

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2017.02.022

某民用飞机显示系统仿真器的 设计与实现

Design and Implementation of Display System Simulator for Civil Aircraft

沈 佳 徐志鑫 谢 寒 谢祥南 / SHEN Jia XU Zhixin XIE Han XIE Xiangnan

(上海航空无线电电子研究所, 上海 200241)

(China National Aeronautical Radio Electronics Research Institute, Shanghai 200241, China)

摘 要:

航电系统仿真平台以其灵活方便和低成本特点,支持综合航电系统的预先研究、方案设计、详细设计、系统综合,成为综合航电系统研制过程中不可或缺的设计手段。给出了 IMA 系统仿真平台显示系统仿真器的详细的设计和实现方案,首先介绍了 IMA 系统仿真平台的组成,接着介绍了显示系统仿真器的组成架构,并对显示系统仿真器的硬件配置、航电网络配置、人机交互界面和逻辑处理进行了详细的介绍。最后经过 IMA 系统仿真试验样件验收测试程序的测试,验证了显示系统仿真器满足验收测试程序的各项功能和性能要求,满足了该型号显示系统仿真器的试验要求。

关键词:民用飞机;IMA 系统;显示系统仿真器;航电网络;人机交互

中图分类号:V241

文献标识码:A

[Abstract] Avionics system simulation platform can support advanced research, schematic design, detailed design and system integration for its flexibility and low cost. It has become an integral design method to the development of avionics system. This paper presents the detailed design and implementation of the display system simulator in the IMA system simulation platform. Firstly the composition of IMA system simulation platform was introduced, and then the composition architecture of display system simulator. This paper gives a detailed introduction of the hardware configuration, avionics network configuration, interactive interface and logic processing of display system simulator. Finally, the acceptance test procedure verified the display system simulator by IMA System. The results show the system can satisfy the functional and performance requirements.

[Keywords] civil aircraft; IMA System; display system simulator, avionics network, human-machine interaction

0 引言

航电系统被誉为现代飞机的大脑,其重要性不言而喻,随着航电系统不断向综合化、模块化的方向发展,其系统的复杂性,系统间的耦合性也不断增加,进而增加了系统的研制风险,因此在航电系统研制的各个阶段迫切需要建立航电系统实时仿真平台,对系统进行验证以降低设计缺陷,提高设计成熟度。

航电系统仿真平台通过对分系统和环境的仿真,提供系统验证所需的真实环境,完成系统闭环的构建,IMA 系统通用处理平台作为航电系统综合信息处理的核心,以其灵活方便和低成本特点,支持综合航电系统的预先研究、方案设计、详细设计、系统综合以及试飞排故。成为综合航电系统研制过程中不可或缺的设计手段。显示系统(DS)作为 IMA 系统仿真平台的重要部分,是飞行员与飞行系统进行人机交互的主要媒介,对飞行任务的完成起

着至关重要的作用,一直以来都是各航空大国飞机研制水平的重要标志之一。

1 IMA 系统仿真平台的组成

IMA 仿真平台的基本组成如图 1 所示。

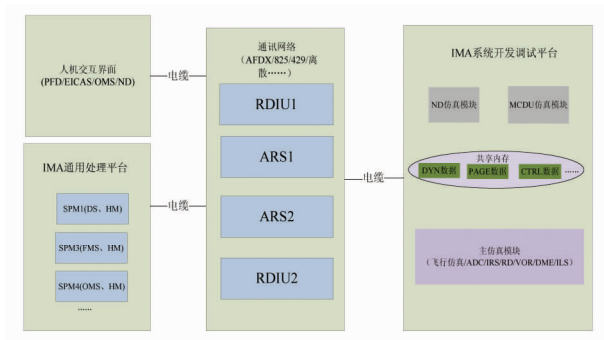


图 1 IMA 系统仿真平台

整个 IMA 系统仿真平台由 IMA 通用处理平台, 2 个远程交换机(ARS)、2 个 RDIU 以及 IMA 系统开发调试平台以及显示系统仿真器等组成。IMA 系统仿真平台包含如下的基本功能。

1) 通讯功能: 平台计算机能够进行正确通讯, 实现数据传输和信息交互。

2) 监控功能: 仿真器件能够对 IMA 平台和各子系统的运行情况进行监控。

3) 冗余度: 即容错性能。是指当互为备份的设备, 有一个出现某些指定的功能故障时, 仿真平台仍能正常工作。

4) 功能可扩展性: 对于不同的子系统, 在 IMA 平台的驻留功能是不同的, 采用模块化设计, 能够满足扩展性的要求。

本显示系统仿真器基于航电系统仿真平台, 用于仿真某型号民用飞机座舱显示交互功能, 提高后续显示系统真件集成综合的效率。

2 DS 仿真器的组成

DS 仿真器作为 IMA 系统重要组成部分, 在 IMA 系统仿真平台的基本框架下, 由数据激励器, 通讯网络, 子系统逻辑处理单元, 显示界面等部分组成, 组织架构如图 2 所示。

激励器是由 IMA 系统开发测试平台上的飞行仿真软件提供, 模拟飞行的环境, 飞行的状态以及飞机自身的指示参数等数据, 数据格式转换和网络通讯由 RDIU 和 ARS 以及 SPM 内带的 ACS 共同组

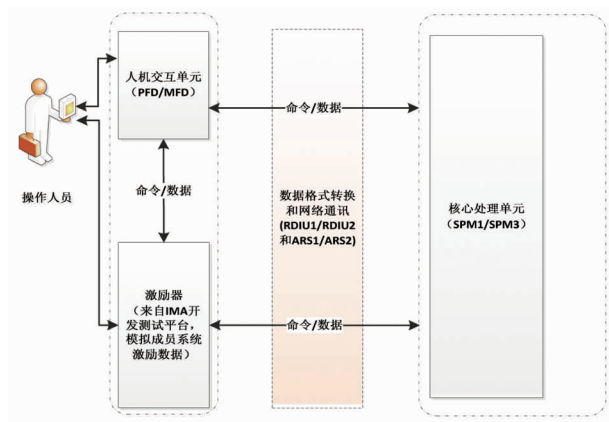


图 2 试验信息管理平台

成。核心处理单元由 SPM1/SPM3 等组成, 完成数据的逻辑处理和转发, 人机交互界面使用 AFDX 板卡作为通讯接口, 使用 VAPS 工具绘画界面, 用于显示 PFD、Synoptic Page、EI、CAS 等飞行信息和告警指示。

3 DS 仿真器关键技术分析与实现

3.1 硬件设计

一个完整的 DS 仿真器应该由电源控制模块, 数据激励器, 数据网络传输模块, 核心处理模块, 显示器组成。图 3 所示为 DS 仿真器的硬件组成。

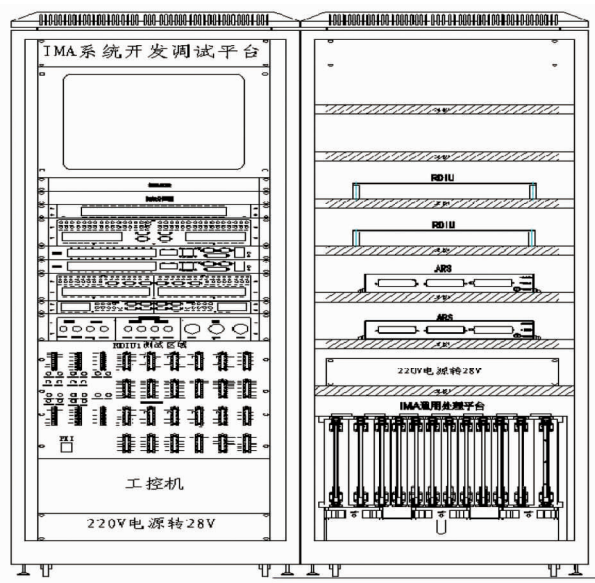


图 3 DS 仿真器的硬件组成图

其中, 输入电源提供 220V 和 115V 两种交流电源, 220V 交流电源负载能力大于 4 000W (使用两套 IMA 系统开发调试平台时), 115V 交流电源用于为

所以它的数据包包长为 1 518,比其他链路明显要大很多。

3.3 软件实现

DS 仿真器软件实现包括 PFD(主飞行显示)和 MFD(多功能显示)等功能和显示画面的实现。

3.3.1 功能的实现

在前面网络配置部分有提到,VL 链路号 300 ~ 307 为 PFD 画面提供数据输入源,201 链路为 MFD 的 EICAS 画面提供数据输入源,数据信息比较多,所以它的数据包包长为 1 518,输入源主要来自飞控 (FCM) 的 664 数据和直连的 429 数据。仿真激励数据源的处理方式如图 5 所示。

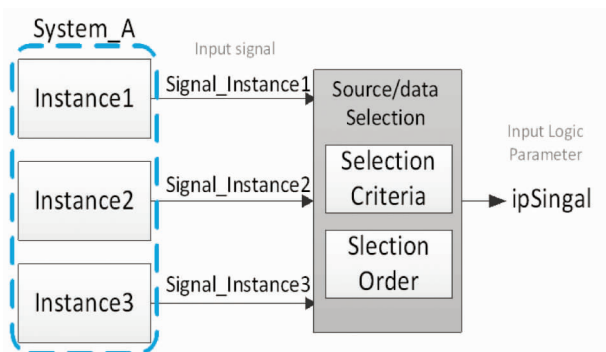


图 5 源选择逻辑图

同一个 ipSingal 会有系统 SYSTEM A 的 3 个或多个实例作为输入源,经过 Selection Criteria 源选择标准和 Selection Order 来决定最终的输入源,当此输入源失效时,选择当前有效输入源中优先级最高的。一般 664 数据源优先级高于直连 429 数据源。

PFD 画面主要是飞行状态和航向的显示,主要包括当前空速、高度、垂直速度、无线电高度、横滚角、翻滚角、磁航向等,在具体到每一个功能部分的实现依据仿真设计功能需求,如根据仿真设计需求,确定空速刻度线的范围以及空速数字显示的范围,空速刻度带显示当前空速数值正负 50 的范围等,刻度带上只会显示偶数数字。整个飞行过程共有 11 个飞行阶段,轮载、空速、发动机状态等不同的飞行条件对应不同的飞行阶段。V1, V2, VR 在如下飞行阶段有效:

```
{ ipFDASFlightPhase = 1(P1, power up) ||
  ipFDASFlightPhase = 2(P2, taxi out) ||
  ipFDASFlightPhase = 3(P3 - 1, TO 1) ||
  ipFDASFlightPhase = 4(P3 - 2, TO 2) ||
  ipFDASFlightPhase = 5(P4, TO 3 - ground) }
```

与此类似的, configuration limit speed(配置限制速度)也由如下表中的飞行配置状态决定。

表 2 飞行配置状态表

ipAI	IGearDownLocked	ipFlapsPosition	ipSlatsPosition	internalAircraftConfiguration
cfg1	cfg2	cfg3		CONF01
cfg4	cfg5	cfg6		CONF02
condition1	(a°, b°]	c°		CONF1
condition2	condition3	(d°, e°]		CONF2
condition4	condition5	(f°, g°]		CONF3
condition6	condition7	(h°, i°]		CONF4
condition8	condition9	>g°		CONF5

其中, cfg1 ~ cfg6, condition1 ~ condition9, a ~ g 均根据飞机自身构型和所处的阶段计算得出。在 CONF01 和 CONF02 时配置限制速度的值如图 6 所示。

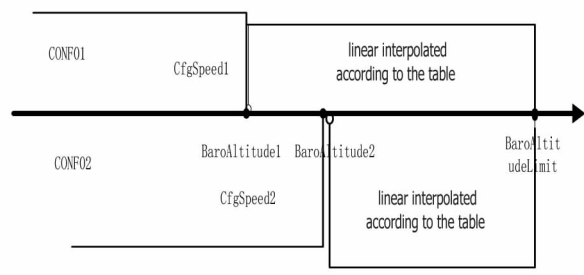


图 6 配置限制速度图

其中, BaroAltitude1 和 BaroAltitude2 分别对应于 CONF01 和 CONF02 配置状态时的大气高度值, BaroAltitudeLimit 是飞机的最大飞行高度。黑色箭头上方和下方分别对应 CONF01 和 CONF02 配置状态。当在 CONF01 配置状态时,大气高度不大于 BaroAltitude1 时的配置限制速度为定值 CfgSpeed1,当大于 BaroAltitude1 到 BaroAltitudeLimit 之间时配置限制速度是随着高度线性变化的。同样在 CONF02 配置状态时,大气高度不大于 BaroAltitude2 时的配置限制速度为定值 CfgSpeed2,当大于 BaroAltitude2 到 BaroAltitudeLimit 之间时配置限制速度是随着高度线性变化的。

MFD 上的功能主要由 DSLP APP(Display System Logic Pressing Application)来实现,DSLP 驻留在 IMA 处理平台上,DSLP APP 提供以下分系统的逻辑处理功能:

1) 发动机指示(Engine Indication):为机组提供发动机、燃油、起落架、飞控、液压以及发动机防冰等系统运行必要的参数和系统状态指示。DSLPP APP 根据预先设计的逻辑来处理显示逻辑,包括数值颜色的变化、单位转换等;

2) 驾驶舱告警系统(FDAS, Flight Deck Alerting System):为机组提供有关飞机运行和状态的安全性告警。DSLPP APP 根据预先设计的逻辑来处理飞机系统的各类包括视觉、听觉和触觉告警。告警等级上高到低分为:警告、戒备和提示。

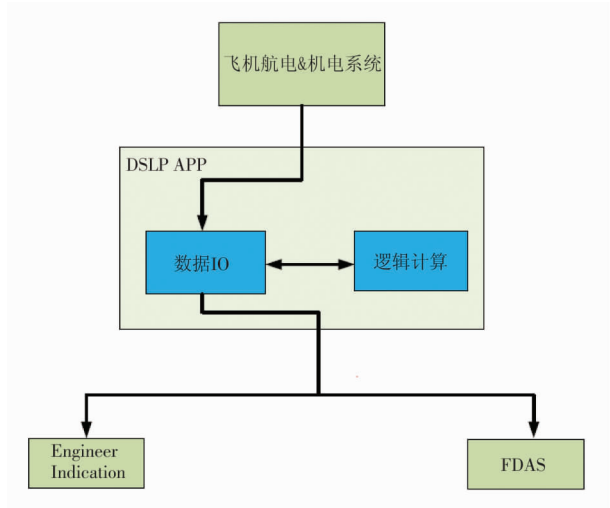


图 7 DSLPP APP 功能框图

DSLPP APP 主要包括两部分的功能模块,I/O 接口通讯模块和逻辑处理模块:

3) IO 模块

IO 模块从 IMA 测试开发处理平台接收 AFDX 数据,同时把逻辑计算模块的处理结果输出到 IMA 平台的 AFDX 网络;

4) 逻辑计算模块

逻辑计算模块从 IO 模块接收的 ADFX 数据读取逻辑计算所需数据,然后根据预定逻辑关系进行计算并把结果输出给 IO 模块。201 链路为 EICAS 画面提供数据输入源,数据信息比较多,所以它的数据包包长为 1 518。附录表 3 对应 201 链路 EICAS 部分信息。

表中第一行为网络配置信息,第二行为有效数据载荷,表明链路 201 传送的 EICAS 各部分功能对应的具体 429 状态字信息,对接收的每个 429 字按照设定的格式结构解析获得对应的状态信息,如相应 LABEL 号的 WING OVERPRES 显示的红色告警

信息,相应 LABEL 号的 N1 VibesAmberLine 的黄色戒备信息以及相应 LABEL 号的 Oil Pressure 的白色提示信息。

表 3 EICAS 部分信息

逻辑处理数据				
网 络 配 置 信 息	虚拟链路名称:VL201		虚拟链路编号:201	
	宽带分配间隙(BAG):8ms		接口:A&B	
	发送端:ES1_DSOriginalData		接收端:ES2_DSLPAPP	
	子虚拟链路号:1		最大允许抖动:10 000us	
	最大报文长度:1 518Bytes		最大延时(SkewMax):1 000 000us	
有 效 数 据 载 荷	完整性检验:True		冗余管理:True	
	端口类型:queuing		发送端口号:xxx 接收端口号:xxx	
	内存地址		说明	
	0x000000		预留	
	0x000004	FS-DS	unused	unused
	0x000008	Length = xxx		Pad(2byte)
	0x00000C	A429Label-xxx-LENGN1 VibeLevel		
	0x000010	A429Label-xxx-LENGN2 VibeLevel		
	0x000014	A429Label-xxx-LENGN1 VibesAmberLine		
	0x000018	A429Label-xxx-LENGN2 VibesAmberLine		
0x00001C	A429Label-xxx-LENGOilPressure			
0x000020	A429Label-xxx-LENGOilPressureAmberLine			
0x000024	A429Label-xxx-LENGOilQuantityAmberLine			
0x000028	A429Label-xxx-LIASCStatusWord			
0x00002C	A429Label-xxx-LFADECStatusWord			

3.3.2 画面设计

DS 仿真器主要包括 PFD 和 MFD 的画面的设计,使用 presagis 公司的 VAPS XT 工具绘制画面和 NCom 通讯程序的数据流的处理,重要的三要素是 DD 文件、MAPPING 文件和 CONNECTIONS 文件,DD 文件定义通讯程序和画面之间要数据流传输的变量和数据格式,CONNETCTIONS 文件定义通讯通道的通讯方式是 share memory 还是 UDP/TCP 模式,以及通讯服务线程的名称,MAPPING 文件定义使用的 I/O_buffer 共享内存的名称以及要使用的通讯通道的名称。画面设计和数据流做好生成 exe 可执行文件,使用 BAT 格式文件关联该 exe 文件,并按格式列出需要的 connections、mappingd 等信息,加上

VAPS 运行必须的库文件,就可以在任何操作系统上运行了。



图 8 PFD 画面

图8是在开发测试阶段,PFD在运行状态下的部分功能画面的显示,主要展示了飞行的高度、速度、姿态和航向等。

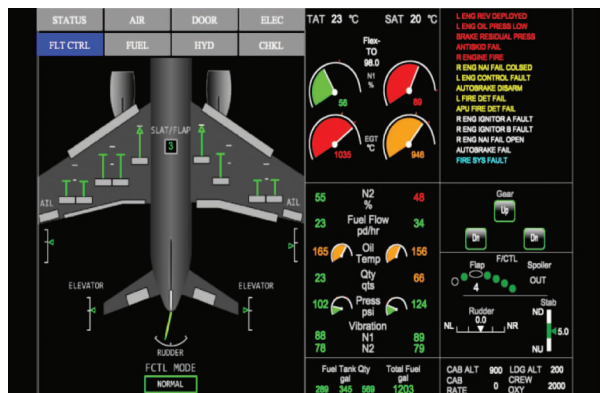


图 9 MFD 画面

MFD 的左边为简图页的画面,中间为 EI 的画面,右上角为 CAS 信息。其中 EI 画面包含有总温、静温、N1、N2、EGT、燃油左右流量、滑油左右油量、温度和油压,N1/N2 左右振动值,油箱左中右油量等数值信息,这部分值是经过 I/O 模块直接转发。CAS 信息包括对 L ENG OIL PRESS LOW、R ENGINE FIRE 等红色告警信息,L FIRE DET FAIL、APU FIRE DET FAIL 等黄色戒备信息以及 RENG IGNITOR A FAULT、R ENG IGNITOR B FAULT 等白色提示信息,画面显示为开发测试阶段,图中的 FIRE

SYS FAULT 是我们在内部测试进行颜色赋值时有意标出的,不是最后设定的告警等级定义库。正式测试时,FIRE SYS FAULT 是红色告警信息。

4 测试结果

经过 IMA 系统仿真试验样件验收测试程序的测试,验证了 DS 仿真器满足验收测试程序的各项功能和性能要求,通过与 OMS 等子系统的联调,验证了设备控制逻辑的正确性,飞机发动机、燃油、起落架等自身参数以及飞行状态在 MFD 和 PFD 页面指示正确,表明该仿真器满足了该型号民用飞机 DS 仿真器的试验要求,为后续该型号民用飞机显示真件系统的成功研制打下坚实的基础。

参考文献:

- [1] HildermanV, BaghiT. AvionicsCertificaiton; A Complete Guide to DO-178(Software) ,DO-254(Hardware) [M]. American;Avionics Communications Inc. ,2007.
- [2] ARP 4754A, Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems[S]. SAE International,2010.
- [3] DO-178B, Software Consideration in Airborne Systems and Equipment Certificaiton[S]. RTCA Incorporated,1992.
- [4] DO-254, Design Assurance Guidance for Airborne electronic Hardware[S]. RTCA Incorporated,2000.
- [5] 王文渊,沙海亮. 基于增量综合的民机航电系统测试研究[J]. 测控技术,2013,32(增刊):112-115.
- [6] 金德琨,敬忠良,王国庆,等. 民用飞机航空电子系统[M]. 上海:上海交通大学出版社,2011.

作者简介

沈佳男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为航电系统测试和综合验证技术; E-mail: shen_jia@careri.com

徐志鑫 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为航电系统测试和综合验证技术; E-mail: xu_zhixin@careri.com

谢 寒 男,学士,主要研究方向为航电系统测试和综合验证技术;E-mail: xie_han@careri.com

谢祥南 男,硕士,主要研究方向为航电系统测试和综合验证技术;E-mail: xie_xiangnan@careri.com