

引文格式: 沈莹, 曲友阳, 范林东, 等. 无陀螺姿态估计方法仿真分析[J]. 导航定位学报, 2022, 10(5): 62-67. (SHEN Ying, QU Youyang, FAN Lindong, et al. Simulation analysis of no-gyro attitude estimation[J]. Journal of Navigation and Positioning, 2022, 10(5): 62-67.)  
DOI:10.16547/j.cnki.10-1096.20220509.

# 无陀螺姿态估计方法仿真分析

沈莹<sup>1</sup>, 曲友阳<sup>1,2,3</sup>, 范林东<sup>1</sup>, 戴路<sup>1</sup>

(1. 长光卫星技术股份有限公司, 长春 130000; 2. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033;  
3. 中国科学院大学, 北京 100049)

**摘要:** 针对不使用陀螺或陀螺失效情况下卫星姿态确定的问题, 提出了用滤波估计的方法构造一个“伪陀螺”进行姿态确定的方法。以星敏测量信息和飞轮转速信息为输入量, 以偏差四元数、偏差角速度、偏差干扰力矩为状态变量设计了误差姿态估计方程, 结合扩展卡尔曼滤波实现了高精度的无陀螺姿态确定。通过仿真验证了该方法的有效性。在此基础上分析了影响姿态估计精度的各个因素。结果表明, 飞轮安装误差、星体转动惯量误差主要影响动态跟踪过程; 星敏噪声、飞轮噪声影响稳态过程, 尤其飞轮对估计精度的影响大, 无陀螺姿态估计方法可以在卫星上应用, 但要严格控制飞轮指标。

**关键词:** 无陀螺; 卫星姿态确定; 星敏; 飞轮; 卡尔曼滤波

**中图分类号:** P228      **文献标志码:** A      **文章编号:** 2095-4999(2022)05-0062-06

## Simulation analysis of no-gyro attitude estimation

SHEN Ying<sup>1</sup>, QU Youyang<sup>1,2,3</sup>, FAN Lindong<sup>1</sup>, DAI Lu<sup>1</sup>

(1. Changguang Satellite Technology Co. Ltd., Changchun 130000, China;  
2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;  
3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** Aiming at the problem of satellite attitude determination without gyro or gyro failure, a method of constructing a "pseudo gyro" for attitude determination by filter estimation is proposed. In this paper, the error attitude estimation equation is designed with the star tracker measurement information and flywheel speed information as the input, and the deviation quaternion, deviation angular velocity and deviation interference torque as the state variables. Combined with the extended Kalman filter, the high-precision no-gyro attitude determination is realized. The effectiveness of this method is verified by simulation. On this basis, various factors affecting the accuracy of attitude estimation are analyzed. The results show that the flywheel installation error and the error of satellite inertia mainly affect the dynamic tracking process. Star tracker noise and flywheel noise affect the steady-state process, especially the flywheel has a great impact on the estimation accuracy. The no-gyro attitude estimation method can be applied to satellites, but the flywheel index should be strictly controlled.

**Keywords:** no-gyro; satellite attitude determination; star tracker; flywheel; Kalman filtering

## 0 引言

近年来, 微小卫星产业发展迅速。微小卫星具有体积小、重量轻、功能密度高、开发周期短、研

制成本低、发射灵活等一系列优点<sup>[1-2]</sup>。基于上述优点, 现代微小卫星在空间遥感、通信和导航、空间技术验证、深空探测、军事应用等方面具有广泛的应用<sup>[3]</sup>。姿态确定与控制系统是微小卫星最重要

收稿日期: 2021-12-30

第一作者简介: 沈莹(1992—), 女, 吉林长春人, 硕士, 工程师, 研究方向为微小卫星姿态确定。

通信作者简介: 曲友阳(1992—), 男, 内蒙古赤峰人, 博士研究生, 研究方向为卫星姿态确定与控制。

的子系统之一, 是卫星在轨正常运行和执行各种任务的基本保障<sup>[4]</sup>。

当前普遍应用的姿态确定方法是基于高精度陀螺与星敏感器联合确定姿态角与姿态角速度<sup>[5-6]</sup>。高精度陀螺质量重、高功耗大、价格昂贵, 在长期使用后性能和可靠性会明显降低, 甚至会出现故障<sup>[7]</sup>; 微机电系统 (microelectromechanical systems, MEMS) 陀螺虽然功耗低、价格便宜但其测量精度难以满足要求, 无法代替光纤陀螺的作用。此外, 用角度敏感器差分法计算角速度的方法虽然简单, 但缩短采样时间会使量测噪声变大限制了其应用。因此, 研究无陀螺姿态确定技术对实现卫星低重量、低功耗、低成本、高精度的设计具有重要意义。

无陀螺姿态确定系统通常由矢量敏感器 (如磁强计、太阳敏感器等) 获取包含卫星姿态情况的矢量观测信息, 然后结合卫星运动学和动力学, 通过一定的滤波算法对卫星的姿态进行确定, 对姿态角速率进行估计<sup>[8-9]</sup>。文献[10]的姿态确定系统由太阳敏感器和三轴磁强计组成, 通过预测滤波算法和矢量观测来确定姿态与角速度, 是第一个应用无陀螺姿态确定的太阳异常和磁层粒子探测器 (solar, anomalous, and magnetospheric particle explorer, SAMPEX), 但是其姿态确定精度不高, 不满足复杂的微小卫星任务需求。文献[11]采用磁强计、地球敏感器、太阳敏感器的组合获得姿态数据, 以偏差四元数、偏差角速度为状态变量结合扩展卡尔曼滤波 (extended Kalman filter, EKF) 实现了无陀螺姿态确定, 但该研究是在卫星长期三轴对地稳定的前提下进行的, 不适用于大角度机动的卫星。文献[12]以固定矢量为基础, 星敏姿态信息为测量数据, 将干扰力矩作为状态变量提出了增广自适应卡尔曼滤波, 使滤波器能够跟踪变化较快的干扰力矩, 能够应用于卫星机动时的无陀螺姿态确定。但是这种算法较为复杂, 并且使用矢量观测方程会导致微小的姿态估计偏差。文献[13]在星敏感器矢量观测的基础上, 使用预测无迹卡尔曼滤波 (unscented Kalman filter, UKF) 的无陀螺卫星姿态确定方法。文献[14-15]选用罗德里格斯参数进行姿态描述结合 UKF 进行姿态估计。但是卫星姿态确定与控制多使用四元数进行数学描述, 罗德里格斯参数无法直接与四元数进行转换。此外, UKF 基于无迹变换是对非线性函数映射的概率密度分布进行近似, 其计算复杂且

计算量大, 而微小卫星计算机性能有限, 不适合复杂的 UKF 算法实现。

本文设计一种估计精度高、低计算量的无陀螺卫星姿态确定方法, 以保证高性能的微小卫星姿态确定与控制系统。不用于矢量观测方法和罗德里格斯参数的 UKF 方法, 本文以星敏测量信息和飞轮转速信息为输入量, 以偏差四元数、偏差角速度、偏差干扰力矩为状态变量设计了误差姿态估计方程, 结合 EKF 实现了高精度的姿态确定。此外, 本文的方法不仅适用于卫星三轴对日/对地这种稳态工作模式的姿态确定, 还适用于大角度机动的卫星的姿态确定。仿真分析考虑星体转动惯量阵的不准确性和其他干扰因素的影响, 并对影响因素进行详细分析, 对实际工程具有重要的应用意义和指导意义。

## 1 无陀螺姿态估计方法描述

### 1.1 状态方程

无陀螺卫星姿态确定系统由于没有角速度测量信息, 需要在卫星运动学方程的基础上引入动力学方程作为补充。用姿态四元数表示的卫星运动学方程<sup>[16]</sup>为

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

式中:  $q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$  为卫星姿态四元数;  $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$  为卫星姿态角速度;

$$\Omega(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \Delta q。$$

定义扩展角速度为  $\bar{\omega} = [0 \ \omega^T]^T$ , 则运动学方程可以表示为

$$\dot{q} = \frac{1}{2} q \otimes \bar{\omega} \quad (2)$$

定义真实四元数  $q$  与估计四元数  $\hat{q}$  之间的偏差四元数为  $\Delta q$ ,  $\Delta q = [\Delta q_0 \ \Delta q_s^T]^T$ , 由  $q$  和  $\hat{q}$  运算得到, 即

$$\Delta q = \hat{q}^{-1} \otimes q \quad (3)$$

在小角度下  $\Delta q_0 \approx 1$ 。

定义估计角速度  $\hat{\omega}$ , 扩展估计角速度  $\hat{\bar{\omega}}$ , 则由式 (2)、式 (3) 可以得

$$\Delta \dot{q} = -\frac{1}{2} \hat{\bar{\omega}} \otimes \Delta q + \frac{1}{2} \Delta q \otimes \bar{\omega} \quad (4)$$

定义真实角速度  $\boldsymbol{\omega}$  与估计角速度  $\hat{\boldsymbol{\omega}}$  之间的偏差  $\Delta\boldsymbol{\omega}$  为

$$\Delta\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \hat{\boldsymbol{\omega}} \quad (5)$$

扩展偏差角速度表示为  $\Delta\bar{\boldsymbol{\omega}} = \bar{\boldsymbol{\omega}} - \hat{\bar{\boldsymbol{\omega}}}$ , 由偏差四元数表示的运动学方程可以由式 (4) 化简为

$$\Delta\dot{\boldsymbol{q}} = \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta\boldsymbol{q}_s \otimes \hat{\boldsymbol{\omega}} + \frac{1}{2}\Delta\boldsymbol{q}_s \otimes \boldsymbol{\omega} \end{bmatrix} \quad (6)$$

将  $\Delta\dot{\boldsymbol{q}} = \Delta\boldsymbol{q}_s \otimes \hat{\boldsymbol{\omega}} + \frac{1}{2}\Delta\boldsymbol{q}_s \otimes \boldsymbol{\omega}$  记为  $f_1(\boldsymbol{X})$ 。

卫星动力学方程<sup>[16]</sup>可以表示为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \frac{1}{\boldsymbol{J}}(-\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{h}) + \boldsymbol{T}_c + \boldsymbol{D}) \quad (7)$$

式中:  $\boldsymbol{J}$  为整星转动惯量;  $\boldsymbol{h}$  为动量轮产生的动量矩;  $\boldsymbol{T}_c$  为动量轮产生的控制力矩;  $\boldsymbol{D}$  为卫星所受干扰力矩。

将偏差角速度  $\Delta\boldsymbol{\omega}$  带入式 (7), 根据泰勒级数展开公式, 忽略二阶极小项可以得到由偏差角速度表示的卫星动力学方程  $f_2(\boldsymbol{X})$  为

$$\begin{cases} \Delta\dot{\omega}_x = \frac{1}{J_x} [h_y \cdot \Delta\omega_z - h_z \cdot \Delta\omega_y + (J_y - J_z)(\omega_y \cdot \Delta\omega_z + \omega_z \cdot \Delta\omega_y) + \Delta D_x] \\ \Delta\dot{\omega}_y = \frac{1}{J_y} [h_z \cdot \Delta\omega_x - h_x \cdot \Delta\omega_z + (J_z - J_x)(\omega_z \cdot \Delta\omega_x + \omega_x \cdot \Delta\omega_z) + \Delta D_y] \\ \Delta\dot{\omega}_z = \frac{1}{J_z} [h_x \cdot \Delta\omega_y - h_y \cdot \Delta\omega_x + (J_x - J_y)(\omega_y \cdot \Delta\omega_x + \omega_x \cdot \Delta\omega_y) + \Delta D_z] \end{cases} \quad (8)$$

式中:  $J_x$ 、 $J_y$ 、 $J_z$  分别为  $\boldsymbol{J}$  的分量;  $\Delta\omega_x$ 、 $\Delta\omega_y$ 、 $\Delta\omega_z$  分别为  $\Delta\boldsymbol{\omega}$  的分量;  $\omega_x$ 、 $\omega_y$ 、 $\omega_z$  分别为  $\boldsymbol{\omega}$  的分量;  $h_x$ 、 $h_y$ 、 $h_z$  分别为  $\boldsymbol{h}$  的分量;  $\Delta\boldsymbol{D} = \boldsymbol{D} - \hat{\boldsymbol{D}}$  为干扰力矩估计偏差;  $\hat{\boldsymbol{D}}$  为估计干扰力矩;  $\Delta D_x$ 、 $\Delta D_y$ 、 $\Delta D_z$  分别为  $\Delta\boldsymbol{D}$  的分量且

$$\Delta\hat{\boldsymbol{D}} = \boldsymbol{0} \quad (9)$$

式中,  $\boldsymbol{0} = [0 \ 0 \ 0]^T$ , 将  $\Delta\hat{\boldsymbol{D}} = \boldsymbol{0}$  记为  $f_3(\boldsymbol{X})$ 。

以偏差四元数  $\Delta\boldsymbol{q}$ 、偏差角速度  $\Delta\boldsymbol{\omega}$ 、偏差干扰力矩  $\Delta\boldsymbol{D}$  为状态变量  $\boldsymbol{X}$  的状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{X}} = \begin{bmatrix} \Delta\dot{\boldsymbol{q}} \\ \Delta\dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \Delta\dot{\boldsymbol{D}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1(\boldsymbol{X}) \\ f_2(\boldsymbol{X}) \\ f_3(\boldsymbol{X}) \end{bmatrix} \quad (10)$$

## 1.2 量测方程

由式 (7) 和式 (2) 积分可以得到关于星体姿态的积分四元数  $\boldsymbol{q}_j$ , 由星敏感器直接测量值可以得到关于星体姿态的测量四元数  $\boldsymbol{q}_c$ , 由式 (3) 可以得到间接测量值  $\boldsymbol{Z}$ 。

以偏差四元数  $\Delta\boldsymbol{q}$ 、偏差角速度  $\Delta\boldsymbol{\omega}$ 、偏差干扰力矩  $\Delta\boldsymbol{D}$  为状态变量, 以  $\boldsymbol{v}$  为量测噪声的量测方程可以表示为

$$\boldsymbol{Z} = \boldsymbol{h}(\boldsymbol{X}) = \begin{cases} \Delta\boldsymbol{q}_s \\ \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} \end{cases} + \boldsymbol{v} \quad (11)$$

## 1.3 基于卡尔曼滤波的状态估计

由式 (10) 状态方程和式 (11) 量测方程, 可以得出系统模型定义为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{X}}(t) = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{X}(t)) + \boldsymbol{w}(t) \\ \boldsymbol{Z}_k = \boldsymbol{h}(\boldsymbol{X}(t_k)) + \boldsymbol{v}(t_k) \end{cases} \quad (12)$$

式中:  $\boldsymbol{X}(t)$  为状态矢量;  $\boldsymbol{Z}_k$  为  $t_k$  时刻的值;  $\boldsymbol{w}(t)$  为系统噪声矢量, 满足  $E\{\boldsymbol{w}(t_i) \cdot \boldsymbol{w}^T(t_j)\} = \boldsymbol{Q}\delta(t_i - t_j)$ ,  $\delta(t)$  为狄拉克函数,  $\boldsymbol{Q}$  为系统噪声矩阵;  $\boldsymbol{v}(t_k)$  为  $t_k$  时刻的值, 满足  $E\{\boldsymbol{v}(t_i) \cdot \boldsymbol{v}^T(t_j)\} = \boldsymbol{R}\delta(t_i - t_j)$ ,  $\boldsymbol{R}$  为量测噪声矩阵;  $k$ 、 $i$ 、 $j$  为时间索引标识。

卡尔曼滤波的计算流程为

$$\begin{cases} \boldsymbol{P}_k^- = \boldsymbol{F}_{k-1} \boldsymbol{P}_{k-1}^+ \boldsymbol{F}_{k-1}^T + \boldsymbol{Q}_{k-1} \\ \boldsymbol{K}_k = \boldsymbol{P}_k^- \boldsymbol{H}_k^T \boldsymbol{R}_k^- \\ \hat{\boldsymbol{X}}_k^- = \boldsymbol{F}_{k-1} \hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}^+ \\ \hat{\boldsymbol{X}}_k^+ = \hat{\boldsymbol{X}}_k^- + \boldsymbol{K}_k (\boldsymbol{Z}_k - \boldsymbol{H}_k \hat{\boldsymbol{X}}_k^-) \\ \boldsymbol{P}_k^+ = (\boldsymbol{I}_9 - \boldsymbol{K}_k \boldsymbol{H}_k) \boldsymbol{P}_k^- \end{cases} \quad (13)$$

式中:  $\boldsymbol{F}$  为状态矩阵  $\boldsymbol{A}$  的离散化表示,  $\boldsymbol{A} = \frac{\partial \boldsymbol{f}}{\partial \boldsymbol{X}}$ ;

$\boldsymbol{P}$  为估计均方误差矩阵;  $\boldsymbol{K}$  为滤波增益矩阵;  $\boldsymbol{H}$  为量测矩阵,  $\boldsymbol{H} = \frac{\partial \boldsymbol{h}}{\partial \boldsymbol{X}}$ ;  $\boldsymbol{I}_9$  为 9 维单位矩阵。

对于式 (13) 中任意矩阵  $\boldsymbol{\Gamma}$ ,  $\boldsymbol{\Gamma}^-$  为  $\boldsymbol{\Gamma}$  的先验估计,  $\boldsymbol{\Gamma}^+$  为  $\boldsymbol{\Gamma}$  的后验估计,  $\boldsymbol{\Gamma}_k$  为  $\boldsymbol{\Gamma}$  在  $t_k$  时刻的值。

由式 (3) 和式 (5) 知真实四元数与真实角速度为

$$\begin{cases} \boldsymbol{q} = \hat{\boldsymbol{q}} \otimes \Delta\boldsymbol{q} \\ \boldsymbol{\omega} = \hat{\boldsymbol{\omega}} + \Delta\boldsymbol{\omega} \end{cases} \quad (14)$$

## 2 仿真结果及分析

### 2.1 仿真条件

具备大角度机动能力的某型号三轴稳定卫星,

$$\text{转动惯量为 } \mathbf{J} = \begin{bmatrix} 0.6874 & 0 & 0 \\ 0 & 0.4185 & 0 \\ 0 & 0 & 0.7987 \end{bmatrix} \text{ (计量}$$

单位为  $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ ), 初始姿态四元数为  $\mathbf{q}=[0.0357 \ 0.821 \ 0.56636 \ 0.062587]$ , 初始姿态角速度为  $\boldsymbol{\omega}=[0 \ 0 \ 0]$ 。根据式 (6) 搭建卫星动力学模型, 星敏模型俯仰/方位轴的噪声为  $3''$ 、滚转轴的噪声为  $24''$ ; 飞轮模型的角动量为  $0.05 \text{ N}\cdot\text{ms}$ , 转速噪声为  $0.01 \text{ r/min}$ ; 空间干扰力矩模型考虑重力梯度力矩、气动力矩、剩磁力矩等, 大小约为

$1 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{m}$ , 不考虑安装误差与星体惯量偏差等因素, 将此条件视为理想条件。

### 2.2 仿真结果

#### 2.2.1 理想条件下

在对地三轴稳定到对地侧摆  $15^\circ$  姿态机动及稳定的条件下仿真, 惯性系下真实角速度与估计角速度结果如图 1 所示, 估计角速度噪声如图 2 所示。从图 1、图 2 可以看出, 该估计器能够在机动条件下正确估计并跟踪星体角速度, 且估计精度在  $0.0002 \text{ (}^\circ\text{)}/\text{s}$  以内。

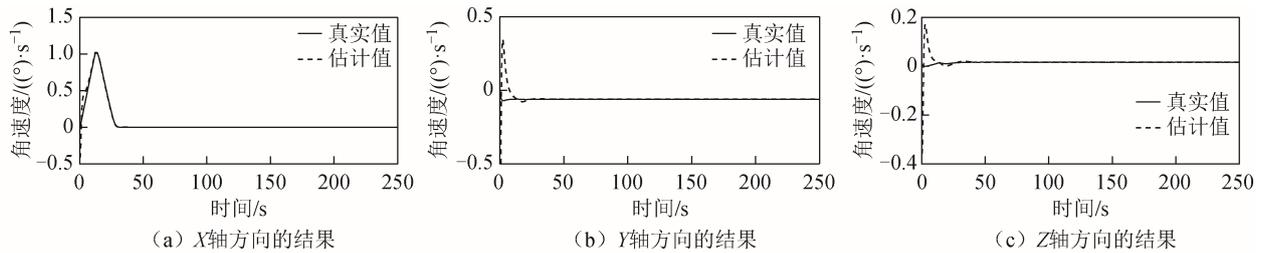


图 1 理想条件下三轴估计与真实角速度

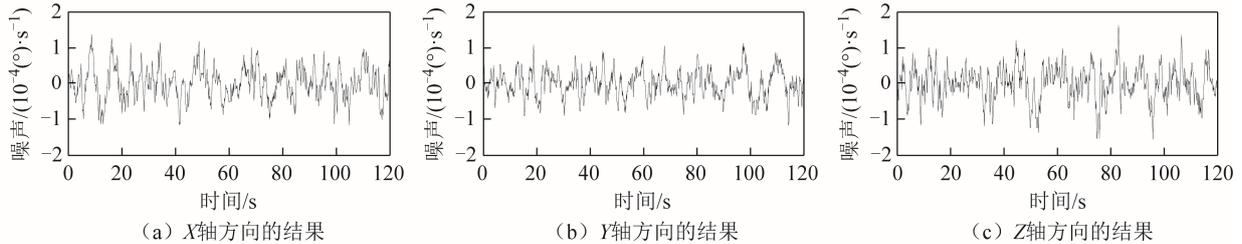


图 2 理想条件下三轴估计角速度噪声

#### 2.2.2 动态过程

假设飞轮存在  $1^\circ$  安装误差, 星体转动惯量存在 20% 误差, 在对地三轴稳定到对地侧摆  $15^\circ$  姿态机动及稳定过程中, 惯性系下真实角速度与估计角速度结果如图 3 所示, 估计角速度噪声如图 4 所示。

从图 3、图 4 可以看出, 该估计器对星体角速度的跟踪能力变差, 但估计精度相比于 2.2.1 基本相同。从式 (7) 可以看出飞轮安装误差使  $\mathbf{h}$  存在常值偏差, 转动惯量偏差使  $\mathbf{J}$  存在常值偏差, 这种常值偏差对动态过程有影响, 而对稳态过程几乎是没有影响的。

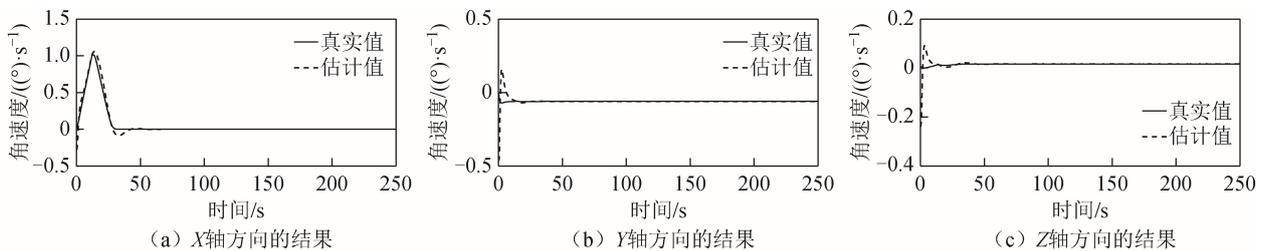


图 3 常值偏差下三轴估计与真实角速度

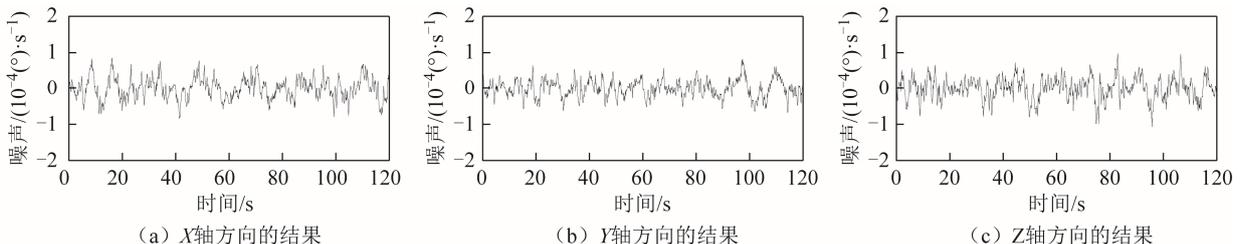


图 4 常值偏差下三轴估计角速度噪声

### 2.2.3 稳态过程

在只将星敏噪声增大到 7、7、50"的情况下，在对地三轴稳定到对地侧摆 15°姿态机动及稳定过程中，惯性系下真实角速度与估计角速度结果

如图 5 所示，估计角速度噪声如图 6 所示。在只将飞轮噪声增大到 1 r/min 的情况下，上述过程中惯性系下真实角速度与估计角速度结果如图 7 所示，估计角速度噪声如图 8 所示。

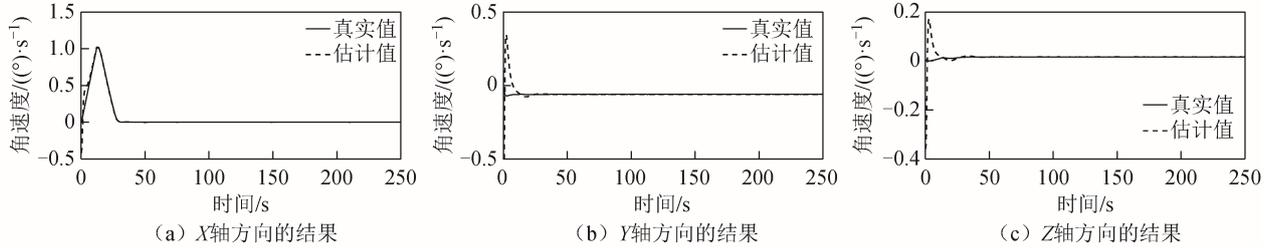


图 5 星敏噪声条件下三轴估计与真实角速度

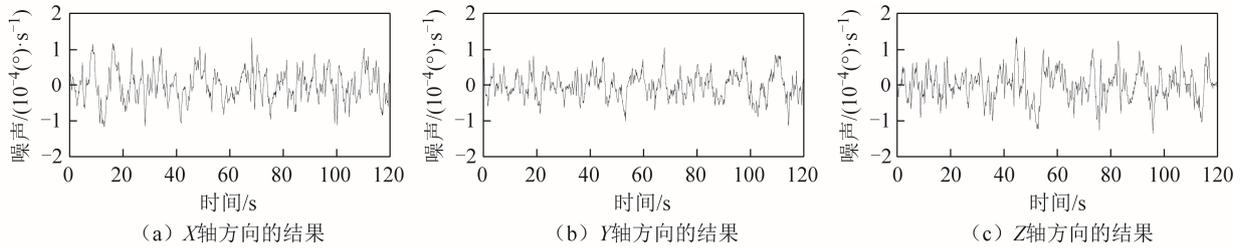


图 6 星敏噪声条件下三轴估计角速度噪声

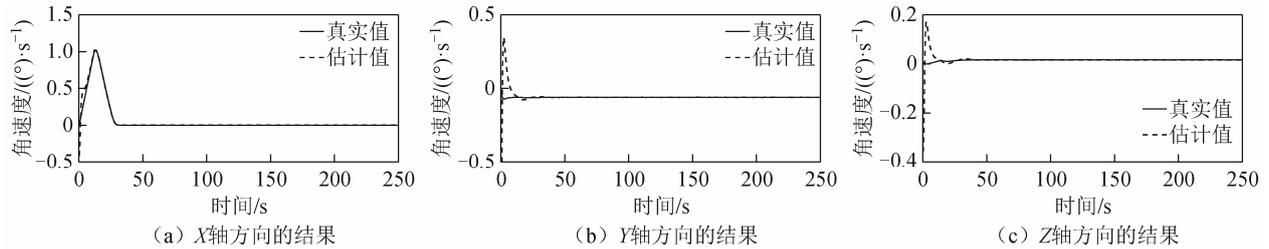


图 7 飞轮噪声条件下三轴估计与真实角速度

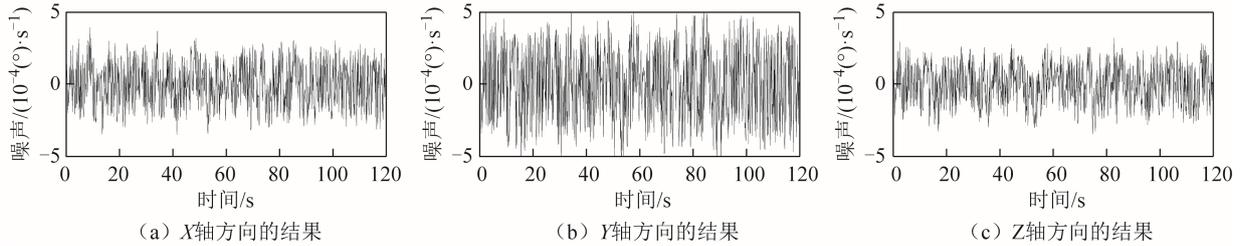


图 8 飞轮噪声条件下三轴估计角速度噪声

从图 5 至图 8 可以看出星敏噪声、飞轮噪声对估计器的动态跟踪过程基本没有影响，而对稳态时的估计精度有影响。星敏噪声使估计精度略微变差，而飞轮噪声对估计精度的影响较大。

### 2.2.4 影响因素总结

飞轮安装误差、星体转动惯量误差、星敏噪声、飞轮噪声等因素对姿态角速度的估计影响如表 1 所示。

表 1 各因素对估计影响

序号	影响因素	影响
1	飞轮安装误差	动态跟踪
2	星体惯量误差	动态跟踪
3	飞轮转速噪声	稳态精度
4	星敏测量噪声	稳态精度

### 3 结束语

仿真结果表明,使用星敏飞轮测量信息结合卫星动力学方程能够正确估计出卫星姿态信息,并且具备对姿态机动过程的跟踪能力。飞轮安装误

差、星体惯量误差影响动态估计过程,对稳态估计精度基本没有影响;而星敏噪声、飞轮噪声会影响稳态估计精度,尤其是飞轮影响较大。因此,在需要使用无陀螺姿态确定方法的卫星飞轮选型时,要严格要求飞轮精度。

### 参考文献

- [1] 王鑫,张妍,尹玉明,等. 微小卫星标准化现状的分析及思考[J]. 航天系统与技术, 2018(12): 36-40.
- [2] 梅昌明. 微小卫星姿态确定与控制及其半物理仿真[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- [3] 程乾坤. 零动量轮三轴稳定卫星姿态控制系统设计及优化[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- [4] 王淑一,刘祥,陈超. 资源三号卫星控制系统概述及在轨验证[J]. 空间控制技术与应用, 2015, 41(2): 1-5.
- [5] 矫媛媛. 基于星敏传感器/陀螺组合测量的卫星姿态确定方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.
- [6] 牛睿,朱文山,李利亮,等. 高分五号卫星姿轨控分系统设计[J]. 上海航天, 2019, 36(增刊2): 61-66.
- [7] 靳永强,刘向东,侯朝桢. 基于UKF的无陀螺姿态确定[J]. 航天控制, 2007, 25(4): 31-35.
- [8] 姚红,任元,王卫杰. 立方星无陀螺姿态估计UKF滤波算法仿真研究[C]//中国自动化学会系统仿真专业委员会. 第二十届中国系统仿真技术及其应用学术年会论文集. 乌鲁木齐: 中国自动化学会系统仿真专业委员会, 2019: 52-56[2021-10-18].
- [9] HAJIYEV C, GULER D C. Review on gyroless attitude determination methods for small satellites[J]. Progress in Aerospace Sciences. 2017, 90: 54-66.
- [10] PSIAKI M L, MARTEL F, PAL P K. Three-axis attitude determination via Kalman filtering of magnetometer data[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2012, 30(3): 344-367.
- [11] 钱勇,周凤岐,周军. 三轴稳定卫星无陀螺姿态确定算法研究[J]. 飞行力学, 2001, 19(4): 45-53.
- [12] 高琴,任郑兵,孙爱民. 基于星敏传感器的卫星姿态估计方法研究[J]. 导航定位与授时, 2018, 5(1): 42-47.
- [13] 廖鹤,王本利,曹正礼. 用于无陀螺卫星姿态确定的预测UKF算法[J]. 南京理工大学学报, 2011, 35(5): 687-692.
- [14] 王文兴,安玮,陈军. 无陀螺条件下的卫星姿态确定方法[J]. 数字技术与应用, 2014(2): 206-208.
- [15] 牟忠凯,隋立芬,曹轶之. 基于MRPS无陀螺卫星姿态确定的抗差估计算法[J]. 大地测量与地球动力学, 2010, 30(1): 104-108.
- [16] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 137-173.