

飞机综合模块航电电气 系统的架构及接口

Aircraft Electrical System Configuration and Interface of Integrated Modular Avionics

周小春 / Zhou Xiaochun

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210)

摘要:

分析飞机综合模块航电(IMA)系统的已有技术和计算机应用技术,研究飞机综合模块航电系统的物理拓扑,及典型系统接口,初步定义不同构型飞机综合模块航电电气系统的基本架构及接口。

关键词:航电数据通讯网络;全双工交换式以太网;核心处理输入输出模块;交换机;共用核心处理机;远端数据集中器

[**Abstract**] Studying physical topology and typical interface of airplane IMA system based on analysis of existed airplane IMA computer and its application technologies, then preliminary definitions for fundamental electrical system architecture and its interface with different airplane IMA configurations are presented.

[**Key words**] ADCN; AFDX; CPIOM; Switch; CCR; RDC

0 引言

运用计算机技术构建的飞机综合模块航电(IMA, Integrated Modular Avionics)系统,是飞机系统向更高性能发展的重要技术。

计算机网络及冗余架构可显著提高飞机系统的效能和可靠性。总线网络减少了大量信号电缆重量。通用处理器装载多种系统功能软件构成的航电计算机简化了飞机系统构型、降低了系统成本。模块化组件减少了系统结构重量,提高了系统维护性和飞机运行的经济性。A380、B787、A400M、A350等机型运用综合模块化航电系统的技术实现和系统效益,验证和引导了飞机航电、电气系统发展的方向。高度综合、高性能计算机网络技术,也是飞机系统多电化发展的重要技术。

飞机综合模块航电系统,可分为航电计算机(Avionics computer)系统(包括多系统公用存储器)、航电数据通讯网(ADCN, Avionics Data Communication Network)、飞机分系统装置(Actuators)三部分。

1 模块航电计算机及接口

飞机综合模块航电系统,将飞机常规航电、电气系统部分设备的功能,用装载系统功能软件的计算机取代。

航电计算机可以有专用核心处理输入输出模块或共用核心处理机两种构型:

(1) 专用核心处理输入输出模块 CPIOM (Core Processing Input/Output Modules)

CPIOM 是应用于机载网络的飞机分系统专用计算机,是分立式 IMA 架构。各分系统计算机位置根据总体布置会有不同。CPIOM 集成了共享存储器和处理器及系统功能软件。CPIOM 因所用系统不同,其接口和系统软件不同,型号中用 CPIOM-X 区别不同系统的计算机。典型系统集成如下:

- CPIOM-A: 发动机控制 (FADEC);
- CPIOM-B: 客舱环控、烟雾探测、水废水;
- CPIOM-C: 飞控和引导、高升力计算机;
- CPIOM-D: 驾舱显控、通讯、飞管、传感器;
- CPIOM-E: 电源、液压、系统加温;

CPIOM-F:燃油测量和燃油管理;

CPIOM-G:起落架系统。

CPIOM 采用通用的处理资源,系统为 ARINC653 操作系统,它可在时间和空间上分区,同一个处理器上可运行不同的应用软件,而且能使得不同应用软件之间隔离。因此能使机上不同系统功能的处理软件,装载在模块化的通用处理硬件资源中。ARINC 653 操作系统符合 DO-178B 的 A 级要求。

为了满足一些特别航电设备的高要求,需设计专用的输入输出模块 IOM (Input/Output Modules),用以转换来自常规航电 LRU 系统内部的总线数据或相反。IOM 不装载航电功能程序。

专用核心处理输入输出模块 CPIOM 与其它飞机分系统电子电气设备通讯,需设置远端数据集中器 RDC (Remote Data Concentrator)。

(2) 共用核心处理机 CCR (Common Core Resource)

CCR 是应用于星型局域网的系统共用核心处理机,属于集中式 IMA 架构。

CCR 是全机航电、电气系统的处理中心,中心计算机集成了多个通用处理模块 (GPM, General Processor Module),以及数据总线标准接口 I/O 和具有数据保护功能的共享存储器。相同类型模块可以互换。

多个通用处理模块 GCM 分别装载了不同系统专用软件,用于完成不同的系统功能。典型 CCR 机柜中有 16 个 LRM,其设置如下:

2 个电源变换模块 (PCMs, Power Conditioning Modules);

8 个通用处理模块 (GPMs, General Processor Modules);

2 个网络交换机箱 (ACSS, ARINC 664 Network Cabinet Switches);

2 个光纤转换模块 (FOXs, Fiber Optic Translator Modules);

2 图形发生器模块 (GGMs, Graphics Generator Modules)。

一些特别高度完整的系统,则设置独立的专用计算机,这些被区分的系统是:

(1) 发电控制装置 (Generator control units);

(2) 发动机控制系统 (Main engine FADECs);

(3) 飞行控制电子机柜 (Flight Control Electron-

ics cabinets)。

飞机系统功能软件驻留在 8 个通用处理模块中。

集中式 IMA 架构的远端数据集中装置 RDC,作为常规航电、电气系统设备与 IMA 系统的接口。RDC 驻留有专用应用程序,RDC 用于转换飞机系统的模拟量、ARINC429 数据、CAN 数据到 ARINC664 格式,或相反。

RDC 分布在飞机系统设备附近,通常每个 RDC 分设一个通道 A 和通道 B 互为冗余。

2 航电数据通讯网络 (ADCN/AFDX)

航电数据通讯网络 ADCN,采用符合航空电子设备要求的全双工交换式以太网 (AFDX, Avionics Full Duplex Switched Ethernet)——ARINC664 协议网络。

ADCN/AFDX 物理拓扑为星型结构,网络可级联扩展。

ADCN/AFDX 采用虚拟链路 (VL, Virtual Link) 技术,每条物理链路支持多条 VL,每个 VL 用逻辑隔离。ADCN/AFDX 定义了 10 Mbps 或 100Mbps 的连接速率,所有虚拟链路分用物理链路带宽,每个 VL 都有确定的带宽。VL 逻辑定义了一个单向连接,帧从一个源终端系统到同一 ID 的一个或多个目的终端。ADCN/AFDX 的延迟、路径和性能确定。

ADCN/AFDX 定义了两个互为冗余的交换网络 A 和网络 B。发送端数据帧将同时发送到 A 网络和 B 网络,接收端会同时收到互为冗余的 A 和 B 网络的数据帧。

综合模块航电 IMA 数据通讯网 ADCN/AFDX 组成如下:

(1) 交换机 (Switch),是 ADCN/AFDX 的核心,是 ADCN/AFDX 的通讯枢纽。交换机的主要通信功能在于通信的过滤、策略、交换、监控。

交换机工作在数据链路层,用存储转发方式工作,交换机基于帧交换技术为源端和目的端之间提供一个点到点连接,为每一个端口提供专用网络带宽。

ARINC664 定义了每个交换机不超过 24 个端口,支持 4 096 个 VL,每个终端对应于交换机的一个端口,各端口之间同时形成多个数据通道。交换机可以级连以扩大网络。

(2) 终端 (End System),是用于系统计算机与

ADCN/AFDX 链接的装置。终端与系统计算机设置在一起。

终端向 ADCN/AFDX 有两组独立的通信接口,分别接 A 网络与 B 网络。

接口有三种类型:采样端口(Sampling Port)、队列端口(Queuing Port)、服务通道端口 SAP(Service Access Point)。采样端口 Sampling Port 可用于周期数据,队列端口可用于事件数据,SAP 端口用与非 AFDX 系统的通信。

(3) 网络(Harnesses, fiber optic or copper wires),是实现系统互联、数据交换的物理链路,ADCN/AFDX 链路可用光纤或星形四芯绞扭电缆。

ARINC664 协议定义了 ADCN/AFDX 为两重独立、互为冗余的 A 网络和 B 网络结构,每个用户都有两个不同 ADCN/AFDX 网络的接口。ADCN/AFDX 架构如图 1 所示。

A 网络或 B 网络还可以分为 1(左)和 2(右)两个通道,ADCN/AFDX 在系统级支持 SIDE1/SIDE2 隔离规则,两边能够互不影响的进行传输。

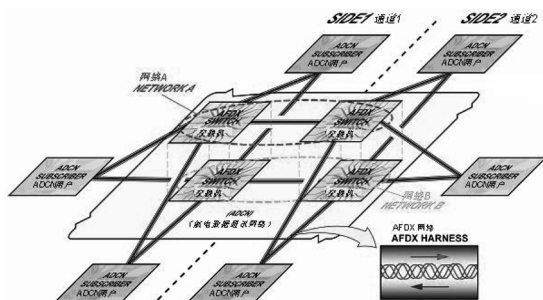


图 1 ADCN/AFDX 架构

3 综合模块航电系统架构

ADCN/AFDX 是 IMA 系统的骨干网络。AFDX 结构具有如下特性:

- (1) 冗余性,对每个终端系统提供两个独立的网络通道;
- (2) 可扩充性,采用星形结构,终端系统数量可以扩充,系统架构可扩展;
- (3) 容错性,确保单点故障不影响整个网络;
- (4) 支持与互联网的通信连接,方便与地面支持设备连接。

3.1 分立式 IMA 架构

分立式 IMA 系统结构,按分系统分别独立设置系统专用计算机及装载系统专用功能软件,构成专用核心处理输入输出模块 CPIOM。分系统计算机

可按如下功能组合:

- (1) 能源功能组(Energy Functional Area)
- (2) 飞行控制和自动飞行功能组(Flight Control and Auto Flight Functional Area)
- (3) 驾驶舱功能组(Cockpit Functional Area)
- (4) 发动机控制功能组(Engine control Functional Area)
- (5) 座舱供气功能组(Pneumatic and Cabin Functional Area)
- (6) 燃油功能组(Fuel Functional Area)
- (7) 起落架功能组(Landing Gear Functional Area)

ADCN/AFDX 由多个交换机组网,飞机分系统计算机 CPIOM 与交换机链接。ADCN/AFDX 把飞机分系统计算机与 LRMs 和具有 ARINC664 接口的 LRUs 联网。另外不是 ARINC664 接口的 LRUs,通过 IOM 或 RDC 与 ADCN/AFDX 链接。分立式 IMA 架构如图 2 所示。

ADCN/AFDX 设置两道防火墙,保护航电系统免受来自开放边界的恶意数据危害。

ADCN/AFDX 支持数据加载操作。航电系统应用软件、飞行操作系统应用软件、通讯和飞行系统应用软件可通过 ADCN/AFDX 接口加载到系统。

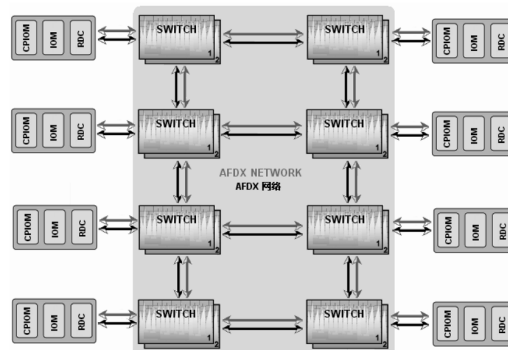


图 2 分立式 IMA 架构

3.2 集中式 IMA 架构

IMA 系统可采用集中式 IMA 结构。系统由共用核心处理机 CCR 与网络、远程交换机 ARS (ARINC664 Network Remote Switches)、远端数据集中器 RDC 构成。

集中式 IMA 架构把前述 7 个飞机分系统功能集成到共用核心处理机 CCR 中。配置两组独立的共用核心处理机及 ADCN/AFDX,以满足 IMA 系统的冗余条件。

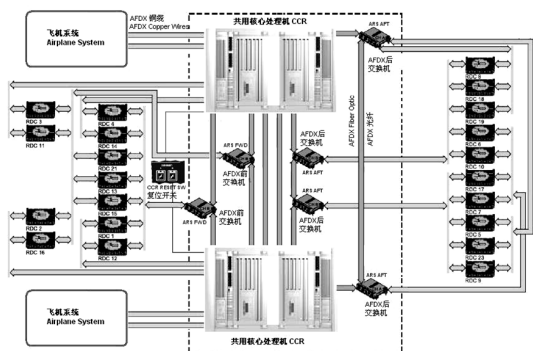
配置相应的 RDC,使飞机分系统通过 ADCN/

AFDX 与 CCR 通讯。

AFDX 远程交换机 ARS 根据 ADCN/AFDX 网络负载配置。

集中式 IMA 系统架构参如图 3 所示。

共用核心处理机 CCR 通过 ADCN/AFDX,接收来自飞机分系统传感器、控制器、系统信号,用专用功能软件进行逻辑运算、信号处理、数据处理、图像处理等,通过 ADCN/AFDX 向目标终端设备发送控



制、显示、告警信号等。

4 电气系统结构与接口

4.1 电源系统架构及接口

IMA 飞机电源系统结构可分为供电网络和信号网络。

供电网络包括各电源通道的发电、配电、传输、切合、转换、保护装置,和传感器、操作显控器件。其主要功能是完成发电、配电。相对于传统的电源系统,IMA 电源系统供电网络中,与信号网络交联的组件,需设计使用与信号网络组件适配的器件信号接口。

信号网络包括不同区域的局域总线、系统处理器、管理监控模块、接口器件,主要功能是对电源性能数据、设备状态进行监控、显示、维护信息、逻辑管理,及其它系统进行数据通讯。IMA 飞机电源系统典型架构及接口如图 4。

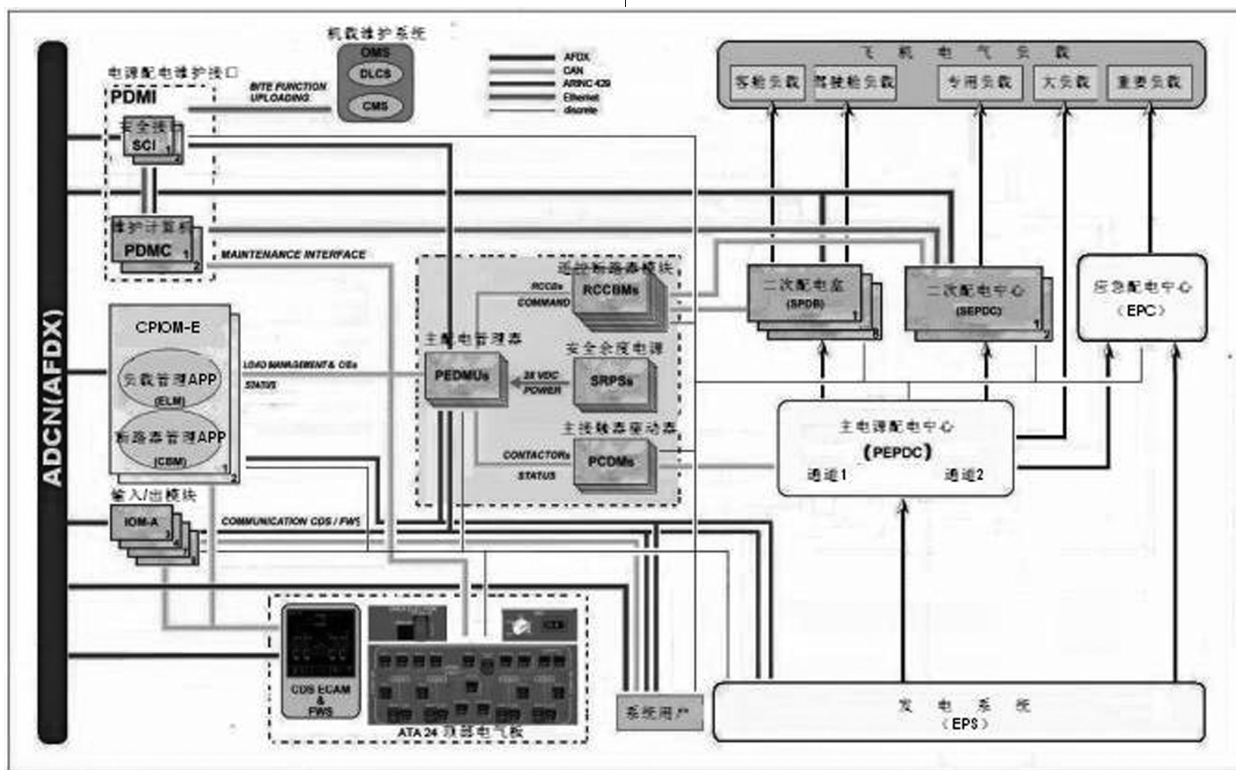


图 4 IMA 飞机电源系统典型架构及接口

信号网络与供电网络交联的接口组件及功能分配如下:

(1) CPIOM-E: 电气负载管理,保护装置监控,电源系统网关,电源系统 BITE。

(2) PDMI: HMI 保护装置,在维护中监控和控制远端保护装置动作,显示保护装置信息,维护

任务。

(3) PDMU: 作为 PEPDC 与 IMA、PDMI、SEPDC、SPDB、ICP06 (BUSTIE、ALTN、GALLEY & COMM P/B) 和中央维护系统之间的接口,PEPDC 监控和 BITE,加载,数据供给飞机系统。

(4) PCDM: 控制和监控 PEPDC 中的 AC 和 DC

电流接触器。

(5) RCCBM:按照下列连接或分离 PEPDC 中的 AC 和 DC RCCBs;PEDMU 定义的控制逻辑,线路保护的短路电流,来自其它系统的 RCCB 控制抑制,接口的安全容量。

(6) IOM-A:供电系统组件与 ADCN 网络的接口组件。

(7) PDMC:在维护中监控和管理远端保护装置,显示保护装置信息状态。

(8) SCI:外部设备的安全接口。

供电网络的主要组件及其功能分别是:

(1) EGS:发电及发电控制组件,包括 L/R/AGS、BATS、RATS、GSS;

(2) PEPDC:主电源分配、主电源网络保护;

(3) SEPDC:分配 PEPDC 的 AC 和 DC 电源到系统负载($\leq 15A$,典型值),并按照短路电流保护关联线路。

(4) SPDB:分配 PEPDC 的 AC 和 DC 电源到商用负载($\leq 15A$,典型值),并按照短路电流保护关联线路。

(5) RCCB:受 RCCBM 控制按短路电流进行保护的断路器。飞机电源系统信号网络与 ADCN/AFDX 的接口设置在 CPIOM-E、IOM-A、SEPDC 设备上。

飞机电源系统信号网络与供电网络的交联,决定于电源系统本身的监控管理逻辑,接口符合 ARINC664 协议。模拟信号、离散信号等接口按照连接模块系统定义。

4.2 燃油测量管理系统及接口

燃油测量管理系统主要有燃油泵(Pumps)、管路阀门(Valves)、油箱传感器/探测器(In tank Sensors/Probes)等,燃油管理组件有飞行告警系统 FWS (Flight Warning System)、控制显示系统 CDS (Control and Display System)、顶部板 OHP (Overhead Panel)、综合燃油板 IRP (Integrated Refuel Panel)。燃油泵的供电装置 SSPC (Solid State Power Controller) 由电源系统直接驱动,控制命令来自燃油管理计算机模块。

燃油测量管理系统的 IMA 架构及接口如图 5。

燃油管理计算机由测量区 (Measurement Partition)、管理控制区 (Management Command Partition)、监控区 (Monitoring Partition)、系统在线测试区 (System BITE Partition) 装载的功能软件构成。

燃油测量数据集中器 FQDC (Fuel Quantity Data Processor) 用作燃油系统专用计算机的数据接口装置,内部有油箱传感器/油箱信号处理器 TSP (Tank Signal Processor),和燃油泵、管路阀门信号处理器 AGP (Alternate Gauging Processor)。

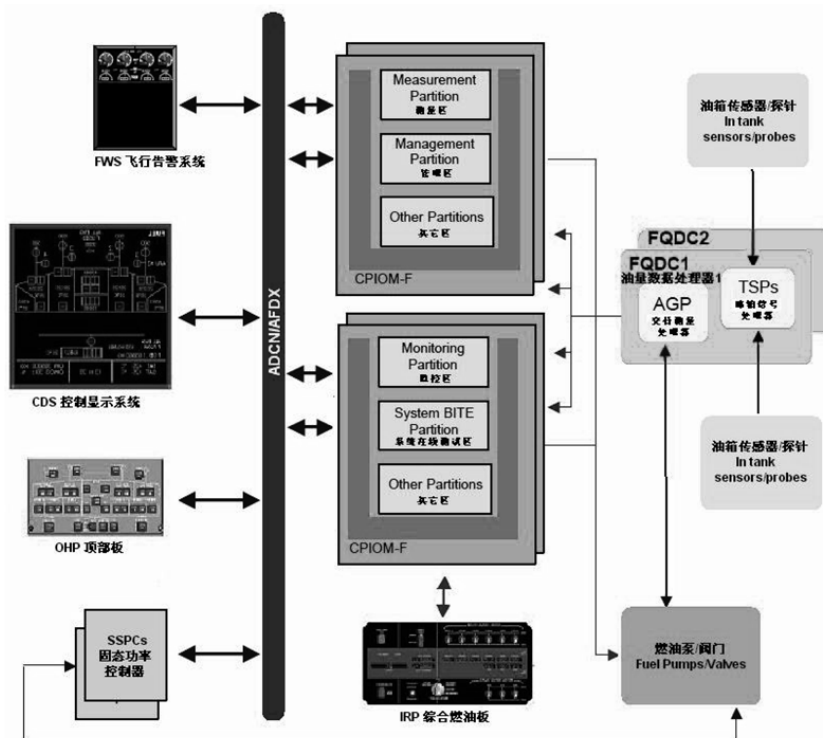


图 5 燃油测量管理系统 IMA 架构及接口

燃油测量管理计算机与 ADCN/AFDX 的接口装置是交换机,油箱传感器/探测器、燃油泵等系统组件,需设计与 FQDC 适配的接口。

4.3 起落架系统架构及接口

起落架系统可分为能源网络,和飞机系统信号及测控信号网络。

起落架系统的传感器、飞机系统信号等通过 RDC 转换,经 ADCN/AFDX 传送到装载有起落架控制程序的起落架控制处理模块,起落架控制处理模块通过 ADCN/AFDX 到 RDC 控制活门等,并送出指示、告警信号。

起落架控制处理模块、RDC 与 ADCN/AFDX 的接口设备是交换机,起落架系统组件的电子装置需设计与 RDC 适配的接口。

起落架系统 IMA 架构及接口见图 6。

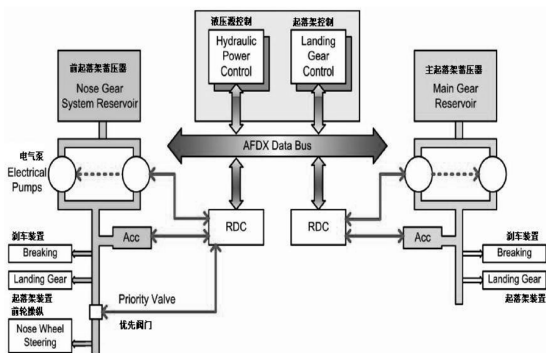


图 6 起落架系统 IMA 架构及接口

4.4 飞行控制系统、发动机控制系统、环控系统架构及接口

飞行控制系统的飞控计算机系统 FCCS (Flight Control Computer System) 与 ADCN/AFDX 连接,与相关飞机系统进行数据交换,进行系统显示、告警及相关数据传入 FCCS 执行飞行控制。飞控数据集中器 FCDC (Flight Control Data Concentrator) 实现 FCCS 与操纵控制装置、作动器控制电子装置 (ACE, Actuator Control Electronics) 的信号链接转换。来自 FCCS 的飞控指令或来自操纵控制装置的信号通过 FCDC 驱动 ACE 控制作动器上的远端电子装置 (REU, Remote Electronics Unit),由此控制作动器操纵舵面、副翼等,及系统状态反馈。

发动机控制系统的全权数字发动机控制 FADEC

(Full Authority Digital Engine Control) 模块是发动机的控制中心,FADEC 与飞行引导系统 (FG, Flight Guidance)、发动机指示告警系统 EWD (Engine/Warning Display) 设有 ADCN/AFDX 接口,FADEC 通过 ADCN/AFDX 收发相关飞机系统数据和告警指示。FADEC 与推力控制杆 (Thrust Levers)、燃油调节装置 FMVU (Fuel Metering Valve Unit)、发动机系统传感器、反推力控制装置、启动/停车控制装置等设有模拟信号、离散信号、系统总线接口,实现接收传感器和控制信号及发动机的控制、保护。

环境控制系统包括温度流量控制模块 TFC (Temperature and Flow Control Unit)、冷却控制模块 CC (Cooling Control Unit)、通风控制模块 CVC (Cabin Ventilation Control Unit)、座舱压力控制模块 CPC (Cabin Pressure Control Unit),环控系统有人工调节和自动控制两种控制模式。系统控制器设模拟、离散信号接口与传感器、系统活门、风扇电器适配,系统设 ADCN/AFDX 接口可与 IMA 系统连接实现系统控制、指示和告警信号通讯。

5 结论

综合模块航电、电气系统的数据通讯网络 ADCN 结构基本相同 (AFDX),综合模块航电计算机是采用分立式 (CPIOM) 或集中式 (CCR) 的结构,在于飞机系统的总体布置设计和系统综合特征。电气系统模块化计算机综合的系统和功能,取决于不同电气系统的结构或功能在模块化计算机综合后,其包括经济性的综合性能的权衡。

参考文献:

- [1] A380 Technical Training Manualgeneral Familiarization Course Electro-Avionic Sysems[R]. AIRBUS S. A. S.
- [2] ARINC664 Part 7. Avionics Full Duplex Switched Ethernet (AFDX).
- [3] Ian Moir, Allan Seabridge. Aircraft Systems[M]. US: Wiley, 2000.
- [4] 熊华钢,王中华. 先进航空电子综合技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2009.