

航空发动机在线综合诊断结构设计及仿真验证

张书刚^{*}, 郭迎清^{*}, 冯健朋

西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072

摘要: 随着机载航空电子设备的快速发展,使得传统地面系统承担的发动机诊断任务可以在线实现。实时数据的使用,可以在线监测发动机性能退化,减少故障检测和隔离的潜伏期,增加间歇性故障的检测率。为此,提出并设计了一种用于航空发动机气路故障检测和隔离、健康监测及参数估计的在线综合诊断结构。基于 xPC Target 原理搭建了硬件实时仿真平台,对该结构进行了仿真验证。仿真结果表明,该结构中的机载自适应模型对发动机健康参数、可测参数和不可测参数的估计误差在 0.5% 以内;气路故障诊断系统采用实时数据,可以更早地检测和隔离包含间歇性故障在内的各种气路故障。

关键词: 航空发动机; 在线系统; 故障检测; 故障定位; 监测; 参数估计

中图分类号: V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2014)02-0381-10

发动机健康管理 (Engine Health Management, EHM) 技术,实现了发动机较高的性能、较低的耗油量、更高的可靠性、更好的维护性和保障性^[1-4]。航空发动机健康管理一般分为在线和地面两个部分,在线部分由电子控制器在线实时完成,地面部分则利用历史飞行数据在地面离线完成。

传统的气路健康管理在线部分只包含简单的硬故障判断逻辑,而较为复杂的气路故障诊断和性能健康监测需要在地面离线完成。随着航空电子设备计算能力的提升,使得原来地面部分的功能能够在线实时完成。国外学者 Simon 等首先在文献[5]中完成了一种在线气路故障诊断算法设计,并讨论了在线诊断系统和离线诊断系统之间的交互关系;在文献[6]中对传感器个数少于健康参数条件下,如何在线估计发动机气路健康性

能进行了研究;以上述研究为基础,在文献[7]中提出了一种可以同时完成在线气路故障诊断和性能健康监测两部分功能的综合诊断结构,探讨了两部分功能之间的交互和影响,并在文献[8]中对提出的综合诊断结构进行了应用研究,研究表明采用实时的在线数据,可以实时连续地监测发动机健康、更早的检测和隔离各种气路故障、增加间歇性故障的检测率;但是文献[8]中的应用研究只是在软件环境下进行,没有进一步进行硬件实时仿真验证。而国内学者虽然对能够完成在线性能健康监测功能的机载自适应模型^[9-11]以及能够完成在线气路故障诊断功能的故障诊断系统^[12-13]进行了一系列研究,但是尚未涉及两部分功能的交互和综合。

本文提出并设计了一种用于航空发动机在线气路故障检测和隔离、性能健康监测、参数估计的

收稿日期: 2013-04-09; 退修日期: 2013-04-25; 录用日期: 2013-05-13; 网络出版时间: 2013-05-20 12:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20130520.1204.006.html

基金项目: 国家级项目

^{*} 通讯作者. Tel.: 029-88492749 E-mail: yqguo@nwpu.edu.cn

引用格式: Zhang S G, Guo Y Q, Feng J P. Design and simulation validation of an integrated on-board aircraft engine diagnostic architecture [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 381-390. 张书刚, 郭迎清, 冯健朋. 航空发动机在线综合诊断结构设计及仿真验证 [J]. 航空学报, 2014, 35(2): 381-390.

综合诊断结构。以国内在研高涵道比民用涡扇发动机为研究对象,采用非线性实时模型与卡尔曼滤波器结合的混合卡尔曼滤波算法,将已有的研究成果(机载自适应模型、在线气路故障诊断)综合应用在该诊断结构中,讨论了两部分各自的功能和两者之间的交互关系。同时,基于 xPC Target 搭建了发动机故障诊断硬件实时仿真验证平台,验证了在线诊断结构的可行性和相关技术的实时运行性能。

1 在线综合诊断结构的提出

传统的气路健康管理结构如图 1 所示,图中

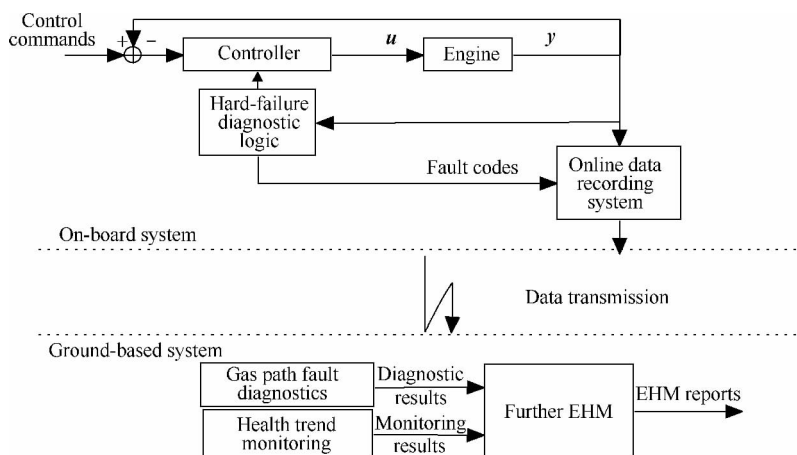


图 1 传统的气路健康管理结构

Fig. 1 Conventional gas path health management architecture

随着航空电子设备计算能力的提升,使得原来地面部分的气路故障诊断与性能健康监测功能的在线实现成为可能。为此,提出改进的气路健康管理结构如图 2 所示,在线部分增加了由机载自适应模型和气路故障诊断系统两部分组成的在线综合诊断结构。机载自适应模型完成性能健康监测功能;气路故障诊断系统对航空发动机传感器故障、执行机构故障、部件故障进行故障检测和隔离,完成气路故障诊断功能。

相比传统离线方式,在线方式可以实时处理更多的发动机数据,从而实现实时连续的健康监测、更早的气路故障检测和隔离、更高的间歇性故障检测率。

2 在线综合诊断结构的设计

对第 1 节提出的在线综合诊断结构进行具体

u 为发动机控制输入, y 为发动机可测参数。在线部分只包含简单的硬故障判断逻辑,如幅值与比率检验、BIT(Built-In-Test) 自检等,较为复杂的气路故障诊断与性能健康监测需要在地面利用在线数据记录系统收集和存储的发动机飞行数据完成。飞行数据要等飞行完成后才能得到,造成了明显的故障诊断潜伏期。而且每次航班数据收集和下载的数量受到数据记录系统传输带宽、传输成本和数据存储成本等的限制,使得某些间歇性故障难以被及时诊断出来。另外,发动机性能健康监测只能在地面进行,不能为在线控制和健康管理所用,因此不能发挥全部的潜能^[7-8]。

设计,如图 3 所示。图中: \hat{h} 为发动机健康参数估计值; \hat{y} 为可测参数估计值; \hat{z} 为不可测参数估计值; x'_{NOBEM} 为性能监测用非线性实时模型的状态变量; y'_{NOBEM} 为性能监测用非线性实时模型的输出; x_{NOBEM} 为故障诊断用非线性实时模型的状态变量; y_{NOBEM} 为故障诊断用非线性实时模型的输出;WSSR 和 WSST 为卡尔曼滤波器组故障诊断指示信号。

该诊断结构包含 2 个非线性实时模型,机载自适应模型中的性能监测用非线性实时模型实时更新健康参数,从而使模型的输出可以实时跟踪发动机的实际输出(包括故障状态下的输出);气路故障诊断系统中的故障诊断用非线性实时模型周期性地更新健康参数,使得气路故障诊断系统可以跟踪发动机的缓慢性能退化,但又不会因为跟踪故障引起的健康参数突变而造成误判,更新

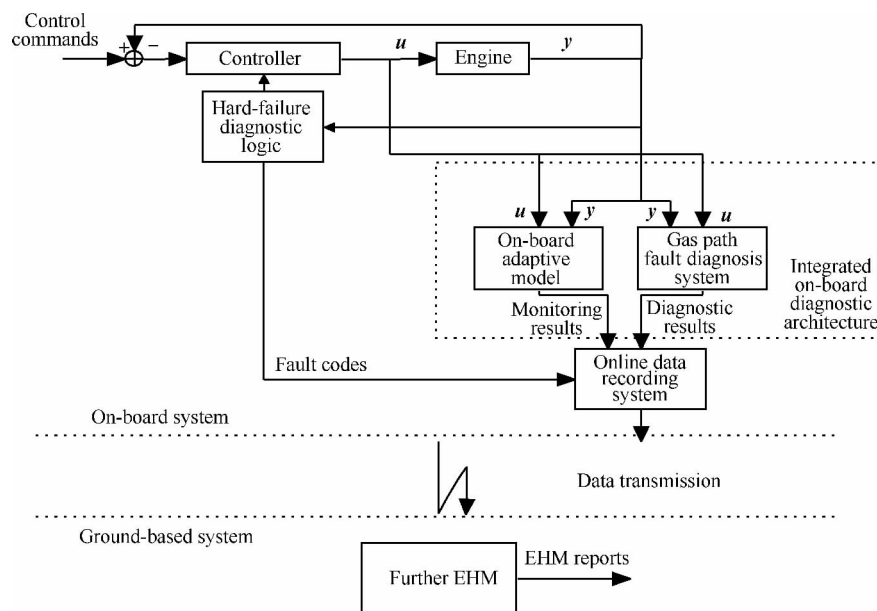


图2 改进的气路健康管理结构

Fig. 2 Enhanced gas path health management architecture

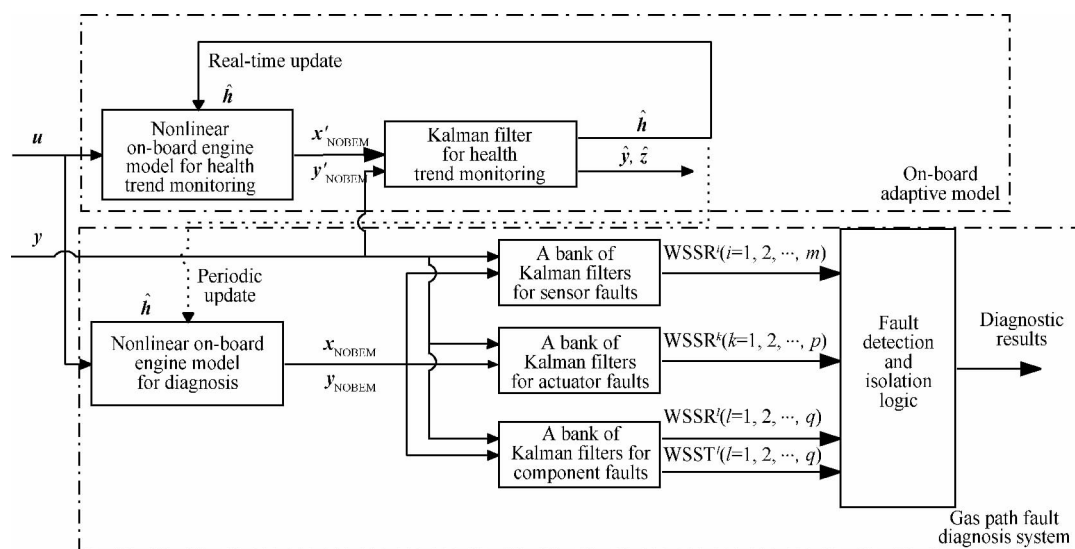


图3 在线综合诊断结构设计

Fig. 3 Design of integrated on-board diagnostic architecture

周期为一到数个航班^[7]。

为了说明实时更新和周期性更新健康参数的区别,假设在某一航班飞行过程中,航空发动机高压涡轮发生流量系数 ν_{HPT} 突发性变大2%故障,性能监测用模型与故障诊断用模型对故障的响应分别如图4和图5所示。这里的传感器输出以高

压涡轮出口总温 T_{45} 为例。

由于性能监测用模型实时更新健康参数(如图4(c)所示),所以模型的输出可以始终跟踪发动机的实际测量值(如图4(a)所示),导致实际测量值与模型输出值之差始终保持较小值(如图4(b)所示),而测量值与模型输出值之间的残差,

是故障诊断的重要依据,因此性能监测用模型不能用于故障诊断。

相对的,故障诊断用模型周期性地更新健康参数,更新周期为一到数个航班,所以在本次航班内始终保持固定值(如图5(c)所示),所以实际测量值与故障诊断用模型输出之间由于发生的故障产生了较大的残差(如图5(b)所示),该残差可以为故障诊断提供重要依据。

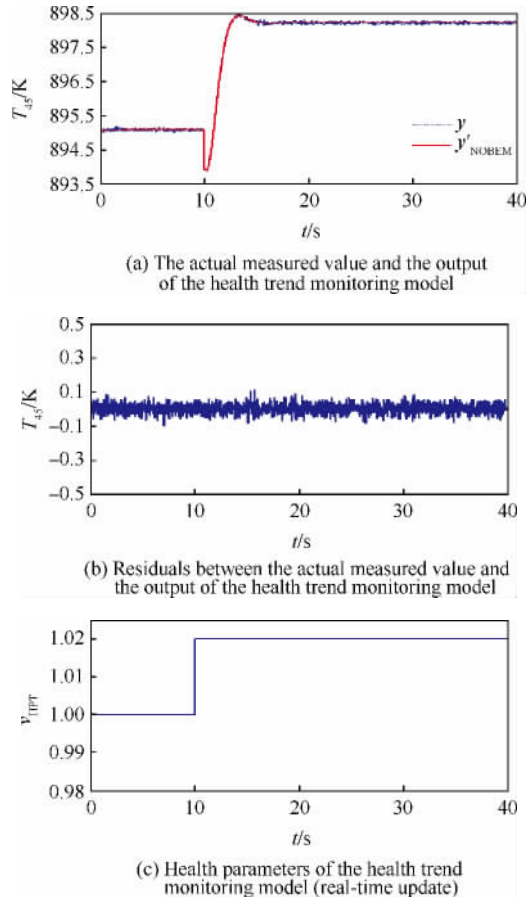


图4 性能监测用模型对突发性故障的响应

Fig. 4 Health trend monitoring model response to an abrupt fault

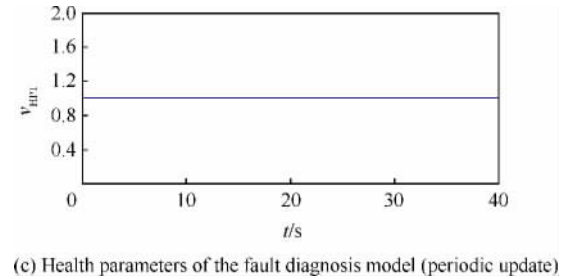
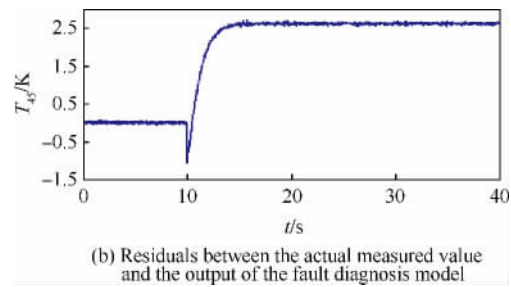
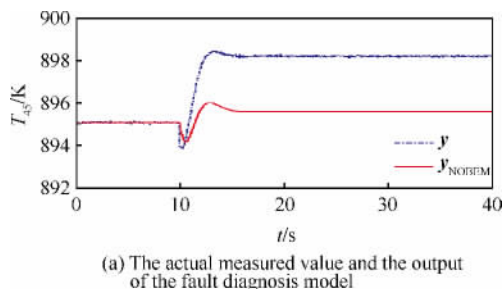


图5 故障诊断用模型对突发性故障的响应

Fig. 5 Fault diagnosis model response to an abrupt fault

下面分别介绍机载自适应模型与气路故障诊断系统两个部分的设计方法与原理。

2.1 机载自适应模型

机载自适应模型采用非线性实时模型与卡尔曼滤波器的混合结构,主要机理是用非线性模型的状态变量和输出为卡尔曼滤波器提供稳态基准值^[14]。

一般的卡尔曼滤波器公式如式(1)所示:

$$\begin{cases} \hat{\dot{x}} = A(\hat{x} - x_{ss}) + B(u - u_{ss}) + K(y - \hat{y}) \\ \hat{y} - y_{ss} = C(\hat{x} - x_{ss}) + D(u - u_{ss}) \end{cases} \quad (1)$$

式中: A 、 B 、 C 、 D 为系统矩阵; \hat{x} 为状态向量估计值; x_{ss} 、 u_{ss} 、 y_{ss} 为稳态基准值; K 为卡尔曼滤波器增益阵。

这里,将式(1)变为

$$\begin{cases} \hat{\dot{x}} = A(\hat{x} - x'_{NOBEM}) + K(y - \hat{y}) \\ \hat{y} = C(\hat{x} - x'_{NOBEM}) + y'_{NOBEM} \end{cases} \quad (2)$$

即将稳态基准部分(x_{ss} , u_{ss} , y_{ss})用非线性模型的相关参数(x'_{NOBEM} , y'_{NOBEM})替代,其中没有出现控制输入向量 u 以及相关的 B 、 D 矩阵,是因为控制输入的影响已计入非线性模型的响应中^[14]。

在机载自适应模型中,将健康参数作为卡尔曼滤波器的增广状态量进行在线估计,并反馈给

非线性模型使其完成在线实时自调整更新, 详细的设计步骤可参考文献 [11]。

需要指出的是, 除了估计发动机健康参数用于在线性能健康监测功能, 机载自适应模型还能够提供发动机可测参数(转速、压力、温度等)、不可测参数(推力、喘振裕度等)的在线估计, 用于在线控制和健康管理。

2.2 气路故障诊断系统

气路故障诊断系统根据卡尔曼滤波器组原理设计。即针对每种发动机故障, 对应设计一个卡尔曼滤波器。当有故障发生时, 所有滤波器中仅有一个拥有正确假设的滤波器故障指示信号低于门限值, 从而能检测出发生何种故障^[12, 15-16]。

这里, 对应航空发动机传感器故障、执行机构故障、部件故障 3 种故障类型, 设计 3 组卡尔曼滤波器, 每组滤波器的个数分别由传感器、执行机构、部件个数确定。所有卡尔曼滤波器稳态基准值由共同的故障诊断用非线性模型提供, 模型健康参数利用机载自适应模型提供的健康参数估计值进行周期性更新。下面给出各滤波器计算公式, 限于篇幅, 这里仅给出最后的推导结果。

1) 传感器故障卡尔曼滤波器组滤波器计算公式

对应第 i 个传感器故障的卡尔曼滤波器计算公式如式 (3) 所示:

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{x}}^i = \mathbf{A}^i(\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}_{\text{NOBEM}}) + \mathbf{K}^i(\mathbf{y}^i - \hat{\mathbf{y}}^i) \\ \hat{\mathbf{y}}^i = \mathbf{C}^i(\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}_{\text{NOBEM}}) + \mathbf{y}_{\text{NOBEM}}^i \end{cases} \quad (3)$$

式中: \mathbf{A}^i 、 \mathbf{C}^i 、 \mathbf{y}^i 、 $\hat{\mathbf{y}}^i$ 、 $\mathbf{y}_{\text{NOBEM}}^i$ 为 \mathbf{A} 、 \mathbf{C} 、 \mathbf{y} 、 $\hat{\mathbf{y}}$ 、 $\mathbf{y}_{\text{NOBEM}}$ 除去第 i 行后的子集, i 为从 1 到 m 的整数, m 为传感器的个数; \mathbf{K}^i 为对应 (\mathbf{A}^i , \mathbf{C}^i) 的卡尔曼滤波器增益阵。

对应第 i 个传感器故障的卡尔曼滤波器故障指示信号如式 (4) 所示:

$$\text{WSSR}^i = \mathbf{W}^i(\mathbf{y}^i - \hat{\mathbf{y}}^i)^T (\text{diag}[\boldsymbol{\sigma}^i])^{-1} (\mathbf{y}^i - \hat{\mathbf{y}}^i) \quad (4)$$

式中: \mathbf{W}^i 为比例系数; $\boldsymbol{\sigma}$ 为传感器标准偏差向量; $\boldsymbol{\sigma}^i$ 为 $\boldsymbol{\sigma}$ 除去第 i 行后的子集。

2) 执行机构故障卡尔曼滤波器组滤波器计算公式

对应第 k 个执行机构故障的卡尔曼滤波器计

算公式如式 (5) 所示:

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{x}}^k = \mathbf{A}^k(\hat{\mathbf{x}}^k - \mathbf{x}_{\text{NOBEM}}^k) + \mathbf{K}^k(\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}) \\ \hat{\mathbf{y}} = \mathbf{C}^k(\hat{\mathbf{x}}^k - \mathbf{x}_{\text{NOBEM}}^k) + \mathbf{y}_{\text{NOBEM}} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}^k = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}} \\ b^k \end{bmatrix}$, $\mathbf{A}^k = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B}^k \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix}$, $\mathbf{C}^k = [\mathbf{C} \quad \mathbf{D}^k]$,

$\mathbf{x}_{\text{NOBEM}}^k = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{\text{NOBEM}} \\ 0 \end{bmatrix}$, k 为从 1 到 p 的整数, p 为执

行机构的个数, b^k 为第 k 个执行机构的偏差; 向量 \mathbf{B}^k 、 \mathbf{D}^k 为矩阵 \mathbf{B} 、 \mathbf{D} 的第 k 列; \mathbf{K}^k 为对应 (\mathbf{A}^k , \mathbf{C}^k) 的卡尔曼滤波器增益阵。

对应第 k 个执行机构故障的卡尔曼滤波器故障指示信号如式 (6) 所示:

$$\text{WSSR}^k = \mathbf{W}^k(\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}})^T (\text{diag}[\boldsymbol{\sigma}])^{-1} (\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}) \quad (6)$$

式中: \mathbf{W}^k 为比例系数。

3) 部件故障卡尔曼滤波器组滤波器计算公式

部件故障通常以该部件效率系数、流量系数与实际健康系数的偏差表示^[15]。对应第 l 个部件故障的卡尔曼滤波器计算公式如式 (7) 所示:

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{x}}^l = \mathbf{A}^l(\hat{\mathbf{x}}^l - \mathbf{x}_{\text{NOBEM}}^l) + \mathbf{K}^l(\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}) \\ \hat{\mathbf{y}} = \mathbf{C}^l(\hat{\mathbf{x}}^l - \mathbf{x}_{\text{NOBEM}}^l) + \mathbf{y}_{\text{NOBEM}} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}^l = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}} \\ \hat{\mathbf{h}}^l \end{bmatrix}$, $\mathbf{A}^l = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{L}^l \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix}$, $\mathbf{C}^l = [\mathbf{C} \quad \mathbf{M}^l]$,

$\mathbf{x}_{\text{NOBEM}}^l = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{\text{NOBEM}} \\ \mathbf{h}_{\text{ss}}^l \end{bmatrix}$, l 为从 1 到 q 的整数, q 为部件

的个数, $\hat{\mathbf{h}}^l$ 为第 l 个部件的健康参数估计值, \mathbf{h}_{ss}^l 为 $\hat{\mathbf{h}}^l$ 的基准值, 矩阵 \mathbf{L}^l 、 \mathbf{M}^l 是与健康参数相关的系统矩阵; \mathbf{K}^l 为对应 (\mathbf{A}^l , \mathbf{C}^l) 的卡尔曼滤波器增益阵。

对应第 l 个部件故障的卡尔曼滤波器故障指示信号如式 (8) 和式 (9) 所示:

$$\text{WSSR}^l = \mathbf{W}^l(\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}})^T (\text{diag}[\boldsymbol{\sigma}])^{-1} (\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}) \quad (8)$$

$$\text{WSST}^l = \mathbf{W}_{\text{h}}^l(\hat{\mathbf{h}}^l - \mathbf{h}_{\text{ss}}^l)^T (\hat{\mathbf{h}}^l - \mathbf{h}_{\text{ss}}^l) \quad (9)$$

式中: \mathbf{W}^l 、 \mathbf{W}_{h}^l 为比例系数。

利用 WSSR、WSST 进行故障检测和隔离的诊断逻辑可以参考文献 [15] 和文献 [16]。这里不再赘述。

3 硬件实时仿真平台搭建

发动机在线综合诊断硬件实时仿真平台基于 xPC Target 原理搭建,分为主工作站、发动机模型

端、在线诊断端 3 个部分,由两台工控机、一台 PC 兼容机,以及配套的数据采集卡和网络通讯设备组成,如图 6 所示。

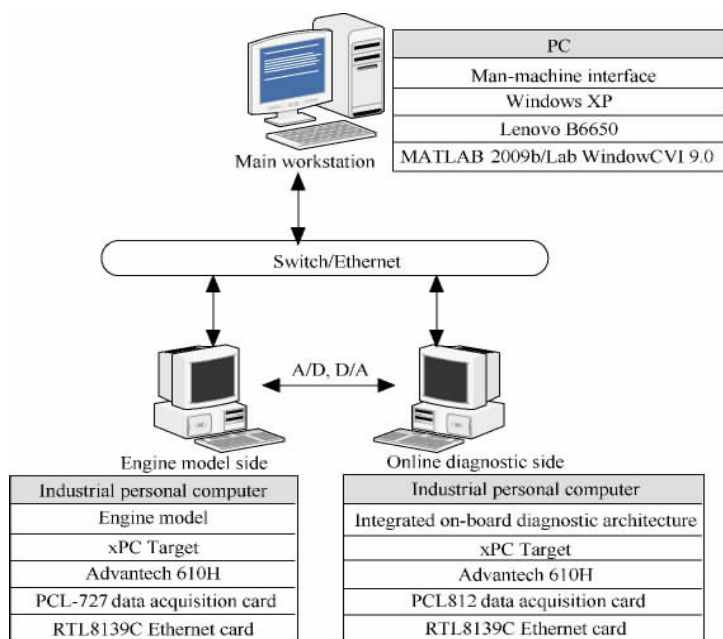


图 6 仿真平台框架图

Fig. 6 Frame of the platform

主工作站是一台普通 PC 兼容机,操作系统为 Windows XP,完成对 xPC Target 目标系统的实时内核的配置、主机与目标机的调试环境建立、代码自动生成与下载等功能。

发动机模型端和在线诊断端分别由一台工控机(Advantech 610H, Pentium (R) 4 CPU 3.00 GHz)及其采集卡等 I/O 设备构成,运行 xPC Target 目标系统,能够按照实际工程应用中的仿真周期进行实时仿真计算。其中,模型端运行发动机模型程序模拟实际的发动机输出,可以模拟包括

传感器故障、执行机构故障、部件故障在内的各种气路故障;在线诊断端运行第 1 节和第 2 节所述的在线综合诊断结构程序。

4 仿真验证

本文以一个在研的高涵道比、双转子民用涡扇发动机为研究对象^[17]。发动机模型参数如表 1 所示,在其模型的传感器输出上加入高斯白噪声后模拟真实的传感器测量值,并对测量值进行归一化处理,发动机采样周期为 20 ms。

表 1 发动机模型参数

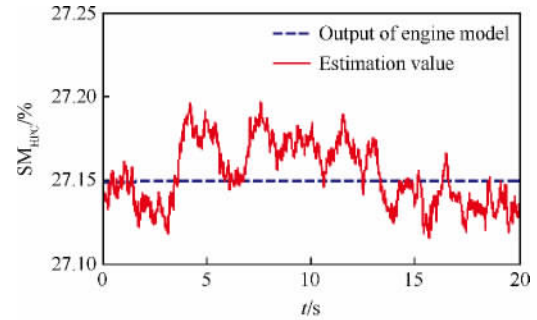
Table 1 Engine model variables

Sensor	Actuator	Component
Fan speed N_1	Fuel flow W_f	Fan
Core speed N_h	Variable bleed valve (VBV)	Booster (BST)
Total pressure at BST outlet p_{25}	Variable stator vane (VSV)	High pressure compressor (HPC)
Static pressure at HPC outlet p_{s3}		High pressure turbine (HPT)
Total temperature at BST outlet T_{25}		Low pressure turbine (LPT)
Total temperature at HPC outlet T_3		
Total temperature at HPT outlet T_{45}		

取各向量如下: 输入 $u = [W_f \quad VBV \quad VSV]^T$, 输出 $y = [N_1 \quad N_h \quad p_{25} \quad p_{s3} \quad T_{25} \quad T_3 \quad T_{45}]^T$, 状态变量 $x = [N_1 \quad N_h]^T$, 取各个部件的效率系数 η 及流量系数 ν 作为该部件的健康参数, 从而健康参数向量 $h = [\eta_{FAN} \quad \nu_{FAN} \quad \eta_{BST} \quad \nu_{BST} \quad \eta_{HPC} \quad \nu_{HPC} \quad \eta_{HPT} \quad \nu_{HPT} \quad \eta_{LPT} \quad \nu_{LPT}]^T$ 。

在 MATLAB 平台下, 将设计好的在线综合诊断结构, 通过 Simulink/RTW 自动代码生成并下载至 xPC Target 目标机进行硬件实时仿真。经实际测试, 程序未发生计算超时的错误, 可以在每个采样周期 20 ms 内完成实时计算。

假定发动机高压压气机效率系数退化 2%、流量系数退化 3%。机载自适应模型的参数估计如图 7 所示, 这里仅给出高压压气机健康参数、可



(d) HPC surge margin

图 7 机载自适应模型在线估计值

Fig. 7 Estimation value of the on-board adaptive model

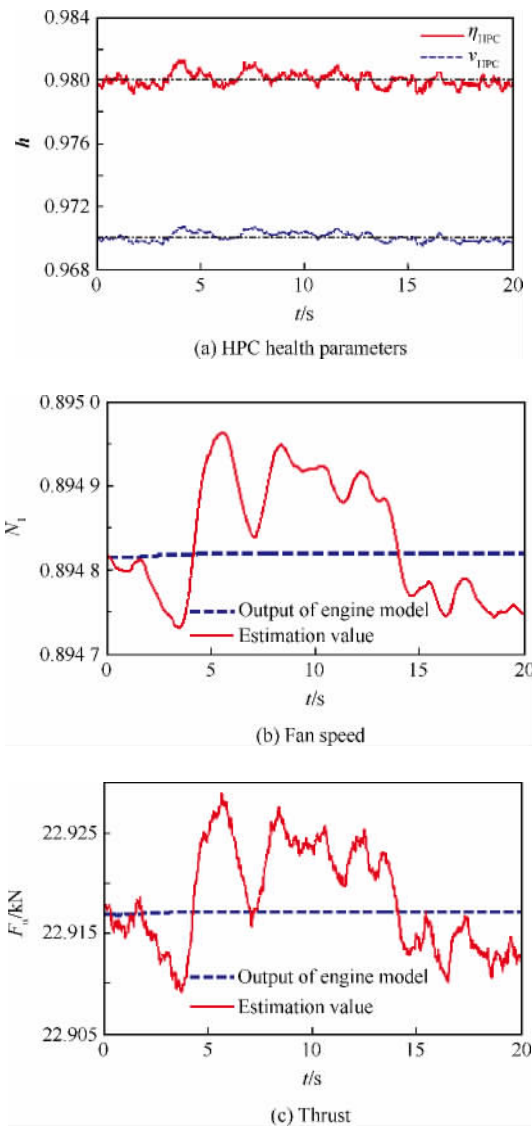
测参数风扇转速 N_1 、不可测参数推力 F_n 及高压压气机喘振裕度 SM_{HPC} 的估计值。由图 7 可以看出, 机载自适应模型的估计误差在 0.5% 以内。

在上述退化情况下, 将估计的健康参数更新至气路故障诊断系统的非线性实时模型。

原理上, 所有的传感器、执行机构、部件都有可能发生故障。本文选取民用发动机常见的 4 种故障进行故障诊断研究: 传感器 p_{s3} 故障、执行机构 VSV 故障、部件 HPC 故障及部件 HPT 故障^[18]。模拟发动机的 4 种故障, 其中, p_{s3} 故障, 以测量值和真实值之间的负偏差表示; VSV 故障, 以控制命令值和导叶角度的实际位置偏差表示; 部件 HPC、HPT 故障, 以其效率系数、流量系数与实际健康系数的偏差表示。限于篇幅, 这里仅给出传感器 p_{s3} 和部件 HPT 3 种故障情形下的仿真结果。

第 1 种故障情形下, 传感器 p_{s3} 在第 30 s 发生 2% 的恒偏差故障, 气路故障诊断系统的诊断结果如图 8(a) 所示; 第 2 种故障情形下, 传感器 p_{s3} 在第 30 s 发生持续 10 s 的间歇性 2% 偏差故障, 诊断结果如图 8(b) 所示; 第 3 种故障情形下, HPT 在第 30 s 发生效率系数和流量系数均为 3% 的恒偏差故障, 气路故障诊断系统的诊断结果如图 8(c) 所示。

图 8(a) 中, 30 s 之前, 所有故障指示信号均低于门限值, 表明无故障, 说明通过健康参数的更新, 气路故障诊断系统没有把发动机的正常性能退化误诊为高压压气机部件故障; 35 s 之后, 只有 $WSSR_{p_{s3}}$ 和 $WSSR_{HPT}$ 低于门限值, 但是对应 HPT



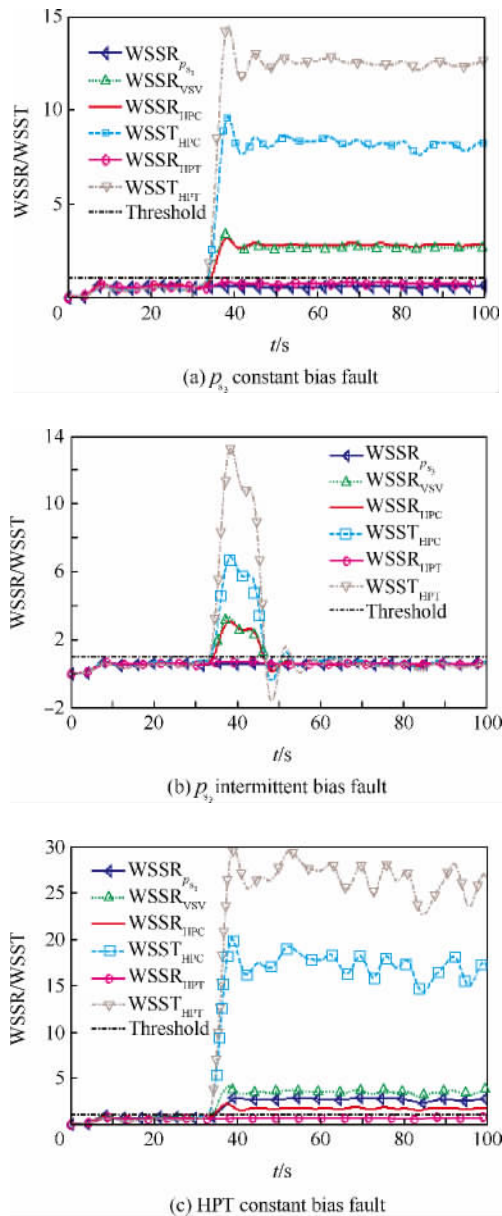


图 8 气路故障诊断系统诊断结果

Fig. 8 Fault diagnostic results of the gas path fault diagnostic system

故障的另一故障指示信号 $WSST_{HPT}$ 超出了门限值,按照诊断逻辑,系统诊断为正确的传感器 p_{s3} 故障。相比传统的离线故障诊断方式需要等到航班结束后才能给出诊断结果,气路故障诊断系统利用在线数据仅用 5 s 就给出了故障检测和隔离的正确结果,减少了故障潜伏期。图 8(b) 中,间歇性偏差故障虽然只存在了 10 s,但是在线气路故障诊断系统仍可以正确检测并隔离;而采用传

统的离线方式,发动机数据记录系统如果没有采集到这 10 s 内的数据,则会造成地面故障诊断系统遗漏这次间歇故障的诊断。图 8(c) 中,仅有 $WSSR_{HPT}$ 低于门限值,按照诊断逻辑,系统诊断为正确的部件 HPT 故障。

5 结 论

1) 采用非线性实时模型与卡尔曼滤波器的混合结构,分别设计了航空发动机在线综合诊断结构的两个部分:机载自适应模型和气路故障诊断系统。

2) 通过实时更新健康参数,机载自适应模型可以实时跟踪发动机的实际输出;通过周期性地更新健康参数,气路故障诊断系统可以在发动机缓慢性退化情况下仍保持有效性。

3) 通过硬件仿真平台下的实时在回路仿真,验证了综合诊断结构的正确性。

4) 在后续研究中需要全面验证在线综合诊断结构在发动机全飞行包线、全使用寿命期内的运行情况,并需要考虑机载模型与实际发动机的建模误差问题。

参 考 文 献

- [1] Litt J S, Simon D L, Garg S, et al. A survey of intelligent control and health management technologies for aircraft propulsion systems, NASA/TM-2005-213622, ARL-TR-3413 [R]. Cleveland, OH: NASA, 2005.
- [2] Jaw L C. Recent advancements in aircraft engine health management (EHM) technologies and recommendations for the next step, ASME Paper, GT-2005-68625 [R]. Reno: ASME, 2005.
- [3] Wei X K, Feng Y, Liu F, et al. Development strategy and key prognostics health management technologies for military aero-engine in China[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2107-2115. (in Chinese)
尉询楷,冯悦,刘芳,等.军用航空发动机PHM发展策略及关键技术[J].航空动力学报,2011,26(9): 2107-2115.
- [4] Jiang C H, Sun Z Y, Wang X. Critical technologies for aero-engine prognostics and health management systems development[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2589-2594. (in Chinese)
姜彩虹,孙志岩,王曦.航空发动机预测健康管理系统设计的关键技术[J].航空动力学报,2009,24(11): 2589-2594.

- [5] Kobayashi T, Simon D L. Integration of on-line and off-line diagnostic algorithms for aircraft engine health management [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129(4): 986-993.
- [6] Simon D L, Garg S. Optimal tuner selection for Kalman filter-based aircraft engine performance estimation [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2010, 132(3): 031601. 1-031601. 10.
- [7] Simon D L. An integrated architecture for on-board aircraft engine performance trend monitoring and gas path fault diagnostics, NASA/TM-2010-216358 [R]. Cleveland, OH: NASA, 2010.
- [8] Armstrong J B, Simon D L. Implementation of an integrated on-board aircraft engine diagnostic architecture, NASA/TM-2012-217279 [R]. Cleveland, OH: NASA, 2012.
- [9] Yuan C F, Yao H, Yang G. On-board real-time adaptive model of aero-engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4): 561-564. (in Chinese)
袁春飞, 姚华, 杨刚. 航空发动机机载实时自适应模型研究 [J]. 航空学报, 2006, 27(4): 561-564.
- [10] Zhang H B, Chen T H, Sun J G, et al. Design and simulation of a new novel engine adaptive model [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4): 557-563. (in Chinese)
张海波, 陈霆昊, 孙健国, 等. 一种新的航空发动机自适应模型设计与仿真 [J]. 推进技术, 2011, 32(4): 557-563.
- [11] Lu J, Guo Y Q, Zhang S G. Aeroengine on-board adaptive model based on improved hybrid Kalman filter [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2593-2600. (in Chinese)
陆军, 郭迎清, 张书刚. 基于改进混合卡尔曼滤波器的航空发动机机载自适应模型 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2593-2600.
- [12] Qiu X J, Huang J Q, Lu F, et al. Fault diagnosis and isolation of the component and sensor for aircraft engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1432-1440.
- [13] Zhang S G, Guo Y Q, Lu J. Aircraft engine sensor fault diagnostics through dual-channel sensor measurements based on a bank of hybrid Kalman filters [J]. Computer Measurement & Control, 2012, 20(1): 21-24. (in Chinese)
张书刚, 郭迎清, 陆军. 基于混合卡尔曼滤波器组的航空发动机双通道传感器故障检测 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20(1): 21-24.
- [14] Kobayashi T, Simon D L. Hybrid Kalman filter approach for aircraft engine in-flight diagnostics: sensor fault detection case, NASA/TM-2006-214418 [R]. Cleveland, OH: NASA, 2006.
- [15] Kobayashi T. Aircraft engine sensor/actuator/component fault diagnosis using a bank of Kalman filters, NASA/CR-2003-212298 [R]. Cleveland, OH: NASA, 2003.
- [16] Kobayashi T, Simon D L. Evaluation of an enhanced bank of Kalman filters for in-flight aircraft engine sensor fault diagnostics, NASA/TM-2004-213203 [R]. Cleveland, OH: NASA, 2004.
- [17] Zhang S G, Guo Y Q, Lu J. Development of aircraft engine component-level models based on GasTurb/MATLAB [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2850-2856. (in Chinese)
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与实现 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2850-2856.
- [18] Kumar A, Viassolo D. Model-based fault tolerant control, NASA/CR-2008-215273 [R]. Cleveland, OH: NASA, 2008.

作者简介:

张书刚 男, 博士研究生。主要研究方向: 航空发动机控制与故障诊断。

Tel: 029-88492749

E-mail: zsg2008100335@mail.nwpu.edu.cn

郭迎清 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 推进系统控制与故障诊断。

Tel: 029-88492749

E-mail: yqguo@nwpu.edu.cn

冯健朋 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空发动机故障诊断。

Tel: 029-88492749

E-mail: jianpeng507@mail.nwpu.edu.cn

Design and Simulation Validation of an Integrated On-board Aircraft Engine Diagnostic Architecture

ZHANG Shugang , GUO Yingqing^{*} , FENG Jianpeng

School of Power and Energy ,Northwestern Polytechnical University ,Xi' an 710072 ,China

Abstract: Continuing advances in avionics are enabling the migration of portions of the conventional ground-based functionality on-board. The availability of real-time data can monitor the engine performance deterioration on-board , decrease fault detection and isolation latency and increase detection probability of intermittent engine faults. This paper presents a design of an on-board diagnostic architecture for aircraft engine gas path fault detection and isolation , health trend monitoring and parameter estimation. A hardware simulation platform which runs in real time is developed based on xPC Target to evaluate the performance of the structure. Simulation results show that estimation errors by the on-board adaptive model of the structure are below 0.5% for the engine health , including both measured parameters and unmeasured parameters. The gas path fault diagnostic system can detect and isolate all kinds of gas path faults including intermittent faults earlier with real-time data.

Key words: aircraft engine; on-board system; fault detection; fault location; monitoring; parameter estimation

Received: 2013-04-09; Revised: 2013-04-25; Accepted: 2013-05-13; Published online: 2013-05-20 12:04

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20130520.1204.006.html

Foundation item: National Level Project

* Corresponding author. Tel.: 029-88492749 E-mail: yqguo@nwpu.edu.cn