基于扩张状态观测器的飞轮故障检测与恢复

金 磊 徐世杰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 飞轮是卫星姿态控制系统中的主要执行部件,实现其自主故障检测与恢复对于维持卫星正常姿态具有很重要的意义. 在建立了精确飞轮开环系统模型的基础上,设计了二阶非线性连续扩张状态观测器 ESO (Extended State Observer). 将飞轮故障视为系统外扰,并假设其余外扰是小量可忽略,则利用此 ESO 不仅能实时得到飞轮开环系统的状态量,当飞轮发生故障时更能快速准确地估计出故障量. 因而无需产生系统残差即可直接进行故障检测,同时根据故障量的大小对系统输入即驱动电压进行补偿,使飞轮转速仍能维持正常值,保证卫星姿态不受故障影响. 数值仿真验证了此方法的有效性.

关 键 词: 飞轮;非线性系统;扩张状态观测器;故障检测;故障恢复

中图分类号: V 448. 2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)11-1272-04

Extended state observer-based fault detection and recovery for flywheels

Jin Lei Xu Shijie

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Flywheels are main actuators of satellite attitude control systems, and fault detection and recovery of flywheels is significant on keeping the normal satellite attitude. A high fidelity open-loop system of flywheel was modeled and the second order nonlinear continuous extended state observer (ESO) was established via the nonlinear model. Under the assumption that the system external disturbances are minor and are neglected, fault in flywheel was regarded as the main system external disturbance. Therefore, by using ESO, not only the system state was obtained, but also the fault was estimated with exactness and swiftness. With the fault obtained, fault detection was accomplished without generating system residual, and fault recovery was also achieved by compensating the system input voltage, which ensures the normal flywheel speed and satellite attitude. The simulation results demonstrate the validity of this scheme.

Key words: flywheels; nonlinear system; extended state observer; fault detection; fault recovery

飞轮作为卫星通常采用的姿态控制主执行机构,在长期运行后容易发生故障,若不能及时检测并排除故障,可能会导致卫星姿态失控,而重新捕获姿态非常困难. 因此,实现飞轮的实时自主故障检测和隔离具有很重要的意义.

目前常通过建立各种观测器,如奉献观测器、未知输入观测器、Kalman滤波器、故障诊断滤波器等,产生系统残差并由此对飞轮进行故障检测[1-4]. 而在已有的文献中,大部分是基于卫星动力学模型建立观测器并产生姿态信息的残差,由此还需要对执行机构故障和姿态敏感器故障进行分离,增加了算法的复杂程度. 此外,这种方法无法直接得到故障信息,不利于进行故障隔离和恢复.

基于以上原因,本文采用非线性扩张状态观测器 ESO (Extended State Observer)对卫星飞轮系统进行故障检测和恢复. 首先建立了飞轮开环系统精确模型,并基于此非线性模型设计了 ESO. 在假设系统实际外扰是小量可忽略的情况下, ESO 不仅能精确观测出飞轮电枢电流和电机转速,当

收稿日期: 2007-11-28

作者简介: 金 磊 (1982-),女,云南昆明人,博士生, jinleibuaa@163. com.

故障发生时,更能快速准确地估计出故障量.因而无需产生残差即可进行故障检测,同时还可根据故障大小对系统驱动电压进行补偿以实现故障恢复.数值仿真表明,利用 ESO能成功进行故障检测和恢复,飞轮在发生故障时转速仍能维持正常值,保证了卫星姿态不受影响.

1　飞轮开环系统精确建模

在此根据文献[5]给出的 ΠHACO A型飞轮数学模型,建立基于 simulink的飞轮高精度开环系统仿真模块,如图 1所示.

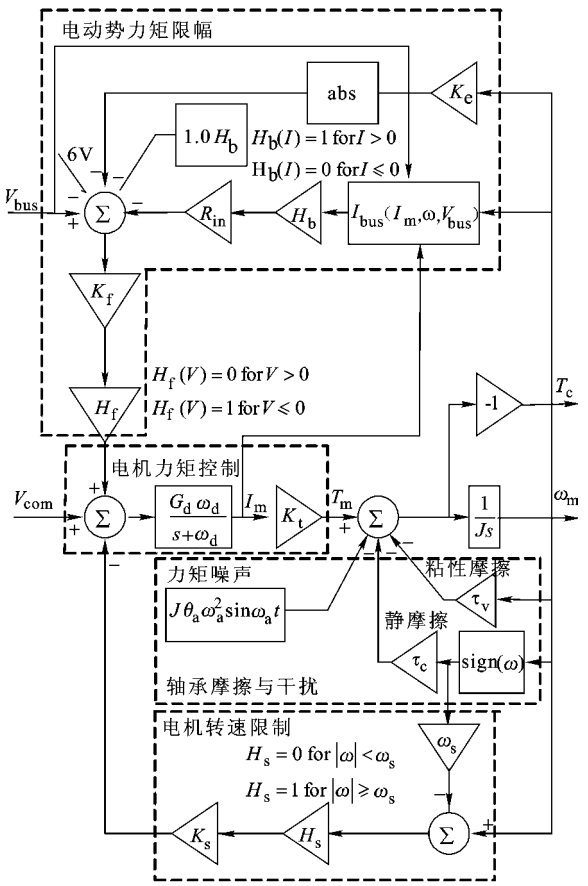

图 1　基于 simulink的飞轮开环系统仿真模块

图 1中各量含义如下:模块输入 V_{com}为等效的直流电机驱动电压;G_d为电机驱动增益;ω_d为驱动带宽;I_m为电枢电流;K_t为电机转矩系数;T_m为电机力矩;K_e为电机电动势反馈系数;I_{bus}为母线电流,具体表达式见文献[5];V_{bus}为母线电压;R_{in}为输入电阻;K_f为电压反馈增益;τ_v为粘性摩擦系数;τ_c为静摩擦系数;J为飞轮转动惯量;θ_a为力矩噪声引起的角误差;ω_a为高通噪声滤波器频率;ω_s为转速限制阈值;K_s为转速限制增益系数;模块输出 ω_m为电机的实时转速;T_c为作用于星体的控制力矩.

根据图 1所示仿真模块,可建立飞轮开环系统的状态空间模型为

$$\left.\begin{aligned}\dot{X} &= F(X) + Bu\\ Y &= X\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中

$$F(X) = \begin{bmatrix} G_d\omega_d[\psi_1(I_m,\omega_m) - \psi_4(\omega_m)] - \omega_d I_m \\ \frac{1}{J}[k_t I_m - \psi_2(\omega_m) - \tau_v\omega_m - \psi_3(t)]\end{bmatrix}$$

为模型的已知部分,其中 $\psi_1(I_m,\omega_m)$,$\psi_2(\omega_m)$,$\psi_3(t)$和 $\psi_4(\omega_m)$为非线性函数,分别表示电动势力矩限幅、静摩擦、力矩噪声和电机转速限制;$X=[I_m \quad \omega_m]^T$,为系统状态量;$Y=[I_m \quad \omega_m]^T$,为系统输出量,在此不考虑测量噪声,则 $Y=X$;$B=[G_d\omega_d \quad 0]^T$,为控制输入系数矩阵;$u=V_{com}$为控制输入,可根据飞轮反馈转速建立 PID控制器而得到.

由于式(1)中含有多个非线性函数,因此飞轮开环系统是一个复杂的非线性系统.

2　二阶 ESO故障检测

式(1)已经建立了飞轮精确的状态空间模型,并考虑了内部的干扰力矩和噪声.而通常情况下系统的外扰量远小于故障量,可暂且忽略.则当无故障发生时,飞轮模型可近似认为是不存在外扰的非线性确定对象,而当飞轮发生故障时,故障量即可认为是未知外扰,可利用 ESO对其进行估计.当未知故障发生时,飞轮系统模型变为

$$\left.\begin{aligned}\dot{X} &= F(X) + Bu + f\\ Y &= X\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,$f=[f_1 \quad f_2]^T$为未知故障向量.将 f视为系统的扩张状态,并令 $W=-\mathrm{d}f/\mathrm{d}t$,则可建立二阶 ESO:

$$\left.\begin{aligned} e &= Z_1 - Y\\ \dot{Z}_1 &= F(Z_1) + Z_2 + Bu - \beta_1 e\\ \dot{Z}_2 &= -\beta_2 g(e,\alpha,\delta)\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

式中,$\beta_1>0$,$\beta_2>0$,$0<\alpha<1$,为标量;$e=[e_1 \quad e_2]^T$,$Z_1=[Z_{11} \quad Z_{12}]^T$,$Z_2=[Z_{21} \quad Z_{22}]^T$,$g(e,\alpha,\delta)=[g(e_1,\alpha,\delta) \quad g(e_2,\alpha,\delta)]^T$,$g(e,\alpha,\delta)$为非线性连续函数,表示为[6]

$$g(e,\alpha,\delta) = \begin{cases} |e|^\alpha \operatorname{sgn}(e) & |e|>\delta \\ e/\delta^{1-\alpha} & |e|\leqslant\delta\end{cases} \tag{4}$$

由于未知函数 W有界,只要 ESO中参数满足二阶 ESO稳定性条件[7]:

$$\beta_1^2 > 4\beta_2\delta^{\alpha-1} \tag{5}$$

稳态时，ESO将分别估计出系统的状态量和未知故障量，即有 $Z_1 \rightarrow x$，$Z_2 \rightarrow f$. 在满足式(5)的前提下，各参数一般仍采取手动调试，使得 ESO 具备快速准确的估计能力.

利用 ESO 的状态量 Z_2 对飞轮进行故障检测. 据前所述，在不考虑未知外扰时，Z_2 将准确估计出故障量，因此当 $Z_2 = 0$ 可判断飞轮无故障，而当 $Z_2 \neq 0$ 可判定有故障. 若考虑系统存在着小量的未知外扰，则 Z_2 将估计出故障量和外扰量的总和. 因此需要选取一阈值向量 $r = [r_1 \quad r_2]^{\mathrm{T}}$，$r_1$ 和 r_2 分别取为无故障但存在未知外扰等因素时 Z_{21} 和 Z_{22} 的最大绝对值. 当 $|Z_{21}| < r_1$ 且 $|Z_{22}| < r_2$ 可判断飞轮无故障，而当 $|Z_{21}| \geq r_1$ 或 $|Z_{22}| \geq r_2$ 即可判断有故障发生.

3 故障恢复

在不考虑未知外扰的情况下，可根据 Z_2 对系统输入即驱动电压 V_{com} 进行补偿，以实现故障恢复. 将式(2)中的式(1)展开可得到：

$$\dot{I}_{\mathrm{m}} = G_{\mathrm{d}}\omega_{\mathrm{d}}[\psi_1(I_{\mathrm{m}}, \omega_{\mathrm{m}}) - \psi_4(\omega_{\mathrm{m}}) + V_{\mathrm{com}}] - \omega_{\mathrm{d}} I_{\mathrm{m}} + f_1 \tag{6}$$

$$\dot{\omega}_{\mathrm{m}} = \frac{1}{J}[k_{\mathrm{t}} I_{\mathrm{m}} - \psi_2(\omega_{\mathrm{m}}) - \tau_{\mathrm{v}}\omega_{\mathrm{m}} - \psi_3(t)] + f_2 \tag{7}$$

观察以上两式可知，故障量 f_1 可通过附加一补偿电压直接进行补偿. 而对于故障量 f_2，若能求出 f_2 影响 $\dot{I}_{\mathrm{m}}$ 的等效故障量 f_2'，则也可通过附加补偿电压对其进行补偿. 将式(7)改写为

$$I_{\mathrm{m}} = I_{\mathrm{m}}^{*} - \frac{Jf_2}{k_{\mathrm{t}}} \tag{8}$$

式中，I_{m} 表示有故障 f_2 发生时的电枢电流，而

$$I_{\mathrm{m}}^{*} = \frac{1}{k_{\mathrm{t}}}[J\dot{\omega}_{\mathrm{m}} + \psi_2(\omega_{\mathrm{m}}) + \tau_{\mathrm{v}}\omega_{\mathrm{m}} + \psi_3(t)] \tag{9}$$

表示无故障 f_2 发生时的电枢电流. 分别将 I_{m} 和 I_{m}^{*} 代替式(6)中的 I_{m} 并将新得到的两式相减，则可得到等效故障量 f_2'，表示为

$$f_2' = G_{\mathrm{d}}\omega_{\mathrm{d}}\left[\psi_1(I_{\mathrm{m}}, \omega_{\mathrm{m}}) - \psi_1\left(I_{\mathrm{m}} + \frac{Jf_2}{k_{\mathrm{t}}}, \omega_{\mathrm{m}}\right)\right] + \omega_{\mathrm{d}}\frac{Jf_2}{k_{\mathrm{t}}} \tag{10}$$

I_{m} 和 f_2 可由 ESO 估计得到，因此 f_2' 可求. 最终得到附加补偿电压后的总驱动电压 V_{com}^{*} 为

$$V_{\mathrm{com}}^{*} = V_{\mathrm{com}} - \frac{f_1 + f_2'}{G_{\mathrm{d}}\omega_{\mathrm{d}}} \tag{11}$$

利用 V_{com}^{*} 作为控制输入，就可对 f_1 和 f_2 进行补偿，从而实现故障恢复，使飞轮维持正常转速，仍能按指令输出控制力矩.

此外若考虑存在未知外扰，则 Z_2 能同时对故障量和未知外扰的总和进行估计，采用以上相同的方法也能同时对故障和外扰进行补偿.

4 数值仿真

仿真中采用三正交反作用飞轮组作为卫星姿态控制执行机构，三轴姿态均采用 PID 控制律策略. 星体转动惯量取为

$$I = \begin{bmatrix} 12.77 & -0.366 & -0.158 \\ -0.366 & 13.44 & -0.099 \\ -0.158 & -0.099 & 14.36 \end{bmatrix} \ \mathrm{kg \cdot m^2}$$

飞轮开环系统各参数见参考文献[5]，并利用 PI 控制器建立飞轮闭环调速系统. 二阶 ESO 参数为 $\beta_1 = 500$，$\beta_2 = 1\,000$，$\alpha = 0.5$，$\delta = 0.005$.

假设仿真进行到 100 s 时，俯仰轴飞轮的母线电压 V_{bus} 从 10 V 下降到 6 V. 不考虑系统外扰时，母线电压下降直接引起的故障是 f_1. 如图 2 所示，故障的估计值与实际值几乎重合，表明利用二阶 ESO 能对故障量进行准确估计和快速检测.

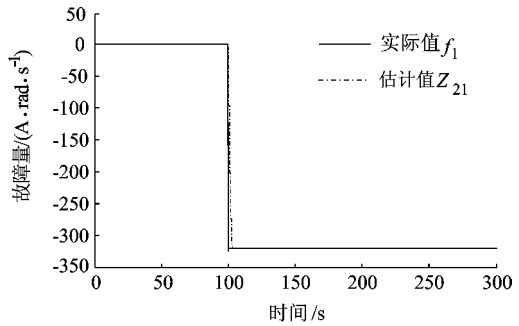

图 2 母线电压下降时的故障实际值与估计值

由图 3 所示，进行故障恢复后的飞轮转速几乎不受故障影响，而无故障恢复时，飞轮的转速在 100 s 时突然降低，随后在飞轮闭环反馈的作用下才逐渐回到正常值. 由图 4 和图 5 可知，无故障恢复时，星体俯仰角和俯仰角速度在 100 s 时发生突

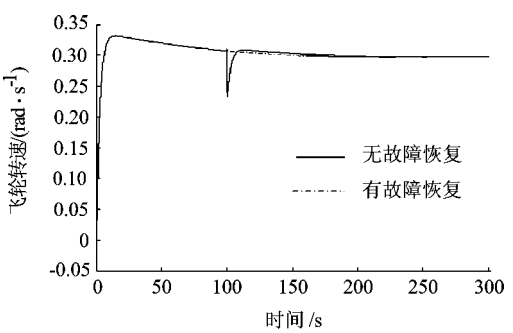

图 3 故障飞轮的转速

变,而进行故障恢复后,俯仰角和俯仰角速度在故障发生时仍维持正常值.

再假设俯仰轴飞轮分别发生以下故障:电机力矩 T_m 突变, K_t 减小为正常值的 60%;粘性摩擦力矩突变, τ_v 增大为正常值的 1.3倍. 由图 6和图 7可知,故障量的估计值与实际值也几乎重合. 同时,经过仿真也验证了故障恢复的有效性.

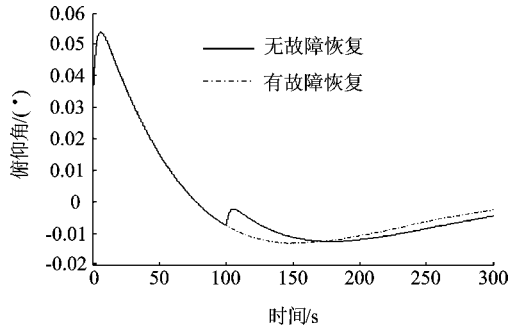

图 4　卫星俯仰角

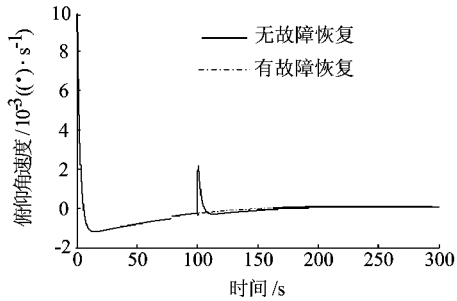

图 5　卫星俯仰角速度

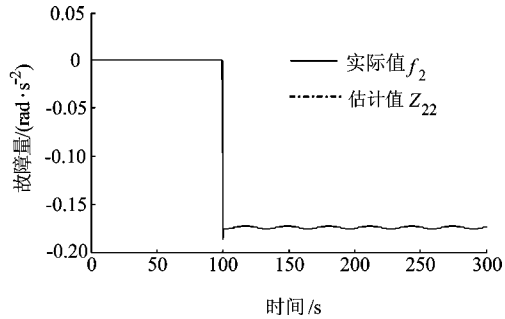

图 6　电机力矩突变时的故障实际值与估计值

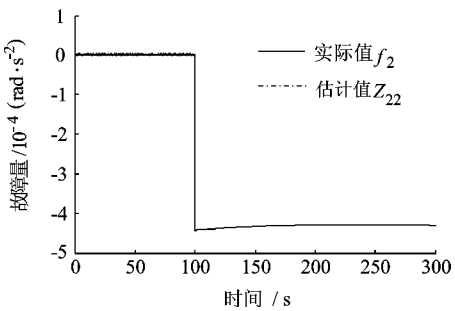

图 7　粘性摩擦力矩突变时的故障实际值与估计值

5　结　论

对飞轮开环系统以及其内部干扰进行了精确建模,在假设系统外扰相对故障是小量可忽略的情况下,利用 ESO对飞轮故障的估计直接进行了故障检测,并对驱动电压进行补偿实现了故障恢复. 若系统外扰不可忽略, ESO将估计出故障和外扰的总和,此时仍可利用本文中故障恢复的方法对故障和外扰进行补偿. 而对于故障检测,当外扰为小量时,利用 ESO的估计值可设计判断阈值进行故障检测;而当系统出现大的瞬时干扰,由于无法直接得到故障量,本文中的故障检测方法不再适用,此时可考虑使用滑动滤波,这将在后续工作中进行研究.

参考文献 (References)

[1] 曲春娣,张洪钺. 卫星动量轮闭环系统的 UD双观测器故障诊断 [J]. 航天控制, 2005, 23(6): 66 - 71, 88
Qu Chundi, Zhang Hongyue. The fault diagnosis of momentum close-loop system used in satellite based on the UD double observers[J]. Aerospace Control, 2005, 23(6): 66 - 71, 88 (in Chinese)

[2] Tudoroiu N, Khorasani K. Fault detection and diagnosis for satellite's attitude control system (ACS) using an interactive multiple model (IMM) approach[C]//Proceedings of the 2005 IEEE Conference on Control Applications. Piscataway. NJ: IEEE, 2005: 1287 - 1292

[3] Tudoroiu N, Sobhani-Tehrani E, Khorasani K. Interactive bank of unscented kalman filters for fault detection and isolation in reaction wheel actuators of satellite attitude control system [C]// 32nd Annual Conference on IEEE Industrial Electronics. Piscataway, NJ: IEEE, 2006: 264 - 269

[4] Tudoroiu N, Khorasani, K. Fault detection and diagnosis for reaction wheels of satellite's attitude control system using a bank of Kalman filters [C]// International Symposium on Signals, Circuits and Systems-Proceedings. Piscataway. NJ: IEEE, 2005: 199 - 202

[5] Bialke B. High fidelity mathematical modeling of reaction wheel performance[J]. Advances in the Astronautical Science, 1998 (98): 483 - 496

[6] 黄一,张文革. 自抗扰控制器的发展 [J]. 控制理论与应用, 2002, 19(4): 485 - 492
Huang Yi, Zhang Wenge. Development of active disturbance rejection controller[J]. Control Theory and Applications, 2002, 19(4): 485 - 492 (in Chinese)

[7] 黄一,韩京清. 非线性连续二阶扩张状态观测器的分析和设计 [J]. 科学通报, 2000, 45(13): 1373 - 1379
Huang Yi, Hang Jingqing. Analysis and design for the second order nonlinear continuous extended states observer[J]. Chinese Science Bulletin, 2000, 45(13): 1373 - 1379 (in Chinese)

(责任编辑:张　嵘)