



# 考虑传感器故障的柔性航天器自适应 积分滑模主动容错控制

## 摘要

针对考虑传感器故障的柔性航天器姿态系统,提出了一种主动容错控制方法.首先,通过对测量输出进行滤波,将传感器故障转化为执行器故障形式;接着,设计一个基于未知输入观测器的自适应故障估计观测器,对未知故障进行辨识,同时,采用了一个故障检测观测器,对故障的发生进行检测;然后,利用故障估计信号对系统输出进行调节,结合自适应积分滑模和线性矩阵不等式技术设计输出反馈容错控制器;最后,对所设计的主动容错控制方法进行仿真,验证了所提方法的有效性.

## 关键词

柔性航天器;主动容错控制;传感器故障;积分滑模控制

中图分类号 TP183

文献标志码 A

收稿日期 2017-12-31

资助项目 国家自然科学基金(61403195);江苏省博士后研究计划(1701140B);江苏省研究生创新计划(1166)

## 作者简介

高志峰,男,博士,副教授,研究方向为复杂飞行器姿态控制系统的故障诊断与容错技术研究.gaozhifeng80@126.com

钱默抒(通信作者),女,博士,副研究员,研究方向为现代无人机的飞行控制系统设计和故障检测技术研究.moshu\_qian@126.com

<sup>1</sup> 南京邮电大学 自动化学院,南京,210042

<sup>2</sup> 南京工业大学 电气工程与控制科学学院,南京,211800

## 0 引言

柔性航天器是一种具有大型柔性附件、结构复杂的现代航天器,在通信、导航、遥测遥感等空间任务中发挥着重要的作用,因此,高精度的柔性航天器姿态控制问题得到了国内外学者越来越多的关注,并且提出了许多先进的控制方法<sup>[1-5]</sup>.例如文献[6]针对网络化柔性航天器中出现的时延、参数不确定问题,设计了一种自适应模糊滑模控制器;文献[7]提出了一种PD变结构控制器取代了原有的滑模控制器,解决了柔性航天器姿态调节问题;文献[8]采用自适应控制方法用于解决柔性航天器大角度旋转机动问题,并且控制器结构与柔性附件数量无关;文献[9]通过压电传感器和耗散电路,设计了一种被动控制策略,解决了柔性附件振动问题.在上述提到的研究中,主要考虑了在柔性航天器姿态控制中出现的参数不确定、柔性附件振动等问题,但是并未考虑执行器、传感器等出现故障的情况.值得注意的是,如果故障得不到及时的处理,将会对柔性航天器的动态性能造成严重的影响,甚至引起灾难性的后果.因此,容错控制技术(FTC)被广泛地用于现代控制系统中,当故障发生后,可以自动地调节故障的影响,将控制性能维持在可接受的范围内.文献[10]在航天器存在执行器故障和外部扰动的情况下,提出了一种滑模容错控制器,保证了航天器姿态在有限时间内收敛至原点;文献[11]采用了积分滑模控制技术用于处理航天器执行器卡死故障;文献[12]针对具有非匹配不确定和执行器故障的航天器,设计了一种鲁棒非线性容错控制策略;文献[13]提出了一种可以消除执行器效率损失故障的航天器鲁棒容错控制器,同时抑制了外部扰动;文献[14]使用光滑自适应滑模技术实现了对航天器执行器故障的容错控制;文献[15]提出基于自适应观测器的输出反馈的柔性航天器容错控制方法,有效地应对了执行器完全失效故障;文献[16]针对一类存在未知故障的不确定系统,设计了一种鲁棒容错控制器.然而,文献[10-16]所提出的航天器容错控制方法中,没有考虑存在传感器故障的航天器容错控制问题.根据目前所掌握的资料,针对传感器故障的航天器容错控制还有待进一步研究.

本文在上述研究的基础上,提出一种新颖的柔性航天器传感器

故障容错控制策略.首先给出了考虑传感器故障、参数不确定的柔性航天器姿态系统模型;然后设计了一种自适应故障估计观测器,同时提出了一种故障检测方法;接着采用自适应积分滑模技术设计了容错控制,保证了传感器故障情况下航天器闭环姿态系统的稳定性;最后通过仿真对比实验说明了所提出的容错控制策略具有良好的性能.

## 1 问题描述

根据文献[13],柔性航天器的动力学模型描述为

$$J\ddot{\theta}(t) + \delta^T \ddot{\eta}(t) = u(t), \quad (1)$$

$$\ddot{\eta}(t) + D\dot{\eta}(t) + K\eta(t) + \delta\theta(t) = 0, \quad (2)$$

其中  $J \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$  表示柔性航天器系统总转动惯量,  $\theta = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z]^T$  表示航天器姿态角,  $\theta_x, \theta_y, \theta_z$  分别表示滚转角、偏航角、俯仰角,  $\delta \in \mathbf{R}^{n \times 3}$  表示柔性附件与刚体平台之间的耦合矩阵,  $n$  为柔性附件的数量,  $\eta_n(t)$  表示弹性模态坐标,  $u \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$  表示控制力矩,  $D$  和  $K \in \mathbf{R}^{n \times n}$  分别表示柔性附件的阻尼矩阵和刚度矩阵,  $D = \text{diag}\{2\xi_i \omega_{ni}\}$ ,  $K = \text{diag}\{\omega_{ni}^2\}$ ,  $i = 1, \dots, n$ ,  $\omega_{ni}$  和  $\xi_i$  分别为柔性附件的自然振动频率和阻尼比.

引入状态变量  $x = [\theta^T \ \dot{\theta}^T]^T$ , 含有传感器故障的柔性航天器动力学状态空间模型可以表示为如下形式:

$$\dot{x}(t) = (A + \Delta A)x(t) + Bu(t) + Bd(t), \quad (3)$$

$$y_f(t) = Cx(t) + f_s(t), \quad (4)$$

其中,  $A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$ ,  $B = \begin{bmatrix} 0 \\ (J - \delta^T \delta)^{-1} \end{bmatrix}$ ,  $C \in \mathbf{R}^{m \times 6}$ , 并且  $\text{rank}(C) = m$ ,  $f_s(t) \in \mathbf{R}^{m \times 1}$  表示未知传感器故障向量,  $d(t) = \delta^T(D\dot{\eta} + K\eta)$  是由柔性附件的模态振动所激发的扰动, 并且满足  $\|d(t)\| \leq d_0$ ,  $d_0$  为未知的

正标量.  $\Delta A$  表示参数不确定, 满足  $\Delta A = MF(t)E$ ,  $M$  和  $E$  为已知的常值矩阵,  $F(t)$  为未知的时变矩阵, 满足  $F^T F \leq I$ .

**假设 1** 本文所考虑的传感器测量偏差故障满足如下条件:  $\|f_s\| \leq l$ ,  $\|\dot{f}_s\| \leq l_d$ , 其中,  $l$  和  $l_d$  为未知的常数.

**引理 1** 考虑如下线性系统:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bd(t), \quad y(t) = Cx(t) + Dd(t),$$

若存在一个对称矩阵  $P > 0$ , 使得式(5)成立, 则系统渐近稳定, 且满足  $\|G(s)\|_\infty < \gamma$ .

$$\begin{bmatrix} A^T P + PA & PB & C^T \\ B^T P & -\gamma I & D^T \\ C & D & -\gamma I \end{bmatrix} < 0, \quad (5)$$

其中,  $I$  为合适维数的单位矩阵.

**引理 2** 对于给定的任意常数  $\mu > 0$ , 假设矩阵  $\Lambda(t)$  满足  $\Lambda^T(t)\Lambda(t) < I$ , 则如下不等式成立:

$$Z^T \Lambda R + R^T \Lambda^T Z \leq \mu Z^T Z + \mu^{-1} R^T R,$$

其中,  $Z$  和  $R$  是 2 个实矩阵.

本文的主要研究内容如下:

1) 通过引入输出滤波器, 将传感器故障转化为执行器故障形式, 设计一个故障检测单元, 用于检测故障的发生, 同时, 故障估计信号通过自适应故障估计观测器获得, 对测量输出信号进行补偿;

2) 利用补偿后的输出信号, 设计基于自适应积分滑模的容错控制器, 保证柔性航天器闭环姿态系统在传感器故障的情况下, 仍能保持渐近稳定.

本文所设计容错控制策略如图 1 所示.

## 2 传感器故障诊断方法设计

首先, 通过引入如下输出滤波器, 获得滤波变量  $z \in \mathbf{R}^m$ :

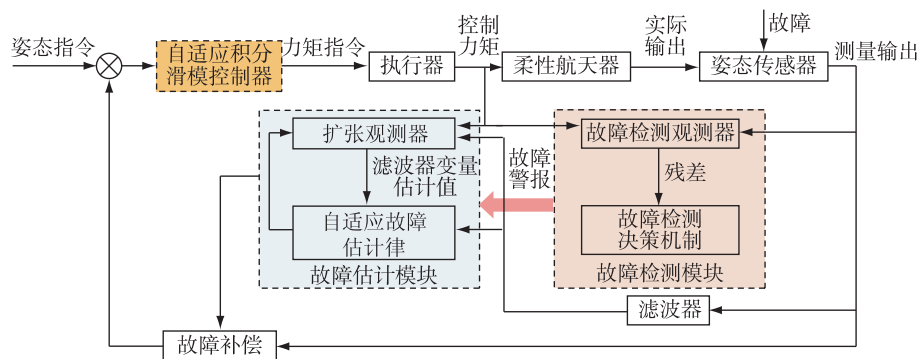


图 1 柔性航天器传感器故障主动容错控制策略

Fig. 1 Active fault tolerant control scheme for flexible spacecraft

$$\dot{z}(t) = -A_f z(t) + A_f y(t), \quad (6)$$

其中,  $A_f \in \mathbf{R}^{m \times m}$  是一个 Hurwitz 矩阵.

定义状态变量  $\bar{x} = [x^T \ z^T]^T$ , 则系统(3)—(4)与滤波器(6)可以被合并改写成如下扩张系统:

$$\dot{\bar{x}}(t) = (A_a + \Delta A_a)\bar{x}(t) + B_a u(t) + B_a d(t) + Df_s(t), \quad (7)$$

$$z(t) = C_a \bar{x}(t), \quad (8)$$

其中,  $A_a = \begin{bmatrix} A & 0 \\ A_f C & -A_f \end{bmatrix}$ ,  $B_a = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix}$ ,  $D = \begin{bmatrix} 0 \\ A_f \end{bmatrix}$ ,  $\Delta A_a = M_a F_a(t) E_a$ , 并且  $\|F_a^T E_a\| \leq 1$ .

**注 1** 通过上述变化,原姿态系统中的传感器故障以执行器故障的形式出现在扩张系统(7)—(8)中,在后续故障诊断方法设计过程中,可以将其视为执行器故障问题.与文献[17]提出的坐标变换方法相比,本文提出的方法更为简单,便于分析与应用.

## 2.1 故障检测观测器设计

在提出故障估计方法之前,为了检测故障的发生时间,以及避免错误的故障估计信息,设计一个具有如下形式的故障检测观测器:

$$\dot{\xi}(t) = A_0 \xi(t) + Lz(t), \quad (9)$$

$$x_f(t) = \xi(t) + Wz(t), \quad (10)$$

其中,  $\xi \in \mathbf{R}^{6+m}$  为故障检测观测器状态变量,  $A_0$  和  $W$  为参数矩阵,按如下方式选取  $B_a = WC_a B_a$ ,  $W_0 = D - WC_a D$ ,  $L_1 = A_0 W + L$ ,  $A_1 = A_a - EC_a A_a$ ,  $A_0 = A_1 - L_1 C_a$ ,  $L$  的取值将在故障估计观测器的设计中给出.

定义  $e_f = \bar{x} - x_f$ , 根据式(9)—(10), 当  $\Delta A = 0$  与  $d = 0$  时,可以得到如下微分方程及残差信号:

$$\dot{e}_f(t) = (A_1 - L_1 C) e_f(t) + W_0 f_s(t), \quad (11)$$

$$r(t) = C_a e_f(t), \quad (12)$$

$r(t)$  为残差信号. 通过求解微分方程(11)—(12)可得:

$$r(t) = C_a e^{-A_0 t} e_f(0) + C_a \int_0^t e^{-A_0(t-\tau)} W_0 f_s(\tau) d\tau. \quad (13)$$

当没有发生传感器故障的时候,  $r(t)$  满足  $\|r\| \leq \|C e^{-A_0 t}\| \|e_f(0)\|$ , 因此,可以根据经验选取故障检测阈值为  $J_{th} \approx \|C e^{-A_0 t}\| \|e_f(0)\|$ , 通过如下机制对故障的发生进行检测:

$$\|r\| > J_{th} \Rightarrow \text{故障发生} \Rightarrow \text{发出警报};$$

$$\|r\| \leq J_{th} \Rightarrow \text{无故障发生}.$$

## 2.2 故障估计观测器设计

针对扩张系统(7)—(8),设计具有如下形式的

自适应故障观测器:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A_a \hat{x}(t) + B_a u(t) + D \hat{f}_s(t) + L(z - \hat{z}), \quad (14)$$

$$\hat{z}(t) = C_a \hat{x}(t), \quad (15)$$

$$\dot{\hat{f}}_s = HR^T(z - \hat{z}) - \sigma H \hat{f}_s, \quad (16)$$

其中,  $\hat{x}$ ,  $\hat{z}$ ,  $\hat{f}_s$  分别为  $x$ ,  $z$ ,  $f_s$  的估计值,  $L$  和  $R$  为设计的观测器增益矩阵,  $H$  为一个正定权值矩阵,  $\sigma$  是一个正标量, 并满足  $\sigma > \lambda_{\max}(H^{-1})$ .

定义估计误差  $e_x = \bar{x} - \hat{x}$ ,  $e_z = z - \hat{z}$ ,  $e_f = f_s - \hat{f}_s$ , 可得如下估计误差动态方程:

$$\dot{e}_x = (A_a - LC_a) e_x + \Delta A_a x + B_a d + D_a e_f, \quad (17)$$

$$\dot{e}_f = -HR^T e_z - \sigma H \hat{f}_s + \dot{f}_s. \quad (18)$$

**定理 1** 如果存在正定矩阵  $P_1$  与矩阵  $Q$  使得如下 LMI 成立:

$$\begin{bmatrix} P_1 A_a + A_a^T P_1 - C_a^T Q^T - Q C_a & P_1 M_a & P_1 B_a \\ * & -\frac{1}{\varepsilon} I & 0 \\ * & * & -\frac{1}{\varepsilon} I \end{bmatrix} < 0, \quad (19)$$

则故障估计观测器参数可以设计为  $L = P_1^{-1} Q$ ,  $C_a^T R = P_1 D_a$ , 使得误差动态方程(17)—(18)是一直最终有界稳定的,同时,估计误差  $e_x$ ,  $e_f$  以指数收敛速度收敛于如下范围内:

$$\Omega = \left\{ e_x, e_f \mid \lambda_{\min}(P_1) \|e_x\|^2 + \lambda_{\min}(H^{-1}) \|e_f\|^2 \leq \frac{\delta h}{k} \right\}.$$

**证明** 选取如下 Lyapunov 方程:

$$V_1 = e_x^T P_1 e_x + e_f^T H^{-1} e_f, \quad (20)$$

对  $V_1$  求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & e_x^T ((A_a - LC_a)^T P_1 + P_1 (A_a - LC_a)) e_x + \\ & 2e_x^T P_1 B_a d + 2e_x^T P_1 D_a e_f + 2e_x^T P_1 \Delta A_a \bar{x} + \\ & 2e_f^T H^{-1} \dot{f}_s - 2e_f^T R^T e_z + 2\sigma e_f^T f_s - 2\sigma e_f^T e_f. \end{aligned} \quad (21)$$

根据引理 2, 对于任意的常数  $\varepsilon > 0$ , 可得如下不等式:

$$\begin{aligned} 2e_x^T P_1 \Delta A_a \bar{x} &= 2e_x^T P_1 M_a F_a E_a \bar{x} \leq \\ & \frac{1}{\varepsilon} e_x^T P_1 M_a M_a^T P_1 e_x + \varepsilon \bar{x}^T E^T E \bar{x}, \end{aligned} \quad (22)$$

$$2e_x^T P_1 B_a d \leq \frac{1}{\varepsilon} e_x^T P_1 B_a B_a^T P_1 e_x + \varepsilon d^T d. \quad (23)$$

根据假设 1, 可知如下不等式成立:

$$2e_x^T H^{-1} \dot{f}_s \leq \lambda_{\max}(H^{-1}) (\|e_f\|^2 + l_d^2), \quad (24)$$

$$2\sigma e_f^T f_s \leq \sigma (\|e_f\|^2 + l^2). \quad (25)$$

当  $C_a^T R = P_1 D_a$  时, 可知  $2e_x^T P_1 D_a e_f - 2e_f^T R^T e_z = 0$ , 将式(22)—(25)代入式(21)可得如下不等式:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 \leq & -e_x^T \Gamma e_x - (\sigma - \lambda_{\max}(H^{-1})) \|e_f\|^2 + \\ & \lambda_{\max}(H^{-1}) l_d^2 + \sigma l^2 + \varepsilon \|E\|^2 \|x\|^2 + \varepsilon d_0^2 \leq \\ & -k(\|e_x\|^2 + \|e_f\|^2) + \delta, \end{aligned} \quad (26)$$

其中,  $\Gamma = (LC_a - A_a)^T P_1 + P_1(LC_a - A_a) - \frac{1}{\varepsilon} P_1 M M^T P_1 - \frac{1}{\varepsilon} P_1 B_a B_a^T P_1$ , 令  $\Gamma > 0, P_1 L = Q$ , 利用 Schur 补引理可得到 LMI (19).  $k = \min(\lambda_{\max}(\Gamma), \sigma - \lambda_{\max}(H^{-1}))$ ,  $\delta = \lambda_{\max}(H^{-1}) l_d^2 + \sigma l^2 + \varepsilon \|x\|^2 + \varepsilon d_0^2$ .

根据式(20), 可以得出如下不等式成立:

$$V_1 \leq h(\|e_x\|^2 + \|e_f\|^2), \quad (27)$$

其中  $h = \max(\lambda_{\max}(P_1), \lambda_{\max}(H^{-1}))$ , 将式(27)代入(26)中, 可得:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{k}{h} V_1 + \delta. \quad (28)$$

根据式(28)可得, 当  $V_1 > \frac{\delta h}{k}$  时,  $\dot{V}_1 < 0$ , 因此, 估计误差动态方程(17)–(18)为最终一致有界稳定, 收敛于集合  $\Omega$ , 收敛速度大于  $e^{-\frac{k}{h}t}$ . 证毕.

### 3 容错控制器设计

本节将设计基于积分滑模的输出反馈容错控制器, 对传感器估计进行调节, 消除故障对姿态系统的影响. 利用故障估计信息对测量输出进行补偿  $y_c = y - \hat{f}_s$ , 然后, 构造如下积分滑模面:

$$\begin{bmatrix} \Xi_{11} & \Xi_{12} & -BG & P_2 E^T & \phi M & P_2 C^T & BN & P_2 C^T \\ * & -\gamma_1^2 I & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I \\ * & * & -\gamma_1^2 I & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & -\mu_1^{-1} I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & -\mu_1^{-1} I & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & * & -I & 0 & 0 \\ * & * & * & * & * & * & -I & 0 \\ * & * & * & * & * & * & * & -I \end{bmatrix} < 0, \quad (36)$$

其中,  $\Xi_{11} = (\phi A - BGC) P_2 + P_2 (\phi A - BGC)^T$ ,  $\Xi_{12} = -BG + BN$ ,  $\phi = I - BGC$ . 则滑模动态(34)–(35)具有渐近稳定性, 并且满足  $H_\infty$  性能  $\gamma_1$ .

**证明** 利用引理 1, 可以得到如下不等式条件:

$$\begin{bmatrix} \Pi_{11} & P_0 B(N - C) & -P_0 BG & C^T \\ * & -\gamma_1^2 I & 0 & I \\ * & * & -\gamma_1^2 I & 0 \\ * & * & * & -I \end{bmatrix} < 0, \quad (37)$$

$$s(t) = G \left( y_c(t) - y_c(t_0) + \int_{t_0}^t y_c(\tau) d\tau \right), \quad (29)$$

其中,  $G = (CB)^+$ ,  $t_0$  表示姿态系统初始时刻.

所设计的控制器由线性反馈部分和非线性部分组成, 具有如下形式:

$$u = u_l + u_n, \quad (30)$$

其中  $u_l = N y_c$ ,  $u_n = -(\hat{\rho} + \lambda) \frac{s(t)}{\|s(t)\|}$ , 并且当  $s(t) = 0$  时,  $u = 0$ .  $N$  为反馈增益矩阵,  $\lambda$  为一个正常数,  $\hat{\rho}$  为自适应未知参数的估计值,  $\rho = d_0 + \|G\| \|e_f\| + \|G + C\| \|e_f\|$ , 其自适应估计律为

$$\dot{\hat{\rho}} = \frac{1}{\nu} \|s(t)\|, \nu > 0. \quad (31)$$

对滑模面(29)求导, 根据姿态系统(3)–(4)可得:

$$\begin{aligned} \dot{s}(t) = & G((C(A + \Delta A) + C)x(t) + \dot{e}_f(t) + e_f(t)) + \\ & u(t) + d(t), \end{aligned} \quad (32)$$

因此, 可以得到等效控制律为

$$u_{eq} = -G((C(A + \Delta A) + C)x(t) + \dot{e}_f(t) + e_f(t)) - d(t) + u_l(t), \quad (33)$$

将其代入原姿态系统中, 可以得到滑模动态方程为

$$\dot{x} = ((I - BGC)(A + \Delta A) - BGC + BNC)x + \bar{B}\omega, \quad (34)$$

$$y_c = Cx + \bar{D}\omega, \quad (35)$$

其中  $\omega = [e_f \ e_f^T]^T$ ,  $\bar{B} = [B(N - G) \ -BG]$ ,  $\bar{D} = [I \ 0]$ .

**定理 2** 如果存在正定矩阵  $P_2$  与矩阵  $N$  使得如下 LMI 成立:

其中  $\Pi_{11} = P_0 \Sigma + \Sigma^T P_0$ ,  $\Sigma = \phi(A + \Delta A) - BGC - BNC$ ,  $\phi = I - BGC$ . 令  $P_2 = P_0^{-1}$ , 在式(37)左右两边, 同时乘以对角矩阵  $\text{diag}\{P_2, I, I, I\}$ , 根据引理 2 可得:

$$\begin{bmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & -BG & P_2 C^T \\ * & -\gamma_1^2 I & 0 & I \\ * & * & -\gamma_1^2 I & 0 \\ * & * & * & -I \end{bmatrix} + \mu_1^{-1} \Phi \Phi^T + \mu_1 \Psi \Psi^T < 0, \quad (38)$$



其中  $\alpha_{11} = (\phi A - BGC)P_2 - BNCP_2 + P_2(\phi A - BGC)^T - (NCP_2)^T B^T$ ,  $\alpha_{12} = -BG + BN$ ,  $\phi = I - BGC$ ,

$$\Psi = \begin{bmatrix} \phi M \\ 0 \end{bmatrix}, \Phi = \begin{bmatrix} P_2 E^T \\ 0 \end{bmatrix}.$$

利用 Schur 补,即可将式(38)改写成 LMI 条件(36).证毕.

接下来,将通过定理 3,对自适应滑模控制律(30)进行综合分析,保证系统进行并维持滑模运动.

**定理 3** 如果滑模面(29)存在,本节所提出的容错控制器(30)可以使柔性航天器姿态系统在存在传感器故障的情况下,仍能保持渐近稳定性.

**证明** 选取如下 Lyapunov 函数:

$$V_2 = \frac{1}{2}s^T s + \frac{1}{2}\nu\bar{\rho}^2, \quad (39)$$

其中  $\bar{\rho} = \rho - \hat{\rho}$  表示未知参数的估计误差.

对 Lyapunov 函数(39)求导可得:

$$\dot{V}_2 = s^T \dot{s} - \nu\dot{\bar{\rho}}. \quad (40)$$

根据式(29)和(30),可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & s^T((GC(A + \Delta A) + GC + NC)x + d + Ge_f + \\ & (G + N)e_f - (\hat{\rho} + \lambda) \frac{s}{\|s\|}) - \|s\| \dot{\bar{\rho}} \leq \\ & ((\|GCA\| + \|GC\| + \|NC\| + \\ & \|GC\| \|\Delta A\|) \|x\| + d_0 + \|G\| \|e_f\| + \\ & \|G + N\| \|e_f\| - \rho - \lambda) \|s\| \leq \\ & (\kappa \|x\| - \lambda) \|s\|, \end{aligned} \quad (41)$$

其中  $\kappa = \|GCA\| + \|GC\| + \|NC\| + \|GCM\| \|E\|$ .通过式(41)可知,对于给定的常数  $\beta$ ,当选取  $\lambda > \kappa\beta$  时,  $\dot{V}_2 < 0$ .由此可知,本节所设计自适应积分滑模容错控制器可以保证系统在传感器故障情况下的渐近稳定性.证毕.

**注 2** 本节所设计积分滑模面(29),同传统滑模面相比,在系统初始时刻即满足  $s(t_0) = 0$ ,因此,消除了系统状态到达滑模面的阶段;同时,与文献[18]和[19]中所提出的容错控制方法相比,滑模面动态与  $y_c$  相关,充分利用了故障估计信息  $\hat{f}_s$ ,减小了被动容错控制方法的保守性,提高了系统的鲁棒性.

**注 3** 同基于状态输出反馈的容错控制方法相比,例如文献[15,20-21],本文提出的是基于输出反馈的容错控制方法.众所周知,输出反馈方法不需要获得系统的全部状态变量信息,只需对部分状态进行测量,因此,输出反馈方法更具有应用价值.

#### 4 仿真验证

本节将通过仿真实验,对本文所提出的容错控

制方法进行验证.柔性航天器模型参数(表 1)选取如下:

$$J = \begin{bmatrix} 991 & 19.6 & 0.3 \\ 19.6 & 613 & 13.6 \\ 0.3 & 13.6 & 693 \end{bmatrix},$$

$$\delta = \begin{bmatrix} 10 & 0.5 & 0.2 \\ 0.5 & 2 & 0 \\ 0.1 & 0.9 & 0.8 \\ 1 & 0.5 & 0.5 \end{bmatrix},$$

$J, \delta$  的单位分别为  $\text{kg} \cdot \text{m}^2$  和  $\text{kg}^{1/2} \cdot \text{m}$ .

表 1 柔性附件参数

Table 1 Parameters of the considered elastic modes		
柔性附件序号	自然频率/(rad/s)	阻尼系数
1	1.9	0.08
2	4.1	0.30
3	5.8	0.60
4	6.0	0.75

航天器姿态系统的初始值选为滚转角  $\theta_x(0) = -1.0 \text{ deg}$ , 偏航角  $\theta_y(0) = 2.0 \text{ deg}$ , 俯仰角  $\theta_z(0) = -1.0 \text{ deg}$ , 弹性模态初始值选为  $\eta_1(0) = 0.006$ ,  $\eta_2(0) = -0.004$ ,  $\eta_3(0) = 0.005$ ,  $\eta_4(0) = -0.003$ .假设参数不确定  $\|\Delta A\| \leq 3 \times 10^{-3}$ , 传感器故障假设在系统运行第 10 秒的时刻发生在第 1 个测量通道上,故障表达式为

$$f_1 = \begin{cases} 0, & 0 \leq t < 10, \\ 0.8 \times \sin(0.9t), & t \geq 10. \end{cases}$$

首先,利用经典输出反馈控制策略进行仿真,如图 2 所示,传感器故障对柔性航天器姿态系统造成了严重的影响,经典控制方法不再能够保证闭环系统的稳定性.接着,图 3 为传感器故障及其估计曲线,说明了本文所设计的传感器故障估计方法的有效性,能够快速、准确地对未知时变故障进行估计.然后,利用本文提出的基于自适应积分滑模的容错控制方法进行仿真,图 4 显示未知的参数自适应估计律具有良好的收敛性.图 5 为姿态角输出响应曲线,可以从中看出传感器故障对于闭环姿态系统的影响可以被很好消除,容错控制策略保证了系统在故障情况下的稳定性.最后,为了说明本文所设计方法的优越性,应用文献[22]中所设计的传感器容错控制方法进行仿真比较,图 6 显示虽然文献[22]方法可以抑制传感器故障的影响,但是控制性能无法令人满意,同本文所设计容错控制方法相比,稳定时间更长,同时稳态误差也更大.综上所述,本文针对

柔性航天器姿态系统所设计的传感器故障主动容错控制方法具有良好的容错控制性能.

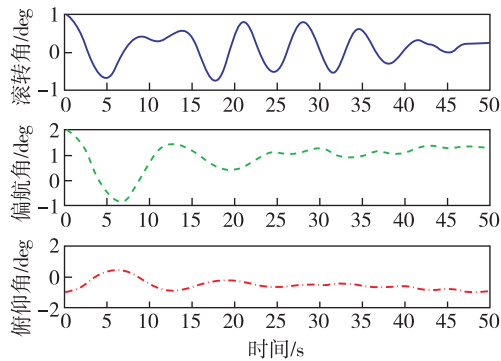


图2 采用经典输出反馈控制器时的姿态角输出曲线

Fig. 2 Attitude angle responses in sensor fault free case using general output feedback control

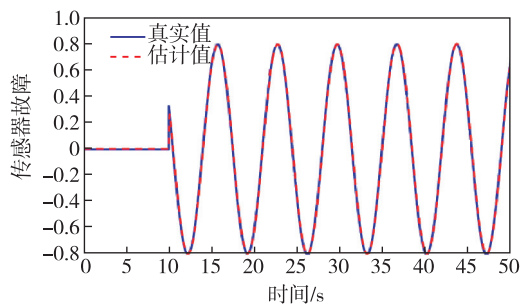


图3 传感器故障真实值与估计值

Fig. 3 Actual sensor fault and its estimation result

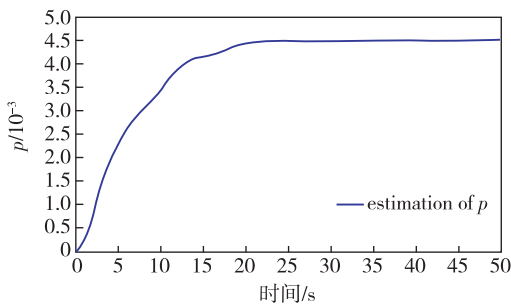


图4 自适应估计律输出曲线

Fig. 4 The output response of adaptive estimation law

## 5 总结

本文针对柔性航天器姿态系统设计了一种传感器故障主动容错控制方法.首先通过一种新颖的方法,将传感器故障转化为执行器故障形式,并设计一种自适应估计观测器,对未知的传感器故障进行估计,同时提出了一种故障检测方法;然后提出了一种

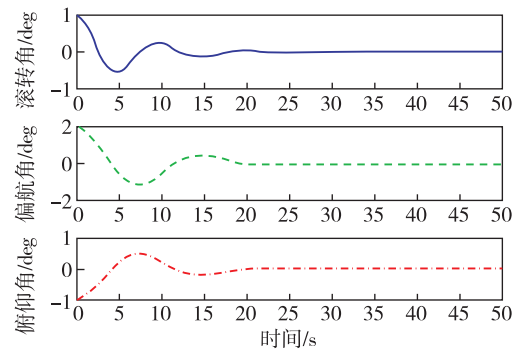


图5 采用本文所设计的容错控制器时的姿态角输出曲线

Fig. 5 Attitude angle output responses in sensor fault case using the FTC designed in this paper

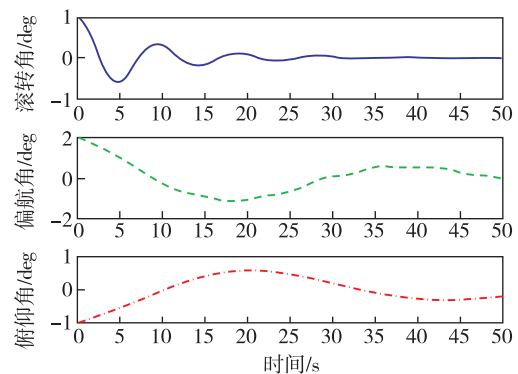


图6 采用文献[22]所设计的容错控制器时的姿态角输出曲线

Fig. 6 Attitude angle output responses in sensor fault case using FTC designed in reference[22]

基于自适应积分滑模的输出反馈容错控制器,利用 Lyapunov 方法对闭环姿态系统的稳定性进行了分析;最后通过仿真验证说明了本文所提出方法的有效性与优越性.

## 参考文献

### References

- [ 1 ] Yang H, Jiang B, Cocquempot V, et al. Spacecraft formation stabilization and fault tolerance: A state-varying switched system approach [ J ]. Systems and Control Letters, 2013, 62( 9 ): 715-722
- [ 2 ] Zheng Z, Song S M. Autonomous attitude coordinated control for spacecraft formation with input constraint, model uncertainties, and external disturbances [ J ]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27( 3 ): 602-612
- [ 3 ] Zhou B. Global stabilization of periodic linear systems by bounded controls with applications to spacecraft magnetic attitude control [ J ]. Automatica, 2015, 60: 145-154
- [ 4 ] Warier R R, Sinha A, Sukumar S. Line-of-sight based spacecraft attitude and position tracking control [ J ]. European Journal of Control, 2016, 32: 43-53

- [ 5 ] Zou Y. Attitude tracking control for spacecraft with robust adaptive RBFNN augmenting sliding mode control [ J ]. Aerospace Science and Technology, 2016, 56: 197-204
- [ 6 ] Dong C Y, Xu L J, Chen Y, et al. Networked flexible spacecraft attitude maneuver based on adaptive fuzzy sliding mode control [ J ]. Acta Astronautica, 2009, 65 ( 11/12 ): 1561-1570
- [ 7 ] Jin E D, Sun Z W. Passivity-based control for a flexible spacecraft in the presence of disturbances [ J ]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2010, 45 ( 4 ): 348-356
- [ 8 ] Lee K W, Singh S N.  $L_1$  adaptive control of flexible spacecraft despite disturbances [ J ]. Acta Astronautica, 2012, 80: 24-35
- [ 9 ] Sales T P, Rade D A, de Souza L C G. Passive vibration control of flexible spacecraft using shunted piezoelectric transducers [ J ]. Aerospace Science and Technology, 2013, 29(1): 403-412
- [ 10 ] Huo X, Hu Q L, Xiao B. Finite-time fault tolerant attitude stabilization control for rigid spacecraft [ J ]. ISA Transactions, 2014, 53(2): 241-250
- [ 11 ] Hu Q L, Zhang Y M, Huo X, et al. Adaptive integral-type sliding mode control for spacecraft attitude maneuvering under actuator stuck failures [ J ]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(1): 32-45
- [ 12 ] Godard G, Kumar K D. Robust attitude stabilization of spacecraft subject to actuator failures [ J ]. Acta Astronautica, 2011, 68(7/8): 1242-1259
- [ 13 ] Zhang R, Qiao J Z, Li T, et al. Robust fault tolerant control for flexible spacecraft against partial actuator failures [ J ]. Nonlinear Dynamics, 2014, 76(3): 1753-1760
- [ 14 ] Hu Q L, Shao X D. Smooth finite-time fault-tolerant attitude tracking control for rigid spacecraft [ J ]. Aerospace Science and Technology, 2016, 55: 144-157
- [ 15 ] Zhao D, Yang H, Jiang B, et al. Attitude stabilization of a flexible spacecraft under actuator complete failure [ J ]. Acta Astronautica, 2016, 123: 129-136
- [ 16 ] Liu C S, Jiang B.  $H_2$  fault tolerant controller design for a class of nonlinear systems with a spacecraft control application [ J ]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39 ( 2 ): 188-196
- [ 17 ] Zhang J, Swain A K, Nguang S K. Robust sensor fault estimation scheme for satellite attitude control systems [ J ]. Journal of the Franklin Institute, 2013, 350 ( 9 ): 2581-2604
- [ 18 ] Qian M S, B Jiang, Liu H T. Dynamic surface active fault tolerant control design for the attitude control systems of UAV with actuator fault [ J ]. International Journal of Control Automation, and Systems, 2016, 14(3): 723-732
- [ 19 ] Gao Z F, Lin J X, Cao T. Robust fault tolerant tracking control design for a linearized hypersonic vehicle with sensor faults [ J ]. International Journal of Control, Automation, and Systems, 2015, 13(3): 672-679
- [ 20 ] Xiao B, Yin S. Velocity-free Fault tolerant and uncertainty attenuation control for a class of nonlinear systems [ J ]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63 ( 7 ): 4400-4411
- [ 21 ] Yang H, Jiang B, Staroswiecki M. Fault tolerant control for plug-and-play interconnected nonlinear systems [ J ]. Journal of the Franklin Institute, 2016, 353 ( 10 ): 2199-2217
- [ 22 ] Xiao B, Yin S, Kaynak O. Tracking control of robotic manipulators with uncertain kinematics and dynamics [ J ]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63 ( 10 ): 6439-6449

## Active fault tolerant control for flexible spacecraft with sensor faults based on adaptive integral sliding mode

GAO Zhifeng<sup>1</sup> HAN Bing<sup>1</sup> QIAN Moshu<sup>2</sup> LIN Jinxing<sup>1</sup>

<sup>1</sup> College of Automation, Nanjing University of Posts and Telecommunications, Nanjing 210042

<sup>2</sup> College of Electrical Engineering and Control Science, Nanjing Tech University, Nanjing 211800

**Abstract** In this paper, an active fault tolerant attitude control approach is provided for a flexible spacecraft to accommodate the unknown sensor faults. Firstly, a model-based fault detection and estimation technique is developed into the process behavior by using a virtual filter and an adaptive observer. Secondly, a reconfigurable attitude controller design is developed by combining both adaptive integral sliding mode control and linear matrix inequality technique. Finally, the effectiveness of the proposed fault tolerant scheme has been verified by simulation result on a flexible spacecraft attitude control system with a time varying sensor fault.

**Key words** flexible spacecraft; active fault tolerant control; sensor fault; integral sliding mode control