# 卫星姿态控制系统执行器故障检测与分离

## 王振华,张 森,沈 毅

(哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 150001 哈尔滨)

摘 要:针对卫星姿态控制系统,提出一种基于未知输入观测器的执行器故障检测与分离方法.通过将指定的故障视为 未知输入,设计未知输入观测器使得残差向量对指定的故障不敏感,同时保持对其他故障的敏感性,从而实现执行器故 障的检测与分离.本文将未知输入观测器设计问题转化为一组线性矩阵不等式(LMI),可以通过 LMI工具箱方便地求 解.最后,将所提出的方法用于卫星姿态控制系统,仿真结果表明了该方法能快速准确地诊断执行器故障. 关键词:姿态控制系统;故障检测与分离;线性矩阵不等式;未知输入观测器;卫星

中图分类号: V448.2 文献标志码: A 文章编号: 0367-6234(2013)02-0072-05

## Actuator fault detection and isolation for the attitude control system of satellite

WANG Zhenhua, ZHANG Miao, SHEN Yi

(Dept of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China)

Abstract: This paper proposes an actuator fault diagnosis approach based on unknown input observers for the attitude control system of satellite. More specifically, by considering an actuator fault as the unknown input vector, an unknown input observer is designed so that the residual is sensitive to the other faults while insensitive to the appointed one. In this work, the design of unknown input observer is formulated as a set of linear matrix inequality (LMI), which can be solved by the LMI toolbox conveniently. Finally, the proposed approach is applied to the satellite attitude control system. Simulation examples illustrate the presented method is able to detect and isolate the actuator fault effectively.

Key words: attitude control system; fault detection and isolation; linear matrix inequality; unknown input observer; satellite

卫星长时间运行在高低温和强辐射的空间环 境下,对系统的可靠性造成了严峻的挑战.另外, 随着卫星飞行任务的多样化和性能要求的不断提 高,卫星系统的结构变得日益复杂,也增加了故障 发生的可能性.姿态控制系统是卫星上的一个重 要而复杂的分系统,它的正常工作是星上有效载 荷、遥控、遥测、轨道控制甚至能源系统正常工作 的先决条件.与其他分系统相比,卫星姿态控制系 统的故障率较高且危害性较大<sup>[1-2]</sup>.为了提高卫

收稿日期: 2012-01-19.

作者简介: 王振华(1988—),男,博士研究生; 沈 毅(1965—),男,教授,博士生导师.

通信作者:张 淼, zm1840@ hit. edu. cn.

星控制系统的安全性,保证姿态控制性能,需要及 时有效地检测和分离系统中的故障,并进行容错 处理.

故障诊断技术为提高航天器的安全性、可靠 性和可维护性提供了一个有效的途径<sup>[3]</sup>.在过去 的三十年内,基于模型的航天器故障诊断技术得 到了广泛的关注.在卫星姿态控制系统的故障诊 断方面,文献[4]通过特征结构配置方法设计了 故障诊断观测器,用于检测陀螺敏感器和地球敏 感器的故障.文献[5]利用卡尔曼滤波器方法研 究了陀螺和星敏感器的故障检测与分离.文献 [6]利用滑模观测器方法研究了卫星姿态控制系 统的故障诊断与重构.但大部分研究是基于线性 系统模型的故障检测与分离,基于卫星姿态控制

基金项目:国家自然科学基金委创新研究群体科学基金资助项 目(61021002);中央高校基本科研业务费专项资金资 助项目(HIT.KLOF.2011071).

献[7]提出了一种基于非线性未知输入观测器的 卫星姿态控制系统鲁棒故障诊断方法,可以有效 检测执行器和传感器故障,但是文中并未研究故 障的分离问题.在航天器故障诊断方面,目前鲜有 文献研究基于非线性系统模型的卫星姿态控制系 统执行器故障分离方法.

由于卫星长期运行在恶劣的空间环境中,其执 行结构容易受到故障的影响,研究卫星执行器的故 障诊断方法可以提高卫星系统的可靠性,有利于飞 行任务的顺利完成.因此,本文根据卫星非线性姿 态控制模型,基于非线性未知输入观测器方法研究 了执行器的故障检测与分离问题.本文的基本思想 是将某一指定的故障视为未知输入,设计未知输入 观测器使得残差对该故障不敏感,只受其他故障的 影响,并由此设计故障分离律以实现故障分离.最 后,仿真结果说明了该方法的有效性.

注1 本文中,用记号  $\|a\|$  表示向量a的欧 氏范数; $X^{\dagger}$ 用于表示矩阵X的伪逆.

1 问题描述

卫星姿控系统的非线性动力学模型[8]为

 $\dot{H} + \boldsymbol{\omega} \times H = \boldsymbol{\tau}_{e} + \boldsymbol{\tau}_{d}.$  (1) 其中 $\boldsymbol{\omega} = [\boldsymbol{\omega}_{x} \quad \boldsymbol{\omega}_{y} \quad \boldsymbol{\omega}_{z}]^{\mathrm{T}}$ 为卫星本体相对于惯性 参考系的姿态角速度, $\boldsymbol{\tau}_{e} \in \mathbf{R}^{3}, \boldsymbol{\tau}_{d} \in \mathbf{R}^{3}$ 分别为作 用在卫星上的控制力矩和外部扰动力矩, $H \in \mathbf{R}^{3\times 3}$ 是卫星的角动量,且

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}$$

式中:  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$  为卫星的主轴惯量. 式(1)中,  $\omega \times$  代表姿态角速度的叉乘运算

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

为了设计故障检测与分离律,暂不考虑外部 扰动力矩  $\tau_d$ ,并将上述姿态动力学方程转化为状 态空间形式. 令状态变量为

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &= A\mathbf{x} + g(\mathbf{x}) + B\mathbf{u} + Ef, \\ \mathbf{y} &= C\mathbf{x}. \end{aligned} \tag{2}$$

其中: $u = \tau_e$  为控制力矩; $f \in \mathbb{R}^3$  代表执行器故障;状态方程和观测方程中的有关符号为

$$A = 0_{3\times 3}, \quad B = E = \begin{bmatrix} I_1^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & I_3^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & I_3^{-1} \end{bmatrix},$$
$$g(x) = \begin{bmatrix} \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \omega_y \omega_z \\ \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \omega_x \omega_z \\ \frac{(I_x - I_y)}{I_y} \omega_x \omega_y \end{bmatrix}, \quad C = I_{3\times 3}.$$

不失一般性,可认为满足 Lipschitz 条件,即  $\|g(x_1) - g(x_2)\| \le \gamma \|x_1 - x_2\|$ . 其中  $\gamma$  为已知的 Lipschitz 常数.

本文的目的是根据卫星姿态控制系统的状态 空间模型(2)设计一组未知输入观测器,以实现 执行器故障的检测与分离.

# 2 故障检测与分离方法

所提出的故障诊断方法的基本思想是在设计 未知输入观测器1时,将滚转轴(x轴)的执行器 故障视为未知扰动,设计未知输入观测器1使得 残差相对于滚转轴故障解耦,即未知输入观测器 1的残差向量不受滚转轴故障的影响,但对偏航 轴(y轴)和俯仰轴(z轴)的故障敏感.类似地,设 计未知输入观测器2使得残差向量对偏航轴故障 不敏感,未知输入观测器3生成的残差向量对俯 仰轴故障不敏感.其基本原理如图1所示.



图1 故障检测与分离方法

接下来介绍非线性系统的未知输入观测器设 计方法,然后给出故障诊断逻辑.

#### 2.1 未知输入观测器设计

虽然文献中提出了多种未知输入观测器的设 计方法<sup>[9-12]</sup>,但大部分方法是基于线性系统模型 设计的.虽然有些研究者试图将线性系统未知输入 观测器设计方法推广到非线性系统,但往往只能针 对一类特殊的非线性系统,且设计过程较为繁 琐<sup>[13-15]</sup>.最近,文献[16]提出了一种基于 LMI 的 方法,为未知输入观测器的设计问题的求解提供了 1个有效的途径.受到文献[16]的启发,本文提出 了一种基于LMI的未知输入观测器方法,并将其用 于卫星姿态控制系统的故障检测与分离.

不失一般性,本文假设只有1个执行器发生 故障.此时

$$Ef = e_i f_i.$$

其中:  $E = \begin{bmatrix} e_1 & e_2 & e_3 \end{bmatrix}$ 是故障分布矩阵;  $f_i \in \mathbf{R}$ 表示执行器的故障函数,下标 i 用于表示故障轴, i = 1, i = 2, i = 3分别表示滚转轴、偏航轴、俯仰 轴发生故障.

为了设计未知输入观测器*i*,使其生成的残差 向量对故障*f<sub>i</sub>*不敏感,令

$$D = e_i, \quad d = f_i.$$

可以将非线性系统(2)写成如下形式:  
$$x' = 4x + g(x) + Bu + Dd$$

$$\begin{cases} x - Ax + g(x) + Bu + Du, \\ y = Cx. \end{cases}$$
(3)

考虑如下形式的全阶未知输入观测器:

$$\begin{cases} \dot{z} = TA\hat{x} + Tg(\hat{x}) + TBu + L(y - C\hat{x}), \\ \hat{x} = z + Ny. \end{cases}$$
(4)

其中:  $z \in \mathbb{R}^3$  是观测器的状态向量;  $\hat{x} \in \mathbb{R}^3$  是状态向量 x 的估计; T, N和 L 为待设计的矩阵.

不失一般性,假设存在矩阵 T 和 N 满足如下 条件:

$$\boldsymbol{T} + \boldsymbol{N}\boldsymbol{C} = \boldsymbol{I}_{3\times 3}, \qquad (5)$$

$$TD = 0. (6)$$

其中 *I*<sub>3×3</sub> 是 3 × 3 的单位阵,0 为适当维数的零矩 阵. 式(5) 和(6) 的解为

 $N = D(CD)^{\dagger},$ 

$$T = I - D(CD)^{\dagger}C.$$

为设计矩阵 L,给出如下定理.

**定理1** 如果存在矩阵  $W \in \mathbb{R}^{3\times 3}$  和正定对称矩阵  $P \in \mathbb{R}^{3\times 3}$  使得如下线性矩阵不等式成立:

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{M} - \boldsymbol{C}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{W}^{\mathrm{T}} - \boldsymbol{W} \boldsymbol{C} & \boldsymbol{P} \boldsymbol{T} \\ \boldsymbol{T}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P} & -\boldsymbol{I}_{3\times 3} \end{bmatrix} < 0.$$

其中

 $M = (TA)^{T}P + P(TA) + \gamma^{2}I_{3\times 3}.$ 则式(4)是非线性系统(3)的未知输入观测器, 且矩阵 *L* 为 *L* =  $P^{-1}W$ .

证明 类似于文献[16]中定理1的证明,故略.

2.2 残差评价

3个观测器生成的残差向量分别为

$$r_1 = y - C\hat{x}_1,$$
  

$$r_2 = y - C\hat{x}_2,$$
  

$$r_3 = y - C\hat{x}_3.$$

其中 $\hat{x}_1$ 、 $\hat{x}_2$ 、 $\hat{x}_3$ 分别对应于观测器1、观测器2和观测器3的状态估计.

假设三轴的故障检测的阈值均为  $\varepsilon$ ,可以根据表 1 所示的故障诊断逻辑实现故障检测与分离. 以滚转轴执行器发生故障为例,由于未知输入观测器 1 将滚转轴的故障作为未知输入,所以其残差向量不受故障的影响,其残差向量  $r_1$ 满足  $\|r_1\| \leq \varepsilon$ ,而其余两个未知输入观测器均能检测出该故障,有  $\|r_2\| > \varepsilon$ ,  $\|r_3\| > \varepsilon$ . 类似地,也可以根据相应的残差输出结果诊断出偏航轴故障或俯仰轴故障.

表1 故障诊断逻辑

	残差输出结果		诊断结果
$\ \mathbf{r}_1\  \leq \varepsilon$	$\ \mathbf{r}_2\  \leq \varepsilon$	$\ \mathbf{r}_3\  \leq \varepsilon$	无故障
$\  \mathbf{r}_1 \  \leq \varepsilon$	$\  \mathbf{r}_2 \  > \varepsilon$	$\  \mathbf{r}_3 \  > \varepsilon$	滚转轴故障
$\  \boldsymbol{r}_1 \  > \varepsilon$	$\ \mathbf{r}_2\  \leq \varepsilon$	$\  \boldsymbol{r}_3 \  > \varepsilon$	偏航轴故障
$\  \boldsymbol{r}_1 \  > \varepsilon$	$\  \mathbf{r}_2 \  > \varepsilon$	$\ \mathbf{r}_3\  \leq \varepsilon$	俯仰轴故障

# 3 仿真结果

本部分利用仿真算例验证所提出的故障诊断 方法. 假设卫星的主轴惯量为  $I_x = 24.09 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_y = 32.1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_z = 31.47 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ , 仿真中的 扰动力矩主要为重力梯度力矩,其模型<sup>[8]</sup>为

$$\boldsymbol{\tau}_{d} = \begin{bmatrix} 3\omega_{o}^{2}(I_{z} - I_{y})\sin(2\varphi)\cos^{2}(\theta) \\ 3\omega_{o}^{2}(I_{z} - I_{x})\sin(2\theta)\cos(\varphi) \\ 3\omega_{o}^{2}(I_{x} - I_{y})\sin(2\theta)\sin(\varphi) \end{bmatrix}.$$

其中 $\omega_o = 0.0012 \text{ rad/s}$ 是卫星的轨道角速度,  $\varphi$ 和 $\theta$ 分别为滚转角和偏航角.

根据定理1得到未知输入观测器1的相关参数为

$$\boldsymbol{T}_{1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \ \boldsymbol{N}_{1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$
$$\boldsymbol{L}_{1} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 \end{bmatrix}.$$

未知输入观测器2的相关参数为

$$T_{2} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, N_{2} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$
$$L_{2} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 \end{bmatrix}.$$

未知输入观测器3的相关参数为

$$\boldsymbol{T}_{3} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \ \boldsymbol{N}_{3} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{L}_{3} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 \end{bmatrix}.$$

执行器故障是指实际输出和控制指令出现差别,导致全部或者部分控制作用丧失.下面以突变 故障和缓变故障这两种情形验证所提出的故障检 测与分离方法的性能.

考虑 y 轴执行器在 t = 20 s 时发生输出力矩 突变故障,故障函数具有如下形式:

$$f_2 = \begin{cases} 0, & t \le 20 \text{ s}; \\ 0.005 \text{ N} \cdot \text{m}, & t > 20 \text{ s}. \end{cases}$$

三个未知输入观测器生成的残差如图 2 所示. 由图中的局部放大结果可以看出,对于突变故障,所提出的故障诊断方法可以在很短的时间内准确地检测并分离上述故障,一般能稳定在 1 s 以内检测并分离类似突变故障.



再以系统发生缓变故障的情况验证该方法

的有效性.考虑 x 轴执行器从 t = 10 s 时开始发生 摩擦力矩增大故障,故障函数的描述形式为

$$f_1 = \begin{cases} 0, & t \le 10 \text{ s}; \\ 0.000 \ 5(t - 10) \ \text{N} \cdot \text{m}, & 10 \ \text{s} \le t \le 30 \text{ s}; \\ 0.01 \ \text{N} \cdot \text{m}, & t > 30 \text{ s}. \end{cases}$$

此时残差向量的范数如图 3 所示.由仿真结 果可以看出,所提出的故障诊断方法对于缓变故 障同样有效,由图 3 中的局部放大结果可以看出, 该方法能在较短时间内准确地检测并分离上述故 障,一般能稳定在 3 s 以内检测并分离类似缓变 故障.



上述仿真结果表明本文所提出的方法不仅可 以诊断执行器的突变故障,而且能够检测和分离 缓慢变化的故障.需要说明的是,为了可以更好地 显示故障诊断的效果,本文中的残差检测阈值选 取为 *ε* = 0.001,实际上可以选择更小的故障检 测阈值,提高诊断方法对于故障的敏感性.

# 4 结 论

本文提出了一种基于未知输入观测器的故障 检测与分离方法,用于解决卫星姿态控制系统执 行器故障诊断问题.本文的主要优点是将非线性 系统的未知输入观测器设计转化为线性矩阵不等 式问题,给出了一种简便、系统的设计方法.仿真 结果表明了该方法能够快速准确地实现对故障的 检测与分离.需要说明的是,本文所提出的故障诊 断方法是基于单点故障假设的,并不能用于诊断 并发故障. 但由于航天器的在轨部件具有较高的 设计可靠性,在轨运行时通常只会发生单点故障, 所以该方法在大部分情况下不失其有效性.另外, 本文在设计故障诊断方法时,未考虑外加扰动对 于残差的影响.因此,将来还需要考虑环境扰动、 参数不确定性等因素的影响,研究对于不确定项 具有鲁棒性的故障检测与分离方法,进一步提高 算法的性能.

# 参考文献

- [1] 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.
- [2] 苏林,尚朝轩,刘文静.航天器姿态控制系统故障诊 断方法概述[J].长春理工大学学报:自然科学版, 2010,33(4):23-27.
- [3] 邢琰, 吴宏鑫, 王晓磊, 等. 航天器故障诊断与容错 控制技术综述[J]. 宇航学报, 2003, 24(3): 221 -226.
- [4] VENKATESWARAN N, SIVA M S, GOEL P S. Analytical redundancy based fault detection of gyroscopes in spacecraft applications [ J ]. Acta Astronautica, 2002, 50(9): 535 - 545.
- [5] PIRMORADI F N, SASSANI F, SILVA C W. Fault detection and diagnosis in a spacecraft attitude determination system [J]. Acta Astronautica, 2009, 65 (5/6): 710-729.
- [6] WU L, ZHANG Y, LI H. Research on fault detection

for satellite attitude control systems based on sliding mode observers [C]//Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Changchun; [s. n.], 2009;4408-4413.

- [7] 贾庆贤, 张迎春, 李化义, 等. 卫星姿态控制系统鲁 棒故障诊断方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 43(3): 19-22.
- [8] SIDI M J. Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach [ M ]. New York: Cambridge University Press, 1997.
- [9] BHATTACHARYYA S P. Observer design for linear system with unknown inputs[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1978, 23(3): 483-484.
- [10] DAROUACH M, ZASADZINSKI M, XU S J. Fullorder observers for linear systems with unknown inputs
   [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1994, 39(3): 606-609.
- [11] YANG F, WILDE R W. Observers for linear systems with unknown inputs [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1988, 33(7): 677-681.
- [12] HOU M, MULLER P C. Design of observers for linear systems with unknown inputs[J]. IEEE Tran Automatic Control, 1992, 37(6): 871-875.
- [13] DING X, FRANK P M, GUO L. Nonlinear observer design via extended observer canonical form [J]. Systems and Control Letters, 1990, 15(4): 313 – 322.
- [14] KOENIG D, MAMMAR S. Design of a class of reduced order unknown input nonlinear observer for fault diagnosis [ C ]//Proceedings of the 2001 American Control Conference. Arlington: [s. n. ], 2001:2143 – 2147.
- [15] PERTEW A M, MARQUEZ H J, ZHAO Q. Design of unknown input observers for Lipschitz nonlinear systems
  [ C ]//Proceedings of the 2005 American Control Conference. Portland: [s. n. ], 2005:4198-4203.
- [16] CHEN W, SAIF M. Unknown input observer design for a class of nonlinear systems: an LMI approach [C]// Proceedings of the 2006 American Control Conference. Minneapolis: [s. n.], 2006, DOI: 10. 1109/ACC. 2006.1655461.

(编辑 张 宏)