

微小故障下的深空探测航天器闭环主动故障检测

窦立谦¹, 季春惠¹, 张秀云^{1†}, 宗 群¹, 刘文静²

(1. 天津大学 电气自动化与信息工程学院, 天津 300072; 2. 北京控制工程研究所 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

摘要: 深空探测航天器是发展空间技术、扩展人类探索疆域的重要工具. 航天器运行过程中一旦发生故障, 极易导致探测活动失败甚至航天器损毁, 而对航天器进行早期微小故障诊断, 可以有效预防重大故障的发生, 对于深空探测活动的顺利进行具有十分重要的意义. 本文针对模型参数不确定下的深空探测航天器系统, 提出一种闭环主动故障检测方法, 实现对微小故障的准确检测. 通过设计合适的辅助输入信号, 分别注入标称和故障模型系统, 使故障系统的输出与标称系统的输出无交集, 以达到故障检测的目的. 此外, 为减小对深空探测航天器系统产生的影响, 所设计的辅助信号必须尽可能小. 通过对两方面需求的考虑, 在传统开环研究的基础上, 加入观测器建立闭环系统, 在提升对微小故障的检测能力的同时减小对系统的影响. 最后, 利用深空探测航天器的数学仿真验证了所提闭环方法对微小故障的检测能力, 并与传统开环方法进行了对比, 结果表明闭环辅助信号具有更优的性能.

关键词: 深空探测航天器; 闭环主动故障检测; 辅助信号设计; 微小故障

引用格式: 窦立谦, 季春惠, 张秀云, 等. 微小故障下的深空探测航天器闭环主动故障检测. 控制理论与应用, 2019, 36(12): 2085 – 2092

DOI: 10.7641/CTA.2019.90614

Closed-loop active fault detection of deep space exploration spacecraft with minor faults

DOU Li-qian¹, JI Chun-hui¹, ZHANG Xiu-yun^{1†}, ZONG Qun¹, LIU Wen-jing²

(1. School of Electrical Automation and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. Beijing Institute of Control Engineering, Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China)

Abstract: Deep space exploration spacecraft is an important tool to develop space technology and expand the frontiers of human's exploration. Once a fault occurs, the failure of exploration and even damage to the spacecraft tend to happen. Early diagnosis of minor faults can effectively prevent major faults, which is of great significance for the smooth progress of deep-space exploration activities. In this paper, a closed-loop active fault detection method is proposed for the detection of minor faults. By designing and injecting auxiliary signals into nominal and fault systems respectively, the intersection of the outputs of the two systems will be empty. In addition, the designed auxiliary signals must be as small as possible to minimize the impact on the spacecraft system. Based on the traditional open-loop research, an observer is added to form the closed-loop system to improve the efficiency of fault detection and reduce the influence on the system. Finally, the simulation results verify the efficiency of the designed auxiliary signals to detect minor faults. By comparing with the traditional open loop method, the simulation results show that the closed-loop method has better performance.

Key words: deep space exploration spacecraft; closed-loop active fault detection; auxiliary signal design; minor faults

Citation: DOU Liqian, JI Chunhui, ZHANG Xiuyun, et al. Closed-loop active fault detection of deep space exploration spacecraft with minor faults. *Control Theory & Applications*, 2019, 36(12): 2085 – 2092

1 引言

深空探测指人类对月球以及遥远的天体或空间环境开展的探测活动, 是人类航天活动的重要方向和空间科学与技术创新的重要途径, 也是当前和未来航天

领域的发展重点之一. 迄今为止, 美俄、欧空局、日本、印度等国都已独立或合作开展过深空探测活动^[1]. 近年来, 随着“嫦娥”系列探测器的成功发射, 中国逐渐成为深空探测领域的“新星”. 在深空探测任务的

收稿日期: 2019-07-24; 录用日期: 2019-12-21.

[†]通信作者. E-mail: zxy_11@tju.edu.cn; Tel: +86 18002183633.

本文责任编辑: 王大轶.

国家自然科学基金项目(61873340, 61573060), 教育部联合科学基金项目(6141A0202304)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61873340, 61573060) and the Joint Science Foundation of Ministry of Education of China (6141A0202304).

执行过程中,若深空探测器的某个特性或参数产生较大偏差以致超出正常操作条件,可能会导致整体系统动态特性的改变、系统性能退化甚至停止运行等事故或事件,这种现象称为系统故障.深空探测器系统一旦发生故障,很可能在很短时间导致航天器翻滚,不能正常工作甚至坠毁,造成探测任务失败并产生巨大的经济损失.因此,及时进行深空探测航天器的故障检测,对保障其安全可靠的运行能力、延长航天器寿命以及预防重大事故发生具有十分重要的意义.

近年来,针对航天器故障诊断问题,国内外展开了深入研究^[2-6].文献[2]提出了一种主动容错姿态稳定控制的理论框架,并将其应用于挠性航天器,解决了执行机构存在严重的部分失效和外部干扰时的容错控制器设计难题;文献[3]研究了基于观测器技术的过驱动航天器执行机构故障诊断方法,考虑执行机构及转动惯量不确定性,利用迭代学习观测器设计了一种改进的执行机构故障诊断方案;文献[4]针对多重加性故障隔离问题,提出了一种基于卡尔曼滤波器的故障检测与隔离算法,实现了多重故障检测与隔离.文献[5]提出了一种新的航天器姿态传感器故障检测与诊断方案,利用基于系统运动学的线性化卡尔曼滤波器对各传感器的测量数据进行融合,进而给出姿态估计和陀螺偏置值.文献[6]利用动态模型观测器,采用基于分析冗余的检测技术进行故障检测.以上方法均可以实现航天器的有效故障诊断,但都是针对显著故障.航天器控制系统大多数显著故障是从微小故障发展变化而来.所谓微小故障,是指具有较小幅值、处于早期变化的并且变化缓慢的一类故障或异常.由于微小故障对系统工作影响极小,不易被察觉,如果能够及时监测微小故障,则能够有效避免故障增大后对系统产生的不利影响,保证系统稳定性.因此,航天器的微小故障诊断是亟需解决的重要问题.

相对已有大量研究基础的显著故障诊断而言,对微小故障的诊断近几年才引起关注人们的关注.当微小故障发生时,系统的表征与正常系统的表征几乎没有差别;因此,为了更大程度的保证系统安全,研究人员提出了许多以微小故障为检测目标的故障检测方法^[7-10],文献[7]针对带有未知扰动的线性系统微小故障的早期诊断,提出一类综合自适应滑模观测器方法,使得该观测器既能估计微小故障又能对未知扰动有强鲁棒性.文献[8]在主元分析方法的基础上,提出了多元指数加权移动平均主元分析方法,解决了主元分析法不能有效检测微小故障的问题.近年来,国内外学者提出一种主动故障检测方法,其作用原理如下:在不影响系统正常运行的情况下,通过注入激励信号进行微小故障检测,是一种准确度较高的新型故障检测方法.文献[9]针对闭环系统中的传感器故障,提出了基于Kullback-Leibler(KL)距离的微小故障在线检

测与估计方法,利用系统输入输出残差矩阵实现闭环系统中传感器的在线故障检测与估计.文献[10]考虑了线性不确定系统中小参数变化的检测问题,提出了一种构造最优输入信号的方法,以实现给定精度的保证检测.

上述方法主要针对开环微小故障系统进行激励信号设计,而开环系统主动故障诊断要求操作员在故障检测的测试中切断闭环回路,这一操作极易降低故障检测性能,且会带来极大的不便利性及不可实现性.此外,闭环系统的引入可以利用系统输出反馈,在保证故障检测的同时减小所设计的辅助信号对原系统的影响,提升故障检测的精确度.近年来,闭环系统的故障检测引起了研究学者的广泛关注.文献[11]通过调整控制器的控制参数使得激励信号能够最大限度的分离开标称系统输出与故障系统输出.文献[12]讨论了噪声有界情况下的闭环系统主动故障检测问题,他们在求解最优激励信号的时候假设噪声在能量有界的椭球体内.文献[13]将这一假设减弱至噪声在奇诺多面体内逐点有界,使得基于激励信号的主动故障隔离成为可能.闭环系统主动故障检测与隔离在线性系统、离散系统、随机系统中已经取得了不少成果.然而,作为对安全性要求极高的航天器姿态控制闭环系统的主动故障检测几乎还处于空白状态.

本文为提高对深空探测航天器系统微小故障的检测性能、减小激励信号对系统稳定性的影响,构建闭环系统主动故障检测问题,并进行优化求解,获得既能保证系统稳定,又能提高故障检测性能的激励信号.最后,通过对深空探测航天器的数据仿真,验证所提方法的有效性.

2 问题描述

深空探测航天器姿态动力学模型如下:

$$J\dot{\omega} = -\omega^\times J\omega + v + \mu, \quad (1)$$

其中: $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^\text{T}$ 为航天器角速度, $J = \text{diag}\{J_x, J_y, J_z\}$ 为转动惯量, $v = [v_x \ v_y \ v_z]^\text{T}$ 为系统控制力矩, $\mu = [\mu_x \ \mu_y \ \mu_z]^\text{T}$ 为系统干扰力矩, $\omega^\times$ 为 ω 的斜对称矩阵,满足

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}.$$

当航天器姿态偏角较小时,其运动学线性化模型表达式简化为^[14]

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \dot{\phi} - \omega_0 \psi, \\ \dot{\omega}_y = \dot{\theta} - \omega_0, \\ \dot{\omega}_z = \dot{\psi} + \omega_0 \phi, \end{cases} \quad (2)$$

其中: ϕ, θ, ψ 分别为航天器的滚转角、俯仰角、偏航角, ω_0 为航天器相对轨道坐标系的中心角速度.

将式(2)代入式(1)的动力学模型可得

$$M_2 \ddot{p} + M_1 \dot{p} + M_0 p = G_v v + G_\mu \mu, \quad (3)$$

其中 $p = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 为姿态角, 其余变量表达式如下:

$$M_0 = \begin{bmatrix} \omega_0^2(J_y - J_z) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_0^2(J_y - J_x) \end{bmatrix},$$

$$M_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\omega_0(J_x - J_y + J_z) \\ 0 & 0 & 0 \\ \omega_0(J_x - J_y + J_z) & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$M_2 = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix}, \quad G_v = G_\mu = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

定义状态量 $x = [p \ \dot{p}]^T$, 则深空探测航天器线性化模型表达式如下所示:

$$\begin{cases} \dot{x} = A_c x + B_c v + B_{cd} \mu, \\ y = C_c x + D_1 v + D_2 \mu, \end{cases} \quad (4)$$

其中:

$$A_c = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M_2^{-1} M_0 & -M_2^{-1} M_1 \end{bmatrix}, \quad D_1 = D_2 = I,$$

$$C_c = [I \ 0], \quad B_c = B_{cd} = \begin{bmatrix} 0 \\ M_2^{-1} G_v \end{bmatrix},$$

y 为系统输出.

进一步, 利用欧拉近似方法, 根据连续系统(4), 对给定采样周期 t_s , 建立深空探测航天器离散多模型系统如下:

$$\begin{cases} x_i(k+1) = A_i x_i(k) + B_i v(k) + U_i \mu(k), \\ y_i(k) = C_i x_i(k) + D_i v(k) + V_i \mu(k), \end{cases} \quad (5)$$

其中: $i = 0$ 代表无故障的标称系统模型, $i = 1$ 为发生微小参数故障的系统模型. $x_i(k)$ 和 $y_i(k)$ 分别为系统的状态量和输出量, $A_i = I + A_{ci} t_s$ 为状态矩阵, $B_i = B_{ci} t_s$ 为输入矩阵, $C_i = C_{ci}$ 为输出矩阵, $D_i = D_{1i}$ 为前馈矩阵, $V_i = D_{2i}$ 和 $U_i = B_{cd} t_s$ 为扰动系数矩阵. 其中: V_i 假定为行满秩的, $v(k)$ 为待设计的辅助信号, $\mu(k)$ 代表系统所受扰动.

本文控制目标为: 针对航天器离散多模型系统(5), 考虑系统初始状态 $x(0)$ 、不确定 $\mu(k)$ 及微小故障的影响, 设计辅助输入信号 $v(k)$, 并将其注入系统, 通过对微小故障特征的放大来实现对航天器系统微小故障的准确检测.

3 故障检测辅助信号设计

主动故障检测要求在保证系统稳定的前提下, 通过设计辅助信号注入系统, 对难以察觉的微小故障特征进行放大, 进而实现故障的精确检测. 辅助信号的设计需要满足以下两个要求: 1) 在系统所受扰动满

足一定边界条件的前提下, 注入辅助信号后, 须使得故障系统的输出与标称系统的输出无交集, 即辅助信号必须能够实现故障检测; 2) 辅助信号必须尽可能小, 以减小其对系统产生的影响. 下面, 将分别针对这两个需求进行相关数学描述, 构建性能指标并利用观测器建立闭环系统, 实现辅助信号的设计.

3.1 性能指标

将系统初始状态 $x_i(0)$ 及其所受扰动 $\mu(k)$ 当作系统整体的附加不确定来处理, 可以记为

$$\bar{\mu}_i = [x_i^T(0) \ \mu^T(0) \ \cdots \ \mu^T(k)]^T.$$

假定该附加不确定大小是未知但有界的, 且该边界满足如下条件:

$$S_i \triangleq x_i^T(0)x_i(0) + \sum_{k=0}^K [\mu(k)]^T \mu(k) \leq \varepsilon, \quad (6)$$

其中: K 为故障检测的时间, $\varepsilon \neq 0$ 为系统总体不确定性的边界. 由式(6)可以看出, 对不等号两边同时除以 ε , 等价于对 S_i 进行倍数放大(或缩小), 而这一操作不会影响后续推导的一般性. 因此, 为了不失一般性及方便求解, 考虑代入特殊值 $\varepsilon = 1$ 进行后续推导.

在 $0 \sim K$ 时刻系统不确定 $\bar{\mu}_i$ 都满足式(6)的边界条件下, 为保证故障可检测, 设计的辅助信号应当使得标称与故障系统的输出 y_i 所在的集合交集为空, 即

$$\Xi_0(v_{0,K}) \cap \Xi_1(v_{0,K}) = \emptyset, \quad (7)$$

其中: $\Xi_i(v_{0,K})$ 为系统 $0 \sim K$ 时刻的输出 y_i 构成的集合, $v_{0,K}$ 表示 $0 \sim K$ 时刻注入系统的辅助信号, 即

$$v_{0,K} = [v(0) \ v(1) \ v(2) \ \cdots \ v(K)]^T,$$

其次, 考虑到主动故障检测对象为微小故障, 故在检测过程中, 注入的辅助信号对无故障系统的影响要尽可能小, 选取表征辅助信号能量的数学形式如下:

$$E_{cl} = (v_{0,K})^T (v_{0,K}). \quad (8)$$

综上, 设计一个合适的辅助信号需满足如下的性能指标要求:

$$\begin{cases} \Xi_0(v_{0,K}) \cap \Xi_1(v_{0,K}) = \emptyset, \\ \min E_{cl} = \min (v_{0,K})^T (v_{0,K}). \end{cases} \quad (9)$$

3.2 观测器实现

为了提高故障检测性能, 设计闭环辅助信号, 考虑到辅助信号与系统输出之间存在如下关系^[15]:

$$v(k) = w(k) + \sum_{j=0}^{k-1} \Phi(k, j) y(j), \quad k \in [0, K], \quad (10)$$

其中: $w(k)$ 称为“外源信号”, Φ 为反馈系数矩阵.

根据式(10)所设计的辅助信号形式, 考虑选取线性观测器加入系统, 构建闭环系统来实现, 所得闭环系统框图如图1所示.

选取的龙伯格观测器, 其实现形式具体如下:

$$\begin{cases} \hat{x}(k+1) = A_0\hat{x}(k) + B_0v(k) + \\ M(C_0\hat{x}(k) + D_0v(k) - y_i(k)), \\ v(k) = N\hat{x}(k) + w(k), \end{cases} \quad (11)$$

其中 M, N 表示维数合适的观测器参数, 选取时需要保证闭环系统稳定.

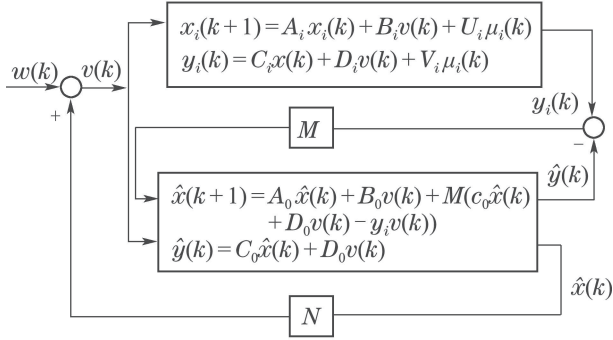


图1 闭环系统框图

Fig. 1 Block diagram of the closed-loop system

将式(5)与式(11)联立, 令观测器初始状态取值为 $\hat{x}(0) = 0$, 此时可以得到如下的增广闭环系统表达式:

$$\tilde{x}_i(k+1) = \tilde{A}_i \tilde{x}_i(k) + \tilde{B}_i w(k) + \tilde{U}_i \mu_i(k), \quad (12)$$

$$\tilde{y}_i(k) = \tilde{C}_i \tilde{x}_i(k) + D_i w(k) + V_i \mu_i(k), \quad (13)$$

在式(12)–(13)中:

$$\tilde{x}_i(k) = \begin{bmatrix} x_i(k) \\ \hat{x}_i(k) \end{bmatrix}, \quad \tilde{U}_i = \begin{bmatrix} U_i \\ -MV_i \end{bmatrix},$$

$$\tilde{A}_i =$$

$$\begin{bmatrix} A_i & B_i N \\ -MC_i & A_0 + B_0 N + MC_0 + MD_0 N - MD_i N \end{bmatrix},$$

$$\tilde{B}_i = \begin{bmatrix} B_i \\ B_0 + MD_0 - MD_i \end{bmatrix}, \quad \tilde{C}_i = [C_i \quad D_i N].$$

进一步地, 可将辅助信号 $v(k)$ 用 $\tilde{x}_i(k)$ 表达为以下形式:

$$v(k) = w(k) + \tilde{N} \tilde{x}_i(k), \quad (14)$$

其中 $\tilde{N} = [0 \quad N]$.

通过式(11)–(14)的转化, 将闭环增广系统状态表达式转化成开环形式. 因此, 后续将基于式(14), 对约束问题(9)进行优化求解, 以获得最优的外源信号 $w(k)$, 进而获得合适的辅助信号 $v(k)$, 以完成故障检测.

4 辅助信号求解

4.1 优化目标

定义1 在数学意义上, 单位有界椭球有如下定义^[16]:

$$\Theta(c, P) = \{x \in \mathbb{R}^n | (x-c)^T P^{-1} (x-c) \leq 1\}, \quad (15)$$

其中: P 为正定矩阵, c 代表椭球中心.

将式(12)在 $(k+1)$ 时刻展开, 可以得到如下表达式:

$$\begin{aligned} \tilde{x}(k+1) = & \tilde{A}_i \tilde{x}_i(k) + \tilde{B}_i w(k) + \tilde{U}_i \mu_i(k) = \\ & \tilde{A}_i [\tilde{A}_i \tilde{x}_i(k-1) + \tilde{B}_i w(k-1) + \\ & \tilde{U}_i \mu_i(k-1)] + \tilde{B}_i w(k) + \tilde{U}_i \mu_i(k) = \\ & \tilde{A}_i^2 \tilde{x}_i(k-1) + \tilde{A}_i \tilde{B}_i w(k-1) + \tilde{B}_i w(k) + \\ & \tilde{A}_i \tilde{U}_i \mu_i(k-1) + \tilde{U}_i \mu_i(k) = \dots = \\ & \tilde{A}_i^k \tilde{x}_i(1) + \tilde{A}_i^{k-1} \tilde{B}_i w(1) + \tilde{A}_i^{k-2} \tilde{B}_i w(2) + \\ & \dots + \tilde{B}_i w(k) + \tilde{A}_i^{k-1} \tilde{U}_i \mu_i(1) + \\ & \tilde{A}_i^{k-2} \tilde{U}_i \mu_i(2) + \dots + \tilde{U}_i \mu_i(k) = \\ & \tilde{A}_i^{k+1} \tilde{x}_i(0) + \sum_{j=0}^k (\tilde{A}_i^j \tilde{B}_i w(k-j) + \\ & \tilde{A}_i^j \tilde{U}_i \mu(k-j)). \end{aligned} \quad (16)$$

将式(16)代入式(13), 得到相应系统在 $0 \sim K$ 时刻的表达式:

$$\bar{y}_i = Q_i \bar{w} + R_i \bar{\mu}_i, \quad (17)$$

其中:

$$\begin{aligned} \bar{y}_i &= \begin{pmatrix} \tilde{y}_i(0) \\ \tilde{y}_i(1) \\ \vdots \\ \tilde{y}_i(K) \end{pmatrix}, \quad \bar{w} = \begin{pmatrix} w(0) \\ w(1) \\ \vdots \\ w(K) \end{pmatrix}, \quad \bar{\mu}_i = \begin{pmatrix} \tilde{x}_i(0) \\ \mu(0) \\ \vdots \\ \mu(K) \end{pmatrix}, \\ Q_i &= \begin{pmatrix} D_i & 0 & \dots & 0 \\ \tilde{C}_i \tilde{B}_i & D_i & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \tilde{C}_i \tilde{A}_i^{K-1} \tilde{B}_i & \tilde{C}_i \tilde{A}_i^{K-2} \tilde{B}_i & \dots & D_i \end{pmatrix}, \\ R_i &= \begin{pmatrix} \tilde{C}_i \tilde{I} & V_i & 0 & \dots & 0 \\ \tilde{C}_i \tilde{A}_i \tilde{I} & \tilde{C}_i \tilde{U}_i & V_i & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \tilde{C}_i \tilde{A}_i^K \tilde{I} & \tilde{C}_i \tilde{A}_i^{K-1} \tilde{U}_i & \tilde{C}_i \tilde{A}_i^{K-2} \tilde{U}_i & \dots & V_i \end{pmatrix}. \end{aligned}$$

进一步将式(17)改写为如下形式:

$$\bar{\mu}_i = R_i^{-1} (\bar{y}_i - Q_i \bar{w}). \quad (18)$$

根据式(6)和式(18), 系统的不确定边界条件可以进一步表达为

$$\begin{aligned} S_i &\triangleq (\bar{\mu}_i)^T \bar{\mu}_i = \\ & [R_i^{-1} (\bar{y}_i - Q_i \bar{w})]^T [R_i^{-1} (\bar{y}_i - Q_i \bar{w})] \leq 1 \Rightarrow \\ & (\bar{y}_i - Q_i \bar{w})^T (R_i^{-1})^T R_i^{-1} (\bar{y}_i - Q_i \bar{w}) \leq 1 \Rightarrow \\ & (\bar{y}_i - Q_i \bar{w})^T (R_i R_i^T)^{-1} (\bar{y}_i - Q_i \bar{w}) \leq 1. \end{aligned} \quad (19)$$

观察可知,式(19)满足式(15)的有界椭球表达式.考虑到优化问题(9)中 $\Xi_0(v_{0,K}) \cap \Xi_1(v_{0,K}) = \emptyset$ 等价于式(17)中 $\bar{y}_0$ 与 $\bar{y}_1$ 无公共元素,于是式(19)中 S_0 和 S_1 所在两有界椭球交集也为空.

综上,最优辅助信号的设计又可以转化为如下的优化问题:

$$\begin{aligned} \min \quad & \bar{w}^T \bar{w}, \\ \text{s.t.} \quad & \Theta(Q_0 \bar{w}, R_0 R_0^T) \cap \Theta(Q_1 \bar{w}, R_1 R_1^T) = \emptyset. \end{aligned} \quad (20)$$

为了方便求解,根据文献[17]中定理2可知,存在 $\beta \in [0, 1]$ 可以将式(20)中的优化问题转化为如下表达式:

$$\begin{aligned} \min \quad & \bar{w}^T \bar{w}, \\ \text{s.t.} \quad & \bar{w}^T (Q_1 - Q_0)^T \times \left(\frac{1}{1-\beta} R_0 R_0^T + \frac{1}{\beta} R_1 R_1^T \right)^{-1} \times \\ & (Q_1 - Q_0) \bar{w} > 1. \end{aligned} \quad (21)$$

方便起见,记

$$E = Q_1 - Q_0, F_0 = R_0 R_0^T, F_1 = R_1 R_1^T.$$

于是,式(21)可以简记为

$$\begin{aligned} \min \quad & \bar{w}^T \bar{w}, \\ \text{s.t.} \quad & \max_{\beta \in (0,1)} \bar{w}^T E^T \left(\frac{1}{1-\beta} F_0 + \frac{1}{\beta} F_1 \right)^{-1} E \bar{w} > 1. \end{aligned} \quad (22)$$

求得的该矩阵的最大特征值及其对应的特征向量分别记为 $\lambda_{\text{opt}}, \xi_{\text{opt}}$.

4.2 辅助信号求解及有效性检验

根据构建的优化问题,辅助信号求解算法可总结为步骤1至步骤3.进一步,为检验该辅助信号的检测性能,设计了残差阈值检验的方法为步骤4至步骤5.

1) 辅助信号求解算法:

步骤1 根据式(17)和式(21),分别计算出矩阵 E, F_0, F_1 的值.

步骤2 求解式(22)转化为求解矩阵的最大特征值及特征向量问题,即

$$\max_{\beta \in (0,1)} \text{eigenvalue} \{ E^T \left(\frac{1}{1-\beta} F_0 + \frac{1}{\beta} F_1 \right)^{-1} E \}. \quad (23)$$

步骤3 进一步,可计算能量最小的最优辅助信号为

$$\bar{w}_{\text{opt}} = \sqrt{\frac{1}{\lambda_{\text{opt}}}} \frac{\xi_{\text{opt}}}{\|\xi_{\text{opt}}\|}. \quad (24)$$

式(24)即为最优的外源信号,基于式(14),则可获得满足约束条件(9)下的最优辅助信号 $v_{0,K}$.通过将 $v_{0,K}$ 注入航天器系统,则可实现有效的故障检测.

2) 辅助信号有效性检验算法:

定义2 根据集员估计理论中的椭球残差思想,定义如下的残差表达式:

$$r_i = (\bar{y}_i - Q_0 \bar{w}_{\text{opt}})^T (R_0 R_0^T)^{-1} (\bar{y}_i - Q_0 \bar{w}_{\text{opt}}), \quad (25)$$

式中 $\bar{w}_{\text{opt}}$ 表示求得的最优辅助信号.

观察可知,式(25)与式(19)具有类似的形式.当辅助信号设计正确时,若式(25)中的输出项 $\bar{y}_i$ 取标称输出即为计算标称系统残差,此时必然满足边界条件(19);否则,式(25)计算所得为故障残差,则该残差必然会破坏边界,进而达到故障检测的目的.

步骤4 将步骤3中求得的最优辅助信号 $\bar{w}_{\text{opt}}$ 分别注入标称和故障闭环系统,得到相应的系统输出集 $\bar{y}_i$.

步骤5 将步骤4求得的标称和故障系统输出集 $\bar{y}_i$ 代入式(25),分别求得相应系统的残差值 r_i ,并将其与系统不确定上界 ε 对比,若 $r_i > \varepsilon$ 表明残差超过系统不确定边界,即系统发生故障;反之,若 $r_i \leq \varepsilon$ 表明残差未超过系统不确定边界,说明系统未发生故障.

5 仿真与分析

为验证提出的闭环系统最优辅助信号设计方法的有效性,对深空探测航天器分别进行了未加入观测器的开环^[18]和加入观测器后的闭环系统的仿真实验,并对二者的检测效果进行比较.

选取深空探测航天器的标称和故障模型参数矩阵如下:

标称模型参数为

$$\begin{aligned} A_0 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0.1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \\ D_0 &= V_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \\ B_0 &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0.08 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0072 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0063 \end{bmatrix}, U_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \\ C_0 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

故障模型参数为

$$A_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0.1 \\ 0.3 & 0.2 & 0 & 1 & 0 & 0.2 \\ 0 & 0 & 0.1 & 0 & 1.2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.3 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0.28 & 0 & 0 \\ 0 & 0.2072 & 0 \\ 0 & 0 & 0.2063 \end{bmatrix},$$

$$U_1 = \begin{bmatrix} 0.95 & 0 & 0 \\ 0 & 0.95 & 0 \\ 0 & 0 & 0.95 \\ 0.95 & 0 & 0 \\ 0 & 0.95 & 0 \\ 0 & 0 & 0.95 \end{bmatrix},$$

$$C_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$D_1 = V_1 = \begin{bmatrix} 1.2 & 0 & 0 \\ 0 & 1.2 & 0 \\ 0 & 0 & 1.2 \end{bmatrix}.$$

选取系统测试阶段为 $k = 1, 2, 3, \dots, 15$, 开环系统仿真所得航天器3个方向的辅助信号如图2所示.

选取闭环系统观测器参数为

$$M = \begin{bmatrix} 0.021 & 0 & 0 \\ 0 & 0.021 & 0 \\ 0 & 0 & 0.021 \\ 1.1342 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0712 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0701 \end{bmatrix},$$

$$N = \begin{bmatrix} 0.2 & 0 & 0 \\ 0 & 0.05 & 0 \\ 0 & 0 & 0.02 \\ 0.08 & 0 & 0 \\ 0 & 0.06 & 0 \\ 0 & 0 & 0.07 \end{bmatrix}^T.$$

相应的闭环系统最优辅助信号设计结果如图3所示.

图2-3中 w_1, w_2, w_3 分别为所设计的辅助信号在 x, y, z 3个方向的分量. 进一步地, 分别计算开环和闭环系统辅助信号能量, 依据式(8)可得

$$J_{op} = w_{op}^T w_{op} = 38.4714,$$

$$J_{cl} = w_{cl}^T w_{cl} = 38.3677,$$

显然有 $J_{op} > J_{cl}$. 该结果表明相较于开环系统, 加入观测器后的闭环系统所设计的最优辅助信号具有更小的能量, 因而其对系统的影响也更小, 体现了闭环方法的优越性.

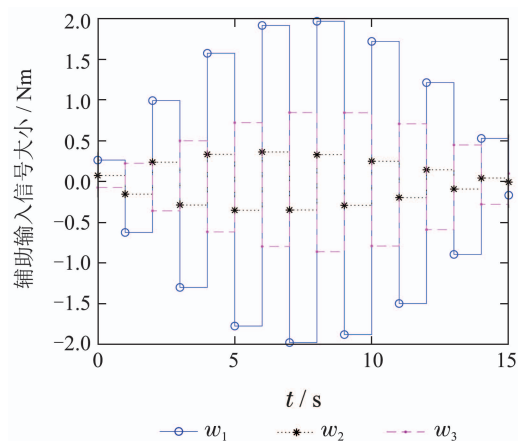


图2 开环系统在 $k = 1, 2, 3, \dots, 15$ 时的最优辅助信号

Fig. 2 The optimal auxiliary signal of the open-loop system when $k = 1, 2, 3, \dots, 15$

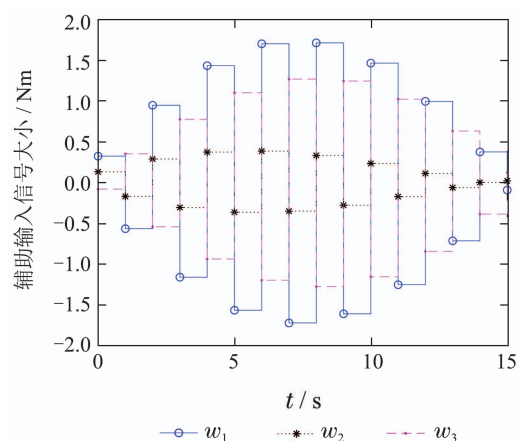


图3 闭环系统在 $k = 1, 2, 3, \dots, 15$ 时的最优辅助信号

Fig. 3 The optimal auxiliary signal of the closed-loop system when $k = 1, 2, 3, \dots, 15$

此外, 为了检验所设计的辅助信号的可检测性, 选取深空探测航天器系统所受扰动力矩为

$$\begin{cases} \mu_x = A_s(3 \cos(\omega_0 k) + 1), \\ \mu_y = A_s(3 \cos(\omega_0 k) + 1.5 \sin(\omega_0 k)), \\ \mu_z = A_s(3 \cos(\omega_0 k) + 1). \end{cases} \quad (26)$$

根据节3中设计的故障检验方法, 选取残差阈值为 $R = 1$. 进一步地, 将所设计的开、闭环辅助信号分别注入相应控制系统, 得到二者的故障检测残差对比如图4所示, 此时开、闭环系统的输出姿态角分别如图5-6所示.

图4为微小故障发生情况下, 开环系统与闭环系统故障检测的残差值对比. 观察图中残差变化曲线可知,

开、闭环方法均能在较短时间内检测出控制系统中的微小故障, 但闭环故障系统的检验残差值相较于开环故障系统有大幅下降. 图5–6为注入辅助信号后微小故障系统的输出姿态角, 对比两图可知闭环系统的输出姿态角小于开环系统的输出姿态角.

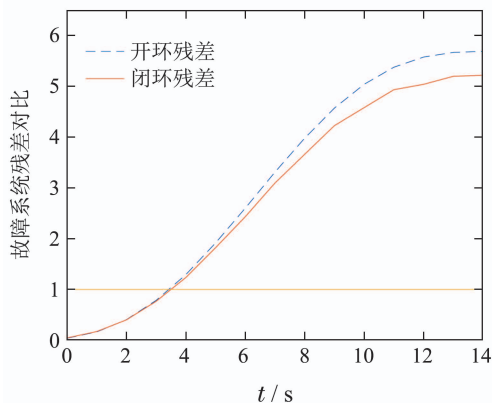


图 4 开环和闭环故障系统残差对比

Fig. 4 Comparison of the residuals of open-loop and closed-loop fault system

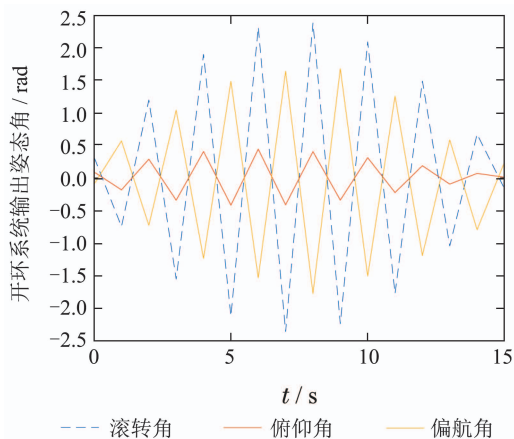


图 5 开环系统注入辅助信号后的输出姿态角

Fig. 5 The output attitude angular of the open-loop system after injecting the auxiliary signal

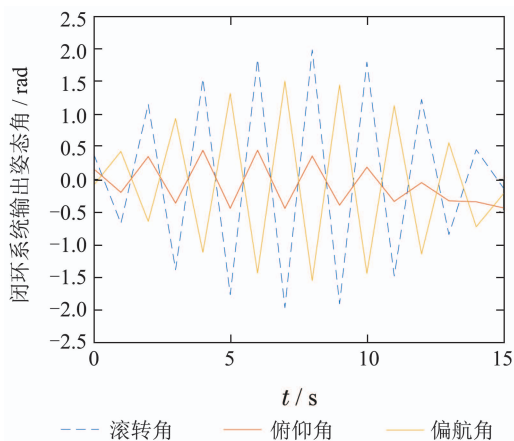


图 6 闭环系统注入辅助信号后的输出姿态角

Fig. 6 The output attitude angular of the closed-loop system after injecting the auxiliary signal

结合图4–6可知, 开、闭环辅助信号均能检测出微小故障且检测时间相近, 但闭环方法设计的辅助信号对航天器系统输出的影响比开环方法小; 而根据残差定义式(25), 残差变化趋势与系统输出是一致的, 因而闭环系统残差相较于开环系统有所下降, 但闭环系统残差值仍然远远超出残差阈值, 故闭环方法对微小故障检测性能的影响很小.

结合图1–2的辅助信号对比结论以及图5–6的输出姿态角对比结果, 可见在保证故障得以检测的前提下, 闭环方法所设计的辅助信号不仅具有更小的能量, 而且对系统性能的影响也更小, 从而体现出闭环主动故障检测方法的优越性.

6 结论

本文针对深空探测航天器的微小故障检测问题, 设计了一种闭环主动故障检测方法. 在已有的开环方法的基础上, 考虑了深空探测航天器系统的不确定并设计观测器构成闭环系统. 通过求解合适的辅助信号注入系统, 在不影响系统稳定性的前提下, 对系统的故障特征进行放大, 从而达到故障检测的目的. 通过对开环方法和闭环方法的仿真对比, 可以看出两者均可实现有效的故障检测, 但闭环辅助信号具有更小的能量, 且对系统的稳定性能影响更小, 因而具有更优的性能.

参考文献:

- [1] SHI Lei, XIONG Liang, NING Jinzhi, et al. Research on small satellite measurement and control system for deep space exploration. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(6): 81–85.
(石雷, 熊亮, 宁金枝, 等. 应用于深空探测的小卫星测控系统方案研究. *航天器工程*, 2016, 25(6): 81–85.)
- [2] XIAO B, HU Q, FRISWELL M I. Active fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft with loss of actuator effectiveness. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2013, 27(11): 925–943.
- [3] WU Y, JIANG B, LU N. A descriptor system approach for estimation of incipient faults with application to high-speed railway traction devices. *IEEE Transactions on Systems Man & Cybernetics Systems*, 2017, 49(10): 2108–2118.
- [4] FU Fangzhou, WANG Dayi, LI Wenbo. Research on multiple fault diagnosis method based on Kalman filter bank. *Control Theory & Applications*, 2017, 34(5): 586–593.
(符方舟, 王大轶, 李文博. 基于卡尔曼滤波器组的多重故障诊断方法研究. *控制理论与应用*, 2017, 34(5): 586–593.)
- [5] PIRMORADI F N, SASSANI F, DE SILVA C W. Fault detection and diagnosis in a spacecraft attitude determination system. *Acta Astronautica*, 2009, 65(5/6): 710–729.
- [6] VENKATESWARAN N, SIVA M S, GOEL P S. Analytical redundancy based fault detection of gyroscopes in spacecraft applications. *Acta Astronautica*, 2002, 50(9): 535–545.
- [7] LIU C H, JIANG B, ZHANG K, et al. Incipient fault detection of linear system with disturbance. *Journal of Shanghai Jiao Tong University (Science)*, 2015, 49(6): 889–896.
- [8] QIU Tian, BAI Xiaojing, ZHENG Xiyu, et al. Multiple exponential weighted moving average principal component analysis for micro

- fault detection. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(1): 19 – 26. (邱天, 白晓静, 郑茜予, 等. 多元指数加权移动平均主元分析的微小故障检测. 控制理论与应用, 2014, 31(1): 19 – 26.)
- [9] TAO Songbing, CHAI Yi, WANG Yiming, et al. Micro-fault diagnosis of closed-loop system sensor based on kullback-leibler distance. *Control Theory & Applications*, 2019, 36(6): 909 – 914. (陶松兵, 柴毅, 王一鸣, 等. 基于Kullback-Leibler距离的闭环系统传感器微小故障诊断. 控制理论与应用, 2019, 36(6): 909 – 914.)
- [10] NIKOUKHAH R, CAMPBELL S L. On the detection of small parameter variations in linear uncertain systems. *European Journal of Control*, 2008, 14(2): 158 – 171.
- [11] NIEMANN H, STOUSTRUP J, POULSEN N K. Controller modification applied for active fault detection. *American Control Conference*. Portland, OR, USA: IEEE, 2014: 1963 – 1968.
- [12] NIKOUKHAH R, CAMPBELL S L. Auxiliary signal design for active failure detection in uncertain linear systems with a priori information. *Automatica*, 2006, 42(2): 219 – 228.
- [13] RAIMONDO D M, MARSEGLIA G R, BRAATZ R D, et al. Closed-loop input design for guaranteed fault diagnosis using set-valued observers. *Automatica*, 2016, 74: 107 – 117.
- [14] YANG C D, SUN Y P. Mixed H_2/H_∞ state-feedback design for microsatellite attitude control. *Control Engineering Practice*, 2002, 10(9): 951 – 970.
- [15] ESNA ASHARI A, NIKOUKHAH R, CAMPBELL S L. Active robust fault detection in closed-loop systems: Quadratic optimization approach. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2012, 57(10): 2532 – 2544.
- [16] DURIEU C, WALTER E, POLYAK B. Multi-input multi-output ellipsoidal state bounding. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 2001, 111(2): 273 – 303.
- [17] ROS L, SABATER A, THOMAS F. An ellipsoidal calculus based on propagation and fusion. *IEEE transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part: Cybernetics*, 2002, 32(4), 430 – 442.
- [18] ZHAI S, WANG W, YE H. Auxiliary signal design for active fault detection based on set-membership. *IFAC—PapersOnLine*, 2015, 48(21): 452 – 457.

作者简介:

窦立谦 副教授, 目前研究方向为高超声速飞行器建模与控制、智能优化控制方法及其应用、多无人机自主通信与系统控制、复杂系统建模与辨识, E-mail: douliqian@tju.edu.cn;

季春惠 硕士研究生, 目前研究方向为航天器微小故障诊断、航天器智能故障诊断, E-mail: jchsz@tju.edu.cn;

张秀云 博士研究生, 目前研究方向为耦合复杂航天器姿态控制、卫星故障诊断与容错控制等, E-mail: zxy_11@tju.edu.cn;

宗群 教授, 博士生导师, 目前研究方向为飞行器制导控制与仿真、多智能体编队协调控制, E-mail: zongqun@tju.edu.cn;

刘文静 高级工程师, 目前研究方向为卫星控制系统故障诊断, E-mail: lwjingbice@163.com.