

动态事件触发的无人机非线性系统故障检测

盖文东, 李珊珊, 张桂林, 张 婧[†]

(山东科技大学 电气与自动化工程学院, 山东 青岛 266590)

摘要: 本文在 H_i/H_∞ 优化框架下, 研究基于动态事件触发的无人机非线性系统故障检测问题. 高空、长航时无人机需要通过通信网络与地面站进行数据交互, 以实现故障检测等复杂功能. 为了充分利用有限的通信资源, 采用动态事件触发机制决定是否将测量输入输出数据传送给故障检测模块, 若传输数据不满足触发条件则被丢弃, 因此, 故障检测性能不仅受到干扰和故障影响, 还受到非事件触发时刻数据与实际系统数据误差影响, 即事件触发传输误差影响. 为此, 针对无人机非线性系统, 提出一种新的动态事件触发 H_i/H_∞ 故障检测方法. 该方法可以在动态事件触发条件下, 实现故障检测滤波器残差与事件传输误差完全解耦, 能够避免连续通信和Zeno现象. 在 H_i/H_∞ 优化框架下, 通过Riccati方程递归计算, 得到动态事件触发故障检测滤波器的最优解. 最后, 以无人机非线性姿态控制系统为例, 验证所提方法的有效性和可行性.

关键词: 无人机; 非线性系统; 故障检测; 动态事件触发; H_i/H_∞ 优化

引用格式: 盖文东, 李珊珊, 张桂林, 等. 动态事件触发的无人机非线性系统故障检测. 控制理论与应用, 2022, 39(8): 1569 – 1578

DOI: 10.7641/CTA.2022.11305

Dynamic event-triggered fault detection for unmanned aerial vehicles nonlinear system

GAI Wen-dong, LI Shan-shan, ZHANG Gui-lin, ZHANG Jing[†]

(College of Electrical Engineering and Automation, Shandong University of Science and Technology, Qingdao Shandong 266590, China)

Abstract: This paper deals with the problem of dynamic event-triggered fault detection (FD) for unmanned aerial vehicle (UAV) nonlinear system in the H_i/H_∞ optimization framework. High-altitude and long-endurance UAV need to communicate with ground stations through communication networks to realize complex functions such as FD. In order to utilize limited communication resources, a dynamic event-triggered mechanism is considered to determine whether the measurement input and output should be transmitted to the FD module. As such, the FD performance is affected not only by disturbance and fault, but also the error between the data of nonevent time and current actual system data, which is the so-called event-triggered transmission error. To overcome this, a new dynamic event-triggered H_i/H_∞ optimization FD is presented. The main contribution is the complete decoupling of residuals from event transmission errors in the dynamic event-triggered condition, and the proposed method is able to avoid continuous communication and Zeno phenomenon. In the H_i/H_∞ optimization framework, the optimal solution of dynamic event-triggered fault detection filter is obtained by recursive calculation of Riccati equation. Finally, an nonlinear attitude control system of the UAV is adopted to demonstrate the effectiveness of the proposed method and feasibility of application.

Key words: unmanned aerial vehicles; nonlinear system; fault detection; dynamic event-triggered; H_i/H_∞ optimal

Citation: GAI Wendong, LI Shanshan, ZHANG Guilin, et al. Dynamic event-triggered fault detection for unmanned aerial vehicles nonlinear system. *Control Theory & Applications*, 2022, 39(8): 1569 – 1578

收稿日期: 2021-12-30; 录用日期: 2022-04-28.

[†]通信作者. E-mail: zjing133@sdust.edu.cn; Tel.: +86 18753263968.

本文责任编辑: 龙离军.

国家自然科学基金项目(61873149, 61603220), 山东省重点研发计划项目(2019GGX103049), 青年教师教学拔尖人才培养计划项目(BJRC20190504)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61873149, 61603220), the Shandong Key Research and Development Program (2019GGX103049) and the SDUST Young Teachers Teaching Talent Training Plan under Grant (BJRC20190504).

1 引言

无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)以其独特的优势在军事、运输和无线通信等领域的应用日益广泛^[1]. 随着UAV的广泛应用, 保障UAV飞行控制系统的安全性和可靠性尤为重要, 快速检测故障是保证UAV系统安全、减少经济损失的重要前提^[2]. 对于高空、长航时无人机, 需要通过通信网络与地面站进行数据交互, 以便在地面站计算机中实现故障检测算法, 这是一个典型的网络化控制系统.

UAV飞行控制系统的故障检测(fault detection, FD)已取得丰富的研究成果, 如文献[3-4]. 其中 H_i/H_∞ 优化方法是一种传递函数矩阵范数比型的鲁棒性优化准则函数, 目前许多鲁棒故障检测方法都在该优化准则下设计残差发生器, 使故障检测滤波器在对干扰鲁棒的同时对故障具有敏感^[5]. 文献[6]中, 针对飞机惯性测量单元, 设计非线性干扰观测器来实现故障检测. 文献[7]中, 针对无人机发动机中螺旋桨、轴承等故障, 采用信号预处理、机器学习等方法进行故障检测. 文献[8]中, 针对一类具有参数未知或干扰的非线性系统故障检测问题, 采用神经网络等对非线性系统进行逼近. 本文研究的高空、长航时无人机, 需要通信网络实现地面站与无人机之间的数据传输, 持续的通信势必浪费有限的网络资源.

传统的基于时间驱动的通信方式势必会造成不必要的通信资源浪费, 为减少资源浪费, 事件触发机制引起广泛关注^[9]. 然而, 对于事件驱动的系统, 由于采用非均匀采样模式^[10], 使故障检测变得更加困难. 文献[11]中, 针对一类非线性离散多输入多输出系统, 在事件触发机制的基础上设计最优控制器. 文献[12]中, 针对时滞半Markov跳变神经网络系统, 设计事件触发的故障诊断方法, 将故障检测问题转化成 H_∞ 滤波问题. 文献[13]中, 针对离散化网络控制系统, 综合考虑事件触发条件、数据丢包和时变时滞, 将故障检测滤波器设计转化为 H_∞ 滤波问题. 文献[14]中, 针对事件触发的线性变参数离散时间动态系统, 提出一种混合 $H-H_\infty$ 形式减小干扰和控制输入对残差的影响, 并增强故障的灵敏度.

事件触发的故障检测过程中, 非触发时刻数据与实际系统数据存在误差, 即事件传输误差, 势必对故障检测性能造成影响. 文献[15]中, 综合考虑未知扰动、故障和事件触发传输误差的影响, 设计一种最优事件触发故障检测折中方法. 文献[16]中, 针对线性离散系统, 设计事件触发故障检测滤波器, 并将其转化为 H_i/H_∞ 优化问题, 实现故障检测滤波器残差与事件传输误差的解耦, 但并未考虑如何消除Zeno现象.

上述文献中考虑的事件触发机制为固定阈值的静

态事件触发机制, 为进一步减少网络控制系统中的通信负担, 动态事件触发机制引起广泛的关注和讨论^[17]. 文献[18]中, 针对带有量测噪声和未知干扰的离散系统, 设计一种动态事件触发机制和最优事件触发 H_∞ 故障检测滤波器, 进行事件触发故障检测滤波器的同步设计. 文献[19]中, 针对非线性切换系统, 设计一种动态事件触发机制来节约计算机和通信资源. 但这些方法均未考虑事件传输误差的影响.

可见, 针对UAV非线性姿态系统, 在动态事件触发机制下, 如何避免事件触发传输误差对故障滤波器残差信号的影响, 以及消除Zeno现象等相关研究较少. 本文提出一种结合动态事件触发机制的无人机非线性系统 H_i/H_∞ 故障检测方法. 主要贡献如下:

- 1) 提出一种基于动态事件触发的故障检测方法, 该方法可以实现残差与动态事件触发传输误差的完全解耦, 并有效地消除Zeno现象;
- 2) 将动态事件触发故障方法转化为 H_i/H_∞ 优化问题, 利用Riccati方程计算最优解;
- 3) 针对四类执行机构故障, 该方法可实现网络化环境下, 无人机非线性姿态控制系统故障检测.

2 UAV非线性系统模型及问题描述

2.1 UAV系统故障模型

考虑一类固定翼UAV, 其非线性姿态系统模型如下所示:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{1}{I_x I_y - I_{xy}^2} [(I_y^2 + I_{xy}^2 - I_y I_z) \omega_y \omega_z - I_{xy} (I_x + I_y - I_z) \omega_z \omega_x + I_y M_x + I_{xy} M_y], \\ \dot{\omega}_y = \frac{1}{I_x I_y - I_{xy}^2} [(I_x I_z - I_{xy}^2 - I_x^2) \omega_x \omega_z - I_{xy} (I_z - I_x - I_y) \omega_y \omega_z + I_x M_y + I_{xy} M_x], \\ \dot{\omega}_z = \frac{1}{I_z} [M_z - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2)], \\ \begin{cases} M_x = m_x \rho V^2 S L / 2, \\ M_y = m_y \rho V^2 S L / 2, \\ M_z = m_z \rho V^2 S b_A / 2, \end{cases} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为UAV在机体坐标系中滚转角速度、偏航角速度和俯仰角速度; M_x, M_y, M_z 为沿机体轴的气动力矩; I_x, I_y, I_z 分别为UAV的滚转转动惯量、偏航转动惯量和俯仰转动惯量, I_{xy} 为惯性积; ρ 为空气密度, S 为机翼参考面积, V 为飞行速度, L 为翼展, b_A 为机翼平均气动弦, m_x 为滚转力矩系数, m_y 为偏航力矩系数, m_z 为俯仰力矩系数. m_x, m_y, m_z 为式(3)所示非线性函数.

$$\begin{cases} m_x = C_{m_x}(\beta, \omega_x, w_{xg}, V, \omega_y, w_{yg}, \delta_x, \delta_y), \\ m_y = C_{m_y}(\beta, \omega_x, w_{xg}, V, \omega_y, w_{yg}, \delta_x, \delta_y), \\ m_z = C_{m_z}(\alpha, \delta_z, \omega_z, w_{zg}, b_A, V), \end{cases} \quad (3)$$

式中: $C_{m_x}(\cdot), C_{m_y}(\cdot), C_{m_z}(\cdot)$ 为非线性函数, α 为迎角, β 为侧滑角, $\omega_{xg}, \omega_{yg}, \omega_{zg}$ 为风干扰沿机体轴的梯度.

选取状态变量、测量输出、控制输入分别为

$$x = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T, y = [\gamma \ \psi \ \theta]^T, u = [\delta_x \ \delta_y \ \delta_z]^T,$$

式中: γ, ψ, θ 分别为飞机的滚转角、偏航角和俯仰角, $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 分别为副翼偏转角、方向舵偏转角和升降舵偏转角.

典型的 UAV 执行机构故障包括舵面卡死、控制效力损失和偏差故障. UAV 执行机构故障由式(4)描述为

$$u_f = l_1 u + l_2, \quad (4)$$

式中: u 为控制输入, u_f 为实际输入, l_1 为对角矩阵.

$l_1 = I$ 表示没有乘性故障发生, 若 $l_1 \neq I$ 且对应的对角线元素在 $(0, 1)$ 区间, 则表示对应舵面发生控制效力损失故障, 为乘性故障. l_2 表示舵面偏差故障, 为加性故障. 对 UAV 非线性模型(1)进行欧拉离散化. 考虑执行机构故障的 UAV 非线性姿态离散系统模型为

$$\begin{cases} x(k+1) = f(x(k)) + g_u(x(k))u_f(k) + g_d(x(k))d(k), \\ y(k) = Cx(k) + D_d(k)d(k), \\ x(0) = x_0, \end{cases} \quad (5)$$

式中: $d(k) = [w_{xg} \ w_{yg} \ w_{zg}]$, f, g_u, g_d 为非线性函数, C 和 D_d 为相应维数的矩阵.

2.2 动态事件触发机制

动态事件触发的无人机故障检测系统结构如图1所示. 动态事件触发器决定是否将采样的控制输入和测量输出传输到地面站, 并保存最近传输数据包. 地面站使用这些数据完成故障检测.

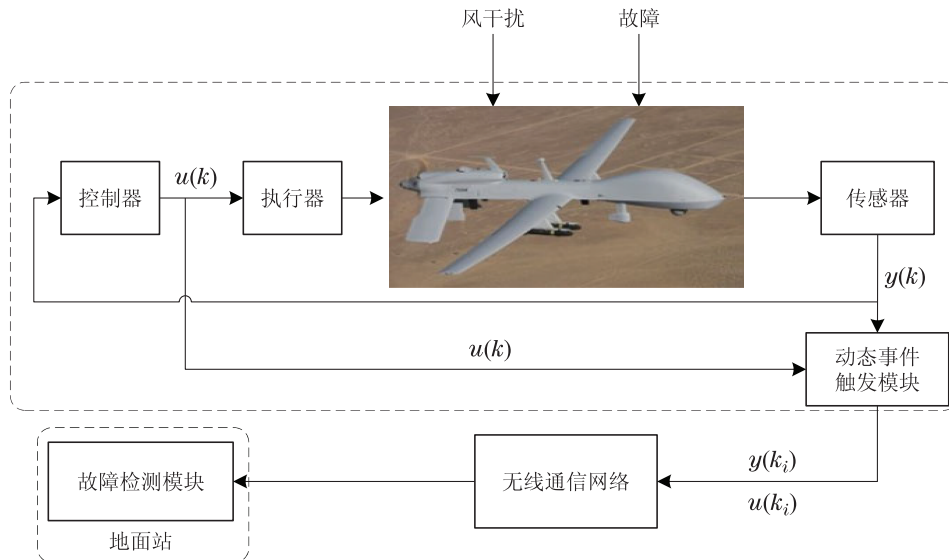


图 1 动态事件触发的无人机故障检测系统结构

Fig. 1 Structure of dynamic event-triggered UAV FD

考虑动态事件触发条件以确定是否将测量输出 $y(k)$ 传输到故障检测模块. 在设计的动态事件触发机制中, 下一个触发时刻 k_{i+1} 由式(6)确定.

$$\begin{cases} k_{i+1} = \inf\{k \in \mathbb{R} \mid \|\Omega[y(k) - y(k_i)]\| > \sigma \|\Omega y(k)\| + \theta \eta(k)\}, \\ k_0 = 0, \end{cases} \quad (6)$$

式中: k_i 为最近事件触发时刻, $\Omega \in \mathbb{R}^{q \times q}$ 为动态事件触发权重矩阵, $\sigma > 0$ 为事件触发器阈值, $\theta \in \mathbb{R}_0^+$ 为待设计参数, $y(k_i)$ 为最近传输测量输出, $y(k)$ 为当前采样数据. 若式(6)成立, $y(k)$ 记为 $y(k_{i+1})$, 并传送给故障检测模块. 若不等式(6)右侧不考虑动态变量 $\eta(k)$, 则动态事件触发机制简化为固定阈值的静态事件触

发机制.

$\eta(k)$ 为正定的内部动态变量, 满足以下微分方程:

$$\begin{cases} \eta(k+1) = \varphi(\eta(k)) + \|\Omega[y(k) - y(k_i)]\| - \sigma \|\Omega y(k)\|, \\ \eta(0) = \eta_0, \end{cases} \quad (7)$$

式中: φ 为局部 Lipchitz 连续 κ_∞ 函数, $\eta_0 \in \mathbb{R}$ 为待设计参数. 故障检测模块的输入数据通过动态事件触发条件式(6)更新. 由于动态事件触发下会丢失部分数据, 致使故障检测模块在非触发时刻数据与实际数据存在差异, 将该数据差异定义为事件传输误差 $e_y(k)$,

$$e_y(k) = y(k) - y(k_i), \quad \forall k \in [k_i, k_{i+1}). \quad (8)$$

由于动态事件触发故障检测滤波器的构建需要系

统控制输入的相关信息,故将无人机姿态控制系统的控制输入 $u(k)$ 与测量输出 $y(k)$ 通过动态事件触发模块打包传输到地面站故障检测模块.本文提出的动态事件触发故障检测方法,是利用可获得的 $u(k_i)$ 和 $y(k_i)$ 构建残差发生器和残差评估函数,消除事件触发传输误差对残差信号的影响,并消除Zeno现象.

3 动态事件触发的 H_i/H_∞ 优化故障检测方法设计

将无人机非线性姿态系统模型式(5)在 $x(k)=\hat{x}(k)$ 处进行泰勒级数展开,并略去其高阶项

$$\begin{cases} f(x(k)) \cong f(\hat{x}(k)) + \frac{\partial f(x)}{\partial x} \Big|_{x=\hat{x}(k)} (x(k) - \hat{x}(k)), \\ g_u(x(k)) \cong g_u(\hat{x}(k)), \\ g_d(x(k)) \cong g_d(\hat{x}(k)). \end{cases} \quad (9)$$

定义

$$\begin{cases} F(k) = \frac{\partial f(x)}{\partial x} \Big|_{x=\hat{x}(k)}, \\ G_u(k) = g_u(\hat{x}(k)), \\ G_d(k)d(k) = g_d(\hat{x}(k)), \\ w(k) = f(\hat{x}(k)) - F(k)\hat{x}(k), \end{cases} \quad (10)$$

则式(5)可写为

$$\begin{cases} x(k+1) = F(k)x(k) + w(k) + G_u(k)u_f(k) + G_d(k)d(k), \\ y(k) = Cx(k) + D_d(k)d(k), \\ x(0) = x_0. \end{cases} \quad (11)$$

利用泰勒级数展开、忽略高阶项的处理方法,将无人机非线性模型式(5)转化为线性模型式(11),会带来模型误差,影响故障检测性能.这里将其影响归纳为系统干扰.由UAV线性姿态系统模型式(11)可知,在事件触发时刻 k_{i+1} 的系统状态可以表示为

$$\begin{aligned} x(k_{i+1}) &= \prod_{j=k_i}^{k_{i+1}-1} F(j)x(k_i) + \\ &\sum_{j=k_i}^{k_{i+1}-1} \left(\prod_{l=j+1}^{k_{i+1}-1} F(l) \right) w(j) + \\ &\sum_{j=k_i}^{k_{i+1}-1} \left(\prod_{l=j+1}^{k_{i+1}-1} F(l) \right) G_u(j)u_f(j) + \\ &\sum_{j=k_i}^{k_{i+1}-1} \left(\prod_{l=j+1}^{k_{i+1}-1} F(l) \right) G_d(j)d(j). \end{aligned} \quad (12)$$

设

$$\begin{aligned} \underline{F}(k_i) &= \prod_{j=k_i}^{k_{i+1}-1} F(j), \\ \underline{G}_v(k_i) &= \left[\prod_{j=k_i}^{k_{i+1}-1} F(j)G_v(k_i) \quad \prod_{j=k_i+1}^{k_{i+1}-1} F(j)G_v(k_i+1) \right. \\ &\quad \left. \cdots G_v(k_{i+1}-1) \right], \end{aligned}$$

$$\underline{F}_w(k_i) = \left[\prod_{j=k_i}^{k_{i+1}-1} F(j) \quad \prod_{j=k_i+1}^{k_{i+1}-1} F(j) \cdots 1 \right],$$

$$\underline{v}(k_i) = [v^T(k_i)^T(k_i+1) \cdots v^T(k_{i+1}-1)]^T.$$

式中 v 代表 w , u_f 和 d . 则式(12)整理为

$$\begin{cases} x(k_{i+1}) = \underline{F}(k_i)x(k_i) + \underline{F}_w(k_i)\underline{w}(k_i) + \underline{G}_u(k_i)\underline{u}_f(k_i) + \underline{G}_d(k_i)\underline{d}(k_i), \\ y(k_i) = Cx(k_i) + \underline{D}_d(k_i)\underline{d}(k_i), \\ x(k_0) = x_0, \end{cases} \quad (13)$$

式中 $\underline{D}_d(k) = [D_d \ 0 \ \cdots \ 0]^T$.

设计如下动态事件触发残差发生器. 仿照式(13)可得事件触发时刻 k_{i+1} 的系统状态估计如下:

$$\begin{cases} \hat{x}(k_{i+1}) = \underline{F}(k_i)\hat{x}(k_i) + \underline{F}_w(k_i)\underline{w}(k_i) + \underline{G}_u(k_i)\underline{u}(k_i) + L(k_i)\tilde{y}(k_i), \\ \hat{y}(k_i) = C\hat{x}(k_i), \\ \tilde{y}(k_i) = y(k_i) - \hat{y}(k_i), \\ r(k_i) = W(k_i)\tilde{y}(k_i), \\ \hat{x}(k_0) = 0, \end{cases} \quad (14)$$

式中: $\underline{u}(k_i) = [u^T(k_i) \ u^T(k_i) \ \cdots \ u^T(k_i)]^T$, $\hat{x}(k_i) \in \mathbb{R}^n$ 为状态 $x(k_i)$ 的估计向量, $\hat{y}(k_i) \in \mathbb{R}^q$ 为输出 $y(k_i)$ 的估计向量, $r(k_i)$ 为生成的残差信号, $L(k_i) \in \mathbb{R}^{n \times q}$ 为观测器增益矩阵, $W(k_i) \in \mathbb{R}^{q \times q}$ 为后置滤波器加权矩阵. 动态事件触发的 $y(k_i)$ 驱动残差发生器工作. 定义估计误差向量 $e(k) = x(k) - \hat{x}(k)$, 式(13)减去式(14)得到状态估计误差方程如下:

$$\begin{cases} e(k_{i+1}) = \underline{F}_{LC}(k_i)e(k) + \underline{G}_u(k_i)\tilde{u}_f(k_i) + \underline{G}_d(k_i)\underline{d}(k_i), \\ \tilde{y}(k_i) = Ce(k_i), \\ r(k_i) = W(k_i)\tilde{y}(k_i), \\ e(k_0) = x_0, \end{cases} \quad (15)$$

式中:

$$\begin{aligned} \tilde{u}_f(k_i) &= \underline{u}_f(k_i) - \underline{u}(k_i), \\ \underline{F}_{LC}(k_i) &= \underline{F}(k_i) - L(k_i)C. \end{aligned}$$

可见, 式(15)所示的故障检测滤波器实现了残差 $r(k_i)$ 与动态事件触发传输误差 $e_y(k)$ 的完全解耦.

动态事件触发故障检测的关键是合适的 $L(k_i)$ 和 $W(k_i)$ 矩阵, 使残差 $r(k_i)$ 对扰动鲁棒同时对故障敏感.

为评估式(14)中残差对扰动的鲁棒性, 定义 $d(k)$ 对 $r(k_i)$ 可能的最差影响. 在无故障假设下, 对于给定的正整数 M , 定义鲁棒性能指标 $\|\zeta_{rd}\|_{2,M}^2$, 即

$$\|\zeta_{rd}\|_{2,M}^2 = \sup_{u_f=u} \frac{\sum_{k_i=0}^{k_M} \|r(k_i)\|^2}{\|x_0\|^2 + \sum_{k_i=0}^{k_M} \|d(k_i)\|^2}.$$

同样的, 为评估式(14)中残差对故障的灵敏性, 分别定义故障对 $r(k_i)$ 可能的最坏情况和最好情况. 假设 $x_0 = 0$ 和 $d = 0$, 定义最坏和最好情况的敏感性指标 $\|\zeta_{rf}\|_{2,M}$ 和 $\|\zeta_{rf}\|_{-M}$, 即

$$\|\zeta_{rf}\|_{2,M}^2 = \sup_{x_0, d=0} \frac{\sum_{k_i=0}^{k_M} \|r(k_i)\|^2}{\sum_{k_i=0}^{k_M} \|u_f(k_i) - u(k_i)\|^2},$$

$$\|\zeta_{rf}\|_{-M}^2 = \inf_{x_0, d=0} \frac{\sum_{k_i=0}^{k_M} \|r(k_i)\|^2}{\sum_{k_i=0}^{k_M} \|u_f(k_i) - u(k_i)\|^2}.$$

为实现鲁棒性指标和灵敏性指标之间折中设计, 分别设计最坏情况和最好情况灵敏性/鲁棒性比率, 由式(14)得到的残差需满足以下两个目标函数:

$$\max_{L(k_i), W(k_i)} \frac{\|\zeta_{rf}\|_{2,M}}{\|\zeta_{rd}\|_{2,M}} \text{ 受式(14)约束}, \quad (16)$$

$$\max_{L(k_i), W(k_i)} \frac{\|\zeta_{rf}\|_{-M}}{\|\zeta_{rd}\|_{2,M}} \text{ 受式(14)约束}. \quad (17)$$

满足式(16)的残差发生器(14)称为动态事件触发 H_∞/H_∞ 故障检测滤波器, 满足式(17)的残差发生器(14)称为 $H-/H_\infty$ 动态事件触发故障检测滤波器.

3.1 动态事件触发 H_i/H_∞ 故障检测滤波器设计

无故障假设下, 令

$$J(x_0, \underline{d}_M)_{u_f=u} = x_0 x_0^T + \underline{d}_M \underline{d}_M^T.$$

定义

$$\begin{cases} \varphi(j, k_i) = \underline{F}_{LC}(k_i - 1)\underline{F}_{LC}(k_i - 2) \cdots \underline{F}_{LC}(j), \\ \varphi(j, j) = I. \end{cases}$$

式中: $j = 0, 1, \dots, k_i - 1, k_i = 0, 1, \dots, M$, 从式(15)可以推出

$$\tilde{y}_M = \Phi x_0 + \Gamma_d \underline{d}_M, \quad (18)$$

式中:

$$\tilde{y}_M = \begin{bmatrix} \tilde{y}(0) \\ \tilde{y}(1) \\ \vdots \\ \tilde{y}(M) \end{bmatrix}, \tilde{u}_{fM} = \begin{bmatrix} \tilde{u}_f(0) \\ \tilde{u}_f(1) \\ \vdots \\ \tilde{u}_f(M) \end{bmatrix}, \underline{d}_M = \begin{bmatrix} \underline{d}(0) \\ \underline{d}(1) \\ \vdots \\ \underline{d}(M) \end{bmatrix},$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} C(0) \\ C(1)\varphi(1) \\ \vdots \\ C(M)\varphi(M) \end{bmatrix}, \Gamma_d = [\Gamma_d(j, k_i)]_{(M+1) \times (M+1)}.$$

由文献[5]可知, 受式(18)约束的 $J(x_0, \underline{d}_M)_{u_f=u}$ 的最小值等价于 x_0, \underline{d}_M 在子空间 $l\{y(i)\}_{i=0}^M$ 上的正交投

影, 故考虑以下的 Krein 空间系统:

$$\begin{cases} z(i+1) = \underline{F}_{LC}(k_i)z(i) + \underline{G}_u(k_i)u_v(i) + \underline{G}_d(k_i)v(i), \\ \tilde{y}_z(i) = C(k_i)z(i), \\ r_z(i) = W(k_i)\tilde{y}_z(i), \\ z(0) = x_0, \end{cases} \quad (19)$$

式中: $z(i) = e(k_i), r_z(i) = r(k_i), \tilde{y}_z(i) = \tilde{y}(k_i), u_v(i) = \tilde{u}_f(k_i), v(i) = \underline{d}(k_i)$.

定义

$$\xi_d^2 = \sup_{u_f=u} \frac{\sum_{k_i=k_0}^{k_M} \|r(k_i)\|^2}{\|x_0\|^2 + \sum_{k_i=k_0}^{k_M} \|(k_i)\|^2} = \sup_{u_f=u} \frac{\sum_{i=0}^M \|r_z(i)\|^2}{\|x_0\|^2 + \sum_{i=0}^M \|v(i)\|^2},$$

$$\xi_f^2 = \sup_{x_0, v=0} \frac{\sum_{k_i=k_0}^{k_M} \|r(k_i)\|^2}{\sum_{k_i=k_0}^{k_M} \|f(k_i)\|^2} = \sup_{x_0, v=0} \frac{\sum_{i=0}^M \|r_z(i)\|^2}{\sum_{i=0}^M \|u_v(i)\|^2},$$

$$\xi_{f-}^2 = \inf_{x_0, v=0} \frac{\sum_{k_i=k_0}^{k_M} \|r(k_i)\|^2}{\sum_{k_i=k_0}^{k_M} \|f(k_i)\|^2} = \inf_{x_0, v=0} \frac{\sum_{i=0}^M \|r_z(i)\|^2}{\sum_{i=0}^M \|u_v(i)\|^2}.$$

因此, 优化问题式(16)–(17)等价于

$$\max_{L, W} \frac{\xi_f^2}{\xi_d^2} \text{ 受式(18)约束}, \quad (20)$$

$$\max_{L, W} \frac{\xi_{f-}^2}{\xi_d^2} \text{ 受式(18)约束}. \quad (21)$$

根据文献[16], 设计如下 $L(k_i)$ 和 $W(k_i)$, 可解决优化问题式(20)–(21).

$$L(k_i) = \langle z(k_{i+1}), \tilde{y}_z(k_i) \rangle R_{\tilde{y}_z}^{-1}(k_i) = (\underline{F}(k_i)P_z(k_i)C^T(k_i) + \underline{G}_d(k_i)\underline{D}_d^T)R_{\tilde{y}_z}^{-1}(k_i), \quad (22)$$

$$R_{\tilde{y}_z}(k_i) = CP_z(k_i)C^T + \underline{D}_d\underline{D}_d^T > 0, \quad (23)$$

式中 $P_z(k_i) > 0$. 由式(24)的 Riccati 方程递归计算得到

$$\begin{cases} P_z(k_{i+1}) = \underline{F}(k_i)P_z(k_i)\underline{F}^T(k_i) - L(k_i)R_{\tilde{y}_z}(k_i)L^T(k_i) + \underline{G}_d(k_i)\underline{G}_d^T(k_i), \\ P_z(k_0) = I. \end{cases} \quad (24)$$

定义 $R_{\tilde{y}_z, M}$ 代表 \tilde{y}_z 的 Gramian 向量, $R_{\tilde{y}_z, M, x_0}$ 代表 \tilde{y}_z, x_0 和 \underline{d}_M 的交叉 Gramian 向量.

$$R_{\tilde{y}_z, M} = \text{diag}\{R_{\tilde{y}_z}(0), R_{\tilde{y}_z}(1), \dots, R_{\tilde{y}_z}(M)\} = \Phi\Phi^T + \Gamma_d\Gamma_d^T,$$

$$R_{\tilde{y}_z, M, x_0} = \Phi = R_{\tilde{y}_z, M, x_0}^T.$$

容易得到, $\Phi \neq 0$ 且 Γ_d 是满秩的, 所以 $R_{\tilde{y}_z, M} > 0, I - \Phi^T(\Phi\Phi^T + \Gamma_d\Gamma_d^T)\Phi > 0$. 类似式(18)可得

$$\tilde{y}_{z, M} = \Phi x_0 + \Gamma_d \underline{d}_M. \tag{25}$$

由文献[5]可知, 受式(25)约束的 $J(x_0, \underline{d}_M)_{u_f=u}$ 等价于 x_0, \underline{d}_M 在子空间 $l\{y(i)\}_{i=0}^M$ 上的正交投影. 当 $R_{\tilde{y}_z, M} > 0$ 时, 正交投影 \vec{x}_0, \vec{d}_M 存在且唯一, 则

$$J(\vec{x}_0, \vec{d}_M)_{u_f=u} = \tilde{y}_M^T R_{\tilde{y}_z, M}^{-1} \tilde{y}_M = \sum_{k_i=k_0}^{k_M} \tilde{y}^T(k_i) R_{\tilde{y}_z}^{-1}(k_i) \tilde{y}(k_i).$$

考虑式(20)–(24),

$$W(k_i) = R_{\tilde{y}_z}^{-1/2}(k_i),$$

$$J(\vec{x}_0, \vec{d}_M)_{u_f=u} = J_N.$$

基于式(12)以及 $F(k_i), G_d(k_i)$ 的定义, 并令 $P_z(k_i) = P(k_i)$ 可得

$$F(k_i) = \prod_{j=k_i}^{k_{i+1}} F(j), \tag{26}$$

$$G_d(k_i) D_d = G_d(k_i) D_d, \tag{27}$$

$$D_d D_d^T = D_d D_d^T, \tag{28}$$

$$F(k_i) P_z(k_i) F^T(k_i) = \left(\prod_{j=k_i}^{k_{i+1}} F(j) \right) P(k_i) \left(\prod_{j=k_i}^{k_{i+1}} F(j) \right)^T, \tag{29}$$

$$G_d(k_i) G_d^T(k_i) = \sum_{j=k_i}^{k_{i+1}-1} \left(\prod_{k_i}^j F(j) \right) G_d(k_i) G_d^T(k_i) \left(\prod_{k_i}^j F(j) \right)^T. \tag{30}$$

将式(26)–(30)代入式(22)–(24), 得出

$$L(k_i) = \left(\prod_{j=k_i}^{k_{i+1}} F(j) \right) P(k_i) C^T(k_i) + \prod_{j=k_i}^{k_{i+1}} F(j) G_d(k_i) D_d R_{\tilde{y}_z}^{-1}(k_i), \tag{31}$$

$$R_{\tilde{y}_z}(k_i) = CP(k_i)C^T + D_d D_d^T, \tag{32}$$

$$\begin{cases} P(k_{i+1}) = \prod_{j=k_i}^{k_{i+1}} F(j) P(k_i) \left(\prod_{j=k_i}^{k_{i+1}} F(j) \right)^T - \\ L(k_i) R_{\tilde{y}_z}(k_i) L^T(k_i) + \\ \sum_{j=k_i}^{k_{i+1}-1} \left(\prod_{k_i}^j F(j) \right) G_d(k_i) G_d^T(k_i) \left(\prod_{k_i}^j F(j) \right)^T, \\ P(k_0) = I, \end{cases} \tag{33}$$

$$W(k_i) = R_{\tilde{y}_z}^{-1/2}(k_i). \tag{34}$$

3.2 残差评价方法

残差评价是对动态事件触发残差发生器式(14)生

成残差进行数据处理与故障检测的重要环节. 定义

$$J_N(r(k_i)) = \begin{cases} \frac{1}{k_i} \sum_{k_0}^{k_i} \|r(k_i)\|, & k_i < N, \\ \frac{1}{N} \sum_{k_i-N}^{k_i} \|r(k_i)\|, & k_i \geq N. \end{cases} \tag{35}$$

式中: k_i 为当前事件触发时刻, N 为移动时间窗口. $J_N(r(k_i))$ 的计算需要 $k_i - N$ 到 k_i 时刻的数据, N 越大, $J_N(r(k_i))$ 越平滑, 但同时也越滞后, 对故障的灵敏性越低, 导致故障漏报. N 越小, $J_N(r(k_i))$ 越陡峭, 实时性更好, 对故障的灵敏性也更高, 但同时可能发生故障误报, 将干扰视为故障. 在故障检测中, 误报率和漏报率难以同时保证, 为了减少漏报率, 误报率必须做出一定的让步. 因此, 定义以下的阈值确定方法:

$$J_N^i = \sup_{u_f=u} \sum_{k_0}^{k_M} \|r(k_i)\|, \tag{36}$$

式中 $i = 1, 2, \dots, M$. M 为动态事件触发条件式(6)的触发次数. $E(J_N^i)$ 的均值和均方差分别计算为

$$E(J_N^i) = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M J_N^i, \\ \sigma(J_N^i) = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (J_N^i - E(J_N^i)).$$

可以将阈值选择为

$$J_{th} = E(J_N^i) + 2(\sigma(J_N^i)). \tag{37}$$

根据式(35)(37), 残差评价方法表述为

$$\begin{cases} J_N(r(k_i)) \leq J_{th}, & \text{正常,} \\ J_N(r(k_i)) > J_{th}, & \text{故障.} \end{cases} \tag{38}$$

3.3 Zeno现象的消除

Zeno现象是指在有限的时间间隔内存在无限数量的事件. 对于所设计的动态事件触发故障检测方法, Zeno现象可能会导致故障检测模块的测量输入出现误差. 因此, 本节考虑如何消除Zeno现象.

定义 1 如果触发时间 $k_{i+1} - k_i > 1$, 则动态事件触发系统中不存在Zeno现象, 即最小的事件触发间隔大于离散系统的采样周期^[20].

定理 1 如果存在适当的参数, 使 $\varepsilon = \frac{\theta\eta(k_{i+1})}{\mu} > 1$ 成立, 则本文提出的动态事件触发故障检测方法可以消除Zeno现象.

证 首先, 因为系统本身是离散系统, 所以Zeno现象的消除主要是证明

$$k_{i+1} - k_i > 1, \forall i = 0, 1, 2, \dots.$$

由式(8)可知, 动态事件触发传输误差 $e_y(k)$ 大小取决于 $y(k_i)$, 因此, 不能将 $e_y(k)$ 视为有界扰动. 定义

$$\phi(k) = \frac{y(k) - y(k_i)}{\theta\eta(k)}. \tag{39}$$

由式(6)可知, 对于 $\forall k \in [k_i, k_{i+1})$,

$$\|\Omega[y(k) - y(k_i)]\| \leq \sigma \|\Omega y(k)\| + \theta \eta(k).$$

又因为 $\sigma > 0$, 所以, 从式(6)(39)可得 $\|\Omega \phi(k)\| < 1$, $\forall k \in [k_i, k_{i+1})$, 所以 $\phi(k)$ 是有界的.

其次, 根据 $\phi(k)$, $y(k) - y(k_i)$ 的定义, 则有

$$y(k) - y(k_i) = \phi(k)\theta\eta(k). \quad (40)$$

定义

$$e_y(k + \Delta k) = y(k + \Delta k) - y(k_i),$$

$e_y(k) = y(k) - y(k_i)$, Δk 为微小增量, 且 $k \in [k_i, k_{i+1})$, $k + \Delta k \in [k_i, k_{i+1})$. 则

$$\begin{aligned} \Delta e_y(k) &= e_y(k + \Delta k) - e_y(k) = \\ &= y(k + \Delta k) - y(k). \end{aligned}$$

同样的, 由式(40),

$$y(k + \Delta k) - y(k) = \phi(k + \Delta k)\theta\eta(k + \Delta k) - \phi(k)\theta\eta(k)$$

是有界的. 所以对于任意 $k \in [k_i, k_{i+1})$, $\Delta e_y(k)$ 有界. 存在一个常数 $\mu > 0$, 使

$$\|\Delta e_y(k)\| \leq \mu. \quad (41)$$

另一方面, 存在 $i \in \{0, 1, \dots, n\}$, 使

$$e_y(k_i) = 0, \lim_{k \rightarrow k_{i+1}} e_y(k) \geq \theta\eta(k_{i+1}). \quad (42)$$

最后, 定义 $\varepsilon = \frac{\theta\eta(k_{i+1})}{\mu} > 1$, 结合式(41)–(42), 则有 $k_{i+1} - k_i > 1$. 证毕.

基于以上分析, 本文提出的动态事件触发故障检测方法可归结为以下算法1.

步骤 1 设置移动时间窗口 N 和残差评价阈值 J_{th} . 阈值根据式(36)–(37) 计算得出. 由式(32)(34) (14)计算 $W(k_0)$, $r(k_0)$.

步骤 2 当式(6)成立时, 测量输出 $y(k_i)$ 将传输到故障检测模块, 计算动态事件触发间隔. 式(31)–(34)计算 $L(k_i)$, $P(k_i)$ 和 $W(k_i)$.

步骤 3 根据步骤2计算出 $L(k_i)$, $P(k_i)$ 和 $W(k_i)$, 构建 k_i 时刻动态事件触发残差发生器, 由式(14)计算残差信号 $r(k_i)$, 式(35)给出残差评价函数 $J_N(r(k_i))$, 再由式(38)进行故障检测.

步骤 4 当再次满足动态事件触发条件式(6)时转到步骤2并记 $i = i + 1$.

4 仿真实验

在MATLAB仿真环境下, 以某固定翼UAV非线性

姿态控制系统为例验证方法的有效性, 带有舵面故障的UAV非线性姿态控制模型如式(5)所示, 其参数为

$$f(x) = \begin{bmatrix} 0.1093\omega_x\omega_z + 0.9848\omega_y\omega_z - \\ 0.000005\rho V\omega_x + 10.7355\omega_y/V \\ -0.02176\omega_x\omega_z - 0.1093\omega_y\omega_z + \\ 0.0014\rho V\omega_x + 9.5350\omega_y/V \\ -0.1104\omega_x^2 - 0.9723\omega_x\omega_y + \\ 0.1104\omega_y^2 + 0.0508\rho V\omega_z \end{bmatrix},$$

$$g_u(x) = \begin{bmatrix} c_1\rho V^2 & c_1\rho V^2 & 0 \\ c_2\rho V^2 & c_3\rho V^2 & 0 \\ 0 & 0 & c_4\rho V^2 \end{bmatrix},$$

$$g_d(x) = \begin{bmatrix} \frac{19.1105}{V} & \frac{10.5335}{V} & 0 \\ \frac{20.005 - 0.00004\rho V^2}{V} & \frac{10.7350}{V} & 0 \\ 0 & 0 & 0.0207\rho V \end{bmatrix},$$

$$C = \text{diag}\{57.2958, 57.2958, 57.2958\},$$

$$D = \text{diag}\{57.2958, 57.2958, -57.2958\},$$

$$c_1 = -2.5 \times 10^{-6}, c_2 = 1.5 \times 10^{-6},$$

$$c_3 = 2.6 \times 10^{-8}, c_4 = -1.928 \times 10^{-5}.$$

考虑存在常值风干扰, 由式(43)给出

$$d(k) = [0 \ 0 \ 0.1]^T, k \geq 20. \quad (43)$$

动态事件触发条件式(6)的相关参数设置为: $\Omega = I$, $\sigma = 0.001$, $\theta = 0.6$, $\eta_0 = -0.4$, $\varphi = 1$. 仿真时间步长为90, 采样周期 $T = 0.5$ s, 移动时间窗口 $N = 20$, 阈值 $J_{th} = 17.0408$.

分别采用静态事件触发故障检测方法^[16]和本文提出的动态事件触发故障检测方法(算法1)进行以下4种类型的故障检测, 其中静态事件触发条件的相关参数与动态事件触发条件式(6)的参数保持一致.

1) 升降舵控制效力损失故障(故障1).

考虑UAV升降舵在 $k = 60$ 时发生10%控制效力损失的乘性故障情况, 结合式(4)的定义, 即

$$l_1(k) = \begin{cases} I, & k < 60, \\ \text{diag}\{1, 1, 0.9\}, & k \geq 60. \end{cases} \quad (44)$$

动态事件触发间隔与静态事件触发间隔如图2所示, 相较于等周期采样, 动态事件触发机制可有效地减少约42.2%数据传输. 相较于固定触发阈值的静态事件触发机制, 动态事件触发机制也可减少约14.8%的数据传输. 残差评价函数如图3所示, 该检测方法在 $k = 62$ 时有效检测故障.

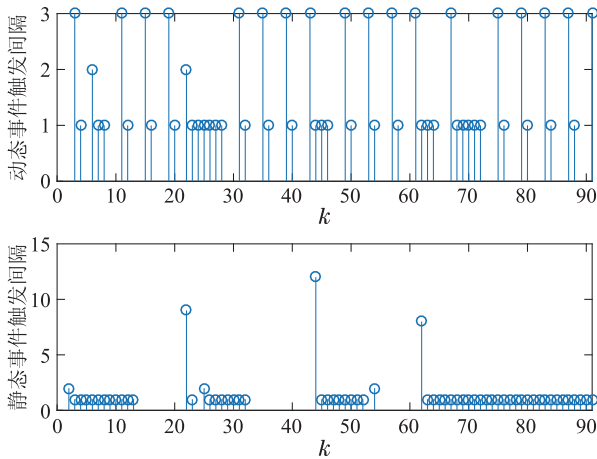


图2 故障1下动态事件与静态事件触发间隔图

Fig. 2 Dynamic event and static event interval of Fault 1

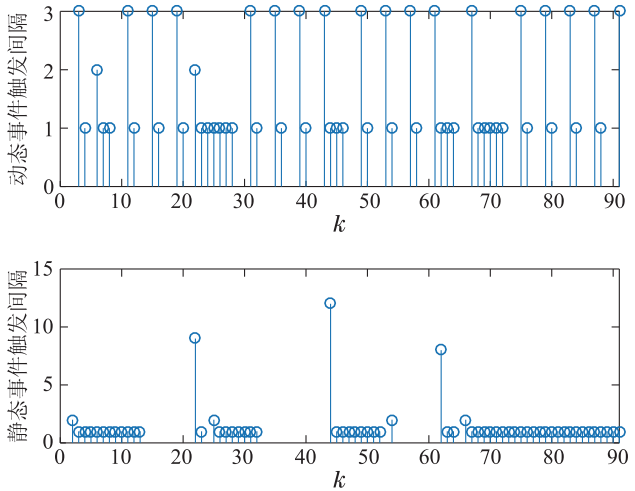


图4 故障2下动态事件与静态事件触发间隔图

Fig. 4 Dynamic event and static event interval of Fault 2

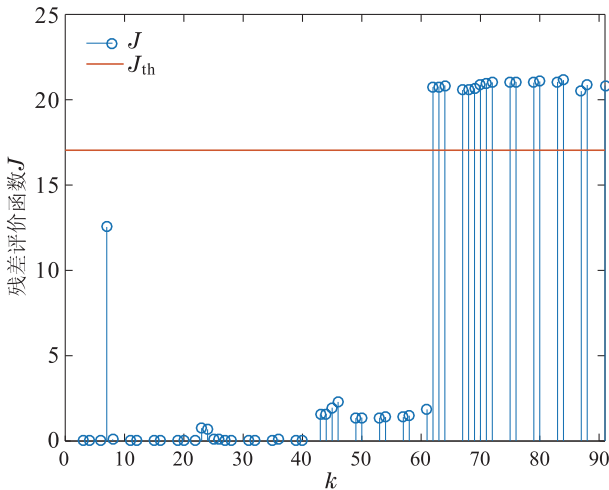


图3 故障1残差评价函数

Fig. 3 Residual evaluation function of Fault 1

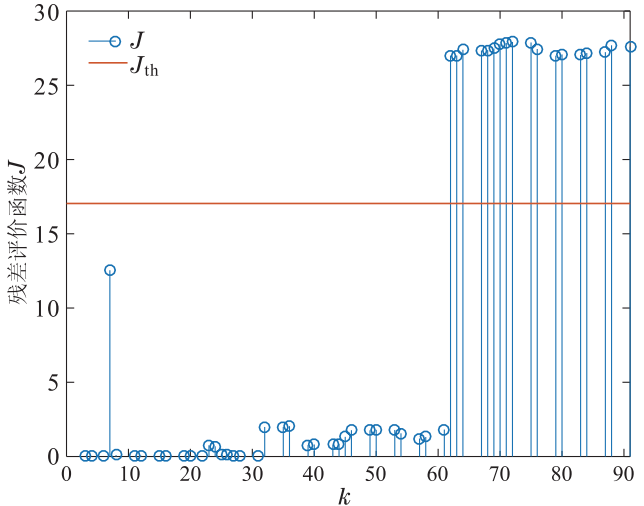


图5 故障2残差评价函数

Fig. 5 Residual evaluation function of Fault 2

2) 升降舵恒偏差故障(故障2).

升降舵正常工作时偏转角范围为 $[-25^\circ, 20^\circ]$. 考虑UAV升降舵在 $k = 60$ 时发生 0.1° 恒偏差加性故障情况, 即式(4)中的 $l_2(k)$ 为

$$l_2(k) = \begin{cases} 0, & k < 60, \\ [0 \ 0 \ 0.1]^\top, & k \geq 60. \end{cases} \quad (45)$$

动态事件触发间隔与静态事件触发间隔如图4所示, 与等周期采样比较, 动态事件触发可减少约40%数据传输. 与固定阈值的静态事件触发机制比较, 可减少约14%数据传输. 残差评价函数如图5所示, 该检测方法可在 $k = 62$ 时有效检测故障.

3) 升降舵卡死故障(故障3).

升降舵正常工作时偏转角范围为 $[-25^\circ, 20^\circ]$. 考虑UAV升降舵在 $k = 60$ 时偏转角卡死在 1° , 该故障发生时, 系统实际输入 u_f 固定在 1° .

$$u_f(k) = \begin{cases} [\delta_x \ \delta_y \ \delta_z], & k < 60, \\ [\delta_x \ \delta_y \ 1], & k \geq 60. \end{cases} \quad (46)$$

动态事件触发间隔与静态事件触发间隔如图6所示, 动态事件触发较等周期采样可减少约36.7%数据传输, 较固定阈值的静态事件触发机制可减少约19%数据传输. 残差评价函数如图7所示, 所设计的检测方法可在 $k = 62$ 时有效检测故障.

4) 升降舵时变故障(故障4).

考虑UAV升降舵发生时变偏差的加性故障, 故障角频率为 0.08π , 即式(4)中的 $l_2(k)$ 为

$$l_2(k) = \begin{cases} 0, & k < 60, \\ [0 \ 0 \ \sin(0.08\pi k)]^\top, & k \geq 60. \end{cases} \quad (47)$$

动态事件触发间隔与静态事件触发间隔如图8所示, 动态事件触发机制较均匀等周期采样可减少约32.2%数据传输, 较静态事件触发机制可减少约14%通信数据. 残差评价函数如图9所示, 该方法可在 $k = 62$ 时有效检测故障.

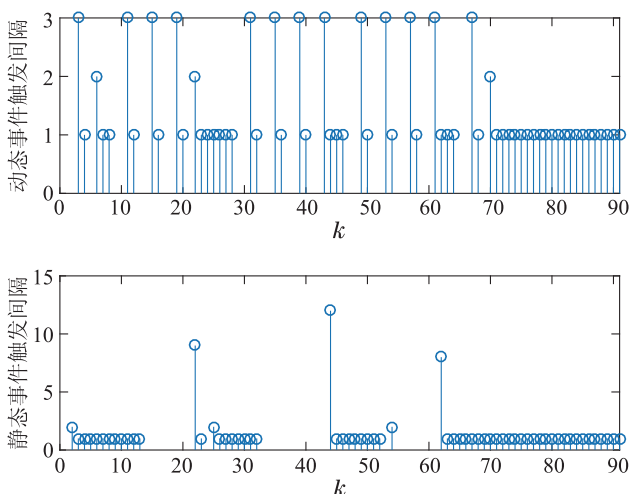


图 6 故障3下动态事件与静态事件触发间隔图

Fig. 6 Dynamic event and static event interval of Fault 3

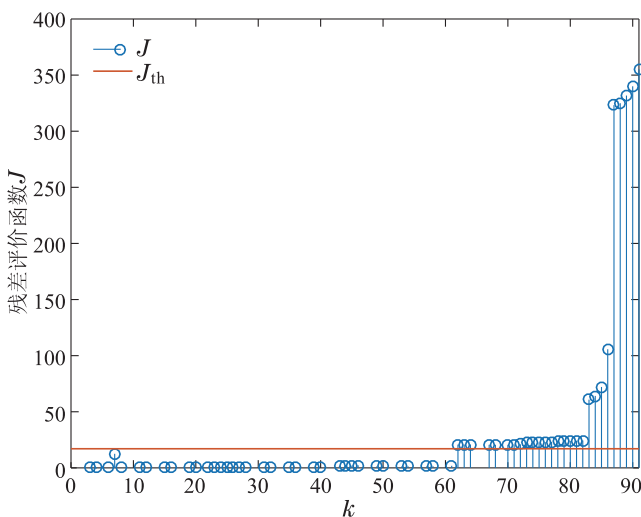


图 7 故障3残差评价函数

Fig. 7 Residual evaluation function of Fault 3

5 结论

本文针对UAV非线性系统, 研究一种基于动态事件触发的 H_i/H_∞ 优化故障检测方法. 高空、长航时无人机在与地面站进行信息交互时, 采用动态事件触发机制对控制输入与测量输出进行数据传输, 导致故障检测滤波器设计不仅受到故障和扰动影响, 还受到事件传输误差影响. 针对这一类网络化控制的无人机非线性系统, 本文提出一种新的动态事件触发 H_i/H_∞ 优化故障检测方法. 该方法实现了故障检测滤波器残差与动态事件触发传输误差的完全解耦, 并消除了Zeno现象. 在 H_i/H_∞ 优化框架下, 采用Riccati递归计算动态事件触发故障检测滤波器的最优解. 设计合适的残差评价函数和阈值对残差进行评价. 为验证所提方案的有效性, 以UAV非线性姿态控制系统为例进行仿真验证. 结果表明, 与传统的等周期采样时间触发相比, 该方法可减少30%以上的数据传输, 与固定阈值的静

态事件触发机制相比, 可减少14%以上的数据传输, 能够有效减少网络数据交互. 针对无人机非线性系统典型的舵面卡死、控制效力损失和偏差故障, 具有准确、快速的检测性能.

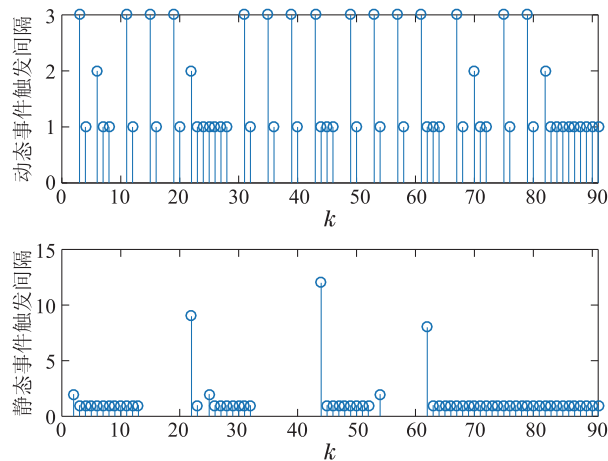


图 8 故障4下动态事件与静态事件触发间隔图

Fig. 8 Dynamic event and static event interval of Fault 4

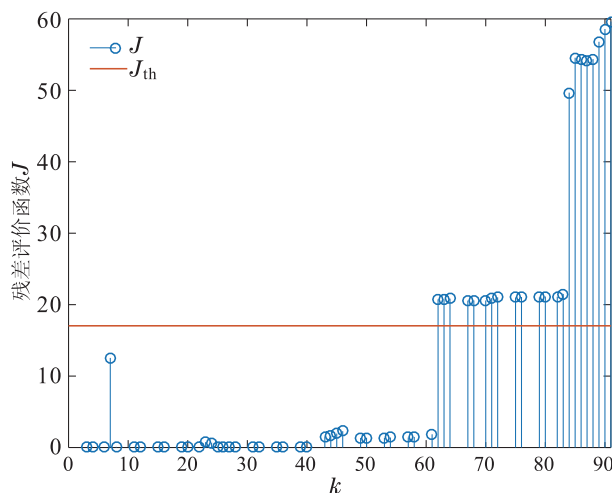


图 9 故障4残差评价函数

Fig. 9 Residual evaluation function of Fault 4

参考文献:

- [1] DARVISHPOO S, ROSHANIAN J, RAISSI A, et al. Configurations, flight mechanisms, and applications of unmanned aerial systems: A review. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 121: 100694.
- [2] GONG Xun, ZHAO Changjun, WANG Li, et al. Faults detection and reconstruction for quad-rotor aircraft based on double-observers parallel structure. *Control and Decision*, 2015, 30(7): 1214 – 1218. (宫勋, 赵常均, 王丽, 等. 基于双观测器并行结构的四旋翼无人机故障检测与重构. *控制与决策*, 2015, 30(7): 1214 – 1218.)
- [3] NGUYEN T, SAUSSIE D, SAYDY L. Design and experimental validation of robust self-scheduled fault-tolerant control laws for a multi-copter UAV. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2021, 26(5): 2548 – 2557..
- [4] LI Bingqian, QIAN Kun, YAN Hao, et al. Robust fault detection and identification and command filtering fault-tolerant control system designed for thrust-vectoring aircraft. *Control Theory & Applications*, 2021, 38(4): 529 – 539.

- (李炳乾, 钱坤, 严浩, 等. 推力矢量飞机鲁棒故障检测与辨识和指令滤波容错控制系统设计. *控制理论与应用*, 2021, 38(4): 529 – 539.)
- [5] ZHONG M, DING S, ZHOU D. A new scheme of Fault detection of linear discrete time-varying systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2016, 61(9): 2597 – 2602.
- [6] HE Q, ZHAN W, LU P. Performance comparison of representative model-based fault reconstruction algorithms for aircraft sensor fault detection and diagnosis. *Aerospace Science Technology*, 2020, DOI: 10.1016/j.ast.2019.105649.
- [7] AYHAN A, FERHAT Y, ORHAN Y. A sound based method for fault detection with statistical feature extraction in UAV motors. *Applied Acoustics*, 2021, DOI: 10.1016/j.apacoust.2021.108325.
- [8] WEI Chen, CHEN Zongji. Robust fault detection and diagnosis of nonlinear systems. *Acta Automatica Sinica*, 2003, 29(6): 976 – 980. (魏晨, 陈宗基. 非线性系统的鲁棒故障检测与诊断. *自动化学报*, 2003, 29(6): 976 – 980.)
- [9] GE H, HAN Q, ZHAMG X, et al. Distributed event-triggered estimation over sensor network: a survey. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2020, 50(3): 1306 – 1320.
- [10] LI X, ZHOU K. A time domain approach to robust fault detection of linear time-varying systems. *Automatica*, 2009, 45(1): 94 – 102.
- [11] WANG Min, HUANG Longwang, YANG Chenguang. Event-triggered adaptive critic fault-tolerant control for a class of discrete-time MIMO systems. *Acta Automatica Sinica*, 2022, 48(5): 1234 – 1245. (王敏, 黄龙旺, 杨辰光. 基于事件触发的离散MIMO系统自适应评判容错控制. *自动化学报*, 2022, 48(5): 1234 – 1245.)
- [12] LIN Wenjuan, HE Yong. Event-triggered fault detection filter design for semi-Markov jump neural networks with time delays. *Control Theory & Applications*, 2021, 38(9): 1341 – 1350. (林文娟, 何勇. 时滞半Markov跳变神经网络系统事件驱动故障检测滤波器设计. *控制理论与应用*, 2021, 38(9): 1341 – 1350.)
- [13] LI Yanhui, TAO Yingying. Event-triggered H_∞ fault detection for networked control systems with distributed delays. *Control and Decision*, 2020, 35(12): 3059 – 3065. (李艳辉, 陶莹莹. 事件触发机制下分布时滞网络化控制系统 H_∞ 故障检测. *控制与决策*, 2020, 35(12): 3059 – 3065.)
- [14] GOLABI A, DAVOODI M, MESKIN N, et al. Event-triggered fault detection for discrete-time LPV systems with application to a laboratory tank system. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2018, 32(11): 1591 – 1606.
- [15] QIU A, AI-DABBAGH W, CHEN T. A tradeoff approach for optimal event-triggered fault detection. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2019, 66(3): 2111 – 2121.
- [16] ZHONG M, DING S X, ZHOU D, et al. A H_i/H_∞ optimization approach to event-triggered fault detection for linear time systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2020, 65(10): 4464 – 4471.
- [17] SONG W, WANG J, ZHAO S, et al. Event-triggered cooperative unscented Kalman filtering and its application in multi-UAV systems. *Automatica*, 2019, 105: 264 – 273.
- [18] WANG W, FAI Z, YAN H, et al. Dynamic event-triggered fault detection via zonotopic residual evaluation and its application to vehicle lateral dynamics. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2020, 16(11): 6952 – 6961.
- [19] LONG Lijun, WANG Fenglan. Event-triggered funnel control for switched nonlinear systems with arbitrary relative degree. *Control Theory & Applications*, 2021, 38(11): 1717 – 1726. (龙离军, 王凤兰. 任意相对阶下非线性切换系统的事件触发漏斗控制. *控制理论与应用*, 2021, 38(11): 1717 – 1726.)
- [20] ZHAO D, DONG T, HU W. Event-triggered consensus of discrete time second-order multi-agent network. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2018, 16(1): 87 – 96.

作者简介:

盖文东 副教授, 硕士生导师, 目前研究方向为飞行控制、容错控制、智能控制理论及应用, E-mail: gwd2011@sdust.edu.cn;

李珊珊 硕士研究生, 目前研究方向为故障检测, E-mail: lshan3@126.com;

张桂林 副教授, 硕士生导师, 目前研究方向为滞环非线性系统控制, E-mail: zhangguilin@sdust.edu.cn;

张婧 副教授, 硕士生导师, 目前研究方向为飞控制理论与控制工程、图像处理与模式识别, E-mail: zjing133@sdust.edu.cn.