

涡扇发动机传感器故障诊断的快速原型 实时仿真

赵成伟, 叶志锋, 王继强, 殷彬彬

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为快速高效地完成涡扇发动机传感器故障诊断算法的硬件在环仿真试验, 构建了以 NI CompactRIO 为核心的传感器故障诊断系统的快速原型实时仿真平台. 基于一簇卡尔曼滤波器, 在 LabVIEW 编程环境中建立了传感器故障诊断系统. 分别在涡扇发动机模型稳态和动态工作时完成了对单个传感器故障的检测、隔离和重构的硬件在环仿真试验并验证了算法精度. 经过大量试验, 结果表明: 基于卡尔曼滤波器理论的诊断算法能在传感器故障情况下确保控制系统安全运行, 诊断精度最高可达 1.4%; 同时表明, 该快速原型实时仿真平台的设计是成功的. 研究工作为发动机传感器故障诊断系统的半物理仿真试验奠定了基础.

关 键 词: 涡扇发动机; 传感器; 故障诊断; 快速原型; 实时仿真

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Rapid prototype real-time simulation of turbo-fan engine sensor fault diagnosis

ZHAO Cheng-wei, YE Zhi-feng, WANG Ji-qiang, YIN Bin-bin

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Centered on NI (National Instruments) CompactRIO, a real-time simulation platform with rapid prototyping was built to validate the fault diagnosis approaches for turbo-fan engine sensors rapidly and efficiently. Based on a bank of Kalman filters, an turbo-fan engine sensor fault diagnostics system was developed in LabVIEW environments. Extensive experiments were conducted for the fault detection, isolation and restructuring of individual sensor faults, at both steady state and dynamic conditions. The accuracy of the proposed algorithm was thus verified. Experimental results showed that Kalman filter algorithm could ensure safe operation of engine control system even in the case of sensor failures, the best accuracy of diagnosis reached 1.4%, and the effectiveness of this rapid prototype real-time platform for sensor fault diagnosis was also shown. Consequently, the developed platform could be taken as the foundation for semi-physical tests.

Key words: turbo-fan engine; sensor; fault diagnosis; rapid prototype; real-time simulation

在现代航空航天领域中, 数字控制系统的可靠性是最重要的技术指标之一, 数字控制系统的故障会直接影响任务的完成质量, 甚至会酿成灾难性的后果^[1-2]. 涡扇发动机 FADEC (full author-

ity digital electronic control) 系统中用于参数测量和状态监控的传感器的可靠性显得尤为重要, 这些由精密元件组成的传感器常处在恶劣环境下工作, 容易发生故障. 传感器故障诊断系统能够及

时可靠地检测并隔离故障传感器,同时完成故障传感器测量数据的重构,从而确保涡扇发动机安全可靠工作.因此验证航空发动机传感器故障诊断算法的有效性具有重要的意义.

目前,通过国内外众多学者的研究,航空发动机传感器故障诊断与重构算法的数字仿真已日趋成熟,数字仿真结果无论在精度上还是实时性上均令人满意^[3-6].但是一种算法由理论走向工程实际应用需要进行大量的试验验证^[7].HIL(硬件在环)仿真技术^[8-9]是对算法进行试验的重要手段,是进行半物理仿真试验的基础.

虚拟仪器技术是利用高性能的模块化硬件,结合高效灵活的软件来完成各种测试、测量和自动化的应用^[10].国内外研究人员都已将 NI(National Instruments) LabVIEW 图形化开发工具用于产品设计周期的各个环节,从而改善了产品质量、缩短了产品投放市场的时间,并提高了产品开发和生产效率.快速原型^[11-13]是指利用虚拟仪器及其相应的硬件平台,快速生成系统的源代码,并将代码下载至硬件平台,进行控制系统 HIL 仿真试验,逐步完善系统原型及功能要求,验证系统软件算法和硬件方案的可行性.

本文结合虚拟仪器技术和快速原型设计的优势,综合现有软硬件资源,以某型涡扇发动机实时仿真模型为研究对象,构建了涡扇发动机传感器故障诊断系统的快速原型实时仿真平台.并成功在该平台上对基于卡尔曼滤波器簇的传感器故障诊断算法进行了试验验证.实时仿真平台具有较强的通用性和扩展性,能够有效地进行多种传感器故障诊断算法的 HIL 仿真试验.

1 仿真平台的架构及功能

快速原型实时仿真平台的架构框图如图 1 所示.主要包括 3 台计算机,分别是用于运行 LabVIEW 开发系统的台式计算机,运行涡扇发动机实时模型程序的计算机和 FADEC 系统接口模拟器的管理与配置计算机;NI CompactRIO 嵌入式控制与采集系统和 FADEC 系统信号接口模拟器;以及与其配套的数据采集卡和串口、网络通讯设备等.

1.1 NI CompactRIO 嵌入式控制系统

NI CompactRIO 是一款可重新配置的嵌入式控制和采集系统.该系统的硬件架构中主要包含 I/O 模块、FPGA(field programmable gate array)机箱、嵌入式控制器.此外,它可通过 LabVIEW 软件对其编程,并可用于各类嵌入式控制和监测应用程序^[14].本文主要用于实现涡扇发动机转速闭环控制系统和传感器故障诊断系统的功能.

LabVIEW 结合了简明的图形式开发环境和强大的图形化编程语言,适用于快速原型设计和测控系统应用程序的开发.结合 LabVIEW 和 CompactRIO 可轻松使用 FPGA 技术,因此能够自定义控制电路,同时降低了传统自定义硬件中的复杂性和成本.使用 LabVIEW real-time 模块和 FPGA 模块能够将应用程序开发、调试和部署至 CompactRIO 上的微处理器和 FPGA.本文基于 LabVIEW 编程环境设计了涡扇发动机转速闭环控制系统和传感器故障诊断与信号重构系统的

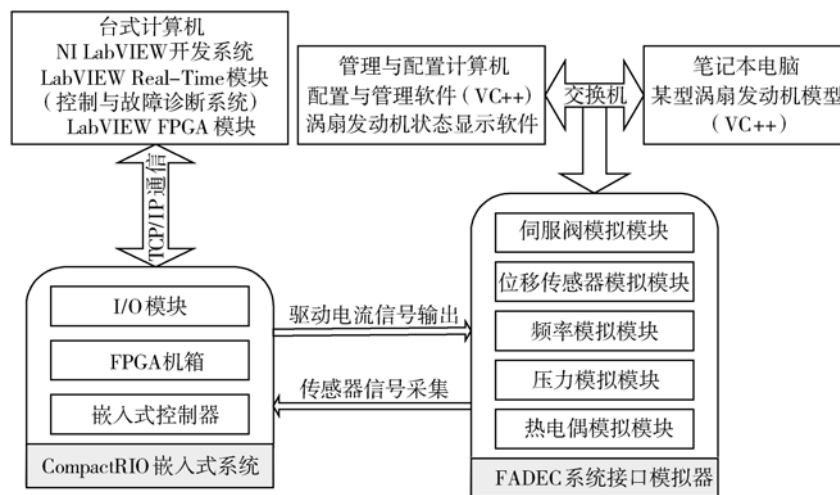


图 1 快速原型实时仿真平台的架构框图

Fig. 1 Structure frame of rapid prototype real-time simulation platform

应用程序,其采样周期由 LabVIEW 中定时器设置为 20 ms。

1.2 FADEC 系统信号接口模拟器

信号接口模拟器能模拟 FADEC 系统中所有传感器和执行机构的电气信号接口,同时可以提供涡扇发动机实时模型运行平台的接口。从 EEC (engine electronic control) 的角度来看,“FADEC 系统信号接口模拟器+发动机实时模型”就是一台被控制的发动机。管理与配置计算机作为信号接口模拟器的上位机,可对信号接口模拟器进行数据管理与配置。它通过以太网与信号接口模拟器进行实时数据交互。信号接口模拟器可将上位机接收的数字量信号转换为所需的模拟量信号输出至控制器,还可将采集的模拟量信号转换为数字量信号传输至上位机。本文中信号接口模拟器需要模拟的传感器信号有:转速、位移、压力和温度等信号。信号接口模拟器中伺服阀模拟模块需要采集的控制信号是由 CompactRIO 控制器输出的驱动电流信号。

1.3 发动机模型计算机

本文在基于 VC++ 的某涡扇发动机实时模型程序的基础上,添加了简易执行机构模型程序和 UDP (user datagram protocol) 通信协议类后作为涡扇发动机实时模型。在计算机中运行该模型程序,并可实现同管理与配置计算机的实时数据交互,此时计算机即可作为发动机模型计算机。涡扇发动机模型计算机主要负责运行涡扇发动机实时模型程序,在获取发动机的输入量后,实时输出发动机各状态的数字量,并通过 UDP 传输至管理与配置计算机。考虑到平台的通用性,各状态量均按 0~100% 进行标准化。

1.4 仿真平台系统的实时性

CompactRIO 系统程序的实时性是由 Vx-Works 实时操作系统保证的,CompactRIO 系统的程序负责接口控制,其输入、输出控制过程可在 1 ms 内完成,对于本文中 20 ms 的任务调度周期,时间抖动可忽略。模型计算机与接口模拟器的数据交互采用 UDP 通信协议,UDP 通信将可靠性和排序等协议功能交给应用程序管理,极大地减少执行时间,发送即传输,实时性得到保证^[15]。CompactRIO 系统与涡扇发动机模型计算机之间通过 UDP 协议传输模型的输入输出参数,数据量少,在 20 ms 的仿真步长下实时性有保证,通过信号发生器和示波器测试得到涡扇发动机模型计

算机与 CompactRIO 系统之间的数据传输时间抖动在 2 ms 以内,不影响整个仿真平台系统的实时性。

2 仿真平台的系统设计

涡扇发动机传感器故障诊断快速原型实时仿真平台的设计目的是为了快速和高效地验证故障诊断算法的有效性和精度。

本文所用涡扇发动机实时模型在高压转子转速 100% 稳态时的建模误差为 0,高压转子转速为 94%~99% 时最大建模误差为 1.6%。本文采用拟合法建立传感器故障诊断的稳态线性模型,在各稳态点上对各状态量进行拟合的误差均小于 0.2%。动态模型采用差值的方式选用 94%, 96%, 98% 和 100% 四个稳态点的模型进行切换。利用 LabVIEW 与 C 语言的接口将基于卡尔曼滤波器簇的故障诊断算法^[3]在 LabVIEW 编程环境中实现并完成故障诊断系统的设计。文献[3]中故障诊断算法在基于 VC++ 的数字仿真平台下,传感器故障诊断的精度为 1%。本文采用该算法完成了 HIL 仿真试验,并能达到满足设计指标的故障诊断精度;验证了涡扇发动机传感器故障诊断的快速原型实时仿真平台的有效性,并可检验算法在该环境下的诊断的精度。

2.1 传感器故障诊断仿真平台工作原理

转速闭环控制是涡扇发动机控制系统中的核心回路,并在 FADEC 系统中具有典型性。本文所设计的快速原型实时仿真平台是以涡扇发动机转速闭环控制系统为基础,其中 LabVIEW 软件为转速数字 PID (比例积分微分) 控制算法和传感器故障诊断算法的快速原型设计提供了条件。该仿真平台的试验原理如图 2 所示。

在 LabVIEW 界面上输入设定的高压转子转速 n_{set} ,由 CompactRIO 控制器输出接口模拟器中电液伺服阀模块所需的电流驱动信号,并采集由接口模拟器中位移传感器反馈信号和转速传感器反馈信号,进行转速闭环 PID 控制。该系统包含故障诊断模块和信号重构选择模块,当高压转子转速传感器信号出现故障后选择故障检测模块中高压转子转速传感器对应的卡尔曼滤波器输出的估计值作为重构信号来代替传感器信号,若无故障则选择传感器信号输出。接口模拟器中包含伺服阀、位移、转速、温度和压力传感器模块并完成各量值的转换过程。涡扇发动机模型中含有执行机构的模型,能够实时显示执行机构(油针)位置

和涡扇发动机各状态量。

2.2 传感器故障诊断系统的实现方案

传感器故障诊断的程序设计在 LabVIEW 编程环境中实现。LabVIEW 中提供了与 C 语言的接口,因此,基于卡尔曼滤波器簇的算法核心函数可在 LabVIEW 环境下实现函数功能。通过在

LabVIEW 环境下搭建所需的软/硬故障注入模块、状态空间模型选择模块、故障信号重构(信号选择)模块、故障判断逻辑模块以及转速控制系统模块,即可完成整个传感器故障诊断系统的设计。传感器故障诊断系统在 LabVIEW 后面板的程序设计如图 3 所示。

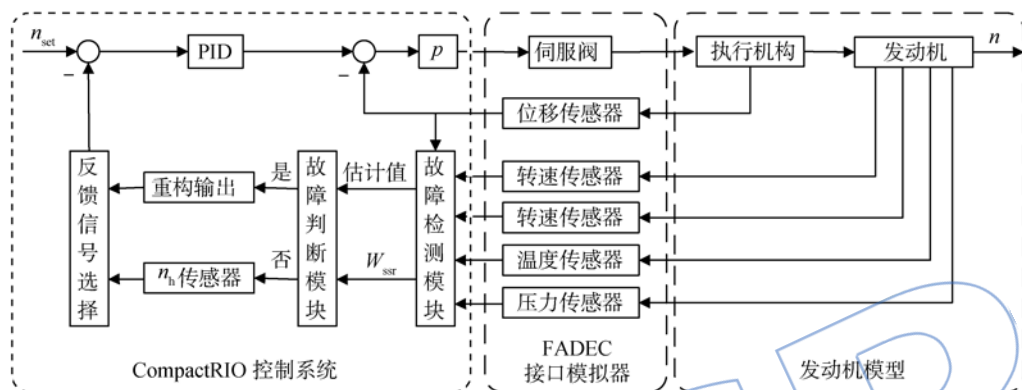


图 2 传感器故障诊断仿真平台试验原理

Fig. 2 Test principle of sensor fault diagnosis simulation platform

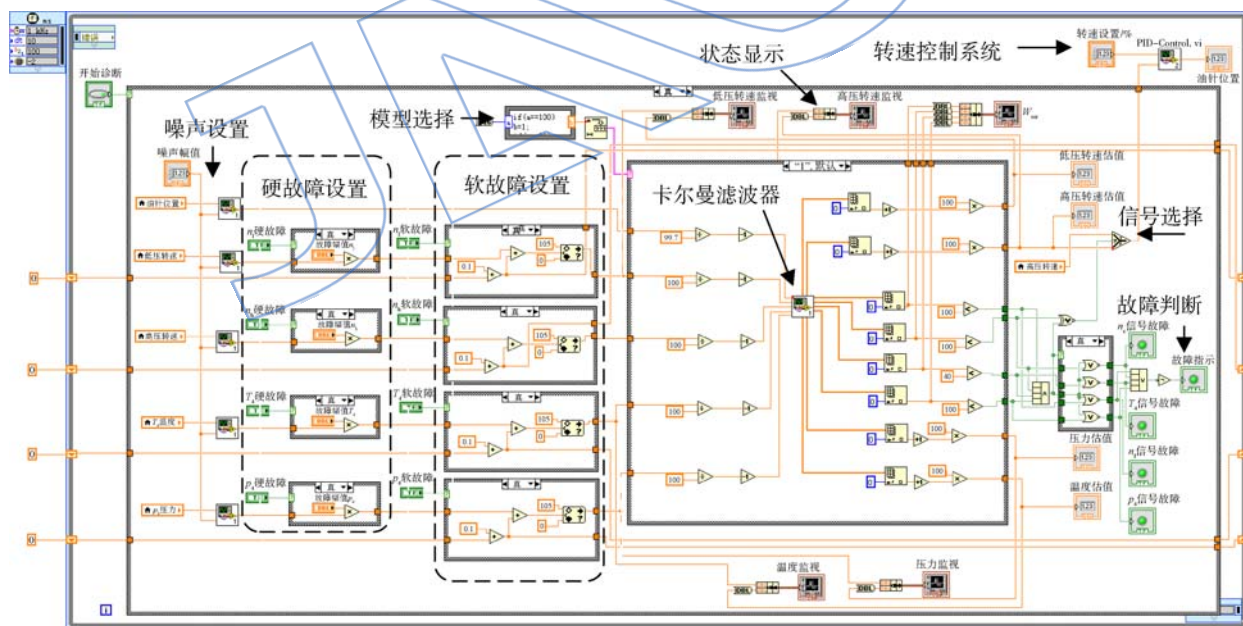


图 3 传感器故障诊断系统的 LabVIEW 程序设计

Fig. 3 LabVIEW programming of sensor fault diagnosis system

由图 3 可看出,传感器信号首先经过噪声设置模块,之后经过软/硬故障注入模块,程序根据高压转子转速的大小选择对应的线性模型及相应的卡尔曼滤波器组,经过卡尔曼滤波器后输出各传感器的估计值及故障指示信号值(W_{ssr})并在状

态显示模块以曲线形式显示,故障指示信号值与阈值比较后的布尔值在故障判断模块进行布尔运算后得出是否有某一个传感器发生故障的布尔值,根据该值选择是否采用传感器的估计值作为重构信号构成转速闭环。

3 试验结果及分析

为了验证所建仿真平台的有效性以及基于卡尔曼滤波器簇的传感器故障诊断算法的精度,在涡扇发动机不同状态、不同工作点进行了大量的试验研究. 本文根据诊断算法阈值选取原则,结合实际试验情况针对不同的传感器选择了一组阈值用于整个故障诊断系统的故障判断模块. 其中只有高压涡轮前总温(T_4)传感器阈值较低是因为接口模拟器中热电偶模拟模块的数字量范围为0%~50%,因此,使得 T_4 传感器灵敏度降低一半,从而它对应的阈值也减小约50%. 在涡扇发动机设计点处,取高压转子转速(n_h)传感器,低压转子转速(n_l)传感器,高压涡轮前总温(T_4)和高压涡轮前总压(p_4)传感器进行故障诊断. 在LabVIEW中多次设置 n_h 传感器测量值突变量(硬故障的幅值),最终试验得出该系统能够零误诊的判断出 n_h 传感器测量值突变1.9%及以上的故障,其他传感器硬故障的诊断精度也可通过多次试验得出;在设置各传感器测量值漂移故障(软故障)时,可得到软故障的诊断精度,试验结果如表1所示. 可以看出,在发动机稳态工作时,软硬故障的诊断精度基本一致,是由算法本身所决定的,达到一定的幅值后,故障指示信号值 W_{ssr} (残差加权二乘和)才能超过阈值,从而判断发生故障. 发动机动态过程中,高、低压转子转速阶跃上升(94%至100%阶跃)和阶跃下降(100%至94%阶跃)两种状态下的诊断精度比稳态时有所降低;由于选择了高、低压转子转速为状态变量, n_h 和 n_l 传感器的诊断精度明显高于 T_4 和 p_4 传感器的精度. 经查阅相关技术指标后,所有诊断精度试验结果均满足设计指标.

表1 单个传感器故障诊断精度试验结果
Table 1 Test result of single sensor fault diagnosis accuracy

试验类别	n_h /%	n_l /%	T_4 /%	p_4 /%
稳态硬故障	1.9	1.5	3.8	2.5
稳态软故障	1.8	1.4	3.6	2.4
n_h 正阶跃	3	4	5	4
n_h 负阶跃	2	3	6	4

限于篇幅,在 n_h 传感器测量值突变2%(硬故障)时,仅给出 T_4 传感器量值的变化情况,如图4所示.

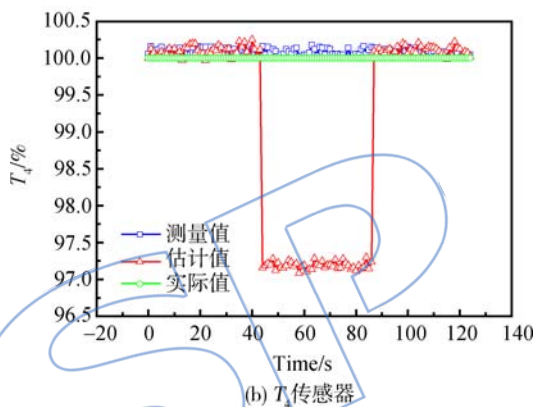
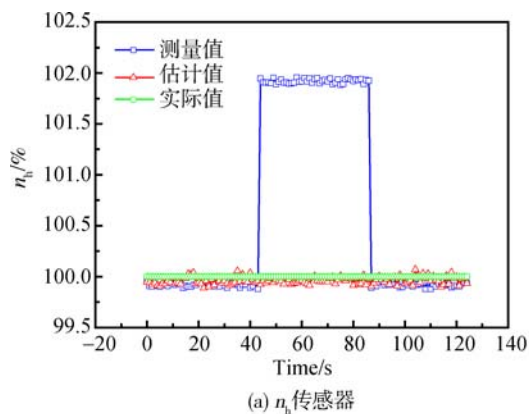


图4 n_h 传感器发生2%硬故障时, T_4 传感器变化情况

Fig. 4 Value changes in T_4 sensor when a 2% hard fault occurs in n_h sensor

由图4可知,40s之前没有设置 n_h 传感器故障时, n_h 和 T_4 传感器的测量值和涡扇发动机的实际值以及传感器故障诊断系统的估计值基本保持一致,说明故障诊断系统能够很好地估计涡扇发动机的状态. 当设置2%的突变故障后,明显看出 n_h 传感器测量值突变了2%,其估计值仍然保持和发动机实际值相吻合;而 T_4 传感器测量值没有变化,但其对应的卡尔曼滤波器因用到了故障传感器 n_h 传感器的测量信息而使其相应估计值明显出现偏差. 当取消突变故障时,故障诊断系统又恢复正常. 在实际中硬故障发生的概率较高,因此本文研究了能够检测出的硬故障最小幅值,即传感器硬故障的诊断精度.

由图5可知,在 n_h 传感器故障没有注入时,诊断系统的 W_{ssr} 接近于零;一旦注入突变故障后,无故障传感器对应的 W_{ssr} 立刻就有一个突变,会超出阈值;而故障传感器的 W_{ssr} 则基本不变,不会超出阈值. 据此可判断出是哪一个传感器发生故障. 由图5还可知在40~83s时 n_h 传感器发生故障,该时间段内故障诊断系统中 n_h 传感器对应的

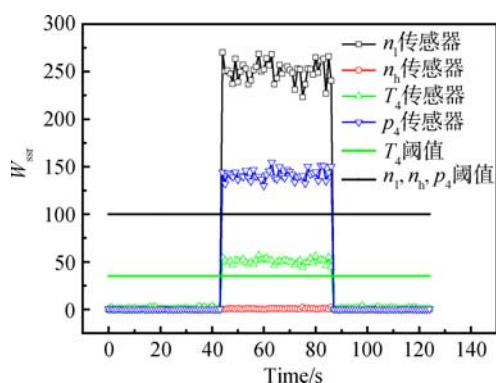


图 5 n_b 传感器发生硬故障时故障指示信号值
Fig. 5 Fault indicator signals when n_b sensor occurs a hard fault

卡尔曼滤波器没有用到自身的故障测量信息,因此依然能准确地估计出涡扇发动机的状态量,再由量测方程可以获得 n_b 传感器测量值的重构数据也即 n_b 传感器对应的估计值.此时故障诊断系统中的信号选择模块将选择此估计值作为重构信号构成转速闭环.

在涡扇发动机转速从 94% 阶跃至 100% 时,限于篇幅,取 p_4 传感器发生硬故障为例,仅给出 n_1 传感器量值的变化情况,如图 6 所示.

由图 6(a) 可看出,在涡扇发动机转速阶跃上升开始时,设置 p_4 传感器发生 4% 的硬故障,明显看出估计值存在 4 次切换过程,这是因为在转速上升后系统根据反馈到转速控制系统的信号大小选择对应转速(即 94%, 96%, 98% 和 100%)下的稳态点的线性模型与卡尔曼滤波器簇进行故障诊断.系统对 p_4 传感器的估计值与实际值基本吻合,但存在一定的误差,可以看出离线性化的稳态点越远,误差越大,最大误差为 1.7%,系统设计指标允许这个误差,此时系统选择该估计值作为发动机状态量 p_4 的值.由图 6(b) 可看出,当 p_4 发生故障时, n_1 传感器的估计值明显偏离测量值并且也有 4 次切换过程, n_b 和 T_4 传感器同样如此,这是由算法决定的(未图示). p_4 传感器发生故障时只有 p_4 传感器对应的估计值比较准确,因为其他滤波器的输入用到了 p_4 传感器的故障信息而无法准确输出对应传感器的估计值,此时系统选择 n_1 , n_b 和 T_4 传感器测量值作为发动机各相应状态量的值,除 p_4 传感器外的估计值仅用来计算故障指示信号值 W_{ssr} .

由图 7 可看出,在上升过程中各传感器对应的 W_{ssr} 也有切换过程,在不同的线性模型下系统各传感器对应的 W_{ssr} 均发生变化,但在模型切换

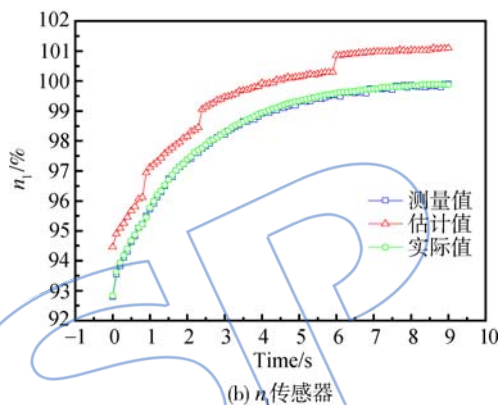
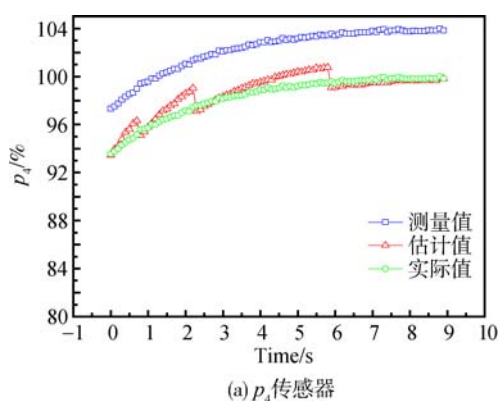


图 6 n_b 阶跃时, p_4 传感器发生 4% 硬故障量值变化情况
Value changes when n_b step up and p_4 with a 4% hard fault

过程中系统仍能够准确地诊断出是 p_4 传感器发生了故障.在 p_4 传感器故障过程中,涡扇发动机控制系统仍能完成涡扇发动机的加速过程控制,充分验证了传感器故障诊断算法在发动机动态时诊断的可靠性,同时验证了该快速原型实时仿真平台的有效性.

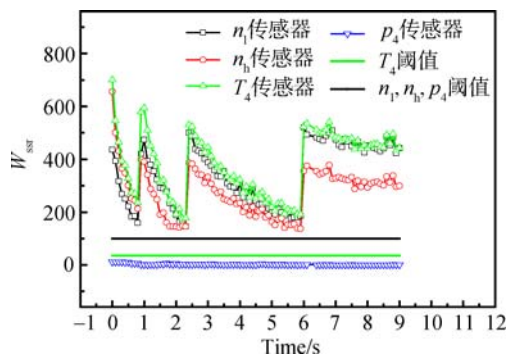


图 7 动态时, p_4 传感器发生硬故障时故障指示信号
Fig. 7 Fault indicator signals when p_4 sensor occurs a hard fault at dynamic conditions

4 结 论

本文设计了涡扇发动机传感器故障诊断的快速原型实时仿真平台, 为传感器故障诊断算法无法快速和高效地完成试验验证的问题提出了解决方案. 结合涡扇发动机实时模型与卡尔曼滤波诊断算法对仿真平台进行试验验证, 表明该平台的设计是成功的. 通过在该平台的大量试验, 验证了基于卡尔曼滤波器簇的传感器故障诊断算法在涡扇发动机稳态和动态时的精度, 检验了该仿真平台在传感器故障诊断中的有效性, 为今后进行半物理仿真试验奠定了基础.

致谢:

感谢张天宏教授在试验过程中给予的帮助.

参考文献:

- [1] 肖翔. 涡扇发动机传感器故障诊断与容错控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
- [2] 陶文华, 叶志锋. 关系矩阵法在发动机执行机构故障检测中的应用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1872-1877.
TAO Wenhua, YE Zhifeng. Failure detection of actuators of aero-engine control system by interaction matrix formulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1872-1877. (in Chinese)
- [3] 赵文博. 航空发动机传感器故障诊断及信号重构[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
ZHAO Wenbo. Research on aircraft engine sensor fault diagnosis and signal reconstruction[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [4] Kobayashi T. Aircraft engine sensor/actuator/component fault diagnosis using a bank of Kalman filters[R]. NASA/CR-2003-212298, 2003.
- [5] Kobayashi T, Simon D L. Evaluation of an enhanced bank of Kalman filters for in-flight aircraft engine sensor fault diagnostics[R]. NASA/TM 2004-213203, 2004.
- [6] Volponi A, DePold H, Ganguli R, et al. The use of Kalman filter and neural network methodologies in gas turbine performance diagnostics: a comparative study [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 2003, 125(4): 917-924.
- [7] Karpenko M, Sepehri N. Hardware-in-the-loop simulator for research on fault tolerant control of electrohydraulic actuators in a flight control application[J]. Mechatronics, 2009, 19(7): 1067-1077.
- [8] 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 & Control, 2010, 18(3): 527-529. (in Chinese)
- [9] 薛薇, 郭迎清, 李睿. 航空发动机状态监视、故障诊断及验证[J]. 推进技术, 2011, 32(2): 271-275.
XUE Wei, GUO Yingqing, LI Rui. Algorithm and experimental validation for condition monitoring, fault detection for gas turbine engine[J]. Journal of Propulsion technology, 2011, 32(2): 271-275. (in Chinese)
- [10] Torella G, Palmesano G. The development of a virtual test bed for gas turbine engines[R]. Alabama: 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Huntsville, 2003.
- [11] Deppe M, Zanella M, Robrecht M, et al. Rapid prototyping of real-time control laws for complex mechatronic systems: a case study[J]. Journal of Systems and Software, 2004, 70(3): 263-274.
- [12] 鲁峰, 黄金泉, 孔祥天. 涡扇发动机故障诊断的快速原型设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 431-437.
LU Feng, HUANG Jinquan, KONG Xiangtian. Rapid prototype design for turbo-fan engine fault diagnosis[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(2): 431-437. (in Chinese)
- [13] 张天宏, 王继业. 微型涡轮发动机快速原型控制系统[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 274-279.
ZHANG Tianhong, WANG Jiye. A rapid prototype control system for micro turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 274-279. (in Chinese)
- [14] 贾军, 梁述海. 基于 NI cRIO 的柴油机转速控制的半实物仿真[J]. 机电工程, 2011, 28(11): 1332-1335.
JIA Jun, LIANG Shuhai. Semi-physical simulation of speed control for diesel engine based on NI cRIO[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2011, 28(11): 1332-1335. (in Chinese)
- [15] 鲍文, 隋岩峰, 刘志明, 等. 某涡扇发动机半实物仿真平台设计和实现[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(6): 1517-1518.
BAO Wen, SUI Yanfeng, LIU Zhiming, et al. Design and realization of hardware-in-the-loop simulation for turbopfan-engine[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(6): 1517-1518. (in Chinese)