

传感器故障检测、识别和适应方法

北京航空航天大学 张 竟** 王定强

【摘要】 对现有的方法进行了研究,着重阐述用检测滤波器思想进行传感器故障检测、识别和适应的方法。并利用这些方法,对一个具体的模型设计一个传感器故障检测、诊断和适应系统。通过故障仿真计算,验证了本文提出的方法使用的有效性。

主题词: 传感器 故障检测 故障诊断

分类号: TK321

1 传感器故障模型与故障检测与诊断的方法

传感器故障可以用两种方式建立。相应的传感器也可分为两类。第一类传感器输出对状态变量的导出有一定的影响,它们可以但并不一定就是状态变量本身。第二类传感器只出现在输出方程中。一般情况下,对第二类传感器故障采用第一种故障方程的形式。本文中采用这种形式。

故障残差方程: $\dot{e}(t) = (A - KC)e(t) - K\alpha n(t)$, $\epsilon(t) = Ce(t) + \alpha n(t)$

本文选择检测滤波器方法作为仿真算法的基础。检测滤波器实际上是一类特殊的检测器。它运行于闭环方式,将部件的故障的输出方向固定在特定的方向上,同时将传感器的故障的输出方向限制在一个平面里,并且当故障发生后,检测滤波器的输出误差的幅值不会完全消失。

无故障时的系统方程: $\dot{x} = Ax + Bu$, $y = Cx$

其中, x 是 $n \times 1$ 维状态向量, y 是 $m \times 1$ 维测量向量。检测滤波器通常具有如下线性观测器的形式: $\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + D(y - C\hat{x})$ 。其中, $\hat{x}$ 是状态估计, D 是检测增益阵。定义状态误差为 $e = \hat{x} - x$, 那么 D 的选择就是要使系统中出现故障时,其输出误差 $\bar{e} = y - C\hat{x}$ 具有限定的方向特性。传感器故障可描述为: $y = Cx + e_i \mu_i$ 。其中, e_i 是 $m \times 1$ 的与 i 个传感器故障相对应的单位向量, μ_i 是一个时变的标量。对应的误差方程: $\dot{e} = (A - DC)e - d_i \mu_i$, $\bar{e} = Ce + e_i \mu_i$ 。其中, d_i 是检测增益阵 D 的第 i 列。对于传感器故障,检测滤波器的设计目标就是要确定与第 i 个传感器故障有关的两个方向,使得输出误差处于 Cd_i 和 e_i 构成的平面内。

为了简化设计,希望设计一个检测阵就完成对所有输出传感器的故障检测和识别。

离散时间系统的残差方程为:

$$e(k+1) = \Phi e(k) - L[Y(k) - \hat{Y}(k)]$$

输出传感器的故障为: $Y(k) = CX(k) + DU(k) + \alpha \triangle y$ ($i = 1, 2, 3, 4, 5$)。代入上式得:

$$e(k+1) = (\Phi - LC)e(k) - L_i \triangle y$$

经过若干次迭代后的稳定值为 e_{ssi} , $i = 1, 2, 3, 4, 5$ (i 为故障传感器的序号)。

为了识别故障 e_{ssi} , 必须是两两线性无关的, 进一步推得检测阵中的各列必须两两线性无关。于是得到设计的第一个准则: 检测阵的任两列线性无关式 $\Phi \cdot LC$ 表征了对初始值的衰减程度, 即趋于稳定的速度。因此, 第二个准则是要使 $\Phi \cdot LC$ 的特征值在单位圆内, 且接近坐标原点较佳。

第一个准则是根据输出可分开得到的, 第二个准则是稳定性要求的。根据这两种准则可以这样设计检测阵, 选定欲配置的特征值, 可以一样也可以不一样, 形成对角阵 Λ , 并使 $\Phi \cdot LC = \Lambda$ 。用 C^T 左乘上式, 解得: $L = (\Phi \cdot \Lambda)C^T(CC^T)^{-1}$ 。然后, 判断矩阵 L 中是否满足两两线性无关的条件, 若线性相关, 则修改特征值。重复上述步骤, 直到满足条件。也可以先找一组两两线性无关向量构成检测阵 L , 然后代入 $\Phi \cdot LC$, 并求出其特征值, 检查此特征值是否在单位圆内, 且达到设计要求的收敛速度。如此反复, 直到满足要求为止。本文在检测阵的设计过程中, 发现前一种方法由于 Φ 的值较小, 出现了数值不稳定现象, 遂采用了后一种方法。借助 Matlab 工具软件, 编制了设计程序, 经过反复调整设计出检测阵 L 。

从有关的技术资料中知, 低压转子最大转速静差 $\pm 0.5\%$, 加速时允许的瞬时超转 1.5% , 约为 170 转/分, 接通加力, 断开时允许最大变化为 6.5% 。现取低压转子的门限值为 ± 250 转/分, 相对地面最大状态为 0.022。高压转子的转速极限飞行中为 $104 \pm 0.5\%$, 约为 $\pm 515_{400}$, 结合强度方面的考虑, 将高压转子的门限取为 ± 300 r/min, 相对地面最大为 0.026。压力传感器测定的参数主要用于加速控制。地面最大状态时, 压气机出口压力约为 8.82×10^5 Pa, 此值不大, 故门限值取小一些。再结合高低压转子变化引起的偏差, 将其设为 0.0882×10^5 Pa, 相对地面状态为 0.01。温度传感器有一定的滞后效应, 可以考虑放宽门限。结合考虑到强度和使用方面的规定, 将该门限值设为 0.02。将各传感器的最大偏差代入残差方程, 就得到了稳定的故障特征向量。它们的方向用于识别各故障传感器, 模值表征了对应故障程度的最大值。

故障的识别是通过判断故障特征信号 $FI(i)$, $i = 1, 2, 3, 4, 5$ 来确定的, 当 $FI(i) = 1$ 时对应的 i 值即为故障传感器的序号。 $FI(i)$ 的定义为: $\cos \theta = e_{ss} \cdot e_{ssi} / |e_{ss}| |e_{ssi}|$, ($i = 1, 2, 3, 4, 5$), $FI(i) = \cos^2 \theta$ 。其中, e_{ss} 为每一时刻的状态残差向量, e_{ssi} 为各传感器状态故障特征向量。显然, $\cos \theta$ 实际上是计算实测的状态残差向量与已知的故障特征向量夹角的余弦, 将 $FI(i)$ 定义为 $FI(i) = \cos^2 \theta$ 。余弦的平方就能消除正向、负向偏差引起的方向变化造成的混乱。由于存在计算误差, 在实际过程中还有各种干扰, 将判定条件设为 $FI(i) = 1$ 是不恰当的。当一个故障状态残差向量很接近某个特征方向时也可能发生了故障。本文将判定条件改为 $|FI(i) - 1| < \delta$, δ 定义为判定门限值的大小, 表征了实测的状态残差向量与某一故障特征向量的接近程度, 其大小的确定视系统要求而定, 经验的因素较多。需要说明的是每一时刻的状态残差向量是有一个叫做残差发生器的功能单元产生的。从输入偏差到形成稳定值经过了若干步递推, 达到稳定的速度是由 $\Phi \cdot LC$ 决定的。

当系统进入稳定运行后, 发生故障前后的输出值存在一定的递推关系。本文利用这种关系实现对故障的适应。将离散时间系统观测器方程写作:

$$\hat{X}(k+1) = \Phi \hat{X}(k) + \Gamma U(k) + L[Y(k) - \hat{Y}(k)], \quad \hat{Y}(k) = C\hat{X}(k) + D U(k)$$

分析上式可以看出: $\hat{X}(k+1)$ 为下一时刻的状态预测值, $\hat{Y}(k)$ 为当前时刻的输出估计值, 其值是用第 k 时刻的状态估计值 $\hat{X}(k)$ 求出的。进一步逆推, $\hat{X}(k)$ 作为当前时刻的估计值, 是用 $k-1$ 时刻的估计值计算的。利用这种时间序列的关系, 当 k 时刻发生故障, 下一时刻的估计值 $\hat{X}(k+1)$ 被故障残差“污染”成为含有故障信息的状态变量, 而用于计算 k 时刻输出估计值

$\hat{Y}(k)$ 的状态估计值 $\hat{X}(k)$, 是由 $k-1$ 时刻的状态估计值 $\hat{X}(k-1)$ 、输出 $Y(k-1)$ 及输出估计值 $\hat{Y}(k-1)$ 计算得到的。在 $k-1$ 时刻无故障发生, 因此 $\hat{X}(k)$ 并未受到 k 时刻故障残差的“污染”。故 k 时刻的输出估计值 $\hat{Y}(k)$ 并不受当前时刻故障的影响。这样就可以用这时的估计值 $\hat{y}_i(k)$ 代替出错传感器的值 $y_i(k)$ (下标对应第 i 个出错传感器)。

如何实现从正在逐步失效的传感器到其对应的模型值之间的平滑过渡也是故障适应逻辑要考虑的问题。为此, 引入故障控制增益的概念。故障控制增益 g_i 用来确定各传感器的状态, 是故障检测和判别逻辑的输出, 并可用于实现对软故障的适应。故障控制增益描述了给定传感器中出现故障确实性的程度。其定义为误差与故障门限值之比, 范围从 0 到 1。当值为 1 时, 意味着故障肯定存在。当一故障向量的模型值超过它的判别门限值时, 故障控制增益达到 1。

传感器故障适应逻辑的输入是测量参数 y_{Mi} , 相应的模型值 y_{Ei} , 以及故障控制增益 g_i , 输出是有效测量值 y_{Ri} 。从失效传感器到模型值的平滑过渡是通过计算来完成的。计算公式如下:

$$y_{Ri} = y_{Mi} \times (1 - g_i) + y_{Ei} \times g_i$$

当传感器发生突变故障时, 残差的值较大。这时故障控制增益将达到 1, 上式变为

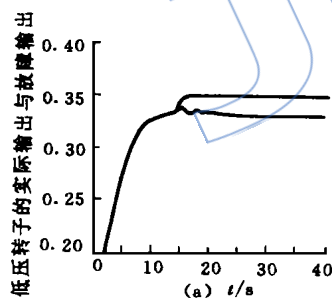
$$y_{Ri} = y_{Ei} \times g_i = y_{Ei}$$

采用设置故障控制增益的方法可以很好地综合了软故障和硬故障两类故障的适应方法。

2 仿真与结果分析

用一个离散化的系统模型模拟发动机输出每个时刻的传感器值。同时用一个状态观测器产生适应所需要的估计值。将系统的输出值与输出估计值送入状态残差产生器生成对应的状态残差, 并计算其模值。根据模值大小判断是否进行识别和适应逻辑。

根据以上的结构用 Borland C 编制了仿真程序。程序中模拟了 6 种传感器故障情况。



低压转速传感器出现正偏差。偏差的范围小于门限值, 大小约为 200 r/min, 相对值为 0.018。结果从图 1 的低压转子输出残差可以看到, 在第 15 时刻出现的偏差经过一定时刻的波动后衰减到零, 这说明适应逻辑起了作用。从图 1 的故障增益可看到, 故障增益随时间变化。故障的判断是从故障信息图中看到的。故障发生时刻其值为 1, 以后的时刻虽接近 1, 但超出了判断门限。从图 1 中输出可看到故障适应和不适应的明显差别。从仿真结果还可看出, 当低压转子出现不超过门限值

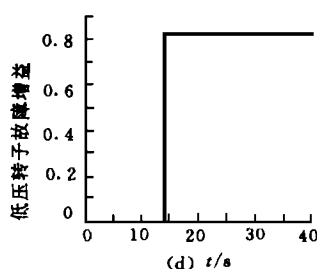
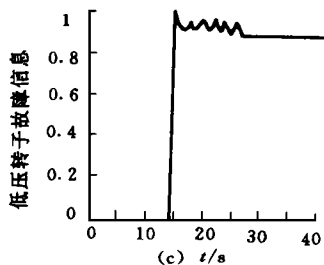
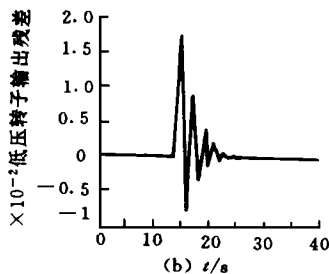


图 1 低压转速传感器出现正偏差时的仿真结果

的偏差时会造成其它传感器的偏差变化。这些变化反应了传感器之间的相互耦合。这是由适应逻辑引起的, 因为适应是非完全隔离故障传感器, 适应后的偏差通过系统方程影响到其它传感器。

低压转速传感器出现负的大偏差。偏差 -0.03 , 超过了门限值, 结果表明适应逻辑很好地减小了故障的偏差, 故障的判别信号也很明显。

高压转子传感器出现正的偏差。偏差 0.04 , 超过了门限值, 结果说明检测、判别、适应逻辑较好地工作, 使得输出偏差很快地衰减了。

压气机出口压力传感器出现偏差。偏差 0.02 , 超过了门限值, 结果和前面的情况相似, 故障被立刻检测、识别出来, 并被适应了。

低压转子有一个随时间变化的偏差。结果表明输出残差随时间递增一段后又很快下降。从图 1 的故障增益图中可以看到, 故障开始出现的一段时间内, 故障增益小于适应阈值。当偏差大到一定程度, 故障增益超过了适应阈值, 开始对故障进行适应, 使残差迅速减小。故障信息图中可见故障一直被监视着, 直至适应逻辑起作用时才下降。

低压转子传感器有一个固定的小偏差, 经过一定时刻, 高压转子传感器出现了大偏差。从图 1 中的低压转子传感器的故障信息图中看到, 当出现固定小偏差后能够检测到偏差的存在, 但是由于故障增益较小, 达不到适应门限值, 因而对该小偏差并不进行适应。在出现高压转子传感器大偏差时, 尽管有小偏差存在, 仍准确地检测、判别出高压转速传感器的故障, 并进行了适应处理。

3 结 论

以上 6 种模拟概括了传感器软故障、硬故障两种模式, 从仿真得到的数据和图得出如下一些结论: (1) 根据检测滤波器的思想设计的故障检测逻辑有较高的灵敏性, 可以立刻发现故障。(2) 利用状态残差也能识别并判定出故障的位置。(3) 设置故障增益的方法可以很方便地适应硬故障和软故障。(4) 对于单一故障情况, 无论小偏差还是大偏差都能较好地判定并适应故障。(5) 适应有一个过渡过程。虽减小了波动, 但会对其它传感器产生一定影响。尽管影响不大, 也会对检测、诊断系统造成干扰。(6) 传感器之间存在着一定的耦合关系。这种耦合关系通过观测器方程起作用。在两种传感器出现故障时, 这种耦合造成识别故障的混乱。

参 考 文 献

- 1 Wells W R. Detection of Sensor Failure and Output Reconstruction for Aircraft Engine Output Sensors AIAA, 1978: 78-4
- 2 De Holl R L, Hall W E Jr. Advanced Fault Detection and Isolation Methods for Aircraft Turbine Engine Systems Control, Inc, ONE- CR- 215- 1, 1978
- 3 Meserole J S Jr. Detection Filters for Fault-Tolerant Control of Turbofan Engine PHD Dissertation Massachusetts Institute of Technology, 1981
- 4 Baker L E, Warner D E, Disparte C P. Design of Fault Tolerant Electronic Engine Controls AIAA 81- 1496, 1981
- 5 Beattie E C, Laprad R F, Akhter M M, Rock S M. Sensor Failure Detection for Jet Engines NASA CR- 168190, 1983

can predict mass flux time curve and pressure time curve of the igniter, transient pressure time curve in main motor pressure set-up process and pressure time curve for the SRM with the given free volume. Therefore the package SRM ICAD will serve as an important tool for design and theoretical analysis of various solid rocket motor igniters.

Key Words Solid propellant rocket engines Igniters Softwares

A MODIFIED EXTENDED KALMAN FILTER AND ITS APPLICATION TO ENGINE STATE ESTIMATION

Yang Jìanjùn, Fan Sīqī, Shi Zhongkē

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A new method of nonlinear filter—a modified extended Kalman filter—is proposed. It is used to estimate engine states of WP13-A II with flight experiment data. The problem of divergence in engine state estimation is solved very well due to this algorithm improving the accuracy of filter and one step prediction. The results show that the numerical stability of this algorithm is better than that of the conventional Extended Kalman Filter, and the method is also effective when engine state deflects.

Key Words Aircraft engines Filtering theory Numerical computation

AN OPTICAL FIBER FLAME MONITOR

Xue Xiusheng and Deng Yong

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015)

ABSTRACT A new fast monitor technique for flames in an environment of high temperature and infrared radiation. The first set of optical fiber monitors for afterburning igniter flame has been successfully applied to engineering measurements and shot a trouble in aeroengine afterburner measurement.

Key Words Flame monitor High temperature Design

FAULT DETECTION, IDENTIFICATION AND ACCOMMODATION OF AEROENGINE SENSORS

Zhang Jīng and Wang Dīngqiàng

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT The fault detection filter is adapted to designing detectable matrix and diagnostics logic. The concept of fault gain is used to incorporate the accommodation logic. An algorithm is proposed, which is able to detect, identify, accommodate the faults of the sensors. The results of simulation proved the availability of the algorithm.

Key Words Sensors Fault detection Fault diagnosis