

文章编号:1000-8055(2012)02-0431-07

涡扇发动机故障诊断的快速原型设计

鲁 峰¹, 黄金泉¹, 孔祥天²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 提出一种基于发动机基线模型的面向气路故障诊断的快速原型设计方法. 考虑到基于模型的发动机全包线范围的故障诊断方法需要有较高精度的模型, 选择合适的换算参数对已有的相似变换参数进行修正, 建立适用于全包线的发动机基线模型, 设计基于加权最小二乘算法的故障诊断模型, 并将其写入至 CompactRIO 构建了发动机故障诊断的快速原型. 通过对某型涡扇发动机试验表明: 该种故障诊断的快速原型设计方法是有效的.

关 键 词: 涡扇发动机; 故障诊断; 快速原型; 加权最小二乘算法; CompactRIO

中图分类号: V233. 7

文献标志码: A

Rapid prototype design for turbo-fan engine fault diagnosis

LU Feng¹, HUANG Jin-quan¹, KONG Xiang-tian²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Aviation Motor Control System Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: In order to meet the requirements of turbo-fan engine fault diagnosis, a kind of rapid prototype simulation design way based on the baseline of the engine for gas-path fault diagnosis was proposed. Considering the precision of the fault diagnosis in the flight envelope influenced by the engine baseline, optimal transformation index was selected in simulation transformation for the setup of baseline. The weighted least-squares algorithm was used to design the fault diagnosis model, which was downloaded to National Instrument (NI) CompactRIO to form rapid prototype simulation system. A series of test experiments on a turbo-fan engine show the effectiveness of this rapid prototype design method for gas-path fault diagnosis.

Key words: turbo-fan engine; fault diagnosis; rapid prototype; weighted least-squares; CompactRIO

由于航空发动机工作环境复杂多变使其成为故障多发机械. 研究表明, 发动机气路故障占发动机总体故障的 90% 以上, 用于维护的费用也在成本性支出中占很大比例^[1-2]. 为了使发动机安全可靠工作,

必须能对出现的故障快速定位, 因此发动机故障诊断对于发动机控制系统至关重要. 如何能够快速有效地设计发动机故障诊断系统, 验证气路故障诊断算法精度已成为发动机领域的研究热点^[3-4].

收稿日期: 2011-06-27; 修订日期: 2011-09-13

基金项目: 南京航空航天大学科研业务费(NS2010042)

作者简介: 鲁峰(1981—), 男, 浙江长兴人, 讲师, 博士, 主要研究方向为航空发动机建模、故障诊断与信息融合.

快速原型是近年来发展成熟的一种系统开发和仿真技术。快速原型是指利用虚拟仪器技术及相应的硬件开发平台,通过快速建立系统模型,将系统程序下载至硬件平台,对整个系统进行多次仿真试验和实物在回路试验,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^[5]。快速原型设计技术特点是,具有开放的软硬件开发环境,系统设计、软件编程和算法验证柔性化,且易于实现,友好的人机交互开发界面,能自动生成并下载至硬件平台用于试验验证^[6]。

对于复杂的发动机故障诊断系统,采用快速原型设计方法,可以快速生成系统的源代码,从而大大缩短开发周期,在开发早期减少可能的错误及缺陷,从而达到降低物耗,同时可以提高系统对需求的适应性^[7]。克服传统的基于实际物理平台的设计周期长、设计成本和风险高的缺点。因此,快速原型技术对于发动机故障诊断系统设计具有显著的实用价值。

本文针对某型涡扇发动机气路故障,在 CompactRIO 平台上设计了基于基线模型的发动机故障诊断快速原型系统。采用修正的相似变换,建立了发动机性能参数的全包线范围内的稳态基线模型,根据基线模型和发动机实际输出的残差,利用变权重最小二乘算法进行气路故障诊断,在 CompactRIO 快速原型平台上验证了发动机气路故障诊断系统精度要求。

1 发动机故障诊断基本原理

航空发动机气路诊断数据一般由飞机稳态巡航状态下的测量参数获得,发动机在正常工作时,测量参数随飞行条件、环境条件、发动机工作状态等不同而发生变化,因此,不能直接用测量参数去判断测量判断是否出现了故障,需要一组能代表发动机健康状态下的参数值作为参考,即发动机基线。发动机基线只跟发动机的工作状态有关,与飞行环境、发动机故障等无关。

基于基线模型的发动机气路故障诊断是根据发动机实际工作参数和基线模型比较得到的相对偏差值,采用加权最小二乘算法得到发动机健康状态参数。用于与基线比较的测量参数需通过数据管理模块^[8-9],对其进行平滑、去除野点以及有效性检查,避免非部件故障因素引起的误诊。基于基线模型的气路故障诊断原理如图 1 所示。

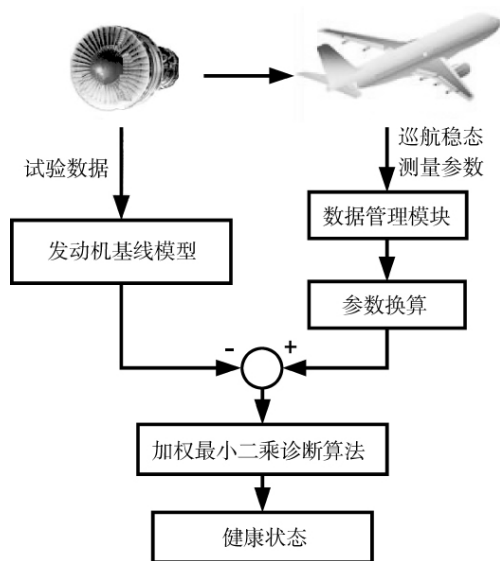


图 1 基于基线模型的气路故障诊断

Fig. 1 Gas-path fault diagnosis based on the baseline

2 基于基线模型的故障诊断算法

2.1 数据管理模块

由于发动机工作环境恶劣,发动机原始传感器数据中存在与正常规律不一致的异常数据,且测量噪声的影响,需要对原始测量参数进行平滑和野点剔除等预处理。

根据 3σ 准则判断野点,基本思想是以给定的置信概率 99.7% 为标准,以 3 倍测量量的标准偏差限为依据,超过此限的误差不属于随机误差范畴,需要剔除。数据预处理步骤如下:

1) 采用 5 点平均法将数据平滑,即

$$\bar{y}_k = \frac{y_{k-2} + y_{k-1} + y_k + y_{k+1} + y_{k+2}}{5} \quad (1)$$

然后对式(1)结果平方得到 $(\bar{y}_k)^2$ 。

2) 先将数据平方,再平滑得到 $\bar{y}_k^2$, 计算式如下:

$$\bar{y}_k^2 = \frac{y_{k-2}^2 + y_{k-1}^2 + y_k^2 + y_{k+1}^2 + y_{k+2}^2}{5} \quad (2)$$

3) 计算样本的方差值 S_k^2

$$S_k^2 = (\bar{y}_k)^2 - \bar{y}_k^2 \quad (3)$$

4) 对下一个数据进行检查,检验式如下:

$$\bar{y}_k - 3S_k < y_{k+1} < \bar{y}_k + 3S_k \quad (4)$$

若式(4)成立,则认为 y_{k+1} 是正常的,否则即为野点,应予以剔除。

5) 当判断为野点时其替换值为

$$\hat{y}_{k+1} = \frac{y_{k-1} + y_k}{2} \quad (5)$$

有效性检查负责对测量参数的量程范围、参数间相互关系进行校核,并判断传感器的突变与斜率故障,当测量参数未通过有效性检查时,将对测量通道进行标记并不再使用该通道数据。超限监视是对发动机关键测量参数进行监视,当超过规定阈值能有效进行判别。

2.2 发动机基线模型

由于发动机测量参数随着飞行条件和环境的不同而变化,因此,需要采用相似变换对发动机的测量参数进行换算,使换算后的参数与发动机的飞行状态无关,而只与发动机的工作状态有关。

故障诊断系统测量参数为 $N_1, N_2, T_{eg}, W_f, p_{13}, T_{25}, p_{25}, T_3, p_3$ 。由于基于模型的故障诊断精度直接依赖于基线精度,通过试验参数分析,转速、温度、燃油量和压比不完全满足相似原理,因此对现有的相似原理的换算参数进行修正,得到适用于气路故障诊断的全包线范围精度较高的参数换算关系。换算参数的表示方法如下:

换算转速 $N_1/\theta_{t2}^a, N_2/\theta_{t25}^a$

换算温度 $T_{eg}/\theta_{t2}^b, T_{25}/\theta_{t2}^b, T_3/\theta_{t2}^b$

换算燃油量 $W_f/\theta_{t2}^c\delta_{t2}$

换算压比 $p_{13}/\delta_{t2}^d p_{sl}, p_{25}/\delta_{t2}^d p_{sl}, p_3/\delta_{t2}^d p_{sl}$

式中指数 a, b, c, d 的取值根据具体发动机型号而定; θ_{t2} 和 θ_{t25} 分别为风扇入口总温 T_2 和高压压气机入口总温 T_{25} 同海平面标准大气温度 T_{sl} 之比; δ_{t2} 为风扇入口总压 p_2 和海平面标准大气压 p_{sl} 之比。

考虑到相似变换后的发动机基线模型仅与发动机的状态有关,对于大涵道比涡扇发动机选择压比 E_{pr} 为状态参数。采用最小二乘法确定相似变换的修正指数,以风扇转子转速为例,对各种不同飞行环境的状态进行仿真,设 E_{pr} 为常数,可以得到各个飞行环境下的测量参数 $N_1^{(1)}$ 和 $T_2^{(1)}$, $N_1^{(2)}$ 和 $T_2^{(2)}$, $\dots$, $N_1^{(n)}$ 和 $T_2^{(n)}$, 上标 n 表示在不同飞行环境下得到的测量参数。

$$\begin{aligned} N_{1c} &= N_1^{(1)}/\theta_{t2}^{a(1)} \times \epsilon_1 \\ N_{1c} &= N_1^{(2)}/\theta_{t2}^{a(2)} \times \epsilon_2 \\ &\vdots \\ N_{1c} &= N_1^{(n)}/\theta_{t2}^{a(n)} \times \epsilon_n \end{aligned} \quad (6)$$

式中 N_{1c} 为经过换算到标况下的转速, $\epsilon_i (i = 1,$

$2, \dots, n)$ 是各个试验参数的实际换算值和理想换算值之间的尺度偏差。式(6)可等价化为下式

$$\begin{bmatrix} \ln N_1^{(1)} \\ \ln N_1^{(2)} \\ \vdots \\ \ln N_1^{(n)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ln \theta_{t2}^{(1)} & 1 \\ \ln \theta_{t2}^{(2)} & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \ln \theta_{t2}^{(n)} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ \ln N_{1c} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \ln \epsilon_1 \\ \ln \epsilon_2 \\ \vdots \\ \ln \epsilon_n \end{bmatrix} \quad (7)$$

根据式(7),指数 a 和换算转速 N_{1c} 的自然对数的最小二乘法计算公式如下:

$$\begin{bmatrix} a \\ \ln N_{1c} \end{bmatrix} = (A^T A)^{-1} A^T y \quad (8)$$

式中

$$A = \begin{bmatrix} \ln \theta_{t2}^{(1)} & \ln \theta_{t2}^{(2)} & \dots & \ln \theta_{t2}^{(n)} \\ 1 & 1 & \dots & 1 \end{bmatrix}^T$$

$$y = [\ln N_1^{(1)}, \ln N_1^{(2)}, \dots, \ln N_1^{(n)}]^T$$

根据式(8)分别求出 E_{pr} 在 1.40~1.80 范围内变化的 a 值,如图2所示。

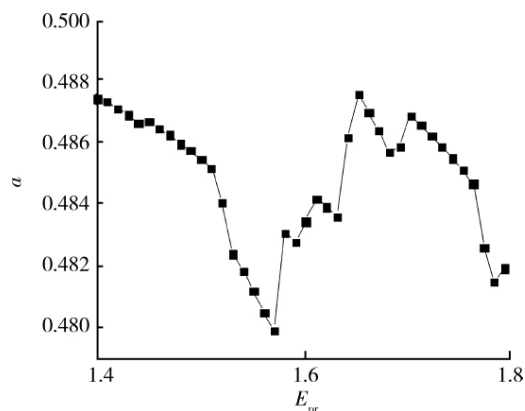


图2 不同 E_{pr} 下变换指数 a

Fig. 2 Index a of simulate transformation under different E_{pr}

为了进一步改善在不同工作状态下,发动机测量参数的相似变换精度,采用以 E_{pr} 为索引的插值法,获得相似变换的修正指数。图3给出了 N_1 换算后随 E_{pr} 变化曲线。

采用相似变换的修正指数得到的最大相对误差不超过 0.05%, 优于常规相似变换的 0.1%, 为故障诊断用的基线建模提供了一定的精度保证。表1给出了发动机性能参数在 $E_{pr} = 1.51$ 状态时的相似变换修正指数。

表 1 相似变换修正指数
Table 1 Compensated index of simulate transformation

N_1	N_2	T_{eg}	W_f	p_{13}	T_{25}	p_{25}	T_3	p_3
0.485	0.454	1.031	0.565	0.996	0.985	1.000	0.898	0.982

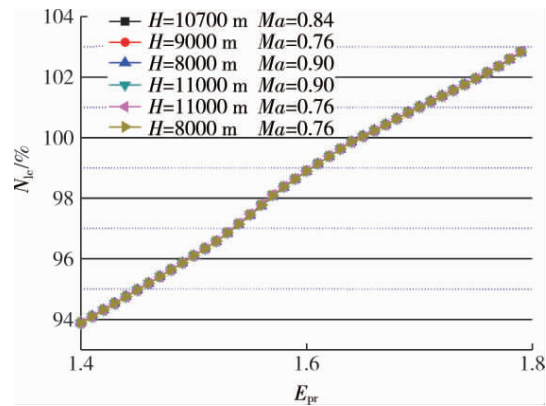


图 3 不同飞行条件下的修正 N_{1c}
Fig. 3 Compensated N_{1c} under different flight conditions

为了将发动机测量参数的基线表示为状态量 E_{pr} 的函数,采用三次多项式拟合方法.发动机各性能参数的基线方程如下:

$$Y_{cb} = c_0 + c_1 \times E_{pr} + c_2 \times E_{pr}^2 + c_3 \times E_{pr}^3 \tag{9}$$

经过计算,各个参数的原始曲线和拟合基线的相对误差最大不超过 0.3%,满足故障诊断所需的基线精度要求.

2.3 加权最小二乘诊断方法

假设发动机气路部件蜕化在一定范围内,测量参数随故障偏离正常值是线性变化的^[10],本文考虑部件蜕化在 5% 以内符合小偏差假设,则利用如下故障方程求解健康参数:

$$\begin{cases} \delta y = [(Y_{cr} - Y_{cb})/Y_{cb}] \times 100\% \\ \delta y = Fh + v \end{cases} \tag{10}$$

式中 δy 为 p 维测量参数偏差向量,它是发动机测量参数换算后的真实测量值和发动机基线的相对差值; h 为 n 维健康参数, $h = [E_f, W_f, E_b, W_b, E_c, W_c, W_{ht}, E_{lt}]^T$, 主要包括风扇、增压级、压气机的效率、流量,以及高压涡轮流量和低压涡轮效率,其大小反映了各部件故障的严重程度; v 是 p 维测量误差向量; F 是故障影响系数矩阵,维数为 $p \times n$,它反映了各个基本故障对测量参数的影响.一般情况下要求测量参数个数不小于健康状态量个数,即 $p \geq n$.采用加权最小二乘法求解

式(10),目标函数为

$$J = 1/2 \{ h^T M^{-1} h + (\delta y - Fh)^T R^{-1} (\delta y - Fh) \} \tag{11}$$

式中 M 和 R 用来表示发动机的统计概率模型, $R = E(vv^T)$ 为测量参数误差的协方差矩阵, $M = E(hh^T)$ 为故障权重矩阵,直接反应了部件健康状态.

使 J 最小化所对应的 h 就是具有的最大条件概率估计,即最优估计.通过求 J 关于 h 的偏导数为零,可以得到最优估计

$$h_0 = (M^{-1} + H^T R^{-1} H)^{-1} H^T R^{-1} \delta y \tag{12}$$

最优健康估计 h_0 的目标函数 $2J_0$ 符合 χ^2 分布^[11],其大小反映了发动机健康状态的估计准确性.当式(3)表示的统计模型和发动机实际性能相符时, $2J_0$ 的值接近 p ,而 J_0 越大则假设的统计模型与实际性能吻合的概率越小.选取 χ^2 分布的上 α 分位点值为诊断结果可信的上界,一般取 $\alpha=0.05$,则临界值对应的置信度为 95%.当 $2J_0$ 小于临界值时,表示置信度大于 95%,即诊断结果是可信的,否则诊断结果不可信.

3 发动机故障诊断系统设计

发动机故障诊断系统快速原型设计的要点在于把握好设计需求^[12-13].设计系统应具有数据预处理、测量参数实时监控、气路故障诊断、显示和数据存储等基本功能.

发动机故障诊断系统快速原型设计流程如下:

- 1) 基于气动热力学性质建立发动机部件级模型,作为发动机模拟机.
- 2) 根据部件级模型建立发动机稳态基线模型.
- 3) 利用 LabVIEW 控制设计与仿真工具针对进行发动机故障诊断系统的初步设计.
- 4) 结合 LabVIEW 和 Mathscript 混合编程建立基于基线的故障诊断模型.
- 5) 利用 LabVIEW 控制设计仿真工具对故障诊断系统进行离线数字仿真.
- 6) 根据故障诊断需求和故障诊断快速原型的监测参数和健康参数,配置主机和 CompactRIO

的输入、输出接口程序。

7) 将自动生成实时代码, 下载到 CompactRIO 故障诊断快速原型上。

8) 利用发动机快速原型实时仿真平台对基于基线的故障诊断方法进行 HIL (hardware-in-the-loop) 仿真。

9) 根据试验结果修正模型、优化故障诊断系统的设计。上述过程可以快速循环进行, 极大地提高发动机故障诊断系统的开发效率。

发动机故障诊断系统快速原型设计以 CompactRIO 为核心。根据系统开发的通用性和快速性要求, 配置了 NI CompactRIO-9024 嵌入式实时控制器和现场可编程门阵列 (FPGA) 的机箱底座 (NI 9104)。

CompactRIO-9024 具有一个 800 MHz Free-scale 的工业实时处理器, 同时包含 512 MB 的 DDR2 RAM 与 4 GB 的非易失性存储介质, 执行 LabVIEW 实时操作, 进行确定性控制、数据记录和分析用以实现程序存储与数据记录。

NI9104 是一款 8 槽可重新配置嵌入式机箱, FPGA 嵌入在 CompactRIO 机箱里并且以星型拓

扑结构连接至输入/输出 (I/O) 模块, 从而提供了对每一个 CompactRIO I/O 模块的直接访问, 以用于定时、触发和同步中的精确控制, 支持网络协议 (TCP/IP) 通信。图 4 为发动机模拟机与快速原型验证平台的结构图。

从图 4 中可以看出系统验证平台共有两种程序分别运行于两个不同的硬件目标上。主机主要模拟发动机实际工作情况, 诊断算法 VI (visual instrument) 运行于含实时控制器的 CompactRIO 机箱上。其中主机负责向实时控制器传输发动机实时测量参数, 两者之间通过网络通讯进行数据传输等相关操作。主机中两个定时循环分别负责向 CompactRIO 传输数据和接收诊断结果, 并实时显示需要监控的测量参数和健康参数。诊断算法 VI 在实时控制器上运行, 进行数据接收、数据预处理、故障诊断和数据存储。用户按下主机程序“确定”按钮后, 程序开始接收来自主机的用户加载的数据, 然后在下一个定时循环中运行诊断算法, 并将诊断结果、测量参数等相关数据储存和输出。诊断算法 VI 包括数据的接受操作, 故障诊断的循环, 各个相应的操作、循环均具有实时性。

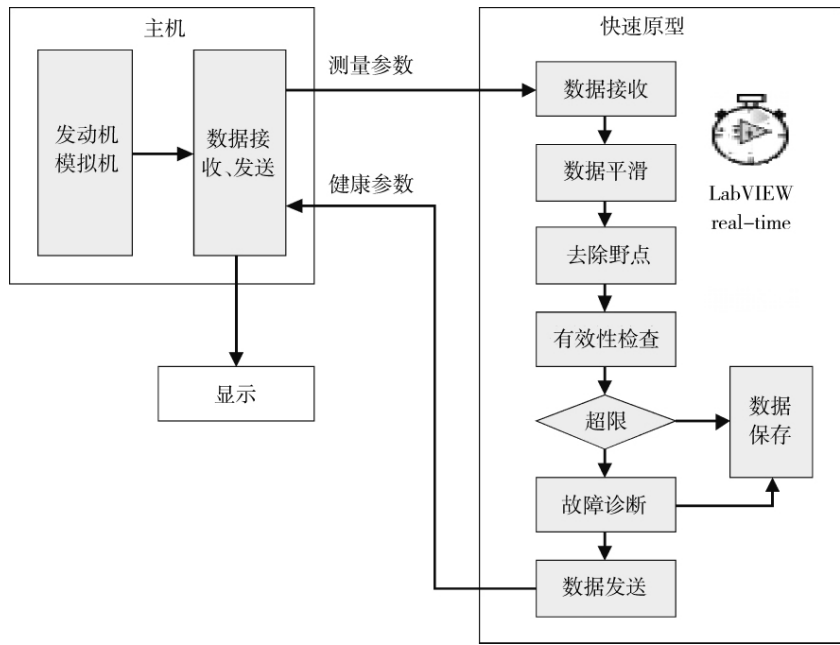


图 4 气路故障诊断系统设计框图

Fig. 4 Design frame of gas-path fault diagnosis system

4 试验验证

本文以某型涡扇发动机为研究对象, 给出了在地面标况下, 发动机工作状态为 $E_{pr}=1.68$ 时,

发生气路部件故障时, 基于基线模型的快速原型设计方法对气路部件健康状态的诊断能力。涡扇发动机气路健康参数为风扇、压气机、高低压涡轮 4 个旋转部件的效率和流量共 8 个参数, 蜕化范

围为 $[0,0.05]$.

在发动机模拟机的低压涡轮转速 N_1 的输出数据中插入野点,处理效果如图 5 所示.

从图 5 中可以看出,有 8 处明显偏离正常值的数据均判断为野点,并且替代数据均在合理的范围内,可见上述算法可以有效地剔除数据野点.采用式(1)的 5 点均值平滑法,对原始测量数据进行平滑处理.

超限检查主要是监测发动机测量参数偏差量,以及由测量参数导出的组合量是否超出规定的限值,据此判断发动机是否健康.系统主要对转

子转速 N_1, N_2 和排气温度 T_{eg} 进行超限监视,表 2 给出了超限阈值.为每个超限监视参数设置计数器,计数器的初始值为零.当参数超限时,计数器根据超过阈值的不同自动增大,当计数器的值大于 500 时,即判断超限.

经数据管理模块的发动机测量参数可用于气路故障诊断,根据参数换算及基线模型得到相应的换算值及基线值以及相对误差,利用加权最小二乘法进行诊断.风扇流量蜕化 1% 的诊断效果如图 6 所示,从左到右依次表示为 8 个健康参数.

从图 6 中的诊断结果可以看出,风扇流量的退化量约为 0.85% 左右,其他的健康参数均比较小.图中有的健康参数诊断出上升的结果是由于算法容易造成故障的扩散及测量噪声造成的.由图 6 可以得到, J_0 的临界值约为 8.46,而本次诊断结果 $J=0.42<8.46$,则诊断为风扇流量退化结果是可信的.

表 2 测量参数的超限阈值
Table 2 Critical value of measurements

	$N_1/\%$	$N_2/\%$	T_{eg}/K
阈值	110	110	820

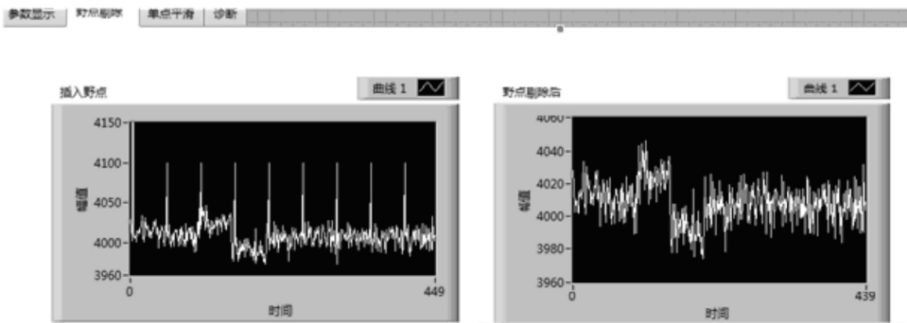


图 5 低压转子转速 N_1 的野点剔除效果
Fig. 5 Abnormal sample elimination of N_1

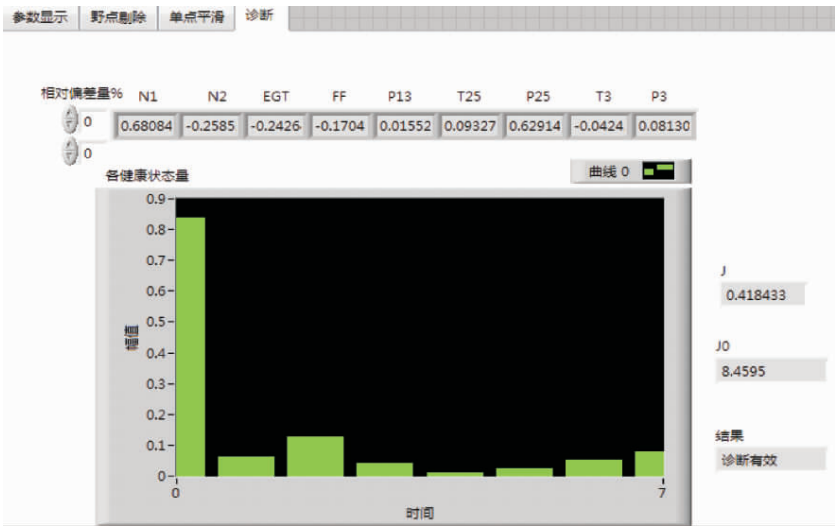


图 6 风扇流量蜕化 1% 的诊断效果
Fig. 6 Diagnosis result under $W_f=1\%$

5 结 论

1) 提出一种基于发动机基线模型的面向气路故障诊断的快速原型设计方法。

2) 对相似变换的指数进行修正,建立了适用于发动机气路故障诊断的全包线部件参数基线模型。

3) 以 CompactRIO 为核心,构建了含数据管理、故障诊断、数据保存的发动机气路故障诊断快速原型,与发动机模拟机进行通信,验证了气路故障诊断算法有效性。

4) 为进一步探讨发动机气路故障诊断系统适用范围,设计发动机接口模拟器,模拟真实的发动机接口信号提供必要的理论基础。

参考文献:

- [1] Michael P, Rubyca J. A prognostics and health management roadmap for information and electronics-rich systems [J]. Microelectronics Reliability, 2010, 50(3): 317-323.
- [2] Jaw L C, Friend R. ICEMS: a platform for advanced condition-based health management[C]//IEEE Aerospace Conference Proceedings. [S. l.]: IEEE, 2001: 2909-2914.
- [3] Doel D L. Interpretation of weighted-least-squares gas path analysis results[J]. Transactions of the ASME, 2005, 125(3): 624-633.
- [4] Romessis C, Kamboukos P, Mathioudakis K. The use of probabilistic reasoning to improve least squares based gas path diagnostics[R]. J. Eng. Gas Turbines Power, 2007, 129(4): 970(7 pages).
- [5] Deppe M, Zanella M, Robrecht M, et al. Rapid prototyping of real-time control laws for complex mechatronic systems: a case study[J]. The Journal of Systems and Software, 2004, 70(3): 263-274.
- [6] 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)
- [7] 朱野, 王旭永, 陶建峰, 等. 实时控制系统平台 xPC 与 LabVIEW 接口分析及应用[J]. 上海交通大学学报, 2008, 42(2): 266-269.
ZHU Ye, WANG Xuyong, TAO Jianfeng, et al. Analysis and utilization of interface between xPC target and LabVIEW[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2008, 42(2): 266-269. (in Chinese)
- [8] Michael J. Engine health monitoring system for advanced diagnostic monitoring for gas turbine engines[R]. AFRL-PR-WP-TR-1998-2120, 1998.
- [9] Koop W. The integrated high performance turbine engine technology program[R]. ISABE 97-7175, 1997.
- [10] 鲁峰, 黄金泉, 孔祥天. 基于变权重最小二乘法的发动机气路故障诊断[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2376-2381.
LU Feng, HUANG Jinquan, KONG Xiangtian. Gas-path fault diagnosis for aero-engine based on variable weighted least-squares[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2376-2381. (in Chinese)
- [11] Doel D L. TEMPER: a gas-path analysis tool for commercial jet engines[J]. Eng. Gas Turbines Power, Trans. ASME, 1994, 116(1): 82-89.
- [12] Michael B, Mitch W, Tommy B, et al. Evaluating real-time platforms for aircraft prognostic health management using hardware-in-the-loop[R]. AFRL-RZ-WP-TP-2009-2156, 2009.
- [13] 艾延廷, 马业鹏, 王志. 基于 LabVIEW 的航空发动机远程监测系统[J]. 仪器仪表学报, 2006, 27(6): 1820-1837.
AI Yanting, MA Yepeng, WANG Zhi. Design of remote monitor system of aeroengine based on LabVIEW[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2006, 27(6): 1820-1837. (in Chinese)