

多模型的运载火箭姿态控制系统故障检测与隔离

谢昌霖¹, 程玉强^{1,2*}, 杨述明¹, 宋立军¹

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073; 2. 国防科技大学 装备综合保障技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘要:针对运载火箭姿态控制系统结构复杂、故障高发的问题,提出一种基于多模型的故障检测与隔离算法。建立运载火箭小偏差姿态动力学模型,设计系统的卡尔曼滤波器;结合专用观测器思想,利用多个不同结构的卡尔曼滤波器组生成对应残差,使得单个残差仅对于传感器或执行机构的某一故障敏感,并通过理论推导了故障隔离策略,以实现运载火箭不同故障类型的检测和隔离。仿真分析表明,无故障时,残差结果均没有超出设定阈值,算法未出现报警;传感器或执行机构故障时,提出的隔离策略可以准确定位故障,从而验证了该算法的有效性。

关键词:运载火箭;故障检测与隔离;卡尔曼滤波器;传感器;执行机构

中图分类号:V249 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2025)02-060-08



论文
拓展

Fault detection and isolation method for launch vehicle attitude control system based on multiple models

XIE Changlin¹, CHENG Yuqiang^{1,2*}, YANG Shuming¹, SONG Lijun¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Laboratory of Science and Technology on Integrated Logistics Support, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Aiming at the problem of complex structure and high fault occurrence in the attitude control system of launch vehicle, a multiple model fault detection and isolation algorithm was proposed. The small deviation attitude dynamics model of the launch vehicle was established, and the Kalman filter of the system was designed. Combined with the idea of special observer, multiple Kalman filter banks with different structures were used to generate corresponding residuals, so that a single residual was only sensitive to a fault of the sensor or actuator. The fault isolation strategy was deduced theoretically to achieve the detection and isolation of different fault types of the launch vehicle. Simulation analysis shows that when no fault occurs, the residual results do not exceed the set threshold, and the algorithm does not alarm; when the sensor or actuator fails, the proposed isolation strategy can accurately locate the fault, which verifies the effectiveness of the algorithm.

Keywords: launch vehicles; fault detection and isolation; Kalman filter; sensor; actuator

液体火箭发动机作为进入空间至关重要的航天动力装置,是衡量一个国家科技水平和综合国力的重要指标,其成功发射与安全运行不仅具有巨大的经济和军事意义,更具有极其重要的政治和社会影响。姿态控制技术作为大型液体火箭发动机飞行成功的关键技术,一直是研究人员关注的重点,姿态控制系统故障会影响火箭入轨精度,降低飞行性能,甚至导致火箭的坠毁^[1]。故障诊断与容错控制技术可以在系统发生故障时,利用

控制策略对故障进行适当补偿,减小甚至消除故障带来的影响,确保飞行精度与稳定性,在运载火箭姿控系统的设计中应用广泛^[2-3]。

国内外对于运载火箭姿态控制系统方面的研究主要考虑执行机构故障。如 Gao 等^[4]设计了一种非线性故障观测器,用来实现运载火箭执行机构故障的快速检测;Hu 等^[5]提出使用鲁棒自适应容错控制器来补偿执行机构的效率损失,以保障火箭正常飞行;黄盘兴^[6]建立了运载火箭执

收稿日期:2022-11-28

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51206181)

第一作者:谢昌霖(1996—),男,湖南株洲人,博士研究生,E-mail:xiechanglin96@126.com

*通信作者:程玉强(1979—),男,河南林州人,研究员,博士,博士生导师,E-mail:cheng_yuqiang@163.com

引用格式:谢昌霖,程玉强,杨述明,等.多模型的运载火箭姿态控制系统故障检测与隔离[J].国防科技大学学报,2025,47(2):60-67.

Citation: XIE C L, CHENG Y Q, YANG S M, et al. Fault detection and isolation method for launch vehicle attitude control system based on multiple models[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2025, 47(2): 60-67.

行机构各类故障的数学模型,并采用伪逆法与混合控制分配策略进行摆角重构;程堂明等^[7]通过建立扩展卡尔曼滤波器来估计故障参数,实现运载火箭执行机构故障下的健康监测;梁小辉等^[8]利用非线性观测器估计执行机构的故障信息,并提出自适应动态规划补偿算法实现姿态系统的容错控制。而对于传感器与执行机构故障诊断的研究较为分离,事实上,传感器优劣也是影响运载火箭正常工作的重要因素,故障测量信号的引入会极大地影响飞行性能。如20世纪60年代初某导弹首飞失利就是速率陀螺产生了振动噪声引起的^[9];某型号运载火箭也曾出现速率陀螺极大值输出故障导致飞行失利^[10]。

针对传感器与执行机构的故障诊断技术在航空领域已经取得了一些进展,如姜洁等^[11]基于两个并联误差反向传播(back propagation, BP)神经网络,以执行机构与传感器模型输出偏差进行故障的定位;符方舟等^[12]基于卡尔曼滤波器组实现传感器与执行机构多重故障的检测和隔离;Ben Hmida等^[13]将执行机构与传感器故障作为状态变量,利用三阶段卡尔曼滤波器进行了重构分析。

本文综合考虑执行机构与传感器的影响,从姿态控制层面开展运载火箭故障检测与诊断的研究。首先利用专用观测器思想^[14-15],逐一建立执行机构与传感器故障下的卡尔曼滤波器,得到相应残差;再通过推导故障隔离策略,实现运载火箭执行机构与传感器故障的定位;最后,利用仿真结果验证基于多模型的故障检测与隔离(multiple model fault detection and isolation, MMFDI)算法的有效性。

1 研究对象分析

以长征五号B运载火箭为研究对象,全长约53.7 m,起飞质量约849 t。箭体尾部共分布有八个摆角,其中 δ_{xj1} 、 δ_{xj3} 与 δ_{zt1} 、 δ_{zt3} 控制火箭的俯仰运动, δ_{xj2} 、 δ_{xj4} 与 δ_{zt2} 、 δ_{zt4} 控制火箭的偏航运动,八个摆角共同控制火箭的滚转运动。

将火箭各个通道进行解耦处理,得到俯仰、偏航与滚转三个互相独立的通道,建立小偏差姿态动力学模型^[16-17]:

$$\Delta\ddot{\varphi} + b_1^{\varphi}\Delta\dot{\varphi} + b_2^{\varphi}\Delta\varphi + b_{3x}^{\varphi}\Delta\delta_{\varphi xj} + b_{3x}^{\varphi}\Delta\ddot{\delta}_{\varphi xj} + b_{3z}^{\varphi}\Delta\delta_{\varphi zt} + b_{3z}^{\varphi}\Delta\ddot{\delta}_{\varphi zt} = \bar{M}_{BZ_1} - b_2^{\varphi}(\alpha_{up} + \alpha_{wq}) \quad (1)$$

$$\ddot{\psi} + b_1^{\psi}\dot{\psi} + b_2^{\psi}\psi - b_{3xj1}^{\psi}\Delta\delta_{xj1} + b_{3xj2}^{\psi}\Delta\delta_{xj3} - b_{3zt1}^{\psi}\Delta\delta_{zt1} + b_{3zt3}^{\psi}\Delta\delta_{zt3} = \bar{M}_{BY_1} - b_2^{\psi}(\beta_{up} + \beta_{wq}) \quad (2)$$

$$\ddot{\gamma} + d_1\dot{\gamma} + d_{3x}\delta_{\gamma xj} + d_{3x}^{\gamma}\ddot{\delta}_{\gamma xj} + d_{3z}\delta_{\gamma zt} + d_{3z}^{\gamma}\ddot{\delta}_{\gamma zt} = \bar{M}_{BX_1} \quad (3)$$

其中: $\Delta\varphi$ 、 ψ 、 γ 分别为火箭飞行时姿态角与各欧拉角的偏差, $\Delta\delta_{\varphi zt}$ 、 $\delta_{\gamma zt}$ 为助推发动机的等效摆角指令, $\Delta\delta_{\varphi xj}$ 、 $\delta_{\gamma xj}$ 为芯级发动机的等效摆角指令,其余符号含义见表1,详细推导过程与符号意义见文献^[18]。

表1 相关符号说明

符号	符号说明
$\Delta\dot{\varphi}, \Delta\ddot{\varphi}$	俯仰角速度、俯仰角加速度
$\dot{\psi}, \ddot{\psi}$	偏航角速度、偏航角加速度
$\dot{\gamma}, \ddot{\gamma}$	滚转角速度、滚转角加速度
α_{up}, α_{wq}	平滑风和切变风造成的额外攻角
β_{up}, β_{wq}	平滑风和切变风造成的额外侧滑角
$\bar{M}_{BX_1}, \bar{M}_{BY_1}, \bar{M}_{BZ_1}$	绕箭坐标系方向的结构扰动力矩
$b_1^{\varphi}, b_1^{\psi}, b_2^{\varphi}, b_2^{\psi}, b_{3x}^{\varphi}, b_{3x}^{\psi}, b_{3z}^{\varphi}, b_{3z}^{\psi}, b_{3xj1}^{\psi}, b_{3xj2}^{\psi}, b_{3zt1}^{\psi}, b_{3zt3}^{\psi}, d_1, d_{3x}, d_{3x}^{\gamma}, d_{3z}, d_{3z}^{\gamma}$	均为刚体运动方程系数

假设令:

$$\mathbf{x} = [\Delta\varphi \quad \Delta\dot{\varphi} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad \gamma \quad \dot{\gamma}] \quad (4)$$

$$\mathbf{u} = [\delta_{xj1} \quad \delta_{xj2} \quad \delta_{xj3} \quad \delta_{xj4} \quad \delta_{zt1} \quad \delta_{zt2} \quad \delta_{zt3} \quad \delta_{zt4}] \quad (5)$$

$$\mathbf{M} = [0 \quad \bar{M}_{BZ_1} - b_2^{\varphi}(\alpha_{up} + \alpha_{wq}) \quad 0 \quad \bar{M}_{BY_1} - b_2^{\psi}(\beta_{up} + \beta_{wq}) \quad 0 \quad \bar{M}_{BX_1}] \quad (6)$$

则得到系统状态方程:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{M} + \mathbf{w} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{v} \end{cases} \quad (7)$$

其中: \mathbf{x} 、 \mathbf{y} 、 \mathbf{u} 分别是状态变量、传感器测量值和控制指令; \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 、 \mathbf{C} 、 \mathbf{M} 是状态矩阵; \mathbf{w} 、 \mathbf{v} 是系统噪声和测量噪声,它们是不相关的高斯白噪声,即

$$[\mathbf{w}(k)] = E[\mathbf{v}(k)] = \mathbf{0} \quad (8)$$

$$[\mathbf{w}(k), \mathbf{w}^T(j)] = \mathbf{Q}(k)\tau_{kj} \quad (9)$$

$$[\mathbf{v}(k), \mathbf{v}^T(j)] = \mathbf{R}(k)\tau_{kj} \quad (10)$$

其中, $\tau_{kj} = \begin{cases} 1, k=j \\ 0, k \neq j \end{cases}$, $\mathbf{w}(k)$ 、 $\mathbf{v}(k)$ 分别为系统某时刻的噪声和测量噪声, $\mathbf{Q}(k)$ 、 $\mathbf{R}(k)$ 分别为系统噪声和测量噪声的方差阵。

系统在 $t(k) = kT$ 时刻进行采样,离散化可得:

$$\begin{cases} \mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{u}(k) + \mathbf{M}(k) + \mathbf{w}(k) \\ \mathbf{y}(k) = \mathbf{H}\mathbf{x}(k) + \mathbf{v}(k) \end{cases} \quad (11)$$

其中, $F(k) = AT + I$, $D(k) = BT$, $Hx(k) = C$ 。

假设系统是完全可观的,则该系统卡尔曼滤波算法流程如下:

1) 预测方程。以上一步的计算结果作为本次计算的初始值。其中

$$\hat{x}(k|k-1) = F(k-1)\hat{x}(k-1|k-1) + D(k-1)u(k-1) + M(k-1) \quad (12)$$

$$P(k|k-1) = F(k-1)P(k-1|k-1)F(k-1)^T + Q(k-1) \quad (13)$$

2) 得到卡尔曼增益矩阵

$$K(k) = P(k|k-1)H^T[HP(k|k-1)H^T + R(k)]^{-1} \quad (14)$$

3) 更新方程

$$P(k|k) = [I - K(k)H]P(k|k-1) \quad (15)$$

$$\hat{x}(k|k) = \hat{x}(k|k-1) + K(k)[y(k) - H\hat{x}(k|k-1)] \quad (16)$$

其中初始条件为:

$$\begin{cases} \hat{x}(0) = x_0 \\ P(0|0) = P_0 \end{cases} \quad (17)$$

该系统卡尔曼滤波器的残差为:

$$\Delta r(k) = y(k) - H(k)\hat{x}(k|k-1) \quad (18)$$

当发生故障时,残差出现变化,通过分析 $\Delta r(k)$ 的统计特性可以检测出系统的故障。然而,上述一般的卡尔曼滤波器并不能隔离出故障部位与类型,本文提出一种 MMFDI 算法,可以实现系统的故障检测,并准确定位执行机构与传感器的故障部位。

2 卡尔曼滤波器组的设计

为有效隔离出故障部位,本文分析比较了执行机构和传感器的失效形式,构造与之对应的卡尔曼滤波器组。首先建立执行机构故障时对应的卡尔曼滤波器组。

2.1 执行机构故障

运载火箭执行机构典型故障包括发动机摆角卡死、执行机构损伤、松浮摆动等,其中卡死故障是最常见且最严重的故障之一。对于第 i 个执行机构故障,其真实摆角可表示为:

$$u'_i = u_i + \tilde{\delta}_i \quad (19)$$

其中, u'_i 为第 i 个执行机构故障后的真实摆角值, $\tilde{\delta}_i$ 为第 i 个执行机构的故障变化量。则考虑第 i 个执行机构故障的系统状态方程如下:

$$\begin{cases} x(k+1) = F(k)x(k) + D^{\text{remain}}(k)u(k) + D^i(k)\tilde{\delta}_i(k) + M(k) + w(k) \\ y(k) = Hx(k) + v(k) \end{cases} \quad (20)$$

式中: $D^i(k)$ 为矩阵 $D(k)$ 的第 i 列, $D^{\text{remain}}(k)$ 为矩阵 $D(k)$ 第 i 列置零后的矩阵。

由式(20)中系统,得到第 i 个执行机构故障下的卡尔曼滤波器方程:

$$\begin{aligned} \hat{x}_i(k|k-1) &= F(k-1)\hat{x}_i(k-1|k-1) + D^{\text{remain}}(k-1)u(k-1) + M(k-1) \\ P_i(k|k-1) &= F(k-1)P_i(k-1|k-1)G(k-1)^T + Q(k-1) \end{aligned} \quad (21)$$

$$K_i(k) = P_i(k|k-1)H^T[HP_i(k|k-1)H^T + R(k)]^{-1} \quad (22)$$

$$P_i(k|k) = [I - K_i(k)H]P_i(k|k-1) \quad (23)$$

$$\hat{x}_i(k|k) = \hat{x}_i(k|k-1) + K_i(k)[y(k) - H\hat{x}_i(k|k-1)] \quad (24)$$

$$\Delta r_i(k) = y(k) - H\hat{x}_i(k|k-1) \quad (25)$$

此时 $k+1$ 时刻,第 i 个执行机构对应的卡尔曼滤波器残差为:

$$\begin{aligned} \Delta r(k+1) &= y(k+1) - H\hat{x}_i(k+1|k) \\ &= y(k+1) - [F(k)\hat{x}_i(k|k) + D^{\text{remain}}(k)u(k) + M(k)] \\ &= HF(k)[x_i(k) - \hat{x}_i(k|k)] + D^i(k)\tilde{\delta}_i(k) + v(k+1) \end{aligned} \quad (26)$$

考虑单个执行机构故障时,当第 i 个执行机构未出现故障时,与之对应的残差 $\Delta r_i(k)$ 的值应接近零均值多元分布;当出现故障时, $\Delta r_i(k)$ 发生突变,即可检测出相应的执行机构故障。

接下来再给出处理传感器故障的卡尔曼滤波器组设计方式。

2.2 传感器故障

运载火箭主要以平台感应姿态角,速率陀螺感应角速度的方式实现飞行姿态控制^[19]。根据传感器安装位置的不同,其测量到的信号可表示为:

$$\Delta\varphi_{zi} = \Delta\varphi - \sum_p W'_p(x_T)q_p \quad (27)$$

$$\Delta\dot{\varphi}_s = \Delta\dot{\varphi} - \sum_p W'_p(x_s)\dot{q}_p \quad (28)$$

式中, $W'_p(x_T)$ 为姿态角测量器件安装处的第 p 次振型斜率, $W'_p(x_s)$ 为速率陀螺安装处的第 p 次振型斜率。

目前,国内多采用每个通道安装两个速率陀螺作为敏感元件的方式,通过优化传感器布局的方式,可以有效降低弹性振动对测量信号的影响,

确保火箭飞行姿态的稳定。运载火箭传感器故障主要表现为卡死、偏置、漂移增大与噪声增大等。由于传感器对应的卡尔曼滤波器结构较为简单,且各滤波器方程之间耦合性较弱,仅有传感器发生故障时,可将系统式(11)改写为:

$$\begin{cases} \mathbf{x}(k+1) = \mathbf{F}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{u}(k) + \mathbf{M}(k) + \mathbf{w}(k) \\ \begin{bmatrix} \mathbf{y}_j(k) \\ \mathbf{y}_{\text{remian}}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_j \\ \mathbf{H}_{\text{remian}} \end{bmatrix} \mathbf{x}(k) + \mathbf{v}(k) + \begin{bmatrix} \mathbf{f}_j(k) \\ \mathbf{f}_{\text{remian}}(k) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (29)$$

式中: $\mathbf{y}_j(k)$ 、 $\mathbf{f}_j(k)$ 分别为系统输出向量、传感器故障向量的第 j 行; $\mathbf{y}_{\text{remian}}(k)$ 、 $\mathbf{f}_{\text{remian}}(k)$ 为系统输出向量、传感器故障向量的剩余行; \mathbf{H}_j 为式(11)中 \mathbf{H} 矩阵的第 j 行, $\mathbf{H}_{\text{remian}}$ 为系统中 \mathbf{H} 矩阵的剩余行。

由式(29)中系统,同理得到第 j 个传感器故障下的卡尔曼滤波器方程:

$$\hat{\mathbf{x}}_j(k|k-1) = \mathbf{F}(k-1)\hat{\mathbf{x}}_j(k-1|k-1) + \mathbf{D}(k-1)\mathbf{u}(k-1) + \mathbf{M}(k-1) \quad (30)$$

$$\mathbf{P}_j(k|k-1) = \mathbf{F}(k-1)\mathbf{P}_j(k-1|k-1)\mathbf{F}(k-1)^T + \mathbf{Q}(k-1) \quad (31)$$

$$\mathbf{K}_j(k) = \mathbf{P}_j(k|k-1)\mathbf{H}_j^T[\mathbf{H}_j\mathbf{P}_j(k|k-1)\mathbf{H}_j^T + \mathbf{R}(k)]^{-1} \quad (32)$$

$$\mathbf{P}_j(k|k) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_j(k)\mathbf{H}_j]\mathbf{P}_j(k|k-1) \quad (33)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_j(k|k) = \hat{\mathbf{x}}_j(k|k-1) + \mathbf{K}_j(k)[\mathbf{y}_j(k) - \mathbf{H}_j\hat{\mathbf{x}}_j(k|k-1)] \quad (34)$$

此时 $k+1$ 时刻,第 j 个传感器故障对应的卡尔曼滤波器残差组为:

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{r}(k+1) &= \mathbf{y}_j(k+1) - \mathbf{H}_j\hat{\mathbf{x}}_j(k+1|k) \\ &= \mathbf{y}(k+1) - [\mathbf{F}(k)\hat{\mathbf{x}}_j(k|k) + \mathbf{D}(k)\mathbf{u}(k) + \mathbf{M}(k)] \\ &= \mathbf{H}_j\mathbf{F}(k)[\mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}_j(k|k)] + \mathbf{f}_j(k+1) + \mathbf{v}(k+1) + \mathbf{w}(k) \end{aligned} \quad (35)$$

由式(35)可知,当传感器未发生故障时,即 $\mathbf{f}_j = \mathbf{0}$,则传感器 j 对应的卡尔曼滤波器残差值 $\Delta \mathbf{r}_j(k)$ 对系统式(29)是无偏的,即接近零均值的多元分布;当传感器 j 发生故障时,即 $\mathbf{f}_j \neq \mathbf{0}$,相应残差值出现变化,即可检测并隔离出故障,且对其余传感器对应的卡尔曼滤波器的残差无影响。

3 基于 MMFDI 算法的隔离策略

3.1 基于 MMFDI 算法的流程

本文提出的 MMFDI 算法适用于运载火箭任意状态下的执行机构或传感器故障,只需要一个卡尔曼滤波器即可实现一个执行机构或传感器的全部健康监测。

为降低噪声对诊断结果的影响,采用加权平方和算法对残差信号进行处理:

$$Z_\tau(k) = \frac{1}{N+1} \sum_{\tau=k-N}^k \Delta \mathbf{r}^T(\tau) \Delta \mathbf{r}(\tau) \quad (36)$$

式中: $\Delta \mathbf{r}(\tau)$ 为残差信号; N 为数据窗口长度,当 N 越大时,系统检测的鲁棒性越高,误报警的概率越低,但会加大系统的计算量。

对于运载火箭执行机构故障,采用经典专用观测器思想^[14-15],基于 MMFDI 算法的故障检测与隔离原理如图1所示,图中 $\Delta \mathbf{r}_i$ 为残差,即卡尔曼滤波器预测输出值与测量值之差。

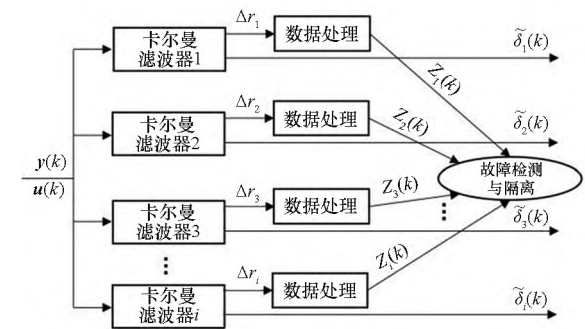


图1 运载火箭执行机构基于 MMFDI 算法的流程图

Fig.1 Flow chart of the launch vehicle actuator based on the MMFDI algorithm

针对运载火箭传感器故障,同样得到基于 MMFDI 算法的故障检测与隔离原理如图2所示。

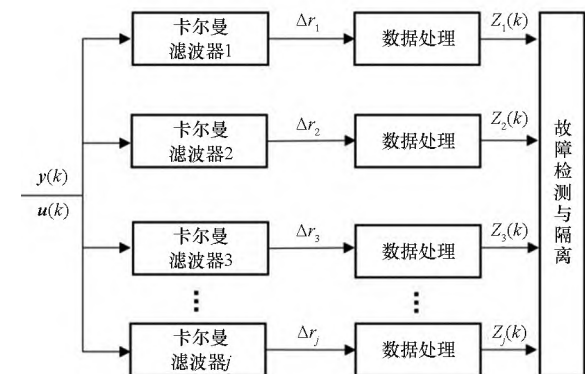


图2 运载火箭传感器基于 MMFDI 算法的流程图

Fig.2 Flow chart of the launch vehicle sensor based on the MMFDI algorithm

为了提高检测精度,减少误报与虚警率,采用双重阈值进行故障检测。设定检测阈值 D_T 与绝对阈值 D_{Tmax} ,则双重阈值检测方法如下:

1) 当加权平方残差 $Z_\tau(k)$ 连续3个时刻超出检测阈值认为发生故障,即 $Z_\tau(k) > D_T$,其中 $k = t, t+1, t+2$ 。

2) 当加权平方残差 $Z_\tau(k)$ 某一时刻超出绝对阈值时认为发生故障,即 $Z_\tau(k) > D_{Tmax}$ 。

3.2 基于 MMFDI 算法的多故障隔离策略

上述方法仅能对单个故障进行隔离检测,为使诊断系统能同时检测与隔离出执行机构与传感器故障,通过理论推导出相应的隔离策略。

由于传感器对应的滤波器方程之间耦合性较弱,以该滤波器组进行故障的初步定位。从式(26)、式(35)可知,当执行机构发生故障,会使至少两组传感器对应的卡尔曼滤波器残差超过阈值。由于不同传感器同一时刻发生故障的概率较小,为此,基于 MMFDI 算法的多故障隔离策略如下:

1) 当传感器对应的卡尔曼滤波器组加权平方的残差仅有一组超过阈值时,表示发生了传感器故障,可以将该故障直接隔离。

2) 当传感器对应的卡尔曼滤波器组加权平方的残差有两组以上超过阈值时,则表示发生了执行机构故障,此时再由执行机构对应的卡尔曼滤波器组进行下一步的隔离定位,运载火箭故障隔离策略如图 3 所示。

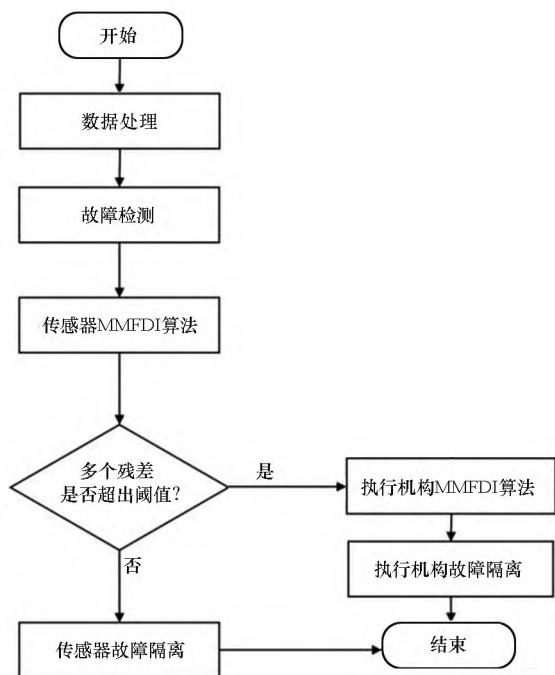


图 3 运载火箭故障检测与隔离策略

Fig. 3 Launch vehicle fault detection and isolation strategy

4 数值验证

为验证本文所提方法的有效性,针对运载火箭不同故障类型开展仿真分析,设计了 6 个卡尔曼滤波器进行传感器的故障检测与隔离,以及 8 个卡尔曼滤波器进行执行机构的故障检测与隔离。

4.1 无故障状态

当运载火箭姿控系统正常工作时,传感器与执行机构对应的卡尔曼滤波器组残差曲线如图 4 与图 5 所示。

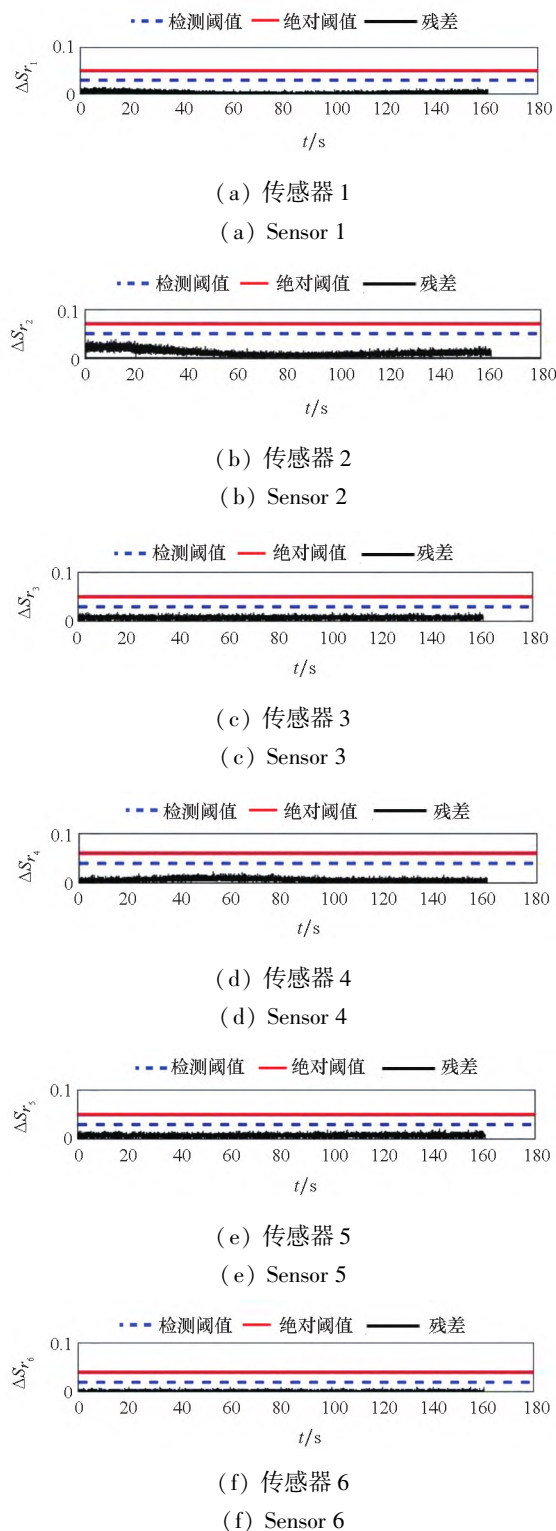


图 4 无故障时传感器对应的卡尔曼滤波器组残差图

Fig. 4 Residual diagrams of the Kalman filter bank corresponding to the sensor without fault

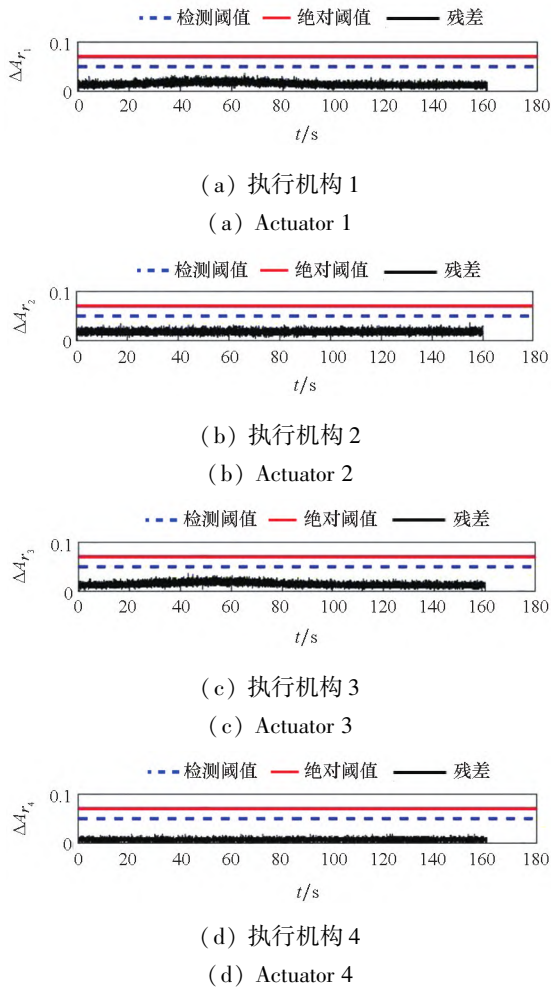


图5 无故障时执行机构对应的卡尔曼滤波器组残差图
Fig.5 Residual diagrams of Kalman filter bank corresponding to actuator without fault

无故障时,芯级摆角与助推摆角存在一定的对应关系,得到 $\Delta A_{r_5} \sim \Delta A_{r_8}$ 的残差仿真曲线与图5中类似,接近零均值多元分布。由于考虑了风干扰、噪声等因素影响,部分残差值存在轻微波动,但均未超出设定阈值。从图4与图5可知,系统无故障时,基于多模型故障检测与隔离算法可以对运载火箭伺服机构或传感器的状态进行健康检测,算法未出现报警。

4.2 传感器故障

故障1:假设运载火箭传感器1第60s发生10%的偏置故障,即对应偏航角测量元件发生了偏置故障。图6为偏置故障时传感器对应的卡尔曼滤波器残差仿真图。

故障2:假设运载火箭传感器4第100s发生漂移故障,即对应俯仰角速率陀螺发生了漂移故障,如式(37)所示。图7为漂移故障时传感器对应的卡尔曼滤波器残差仿真图。

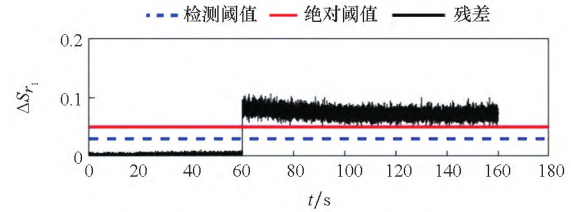


图6 偏置故障时传感器1对应的卡尔曼滤波器残差仿真图

Fig.6 Simulation of Kalman filter residual corresponding to the sensor 1 in case of bias fault

$$y'_j(t) = y_j(t) + 0.04(t - 100) \quad 100 < t \leq 110 \quad (37)$$

式中, $y'_j(t)$ 为传感器故障后的输入信号, $y_j(t)$ 为传感器故障前的输入信号, t 为飞行时间。

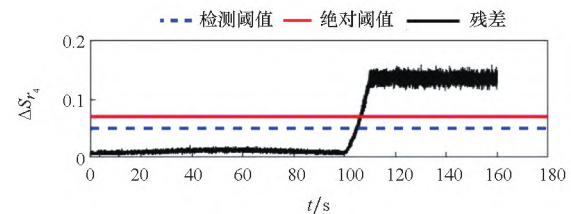


图7 漂移故障时传感器4对应的卡尔曼滤波器残差仿真图

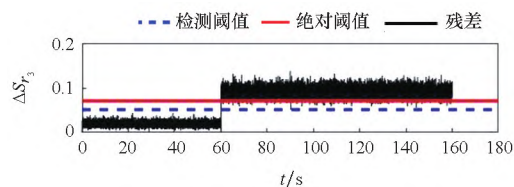
Fig.7 Simulation of Kalman filter residual corresponding to the sensor 4 in case of drift fault

由图6和图7可知,当某个传感器发生故障时,对应的卡尔曼滤波器残差会超出阈值。对于漂移故障,由于故障开始时对系统的影响较小,需要一段时间才能检测出来。同时,对于不同故障的传感器,残差的变化形式也不同,从而可以诊断出传感器的故障类型。在故障发生时,剩余传感器对应的卡尔曼滤波器残差均不会受到影响,其残差变化曲线如图4所示,由此,可以实现运载火箭传感器的故障检测与隔离。

4.3 执行机构故障

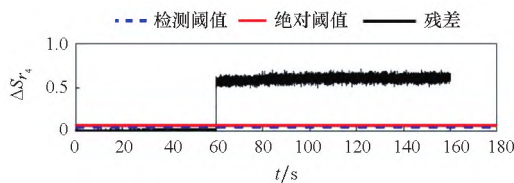
故障3:假设运载火箭执行机构1摆角第60s发生卡死故障,卡死角度为 6° 。图8为执行机构1卡死故障时传感器对应的卡尔曼滤波器组残差仿真图,可以看出,当执行机构1摆角发生卡死故障时,传感器对应的卡尔曼滤波器的残差有三组超出阈值,其余残差曲线并无变化。根据3.2节基于MMFDI算法的故障隔离策略可知,此时执行机构发生了故障。

图9为执行机构1卡死故障时执行机构对应的卡尔曼滤波器残差仿真曲线,其余残差曲线未受到影响,如图5所示。由图9可知,执行机构1对应的卡尔曼滤波器残差发生了突变,超出设定



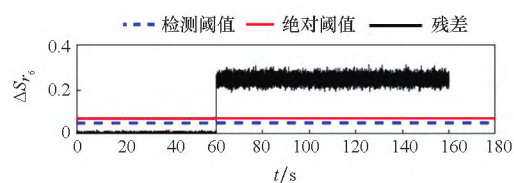
(a) 传感器 3

(a) Sensor 3



(b) 传感器 4

(b) Sensor 4



(c) 传感器 6

(c) Sensor 6

图 8 执行机构 1 卡死故障时传感器对应的卡尔曼滤波器组残差仿真图

Fig. 8 Simulation of Kalman filter bank residuals corresponding to sensor in case of the stuck fault of actuator 1

阈值,故障诊断结果为执行机构 1 正常工作到 60 s 发生卡死故障,由此实现了对执行机构故障的准确定位。

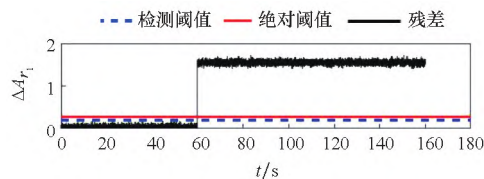
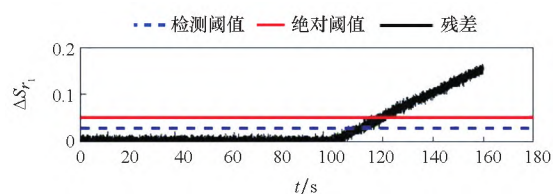


图 9 执行机构 1 卡死故障时执行机构对应的卡尔曼滤波器残差仿真图

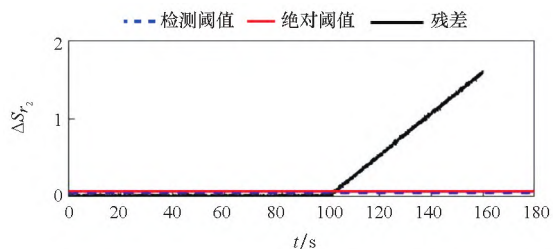
Fig. 9 Simulation of Kalman filter bank residuals corresponding to actuator in case of the stuck fault of actuator 1

故障 4:假设运载火箭执行机构 6 摆角第 100 s 发生线性时变故障,以 0.1° 的角速度线性增大,传感器对应的卡尔曼滤波器组残差仿真曲线如图 10 所示。当执行机构 6 摆角发生线性时变故障时,传感器对应的卡尔曼滤波器的残差也有三组超出阈值。值得注意的是,由于执行机构故障对于每个姿态角敏感度不同,传感器对应的残差变化曲线也并不一致,但残差发生突变的时间是相同的。根据故障隔离策略可知,此时执行机构发生了故障。



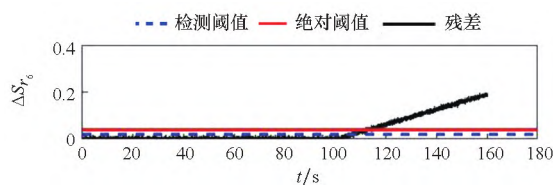
(a) 传感器 1

(a) Sensor 1



(b) 传感器 2

(b) Sensor 2



(c) 传感器 6

(c) Sensor 6

图 10 执行机构线性时变故障时传感器对应的卡尔曼滤波器组残差仿真图

Fig. 10 Simulation of Kalman filter bank residuals corresponding to sensor with linear time-varying faults

如图 11 所示, ΔA_{r_6} 在线性时变故障发生约 4 s 后超出阈值,且故障诊断结果与故障注入情况相一致,由此可判断运载火箭执行机构 6 出现了故障。由此,可以实现运载火箭执行机构的故障检测与隔离。

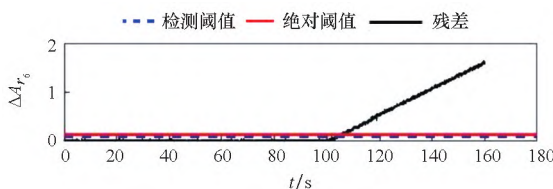


图 11 执行机构 6 线性时变故障时执行机构对应的卡尔曼滤波器残差仿真图

Fig. 11 Simulation of Kalman filter bank residuals corresponding to actuator 6 with linear time-varying faults

通过仿真模拟不同类型的执行机构与传感器故障,可知:MMFDI 算法可以成功检测并隔离出不同故障。其中,对于突变故障,该算法可以实现快速检测与隔离;对于缓变故障,检测时间则依赖

于设定阈值的大小。

5 结论

针对运载火箭姿态控制系统故障,提出一种基于多模型的故障检测与隔离算法,利用火箭姿态动力学模型建立系统状态方程,采用专用观测器思想构造多个不同的卡尔曼滤波器组,并提出故障隔离策略,实现运载火箭传感器与执行机构的故障检测与定位。仿真结果表明,基于多模型的故障检测与隔离算法能有效地检测并隔离出任意模式下的传感器与执行机构故障。本文针对运载火箭姿态控制系统故障检测与隔离提出了较为系统的案例实现,可为后续运载火箭系统重构与容错控制决策研究提供依据,具有一定的工程应用参考价值。

参考文献 (References)

- [1] 李家文. 大型捆绑火箭姿态控制系统的建模、设计与分析[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2011.
LI J W. Modeling, design and analysis of large strap-on launch vehicle's attitude control system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [2] ZHANG L, WEI C Z, JING L, et al. Heavy lift launch vehicle technology of adaptive augmented fault tolerant control[C]// Proceedings of the 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), 2016: 1587–1593.
- [3] 马艳如, 石晓荣, 刘华华, 等. 运载火箭姿态系统自适应神经网络容错控制[J]. 宇航学报, 2021, 42(10): 1237–1245.
MA Y R, SHI X R, LIU H H, et al. Adaptive neural network fault tolerant control of launch vehicle attitude system[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(10): 1237–1245. (in Chinese)
- [4] GAO Z F, JIANG B, SHI P, et al. Active fault tolerant control design for reusable launch vehicle using adaptive sliding mode technique[J]. Journal of the Franklin Institute, 2012, 349(4): 1543–1560.
- [5] HU C F, GAO Z F, REN Y L, et al. A robust adaptive nonlinear fault-tolerant controller via norm estimation for reusable launch vehicles[J]. Acta Astronautica, 2016, 128: 685–695.
- [6] 黄盘兴. 重型运载火箭可重构控制系统设计研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
HUANG P X. Research on reconfigurable control system design of heavy launch vehicle [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [7] 程堂明, 李家文, 陈宇, 等. 运载火箭伺服机构故障检测与诊断的扩展多模型自适应方法[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(5): 80–89.
CHENG T M, LI J W, CHEN Y, et al. Extended multiple model adaptive method for fault detection and diagnosis of launch vehicle's servo mechanism[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(5): 80–89. (in Chinese)
- [8] 梁小辉, 胡昌华, 周志杰, 等. 基于自适应动态规划的运载火箭智能姿态容错控制[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 524915.
- [9] 王硕, 李新明. 速率陀螺在运载火箭上的应用及冗余方式[J]. 导弹与航天运载技术, 2022(1): 70–73.
WANG S, LI X M. Application of rate gyroscope on launch vehicle and its redundancy method[J]. Missiles and Space Vehicles, 2022(1): 70–73. (in Chinese)
- [10] 刘思, 马晓峰, 陈川, 等. 运载火箭速率陀螺故障诊断方法优化研究[J]. 上海航天(中英文), 2020, 37(增刊2): 122–125.
LIU S, MA X F, CHEN C, et al. Optimization of fault diagnosis method for rate gyro of launch vehicle [J]. Aerospace Shanghai (Chinese & English), 2020, 37(Suppl 2): 122–125. (in Chinese)
- [11] 姜洁, 李秋红, 张高钱, 等. 航空发动机燃油系统执行机构及其传感器故障诊断[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1529–1536.
JIANG J, LI Q H, ZHANG G Q, et al. Fault diagnosis for actuator and its sensor of aero-engine fuel system[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1529–1536. (in Chinese)
- [12] 符方舟, 王大铁, 李文博. 基于卡尔曼滤波器组的多重故障诊断方法研究[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(5): 586–593.
FU F Z, WANG D Y, LI W B. Multiple fault detection and isolation based on Kalman filters [J]. Control Theory & Applications, 2017, 34(5): 586–593. (in Chinese)
- [13] BEN HMIDA F, KHÉMIRI K, RAGOT J, et al. Three-stage Kalman filter for state and fault estimation of linear stochastic systems with unknown inputs[J]. Journal of the Franklin Institute, 2012, 349(7): 2369–2388.
- [14] 李利亮, 牛睿, 邵志杰, 等. 采用简化滤波器思想的卫星姿态确定系统故障诊断[J]. 宇航学报, 2019, 40(7): 776–784.
LI L L, NIU R, SHAO Z J, et al. Fault diagnosis for satellite attitude system by simplified filter scheme [J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(7): 776–784. (in Chinese)
- [15] 李利亮, 牛睿, 邵志杰, 等. 基于专用卡尔曼滤波器思想的陀螺故障诊断[J]. 控制理论与应用, 2019, 36(9): 1501–1508.
LI L L, NIU R, SHAO Z J, et al. Gyroscope fault diagnosis based on dedicated Kalman filter scheme [J]. Control Theory & Applications, 2019, 36(9): 1501–1508. (in Chinese)
- [16] 崔孟瑜, 张航, 程玉强, 等. 火箭动力系统冗余技术研究[C]// 湖南省宇航学会, 2020.
CUI M Y, ZHANG H, CHENG Y Q, et al. Research on redundancy technology of rocket power system [C]// Proceedings of Hunan Society of Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [17] YANG S M, XIE C L, CHENG Y Q, et al. Autonomous attitude reconstruction analysis for propulsion system with typical thrust drop fault[J]. Aerospace, 2022, 9(8): 409.
- [18] 张卫东. 运载火箭动力学与控制[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2015.
ZHANG W D. Dynamics and control of launch vehicle [M]. Beijing: China Aerospace Press, 2015. (in Chinese)
- [19] 王建民, 张冬梅, 洪良友, 等. 运载火箭姿态控制稳定性多速率陀螺组合策略[J]. 宇航学报, 2020, 41(3): 337–342.
WANG J M, ZHANG D M, HONG L Y, et al. Strategy on multi-rate gyroscopes application to attitude control of launch vehicles [J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(3): 337–342. (in Chinese)