

卫星姿态控制系统鲁棒故障诊断方法

贾庆贤^{1,2}, 张迎春¹, 李化义¹, 李葆华²

(1. 哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 150001 哈尔滨, jqxnjut@126.com;

2. 哈尔滨工业大学 空间控制与惯性技术研究中心, 150001 哈尔滨)

摘要: 针对卫星姿控系统的鲁棒故障诊断问题,在未知输入观测器(UIO)基础上,提出利用非线性未知输入观测器(NUIO)对执行机构和传感器故障诊断.考虑姿控系统存在外部干扰以及系统不确定性,建立姿控系统非线性模型,设计 NUIO 对部分干扰和系统不确定性解耦,令未解耦部分到系统残差 H_∞ 范数作为性能指标使之最优,运用线性矩阵不等式(LMI)求解观测器增益矩阵.最后,对执行机构和传感器发生突变故障和缓变故障进行诊断仿真,结果验证此方法的有效性.

关键词: 姿态控制系统(ACS);NUIO; H_∞ 控制;LMI;鲁棒故障诊断

中图分类号: TP206

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2011)03-0019-04

NUIO/LMI based robust fault diagnosis for satellite attitude control system

JIA Qing-xian^{1,2}, ZHANG Ying-chun¹, LI Hua-yi¹, LI Bao-hua²

(1. Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China, jqxnjut@126.com;

2. Space Control and Inertial Technology Research Center, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China)

Abstract: To solve the problem of robust fault diagnosis in satellite attitude control system, based on UIO, a nonlinear UIO(NUIO) is proposed to deal with actuator and sensor faults. Considering the external disturbance and uncertainty of the nonlinear attitude control system, a new model for the system is established. By using H -infinity control and linear matrix inequality(LMI) approach, the NUIO matrix is obtained. At last, the diagnosis simulation of satellite attitude control system with actuator and sensor faults validates the feasibility of the proposed method.

Key words: attitude control system(ACS); NUIO; H -infinity control; LMI; robust fault diagnosis

卫星姿态控制系统是卫星控制系统的重要组成部分,卫星姿控系统不仅保证卫星具有高稳定性和可靠性,而且要保证系统一旦发生故障,能够快速而准确地进行故障诊断,使卫星能够满足所需性能指标.所以,及时有效地对卫星姿控系统进行故障诊断,对卫星任务的完成是十分必要的.而卫星姿控系统受到很多外加干扰,很难进行故障诊断.因此生成对于未知输入干扰具有鲁棒性的残差以提高诊断精度,即卫星姿控系统的鲁棒故障诊断问题受到学者的关注^[1-2].1982年,Watannabe等^[3]提出UIO对建模不确定系统进行故障诊断,并将

UIO应用于非线性系统的故障诊断^[4].文献[5-6]分别利用全维UIO和NUIO对飞控系统传感器故障进行诊断.文献[7]利用降维UIO对飞控系统执行机构发生故障进行重构,产生残差对不确定性具有一定的鲁棒性,但未最优.文献[8]利用UIO对卫星姿控系统执行器快变故障进行重构,但条件苛刻,且未考虑不确定性.

本文针对卫星姿控系统存在外部干扰以及系统不确定性时建立姿态非线性模型,后在UIO的基础上,设计NUIO对部分未知输入干扰解耦,后依据 H_∞ 控制理论,令另一部分未知输入干扰到残差的传递函数的 H_∞ 范数作为性能指标,利用MATLAB/LMI工具箱设计NUIO增益矩阵,保证了NUIO对未知输入干扰的鲁棒性.最后对卫星姿控系统执行机构和星敏传感器发生突变故障和缓变故障进行仿真,仿真结果验证了此方法的有效性.

收稿日期: 2009-10-29.

基金项目: 微小型航天器技术国防重点学科实验室开放基金资助项目(HIT.KLOF 2009092)

作者简介: 贾庆贤(1986—),男,硕士研究生;

张迎春(1961—),男,教授,博士生导师.

1 卫星非线性姿控模型

卫星的运动有跟随轨道的牵引运动和相对轨道姿态运动组成,卫星姿态采用欧拉角表示,当卫星出现姿态误差时,对应的姿态角分别为滚动角 ϕ ,俯仰角 θ ,偏航角 ψ , ω_0 为轨道角速度.当姿态角为小量时,卫星姿态运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{\phi} = \omega_x + \omega_0 \psi, \\ \dot{\theta} = \omega_y + \omega_0, \\ \dot{\psi} = \omega_z - \omega_0 \phi. \end{cases}$$

卫星姿态动力学方程为

$$J\dot{\omega} = -\omega \times J\omega + u. \tag{1}$$

其中: $u = T_c + T_d$, T_c 表示执行机构输出的控制力矩, T_d 表示包括气动、地磁力矩等.选择状态变量 $x = [\psi \ \theta \ \phi \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]$,把重力梯度力矩代入式(1)建立如下卫星姿控系统非线性模型:

$$\dot{x} = f(x) + Bu + Gd. \tag{2}$$

其中:

$$G = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1/I_x & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_y & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_z \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1/I_x & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_y & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_z \end{bmatrix},$$

$$f(x) = [0 \ \omega_0 \ 0 \ f_1 \ f_2 \ f_3].$$

且

$$\begin{aligned} f_1 &= -I_x^{-1}(I_z - I_y)\omega_y\omega_z - 3\omega_0^2(I_y - I_z)\phi, \\ f_2 &= -I_y^{-1}(I_x - I_z)\omega_z\omega_x - 3\omega_0^2(I_x - I_z)\theta, \\ f_3 &= -I_z^{-1}(I_y - I_x)\omega_x\omega_y. \end{aligned}$$

系统测量输出变量 $y = x$,即星敏感器测量角度和陀螺测量输出角速度.考虑系统出现执行机构和星敏感器故障.把式(2)写成如下的系统状态空间表达式形式:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + Bu + Gd + Ef_1, \\ y = Cx + Rf_2. \end{cases} \tag{3}$$

其中

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

$$C = I_{6 \times 6}.$$

2 非线性 UIO 设计

把式(3)拆写成

$$\begin{cases} \dot{x} = f_0(x) + Ax + Bu + Gd + Ef_1, \\ y = Cx + Rf_2. \end{cases}$$

其中 A 为任意选择的矩阵.考虑系统出现不确定性时,有

$$\begin{cases} \dot{x} = f_0(x) + \Delta f_0(x) + (A + \Delta A)x \\ \quad + (B + \Delta B)u + Gd + Ef_1, \\ y = Cx + Rf_2. \end{cases}$$

假设 $\Delta f_0(x) \approx 0$,即 $f(x)$ 中系统不确定性摄动是以线性方式摄动.

$$\begin{cases} \dot{x} = f_0(x) + Ax + Bu + Gv + Ef_1, \\ y = Cx + Rf_2 \end{cases}$$

其中 $D = [\Delta A \ \Delta B \ T], v = [x \ u \ d]^T$,采用非线性 UIO^[5]:

$$\begin{cases} \dot{z} = Tf(\hat{x}) + Fz + TBu + Ky, \\ \hat{x} = z + Hy. \end{cases} \tag{4}$$

选择

$$T = I - HC, F = TA - K_1C, K_2 = FH, K = K_1 + K_2.$$

状态误差方程为

$$\dot{e} = Fe + TN\xi + TEf_1 - KRf_2 - HR\dot{f}_2.$$

其中

$$N = [E \ \partial f_0(\hat{x})/\partial x \ \Delta A \ \Delta B] = [N_1 \ N_2],$$

$$\xi = [d \ e \ x \ u]^T = [\xi_1 \ \xi_2]^T.$$

N_1 是满足 $\text{rank}(CN_1) = \text{rank}(N_1) < n$ 秩最大的矩阵.

定理^[2] 非线性 UIO 即式(4)成立的充分必要条件:

- 1) $\text{rank}(CN_1) = \text{rank}(N_1)$;
- 2) (C, TA) 可检测对.

其中

$$TA = A - N_1[(CN_1)^T CN_1]^{-1}(CN_1)^T CA.$$

等式 $TN_1 = 0$ 有解:

$$H = N_1[(CN_1)^T CN_1]^{-1}(CN_1)^T,$$

从而得

$$\begin{aligned} \dot{e} &= (TA - K_1C)e + TN_2\xi_2 + TEf_1 - KRf_2 - HR\dot{f}_2, \\ r &= Ce + Rf_2. \end{aligned}$$

选择性能指标:

$$J = \sup_{\xi_2 \in l_2} \frac{\|r_{\xi_2}\|_2}{\|\xi_2\|_2} = \sup_{\xi_2 \in l_2} \frac{\|T_{r\xi_2}\xi_2\|_2}{\|\xi_2\|_2} = \|T_{r\xi_2}\|_\infty, \tag{5}$$

使其最小化.

引理1^[9-10] 对于LTI系统

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bw, \\ z = Cx + Dw. \end{cases}$$

给定 $\gamma > 0$, 如果存在一个对称矩阵 $P > 0$, 满足如下LMI:

$$\begin{bmatrix} A^T P + PA & PB & C^T \\ B^T P & -\gamma I & D^T \\ C & D & -\gamma I \end{bmatrix} < 0.$$

则系统渐进稳定, 且满足 $\|z\|_2 < \gamma^2 \|w\|_2$, 即 $\|T_{zw}\|_\infty < \gamma$.

引理2^[6] 对于式(5), 给定 $\gamma > 0$, 如果存在对称矩阵 $P > 0$ 和增益矩阵 W , 满足如下LMI:

$$\begin{bmatrix} A^T T^T P + PTA - WC - C^T W^T & PTN_2 & C^T \\ N_2^T T^T P & -\gamma I & 0 \\ C & 0 & -\gamma I \end{bmatrix} < 0.$$

则系统满足 $\|r\|_2 < \gamma^2 \|\xi_2\|_2$, 即选取的性能指标 $J < \gamma$. 此时非线性UIO矩阵 $K_1 = P^{-1}W, F = TA - K_1C, K_2 = FH, K = P^{-1}W + FH$.

3 故障诊断算法

选择残差评价标准为 $\|r\|_2 = \left[\int_0^\infty r^T r dt \right]^{\frac{1}{2}}$,

$\|r\|_{2, f_1=0, f_2=0} \leq \gamma_{\min} \|\xi_2\|_2$. 选择 $\|\xi_2\|_2 \leq M$, 则有阈值 $J_{th} = \gamma_{\min} M$.

$$\begin{cases} \|r\|_2 > J_{th}, \text{诊断到故障;} \\ \|r\|_2 < J_{th}, \text{未诊断到故障.} \end{cases}$$

通过上述方法, 可以对卫星姿控系统执行机构和星敏感器进行故障诊断后, 利用NUIO设计结构化的残差集或方向残差向量进行故障分离^[1].

4 卫星姿控系统仿真

在三轴稳定卫星姿控系统中, 采用3个正装的反作用飞轮作为执行机构, 陀螺星敏感器作为敏感器. 卫星主转动惯量为 $I_x = 12.49 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_y = 13.58 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_z = 15.70 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, 轨道角速度 $\omega_0 = 0.0012 \text{ rad/s}$. 考虑卫星转动惯量出现不确定性 $\Delta I_i = \delta_i I_i, \|\delta_i\| < 1, i = x, y, z$. 选择矩阵

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega_0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -\omega_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -3\omega_0^2(I_y - I_z) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -3\omega_0^2(I_x - I_z) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$f_0(x) = [0 \quad \omega_0 \quad 0 \quad f_3 \quad f_4 \quad f_5]^T,$$

$$\begin{aligned} f_3 &= -I_x^{-1}(I_z - I_y)\omega_y\omega_z, \\ f_4 &= -I_y^{-1}(I_x - I_z)\omega_z\omega_x, \\ f_5 &= -I_z^{-1}(I_y - I_x)\omega_x\omega_y + \omega_0\psi. \end{aligned}$$

环境干扰力矩模型^[11]为

$$\begin{aligned} d_1 &= A_0(3\cos\omega_0 t + 1), \\ d_2 &= A_0(1.5\cos\omega_0 t + 3\cos\omega_0 t), \\ d_3 &= A_0(3\sin\omega_0 t + 1). \end{aligned}$$

其中 A_0 为干扰力矩幅度, 取 $A_0 = 1.5 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$. 考虑反作用飞轮和星敏感器不同时出现故障, 由MATLAB/LMI工具箱直接求出NUIO矩阵, 得 $\gamma_{\min} = 0.0119$, 选择阈值 $J_{th} = \gamma_{\min} M = 0.012$. 并利用Simulink建立卫星姿控系统进行仿真, 图1给出了存在干扰和不确定性、无故障时的残差信号, 图中显示残差不为零, 小于阈值 J_{th} .

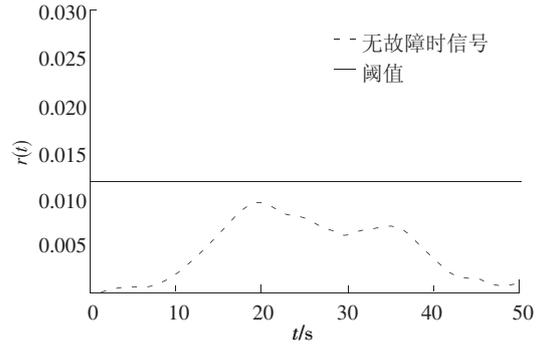


图1 无故障时残差信号

考虑反作用飞轮、星敏感器出现突变故障, 选择

$$f_1 = \begin{cases} 0.2, & 3 \text{ s} < t < 7 \text{ s}; \\ 0, & \text{其他.} \end{cases}$$

$$f_2 = \begin{cases} 0.2, & 5 \text{ s} < t < 20 \text{ s}; \\ 0, & \text{其他.} \end{cases}$$

仿真结果如图2~图3所示.

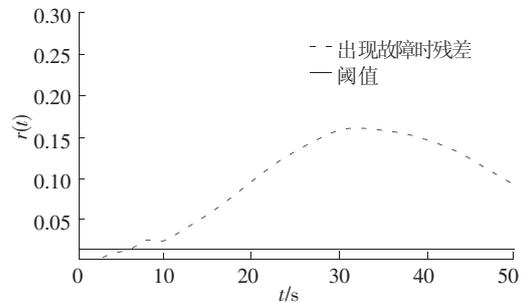
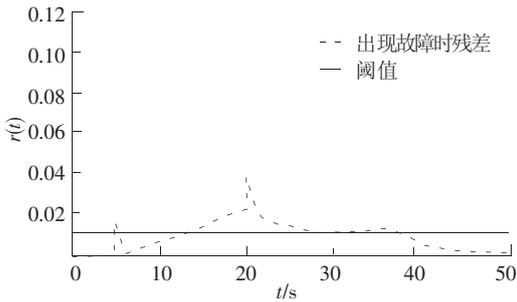


图2 出现突变故障 f_1 时的残差信号

图2显示突变故障 f_1 发生2s后残差信号大于 J_{th} , 图3看到残差信号出现脉冲型波形且幅值大于 J_{th} , 故障发生8s后残差信号也大于 J_{th} , 利用上述算法, 可诊断出系统发生故障. 从上述过程看出设计的故障诊断系统能够快速有效地诊断出反作用飞轮和星敏感器突变故障.

图3 出现突变故障 f_2 时的残差信号

考虑反作用飞轮、传感器出现缓变故障,选择

$$f_1 = \begin{cases} 0, & t < 5 \text{ s}; \\ 0.02t, & 5 \text{ s} < t < 40 \text{ s}; \\ 0.7, & t > 40 \text{ s}. \end{cases}$$

$$f_2 = \begin{cases} 0, & t < 5 \text{ s}; \\ 0.02t, & 5 \text{ s} < t < 35 \text{ s}; \\ 0.3, & t > 35 \text{ s}. \end{cases}$$

对卫星姿控系统进行仿真,仿真结果如图4~5所示。

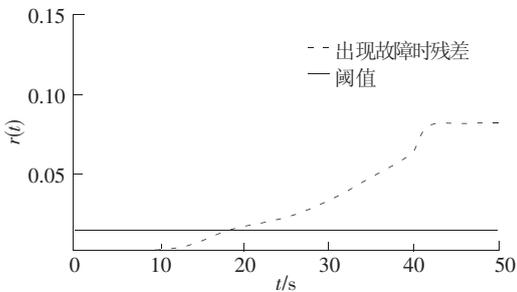
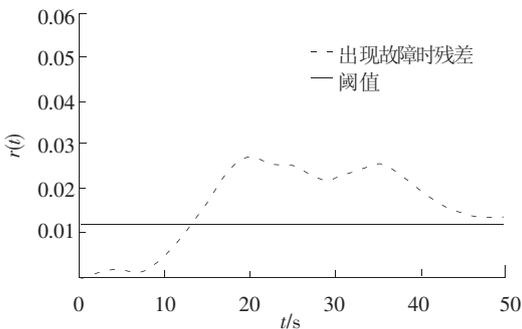
图4 出现缓变故障 f_1 时的残差信号图5 出现缓变故障 f_2 时的残差信号

图4,5显示当分别发生缓变故障 f_1 和 f_2 ,系统18s和13s时残差信号大于阈值.可以看出故障诊断系统可以检测反作用飞轮和星敏传感器发生的缓变故障。

5 结论

本文研究了一种基于NUIO和LMI的卫星姿控系统鲁棒故障诊断问题.通过设计鲁棒NUIO

使得建立残差对外部干扰和系统不确定性具有鲁棒性,并对执行机构和星敏传感器发生突变故障和缓变故障进行诊断仿真.验证了此方法的有效性.但此方法仅对刚体卫星进行了仿真验证,对于挠性卫星,以及卫星在大角度机动时的适用性有待进一步研究。

参考文献:

- [1] PATTON R J, CHEN J. Observer-based fault detection and isolation: Robustness and applications[J]. Control Engineering Practice, 1997, 5(5): 671-682.
- [2] FRANK P M. Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy: a survey and some new results[J]. Automatica, 1990, 26(3): 450-474.
- [3] WATANABE K, HIMMELBLAU D M. Instrument fault detection in systems with uncertainties[J]. International Journal of Systems Science, 1982, 13(2): 137-158.
- [4] WATANABE K, HIMMELBLAU D M. Incipient fault diagnosis of nonlinear processes with multiple causes of faults[J]. Chemical Engineering Science, 1984, 39(3): 491-508.
- [5] AMATO F, COSENTINO C, MATTEI M, et al. A direct/functional redundancy scheme for fault detection and isolation on an aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10: 338-345.
- [6] KIYAKM E, CETIN O, KAHVECIOGLU A. Aircraft sensor fault detection based on unknown input observers[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2008, 80(5): 545-548.
- [7] 郭玉英, 姜斌. 基于降维UIO的飞控系统鲁棒故障诊断[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(2): 150-153.
- [8] 栾家辉. 故障诊断技术在卫星姿控系统故障诊断中的应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学航天学院, 2006: 22-28.
- [9] 俞立. 鲁棒控制-线性矩阵不等式处理方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002: 44-48.
- [10] ZHONG M Y, DING S X, LAM J, et al. An LMI approach to design robust fault detection filter for uncertain LTI systems[J]. Automatica, 2003, 39: 543-550.
- [11] 陈雪芹, 耿云海, 张世杰, 等. 基于混合 H_2/H_∞ 的集成故障诊断与容错控制研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 890-896.

(编辑 张宏)