

航空发动机故障诊断装置硬件在环实时仿真平台

吕 升 郭迎清 孙 浩

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

摘要 硬件在环仿真将算法由理论转为实际应用的重要步骤,而针对航空发动机故障诊断算法的硬件在回路仿真平台的研制目前还处于初级阶段。基于已有的民用大涵道比涡扇发动机非线性模型,利用基于 xPC 的自动代码生成技术,搭建了基于工控机与 DSP 的故障诊断装置硬件在回路实时仿真系统,并对平台的性能参数、使用流程进行了说明。提出了 1 种故障诊断算法并进行了硬件在回路验证。针对搭建的平台,提出 1 种故障诊断算法的评价标准。

关键词 DSP;故障诊断算法;硬件在环实时仿真;自动代码生成;评价标准

中图分类号: V263.6

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.03.009

Hardware-in-the-loop Real-time Simulation Platform of Engine Fault Diagnosis Device

LYU Sheng, GUO Ying-qing, SUN Hao

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Hardware-in-the-loop simulation is an important step to turn the algorithm from theory to practical, the development of hardware-in-loop simulation platform for aeroengine fault diagnosis algorithm is in the primary stage now. Based on the existed nonlinear model of civil high bypass ratio turbofan engine, the xPC-based automatic code generation technology was used to build a hardware-in-the-loop real-time simulation system of engine fault diagnosis device based on IPC and DSP hardware, the performance parameters of platform and the operation process were described. A fault diagnosis algorithm was proposed and the hardware-in-loop verification was carried out. An evaluation criterion of fault diagnosis algorithm based on the platform was put forward.

Key words: DSP; fault diagnosis algorithm; hardware-in-the-loop real-time simulation; automatic code generation; evaluation criterion

0 引言

作为整个飞机中的核心部件,航空发动机是 1 个强非线性、结构复杂的多部件系统,在高温、高压、高功率、高转速等多种苛刻条件下长时间反复工作^[1],发生任何故障都会对飞机造成严重的威胁,因此对发动机及时进行准确无误的故障诊断,无论对于飞行安全,还是提高经济效益,都具有重大意义。近年来,出现了多种类型的故障诊断算法^[2]。硬件在回路仿真是对算法进行试验的 1 种新的手段,是将故障诊断算法由理论推向实际的重要步骤。构建故障诊断装置硬件在回路仿真系统,可模拟发动机在真实工况下故障诊断装置的工作情况,对故障诊断算法进行全系统综合

测试,从而节省发动机整套系统实物试验的高昂经费,缩短故障诊断装置研发的周期,实现发动机的视情维修。

国内外针对故障诊断算法的硬件在回路仿真系统的研制已经取得了显著成果^[3],开发了不少通用的、以发动机为控制对象的快速原型化的仿真平台,有效地解决了控制系统算法从数字仿真到半物理仿真的无缝转换。李睿等^[4]针对军用发动机的传感器故障,提出了诊断仿真平台的总体设计方案,利用自动代码生成技术、S 函数的驱动模块技术,初步实现了故障诊断平台的功能。郭迎清等^[5]结合快速原型方法构建了民用涡扇发动机的在线诊断系统硬件实时仿真平台,该仿真平台针对的对象具有普遍性和实用价值,但采

收稿日期: 2016-11-01 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 吕升(1992)男,在读硕士研究生,主要研究方向为航空发动机故障诊断及健康管理, E-mail: 2011301770@mail.nwpu.edu.cn。

引用格式: 吕升,郭迎清,孙浩. 航空发动机故障诊断装置硬件在环实时仿真平台[J]. 航空发动机, 2017, 43(3): 43-49. LYU Sheng, GUO Yingqing, SUN Hao. Hardware-in-the-loop real-time simulation platform of engine fault diagnosis device[J]. Aeroengine, 2017, 43(3): 43-49.

用工控机作为故障诊断端,显然与真实的故障诊断算法的机载硬件条件差别很大,难以模拟实际发动机工况来检验故障诊断算法的性能。另外,这些平台也缺乏对应的通用性操作说明和针对各种故障诊断算法统一的评价体系,使平台实际的工程应用受到很大局限。

DSP 嵌入式系统具有良好的实时性和并行运算能力,有利于实现仿真系统的一体化、多功能化。以 DSP 系统代替传统的工控机模拟故障诊断装置,更接近实际的机载硬件条件,得到的结论更真实、可靠。本文采用工控机作为被监控端,DSP 系统作为故障诊断端,搭建了故障诊断硬件在回路实时仿真平台,模拟真实的机载硬件环境,完成故障诊断算法的验证,并提出了 1 种评价故障诊断算法的统一标准。

1 仿真平台的总体结构及功能

硬件仿真平台由 1 台 PC 兼容机、1 台工控机(含显示屏)、1 台 DSP 以及对应的通讯和数据采集设备构成。该仿真平台的软硬件结构如图 1 所示,该平台主要由主工作站、被监控端、故障诊断端 3 部分构成。

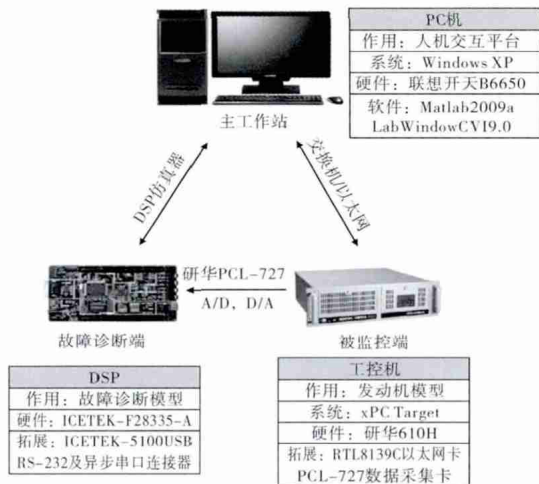


图 1 仿真平台软硬件结构

主工作站:以 PC 机为硬件,采用 Windows XP 系统。其主要包含以下功能:在软件条件下完成故障诊断算法的验证,将故障诊断端和发动机端的 Simulink 仿真模型分别转化为各自硬件条件下可执行的代码,并对应地下载到 DSP 与工控机中;利用 LabWindows/CVI 软件构建人机界面实现故障的在线注入与故障诊断效果的实时显示,完成硬件条件下的故障诊断算法的验证,进一步处理、分析目标机保存的数据。

被监控端:以工控机为硬件,采用 xPC 实时系

统。其主要功能是运行被监控模型程序,可在线加入对应的故障,并将被监控端的状态量传递给故障诊断端,同时将被监控端的运行数据传递给主工作站。这里被监控端模型,可以是整个发动机系统,也可以是发动机某个具体的子系统,如燃油系统、滑油系统等。故障诊断端:以 DSP 为硬件,采用 F28335 芯片。其主要功能是运行故障诊断算法程序,并将诊断结果数据实时传递给主工作站,同时保存相关数据以便进行后续的离线处理。故障诊断端是整个故障诊断装置硬件在回路仿真系统的核心部分。本文搭建的仿真平台的实物如图 2 所示。



图 2 仿真平台实物

本文搭建的硬件在回路仿真平台具有良好的通用性,所检验的故障诊断算法既可以针对整个发动机系统,也可以针对发动机的某一部分。根据仿真得到的故障诊断结果,完成故障诊断算法的验证和评价。

2 仿真平台的软硬件实现

2.1 仿真平台的硬件实现

主工作站、被监控端、故障诊断端之间通讯方式的搭建是硬件部分的核心内容。作为主工作站的 PC 机与作为被监控端的工控机之间,采用交换机/网线相连,通过 TCP/IP 协议通讯方式实现主工作站与被监控端数据的实时交互^[6],即上位机将发动机端程序下载到被监控端,并通过给定的接口,给被监控端注入故障,而被监控端将发动机运行的数据实时传给上位机;主工作站的 PC 机与故障诊断端的 DSP 之间,使用 ICETEK-5100USB 仿真器将 PC 机 USB 口与 DSP 板的 JTAG 口相连,实现上位机将故障诊断程序下载到故障诊断端,同时将 PC 机的 COM 口与 DSP 的 RS-232 异步串口相连,通过串口通讯方式实现 DSP 将故障诊断结果实时传给上位机,被监控端的工控机与故障诊断端的 DSP 之间,首先将 PCL-727 数据采集卡插入工控机 ISA 插槽上,作为工控机的 DA 端,然后将其与 DSP 的 AD 端相连,通过 DA、AD 通

讯方式实现发动机端数据实时传给故障诊断端。

2.2 仿真平台的软件实现

2.2.1 MATLAB/Simulink 模型的搭建

被监控端的发动机程序采用张书刚等基于 Gas-Turb 软件所开发的 MATLAB/Simulink 下的民用大涵道比涡扇发动机非线性系统的分段线性化模型^[7]。被监控端的 Simulink 模型如图 3 所示。其发动机端模型可以更替,要与故障诊断算法相对应。同时模型中包含故障注入模块,为在线注入故障提供接口,还加入 PCL-727 卡的驱动模块,以便驱动工控机 DA 端正常工作。故障诊断端的总体 Simulink 模型如图 4 所示,在线诊断部分是各种故障诊断算法的接口,即将搭建好的故障诊断模块代替该部分。同时,模型中包含 F28335 的 ADC 模块和 SCI 模块,以便驱动 DSP 的 AD 端和外设 RS-232 芯片正常工作。

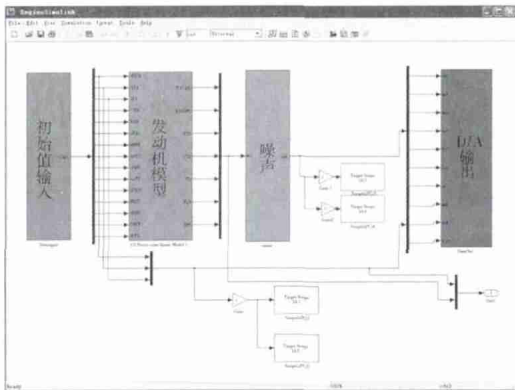


图 3 被监控端 Simulink 模型

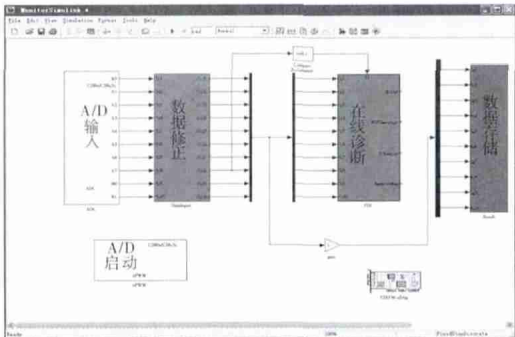


图 4 故障诊断端 Simulink 模型

2.2.2 基于 RTW 的目标机端软件自动代码生成

将搭建好的故障诊断端和被监控端的 Simulink 模型转化为可执行于实际硬件的代码,其编写难度很大,不具有通用性,也难以保证实时性。为了解决上述问题,本文采用基于 RTW 的自动代码生成技术^[8],实

现故障诊断实时仿真平台的嵌入式软件的生成。上述 RTW 基于 MATLAB/SIMULINK 自动代码的生成环境^[9],支持包括 DSP、X86、PowerPC 等系列架构的计算机等硬件平台,也支持如 DOS、WINDOWS、VX-WORKS、xPC、LINUX 操作系统等软件平台,能够直接从 Simulink 仿真模型中产生经过优化的可执行程序。在此过程中,它加速硬件仿真开发过程,生成各种实时环境或目标产品下的运行程序。利用 MATLAB/RTW 分别将故障诊断端模型和被监控端模型自动生成标准 C 代码。其中,故障诊断端模型要编译成可在 DSP 中实时运行的可执行程序^[10],然后通过 DSP 仿真器下载到 DSP 平台中,构成硬件在回路中的故障诊断端;被监控端模型要编译成可以在 xPC 目标下实时运行的可执行程序,然后通过 TCP/IP 协议通讯方式下载到搭建好的 xPC 目标机中,构成硬件在回路中的被监控端。

2.2.3 主工作站的人机交互界面的搭建

在 PC 主机端需要搭建被监控端和故障诊断端的人机交互界面,使得硬件仿真平台更通用、更直观。为实现 PC 主机对发动机端的状态参数的实时显示和在线故障注入,本文利用第 3 方软件 LabWindows/CVI,通过调用 xPC 提供的 API 函数搭建了主工作站与被监控端交互的人机界面^[11],用这种方法进行在线仿真时,可以直接调用底层函数,从而完全脱离 Matlab 的工作环境而独立运行;为实现 PC 主机对故障诊断端的诊断结果的实时显示,既可以通过 RTDX 模块,利用 MATLAB 搭建的 GUI 界面来完成数据的交互,也可以通过 SCI 通讯模块,调用 SCI 函数,利用 LabWindows/CVI 搭建主工作站与故障诊断端交互的人机界面。为了与被监控端人机界面一致,本文采用第 2 种方式,都采用 CVI 搭建人机界面。最终完成的被监控端与故障诊断端的人机界面如图 5、6 所示。

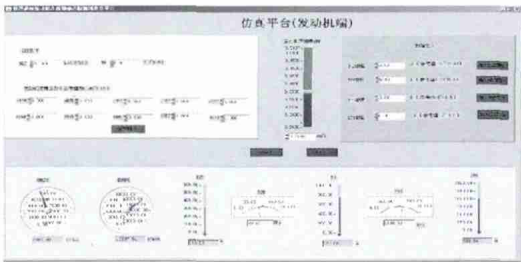


图 5 被监控端人机界面

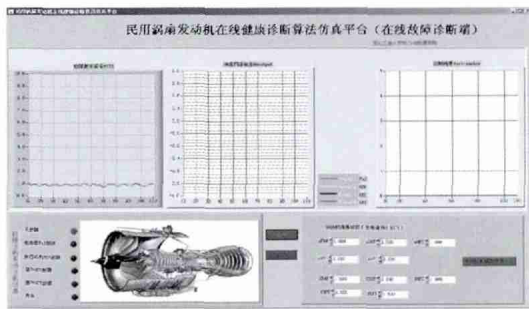


图 6 故障诊断端人机界面

3 仿真平台的性能参数及使用流程

3.1 仿真平台性能

故障诊断端采用 ICETEK- F28335- A 开发板, 片上 RAM 68× 16 bit, FLASH 256× 16 bit, CPU 的主频为 150 MHz, 即 1 个指令周期为 6.67 ns, 而本硬件平台的采样周期按照工业经验设定为 20 ms, 因此在 1 个周期内可运行 2998500 条指令, 完全满足各种复杂的故障诊断算法的实时性。

被监控端采用研华 610H 工控机, 内存 499 MB, CPU 2.4 GHz, 即 1 个指令周期为 0.42 ns。发动机端工控机 xPC 实时系统界面如图 7 所示。从图中可见, 在 1 个采样周期(20 ms)内, 分段线性化发动机程序平均执行时间仅为 0.05516 ms, 最多可运行 131333 条指令, 因此被监控端完全可以满足更为复杂的发动机模型。

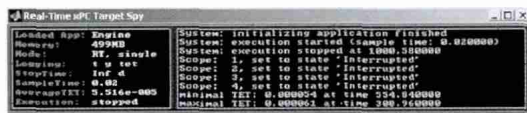


图 7 被监控端的 xPC 显示

上位机与被监控端的工控机之间 TCP/IP 协议通讯的波特率为 115200; 上位机与故障诊断端的 DSP 之间的串口通讯的波特率也是 115200; 工控机内嵌的 PCL- 727 数据采集卡, 即 DA 端的采样速率可达 30 MSPS, 分辨率为 12 位, 而 DSP 自带的 AD 端的采样速率可达 12.5 MSPS, 分辨率为 12 位。因此, 硬件的通讯速率完全满足各部分数据交互速率的实际需求。

硬件平台通过采用高频系统多点接地^[12], 使用双绞线进行长距离数据传输以及通过 ADAM- 3937 外扩板实现 DA、AD 过程中低通滤波等多种方式, 确保搭建的仿真平台抗干扰能力强、稳定可靠。

总之, 本文所搭建的故障诊断硬件在回路仿真平

台能够较好地模拟真实发动机机载硬件条件, 且其实时性、稳定性、通用性良好, 完全满足检验各种故障诊断算法的需求。

3.2 故障诊断算法验证流程

利用本文搭建的硬件在回路仿真平台的流程的原理如图 8 所示。进行仿真试验时, 都统一按照以下步骤对故障诊断算法进行验证, 最终做出评价。

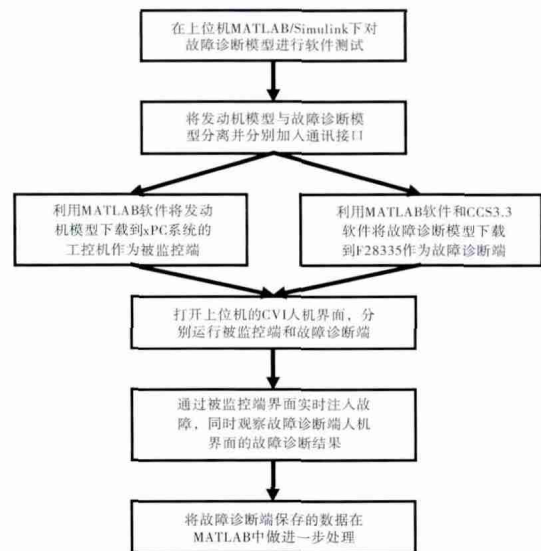


图 8 故障诊断算法验证流程原理

4 1 种故障诊断算法的仿真验证及故障诊断算法评价标准

4.1 1 种故障诊断算法及其验证

故障检测的实现是通过计算残差的加权平方和的值(W_{SSR})并将其与预设阈值进行比较^[13]。 W_{SSR} 的计算方式为

$$W_{SSR} = \tilde{y}^T R^{-1} \tilde{y} \quad (1)$$

式中: \tilde{y} 为通过监视真实发动机传感器测量输出与性能基准模型输出 \hat{y} 之间的残差向量; R 为测量参数使用的传感器的协方差矩阵, 代表各传感器的可靠性。

每个采样时间点, 故障检测单元都会计算出 1 个新的 W_{SSR} 值。然后将得到的 W_{SSR} 值与预先定义的异常检测阈值进行比较。当 W_{SSR} 值超过阈值的逻辑, 证明此时发生了故障, 需要进一步定位, 即故障隔离。本文采用最小二乘估计方法来实现。考虑到燃气涡轮发动机的高可靠性和低故障率, 假设在给定时间内只发生 1 种故障。故障隔离首先要在整个飞行包线范围内计算故障影响系数矩阵 H , 且它是单一的矩阵的集

合,并且允许插值计算。故障影响矩阵通过在无故障以及各种故障情形下得到。标称条件与各类故障条件下的输出残差与特定故障幅值的比值,得到 H 故障的每一列。式(2)定义了故障系数矩阵单个元素 H_{ij}

$$H_{ij}=\frac{\tilde{y}_i}{m_j}$$

(2)

式中 i 为发动机传感器的类别 j 为故障类型。

故障幅值的最小二乘估计为

$$\hat{m}_j=(H_j^TR^{-1}H_j)^{-1}H_j^TR^{-1}\tilde{y}$$

(3)

得到故障幅值的估计值后,则特定故障类型的传感器残差的估计为

$$\hat{\tilde{y}}_j=H_j\hat{m}_j$$

(4)

如果实际发生的故障与预先假设的故障类型十分接近,则发生故障的部件是 W_{SSEE} 元素中的最小值所代表的故障类型, W_{SSEE} 是故障隔离信号标志,其计算方法为

$$W_{SSEE_j}=W(\tilde{y}_j-\hat{\tilde{y}}_j)^TR^{-1}(\tilde{y}_j-\hat{\tilde{y}}_j)$$

(5)

式中 W 为 1 个加权系数。

传感器 Ps3 故障、执行机构 VSV 故障、部件 HPC 故障、部件 HPT 故障为民用涡扇发动机在线故障发生率最高的 4 种^[4]。本文提出的故障诊断算法主要对这 4 种故障进行在线故障诊断研究。其中 Ps3 故障以高压压气机出口静压传感器 Ps3 的测量值和真实值之间的负偏差表示;VSV 故障以全权限电子控制器控制命令值和高压压气机静子可调导叶角度 VSV 的实际位置偏差表示;HPC 故障以高压压气机效率系数、流量系数与实际系数的偏差表示;HPT 故障以高压涡轮效率系数、流量系数与实际系数的偏差表示。

为了便于诊断结果的显示,本文以不同故障标志代表不同的故障情形,见表 1。

表 1 故障类型标志

故障类型	无故障	Ps3 故障	VSV 故障	HPC 故障	HPT 故障	异常
故障标志	0	1	2	3	4	5

本文以 Ps3 故障和 HPT 故障为例进行验证。在数字仿真条件下,在仿真开始后的第 20 s,利用阶跃模块,分别加入上述 2 种故障,得到 2 种故障诊断结果如图 9、10 所示,可见数字仿真条件下 2 种故障隔离时间分别为 0.02、0.14 s。

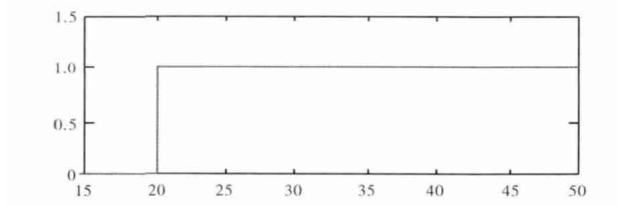


图 9 数字仿真下 Ps3 故障诊断结果

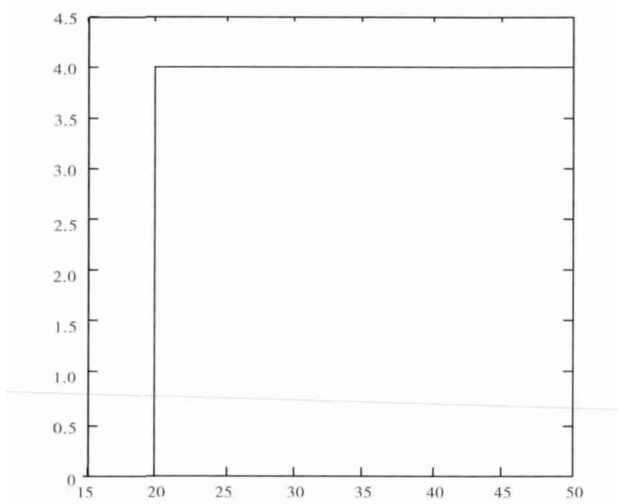


图 10 数字仿真下 HPT 故障诊断结果

在硬件条件下,在仿真开始后的第 20 s,通过被监控端人机界面分别加入这 2 种故障,对应的故障诊断端界面的故障诊断结果如图 11、12 所示。

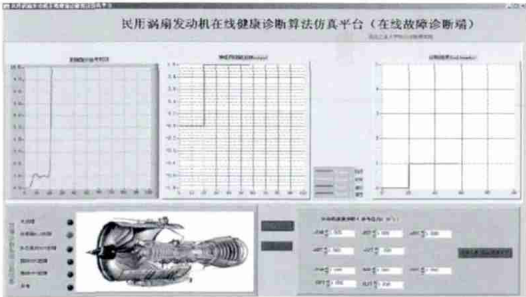


图 11 硬件仿真下 Ps3 故障诊断结果显示界面

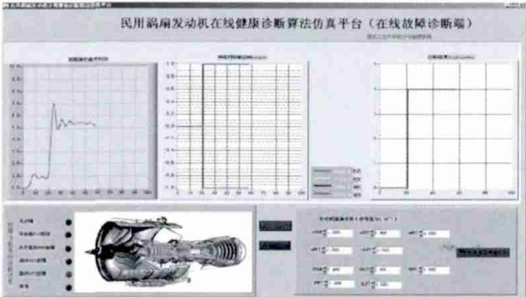


图 12 硬件仿真下 HPT 故障诊断结果显示界面

从图中可见,在硬件仿真条件下,即模拟真实的发动机工况时,2 种故障隔离时间分别为 0.14 s 和

0.28 s,其实时性满足发动机故障诊断的实际需要,证明该故障诊断算法效果良好。同时,硬件在环仿真平台与数字仿真的结果相差很小,证明搭建的硬件平台性能良好,能真实反映故障诊断算法的性能。

4.2 故障诊断算法的评价标准

为了比较不同诊断算法的性能,必须建立统一的评价标准^[5]。本文搭建的故障诊断硬件平台采用故障检测率、故障隔离率、故障隔离延迟 3 方面性能参数作为故障诊断算法性能的评价标准^[6]。

4.2.1 故障检测率

在故障诊断过程中,存在有故障检测出故障、有故障未检测出故障、无故障检测出故障、无故障未检测出故障 4 种情况,分别对应有故障诊断正确率、故障漏报率、虚警率、无故障诊断正确率,如图 13 所示。故障检测率为有故障诊断正确率与无故障诊断正确率之和,即故障检测率只要求故障诊断算法判断故障的有无,而不需要判断故障类型。

		故障诊断	
		有故障	无故障
故障注入	有故障	有故障诊断正确率	故障漏报率
	无故障	虚警率	无故障诊断正确率

图 13 故障检测率结构

具体判断过程如下:根据故障诊断算法可判断的故障类型进行分组,每组为 1 类故障。根据故障诊断算法给出故障范围,每组注入 3 次故障,分别对应故障范围中的最小值、中间值、最大值。每次注入故障后,要调整为无故障状态,以观察该状态下故障诊断算法稳定性。即每组做 6 次试验,3 次为有故障状态,3 次为无故障状态。由于故障诊断平台的周期为 20 ms,因此每次试验时长选为 10 s,即每隔 10 s 改变 1 次故障注入状态,最终得到故障检测率。

以上述故障诊断算法为例,其针对 4 种故障,共进行 6 次×4 组共 24 次实验。试验发现,其有故障正确率为 50%,无故障正确率为 50%,故其故障检测率为 100%。

4.2.2 故障隔离率

在故障检测率的基础上,提出故障隔离率。即在

有故障的前提下,能正确定位故障的概率。故障隔离率结构见表 2,故障隔离率等于对角线之和除以试验次数。

表 2 故障隔离率结构

		故障诊断			
		故障 1	故障 2	……	故障 M
故障注入	故障 1	a11	a12	……	a1M
	故障 2	a21	a22	……	a2M
	……	……	……	……	……
	故障 M	aM1	aM2	……	aMM

具体判断过程与故障检测率试验过程基本相同,区别在于不考虑无故障状态下的故障诊断结果,即每组做 3 次有故障试验。

以上述故障诊断算法为例,针对 4 种故障,一共要做 3 次×4 组共 12 次试验。试验发现,11 次故障判断正确,1 次故障判断错误,故其故障隔离率为 91.67%。

4.2.3 故障隔离延迟

从故障注入到故障成功隔离,之间都会有一段时间延迟,此时的故障诊断结果表现为在多种故障之间震荡。这与故障诊断算法优劣有关,也与故障诊断类型和实际发动机的传感器准确率等条件有关。要根据具体的故障诊断要求来判断故障隔离延迟性能是否在合理范围内。

以上述故障诊断算法为例,其他 2 种故障的隔离时间如下:VSV 故障隔离延迟为 0.76 s、HPC 故障隔离延迟为 0.16 s。

综上所述,本文提出的故障诊断算法各项评价指标的性能参数优异,满足故障诊断要求,是 1 种有实用价值的故障诊断算法。

5 结论

(1)用 DSP 取代工控机作为被监控端,使搭建的硬件平台更符合实际的机载条件;分别采用 TCP/IP 协议通讯与 SCI 串口通讯方式,实现了上位机与目标机数据的实时交互,并使用虚拟仪器技术,搭建了统一的人机交互界面。

(2)采用基于 xPC 的自动代码生成技术,实现了发动机故障诊断算法从数字仿真到硬件在回路实时仿真的无缝衔接。

(3)提出了1种基于最小二乘估计方法的故障诊断算法,并针对4类典型的故障进行在线仿真试验,验证了诊断算法及硬件在回路平台的有效性,结合本文搭建的仿真平台,提出了1种故障诊断算法评价标准,可用于多种不同类型的故障诊断算法的比较。

参考文献:

- [1] Jaw L C, Mattingly J D. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009: 1-22.
- [2] 郝春生, 秦月. 航空发动机故障诊断及测试流程分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(3): 71-74.
HAO Chunsheng, QIN Yue. Fault diagnosis methods and testing procedure of aeroengine [J]. Aeroengine, 2014, 40(3): 71-74. (in Chinese)
- [3] Quinn R, Sims J. Improved turbine engine performance, responsiveness, and prognostics using model-based control in a hardware in the loop simulation[R]. AIAA-2007-5712.
- [4] 李睿, 郭迎清, 吴文斐. 航空发动机传感器故障诊断设计与验证综合仿真平台[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(3): 527-529.
LI Rui, GUO Yingqing, WU Wenfei. Design and verification of simulation platform for aircraft engine sensor fault diagnosis [J]. Computer Measurement and Control, 2010, 18(3): 527-529. (in Chinese)
- [5] 郭迎清, 冯健朋, 张书刚. 涡扇发动机故障诊断硬件在环回路实时仿真平台[J]. 航空工程进展, 2014, 5(2): 165-170.
GUO Yingqing, FENG Jianpeng, ZHANG Shugang. Hardware-in-the-loop real-time simulation platform of civil turbofan engine fault diagnosis [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(2): 165-170. (in Chinese)
- [6] 张冬冬, 黄金泉, 鲁峰. 航空发动机健康管理系统的快速原型设计[J]. 航空发动机, 2014, 40(4): 89-94.
ZHANG Dongdong, HUANG Jinquan, LU Feng. Rapid prototype design of health management system for aeroengine [J]. Aeroengine, 2014, 40(4): 89-94. (in Chinese)
- [7] 张书刚, 郭迎清, 陆军. 基于 GasTurb/MATLAB 的航空发动机部件级模型研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2850-2856.
ZHANG Shugang, GUO Yingqing, LU Jun. Research on aircraft engine component-level models based on GasTurb/MATLAB [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2850-2856. (in Chinese)
- [8] 陆军, 郭迎清, 王海泉. 基于快速原型化的数控系统实时仿真平台研制[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(6): 1098-1101.
LU Jun, GUO Yingqing, WANG Haiquan. Digital electronic engine control real-time simulation platform based on rapid prototyping[J]. Computer Measurement and Control, 2009, 17(6): 1098-1101. (in Chinese)
- [9] 张晓东, 王海泉, 王东云. 基于 MATLAB 的控制系统实时仿真平台设计[J]. 电子产品世界, 2013(7): 42-48.
ZHANG Xiaodong, WANG Haiquan, WANG Dongyun. Design of control system hardware-in-the-loop simulation platform based on MATLAB [J]. Electronic Engineering and Product World, 2013(7): 42-48. (in Chinese)
- [10] 杜磊, 薛重德, 任志国. 基于 DSP 的自动代码生成及应用[J]. 微处理机, 2010(2): 93-96.
DU Lei, XUE Zhongde, REN Zhiguo. Automatic code generation based on DSP and its application [J]. Microprocessors, 2010(2): 93-96. (in Chinese)
- [11] 周承仙, 李仰军, 武锦辉, 等. 基于 LabWindows/CVI 的多路高速数据采集系统设计[J]. 电子测量技术, 2007, 30(12): 66-69.
ZHOU Chengxian, LI Yangjun, WU Jinhui, et al. Design for multi-channel high speed data acquisition system based on LabWindows/CVI [J]. Electronic Measurement Technology, 2007, 30(12): 66-69. (in Chinese)
- [12] 汉泽西, 李彪, 郭正虹. 接地抗干扰技术的探讨[J]. 测控技术, 2007, 26(12): 74-77.
HAN Zexi, LI Biao, GUO Zhenghong. Discussion of grounding anti-interference technique [J]. Measurement and Control Technology, 2007, 26(12): 74-77. (in Chinese)
- [13] Hunter G W, Lekki J D, Simon D L. Development and testing of propulsion health management[R]. NASA/E-2012-18099.
- [14] Kumar A, Viassolo D. Model-based fault tolerant control [R]. NASA/CR-2008-215273.
- [15] DePold H, Siegel J, Hull J. Metrics for evaluating the accuracy of diagnostic fault detection systems[R]. ASME 2004-GT-54144.
- [16] 尉询楷, 刘芳, 陈良峰, 等. 航空发动机健康管理用户的诊断预测指标体系[J]. 航空发动机, 2012, 38(5): 27-35.
WEI Xunkai, LIU Fang, CHEN Liangfeng, et al. Diagnostic and prognostic metrics of aeroengine health management users [J]. Aeroengine, 2012, 38(5): 27-35. (in Chinese)

(编辑 赵明菁)