基于专用卡尔曼滤波器思想的陀螺故障诊断

李利亮^{1,2,3},牛 睿^{2,3}, 邵志杰^{2,3}, 沈 毅^{1†}

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109; 3. 上海市空间智能控制重点实验室, 上海 201109)

摘要:本文针对卫星姿态确定系统,提出了一种基于专用卡尔曼滤波器思想的陀螺故障诊断方法.利用卫星姿态 运动方程设计了一种加性卡尔曼滤波器,用于生成作为故障征兆信号的残差.结合专用观测器思想和卡尔曼滤波 器,提出了利用卡尔曼滤波器组的故障检测与分离律.另外,给出了一种基于3-σ的阈值计算方法,用于设计故障诊 断中所用的检测阈值.仿真结果验证了所提出方法的有效性.

关键词: 姿态确定系统; 陀螺; 故障检测与分离; 卡尔曼滤波器

引用格式: 李利亮, 牛睿, 邵志杰, 等. 基于专用卡尔曼滤波器思想的陀螺故障诊断. 控制理论与应用, 2019, 36(9): 1501-1508

DOI: 10.7641/CTA.2019.80192

Gyroscope fault diagnosis based on dedicated Kalman filter scheme

LI Li-liang^{1,2,3}, NIU Rui^{2,3}, SHAO Zhi-jie^{2,3}, SHEN Yi^{1†}

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150001, China;

2. Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China;

3. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: A gyroscope fault diagnosis method based on dedicated Kalman filter scheme is proposed for satellite attitude determination systems. Based on the attitude kinematics, an additive Kalman filter is designed to generate residuals, which are used as the symptom of fault. By integrating dedicated observer scheme and Kalman filter, a fault detection and isolation method using a bank of Kalman filters is proposed. In addition, a $3-\sigma$ based method is presented to generate the threshold used in fault diagnosis. Simulation results are given to verify the effectiveness of the proposed method.

Key words: attitude determination system; gyroscope; fault detection; Kalman filter

Citation: LI Liliang, NIU Rui, SHAO Zhijie, et al. Gyroscope fault diagnosis based on dedicated Kalman filter scheme. *Control Theory & Applications*, 2019, 36(9): 1501 – 1508

1 引言

对于航天器来说,其可靠性与安全性是至关重要的.虽然航天器中的部件具有较高的设计可靠性,但是由于其长期运行在恶劣的空间环境中,在航天器的实际运行过程中难免会有一些部件发生故障.文献[1]中分析了从1980年到2005年间的156次航天器故障,发现航天器姿态控制子系统的故障占故障总数的32%.姿态控制系统的故障可能会引起系统性能下降,甚至可能影响飞行任务的正常进行.因此,对于航天器姿态控制系统进行故障诊断,以便及时有效地诊断出故障的发生并采取相应的处理措施对于航天器的安全稳定运行具有重要意义.

在过去的十几年中,故障诊断技术得到了广泛而

本文责任编委: 潘泉.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61773145) and the Shaihai Sailing Program (17YF1408300).

深入的研究^[2-5],在航空航天领域的研究也逐渐引起 了国内外学者们的重视^[6-8].故障诊断方法可大致分 为基于模型的方法和不基于模型的方法.虽然在航空 航天领域也出现了一些不基于模型的方法,但是这些 方法要么需要足够充分而准确的历史运行数据^[9],要 么需要对一段时间内积累的信号进行处理,无法保证 实时性^[10-11].由于航天器具有故障样本数据少、实时 性要求高、模型知识较多等特点,基于模型的航天器 故障诊断得到了更多的关注.在基于模型的航天器故 障诊断方面,文献[12]针对卫星姿态控制系统的线性 模型研究了基于观测器的故障诊断方法.文献[13-15] 中利用基于观测器的方法研究了卫星姿态控制系统

收稿日期: 2018-03-19; 录用日期: 2019-01-31.

[†]通信作者. E-mail: yishen_hit@126.com; Tel.: +86 451-86413411-8602.

国家自然科学基金项目(61773145), 上海市青年科技英才扬帆计划项目(17YF1408300)资助.

偏差分离原理和二阶卡尔曼滤波的卫星执行机构故 障诊断方法,并利用半实物仿真平台进行了验证.需 要说明的是,目前文献中的大部分航天器故障诊断方 法是针对执行器故障的,在传感器故障诊断方面的研 究还不够深入,但实际上航天器中配置了很多冗余传 感器,更适合于进行传感器故障诊断.针对卫星姿态 敏感器的故障诊断问题, 文献[17] 提出了一种基于卡 尔曼滤波器的方法. 但是文献[17]中的方法需要假设 卫星的轨迹是已知的,从而限制了该方法的实用性. 在文献[18-19]中,广义系统的观测器设计方法被用于 卫星姿态敏感器的故障诊断,但是文献[18-19]中都是 基于线性模型的方法.需要对卫星姿控系统的非线性 动态进行线性化之后才能使用.总体而言,基于观测 器的故障诊断方法实现起来比较简单,但是往往需要 基于线性系统模型进行设计,限制了其诊断准确性和 应用范围.近年来也出现了一些直接利用非线性模型 进行传感器故障诊断的方法[20-22],但是这些方法通常 需要使用无迹卡尔曼滤波器,其运算量较大,不利于 在轨应用. 文献[23-24]中提出了一种利用四元数估 计角速率的陀螺故障定位方法,但是需要用到卫星的 动力学方程进行滤波.在实际运行过程中,由于燃料 消耗、附件展开等因素的影响,姿态动力学方程中的 惯量参数往往是不准确的,可能会影响该方法的故障 诊断性能.对于姿态确定系统来说,只靠姿态运动学 以及配备的姿态敏感器即可进行故障诊断.因此,不 依赖于系统动力学模型的姿态敏感器故障诊断方法 具有更重要的实用价值.在陀螺故障诊断方面,一种 常用的方法是通过判断陀螺测量输出之间的等价关 系进行故障检测[25-27],但是由于硬件冗余有限.等价 关系法通常只能检测陀螺故障,无法实现故障定位. 文献[26-27]将等价关系法与信号处理算法相结合,研 究了利用等价关系进行故障检测、基于信号处理算法 进行故障定位的方法.这种方法的关键在于利用小波 变换或经验模态分解算法提取故障引发的突变特征, 主要适用于陀螺的突变故障,对于缓慢变化的故障可 能会失效. 与文献[23-24]中的思路类似, 文献[28]提 出了一种基于对四元数进行数值求导的陀螺故障诊 断方法,但是文献[28]中的方法不需要利用姿态动力 学模型设计滤波器,而是通过设计高增益观测器来估 计四元数的导数,其故障诊断结果依赖于所设计的高 增益观测器的性能. 另外, 上述故障诊断方法大都没 有考虑诊断阈值设置问题.故障诊断通常分为残差生 成和残差评价两个环节,两者都会影响故障诊断结果, 但是,在目前的陀螺故障诊断方法研究中,如何系统 有效地设置残差评价部分所用的阈值仍然是一个有 待解决的问题.

最近, 文献[29]中提出了一种不依赖于姿态动力 学模型的卫星姿态敏感器故障诊断方法, 其主要思想 是将卡尔曼滤波器与专用观测器思想(dedicated observer scheme)相结合,提出了基于专用卡尔曼滤波器思 想(dedicated Kalman filter scheme)的故障检测与分离 方法.在文献[29]的基础上,本文进一步研究了基于 专用卡尔曼滤波器思想的陀螺敏感器故障诊断方法. 与文献[29]相比,本文所提出方法的创新性主要在于 以下几个方面:首先,本文给出了卫星姿态运动学方 程的精确离散化模型,比文献[29]中采用的欧拉离散 化模型更加精确,更适合于后续的故障诊断设计.其 次,本文提出了一种直接基于卫星的姿态运动学方程 的加性卡尔曼滤波器设计方法.与文献[29]中采用的 乘性卡尔曼滤波器算法相比,本文所提出的卡尔曼滤 波器算法更加简单,便于工程实现.另外,本文还提出 了一种计算故障诊断阈值的3-σ法,能够系统地给出 故障诊断中所用的检测阈值.

2 姿态确定系统

本文采用四元数表示卫星的姿态. 根据文献[30], 四元数形式的卫星姿态运动学方程具有如下形式:

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\Xi(q)\omega = \frac{1}{2}\Omega(\omega)q,$$
(1)

其中: $q = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$ 是满足 $q^Tq = 1$ 的姿态四 元数(q_4 是四元数的标部), $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 是卫星 的姿态角速度, 矩阵 $\Xi(q)$ 具有如下形式:

$$\Xi(q) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix}.$$

另外,式(1)中的 $\Omega(\omega)$ 具有如下形式:

$$\Omega(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{z} & -\omega_{y} & \omega_{x} \\ -\omega_{z} & 0 & \omega_{x} & \omega_{y} \\ \omega_{y} & -\omega_{x} & 0 & \omega_{z} \\ -\omega_{x} & -\omega_{y} & -\omega_{z} & 0 \end{bmatrix}.$$
(2)

式(1)中的姿态运动学方程的精确离散化形式为

$$q(k+1) = e^{\frac{1}{2}\Omega(\omega(k))\Delta t}q(k), \qquad (3)$$

其中
$$\Delta t$$
为离散时间间隔.

由欧拉公式可得

$$e^{\frac{1}{2}\Omega(\omega(k))\Delta t} = c_{\omega}I_4 + s_{\omega}\Omega(\hat{n}), \qquad (4)$$

其中
$$\hat{n} = \frac{\omega(k)}{\|\omega(k)\|}, c_{\omega}, s_{\omega} \pi \Omega(\hat{n})$$
具有如下形式:
 $c_{\omega} = \cos(\frac{1}{2}\|\omega(k)\|\Delta t), s_{\omega} = \sin(\frac{1}{2}\|\omega(k)\|\Delta t),$
 $\Omega(\hat{n}) = \begin{bmatrix} 0 & \hat{n}_3 & -\hat{n}_2 & \hat{n}_1 \\ -\hat{n}_3 & 0 & \hat{n}_1 & \hat{n}_2 \\ \hat{n}_2 & -\hat{n}_1 & 0 & \hat{n}_3 \\ -\hat{n}_1 & -\hat{n}_2 & -\hat{n}_2 & 0 \end{bmatrix}.$

第9期

将式(4)代入式(3)可得

$$q(k+1) = (\mathbf{c}_{\omega}I_4 + \mathbf{s}_{\omega}\Omega(\hat{n}))q(k).$$
(5)

本文考虑采用速率陀螺和星敏感器的姿态确定系统.不失一般性,本文考虑三正交一斜装构型的陀螺 组件,其安装结构如图1所示.从图1可以看出,三正交 一斜装构型的陀螺组件共有*X*,*Y*,*Z*,*S*4个轴,每个 轴上均安装了一个陀螺.设*X*–*S*,*Y*–*S*和*Z*–*S*之间的 夹角分别为α₁,α₂和α₃,则图1中三正交一斜装构型 的陀螺组件具有如下的测量方程:

$$\begin{aligned}
& \omega_{g1}(k) = \omega_{x}(k) + b_{g1}(k) + v_{g1}(k), \\
& \omega_{g2}(k) = \omega_{y}(k) + b_{g2}(k) + v_{g2}(k), \\
& \omega_{g3}(k) = \omega_{z}(k) + b_{g3}(k) + v_{g3}(k), \\
& \omega_{g4}(k) = \omega_{x}(k)\cos\alpha_{1} + \omega_{y}(k)\cos\alpha_{2} + \\
& \omega_{z}(k)\cos\alpha_{3} + b_{g4}(k) + v_{g4}(k),
\end{aligned}$$
(6)

式 中 $\omega_{gi}(k)$, $b_{gi}(k)$ 和 $v_{gi}(k)(i=1,\dots,4)$ 分别是第i个陀螺的测量输出、常漂和测量噪声.



图 1 陀螺安装结构示意图



若考虑故障的影响,则式(6)中的测量方程变为

$\begin{bmatrix} \omega_{\rm g1}(k) \\ \omega_{\rm g2}(k) \end{bmatrix}$	$=H\omega(k)+$	$\begin{bmatrix} b_{g1}(k) + v_{g1}(k) + f_1(k) \\ b_{g2}(k) + v_{g2}(k) + f_2(k) \end{bmatrix}$	
$ \begin{vmatrix} \omega_{\rm g3}(k) \\ \omega_{\rm g4}(k) \end{vmatrix} $		$b_{g3}(k) + v_{g3}(k) + f_3(k) b_{g4}(k) + v_{g4}(k) + f_4(k)$,

式中: *f_i*(*k*)(*i*=1,···,4)表示第*i*个陀螺的故障,*H*为 陀螺组件的安装矩阵,具有如下形式:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \cos \alpha_1 & \cos \alpha_2 & \cos \alpha_3 \end{bmatrix}$$

不失一般性,本文中选取 $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = 54.73^\circ$,则 此时H的值为

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \frac{1}{\sqrt{3}} & \frac{1}{\sqrt{3}} & \frac{1}{\sqrt{3}} \end{bmatrix}.$$

在本文的研究中,假设测量噪声vgi(k)是互不相关

但协方差为R_{gi}的高斯白噪声, b_{gi}(k)为未知常值, 即

$$b_{gi}(k+1) = b_{gi}(k).$$
 (7)

星敏感器的测量模型为

$$q_{\rm s}(k) = q(k) \otimes q_{\rm v}(k), \tag{8}$$

其中: q_s(k)表示四元数测量值, q_v(k)表示测量噪声的 四元数, ⊗表示四元数的叉乘运算, 具有如下形式:

$$q \otimes = \begin{bmatrix} q_4 & q_3 & -q_2 & q_1 \\ -q_3 & q_4 & q_1 & q_2 \\ q_2 & -q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix}$$

3 加性卡尔曼滤波器设计

为了进行故障检测与分离,本文将陀螺的测量值 $\omega_{gi}(k)(i = 1, \dots, 4)$ 分为4组,分别为

$$\begin{cases} \bar{\omega}_{1}(k) = \begin{bmatrix} \omega_{g1}(k) \\ \omega_{g2}(k) \\ \omega_{g3}(k) \end{bmatrix}, \ \bar{\omega}_{2}(k) = \begin{bmatrix} \omega_{g1}(k) \\ \omega_{g2}(k) \\ \omega_{g4}(k) \end{bmatrix}, \\ \bar{\omega}_{3}(k) = \begin{bmatrix} \omega_{g1}(k) \\ \omega_{g3}(k) \\ \omega_{g4}(k) \end{bmatrix}, \ \bar{\omega}_{4}(k) = \begin{bmatrix} \omega_{g2}(k) \\ \omega_{g3}(k) \\ \omega_{g4}(k) \end{bmatrix}. \end{cases}$$
(9)

不失一般性,考虑 $\omega_i(k)$ 和星敏感器设计卡尔曼滤波器,作为下一节中故障诊断方法的基础.将与 $\omega_i(k)$ 对应的测量方程记为

$$\bar{\omega}_i(k) = H_i \omega(k) + \bar{b}_i(k) + \bar{v}_i(k), \qquad (10)$$

其中 H_i , $\bar{b}_i(k)$ 和 $\bar{v}_i(k)$ 均为与 $\bar{\omega}_i(k)$ 相对应的量. 例如,

$$H_{1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \ \bar{b}_{1}(k) = \begin{bmatrix} b_{g1}(k) \\ b_{g2}(k) \\ b_{g3}(k) \end{bmatrix}$$
$$\bar{v}_{1}(k) = \begin{bmatrix} v_{g1}(k) \\ v_{g2}(k) \\ v_{g3}(k) \end{bmatrix}.$$

需要说明的是,由于采用三正交一斜装构型,所有的 *H*_i均可逆.

为了便于卡尔曼滤波器设计,需要先将姿态运动 学模型进行一定的变换.在无故障时,由式(10)可得

$$\omega(k) = H_i^{-1}(\bar{\omega}_i(k) - \bar{b}_i(k) - \bar{\upsilon}_i(k)).$$
(11)

将式(11)代入式(3)可得

$$q(k+1) =$$

$$e^{\frac{1}{2}\Omega(H_i^{-1}(\bar{\omega}_i(k) - \bar{b}_i(k) - \bar{v}_i(k)))\Delta t}q(k) \approx$$

$$e^{\frac{1}{2}\Omega_{\bar{\omega}_i}\Delta t}[1 - \frac{1}{2}\Delta t(\Omega_{\bar{b}_i} + \Omega_{\bar{v}_i})]q(k) =$$

$$e^{\frac{1}{2}\Omega_{\bar{\omega}_i}\Delta t}q(k) - \frac{1}{2}\Delta t e^{\frac{1}{2}\Omega_{\bar{\omega}_i}\Delta t}\Omega_{\bar{b}_i}q(k) -$$

$$\frac{1}{2}\Delta t \mathrm{e}^{\frac{1}{2}\Omega_{\bar{\omega}_i}\Delta t} \Omega_{\bar{v}_i} q(k), \qquad (12)$$

其中:

$$\begin{cases} \Omega_{\bar{\omega}_i} = \Omega(H_i^{-1}\bar{\omega}_i(k)), \\ \Omega_{\bar{\mathbf{b}}_i} = \Omega(H_i^{-1}\bar{b}_i(k)), \\ \Omega_{\bar{\mathbf{v}}_i} = \Omega(H_i^{-1}\bar{v}_i(k)). \end{cases}$$

利用如下关系:

$$\Omega(x)q(k) = \Xi(q(k))x, \qquad (13)$$

可以将式(12)转化为

$$q(k+1) = e^{\frac{1}{2}\Omega_{\bar{\omega}_i}\Delta t}(q(k) - \frac{1}{2}\Delta t\Xi(q(k))H_i^{-1}(\bar{b}_i(k) + \bar{v}_i(k))).$$
(14)

由式(7)可知陀螺常漂 \bar{b}_i 的方程为

$$\bar{b}_i(k+1) = \bar{b}_i(k). \tag{15}$$

因为本文采用加性卡尔曼滤波器,所以需要将式 (8)转化为加性噪声的形式. $q_s(k) = q_{(k)} + v_q(k),$ 有

$$v_{\mathbf{q}}(k) = q_{\mathbf{s}}(k) - q_{\mathbf{s}}(k) \otimes q_{\mathbf{v}}^{-1}(k) =$$

$$q_{\mathbf{s}}(k) \otimes \mathbf{1} - q_{\mathbf{s}}(k) \otimes q_{\mathbf{v}}^{-1}(k) =$$

$$q_{\mathbf{s}}(k) \otimes \Delta q(k), \qquad (16)$$

其中:

$$\mathbf{1} = \begin{bmatrix} 0\\0\\0\\1 \end{bmatrix}, \ \Delta q(k) = \begin{bmatrix} -q_{v1}(k)\\-q_{v2}(k)\\-q_{v3}(k)\\1-q_{v4}(k) \end{bmatrix}$$

不难得到 $\Delta q(k)$ 的协方差矩阵,设为 R_0 ,根据式(16)可以得到 $v_q(k)$ 的协方差矩阵为

$$R = (q_{\rm s}(k)\otimes)R_0(q_{\rm s}(k)\otimes)^{\rm T}$$

由于大部分情况下姿态四元数的标部都比矢部大很多,所以在使用中,不妨设 $R = R_0$.

联立式(14)-(16),并令

$$x(k) = \begin{bmatrix} q(k) \\ \bar{b}_i(k) \end{bmatrix},\tag{17}$$

(18)

可以得到如下的动态方程:

$$\begin{cases} x(k+1) = A(x(k))x(k) + B(x(k))w(k), \\ y(k) = Cx(k) + v_{\mathbf{q}}(k), \end{cases}$$

其中:

$$\begin{split} A(x(k)) &= \begin{bmatrix} \mathrm{e}^{\frac{1}{2} \Omega_{\bar{\omega}_i} \Delta t} & -\frac{1}{2} \Delta t \mathrm{e}^{\frac{1}{2} \Omega_{\bar{\omega}_i} \Delta t} \Xi(q(k)) H_i^{-1} \\ 0 & I_3 \end{bmatrix} \\ B(x(k)) &= \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \Delta t \mathrm{e}^{\frac{1}{2} \Omega_{\bar{\omega}_i} \Delta t} \Xi(q(k)) H_i^{-1} & 0 \\ 0 & I_3 \end{bmatrix}, \end{split}$$

 $C = [I_4 \ 0], \ w(k) = \bar{v}_i(k).$

针对系统(18),本文提出如下基于扩展卡尔曼滤波器的故障检测方法,用于检测陀螺组是否发生故障. 预测:

$$\begin{split} \hat{x}(k|k-1) &= A(\hat{x}(k-1))\hat{x}(k-1), \\ P(k|k-1) &= A(\hat{x}(k-1))P(k-1)A^{\mathrm{T}}(\hat{x}(k-1)) + \\ &\quad B(\hat{x}(k-1))\Xi B(\hat{x}(k-1)), \\ \\ \mathbb{H} \oplus \Xi &= \begin{bmatrix} \sigma_{\mathrm{g}}^{2}I_{3} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \\ \\ \\ &\quad &\bar{\nabla} \Xi: \end{split}$$

$$\begin{split} K(k) &= P(k|k-1)C^{\mathrm{T}}(CP(k|k-1)C^{\mathrm{T}}+R),\\ \hat{x}(k) &= \hat{x}(k|k-1) + K(k)(y(k) - C\hat{x}(k|k-1)),\\ P(k) &= (I_4 - K(k)C)P(k|k-1). \end{split}$$

生成残差: $r(k) = y(k) - C\hat{x}(k)$.

在得到残差后,通过设置合理的阈值对残差的大 小进行判断,即可完成故障检测.

注1 本文提出的加性卡尔曼滤波器方法是在(18)所示的系统模型的基础上应用扩展卡尔曼滤波器设计所得到的,其关键在于式(18)的推导.如果不采用此模型,而是直接针对式(3)中的模型进行扩展卡尔曼滤波器设计,则会由于陀螺漂移、测量噪声与四元数之间的非线性耦合导致扩展滤波器的推导非常复杂,难于设计和实现.

4 故障诊断方法

上一节中给出了利用某3个陀螺的测量值和星敏 感器测量值设计卡尔曼滤波器进行陀螺故障检测的 方法.但是,由于有4组陀螺,所以上一节中的方法只 能检测故障,而不能确定是哪一个陀螺发生了故障. 因此,还需要设计故障分离方法判断是哪个陀螺发生 了故障.

在本文中,将卡尔曼滤波和专用观测器法进行了 融合,提出了专用卡尔曼滤波器思想.图2给出了所提 出的故障诊断方法的基本结构.





method

从图2中可以看出,4个陀螺敏感器被分为了4组, 每一组中的3个陀螺敏感器驱动一个卡尔曼滤波器, 生成用于故障诊断的残差,然后通过故障检测与分离 律完成故障诊断.

由式(9)中给出的分组方式可以得到表1所示的故障影响关系.其中:"1"表示该列中的残差信号会受到该行中故障的影响,"x"则表示无影响.

表 1 故障影响关系 Table 1 Fault effect relations

	r_1	r_2	r_3	r_4
$f_{\mathbf{x}}$	1	1	1	x
$f_{\rm y}$	1	1	х	1
f_{z}	1	х	1	1
$f_{\rm s}$	х	1	1	1

根据表1中给出的故障——残差对应关系,可以给出 表2所示的故障检测与分离律.

表 2 故障诊断律 Table 2 Fault diagnosis strategy

残差征兆	诊断结果	
$r_1 \leqslant \theta_1, r_2 \leqslant \theta_2, r_3 \leqslant \theta_3, r_4 \leqslant \theta_4$	无陀螺故障	
$r_1 > \theta_1, r_2 > \theta_2, r_3 > \theta_3, r_4 \leqslant \theta_4$	x轴陀螺故障	
$r_1 > \theta_1, r_2 > \theta_2, r_3 \leqslant \theta_3, r_4 > \theta_4$	y轴陀螺故障	
$r_1 > \theta_1, r_2 \leqslant \theta_2, r_3 > \theta_3, r_4 > \theta_4$	z轴陀螺故障	
$r_1 \leqslant \theta_1, r_2 > \theta_2, r_3 > \theta_3, r_4 > \theta_4$	s轴陀螺故障	

表2中给出了整体的故障诊断律,但是本文尚未解 决如何设置阈值的问题.接下来讨论阈值设计方法. 令第*i*卡尔曼滤波器在*k*时刻生成的残差为*r_i(k)*,滤波 器的误差协方差为*P_i(k)*,则*r_i(k)*的第*j*个分量的方差 可由下式得到

$$\sigma_{ij}^2(k) = C_j P_i(k) C_j^{\mathrm{T}} + e_j R e_j^{\mathrm{T}}, \qquad (19)$$

其中 C_j 和 e_j 分别表示C矩阵和单位矩阵的第j行上的向量.得到 $r_i(k)$ 的第j个分量的方差 $\sigma_{ij}^2(k)$ 后,即可得到其标准差 $\sigma_{ij}(k)$.本文采用 3σ 法设置用于故障检测的阈值,因此,对于 $r_i(k)$ 的第j个分量,本文可以设置如下的阈值:

$$\theta_{ij} = 3\sigma_{ij}(k) = 3\sqrt{C_j P_i(k)C_j^{\mathrm{T}} + e_j Re_j^{\mathrm{T}}}.$$
 (20)

5 仿真结果

本节采用数值仿真验证了所提出方法的有效性. 仿真中设故障诊断所采用的采样周期为 $\Delta t = 0.2$ s, 设定的陀螺常漂为 $b_1 = 50(°)/h, b_2 = 40(°)/h, b_3 = -50(°)/h, b_4 = 45(°)/h, 陀螺噪声和星敏噪声的标$ 准差大小分别为0.05(°)/h和0.00333°.考虑三轴稳定 对地时的情况,即卫星的惯性角速度为 $\omega = [0 \ \omega_0 \ 0]^{T}$, 其中 $\omega_0 = -0.0011035 \text{ rad/s}$ 为卫星的轨道角速度.这 里,采用两类比较典型的故障形式对所提出的方法进 行仿真验证.

首先,考虑斜装轴陀螺发生如下的突变故障:

$$\begin{cases} f_s(t) = 0, & t < 10, \\ f_s(t) = 0.0003, & t \ge 10. \end{cases}$$

这种故障情况下,利用所提出的故障诊断方法,可 以得到如图3所示的故障诊断结果,其中图3(a)--3(d) 中分别给出了第1至4个卡尔曼滤波器得到的残差以 及相应的3-σ阈值.可以看出,只有第1个滤波器生成 的残差没有超过阈值,而其他滤波器的残差都超过了 阈值.根据故障检测与分离逻辑,可以判断出是斜装 轴上的陀螺发生了故障.







其次,考虑y轴陀螺发生如下形式的缓变故障:

 $\begin{cases} f_{y}(t) = 0, & t < 10, \\ f_{y}(t) = 0.00001(t - 10), & t \ge 10. \end{cases}$

这种故障情况下,利用所提出的故障诊断方法,可 以得到如图4所示的故障诊断结果,其中图4(a)--4(d)中分 别给出了第1至4个卡尔曼滤波器得到的残差以及相 应的3-σ阈值.可以看出,只有第3个滤波器生成的 残差没有超过阈值,而其他滤波器的残差都超过了阈值.





 $t \, / \, \mathrm{s}$

李利亮等: 基于专用卡尔曼滤波器思想的陀螺故障诊断



(d) 第4个卡尔曼滤波器的残差及其阈值

图 4 缓变故障情况下的故障诊断结果

Fig. 4 Fault diagnosis results in a slow-varying fault case

根据故障检测与分离逻辑,可以判断出是y轴上的 陀螺发生了故障.不过,由于缓变故障一开始的影响 特别小,所以需要一段时间后才能被检测并分离出来.

6 结论

本文研究了卫星姿态确定系统的陀螺故障诊断方法.本文提出了一种新的加性卡尔曼滤波器设计方法, 然后通过融合专用观测器思想和卡尔曼滤波器提出 了一种基于专用卡尔曼滤波器思想的故障诊断方法, 另外,还给出了一种阈值计算的3-σ法.仿真结果说明 所提出的方法可以有效地检测并分离出故障陀螺.

参考文献:

- TAFAZOLI M. A study of on-orbit spacecraft failures. Acta Astronautica, 2009, 64(2/3): 195 – 205.
- [2] ZHANG Ke, ZHOU Donghua, CHAI Yi. Review of multiple fault diagnosis methods. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(9): 1143 – 1157.

(张可,周东华,柴毅.复合故障诊断技术综述.控制理论与应用, 2015,32(9):1143-1157.)

- [3] JIANG Bin, MAO Zehui, YANG Hao, et al. Fault Diagnosis and Fault Accommodation for Control Systems. Beijing: National Defend Industry Press, 2009.
 (美斌, 冒泽慧, 杨浩, 等. 控制系统的故障诊断与故障调节. 北京: 国 防工业出版社, 2009.)
- [4] YANG Guanghong, WANG Heng, LI Xiaojian. Model Based Fault Detection Methods for Linear Control Systems. Beijing: Science Press, 2010. (杨光红, 王恒, 李霄剑, 基于模型的线性控制系统故障检测方法, 北

(初元红,工臣,子育到,盔丁侯至的线口江朝东纬取摩位砌方石,北京:科学出版社,2010.)

- [5] ZHOU Meng, WANG Zhenhua, WANG Chang, et al. H_/L_∞ fault detection observer design for Lipschitz nonlinear systems. *Control Theory & Applications*, 2018, 35(6): 778 785.
 (周萌, 王振华, 王昶, 等. Lipschitz非线性系统的H_/L_∞故障检测 观测器设计. 控制理论与应用, 2018, 35(6): 778 785.)
- [6] JIANG Lianxiang, LI Huawang, YANG Genqing, et al. A survey of spacecraft autonomous fault diagnosis research. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(4): 1320 1326.
 (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. 宇航学报, 2009, 30(4): 1320 1326.)
- [7] ZHANG Y M, JIANG J. Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems. *Annual Reviews in Control*, 2008, 32(2): 229 – 252.

- [8] XUE Ting, ZHONG Maiying, LI Gang. Wavelet transform and parity space based actuator fault detection for unmanned aerial vehicle. *Control Theory & Applications*, 2016, 33(9): 1193 1199.
 (薛婷, 钟麦英, 李钢. 基于小波变换与等价空间的无人机作动器故 障检测. 控制理论与应用, 2016, 33(9): 1193 1199.)
- [9] LI L, WANG Z, SHEN Y. Fault diagnosis for the intermittent fault in gyroscopes: A data-driven method. *The 35th Chinese Control Conference*. Chengdu: IEEE, 2016: 6639 – 6643.
- [10] YOON S, KIM S, KIM Y, et al. Experimental evaluation of modelfree hybrid fault detection and isolation. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton head: AIAA, 2007: 1 – 22.
- [11] LI Z, LIU G, ZHANG R, et al. Fault detection, identification and reconstruction for gyroscope in satellite based on independent component analysis. *Acta Astronautica*, 2011, 68 (7/8): 1015 – 1023.
- [12] VENKATESWARAN N, SIVA M S, GOEL P S. Analytical redundancy based fault detection of gyroscopes in spacecraft applications. *Acta Astronautica*, 2002, 50(9): 535 – 545.
- [13] SHEN Y, WANG Z, ZHANG X. Fault diagnosis and fault-tolerant control for sampled-data attitude control systems: an indirect approach. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2014, 228(7): 1047 – 157.
- [14] JIA Q, CHEN W, ZHANG Y, et al. Integrated design of fault reconstruction and fault-tolerant control against actuator faults using learning observers. *International Journal of Systems Science*, 2016, 47(16): 3749 – 3761.
- [15] CHENG Y, WANG R, XU M. Simultaneous state and actuator fault estimation for satellite attitude control systems. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(3): 714 – 721.
- [16] LI Dongbai, CHEN Xueqin, LI Chenliang. Fault diagnosis of satellite actuator based on bias-separated theory. *Systems Engineering and Electronics*, 2015, 37(3): 606 612.
 (李冬柏,陈雪芹,李诚良.基于偏差分离原理的卫星执行机构故障诊断.系统工程与电子技术. 2015, 37(3): 606 612.)
- [17] PIRMORADI F N, SASSANI F, DE SILVA C W. Fault detection and diagnosis in a spacecraft attitude determination system. Acta Astronautica, 2009, 65(5/6): 710 – 729.
- [18] WANG Z, SHEN Y, ZHANG X. Attitude sensor fault diagnosis based on Kalman filter of discrete-time descriptor system. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2012, 23(6): 683 – 687.
- [19] GAO Z, JIANG B, SHI P, et al. Sensor fault estimation and compensation for microsatellite attitude control systems. *International Jour*nal of Control, Automation, and Systems, 2010, 8(2): 228 – 237
- [20] ADNANE A, FOITIH Z A, MOHAMMED M A S, et al. Real-time sensor fault detection and isolation for LEO satellite attitude estimation through magnetometer data. *Advances in Space Research*, 2018, 61(4): 1143 – 1157.
- [21] LE H X, MATUNAGA S. A residual based adaptive unscented Kalman filter for fault recovery in attitude determination system of microsatellites. *Acta Astronautica*, 2014, 105(1): 30 – 39.
- [22] BOLANDI H, ABEDI M, NASROLLAHI S. Design of an analytical fault tolerant attitude determination system using Euler angles and rotation matrices for a three-axis satellite. *Proceedings of the Institution* of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(5): 706 – 726.
- [23] XING Yan, WEI Chenling. Fault location of single redundant gyroscopes based on estimated angular rate using quaternion. *Journal of Astronautics*, 2003, 24(4): 410 413.
 (邢琰,魏春岭. 基于四元数估计角速率的陀螺故障定位. 宇航学报, 2003, 24(4): 410 413.)
- [24] ZHANG Yun, WANG Peiyuan. Fault Diagnosis of gyroscope based on estimated angular rate using star sensor. *Aerospace Control*, 2004,

22(3): 93 – 96.

(张云,王培垣.基于星敏感器角速度估计的陀螺故障诊断.航天控制,2004,22(3):93-96.)

- [25] WANG Lifeng, YANG Hui, WANG Jingang. Study of fault detection method for 3+1S gyro unit. *Chinese Space Science and Technology*, 2009, 6(6): 52 – 58.
 (王立峰, 杨慧, 王金刚. 3+1S陀螺的故障检测方法研究. 中国空间科 学技术, 2009, 6(6): 52 – 58.)
- [26] KIM S, KIM Y, PARK C, et al. Hybrid fault detection and isolation techniques for aircraft inertial measurement sensors. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit.* Providence: AIAA, 2004: 1 – 19.
- [27] WANG Zhenhua, SHEN Yi, ZHANG Xiaolei. Satellite gyroscope fault diagnosis based on parity relation and empirical mode decomposition. *Journal of Nanjing University of Science and Technology*, 2011, 35(Sup.): 127 – 131. (王振华, 沈毅, 张筱磊. 基于等价关系和经验模态分解的卫星陀螺

故障诊断. 南京理工大学学报, 2011, 35(增刊): 127–131.).

[28] WANG Zhenhua, SHEN Yi, ZHANG Xiaolei. Satellite gyroscopes fault diagnosis based on numerical differentiation scheme. *Journal of Astronautics*, 2012, 33(9): 1262 – 1268. (王振华, 沈毅, 张筱磊. 基于数值微分的卫星陀螺故障诊断. 宇航学报, 2012, 33(9): 1262 – 1268.)

- [29] LI L, WANG Z, SHEN Y. Fault diagnosis for attitude sensors via a bank of extended Kalman filters. *The 35th Chinese Control Conference*. Chengdu: IEEE, 2016: 6634 – 6638.
- [30] MARKLEY F L, CRASSIDIS J L. Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control. New York: Springer, 2014.

作者简介:

李利亮 博士研究生, 高级工程师, 目前研究方向为航天器控制系 统故障诊断, E-mail: Ill163@yeah.net;

牛 睿 高级工程师,目前研究方向为航天控制系统可靠性设计,

E-mail: abigbanana@126.com;

邵志杰 工程师,目前研究方向为航天控制系统可靠性设计,E-mail: shaozhijie@aliyun.com;

沈 毅 教授,目前研究方向为故障诊断、飞行器控制、超声信号 处理等, E-mail: yishen_hit@126.com.