MMS功能仍然由ICP负责。

(6) JSF的VMC系统由于其处理器功能强大,能够进行复杂的算法运算,从而为复杂的VMS系统重构提供了物质基础。但是由于目前的结构中两套处理系统在一块板卡上,从而造成对供电系统和处理器间桥接总线的依赖。

3 中国下一代战斗机的飞行控制计算机系统的关键技术和发展思路

下一代战斗机由于其担负更为复杂的任务,对控制系统提出了更高的要求。而飞行控制计算机系统是控制系统中的关键处理设备,对性能要求如数据吞吐的带宽、处理能力以及可靠性等方

面都有严格的要求。飞行控制计算机系统是一种嵌入式计算机系统,因此目前微电子技术和软件技术的迅猛发展必定会给飞行控制计算机系统带来深刻的影响。由于中国目前缺少成熟的核心系统微处理器和自主知识产权的操作系统(包括通用操作系统和嵌入式操作系统),因此在跟踪国外先进的飞行控制计算机系统技术的同时,还要根据中国的电子工业技术和软件技术水平,寻找解决问题的最佳途径。同时,中国下一代战斗机的飞行控制计算机系统研制工作要切中肯綮,要在关键技术有所突破,要体现出前瞻性和先进性,而不是简单地模仿和照搬。只有这样才能开发出符合中国实际情况和性能要求的系统。本文对这些关键技术进行了初步研究,并尝试提出其发展思路,以供相关的研究单位参考。

3.1 航空总线技术

随着技术的进步和对战斗机性能要求的提高,飞行控制系统需要的外挂设备越来越多,功能也越来越复杂,要求的数据传输带宽和实时性能也更高,这就对航空总线提出了很高的要求。目前最为广泛应用的仍然是 1553B 航空总线,大量存在于现役战斗机中。对下一代战斗机来说,文献[11]通过比较说明了适合中国的航空总线技术是 FC 光纤通道技术。目前中国仅仅能从市场得到普通的性能较低的商业版,而且开发软件不够完善。

由于未来战争是网络化、信息化的战争,各种信息处理和融合显得尤为重要。而这这就要求航空总线传输数据的高速率和高可靠性。

所有这些因素都对中国的下一代航空总线技术提出了严峻的挑战。基于中国的实际情况,或许采用从商用市场上采购基本的硬件和开发工具,在此基础上进行自主开发是一条正确的路线。

3.2 LRM 计算机技术

LRM 技术可以提高模块的通用性,减少模块类型;同时因为其良好的故障检测和隔离能力,对模块故障定位更准确,并通过系统重构,增强了系统容错能力,提高了系统的可靠性。其核心内容是成熟可靠的背板总线,主要种类有 Arinc659、PI 总线、SCI 等。目前国内已有与国外产品兼容的背板总线可用,主要集中在 PI 总线^[12]。

无论是航空电子系统还是飞行控制系统都需

要 LRM 计算机的支撑,才能完成其各自的故障检测与系统功能分级重构功能。

中国在此领域内基础薄弱,想直接研发符合军标的 LRM 计算机系统具有较大难度。但是工业强度级别的 VME 和 VME-64 以及 Compact PCI 的单板计算机系统可以很容易从市场上得到,且商用的 CPU 单板系统功能强大,足以胜任飞行控制系统的需求。因此从这些工业标准的产品出发,通过自主研发开发出符合军用标准的 LRM 计算机是一条实际可行的道路。

3.3 计算机的运行组织结构

中国航空工业目前缺乏成熟的微处理器(包括 DSP 处理器)产品支持,而微处理器是各种数据和信号处理的核心部件。美国由于其巨大的信息技术优势,使得其可以在机载计算机系统中采用简单的结构、较少的系统处理模块和较低的冗余配置的同时性能又不降低,而这对于中国目前处于较低水平的电子工业来说是无法满足要求的。因此要在计算机的组织结构、系统运行时的功能分配、不同优先级的任务调度等方面需进行更多的研究和优化。

在中国较低的电子工业水平的基础上,为了提高系统运行的可靠性和安全性,必须在冗余组织上采用新的方案,如采用并行计算的高可靠集群系统^[13]等技术来组织飞控计算机系统的运行方式。在软件层次上,要充分利用微处理器的处理能力,更好地使用系统重构技术来达到系统安全可靠的运行。

3.4 嵌入式操作系统

下一代战斗机由于其飞控任务复杂多样,要求其飞控计算机系统具有很强的任务调度、异常恢复、内存保护和良好的编程接口。而传统的主控程序式的软件系统已不能满足这种要求,因此使用嵌入式操作系统是一种必然趋势。

目前国内很多单位都在进行自主研发嵌入式系统,而且已有可用的产品,但与国外产品相比还不够成熟。另外,商用的 VxWorks 家族和 ThreadX 与 VelOsity 都是很好的选择。

3.5 COTS 技术

为了降低系统生产和维护成本,提高战斗机的可用性与可负担性,以及考虑到未来系统部件的可升级扩展能力,COTS 技术在下一代战斗

机的研制中得到广泛的应用。例如美国的 JSF 就大量采用了 COTS 技术,不但降低了成本,而且还使得系统性能和可升级能力得到极大的提高。

中国目前工业水平和软件技术水平相对较弱,经费有限,因此更应在下一代战斗机飞控计算机系统研制中采用 COTS 技术。例如工业界的微处理器、商用嵌入式操作系统等方面都需要认真考虑。

4 结束语

飞行控制系统对下一代战斗机的性能具有很大的影响。F-22 和 JSF 的飞行控制计算机系统结构是要借鉴的,但是不能照搬,而是应该根据中国的实际工业水平发展适合自己的系统。本文在对美国目前最为先进的两种战斗机 F-22 和 JSF 的飞行控制计算机系统结构进行分析和探讨的基础上,提出了中国下一代战斗机的飞行控制计算机系统研制过程中需加注意的几项关键技术。实际的研制过程中,应该建立一个软/硬件系统的协作开发环境(由控制、机械和计算机等多学科交叉融合组成)来具体地完成这项工作。希望这些分析和关键技术建议能对中国下一代战斗机的研究和开发工作起到一定的参考作用。

参 考 文 献

- [1] 江帆. 综合航空电子系统新技术研究[J]. 现代电子技术, 2003(20):32-34.
Jiang F. Research of integrated avionics system new technologies[J]. Modern Electronic Technique, 2003(20):32-34. (in Chinese)
- [2] Morgan D R. Military avionics twenty years in the future [C]. New York: Proceedings of IEEE on Avionics, 1999: 438-490.
- [3] Wolfe C A, Campbell M E. Integrated CNI avionics using F-22 modular products [C] Aerospace and Electronics Conference. Dayton, OH, USA: [s. n.], 1996, 1:264-271.
- [4] Advisory Group for Aerospace Research & Development. Integrated vehicle management systems [R]. France: North Atlantic Treaty Organization, AGARD Advisory Report 343, 1996.

- [5] Kenneith A. Seeling, reconfiguration in an integrated avionics design [C] 15th Digital Avionics Systems Conference. Atlanta Georgia: IEEE, 1996: 471-478.
- [6] JAST Avionics Lead. JSF avionics architecture definition appendices [S]. Arlington, USA: JAST Avionic Lead, 1994.
- [7] Adams C. JSF: integrated avionics par excellence [J]. Avionics Magazine, 2003 (9):18-24.
- [8] Hughes D. JSF combat software [J]. AW & ST, 2003 (8):52-56.
- [9] 袁晓晗. 航空电子综合核心处理技术研究 [J]. 航空电子技术, 2004, 35(3):6-10.
Yuan X H. Study on integrated core processor technology in avionics [J]. Avionics Technology, 2004, 35(3):6-10. (in Chinese)
- [10] Imbesi D J, Kaplow W K. The pave pace integrated core processor [J]. Digital Object Identifier, 1992, 5: 806-814.
- [11] 诸葛卉. 最适宜航电系统的网络技术 [J]. 国际航空, 2004 (11):61-64.
Zhu G H. How to choose high-speed network for avionics [J]. International Aviation, 2004(11):61-64. (in Chinese)
- [12] 王卫东. 面向第四代战斗机航空电子系统应用的分布式计算机系统研究与实现 [D]. 西安:西北工业大学, 2000.
Wang W D. Study on distributed computer system orient to avionics system in the next generation fighter [D]. Xi an: Northwestern Polytechnical University, 2000. (in Chinese)
- [13] Kopper K. The linux enterprise cluster [M]. San Francisco: No Starch Press, 2005.

作者简介:



陈宗基(1943 -) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行控制系统设计方法和 CAD 技术、自适应控制理论、自修复控制系统理论、混合系统理论、虚拟样机技术等。



孔繁峨(1978 -) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行控制系统、嵌入式系统和虚拟样机技术。

Tel :010-82316849-72

E-mail :kfe@buaa.edu.cn

(责任编辑:鲍亚平)