

探析 B737-300 飞机飞行管理计算机系统的组成

全锐 史国向

(中国邮政航空有限责任公司 北京 101318)

摘要: B737-300 飞机是美国波音公司研制的中短途运输机, 最早于 1984 年投入商业化运营。经过 30 余年的运行, B737-300 飞机以运行的稳定性著称, 而其中的飞行管理计算机系统, 是确保其稳定运行的重要保障。本文在进行 B737-300 飞机飞行管理计算机系统概述的基础上, 开展了 B737-300 飞机的 FMC 系统设计探析, 以及 B737-300 飞机的 CDU 设计研究。希望通过本文的研究, 能够较为全面地解析 B737-300 飞机飞行管理计算机系统的组成结构。

关键词: 飞机; 飞行管理; 计算机系统

0 引言

B737-300 飞机自投入市场以来, 在我国的飞机货运领域得到了广泛的应用。B737-300 飞机的飞行管理计算机系统, 主要用于飞行控制, 飞行员能够利用飞行管理计算机系统, 有效发布飞行指令, 从而在人机交互的飞机控制过程中, 确保飞机能够按照指令有序运转。B737-300 飞机飞行管理的计算机系统设计, 具有较高的科学性, 使得 B737-300 飞机在我国的货运飞机领域中, 获得了良好的使用评价。

1 B737-300 飞机飞行管理计算机机制简述

B737-300 飞机安装的飞行管理计算机系统为 FMCS 系统, 是 B737-300 飞机数字化航空电子综合飞行管理系统 FMS 的主要子系统之一。在 FMCS 系统之外, B737-300 飞机的 FMS 还包括自动驾驶/飞行指引系统(FADS)、自动油门系统(A/T)、惯性基准系统(IRS)、电子飞行仪表系统(EFIS)四个相应的子系统。

在 B737-300 飞机的 FMS 系统中, FMCS 系统能够通过优化性能计算、导航及位置计算、大气数据和导航传感器选择、飞行计划、导航数据库储存、横向和垂直导引、自检检测及故障处理的功能运用, 实现飞机的自动化飞行控制。为了实现以上功能, FMCS 系统还与数字式大气数据计算机(DADC)、VHF 导航接收机、马赫空速指示器以及飞行方式通告器面板等分系统进行数字通信。FMCS 由飞机管理计算机(FMC)以及控制显示部件(CDU)构成, 根据实际的飞机控制需求, 可以安装 FMC 及 CDU 各 1 套, 也可以安装 1 台 FMC 及两台 CDU。本文主要针对 B737-300 飞机的 FMC 及 CDU 进行简介。

2 B737-300 飞机的 FMC 系统设计探析

2.1 设计特点

B737-300 飞机的 FMC 系统, 是美国利尔·辛格公司设计的小型中速通用并行计算机。该计算机运用分布式多处理机结构, 共包括 3 个独立的计算机应用单元, 分别为导航处理机(NAV)、性能处理机(PRF)以及输入/输出处理机(I/O)。每一个处理机都运用独立的并行地址总线及数据总线, 在电气结构上具有相应的独立性。各计算单元的通信, 则由全局储存器及处理机间的中断进行实现。

2.2 导航部分的功能结构

B737-300 飞机的导航部分, 需要实现计算飞机的水平及垂直导引功能。B737-300 飞机的导航部分处理机(NAV)具有 A14 及 A15 两个插件, 包含 1 个 16 位算数的逻辑处理器, 1 个 24 位乘法单元, 并包括地址输出接口、数据输入/输出接口(I/O), 辅助定时及控制电路。B737-300 飞机导航部分存储器, 是由 A12、A11、A9、A154 个插件构成。A12 包含导航程序, 可进行导航运算。另外, B737-300 飞机的导航功能内容主要有可以自行编辑的的导体存储器(EPROM)、输入地址及输出数据的缓冲器、电路等。其中, A11 ~ A9 是电路的主要板块, 包含高速存储器(HSRAM)、数据输入及输出缓冲器、控制电路。A15 指的是导航数据库当中剩余的内容, 同样包含了上述性能内容。

2.3 性能部分的功能与组成

B737-300 飞机的性能部分主要负责发动机性能计算功能。其性能处理机包括 A18 以及 A17 两个插件。功能环节的储存器件包括 A16 和 A9 两个部分。A16 为电路模块, 包含性能计算程序, 基本与 A12 的存储器相同, 并包含地址输入缓冲器、数据输入/输出缓冲器及控制电路。A9 同样为电路模块, 包括全局存储器, 能够实现性能部分的保护功能。

2.4 I/O 部分的功能与组成

B737-300 飞机的 I/O 部分, 负责实现写入以及读取的相应计算机功能。I/O 部分主要有本环节处理, 并进行存储器插件、杂散 I/O 插件、管控器插件、ARINC I/O, 以及组装离散接口插件。电路模块包含 EPROM 存储器, 用于存放 I/O 程序, 实现计算机的读取和写入功能。该处理器的功能与 A16 所包含的处理器功能完全相同。杂散 I/O 电路模块, 具备实时时钟功能、环路故障检测功能, 并可完成循环冗余检查。ARINC 管控器可以和 I/O 的处理机进行互相沟通, 并监管 ARINC 输入和输出这一操作步骤。离散接口的插件主要包含共计 77 个输入与 4 个输出的离散量, 另外还有 1 个定时器为 10 s。

2.5 多处理机间的通讯及同步

FMC 系统中, 每个处理机都具有独立的数据总线及地址总线, 以便实现处理机、存储器、I/O 接口的通讯。在 FMC 计算机中, 一般要实现处理机间的通讯、同步以及控制功能, 3 个处理机之间的通讯是通过处理机间的中断及共享全局存储器实现的。

2.6 ARINC 接口

ARINC 接口电路模块 A3 及 A2 负责接收和发送 ARINC 数据。高速输入接收器、译码器以及低速接收器等部件组成了 ARINC 管控器,进而对所接收的数据资料开展检查工作。ARINC 发送器同样也由高速输入接收器、译码器及低速接收器、译码器组成,主要进行相应的数字格式转换,并以适当的速度输出。

3 B737-300 飞机的 CDU 设计研究

3.1 CDU 的功能与特点

CDU 是为飞机驾驶员及地勤人员,提供计算机飞行管理系统的接口。CDU 将飞行管理计算机系统接收的信息,显示在显示器上,以便飞行员准确掌握飞机的工作状况。飞行员利用 CDU,可以输入飞行计划及相应数据,并以此启动飞行管理系统的各部件工作。地勤人员利用 CDU 能够检查系统整体的运转状态。

3.2 CDU 的组成机构

CDU 分为数字部分及模拟部分。数字内容是由未处理电路卡、ARINC I/O 电路卡以及发光开关的面板等部件组合而成。模拟环节则根据偏转电路、自动亮度控制、显示的插件与高压电源存储体、低压电源插件装置形成的。

3.3 数字部分构成

数字部分包括 CDU 控制器、显示控制器、ARINC 接口、键盘接口及通告器接口 5 个部分。CDU 控制器由微处理器及控制程序构成,微处理器执行控制程序对数字部分产生必要的控制及定时信号。显示控制器由 RAM 及 ROM 组成。ARINC 接口是 CDU 与 FMC 的接口。键盘接口由 A4 及 DS1 构成,用于接收键盘信息。通告器接口是在 CDU 控制下使通告器亮光的电路。

3.4 模拟部分构成

模拟部分提供 CDU 工作用电以及显示器信号。模拟部

分包括电源供给功能、视频驱动功能、VIT 检测功能、自动亮度控制功能、偏转功能。偏转电路插件从数字部分接收相应信号,并为显示器提供视频数据。

3.5 面板各部分介绍

面板包括显示器、键盘、通告器 3 个部分。显示器主要负责将飞行管理计算机的信号传递给飞行员。CDU 的键盘为 1 个 69 键的背光键盘,使飞行员能够通过键盘输入相应的飞行指令。通告器主要负责报警功能。

3.6 显示界面简介

CDU 在飞机飞行中,利用现实各个页面信息,向飞行员提供相应的参考,其主要界面包括索引、标识、航线、起飞、爬升、巡航、位置、下降、进场、维护等 10 个部分的内容。飞行员通过参考显示界面信息,能够进行相应的指令输入,从而确保飞机正常运转。

4 结语

B737-300 飞机的飞行管理计算机系统,具有较为科学的设计理念,在有效提升飞行员对于飞机操控能力的基础上,利用便捷化、智能化的飞行管理计算机控制体系,确保了飞机运转的稳定性。在日常的货运工作中,飞行员能够通过飞行管理计算机系统的有效控制,满足相应的飞行货运工作需要。通过本文的研究,能够使大家更为准确地了解 B737-300 飞机的飞行管理计算机系统的组成结构,从而更为科学地掌握其飞行管理原理提供参考。

参考文献:

- [1] 韩伟.大飞机在空气动力学及飞行原理课程教学中的应用——以江苏航院 B737-300 型飞机为例[J].科技风,2020(35):43.
- [2] 宗剑,李雨林,江稳,等.航空类专业高校飞机项目开发意义的分析——以江苏航院 B737-300 型飞机为例[J].中国现代教育装备,2020(15):128.

(上接第 147 页)

优化后的结构门上密封胶条厚度增加了,为了验证箱体新结构的密封性能,对整个过渡车钩箱进行了 IP54 的防护等级试验,使用滑石粉对箱体进行 8h 的防尘试验,使用淋水喷头对外壳表面每平方米喷水时间约 1min,试验时间最少 5min,进行防水试验,试验结束后过渡车钩箱内部没有灰尘,没有积水,直径 1.0mm 的接触探针不能进入壳内。

2.3 固定试验验证结构可靠性

新的结构在过渡车钩箱体上设置了纵、横装置的防撞板和止挡座,为了验证其可靠性,对整个箱体进行固定试验,将过渡车钩箱止挡旋转到位,固定小车托板,在过渡车钩箱托板处做出标记,模拟列车运行状态,试验后观察托板与箱体有无相对位移。试验结果证明小车托板在箱体内固定牢靠,无相对位移。

2.4 冲击振动试验验证强度性能

为了验证过渡车钩箱新结构的强度,对整个箱体进行了冲击振动试验,整个箱体通过吊耳用螺栓吊装在工装上,模

拟列车运行环境,根据 GB/T21563-2008《轨道交通 机车车辆设备冲击、振动试验》标准要求,在纵向、横向、垂向分别进行 5 个小时的振动试验,然后再进行共 18 次的冲击试验。试验结果,过渡车钩箱吊耳及组件所有焊缝无裂纹松脱、无明显变形。

3 结语

对铁路客车用过渡车钩箱结构进行了优化,通过拉推力试验验证了小车托盘的载荷能力,通过外壳防护等级试验验证了箱体的密封性能,通过固定试验验证了纵向、横向固定装置的可靠性,通过冲击振动试验验证了吊耳及箱体的强度及焊接质量,为铁路客车用过渡车钩箱的安全性提供了可靠依据,为铁路安全运营提供了有力保障。

参考文献:

- [1] GB/T21563-2208,轨道交通机车车辆设备冲击和振动试验[S].
- [2] 关明全,马平,王金贵,等.铁道客车设计手册(上册)[G].长春:吉林省铁道学会,1989.