

基于小波变换与等价空间的无人机作动器故障检测

薛 婷¹, 钟麦英^{1†}, 李 钢²

(1. 山东科技大学 电气与自动化工程学院, 山东 青岛 266590;

2. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘要: 基于等价空间的故障检测可实现残差对初始状态与输入全解耦, 在实际工程系统中取得了广泛应用. 然而, 为了确保故障诊断系统性能, 高阶的等价空间导致残差在线计算量大, 且制约了可检测故障信号的频率范围. 本文提出一种基于小波变换与等价空间结合的无人机作动器故障检测方法, 将故障检测问题归结为小波基函数选取和等价空间向量的优化设计, 使产生的残差信号满足了干扰鲁棒性与故障灵敏性比率型性能指标的最小化, 并通过引入平稳小波变换对残差进行多尺度滤波, 利用小波变换的时频局部化特性和快速算法, 在满足故障检测系统性能的前提下有效降低了等价空间阶数, 一定程度上实现了较宽频率范围内作动器故障信号的检测, 克服了传统等价空间方法的不足. 最后, 以无人机作动器故障检测为例, 通过仿真实验验证了本文方法的有效性.

关键词: 无人机; 作动器; 故障检测; 小波变换; 等价空间

中图分类号: TP206 文献标识码: A

Wavelet transform and parity space based actuator fault detection for unmanned aerial vehicle

XUE Ting¹, ZHONG Mai-ying^{1†}, LI Gang²

(1. College of Electrical Engineering and Automation, Shandong University of Science and Technology, Qingdao Shandong 266590, China;

2. School of Instrumentation Science and Optoelectronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The parity space based fault detection (FD) is one of the most common approaches by using the system input and output data over a time window and attracts considerable attention in practical applications. This approach is characterized by its straight forward manner in design and the generated residual is independent of the system initial state and input. However, high parity order has to make sure for improving the FD performance, which may lead to heavy computational task and very narrow frequency range of fault to be detected. To overcome this, the paper proposes to deal with the problem of actuator FD for unmanned aerial vehicle (UAV) by applying parity space approach and wavelet transform. Then the residual can be generated based on the parity relation between the inputs and outputs such that a ratio criterion of robustness to unknown input and sensitivity to fault is minimized. Moreover, with the selection of wavelet basis and residual evaluation for a group of residuals, the faults within broader frequency range can be detected. As a result, the parity space order can be efficiently reduced for some acceptable FD performance, hence, both the computational cost of residual evaluation function and the frequency range of fault can be improved. Finally, an example of UAV longitudinal system is used to demonstrate the effectiveness of the proposed method.

Key words: unmanned aerial vehicle; actuator; fault detection; wavelet transform; parity space

1 引言(Introduction)

无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)在军事、民用和科研等领域的应用日益广泛, UAV飞行控制系统的安全性和可靠性也越来越重要. 作动器作为保证系统安全的关键执行机构, 一旦发生故障, 将严重威胁 UAV 的飞行安全. 因此, 针对 UAV 作动器故障检测问

题的研究至关重要^[1-2].

近年来, 针对 UAV 飞行控制系统故障诊断的研究取得了大量成果^[3], 如参数估计法^[4-5]、状态估计法^[6-10]和等价空间方法等^[11-13]. 其中, 等价空间方法是利用有限时间窗内系统输入与输出(或部分输出)之间的冗余关系构造残差, 具有残差与系统初始状态解

收稿日期: 2016-01-17; 录用日期: 2016-05-26.

†通讯作者. E-mail: myzhong@buaa.edu.cn; Tel.: +86 10-82338146.

本文责任编辑: 王伟.

国家自然科学基金项目(61333005, 61421063)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61333005, 61421063).

耦的优点. 文献[12]采用等价空间方法实现了UAV飞行控制系统传感器故障检测, 但并未考虑外部干扰. 文献[14]将基于等价关系的残差产生器设计转化为性能指标最优化问题进行求解, 该方法在低阶等价关系下性能指标较差, 而在高阶等价关系下虽性能指标较好, 但可检测故障信号的频率范围窄, 漏报率较高. 文献[15]提出将平稳小波变换(stationary wavelet transform, SWT)与等价空间方法相结合设计残差产生器, 解决了传统等价空间方法性能指标较好时在线计算量大且漏报率较高的缺陷, 文献[13]将该方法推广应用于UAV作动器故障检测. 注意到, 文献[15]中的方法主要是利用SWT多尺度滤波获得不同分解尺度下的多个性能指标及相应的等价向量, 并基于与最优性能指标对应尺度下的等价向量构造残差信号, 仅能保证该尺度下性能指标的最优性, 无法确保其他分解尺度下残差产生器的性能.

本文将在文献[15]的基础上, 引入SWT对残差进行多尺度滤波, 并求解不同分解尺度下性能指标最优的等价向量, 产生与多频率作动器故障信号对应的一组不同残差, 进而可选取更为适当的残差评价函数及阈值进行残差评价, 实现较宽频率范围内作动器故障信号的检测, 有效降低漏报率.

2 UAV飞行控制系统故障模型及问题描述 (Fault model of UAV flight control system and problem formulation)

2.1 UAV纵向系统故障模型(Fault model of longitudinal dynamics of UAV)

考虑一类六自由度固定翼UAV, 当飞机水平无侧滑飞行时, 根据各自由度之间气动交联的强弱, 可将UAV运动解耦为纵向和横侧向运动, 本文以纵向运动系统为例开展研究. UAV纵向运动包括飞行速度增减、飞机质心升降以及俯仰角运动, 如下所示为风扰动下的UAV纵向运动方程^[16-17]:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{1}{m}(T \cos(\alpha + \phi_T) - D - mg \sin(\theta - \alpha)) - \\ \dot{w}_x \cos(\theta - \alpha) + w_{gx} \sin(\theta - \alpha), \\ \dot{\alpha} = \frac{1}{mV}(L + T \sin(\alpha + \phi_T) - mg \cos(\theta - \alpha)) + \\ q + \dot{w}_x \frac{\sin(\theta - \alpha)}{V} + w_{gx} \frac{\cos(\theta - \alpha)}{V}, \\ \dot{q} = M^\alpha / I_y, \\ \dot{\theta} = q, \\ \dot{H} = V \sin(\theta - \alpha) - w_g, \end{cases} \quad (1)$$

式中: V 为飞行速度, α 为迎角, q 为俯仰角速率, θ 为俯仰角, H 为飞行高度, m 为飞机质量, g 为重力加速度, ϕ_T 为发动机安装角; w_x 与 w_g 为水平与垂直风速, \dot{w}_x ,

w_{gx} 分别为 w_x 和 w_g 沿机体系 X 轴的风速梯度; I_y 为飞机沿 Y 轴的转动惯量, 升力 L 、空气阻力 D 、发动机推力 T 及俯仰力矩 M^α 为如下所示非线性函数:

$$\begin{cases} L = 0.5\rho V^2 S_w C_L(V, \alpha, \delta_e, w_x, w_g), \\ D = 0.5\rho V^2 S_w C_D(V, \alpha, w_x, w_g), \\ T = \delta_T C_T(V, w_x), \\ M^\alpha = \\ 0.5\rho V^2 S_w \bar{c}_A C_{M^\alpha}(V, \alpha, \delta_e, q, \dot{\alpha}, \dot{\delta}_e, w_x, w_g, w_{gx}), \end{cases} \quad (2)$$

式中: ρ 为空气密度, S_w 为机翼面积, \bar{c}_A 为机翼平均气动弦; δ_e 为升降舵偏角, δ_T 为油门杆偏角; $C_L(\cdot)$, $C_D(\cdot)$, $C_T(\cdot)$, $C_{M^\alpha}(\cdot)$ 为气动力系数和力矩系数.

采用小扰动线性化方法将上述非线性运动方程线性化, 可得如下的UAV纵向线性化运动方程^[16]:

$$\begin{cases} \Delta \dot{V} = -X_V(\Delta V - w_x) - X_\alpha \Delta \alpha - X_\theta \Delta \theta - \\ X_{\delta_T} \Delta \delta_T + (X_\alpha + X_\theta) \frac{w_g}{V_0}, \\ \Delta \dot{\alpha} = -Z_V \Delta V - Z_\alpha \Delta \alpha + \Delta q - Z_{\delta_e} \Delta \delta_e + \\ Z_V w_x + Z_\alpha \frac{w_g}{V_0}, \\ \Delta \dot{q} = -(M_V - M_{\dot{\alpha}} Z_V)(\Delta V - w_x) - (M_\alpha - \\ M_{\dot{\alpha}} Z_\alpha)(\Delta \alpha - \frac{w_g}{V_0}) - (M_q + M_{\dot{\alpha}}) \Delta q - \\ (M_{\delta_e} - M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}) \Delta \delta_e - M_{\delta_T} \Delta \delta_T + \\ (M_{\dot{\alpha}} - M_q) w_{gx}, \\ \Delta \dot{\theta} = \Delta q, \\ \Delta \dot{H} = N_V(\Delta V - w_x) - N_\alpha(\Delta \alpha - \frac{w_g}{V_0}) + N_\theta \Delta \theta, \end{cases} \quad (3)$$

式中: V_0 为基准飞行速度, ΔV , $\Delta \alpha$, Δq , $\Delta \theta$, ΔH 分别表示速度、迎角、俯仰角速率、俯仰角及飞行高度的增量; $\Delta \delta_e$, $\Delta \delta_T$ 为升降舵与油门杆偏角增量; X_V , X_α , X_θ , X_{δ_T} , Z_V , Z_α , Z_θ , Z_{δ_e} , M_V , M_α , $M_{\dot{\alpha}}$, M_q , M_{δ_T} , M_{δ_e} , N_V , N_α , N_θ 为由飞机结构和基准状态的气动导数决定的常值参数, 可通过风洞实验获得.

选取状态变量、控制输入、量测输出分别为 $x = [\Delta V \ \Delta \alpha \ \Delta q \ \Delta \theta \ \Delta H]^T$, $u = [\Delta \delta_e \ \Delta \delta_T]^T$, $y = [\Delta V \ \Delta \bar{\alpha} \ \Delta \bar{q} \ \Delta \bar{\theta} \ \Delta H]^T$.

由式(3)可得UAV纵向运动的线性化状态空间模型

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A_c x(t) + B_c u(t) + B_{dc} d_w(t), \\ y(t) = C_c x(t) + \nu(t), \end{cases} \quad (4)$$

式中: $d_w = [w_x \ w_g/V_0 \ w_{gx}]^T$, ν 分别表示风干扰和量测噪声; A_c , B_c , C_c 为已知相应维数的系统矩阵, B_{dc} 为已知干扰系数矩阵. 与式(4)对应的UAV纵向离散化系统模型为

$$\begin{cases} x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) + B_d d_w(k), \\ y(k) = Cx(k) + \nu(k). \end{cases} \quad (5)$$

2.2 问题描述(Problem formulation)

作动器是UAV飞行控制系统的重要执行机构,磁间隙电磁感应变化、元器件摩擦损伤及作动筒节流孔堵塞等都可能引发各种不同频率的作动器故障^[1]. 典型作动器故障包括卡死、增益和偏差故障,不失一般性,将作动器故障描述为如下加性信号^[2]:

$$u_f(k) = u(k) + f(k), \quad k \geq k_t, \quad (6)$$

式中: k_t 为故障发生时刻, u 为作动器指令输入, u_f 为实际输出, f 为作动器故障. 则考虑作动器加性故障的UAV纵向系统模型表示如下:

$$\begin{cases} x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) + E_d d(k) + Bf(k), \\ y(k) = Cx(k) + F_d d(k), \end{cases} \quad (7)$$

式中: $d = [d_w^T \nu^T]^T$, $d \in \mathbb{R}^{k_d}$, $f \in \mathbb{R}^{k_f}$, $y \in \mathbb{R}^{k_y}$, $E_d = [B_d \ 0]$, $F_d = [0 \ I]$. 本文中, $0, I$ 分别表示适当维数的零矩阵和单位矩阵.

令

$$\begin{aligned} y_s(k) &= [y^T(k-s) \ y^T(k-s+1) \ \cdots \ y^T(k)]^T, \\ u_s(k) &= [u^T(k-s) \ u^T(k-s+1) \ \cdots \ u^T(k)]^T, \\ d_s(k) &= [d^T(k-s) \ d^T(k-s+1) \ \cdots \ d^T(k)]^T, \\ f_s(k) &= [f^T(k-s) \ f^T(k-s+1) \ \cdots \ f^T(k)]^T, \end{aligned}$$

可得基于等价空间的残差产生器

$$\begin{aligned} r_s(k) &= v_s [y_s(k) - H_{u,s} u_s(k)] = \\ &v_s [H_{d,s} d_s(k) + H_{f,s} f_s(k)], \end{aligned} \quad (8)$$

式中: $r_s(k)$ 为残差信号, s 为等价关系阶数, v_s 为等价向量, 满足 $v_s \in P_s = \{v_s | v_s H_{o,s} = 0\}$, 且

$$H_{o,s} = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^s \end{bmatrix}, \quad H_{d,s} = \begin{bmatrix} F_d & 0 & \cdots & 0 \\ CE_d & F_d & \cdots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ CA^{s-1} E_d & \cdots & CE_d & F_d \end{bmatrix},$$

$H_{u,s}$ 由 $H_{d,s}$ 中的 F_d, E_d 分别替换为 $0, B$ 得到, $H_{u,s} = H_{f,s}$.

引入如下性能指标 J_s 描述残差对干扰的鲁棒性及对故障的灵敏性^[14], 并将作动器故障检测的残差产生器设计描述为如下最小化问题:

$$\begin{aligned} \min_{v_s \in P_s} J_s &= \min_{v_s \in P_s} \frac{v_s H_{d,s} H_{d,s}^T v_s^T}{v_s H_{f,s} H_{f,s}^T v_s^T} = \\ &\frac{v_{s,opt} H_{d,s} H_{d,s}^T v_{s,opt}^T}{v_{s,opt} H_{f,s} H_{f,s}^T v_{s,opt}^T}. \end{aligned} \quad (9)$$

采用SVD方法^[14]求解最小化问题(9)得最优等价向量 $v_{s,opt}$, 将其代入式(8)即可得到残差.

一般来讲, 等价空间阶数 s 越大, 性能指标 J_s 越好, 但最优等价向量 $v_{s,opt}$ 的作用在频域意义下等效为窄频带滤波器, 导致漏报率较高; 而当 s 较小时, 性能指标 J_s 较差, 微小故障容易被噪声掩盖, 从而引发较高故障漏报, 难以满足实际需求. 为此, 本文将小波变换与等价空间方法相结合进行UAV作动器故障检测系统设计.

3 UAV 作动器故障检测系统设计 (Design of actuator fault detection system for UAV)

3.1 残差产生器设计(Residual generator design)

基于小波变换与等价空间的UAV作动器故障检测包括残差产生和残差评价两个阶段, 首先是求解最小化问题(9), 并在此基础上设计残差产生器. 为此, 选用一种SWT算法, 即可实现时域长度和频域带宽均较窄的线性滤波, 且满足时移不变性, 进而可采用快速递归算法实现.

考虑时间序列信号 $\{c_{0,k}\}$, 其 j 尺度 SWT 低频近似系数 $\{c_{j,k}\}$ 和高频细节系数 $\{d_{j,k}\}$ 分别为^[18]

$$\begin{cases} c_{j,k} = WT_{c_{0,k}}^a(j, k) = c_{0,k} * g_{1,j}, \\ d_{j,k} = WT_{c_{0,k}}^d(j, k) = c_{0,k} * g_{b,j}, \end{cases} \quad (10)$$

式中: “*” 表示卷积运算, $g_{1,j} = l_1 * l_2 \cdots * l_{j-1} * l_j$ 为窄频带低通滤波器, $g_{b,j} = l_1 * l_2 \cdots * l_{j-1} * h_j$ 为窄频带高通滤波器; l_1, h_1 为小波分解初始低通和高通滤波器, l_{j+1}, h_{j+1} 分别由 l_j, h_j 经过二倍插值得到. 假设系统采样频率为 F_0 , 则 $\{c_{j,k}\}$ 与 $\{d_{j,k}\}$ 的近似频率范围分别为 $B_j^a = [0, 2^{-j} F_0]$, $B_j^d = [2^{-j} F_0, 2^{-j+1} F_0]$.

根据SWT的时移不变性, 低频近似系数 $\{c_{j,k}\}$ 与高频细节系数 $\{d_{j,k}\}$ 可采用递归算法计算^[19]:

$$\begin{cases} c_{j,k} = \sum_i l_1(i) c_{j-1, k+2^j i}, \\ d_{j,k} = c_{j-1, k} - c_{j,k}. \end{cases} \quad (11)$$

对于UAV纵向系统(7), 在基于低阶等价关系构造如式(8)所示残差 $r_s(k)$ 的基础上引入SWT, 设计如下所示残差产生器:

$$\begin{cases} r_s(k) = v_s [y_s(k) - H_{u,s} u_s(k)], \\ r_{s,j}(k) = WT_{r_s}^d(j, k), \quad j = 1, 2, \cdots, j_m, \\ r_{s, j_m+1}(k) = WT_{r_s}^a(j_m, k), \end{cases} \quad (12)$$

式中: j_m 为 SWT 最高分解尺度, $r_{s,j}(k)$ 和 $r_{s, j_m+1}(k)$ 分别为 $r_s(k)$ 的高频细节分量和低频近似分量, 根据式(8)(10)及卷积运算的性质进一步可得到^[15]

$$\begin{cases} r_{s,j}(k) = v_s \{ H_{d,s} N_{b,j}^d d_{s+q}(k) + \\ \quad H_{f,s} N_{b,j}^f f_{s+q}(k) \}, \quad j = 1, 2, \cdots, j_m, \\ r_{s, j_m+1}(k) = v_s \{ H_{d,s} N_{1, j_m}^d d_{s+q}(k) + \\ \quad H_{f,s} N_{1, j_m}^f f_{s+q}(k) \}, \end{cases} \quad (13)$$

式中: q 为 $g_{b,j}$ 和 g_{1, j_m} 的时域截止时间, 当 $i \geq q$ 时,

$g_{b,j}(i) \rightarrow 0, g_{l,j_m}(i) \rightarrow 0; N_{b,j}^d, N_{b,j}^f, j = 1, 2, \dots, j_m, N_{l,j_m}^d$ 和 N_{l,j_m}^f 由小波初始分解滤波器 l_1, h_1 及最高分解尺度 j_m 决定, 令 $\eta = d$ 或 f , 则有

$$\begin{cases} N_{b,j}^\eta = \sum_{i=0}^q M_{b,j}^\eta(i), j = 1, 2, \dots, j_m, \\ M_{b,j}^\eta(i) = [0_\eta \cdots 0_\eta, g_{b,j}(i)I_\eta, 0_\eta \cdots 0_\eta], \\ j = 1, 2, \dots, j_m, \\ N_{l,j_m}^\eta = \sum_{i=0}^q M_{l,j_m}^\eta(i), \\ M_{l,j_m}^\eta(i) = [0_\eta \cdots 0_\eta, g_{l,j_m}(i)I_\eta, 0_\eta \cdots 0_\eta], \end{cases} \quad (14)$$

其中: $I_\eta \in \mathbb{R}^{k_\eta(s+1) \times k_\eta(s+1)}, 0_\eta \in \mathbb{R}^{k_\eta(s+1) \times k_\eta}$, $g_{b,j}(i)I_\eta$ 和 $g_{l,j_m}(i)I_\eta$ 前后分别有 $(q-i)$ 及 i 个 0_η .

为确保引入 SWT 后各分解尺度下残差产生器的性能, 采用如下性能指标 $J_{s,j} (j = 1, 2, \dots, j_m + 1)$ 分别描述相应分解尺度下残差 $r_{s,j}(k)$ 对干扰的鲁棒性及对故障的灵敏性^[15]:

$$\begin{cases} \min_{v_s \in P_s} J_{s,j} = \\ \min_{v_s \in P_s} \frac{v_s H_{d,s} N_{b,j}^d (N_{b,j}^d)^T H_{d,s}^T v_s^T}{v_s H_{f,s} N_{b,j}^f (N_{b,j}^f)^T H_{f,s}^T v_s^T} = \\ \frac{v_{s,j} H_{d,s} N_{b,j}^d (N_{b,j}^d)^T H_{d,s}^T v_{s,j}^T}{v_{s,j} H_{f,s} N_{b,j}^f (N_{b,j}^f)^T H_{f,s}^T v_{s,j}^T}, \\ j = 1, 2, \dots, j_m, \\ \min_{v_s \in P_s} J_{s,j_m+1} = \\ \min_{v_s \in P_s} \frac{v_s H_{d,s} N_{l,j_m}^d (N_{l,j_m}^d)^T H_{d,s}^T v_s^T}{v_s H_{f,s} N_{l,j_m}^f (N_{l,j_m}^f)^T H_{f,s}^T v_s^T} = \\ \frac{v_{s,j_m+1} H_{d,s} N_{l,j_m}^d (N_{l,j_m}^d)^T H_{d,s}^T v_{s,j_m+1}^T}{v_{s,j_m+1} H_{f,s} N_{l,j_m}^f (N_{l,j_m}^f)^T H_{f,s}^T v_{s,j_m+1}^T}, \end{cases} \quad (15)$$

从而可将 UAV 作动器故障检测系统的残差产生器设计归结为小波基与最高分解尺度 j_m 的选取, 以及式 (15) 所示各性能指标最小化问题.

值得注意的是, 通过 SVD 方法求解式 (15) 可获得 $j_m + 1$ 个等价向量 $v_{s,j} (j = 1, 2, \dots, j_m + 1)$. 而在文献 [15] 中, 为了尽可能地减小在线计算量, 仅选取最优的最小性能指标对应尺度下的等价向量作为最优等价向量构造 $r_s(k)$, 进而通过一次 j_m 尺度 SWT 递归计算得到 $j_m + 1$ 个残差. 这种处理方式仅能保证该最优等价向量所在尺度下相应残差所对应性能指标的最优性, 而不能确保其他残差的检测性能. 为解决此问题, 本文保留所有分解尺度下的等价向量, 分别将其作为最优等价向量构造 $r_s(k)$, 并通过 $j_m + 1$ 次 $j (1 \leq j \leq j_m)$ 尺度 SWT 递归计算获得相应尺度下的残差, 从而保证每一分解尺度下残差所对应性能指标的最优性. 同时, 产生的 $j_m + 1$ 个不同尺度下的残差分别包含不同频率的故障信息, 可以实现较宽频率范围内作动器故障信号的检测, 有效降低漏报率.

另外, 小波基及最高分解尺度 j_m 的选取对故障检测结果的优劣至关重要. dbN 小波是具有紧支撑特性

的正交实小波函数族, 在实际工程中具有广泛应用. 随着 N 的增大, dbN 小波的平滑性越好, 但时域分辨率降低, 对作动器突变故障的提取效果变差, 且滤波器支撑长度的增加使得检测延时和在线计算量增大. 综合考虑 UAV 作动器故障检测的实际需求, 本文选取 db1 小波作为 SWT 的小波基, 初始分解滤波器 $l_1 = [0.707, 0.707], h_1 = [-0.707, 0.707]$. 此外, 分解尺度 j_m 不宜过大, 否则微小缓变故障的检测效果变差, 且检测延时和计算量也将增大.

现将残差产生器设计步骤总结如下.

步骤 1 选取等价关系阶数 s 、小波基函数及最高分解尺度 j_m , 确定初始分解滤波器 l_1 和 h_1 .

步骤 2 根据 UAV 纵向系统 (7) 计算 $H_{d,s}, H_{f,s}$ 和 $H_{u,s}$, 并由 l_1, h_1 及最高分解尺度 j_m 计算式 (14) 所示矩阵 $N_{l,j_m}^d, H_{l,j_m}^f, H_{b,j}^d, H_{b,j}^f, j = 1, 2, \dots, j_m$.

步骤 3 采用 SVD 方法离线求解式 (15), 得到 $j_m + 1$ 个等价向量 $v_{s,j} (j = 1, 2, \dots, j_m + 1)$, 并初始化分解尺度 j , 令 $j = j_p = 1$.

步骤 4 计算 $r_{s,j}(k) = v_{s,j_p} [y_s(k) - H_{u,s} u_s(k)]$, 并令 $c_{0,k} = r_{s,j}(k)$, 根据式 (11) 所示递归算法计算 j_p 尺度 SWT, 且仅保留第 j_p 尺度小波分解所得高频细节分量 $d_{j_p,k}$, 即有

$$r_{s,j_p}(k) = d_{j_p,k}. \quad (16)$$

步骤 5 若 $j_p < j_m$, 令 $j_p = j_p + 1$, 重复步骤 4, 则可得到 j_m 个残差信号 $r_{s,j}(k), j = 1, 2, \dots, j_m$.

步骤 6 计算 $r_s(k) = v_{s,j_m+1} [y_s(k) - H_{u,s} u_s(k)]$, 并令 $c_{0,k} = r_s(k)$, 根据式 (11) 递归计算第 j_m 尺度小波分解的低频近似分量 $c_{j_m,k}$, 则有

$$r_{s,j_m+1}(k) = c_{j_m,k}. \quad (17)$$

3.2 残差评价 (Residual evaluation)

残差评价是实现 UAV 作动器故障检测的第二个步骤. 本文采用如下所示有限时间窗口内残差信号的二范数作为残差评价函数, 即

$$J(r_{s,j}(k)) = \|r_{s,j}(k)\|_{2,N}, j = 1, 2, \dots, j_m + 1, \quad (18)$$

式中: $\|r_{s,j}(k)\|_{2,N} = \sqrt{\sum_{i=k-N}^k r_{s,j}^T(i) r_{s,j}(i)}$, N 为移动时间窗口的长度.

为减少故障漏报或误报的情况, 有必要对不同分解尺度下的残差分别设定阈值. 假设干扰 $d \in L_2$ 范数有界, 将阈值设定为 UAV 作动器无故障情况下各残差评价函数的上确界, 即

$$J_{s,j}^{\text{th}} = \sup_{f=0} \|r_{s,j}(k)\|_{2,N}, j = 1, 2, \dots, j_m + 1. \quad (19)$$

当存在 $j (1 \leq j \leq j_m + 1)$ 使得残差评价函数

$J(r_{s,j}(k))$ 高于对应阈值 $J_{s,j}^{th}$ 时,即认为作动器发生故障,判定逻辑如下所示:

$$\begin{cases} J(r_{s,j}(k)) \leq J_{s,j}^{th}, & \text{正常,} \\ J(r_{s,j}(k)) > J_{s,j}^{th}, & \text{故障.} \end{cases} \quad (20)$$

4 仿真实验(Simulations)

在MATLAB仿真环境下,以某固定翼UAV纵向系统为例验证方法的有效性.在高度7000 m,基准速度 $V_0 = 0.4 \text{ Ma}$ 的等速平飞状态,系统矩阵如下所示:

$$A_c = \begin{bmatrix} -0.012 & 7.523 & 0 & -9.8 & 0 \\ -0.0009 & -1.8656 & 1 & 0 & 0 \\ 0.0035 & -10.97 & -0.336 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -124.92 & 0 & 124.92 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_c = \begin{bmatrix} -0.0201 & 0.065 \\ -0.0023 & 0 \\ -0.2128 & -0.0019 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, C_c = \begin{bmatrix} 1 & & & & \\ & 57.3 & & & \\ & & 57.3 & & \\ & & & 57.3 & \\ & & & & 1 \end{bmatrix}.$$

考虑系统量测噪声均为方差0.1的零均值白噪声,

风扰动为大气紊流干扰,且以紊流速度 w_g 影响较大.忽略 w_x 和 w_{gx} ,采用零均值白噪声 n 通过成形滤波器 $G_w(s)$ 模拟 w_g ,即

$$w_g = G_w(s)n = \sqrt{\frac{3V_0\sigma_w^2}{\pi L_w} \frac{V_0/(\sqrt{3}L_w) + s}{[V_0/L_w + s]^2}} n, \quad (21)$$

式中:紊流尺度 $L_w = 580 \text{ m}$,紊流强度 $\sigma_w = 7 \text{ m/s}$,且 $\|d_w(k)\|_2 \leq \delta_w, \delta_w = 0.1$.干扰系数矩阵 B_{dc} 为

$$B_{dc} = [2.2770 \quad 1.8656 \quad 10.97 \quad 0 \quad 124.92]^T.$$

设定仿真时间为100 s,采样频率 $F_0 = 100 \text{ Hz}$,移动时间窗口 $N = 100$.传统等价空间方法、本文方法及文献[15]所提方法的参数选取、性能指标以及残差可检测故障信号的近似频率范围如表1所示.其中文献[15]提出的方法获得的性能指标记为 $J'_{s,j}$.

由表1可见,基于本文方法所获得的性能指标均优于或等于相同分解尺度下文献[15]所提方法得到的性能指标.当等价关系阶数相同时($s = 5$), $J_{5,4}, J_{5,5}, J_{5,6}$ 和 $J_{5,7}$ 均优于传统等价空间方法所得性能指标 J_5 ;当性能指标相同时($J_{5,7} = J_{32}$),本文方法可检测更宽频率范围的故障信号.

表1 参数选取、性能指标及残差可检测故障信号的近似频率范围

Table 1 Parameters selection, performance index and the approximate frequency range of fault detectable

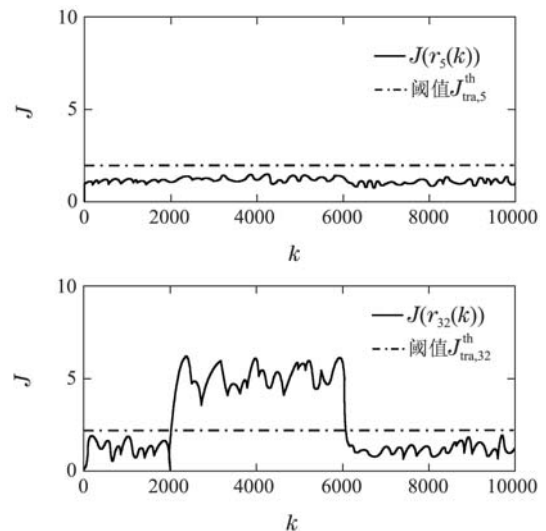
方法	阶数	尺度	性能指标	近似频率范围/Hz
传统等价空间方法	$s = 5$	/	$j_5 = 18.76$	0~50
	$s = 32$	/	$j_{32} = 1.30$	0~2.5
本文方法/ 文献[15]所提方法	$s = 5,$ $j_m = 6,$ (db1)	$j = 1$	$J_{5,1} = 51.17 / J'_{5,1} = 171.37$	25~50
		$j = 2$	$J_{5,2} = 32.85 / J'_{5,2} = 56.60$	12.5~25
		$j = 3$	$J_{5,3} = 18.30 / J'_{5,3} = 23.17$	6.25~12.5
		$j = 4$	$J_{5,4} = 7.85 / J'_{5,4} = 9.30$	3.13~6.25
		$j = 5$	$J_{5,5} = 3.81 / J'_{5,5} = 4.28$	1.56~3.13
		$j = 6$	$J_{5,6} = 2.24 / J'_{5,6} = 2.37$	0.78~1.56
		$j = 7$	$J_{5,7} = 1.30 / J'_{5,7} = 1.30$	0~0.78

采用表1所示的传统等价空间方法及本文方法对如下所示作动器故障进行检测.其中:传统等价空间方法的残差评价函数为 $J(r_s(k)) = \|r_s(k)\|_{2,N}$,阈值 $J_{tra,s}^{th} = \sup_{f=0} \|r_s(k)\|_{2,N}$,基于小波变换与等价空间的方法只给出可检测到故障的结果.

1) 考虑升降舵作动器发生如下所示 0.1° 恒偏差故障的情况,检测结果如图1所示.

$$f_1(k) = \begin{cases} 0.1, & 2000 \leq k \leq 6000, \\ 0, & \text{其他.} \end{cases} \quad (22)$$

由图1和表1可见,当故障信号的频率为零时,对应性能指标较好的 $J(r_{32})$ 和 $J(r_{5,7})$ 可检测到故障.因 $J(r_5)$ 对应性能指标 J_5 较大,残差对干扰的鲁棒性和对故障的灵敏性较差,故无法检测到故障.



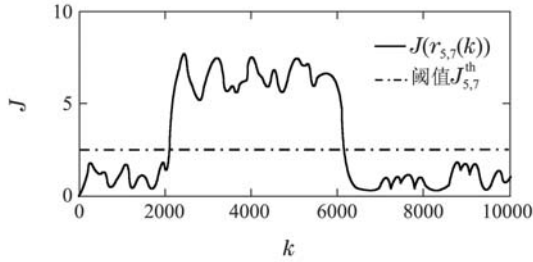


图1 升降舵作动器0.1°恒偏差故障检测
Fig. 1 Elevator 0.1° basis fault detection results

2) 考虑升降舵作动器发生4.0 Hz时变偏差故障的情况, 故障角频率 $\omega_1 = 0.08\pi$:

$$f_1(k) = \begin{cases} 0.2 \sin(0.08\pi k), & 2000 \leq k \leq 6000, \\ 0, & \text{其他.} \end{cases} \quad (23)$$

残差评价函数变化如图2所示. 由图2可见, 当故障信号频率较高时, SWT高频分量 $J(r_{5,4})$ 可检测到故障. $J(r_{32})$ 因最优等价向量 $v_{32,opt}$ 在频域等效为低通窄频带滤波器而无法检测到故障, $J(r_5)$ 则因性能指标较差仍旧难以检测到故障. 仿真结果表明, 当作动器故障信号的幅度为 0.2° 时, $J(r_5)$ 难以检测到故障, $J(r_{32})$ 可检测 $0 \sim 2.2$ Hz频率范围内的故障, 本文方法可检测故障信号的频率范围为 $0 \sim 5.0$ Hz, 与传统方法相比有效降低了漏报率.

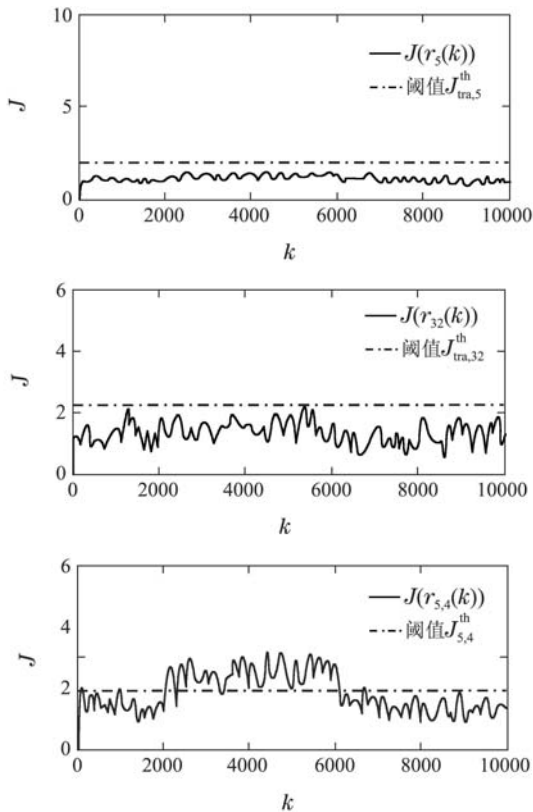


图2 升降舵作动器4.0 Hz时变偏差故障检测
Fig. 2 Elevator 4.0 Hz basis fault detection results

3) 考虑系统量测噪声方差均增大至0.3, 升降舵

作动器发生式(22)所示 0.1° 恒偏差故障的情况, 检测结果如图3所示.

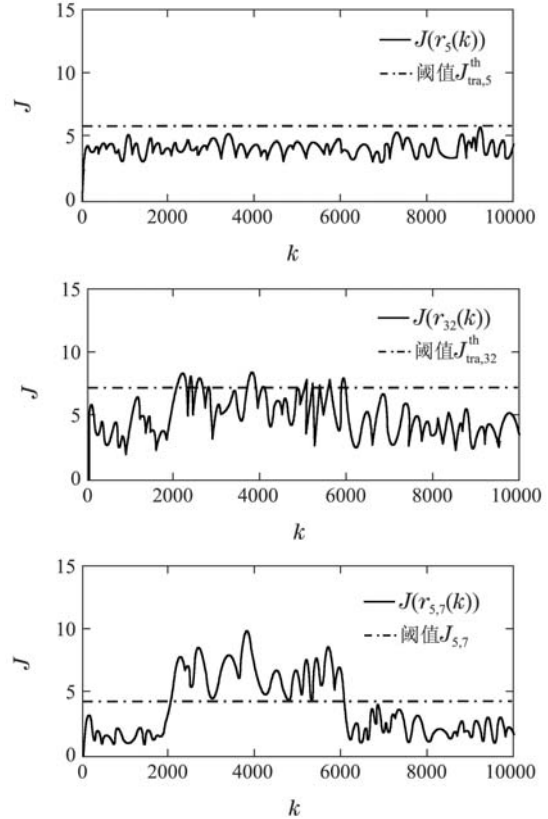
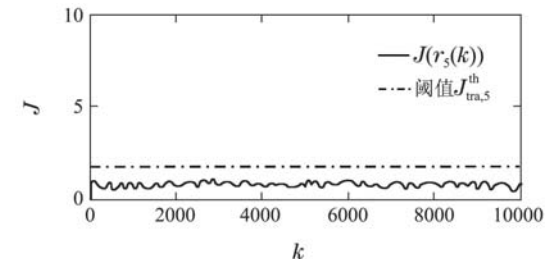


图3 量测噪声方差0.3时升降舵作动器0.1°恒偏差故障检测
Fig. 3 Elevator 0.1° basis fault detection results for each measurement noise variance is 0.3

比较图1和图3可知, 当系统量测噪声较大时, 由于小波变换对高频噪声的多尺度滤波作用, SWT低频分量 $J(r_{5,7})$ 仍可较好地检测到故障, 而具有相同性能指标的 $J(r_{32})$ 则难以检测到故障.

4) 考虑系统量测噪声方差均为0.1, 增大风干扰令 $\delta_w = 0.3$, 升降舵作动器发生式(22)所示 0.1° 恒偏差故障的情况, 检测结果如图4所示.

由图4可见, 当风干扰增大时, SWT低频分量 $J(r_{5,7})$ 的检测结果优于 $J(r_{32})$. 仿真结果表明, 小波变换的引入增强了残差对干扰的鲁棒性. 另外, 此处作动器故障为低频信号, 而风干扰信号的频谱也集中分布在低频段内(约 $0 \sim 1.2$ Hz), SWT多尺度滤波对干扰的抑制作用减弱, 故障信号的检测难度相对增大, 因此, 图4中 $J(r_{5,7})$ 的检测效果与图3相比相对较差.



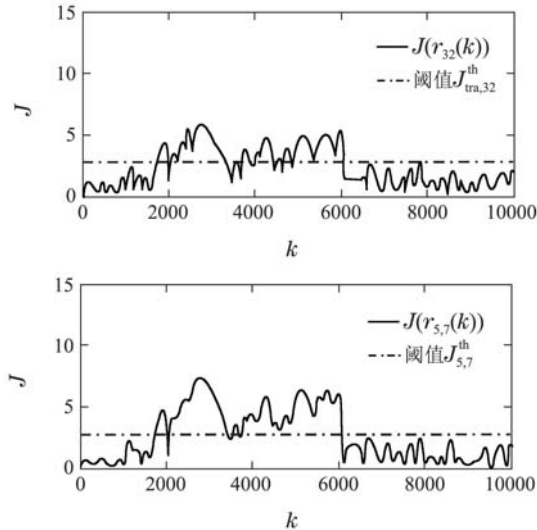


图4 风干扰 $\delta_w = 0.3$ 时升降舵作动器 0.1° 偏差故障检测

Fig. 4 Elevator 0.1° basis fault detection results with $\delta_w = 0.3$

5 结论(Conclusions)

本文将小波变换与等价空间方法相结合对UAV作动器故障检测问题进行了研究. 在基于低阶等价关系构造残差的基础上, 利用SWT的时频局部化特性和快速算法对残差进行多尺度滤波, 产生一组包含不同频率作动器故障的残差, 并选取适当残差评价函数和阈值进行残差评价. 仿真结果表明, 该方法克服了传统等价空间方法存在的缺陷, 不仅保证了各分解尺度下残差所对应性能指标的最优性, 并能够实现较宽频率范围内作动器故障信号的检测, 有效降低了漏报率. 此外, 故障检测系统的设计与在线实现简单, 具有较高的工程应用价值.

参考文献(References):

- [1] HU B, SEILER P. Pivotal decomposition for reliability analysis of fault tolerant control systems on unmanned aerial vehicles [J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2015, 140(1): 130 – 141.
- [2] QI X, QI J T, THEILLIOL D, et al. A review on fault diagnosis and fault tolerant control methods for single rotor aerial vehicles [J]. *Intelligent & Robotic Systems*, 2014, 73(1): 535 – 555.
- [3] MARZAT J, PIET-LAHANIER H, DAM F, et al. Model based fault diagnosis for aerospace systems: a survey [J]. *Aerospace Engineering*, 2012, 226(G10): 1329 – 1360.
- [4] HANSEN S, BLANKE M. Diagnosis of airspeed measurement faults for unmanned aerial vehicles [J]. *IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems*, 2014, 50(1): 224 – 239.
- [5] MA Jun, NI Shihong, XIE Wujie, et al. Deterministic sampling strong tracking filtering algorithms: fast detection and isolation for aircraft actuator fault [J]. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(3): 734 – 743.
(马俊, 倪世宏, 解武杰, 等. 确定采样型强跟踪滤波飞机舵面故障诊断与隔离 [J]. *控制理论与应用*, 2015, 32(3): 734 – 743.)
- [6] XU J, LUM K Y, LOH A P. A gain-varying UIO approach with adaptive threshold for FDI of nonlinear F16 systems [J]. *Control Theory & Applications*, 2010, 8(3): 317 – 325.

- [7] CEN Z H, NOURA H. Robust fault diagnosis for quadrotor UAVs using adaptive thau observer [J]. *Intelligent & Robotic Systems*, 2014, 73(1): 573 – 588.
- [8] LIANG Y Q, JIA Y M. A nonlinear quaternion-based fault-tolerant SINS/GNSS integrated navigation method for autonomous UAVs [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 40: 191 – 199.
- [9] FRAVOLINI M, RHUDY M, GURAJAN S, et al. Experimental evaluation of two pilot free analytical redundancy techniques for the estimation of the airspeed of an UAV [J]. *SAE International Aerospace*, 2014, 7(1): 109 – 116.
- [10] CHINGIZ H, HALIL E S. Robust adaptive kalman filter for estimation of UAV dynamics in the presence of sensor/actuator faults [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 1(28): 376 – 383.
- [11] ODENDAAL H M, JONES T. Actuator fault detection and isolation: an optimised parity space approach [J]. *Control Engineering Practice*, 2014, 26(1): 222 – 232.
- [12] MAGRABI S M, GIBBENS P W. Decentralised fault detection and diagnosis in navigation systems for unmanned aerial vehicles [C] // *Proceedings of Position Location and Navigation Symposium*. San Diego: IEEE, 2000: 363 – 370.
- [13] XUE Ting, ZHONG Maiying. Wavelet transform and parity space based actuator fault detection for UAV [C] // *The 26th Chinese Process Control Conference*. Nanchang: [s.n.], 2015.
(薛婷, 钟麦英. 基于小波变换与等价空间的无人机作动器故障检测 [C] // 第26届过程控制会议. 南昌: [s.n.], 2015.)
- [14] DING S X. *Model-Based Fault Diagnosis Techniques* [M]. Berlin: Springer Berlin Heidelberg, 2013.
- [15] YE H, WANG G Z, DING S X. A new parity space approach for fault detection based on stationary wavelet transform [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2004, 49(2): 281 – 286.
- [16] XIAO Yelun, JIN Changjiang. *The Principle of Flight in Atmospheric Disturbance* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1993: 73 – 114.
(肖叶伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1993.)
- [17] WEN L Y, TAO G, YANG H. Aircraft flight system models under turbulence conditions [C] // *Proceedings of the 33rd Chinese Control Conference*. Nanjing, China: IEEE, 2014: 8795 – 8800.
- [18] MALLAT S. *A Wavelet Tour of Signal Processing: A Sparse Way* [M]. Burlington, MA: Elsevier Incorporate, 2009.
- [19] RENAUD O, STARCK J L, MURTAGH F. Wavelet based combined signal filtering and prediction [J]. *IEEE Transactions on Systems*, 2005, 35(3): 1241 – 1251.
- [20] YANG G H, WANG H. Fault detection for a class of uncertain state-feedback control system [J]. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2010, 18(1): 201 – 212.

作者简介:

薛婷 (1990-), 女, 硕士研究生, 2016年1月获北京航空航天大学硕士学位. 现在山东科技大学从事合作研究, 主要研究方向为故障诊断, E-mail: xuetbuaa@126.com;

钟麦英 (1965-), 女, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为鲁棒故障诊断与容错控制, E-mail: myzhong@buaa.edu.cn;

李钢 (1983-), 男, 副教授, 主要研究方向为数据驱动的过程监控与故障预测, E-mail: gangli@buaa.edu.cn.