

基于 BIT 的气象雷达系统深度测试平台研究 *

赵世伟, 孙俊卿, 魏 国, 刘贵行

(中国民航大学工程技术训练中心, 天津 300300)

[摘要] 针对气象雷达系统专用测试设备利用率低、系统操作复杂等问题, 在深入分析系统接口技术以及测试总线技术的基础上, 提出了基于通用测试设备的深度测试平台设计方案并进行了验证, 这为实现通用化航电测试平台、提高资源共享效率提供了新思路。

关键词: 气象雷达系统; 深度测试平台; 机内自测试; 测试总线

Research on Weather Radar System Depth Test Platform Based on BIT

ZHAO Shiwei, SUN Junqing, WEI Guo, LIU Guihang

(Engineering Techniques Training Center, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

[ABSTRACT] To the problem of special test equipment for Weather radar system utilization low and system's complex operation, according to further analysis of the system interface technology and test bus technology, the proposal of test platform design on the basic of general test facility is put forward and verified. It is a new idea for realization of generalization avionics test platform and improvement the efficiency of resource sharing.

Keywords: Weather radar system; Depth test platform; Build in test; Test bus

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.10.098

机载气象雷达系统用于实时探测前方航路上的气象状况, 保障飞机的飞行安全, 是必备的航空电子系统之一。机载气象雷达系统的深度测试平台是进行部件维修的基础, 目前国内具备机载气象雷达附件维修资质的维修单位使用的深度测试平台基本是雷达生产商提供的专用测试机柜。不同生产商所生产的测试设备仅仅适用于自身提供的雷达系统, 不能兼容其他雷达生产商的设备, 如柯林斯的机载气象雷达测试机柜不能对霍尼韦尔的气象雷达系统进行测试, 因此维修单位为了提供全面的维修服务, 需要配置不同类型的专用测试设备, 不仅造成了航电测试设备利用率低, 而且由于不同设备使用方法不同, 需要重复进行培训甚至配备不同的维修人员, 严重限制了维修单位的维修能力^[1-3]。

随着电子技术高速发展, 航空电子设备功能日趋强大, 结构越来越复杂, 维修费用的占比也在快速上升。为了提高自身产品的竞争力, 各机载气象雷达生产商积极采用良好的测试性和维修性设计, 其中采用 BIT (Build in Test) 技术已成为共识^[4-7]。根据美军标 MIL-

STD-1309C 的定义, BIT 是指系统、设备内部提供的监测、隔离故障的自动测试能力。系统主装备不用外部测试设备就能完成对系统、分系统或设备的功能检查、故障诊断与隔离及性能测试是联机检测技术的新发展。但 BIT 功能设计受到 10% 冗余软硬件的限制, 使得系统 BIT 的测试能力具有局限性, 只能根据故障字典完成相应项目的测试, 对于故障的定位与隔离也只能到航线可更换组件级别。

本文提出了一种基于机载气象雷达系统 BIT 技术的深度测试平台设计方案, 利用智能仪器仪表采集系统组件接口信号, 结合系统 BIT 功能, 完成部件维修手册中的测试项目, 提高各种测试设备的使用效率。这对于提高维修单位的维修能力, 降低维修成本, 提高航材保障效率等方面具有积极意义。

1 机载气象雷达系统深度测试平台方案设计

1.1 机载气象雷达系统结构及接口信号

机载气象雷达系统主要功用为实时探测前方的气象状况并转化为平面图像提供给飞行员。其系统主要由天线组、收发组、显示器和控制盒等部分组成^[5]。收

* 项目基金: 中国民航大学实验技术创新基金项目(2015SYCX05)。

发组是系统的核心组件,用于产生雷达波并接收和处理雷达回波,同时控制天线方位和俯仰扫描进一步控制微波的发射与接收;天线组由平板天线和天线基座两部分组成,用于平板天线方位和俯仰的扫描,实现微波的发射与接收;显示器用于显示收发组处理后的雷达图像,供飞行员参考;控制盒是人机交互的界面,控制雷达的工作模式、天线增益、人工俯仰角度等。各组件之间的交联关系如图1所示。

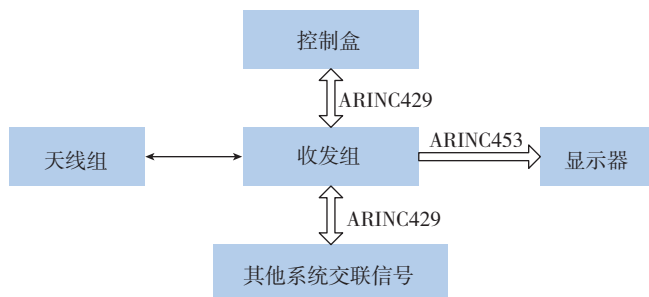


图1 气象雷达系统各组件交联关系

Fig.1 Interconnection between WXR system units

收发组与天线组之间通过电缆直接连接,包括电源信号、控制信号、反馈信号等;收发组通过 ARINC453 高速航空数据总线将 1600 位信息组成的气象数据字实时传送到显示器并进行显示;收发组和控制盒之间通过 ARINC429 总线进行通信,传递人工设置信息。此外,收发组还需要接收其他系统的一些信息,如大气数据惯性基准系统、无线电高度表等,进行特殊模式的解算,如地图模式、湍流探测、风切变、天线稳定等,也都是通过 ARINC429 总线进行通信。机载气象雷达系统各组件接口信号分类及特点如表 1 所示。

表1 机载气象雷达系统组件接口信号分类及特点

信号类型	信号特点
电源信号	机载直流电源 28V, 交流 115V 400Hz
模拟信号	单极性输入/输出 0~AI/AO; 双极性输入输出 -AI/AO~+AI/AO
开关信号	输入 AI/GND; 输出 AO/GND; 典型值为 28V/0V
数字信号	TTL ($V_{OH} \geq 2.4V$, $V_{OL} \leq 0.5V$)/ LVTTTL ($V_{OH} \geq 2.4V$, $V_{OL} \leq 0.4V$)
总线信号	ARINC429; ARINC453; RS-232
微波信号	9.3GHz

1.2 机载气象雷达系统深度测试平台工作原理

机载气象雷达系统的维修工作依据相应的测试结果来实施。雷达系统的测试过程可以用公式(1)表示,对于相同类型的系统,系统的结构相同,即系统结构矢量 T 不变,在相同的输入信号矢量 X 激励下,输出信号矢量 Y 也应该是相似的,仅在有限的幅度内存在浮动。

$$Y=T \cdot X. \quad (1)$$

输入信号矢量 X 包括系统输入电压、量化后的模拟输出信号、开关信号、数字信号以及转换后的总线信号等;输出信号矢量 Y 包括系统 BIT 结果、量化后的模拟输出信号、数字信号、总线信号等。由于系统 BIT 过程中不与外界发生信息交换,因此系统结构矢量 T 可以通过试验的方法辨识。当系统接口输出参数 Y 出现异常时,能够映射到系统结构矢量 T ,为快速附件维修提供支持。

1.3 机载气象雷达系统深度测试平台架构

机载气象雷达系统深度测试平台由硬件测试平台和测试程序构成,主要任务是完成系统接口信号的深度测试^[6]。硬件测试平台由 3 部分组成,主控部分、检测部分和接口部分,图 2 为系统深度测试提供物理平台。

(1) 主控部分由工控机为核心,为测试程序提供运行环境,并在程序的作用下,通过总线控制系统测试资源执行相应测试任务,显示和打印测试结果。

(2) 测试部分是平台的主体部分,主要由电源、测试仪器如可编程数字万用表、示波器、频率计、ARINC429 总线信号分析板卡、ARINC453 总线信号分析板卡等测试资源组成。测试部分根据部件维修手册 CMM 的要求,提供测试所需的条件,包括电源、测试信号等,利用测试资源实现接口信号参数测量,如电压、电流、频率、脉宽等信号参数,并将这些参数数字化之后,提供给主控部分。电源部分用于系统运行所需要的交流电源 115V@400Hz 和直流电源 28V,此外还有部分需要变换的电源,如交流 5V@400Hz,主要用于面板灯等辅助功能。

可编程数字万用表测量电源、模拟和开关等信号类型。可编程数字万用表的测量精度高,通常能够达到 10~23 位的分辨率,可测量范围较大,通常电压测量能够达到 $\pm 300V$,电流测量能够达到 10A 量级,并且量程能够自动切换,为高精度的参数测量提供基础。数字信号的测量需要进行必要的光电隔离之后再行测量,以防止信号的干扰,导致信号误差,造成测量数据的错误。此外,数据信号的测量还需要考虑到信号的带宽,以防止信号的误读取。采用高速光耦芯片如 6N137 对 TTL 和 LVTTTL 数字信号进行前端隔离。数字信号采集可采用基于 PCI 接口的数据采集卡,准确严格的将信号读入计算机系统。

机载气象雷达系统总线信号主要包括 ARINC429 和 ARINC453 信号的产生和分析,由于 ARINC429 和 ARINC453 信号的构成比较特殊,如 ARINC429 信号传输采用的是 $\pm 10V$ 的双极归零格式,信号编码有 BCD 和 BNR 两种,因此直接对总线信号生成和分析难度较大。而目前基于 PCI 总线分析模块类的货架商品

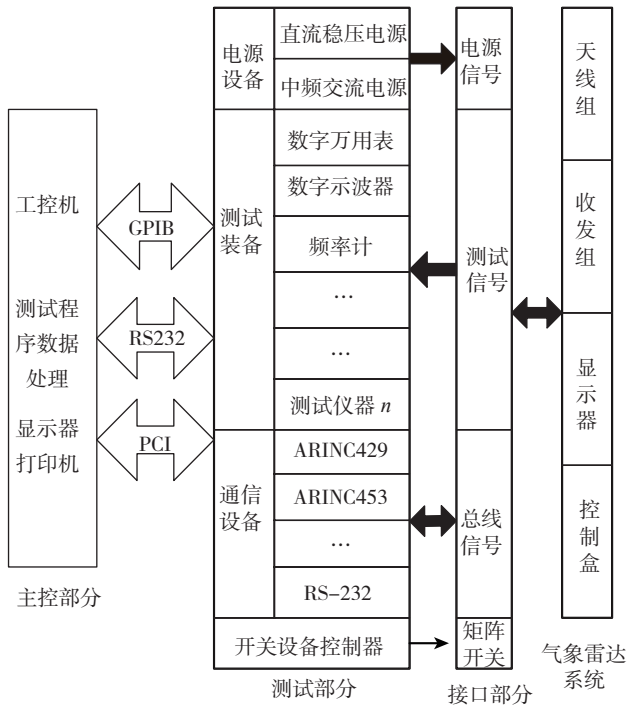


图2 机载气象雷达系统深度测试平台整体架构

Fig.2 Overall architecture of airborne weather radar system depth testing platform

非常多,如国内的陕西红牙电子,国外的 AEROFLEX、NI 等,可以按照需求对模块进行配置,有效降低了深度测试平台的实现难度,而且有利于测试程序的编写。

此外,信号的频率、相位等参数的测量主要是通过频率计、示波器等测试设备。雷达波信号不能直接进行测量,需要经过衰减器之后再输入到雷达信号测试仪对其功率、频率等微波参数进行测量。

(3) 信号接口部分主要负责各类测量与激励控制信号的转接与适配,在测试平台和被测对象之间起到了桥梁和纽带作用。通过信号接口部分对信号进行转接、调理以及隔离,如数字信号的隔离、微波信号的隔离等,使之成为符合各测试模块输入信号特征的量值,再进行相应的测量。

硬件测试平台中测试设备的互联方式和测试信号的互联方式是两个关键性的技术难题。为此系统引入了测试总线和矩阵开关。测试总线包括 GPIB 总线、PCI 总线以及 RS-232 总线等,采用测试总线与主控部分进行互联,不仅有利于提高测试平台的可靠性、维修性,而且为平台的扩展预留了空间,为测试程序的编写提供了标准。矩阵开关用于解决测试平台测试资源与多种信号之间进行测量连接问题。由于雷达信号数量多,种类丰富,而测试平台资源有限,不可能也没有必要将所有接口与测试仪器直接连接进行测量。被测系统接口标准化设计用于保障被测系统接口符合安全性、兼

容性的基础上,实现系统接口信号分时测量。矩阵开关可实现多种测量仪器与标准接口所确定的多功能终端的连接,如图 3 所示。矩阵开关和被测系统接口标准化提高了互操作性,并降低了重组费用,可以确保被测系统所需要测量仪器能在合适时切换到所需要的任何测试点。测试程序是机载气象雷达系统深度测试平台的“灵魂”,负责配置所有的平台资源,驱动测试事件,记录测试结果。测试程序的主体架构如图 4 所示。

深度测试平台启动后,首先对所有测试设备进行初始化,如测试设备的地址信息、测试设备自测试指令、根据自测试结果等进行判断,若自测试结果存在异常,读取故障代码并进行显示,若自测试顺利通过,测试平台启动并就绪。然后根据测试任务读取相应数据库测试信息,根据测试信息通过总线对相应测试设备发送配置指令,如万用表的电压、电流等不同档位,根据矩阵坐标对开关矩阵进行配置,测量值根据数据库的参考值进行比较,若不满足情况,重新测量读取,防止偶然性因素造成的测试错误,将测试结果记录到数据库,若测量值与参考值不符,还需要记录关联维修方案等信息,以方便部件的维修。

2 深度测试平台设计方案在某型机载气象雷达系统的应用

机载气象雷达系统深度测试平台设计方案已经在霍尼韦尔公司生产的 PRIMUS-90 型气象雷达系统上进行了应用。PRIMUS-90 型雷达系统由 3 个航线可更换组件构成,其中的控制显示器是将控制面板和显示器形式上集成在一起,但是电气信号的连接方式相差不大。整个平台的电源来自市电 220V@50Hz,其他电源由电源设备提供。为了保证在测试过程中的安全,平台不仅有正常的系统开关,而且增设了急停开关,用于保证平台的用电安全。

基于此设计方案的 PRIMUS-90 型机载气象雷达系统深度测试平台,不仅能完成系统的 BIT 功能,而且能完成部件维修手册中所确定的所有测试项目,并根据测试项目的内容,很容易将故障定位到具体组件模块,实现预期的设计要求。

3 结论

本文在深入分析机载气象雷达系统的结构与系统接口基础上,提出测量系统接口信号的方式扩展雷达系统的 BIT 功能,并在 PRIMUS-90 型雷达系统上的应用,表明该测试平台设计方案具备可行性。在此基础上,机载气象雷达深度测试平台还可以进一步扩展机载气象雷达系统故障诊断模块和维修方案模块,根据所获取的

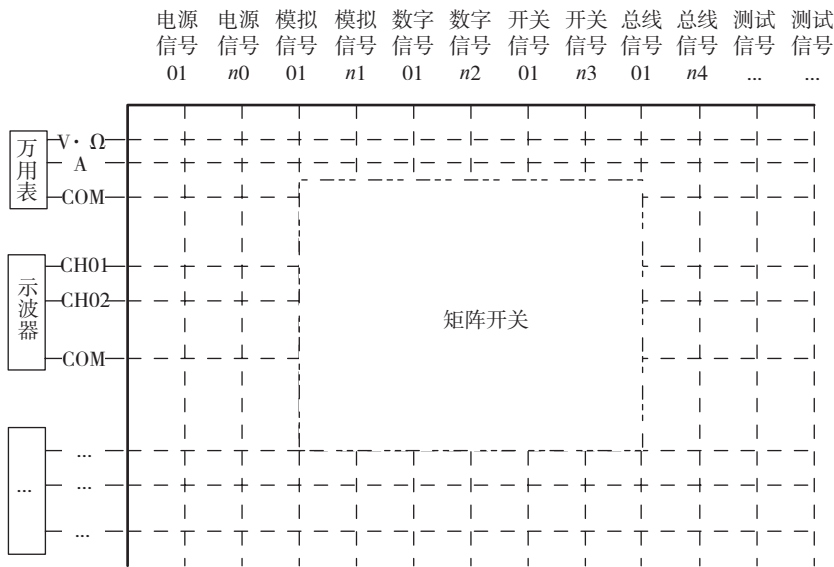


图3 测试矩阵示意图

Fig.3 Diagram of the testing matrix

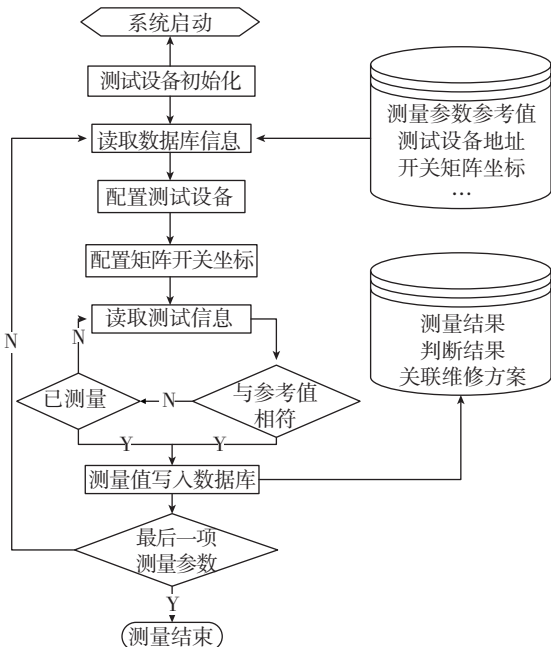


图4 机载气象雷达系统测试程序主体架构

Fig.4 Airborne weather radar system test program framework

测试数据,利用专家系统、神经网络等先进的故障诊断方法,对系统的故障进一步定位,并提供具体的维修方案,形成完整的机载气象雷达系统附件维修决策支持系统。这对于降低维修单位的维修成本,提升深度维修能力具有积极意义。

此外,随着现代机载气象雷达系统 BIT 功能的逐渐完善,气象雷达系统深度测试平台也在朝着综合化、通用化、模块化、智能化、网络化等方向发展^[8-10]。该测试平台采用的是具备总线接口的开放式商用货架设备和技术(Commercial off the Shelf, COTS),通过对测试资源

的有效扩充,形成网络化、全系列的机载气象雷达系统深度测试平台,为进一步提高测试设备的使用效率,提升维修单位的维修能力提供一种新的发展思路。

参考文献

[1] 杨庆华,蔡云芳.大型客机总装地面功能试验综合测试管理平台综述[J].航空制造技术,2014(5):88-91.
 YANG Qinghua, CAI Yunfang. Review of aircraft integrated test management platform on ground assembly functional test [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(5):88-92.

[2] 董今朝,谢永成,李光升.BIT 设计与发展综述[J].微型机与应用,2012,31(21):4-6.
 DONG Jinzhao, XIE Yongcheng, LI Guangsheng. Study of built-in test [J]. Microcomputer & Its Applications, 2012,31 (21)4-6.

[3] 张在德,曹乃森,蒋晓松.ATE 通用性设计与实现[J].计算机测量与控制,2003(11):830-832.
 ZHANG Zaide, CAO Naisen, JIANG Xiaosong. Design and implementation for generality of ATE[J].Computer Measurement & Control, 2003(11):830-832.

[4] 谢文涛.开放式航空电子系统和 COTS 技术[J].航空电子技术,2000(3):18-25.
 XIE Wentao. Open avionics and COTS technology[J]. Avionics Technology,2000(3):18-25.

[5] 王瑞朝,王远达,卢永吉,等.测试技术与军机维修体制变革[J].兵工自动化,2009(2):83-86.
 WANG Ruizhao,WANG Yuanda, LU Yongtao, et al. Test technologies and reform of military aircraft maintenance system[J]. Ordnance Industry Automation, 2009(2): 83-86.

[6] 张鸿雁,李言俊,张科.航空电子通用自动检测系统的设计与实现[J].计算机测量与控制,2009,17(2):255-257.
 ZHANG Hongyan, LI Yanjun, ZHANG Ke. Design and realization of avionics general automatic test system[J].Computer Measurement & Control,2015, 17(2):255-257.

[7] 李龄,陈圣俭.BIT 技术发展趋势分析[J].控制工程,2007,7(14):68-80.
 LI Ling, CHEN Shengjian. Development trend analysis of the built-in test technology[J].Control Engineering of China, 2007,7(14):68-80.

[8] 王红,王湘念.自动测试系统软件平台发展现状及建议[J].航空制造技术,2008(22):40-43.
 WANG Hong, WANG Xiangnian. Advice and current development of ATS software platform[J]. Aeronautical Manufacture Technology, 2008(22) : 40-43.

[9] 王娟,樊智勇,蔡成仁,等.机载气象雷达维护模拟系统的设计[J].计算机测量与控制,2009,17(8):1632-1637.
 WANG Juan, FAN Zhiyong, CAI Chengren, et al.Design of maintenance simulator for aircraft weather radar[J]. Computer Measurement & Control, 2009,17(8):1632-1637.

[10] 刘晨,戴焱.航空电子系统通用测试平台的设计[J].航空电子技术,2010,41(4):37-42.
 LIU Chen, DAI Yi. A design method for general avionics testing platform[J]. Avionics Technology, 2010,41(4)37-42. (责编 古京)