



基于增广 P 型学习观测器的航天器故障 重构和自适应容错控制

摘要

针对航天器姿态控制系统常见的传感器故障问题,基于增广 P 型学习观测器技术研究了故障重构问题,并对故障系统进行了容错控制器的设计.首先,考虑同时存在传感器故障和未知干扰输入的航天器姿控系统状态空间模型,将故障等效考虑成与前一时刻故障估计值和当前时刻输出误差有关的两项,借助 Lyapunov 定理设计观测器,并采用 LMI 方法给出了观测器参数矩阵系统化设计方法.然后,设计积分滑模面,将得到的等效控制律代入系统状态空间模型后,设计包含自适应故障补偿控制项和线性输出反馈控制项的容错控制律.最后通过仿真实例验证了所设计观测器和容错控制器的有效性.

关键词

姿态控制;学习观测器;故障重构;容错控制

中图分类号 TP273

文献标志码 A

收稿日期 2020-05-01

资助项目 国家自然科学基金(61833009,11972130,61690212)

作者简介

骆天依,男,硕士生,研究方向为航天器故障诊断、容错控制.tianyiluo@126.com

李化义,男,教授,博士生导师,研究方向为小卫星总体设计与控制、卫星集群智能控制以及卫星故障诊断.lihuayi@hit.edu.cn

1 哈尔滨工业大学 航天学院,哈尔滨,150001

2 哈尔滨理工大学 自动化学院,哈尔滨,150080

0 引言

姿态控制系统作为航天器最重要的子系统之一,由于所处空间具有复杂不确定性,极易发生故障,导致航天器失去稳定性甚至完全失效^[1-3].因此,很有必要对航天器发生的故障及时进行诊断和隔离,并设计出新的容错控制器保证航天器在轨运行期间的可靠性与安全性.

按照 Frank 等^[4]的观点,故障诊断方法可以分为三类:基于解析模型的方法、基于信息处理的方法和基于知识的方法.其中,基于解析模型的方法作为传统的故障诊断方法,经过近 50 年的发展和完善,至今仍被广泛应用在航天器姿控系统故障重构和容错控制领域.然而随着航天任务难度的提升,航天器的结构和功能趋向于复杂多样化,构成航天器的元器件种类和数量不断增加,这也提高了故障诊断方法的复杂性和容错控制器的设计难度.但仍有很多学者在此领域进行着不断的探索和突破.

针对航天器执行机构故障,Li 等^[5]设计了扩张状态观测器对航天器姿控系统模型参数、外在干扰和执行器的饱和输出进行估计和补偿,并利用逆最优控制李雅普诺夫函数方法保证闭环系统的渐近稳定性;Zhang 等^[6]针对刚性航天器执行机构失效故障和饱和约束,设计了一种滑模故障估计观测器,并在此基础上利用滑模控制思想设计了相应的容错控制器;Wang 等^[7]首先利用自适应方法估计执行器故障模型中的未知参数,在此基础上设计出一种自适应未知输入观测器对故障进行检测和隔离.

针对航天器传感器故障,Wang 等^[8]基于线性矩阵不等式技术设计出两组具有良好鲁棒性的 H_∞ 最优观测器,并设计出满足一定姿态误差精度的 PD 控制器(Proportional-Derivative controller)保障航天器在陀螺和传感器故障同时发生情况下的安全稳定运行能力;韩冰^[9]对基于扩张状态观测器的方法进行了改进,并利用动态输出反馈的方法,提高了故障系统的控制性能;江耿丰等^[10]对常用的卫星测量部件光学敏感器和惯性敏感器分别设计了隔离观测器和 Kalman 滤波器,通过比较两个观测器的输出残差,达到故障诊断和隔离的目的.

基于上述研究,本文提出了一种基于增广 P 型迭代学习观测器

的航天器传感器故障重构方法,并利用自适应积分滑模的思想设计新的控制器,解决了对航天器姿控系统故障容错控制问题.最后,通过航天器姿控系统仿真实例验证了本文所设计观测器和控制器的有效性.

1 问题描述

1.1 航天器姿控系统模型

考虑如下三轴稳定刚体卫星的姿态运动学与动力学模型:

$$\mathbf{w} = \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - w_0\psi \\ \dot{\theta} - w_0 \\ \dot{\psi} + w_0\varphi \end{bmatrix}, \quad (1)$$

$$\begin{cases} T_{cx} + T_{dx} = I_x \ddot{\varphi} + (I_y - I_z - I_x)w_0\dot{\psi} + \\ \quad (I_y - I_z)w_0^2\varphi + (I_z - I_y)\dot{\theta}(\dot{\psi} + w_0\varphi), \\ T_{cy} + T_{dy} = I_y \ddot{\theta} + (I_x - I_z)(\dot{\psi} + w_0\varphi)(\dot{\varphi} - w_0\psi), \\ T_{cz} + T_{dz} = I_z \ddot{\psi} - (I_y - I_z - I_x)w_0\dot{\varphi} + \\ \quad (I_y - I_x)w_0^2\psi + (I_y - I_x)\dot{\theta}(\dot{\varphi} - w_0\psi), \end{cases} \quad (2)$$

其中 \mathbf{w} 代表航天器绝对角速度, w_0 代表轨道角速度, φ, θ, ψ 分别代表滚动角、俯仰角和偏航角, I_x, I_y, I_z 分别代表三轴的转动惯量, $\mathbf{T}_c = [T_{cx} \ T_{cy} \ T_{cz}]^T$ 为航天器的控制力矩, $\mathbf{T}_d = [T_{dx} \ T_{dy} \ T_{dz}]^T$ 为航天器受到的干扰力矩.

定义

$$\boldsymbol{\gamma} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T. \quad (3)$$

忽略二阶小量对系统模型的影响,动力学模型可以转换成如下微分方程的形式:

$$\dot{\boldsymbol{\gamma}} + \boldsymbol{\alpha}_1 \boldsymbol{\dot{\gamma}} + \boldsymbol{\alpha}_2 \boldsymbol{\gamma} = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d, \quad (4)$$

其中参数矩阵 $\boldsymbol{\alpha}_1$ 和 $\boldsymbol{\alpha}_2$ 表示如下:

$$\boldsymbol{\alpha}_1 = \begin{bmatrix} \frac{I_y - I_z}{I_x} w_0^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{I_y - I_x}{I_z} w_0^2 \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\alpha}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{I_y - I_z - I_x}{I_x} w_0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{I_z + I_x - I_y}{I_z} w_0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

令

$$\mathbf{x} = [\boldsymbol{\gamma} \ \dot{\boldsymbol{\gamma}}]^T, \quad (5)$$

能够得到如下形式的航天器姿控系统状态空间模型:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{D}\mathbf{d}(t), \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t), \end{cases} \quad (6)$$

其中 $\mathbf{u}(t) = \mathbf{T}_c$ 表示控制输入, $\mathbf{d}(t) = \mathbf{T}_d$ 表示干扰输入.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ -\boldsymbol{\alpha}_1 & -\boldsymbol{\alpha}_2 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{B}_1 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_z} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{D} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{C}_1 & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -w_0 \\ 0 & 0 & 0 \\ w_0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

1.2 问题描述

现考虑如下含有不确定干扰输入的传感器故障模型:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{D}\mathbf{d}(t), \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{F}\mathbf{f}_s(t), \end{cases} \quad (7)$$

其中 $\mathbf{x}(t) \in \mathbf{R}^n, \mathbf{u}(t) \in \mathbf{R}^m, \mathbf{y}(t) \in \mathbf{R}^r$ 分别表示系统状态向量、输入向量和输出向量, $\mathbf{f}_s(t) \in \mathbf{R}^q$ 和 $\mathbf{d}(t) \in \mathbf{R}^r$ 分别表示航天器陀螺仪故障和受到的未知干扰, $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{D}$ 均为适当维数的系数矩阵, $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{n \times n}, \mathbf{B} \in \mathbf{R}^{n \times m}, \mathbf{C} \in \mathbf{R}^{r \times n}, \mathbf{D} \in \mathbf{R}^{n \times r_0}$, 且满足 $r_0 \leq r$.

对于式(7)所示的传感器故障,为了抑制故障输出对系统可靠性的干扰,可以设计如下形式的输出滤波器:

$$\dot{\mathbf{z}}(t) = -\mathbf{A}_z \mathbf{z}(t) + \mathbf{A}_z \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{A}_z \mathbf{F}\mathbf{f}_s(t), \quad (8)$$

其中系数矩阵 $\mathbf{A}_z \in \mathbf{R}^{r \times r}$ 是一个稳定矩阵,所有特征值均具有负实部.

存在状态变量 $\bar{\mathbf{x}}(t) = [\mathbf{x}^T(t) \ \mathbf{z}^T(t)]^T$ 使得系统(7)转化成如下形式的增广系统:

$$\begin{cases} \dot{\bar{\mathbf{x}}}(t) = \bar{\mathbf{A}}\bar{\mathbf{x}}(t) + \bar{\mathbf{B}}\mathbf{u}(t) + \bar{\mathbf{D}}\mathbf{d}(t) + \bar{\mathbf{F}}\mathbf{f}_s(t), \\ \bar{\mathbf{y}}(t) = \bar{\mathbf{C}}\bar{\mathbf{x}}(t), \end{cases} \quad (9)$$

其中

$$\bar{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{0} \\ \mathbf{A}_z \mathbf{C} & -\mathbf{A}_z \end{bmatrix}, \quad \bar{\mathbf{B}} = \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix},$$

$$\bar{D} = \begin{bmatrix} D \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{F}_s = \begin{bmatrix} 0 \\ A_s F_s \end{bmatrix}, \quad \bar{C} = [0 \quad I_r].$$

本文的目的之一就是针对传感器故障增广系统(9)设计增广 P 型学习观测器,使得传感器故障能够实现精确重构。

同时,为了改善故障系统的性能指标,减轻陀螺仪故障对航天器姿控系统的不利影响,本文在实现故障重构的基础上,基于故障模型(7),进一步设计容错控制器,保证航天器在故障状态下的稳定运行能力。

2 基于增广 P 型学习观测器的故障重构

针对传感器故障增广系统(9),考虑如下形式的增广 P 型学习观测器:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = \bar{A} \hat{x}(t) + \bar{B}u(t) + \bar{F} \hat{f}_s(t) + \\ \quad \bar{D} \hat{d}(t) + L[\bar{y}(t) - \hat{y}(t)], \\ \hat{y}(t) = \bar{C} \hat{x}(t), \\ \hat{f}_s(t) = L_1 \hat{f}_s(t - \tau) + L_2[\bar{y}(t) - \hat{y}(t)], \end{cases} \quad (10)$$

其中 $\hat{x}(t)$, $\hat{y}(t)$, $\hat{f}_s(t)$, $\hat{d}(t)$ 分别是状态变量 $\bar{x}(t)$ 、系统输出 $\bar{y}(t)$ 、传感器故障 $f_s(t)$ 和外界未知扰动 $d(t)$ 的估计值。陀螺故障重构信号 $\hat{f}_s(t)$ 由 $t - \tau$ 时刻的故障重构值和当前时刻输出估计误差两部分组成,通过多次递推学习到当前时刻的故障重构值。矩阵 $L \in \mathbf{R}^{12 \times 6}$, $L_1 \in \mathbf{R}^3$, $L_2 \in \mathbf{R}^{3 \times 6}$ 是待设计的观测器增益矩阵。

定义几种误差变量如表 1 所示。

表 1 增广 P 型观测器设计所需误差变量

Table 1 Error variables required for augmented P-type observer design

名称	定义
状态估计误差	$e_x(t) = \hat{x}(t) - \bar{x}(t)$
输出估计误差	$e_y(t) = \hat{y}(t) - \bar{y}(t)$
干扰估计误差	$e_d(t) = \hat{d}(t) - d(t)$
故障重构误差	$e_s(t) = \hat{f}_s(t) - f_s(t)$

考虑增广系统(9)及其增广 P 型学习观测器(10),根据表 1,可得误差系统动态方程:

$$\dot{e}_x(t) = (\bar{A} - \bar{L}\bar{C})e_x(t) + \bar{F}_s e_s(t) + \bar{D}e_d(t). \quad (11)$$

给出以下假设辅助增广 P 型故障重构观测器的设计:

假设 1 存在正数 $k_s > 0$ 使得 $\|\hat{f}_s(t)\|_\infty \leq k_s$, 其中向量

$$\tilde{f}_s(t) = f_s(t) - L_1 f_s(t - \tau). \quad (12)$$

根据假设 1 和表 1,能够得到如下传感器故障重构误差方程:

$$e_s(t) = f_s(t) - L_1 \hat{f}_s(t - \tau) - L_2[\hat{y}(t) - \bar{y}(t)] = \tilde{f}_s(t) + L_1 e_s(t - \tau) - L_2 \bar{C} e_x(t). \quad (13)$$

引理 1^[11] 若传感器故障重构误差如表 1 所示,则有以下不等式:

$$\eta^* e_s^T(t) e_s(t) \leq \eta^* e_s^T(t - \tau) L_1^T L_1 e_s(t - \tau) + \eta^* e_x^T(t) (L_2 \bar{C})^T L_2 \bar{C} e_x(t) + \eta^* \tilde{f}_s^T(t) \tilde{f}_s(t), \quad (14)$$

其中 η^* 在定理 1 中给出。

定理 1 对于增广系统(9)及其增广 P 型学习观测器(10),若存在下列不等式,则所设计的增广 P 型学习观测器能够使系统状态估计误差 $e_x(t)$ 、干扰估计误差 $e_d(t)$ 和传感器故障重构误差 $e_s(t)$ 一致渐近稳定。

$$P^* \bar{F}_s = \eta^* (L_2 \bar{C})^T, \quad (15)$$

$$(\bar{A} - \bar{L}\bar{C})^T P^* + P^* (\bar{A} - \bar{L}\bar{C}) + \delta^* (P^* \bar{F}_s)^T P^* \bar{F}_s +$$

$$\varepsilon^* (P^* \bar{D})^T P^* \bar{D} < 0, \quad (16)$$

$$\eta^* (1 + \mu^*) L_1^T L_1 - Q^* < 0, \quad (17)$$

其中矩阵 P^* , Q^* , 参数 δ^* , ε^* , η^* , μ^* 的定义在证明过程中给出。

证明 构造 Lyapunov 函数

$$V(t) = e_x^T(t) P^* e_x(t) + \int_{t-\tau}^t e_s^T(s) Q^* e_s(s) ds, \quad (18)$$

其中 $P^* \in \mathbf{R}^n$, $Q^* \in \mathbf{R}^m$ 为正定的实对称矩阵。

将式(18)对时间 t 求导,得到:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) = & e_x^T(t) [(\bar{A} - \bar{L}\bar{C})^T P^* + P^* (\bar{A} - \bar{L}\bar{C})] e_x(t) + \\ & 2e_x^T(t) P^* \bar{F}_s e_s(t) + 2e_x^T(t) P^* \bar{D} e_d(t) + \\ & e_s^T(t) Q^* e_s(t) - e_s^T(t - \tau) Q^* e_s(t - \tau). \end{aligned} \quad (19)$$

引理 2^[12] 设 x, y 是具有适当维数的实向量, $A, B(t)$ 是具有适当维数的实矩阵, $\|B(t)\| \leq r$, 存在任意正数 ε , 有

$$2x^T A^T B(t) y \leq \varepsilon x^T A^T A x + \frac{r^2}{\varepsilon} y^T y. \quad (20)$$

根据引理 2, 有:

$$2e_x^T(t) P^* \bar{F}_s e_s(t) \leq \delta^* e_x^T(t) (P^* \bar{F}_s)^T P^* \bar{F}_s e_x(t) + \frac{1}{\delta^*} e_s^T(t) e_s(t), \quad (21)$$

$$2e_x^T(t) P^* \bar{D} e_d(t) \leq \varepsilon^* e_x^T(t) (P^* \bar{D})^T P^* \bar{D} e_x(t) + \frac{1}{\varepsilon^*} e_d^T(t) e_d(t). \quad (22)$$

将式(21)和式(22)代入到式(19)中,并借助引理 1, 得到:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) \leq & e_x^T(t) [(\bar{A} - L\bar{C})^T P^* + P^*(\bar{A} - L\bar{C}) + \\ & \delta^*(P^* \bar{F}_s)^T P^* \bar{F}_s + \varepsilon^*(P^* \bar{D})^T P^* \bar{D}] e_x(t) + \\ & \eta^* e_s^T(t) e_s(t) - \sigma^* e_s^T(t) Q^* e_s(t) - \\ & e_s^T(t - \tau) Q^* e_s(t - \tau) + \frac{1}{\varepsilon^*} e_d^T(t) e_d(t), \quad (23) \end{aligned}$$

其中

$$\eta^* = (1 + \sigma^*) \lambda_{\max}(Q^*),$$

$$\sigma^* \geq 0.$$

将式(13)代入式(23),并化简得到:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) \leq & e_x^T(t) [(\bar{A} - L\bar{C})^T P^* + P^*(\bar{A} - L\bar{C}) + \\ & \delta^*(P^* \bar{F}_s)^T P^* \bar{F}_s + \varepsilon^*(P^* \bar{D})^T P^* \bar{D}] e_x(t) + \\ & \eta^* \tilde{f}_s^T(t) \tilde{f}_s(t) + \eta^* e_s^T(t - \tau) L_1^T L_1 e_s(t - \tau) - \\ & e_x^T(t) [2P^* \bar{F}_s - \eta^*(L_2 \bar{C})^T] L_2 \bar{C} e_x(t) + \\ & 2e_x^T(t) [P^* \bar{F}_s - \eta^*(L_2 \bar{C})^T] L_1 e_s(t - \tau) + \\ & 2e_x^T(t) [P^* \bar{F}_s - \eta^*(L_2 \bar{C})^T] \tilde{f}_s(t) + \\ & 2\eta^* e_s^T(t - \tau) L_1^T \tilde{f}_s(t) - \sigma^* e_s^T(t) Q^* e_s(t) - \\ & e_s^T(t - \tau) Q^* e_s(t - \tau) + \frac{1}{\varepsilon^*} e_d^T(t) e_d(t). \quad (24) \end{aligned}$$

对于式(24),如果定理1中的式(15)成立,则有:

$$\begin{aligned} e_x^T(t) [2P^* \bar{F}_s - \eta^*(L_2 \bar{C})^T] L_2 \bar{C} e_x(t) = \\ \eta^* e_x^T(t) (L_2 \bar{C})^T L_2 \bar{C} e_x(t) \geq 0, \quad (25) \end{aligned}$$

$$2e_x^T(t) [P^* \bar{F}_s - \eta^*(L_2 \bar{C})^T] L_1 e_s(t - \tau) = 0, \quad (26)$$

$$2e_x^T(t) [P^* \bar{F}_s - \eta^*(L_2 \bar{C})^T] \tilde{f}_s(t) = 0. \quad (27)$$

将式(25)~(27)代入到式(24)中,得到:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) \leq & e_x^T(t) [(\bar{A} - L\bar{C})^T P^* + P^*(\bar{A} - L\bar{C}) + \\ & \delta^*(P^* \bar{F}_s)^T P^* \bar{F}_s + \varepsilon^*(P^* \bar{D})^T P^* \bar{D}] e_x(t) + \\ & \eta^* \tilde{f}_s^T(t) \tilde{f}_s(t) + \eta^* e_s^T(t - \tau) L_1^T L_1 e_s(t - \tau) + \\ & 2\eta^* e_s^T(t - \tau) L_1^T \tilde{f}_s(t) - \sigma^* e_s^T(t) Q^* e_s(t) - \\ & e_s^T(t - \tau) Q^* e_s(t - \tau) + \frac{1}{\varepsilon^*} e_d^T(t) e_d(t). \quad (28) \end{aligned}$$

根据引理2,有:

$$\begin{aligned} 2\eta^* e_s^T(t - \tau) L_1^T \tilde{f}_s(t) \leq \\ \eta^* \mu^* e_s^T(t - \tau) L_1^T L_1 e_s(t - \tau) + \frac{\eta^*}{\mu^*} \tilde{f}_s^T(t) \tilde{f}_s(t). \quad (29) \end{aligned}$$

将式(29)代入到式(28)中,有以下不等式成立:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) \leq & e_x^T(t) [(\bar{A} - L\bar{C})^T P^* + P^*(\bar{A} - L\bar{C}) + \\ & \delta^*(P^* \bar{F}_s)^T P^* \bar{F}_s + \varepsilon^*(P^* \bar{D})^T P^* \bar{D}] e_x(t) + \\ & e_s^T(t - \tau) [\eta^*(1 + \mu^*) L_1^T L_1 - Q^*] e_s(t - \tau) + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \eta^* \left(1 + \frac{1}{\mu^*}\right) \tilde{f}_s^T(t) \tilde{f}_s(t) - \\ \sigma^* e_s^T(t) Q^* e_s(t) + \frac{1}{\varepsilon^*} e_d^T(t) e_d(t). \quad (30) \end{aligned}$$

根据定理1中式(16)和式(17)可知:

$$\begin{aligned} e_x^T(t) [(\bar{A} - L\bar{C})^T P^* + P^*(\bar{A} - L\bar{C}) + \\ \delta^*(P^* \bar{F}_s)^T P^* \bar{F}_s + \varepsilon^*(P^* \bar{D})^T P^* \bar{D}] e_x(t) = \\ e_x^T(t) \Omega_1 e_x(t) < 0, \quad (31) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} e_s^T(t - \tau) [\eta^*(1 + \mu^*) L_1^T L_1 - Q^*] e_s(t - \tau) = \\ e_s^T(t - \tau) \Omega_2 e_s(t - \tau) < 0. \quad (32) \end{aligned}$$

所以有:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) \leq & -\lambda_1 \|e_x(t)\|_2^2 - \lambda_2 \|e_s(t - \tau)\|_2^2 - \\ & \lambda_3 \|e_s(t)\|_2^2 + \eta^* \left(1 + \frac{1}{\mu^*}\right) k_s^2 + \frac{1}{\varepsilon^*} k_d^2, \quad (33) \end{aligned}$$

其中

$$\begin{cases} \lambda_1 = \lambda_{\min}(-\Omega_1), \\ \lambda_2 = \lambda_{\min}(-\Omega_2), \\ \lambda_3 = \sigma^* \lambda_{\min}(Q^*), \\ k_s^2 = \tilde{f}_s^T(t) \tilde{f}_s(t), \\ k_d^2 = e_d^T(t) e_d(t). \end{cases}$$

将式(33)进一步简化,得到:

$$\dot{V}(t) \leq -\zeta^* \|\zeta^*(t)\|_2^2 + \rho^*, \quad (34)$$

其中

$$\begin{cases} \zeta^* = \lambda_{\min}\{\text{diag}\{-\Omega_1, -\Omega_2, Q^*\}\}, \\ \rho^* = \eta^* \left(1 + \frac{1}{\mu^*}\right) k_s^2 + \frac{1}{\varepsilon^*} k_d^2. \end{cases}$$

根据式(34)可知,当不等式满足

$$\zeta^* \|\zeta^*(t)\|_2^2 > \rho^*, \quad (35)$$

能够得到:

$$\dot{V}(t) < 0. \quad (36)$$

根据 Lyapunov 稳定性理论,系统状态估计误差 $e_x(t)$, 干扰估计误差 $e_d(t)$ 和传感器故障重构误差 $e_d(t)$ 一致渐近稳定. 定理证毕.

由于定理1求解较为复杂,为计算定理1中的式(15)~(17),给出以下引理:

引理3^[13] 设

$$Z = \begin{bmatrix} Z_{11} & Z_{12} \\ Z_{21} & Z_{22} \end{bmatrix} \quad (37)$$

为对称阵,则 $Z > 0$ 的充要条件是:

$$\begin{cases} Z_{22} > 0, \\ Z_{11} - Z_{12} Z_{22}^{-1} Z_{21}^T > 0. \end{cases} \quad (38)$$

引理4^[14] 对于给定矩阵 $A \in \mathbf{R}^n$, 当且仅当存

在对称矩阵 $\mathbf{P} \in \mathbf{R}^n$ 满足

$$\begin{bmatrix} -\mathbf{P} & \mathbf{P}(\mathbf{A} - \alpha\mathbf{I}_n) \\ * & -r^2\mathbf{P} \end{bmatrix} < 0 \quad (39)$$

时,矩阵 \mathbf{A} 的所有特征值能够位于圆形稳定域 $D(\alpha, r)$ 内.其中 α 和 r 分别表示该稳定圆的圆心和半径.

利用引理 3 和引理 4,将式(15)—(17)转换为线性矩阵不等式形式:

$$\begin{bmatrix} -\tau\mathbf{I}_3 & \bar{\mathbf{F}}_s^T\mathbf{P}^* - \eta^*\mathbf{L}_2\bar{\mathbf{C}} \\ * & -\mathbf{I}_{12} \end{bmatrix} < 0, \quad (40)$$

$$\begin{bmatrix} (\bar{\mathbf{A}} - \bar{\mathbf{L}}\bar{\mathbf{C}})^T\mathbf{P}^* + \mathbf{P}^*(\bar{\mathbf{A}} - \bar{\mathbf{L}}\bar{\mathbf{C}}) & \mathbf{P}^*\bar{\mathbf{F}}_s & \mathbf{P}^*\bar{\mathbf{D}} \\ * & -\frac{\mathbf{I}_3}{\delta^*} & \mathbf{0}_3 \\ * & * & -\frac{\mathbf{I}_3}{\varepsilon^*} \end{bmatrix} < 0. \quad (41)$$

同时,为了保证观测器的收敛速度,可以利用引理 4,将矩阵 $\bar{\mathbf{A}} - \bar{\mathbf{L}}\bar{\mathbf{C}}$ 的全部特征值配置到圆形稳定域 $D(\alpha, r)$ 内,此时有:

$$\begin{bmatrix} -\mathbf{P}^* & \mathbf{P}^*\bar{\mathbf{A}} - \alpha\mathbf{P}^* - \mathbf{W}^*\bar{\mathbf{C}} \\ * & -r^2\mathbf{P}^* \end{bmatrix} < 0, \quad (42)$$

其中 α 和 r 分别表示该稳定圆的圆心和半径.

至此,增广 P 型学习观测器设计完成.

3 基于自适应积分滑模的主动容错控制

令

$$\mathbf{y}_c = \mathbf{y} - \mathbf{F}\hat{\mathbf{f}}_s \quad (43)$$

表示系统的实际输出.其中 \mathbf{y} 是系统的测量输出, $\mathbf{F}\hat{\mathbf{f}}_s$ 是故障估计补偿项, $\hat{\mathbf{f}}_s$ 已在上节实现了对陀螺故障的重构.

定义如下形式的积分滑模面:

$$\mathbf{s}(t) = \mathbf{K}^* \left[\mathbf{y}_c(t) - \mathbf{y}_c(t_0) + \int_{t_0}^t \mathbf{y}_c(\tau) d\tau \right], \quad (44)$$

其中矩阵 $\mathbf{K}^* = (\mathbf{CB})^+ \in \mathbf{R}^{3 \times 6}$, $\mathbf{y}_c(t_0)$ 表示系统初始时刻的实际输出.采用这种积分滑模面可以使系统快速到达滑模面,提高系统的鲁棒性能.

对积分滑模面(44)求导,得到:

$$\dot{\mathbf{s}}(t) = \mathbf{K}^* [\mathbf{C}(\mathbf{A} + \mathbf{I})\mathbf{x}(t) + \mathbf{CBu}(t) + \mathbf{CDd}(t) + \mathbf{F}_s(\mathbf{e}_s(t) + \dot{\mathbf{e}}_s(t))]. \quad (45)$$

根据 $\dot{\mathbf{s}}(t) = 0$,得到等效控制律的形式为

$$\mathbf{u}_{eq}(t) = -\mathbf{B}^+(\mathbf{A} + \mathbf{I})\mathbf{x}(t) - \mathbf{B}^+\mathbf{Dd}(t) - \mathbf{K}^*\mathbf{F}_s(\mathbf{e}_s(t) + \dot{\mathbf{e}}_s(t)) + \mathbf{Ny}_c, \quad (46)$$

其中, $\mathbf{u}_{nl}(t) = -\mathbf{B}^+(\mathbf{A} + \mathbf{I})\mathbf{x}(t) - \mathbf{B}^+\mathbf{Dd}(t) -$

$\mathbf{K}^*\mathbf{F}_s(\mathbf{e}_s(t) + \dot{\mathbf{e}}_s(t))$ 表示控制律的非线性部分, $\mathbf{u}_l(t) = \mathbf{Ny}_c$ 表示控制律的线性反馈部分, $\mathbf{N} \in \mathbf{R}^{3 \times 6}$ 为待求的输出反馈增益矩阵.

将等效控制律(46)代入到系统(7)中,得到如下形式的积分滑模状态方程:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \hat{\mathbf{A}}\mathbf{x}(t) + \hat{\mathbf{B}}\boldsymbol{\omega}(t), \\ \mathbf{y}_c(t) = \hat{\mathbf{C}}\mathbf{x}(t) + \hat{\mathbf{D}}\boldsymbol{\omega}(t), \end{cases} \quad (47)$$

其中

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{A}} = \mathbf{BNC} - \mathbf{I}, \\ \hat{\mathbf{B}} = [\mathbf{B}(\mathbf{N} - \mathbf{K}^*)\mathbf{F}_s \quad -\mathbf{BK}^*\mathbf{F}_s], \\ \hat{\mathbf{C}} = \mathbf{C}, \quad \hat{\mathbf{D}} = [\mathbf{F}_s \quad \mathbf{0}], \\ \boldsymbol{\omega}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{e}_s(t) \\ \dot{\mathbf{e}}_s(t) \end{bmatrix}. \end{cases}$$

定理 2 对于传感器故障系统(7),设计形如式(48)所示的容错控制律,能够保证系统的渐近稳定性.

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{u}_{nl}(t) + \mathbf{u}_l(t), \quad (48)$$

其中

$$\begin{cases} \mathbf{u}_{nl}(t) = -(\hat{\rho} + \lambda^*) \frac{\mathbf{s}(t)}{\|\mathbf{s}(t)\|}, \\ \mathbf{u}_l(t) = \mathbf{Ny}_c(t), \end{cases}$$

其中 λ^* 是选取的正常数.

被估计的未知参数 ρ 表达式为

$$\rho = \|\mathbf{B}^*\mathbf{D}\| \|d_0\| + \|\mathbf{K}^*\mathbf{F}_s\| \|\dot{\mathbf{e}}_s(t)\| + (\|\mathbf{K}^*\mathbf{NF}_s\| + \|\mathbf{K}^*\mathbf{F}_s\|) \|\mathbf{e}_s(t)\|, \quad (49)$$

其自适应律为

$$\dot{\hat{\rho}} = \frac{1}{v^*} \|\mathbf{s}(t)\|, v^* > 0. \quad (50)$$

为求解定理 2 中的输出反馈增益矩阵 \mathbf{N} ,给出以下辅助引理.

引理 5^[15] 对于形如式(51)的线性系统,若存在正定对称矩阵 \mathbf{P} 使得式(52)成立,则线性系统(51)渐近稳定.

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{Ax}(t) + \mathbf{Bu}(t), \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{Cx}(t) + \mathbf{Du}(t), \end{cases} \quad (51)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}^T\mathbf{P} + \mathbf{PA} & \mathbf{PB} & \mathbf{C}^T \\ * & -\gamma\mathbf{I} & \mathbf{D}^T \\ * & * & -\gamma\mathbf{I} \end{bmatrix} < 0, \quad (52)$$

其中 γ 为一个任意给定的正常数, \mathbf{I} 为适当维数的单位阵.

证明 首先,对于航天器姿控系统陀螺故障情况下的状态空间模型(47),利用引理5能够得到形如式(53)所示的不等式,使得系统(47)渐近稳定.

$$\begin{bmatrix} H^T P + PH & PB(N - K^*)F_s & -PBK^*F_s & C^T \\ * & -\gamma I & 0 & F_s^T \\ * & * & -\gamma I & 0 \\ * & * & * & -I \end{bmatrix} < 0, \quad (53)$$

其中 $H = BNC - I$. 矩阵 P 和 N 可以通过 LMI 工具箱求解得到.

然后,定义形如式(54)的 Lyapunov 函数,利用 Lyapunov 稳定性理论,证明整个系统在故障重构后的渐近稳定性.

$$V = \frac{1}{2}s^T(t)s(t) + \frac{1}{2}v^* \tilde{\rho}^2, \quad (54)$$

其中 $\tilde{\rho} = \rho - \hat{\rho}$ 代表未知参数的估计误差. 对其求导,得到:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & s^T(t)\dot{s}(t) + v^* \tilde{\rho}\dot{\tilde{\rho}} = \\ & s^T(t) \{ [K^*C(A + I) + NC]x(t) + \\ & B^+Dd(t) + K^*(N + I)F_s e_s(t) + K^*F_s \dot{e}_s(t) - \\ & (\rho + \lambda^*) \frac{s(t)}{\|s(t)\|} \} - \tilde{\rho} \|s(t)\|. \end{aligned} \quad (55)$$

假设系统受到的未知噪声干扰有界,即 $\|d\| \leq d_0$. 进一步有:

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & [(\|K^*CA\| + \|K^*C\| + \|NC\|)\|x(t)\| + \\ & (\|K^*NF_s\| + \|K^*F_s\|)\|e_s(t)\| + \\ & \|K^*F_s\|\|\dot{e}_s(t)\| - \rho - \lambda^* + \\ & \|B^+D\|d_0] \cdot \|s(t)\| \leq \\ & [\tilde{\omega} \cdot \|x(t)\| - \lambda^*] \cdot \|s(t)\|, \end{aligned} \quad (56)$$

其中

$$\tilde{\omega} = \|K^*CA\| + \|K^*C\| + \|NC\|.$$

当选取常数 $\lambda^* > \tilde{\omega} \|x(t)\|$ 时,有:

$$\dot{V} < 0. \quad (57)$$

根据 Lyapunov 稳定性理论可知,所设计的自适应滑模容错控制器能够保证航天器姿控系统在陀螺仪故障情况下的渐近稳定性.

4 仿真实例

令 $\delta^* = \varepsilon^* = 1, Q^* = L_1 = I_3$, 此时有 $\lambda_{\max}(Q^*) = 1, \eta^* = 1$. 选取圆形稳定域 $D(0,1)$, 学习速率 $\tau = 0.001$, 并选取如下参数矩阵:

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_3 & I_3 & \mathbf{0}_6 \\ -\alpha_1 & -\alpha_2 & \mathbf{0}_6 \\ A_z \cdot \begin{bmatrix} I_3 & \mathbf{0}_3 \\ C_1 & I_3 \end{bmatrix} & -A_z \end{bmatrix}, \quad \bar{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_3 \\ B_1 \\ \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 \end{bmatrix},$$

$$\bar{C} = [\mathbf{0}_6 \quad I_6], \quad \bar{D} = \begin{bmatrix} I_3 \\ I_3 \\ \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 \end{bmatrix}, \quad \bar{F}_s = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 \\ A_z \\ \mathbf{0}_3 \end{bmatrix},$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_z} \end{bmatrix},$$

$$C_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -w_0 \\ 0 & 0 & 0 \\ w_0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

其中:

$$A_z = \text{diag}\{-1, -1, -1, -1, -1, -1\},$$

$$w_0 = 0.001 \text{ rad/s},$$

$$I_x = 12.49 \text{ kg} \cdot \text{m}^2,$$

$$I_y = 13.85 \text{ kg} \cdot \text{m}^2,$$

$$I_z = 15.75 \text{ kg} \cdot \text{m}^2,$$

$$\alpha_1 = \begin{bmatrix} -0.1521 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0863 \end{bmatrix},$$

$$\alpha_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1.1521 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0.9137 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

利用 LMI 工具箱 feasp 求解器求解不等式(55)、(56)和(57),得到观测器增益矩阵 L 和 L_2 分别为

$$L = \begin{bmatrix} 0.0086 & 0 & -0.0205 & -0.4705 & 0 & -0.5334 \\ 0 & 0.0114 & 0 & 0 & -1.9232 & 0 \\ 0.0205 & 0 & 0.0086 & 1.3656 & 0 & -0.1555 \\ 0.0240 & 0 & -0.0036 & 0.6785 & 0 & -0.2172 \\ 0 & 0.0101 & 0 & 0 & -0.6760 & 0 \\ 0.0007 & 0 & 0.0196 & 0.3581 & 0 & 0.3064 \\ 1.4827 & 0 & 0.4258 & 1.0841 & 0 & 0.2155 \\ 0 & 1.8357 & 0 & 0 & 1.4155 & 0 \\ -0.4256 & 0 & 1.4828 & -0.6489 & 0 & 0.3609 \\ 0.0125 & 0 & 0.0187 & 2.2506 & 0 & 0.0460 \\ 0 & -0.0051 & 0 & 0 & 2.2510 & 0 \\ -0.0559 & 0 & 0.0377 & 0.3014 & 0 & 4.2455 \end{bmatrix},$$

$$L_2 = \begin{bmatrix} -0.0452 & 0 & 0 & -0.0111 & 0 & 0.0135 \\ 0 & -1.3426 & 0 & 0 & 1.3098 & 0 \\ 0 & 0 & -0.0452 & -0.0368 & 0 & -0.0045 \end{bmatrix}.$$

根据以上给出的仿真参数和增益矩阵,可以利用 Simulink 搭建航天器姿控系统增广 P 型学习观测器.三种常见故障类型的仿真结果如图 1—3 所示.

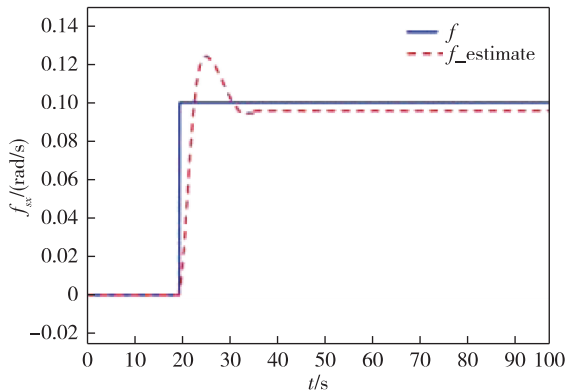


图 1 滚动轴陀螺加性突变故障重构

Fig. 1 Fault reconstruction of rolling axis gyro with additive sudden change fault

1) 滚动轴陀螺仪发生加性突变故障:

$$f_{sx} = \begin{cases} 0, & t < 20, \\ 0.1, & t \geq 20. \end{cases}$$

2) 滚动轴陀螺仪发生加性时变故障:

$$f_{sx} = \begin{cases} 0, & t < 10, \\ 0.005t + 0.05, & 10 \leq t < 30, \\ 0.2, & t \geq 30. \end{cases}$$

3) 滚动轴陀螺仪发生加性正弦时变故障:

$$f_{sx} = \begin{cases} 0, & t < 10, \\ 0.2\sin(-0.2\pi t), & 10 \leq t < 20, \\ 0, & t \geq 20. \end{cases}$$

从图 1—3 可以看出,采用增广 P 型学习观测器

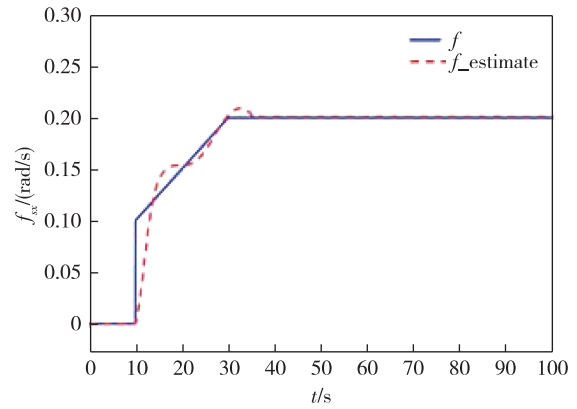


图 2 滚动轴陀螺加性时变故障重构

Fig. 2 Fault reconstruction of rolling axis gyro with additive time-varying fault

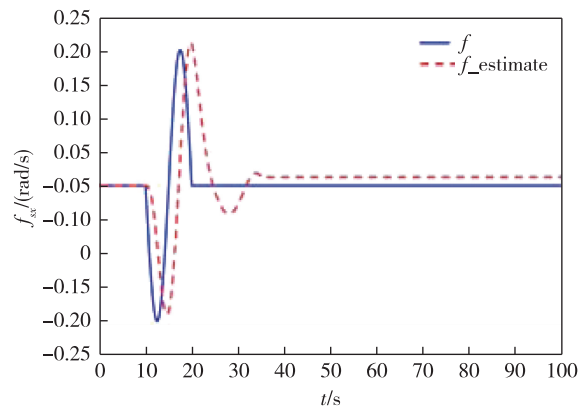


图 3 滚动轴陀螺加性正弦时变故障重构

Fig. 3 Fault reconstruction of rolling axis gyro with additive sinusoidal time-varying fault

能够对以上三种类型的传感器故障实现重构,验证了算法的可行性.但可以看出,这种故障估计方法对故障的估计有时不够精确.在故障突然发生时,对故障信号的响应不够及时;在故障消失或稳定后,仍存在一定的估计误差.可见该观测器对缓变故障的重构效果较好,对陡变故障的重构效果较差.

$$P = \begin{bmatrix} 1.8977 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1987 \\ 0 & 1.6361 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.8977 & -0.1987 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.1987 & 2.0953 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2.3177 & 0 \\ 0.1987 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2.0953 \end{bmatrix},$$

$$N = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -4.0190 & 0.4117 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 4.6003 & 0 \\ 0.0204 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0021 \end{bmatrix}.$$

假设滚动轴陀螺发生如下形式的加性正弦时变故障:

$$f_{sx} = \begin{cases} 0, & t < 20, \\ 0.05\sin(-0.1\pi t), & 20 \leq t < 40, \\ 0.2, & t \geq 30. \end{cases}$$

采用传统 PD 控制器和采用本文所设计的容错控制器的仿真结果如图 4—7 所示.

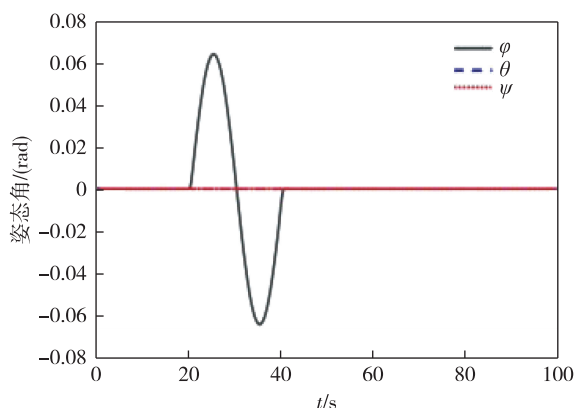


图 4 陀螺加性正弦时变故障情况下传统 PD 控制器姿态角控制效果

Fig. 4 Attitude angle control effect of traditional PD controller under additive sinusoidal time-varying fault of gyro

对比观察图 4—7 可以看出,在采用自适应积分滑模容错控制器后,航天器滚动轴姿态角和姿态角速度在相同的故障时间内变化幅度减小.其中姿态角变化范围大致从±0.065 rad 变化到了±0.015 rad,姿态角速度变化范围大致从±0.19 rad/s 变化到了±0.05 rad/s,系统的稳定性有了明显的改善.这可以说积分滑模能够提高系统的鲁棒性,同时能够验

证所设计自适应滑模主动容错控制器的有效性.

接下来,利用定理 2 设计自适应主动容错控制器提高故障系统的稳定性.首先,利用 Matlab/LMI 工具箱 feasp 求解器求解不等式(50),得到矩阵 P 和 N .然后选取参数 $\lambda^* = \nu^* = 1$,同时假设在 t_0 时刻 $y_c(t_0) = 0$.

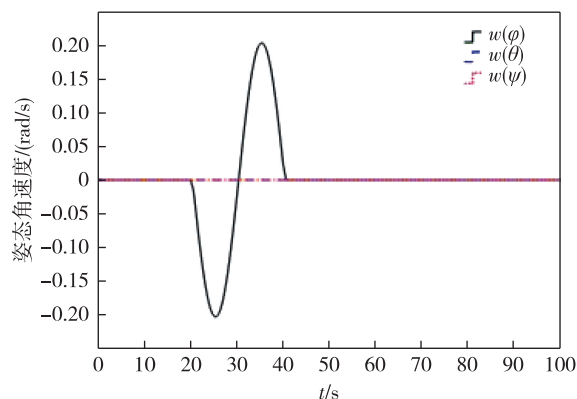


图 5 陀螺加性正弦时变故障情况下传统 PD 控制器姿态角速度控制效果

Fig. 5 Attitude angular velocity control effect of traditional PD controller under additive sinusoidal time-varying fault of gyro

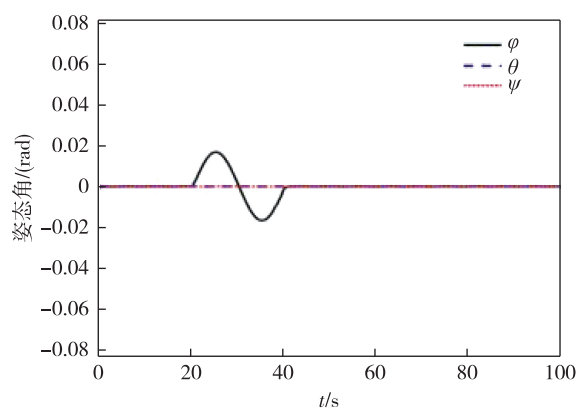


图 6 陀螺加性正弦时变故障情况下自适应滑模容错控制器姿态角控制效果

Fig. 6 Attitude angle control effect of adaptive sliding mode controller under additive sinusoidal time-varying fault of gyro

证所设计自适应滑模主动容错控制器的有效性.

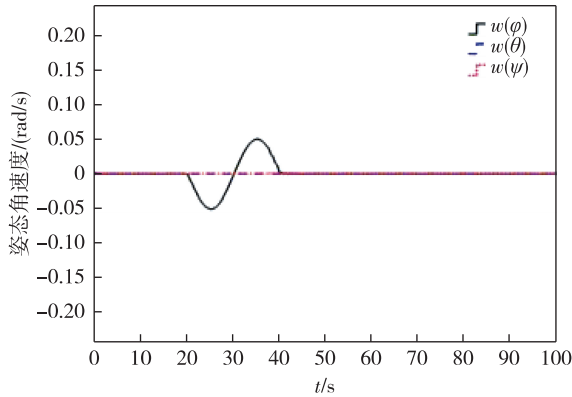


图7 陀螺加性正弦时变故障情况下自适应积分滑模容错控制器姿态角速度控制效果

Fig. 7 Attitude angular velocity control effect of adaptive sliding mode controller under additive sinusoidal time-varying fault of gyro

5 结论

本文提出了一种能够在线估计航天器姿控系统传感器故障的增广 P 型学习观测器.在将传感器故障等效考虑成伪执行器故障后,将故障值近似看作与前一时刻故障估计值和当前时刻输出估计误差有关的两项,实现了对未知传感器故障的重构.在此基础上,基于自适应技术和滑模理论,设计自适应主动容错控制器,并利用 Lyapunov 稳定性理论对改进后的模型进行了稳定性分析.仿真结果可以说明本文所设计的 P 型学习观测器和自适应容错控制器均满足系统设计要求.

参考文献

References

- [1] 韩治国.航天器姿态控制系统故障重构与容错控制技术[D].西安:西北工业大学,2017
HAN Zhiguo. Fault reconstruction and tolerant control technology for spacecraft attitude control systems [D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University, 2017
- [2] 安若铭,高阳.基于分层神经网络的航天器故障诊断技术[J].航天器环境工程,2013(2):27-33
AN Ruoming, GAO Yang. Spacecraft fault diagnosis based on hierarchical neural network [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013(2):27-33
- [3] 姜连祥,李华旺,杨根庆,等.航天器自主故障诊断技术研究进展[J].宇航学报,2009,30(4):1320-1326
JIANG Lianxiang, LI Huawang, YANG Genqing, et al. A survey of spacecraft autonomous fault diagnosis research [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(4):1320-1326
- [4] Frank P M, Köppen-Seliger B. New developments using AI in fault diagnosis[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 1997, 10(1):3-14
- [5] Li B, Hu Q L, Ma G F. Extended state observer based robust attitude control of spacecraft with input saturation [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 50: 173-182
- [6] Zhang X B, Gao Z F, Qian M S, et al. Active fault tolerant attitude control for rigid spacecraft with actuator LOE fault and saturation constraint [C] // Chinese Control and Decision Conference (CCDC), 2018:3232-3237
- [7] Wang D, Lum K Y. Adaptive unknown input observer approach for aircraft actuator fault detection and isolation [J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2007, 21(1):31-48
- [8] Wang Y L, Ma G F, Li C J. Fault diagnosis using cascade H_{∞} observers with application to spacecraft attitude control [C] // Proceedings of the 2010 5th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, 2010: 1976-1981
- [9] 韩冰.航天器姿态系统的传感器故障主动容错控制研究[D].南京:南京邮电大学,2018
HAN Bing. Research on active fault tolerant control for spacecraft attitude systems with sensor faults [D]. Nanjing: Nanjing University of Posts and Telecommunications, 2018
- [10] 江耿丰,邢琰,王南华.基于双观测器的卫星姿控系统敏感器故障隔离[J].中国空间科学技术,2007,27(5):8-13
JIANG Gengfeng, XING Yan, WANG Nanhua. Fault isolation method of the attitude sensors in the satellite attitude control system [J]. Chinese Space Science and Technology, 2007, 27(5):8-13
- [11] 贾庆贤.基于学习观测器的卫星姿态控制系统故障重构研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015
JIA Qingxian. Research on learning observer-based fault reconstruction for satellite attitude control systems [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015
- [12] Chen F X, Zhang W D. LMI criteria for robust chaos synchronization of a class of chaotic systems [J]. Nonlinear Analysis: Theory, Methods & Applications, 2007, 67(12):3384-3393
- [13] 梅生伟,申铁龙,刘康志.现代鲁棒控制理论与应用[M].2版.北京:清华大学出版社,2008
MEI Shengwei, SHEN Tielong, LIU Kangzhi. Modern robust control theory and application [M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2008
- [14] Garcia G, Bernussou J. Pole assignment for uncertain systems in a specified disk by state feedback [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1995, 40(1):184-190
- [15] 高志峰,韩冰,钱默抒,等.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[J].南京信息工程大学学报(自然科学版),2018,10(2):146-152
GAO Zhifeng, HAN Bing, QIAN Moshu, et al. Active fault tolerant control for flexible spacecraft with sensor faults based on adaptive integral sliding mode [J]. Journal of Nanjing University of Information Science & Technology (Natural Science Edition), 2018, 10(2):146-152

Fault reconstruction and adaptive fault-tolerant control of spacecraft based on augmented P-type learning observer

LUO Tianyi¹ LI Huayi¹ MENG Qingsong²

1 School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001

2 School of Automation, Harbin Institute of Science and Technology, Harbin 150080

Abstract To deal with the sensor failures commonly occurred in spacecraft attitude control system, we make the fault reconstruction based on the augmented P-type learning observer, and design a fault-tolerant controller for the failure system. First, the state space model of the spacecraft attitude control system is established considering both sensor faults and unknown interference inputs. The fault is really the equivalent of two related terms, which are the fault estimate at the previous moment and the output error at the current moment. The observer is designed using Lyapunov theorem, and the LMI (Linear Matrix Inequality) is utilized to give a systematic design of the observer parameter matrix. Then, the integral sliding mode surface is designed, and the equivalent control law obtained is substituted into the system state space model, and then a fault-tolerant control law including adaptive fault compensation control term and linear output feedback control term is established. Finally, the effectiveness of the designed observer and fault-tolerant controller is verified by a simulation example.

Key words attitude control; learning observer; fault reconstruction; fault-tolerant control