

利用加速度计数据在轨标定重力卫星质心偏差*

刘超群¹, 谷德峰^{1,2}, 黄志勇³, 王傲明¹, 刘道平²

1. 中山大学人工智能学院, 广东 珠海 519082
2. “天琴计划”教育部重点实验室/天琴前沿科学中心/国家航天局引力波研究中心, 广东 珠海 519082
3. 地理信息工程国家重点实验室, 陕西 西安 710054

摘要: 针对重力卫星质心偏差在轨标定的问题, 提出了一种仅使用加速度计数据进行质心在轨标定的方法: 以 1A 级加速度计数据作为输入, 采用 Butterworth 滤波去除数据中的噪声, 提取质心标定机动产生的线性加速度和角加速度信号, 最后结合最小二乘原理对质心偏差进行标定。利用 GRACE-FO C 星的加速度计数据对提出的质心标定方法进行验证, 估计了 C 星发射至今的质心偏差。结果显示, 三轴的标定精度均优于 $10\ \mu\text{m}$, 与利用姿态数据计算的质心偏差在三轴方向上的互对比差异 (RMS) 为 $[9.6, 9.3, 7.9]\ \mu\text{m}$, 与喷气推进实验室 (JPL) 公布结果的 RMS 为 $[7.4, 3.8, 4.7]\ \mu\text{m}$ 。与传统方法不同, 由于仅使用了加速度计测量数据, 该方法可用于卫星姿态缺失情况下的质心在轨标定。

关键词: GRACE-FO; 重力卫星; 加速度计; 质心标定

中图分类号: V19 **文献标志码:** A **文章编号:** 2097-0137 (2024) 02-0123-08

Calibrating of the in-orbit center-of-mass offset of gravity satellite by accelerometer data

LIU Chaoqun¹, GU Defeng^{1,2}, HUANG Zhiyong³, WANG Aoming¹, LIU Daoping²

1. School of Artificial Intelligence, Sun Yat-sen University, Zhuhai 519082, China
2. MOE Key Laboratory of TianQin Mission / Frontiers Science Center for TianQin / CNSA Research Center for Gravitational Waves, Sun Yat-sen University, Zhuhai 519082, China
3. State Key Laboratory of Geo-Information Engineering, Xi'an 710054, China

Abstract: A method for calibration of the in-orbit center-of-mass offset only on accelerometer data is proposed in order to address the issue of calibration of the in-orbit center-of-mass offset of gravity satellite. With ACC1A data as input, and the Butterworth filter is utilized to remove noise from the data. The linear acceleration and angular acceleration signals caused by the calibration maneuver of center-of-mass are extracted, and finally, the center-of-mass offset is calibrated using the least squares estimation. The method for calibration of the in-orbit center-of-mass proposed in this paper is validated using the accelerometer data from the GRACE-FO C satellite, and the center-of-mass offset since the satellite's launch is estimated. The results show that the calibration accuracy of all three axes is better than $10\ \mu\text{m}$. The RMS differences in the comparison of the center-of-mass offset results in the three-axis direction, obtained by using the proposed method and by calculating with attitude data, are respectively

* 收稿日期: 2023-11-21 录用日期: 2023-12-07 网络首发日期: 2024-01-05

基金项目: 国家自然科学基金 (41874028); 中央高校基本科研业务费专项资金 (23xkjc001)

作者简介: 刘超群 (1998 年生), 女; 研究方向: 智能感知与信息处理; E-mail: liuchq26@mail2.sysu.edu.cn

通信作者: 谷德峰 (1980 年生), 男; 研究方向: GNSS 精密定轨与定位、卫星试验评估与应用等;

E-mail: gudefeng@mail.sysu.edu.cn

[9.6, 9.3, 7.9] μm , and the RMS of comparison with the center-of-mass offset published by JPL are respectively [7.4, 3.8, 4.7] μm . Different from the traditional method, because only accelerometer data is used, the proposed method can be used for calibration of the in-orbit center-of-mass in the case of data failure of gyroscope and star camera.

Key words: GRACE-FO; gravity satellite; accelerometer; center-of-mass calibration

GRACE 型重力卫星的星载加速度计用于测量卫星所受非保守力(Tapley et al., 2004; Flury et al., 2008; Christophe et al., 2015)。作用于卫星上的非保守力会导致卫星星体与检验质量之间的相对位置发生变化。此时, 加速度计反馈电路产生电压使得检验质量回归平衡位置, 这个电压可被转换为非保守力的线性加速度(Wang, 2000; Krasnov, 2022; Zhou et al., 2023)。理想情况下, 卫星质心应与加速度计检验质量质心重合, 否则加速度计不仅测量非保守力加速度, 还会测量到扰动加速度, 如角运动相关加速度和重力梯度加速度。由于卫星在轨飞行中燃料消耗等原因导致的质心偏移, 为使加速度计的测量不受扰动加速度影响, 需要定期测量卫星质心偏差, 并利用质心调节机构将偏差控制在一定范围内(Wang et al., 2002; Wang, 2003; Huang et al., 2022)。为确保 GRACE 型重力卫星加速度计的正常观测条件, 质心偏差应小于 100 μm (Wang et al., 2010)。

Wang (2000) 提出了一种以磁力矩器(MTQ, magnetic torquers)为执行元件, 使卫星产生周期性姿态转动的质心在轨标定方案。然而方案中求解角加速度和角速度的方法复杂, 需要用到星敏感器和磁强计数据(Wang et al., 2010)。王本利等(2010)提出了一种利用最小模型误差估计陀螺数据以获得角加速度的算法, 该方法不需要卫星的控制输入以及动力学特性信息, 但最小模型误差估计算法是离线算法, 无法对质心位置进行实时估计。辛宁等(2015)提出了一种应用高精度星敏感器和静电加速度计的质心标定改进算法, 将星敏感器观测量代入预测滤波器中估计卫星的角速度和角加速度, 避免了质心在轨标定时陀螺仪的不利影响, 但未解决卫星在轨时星敏感器失效条件下的质心标定问题。李洪银等(2017)使用国内首次搭载飞行的静电悬浮加速度计在轨数据与卫星姿态数据, 对加速度计与卫星质心的相对位置进行了估计, 由于卫星平台条件和加速度计测量精度限制, 质心标定精度仅达到约 6 mm 的水平。

在进行质心标定时, 角速度和角加速度的求解是关键, 但是由于陀螺仪精度不高, 难以获取

准确的角速度和角加速度信息; 而星敏感器在卫星动态环境下几乎失效, 所测四元数精度不高, 因此也无法用于可靠地估算角速度和角加速度。针对这一难题, 本文提出了一种利用加速度计数据在轨标定重力卫星质心偏差的方法。该方法利用 GRACE-FO 卫星质心标定机动期间的 1A 级加速度计数据(ACC1A, accelerometer level-1A data)作为输入, 构建质心偏差观测方程; 然后, 通过 Butterworth 滤波对加速度计数据进行噪声去除(Butterworth, 1930; Wegener, 2022), 提取质心标定时机动产生的线性加速度和角加速度信号, 获得卫星角速度; 最后, 根据线性加速度和质心偏差的近似线性关系, 利用最小二乘原理求解卫星质心偏差, 对质心偏差结果进行精度分析。并利用 1B 级星敏感器数据(SCA1B, star camera level-1B data), 结合加速度计线性加速度数据计算的质心偏差结果和喷气推进实验室(JPL, jet propulsion laboratory)公布的质心偏差结果, 进行外符合验证(Cossavel-la et al., 2022; Wegener, 2022)。该方法不依赖陀螺仪和星敏感器的在轨数据, 在卫星姿态数据失效时, 仍能进行高精度的卫星质心在轨标定。

1 基于加速度计数据的质心标定

1.1 标定机动方案

GRACE-FO 双星都配备了三轴加速度计, 用于测量非保守力, 但是在其入轨 1 个月后, 在轨道检查阶段发现 D 星的加速度计测量噪声很大, 所导致的数据系统性退化使得其无法正常使用(Behzadpour et al., 2021)。因此, 本文以 GRACE-FO 卫星的 C 星数据作为输入, 对质心标定方法进行验证。通过 JPL 公布的卫星序列事件(SOE, sequence-of-events)的记载, C 星共进行了 25 次质心定标事件, 每次完整的质心标定机动包括 2 次高纬 roll 机动(卫星绕其自身长轴旋转)、2 次高纬 pitch 机动(卫星绕其自身横轴旋转)、1 次低纬 pitch 机动和 2 次低纬 yaw 机动(卫星绕其自身垂直轴旋转)。通过 SOE 中提供的机动指令, 结合磁力计 1B 级数据文件, 确定具体机动时间。GRACE-FO 卫星在轨运行过程中, 采用了 Wang et al.(2010)提出

的质心标定机动方案, 如表1所示。

MTQ的三轴与卫星星体三轴平行安装, 每个三轴的磁力矩棒都由一个圆柱形的芯体和两个线圈组成。通过对指定轴向施加电流, 能够产生该方向的磁力偶, 当与地球磁场产生相互作用时, 便能产生需要的磁力矩, GRACE-FO卫星产生的单轴磁力偶为-27.5到+27.5(A·m²)。进行质心标定机动时, 对MTQ的轴施加电流, 持续时长为180 s, 振荡周期为12 s。

表1 质心标定精度和机动方案

项目	参数指标
CM-Offset精度要求	三方向均小于0.1 mm
机动振荡周期	12 s
机动方向	roll、pitch和yaw方向
单次机动持续时间	180 s
机动时长	约8~12 h
机动执行机构	MTQ
波形	方波
质心调节能力	±2 mm

1.2 标定原理

GRACE-FO卫星ACC1A数据中包含线性加速度和角加速度观测值(Wen et al., 2019)。线性加速度是卫星质心偏差和其他变量的函数, 这些变量包括作用在卫星上的角速度、角加速度、重力梯度加速度、非保守力加速度和姿态机动残余加速度等。如果其他变量都已知, 则可以从线性加速度的观测值中解算出卫星的质心偏差。

质心标定机动期间, ACC1A数据中线性加速度观测值(Wang et al., 2010)可表示为

$$\mathbf{a}_{exc} = -\ddot{\mathbf{d}} - \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{d} - 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{d}} - \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{d}) + \mathbf{a}_{gg} + \mathbf{a}_{ng} + \mathbf{a}_{thr}, \quad (1)$$

式中 \mathbf{a}_{gg} 为重力梯度引起的加速度, \mathbf{a}_{ng} 为作用在卫星上的非保守力加速度, \mathbf{a}_{thr} 为姿态控制推进器不完全耦合导致的残余线性加速度, $\boldsymbol{\omega}$ 和 $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ 分别为机动产生的角速度和角加速度, \mathbf{d} 为质心偏差, $\dot{\mathbf{d}}$ 和 $\ddot{\mathbf{d}}$ 为质心偏差相对于时间的一阶和二阶偏导数。在标定周期内认为质心偏差不变, 其一阶、二阶偏导数为0。因此, 线性加速度观测值 \mathbf{a}_{exc} 可化简为

$$\mathbf{a}_{exc} = -\dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{d} - \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{d}) + \mathbf{a}_{gg} + \mathbf{a}_{ng} + \mathbf{a}_{thr}, \quad (2)$$

式中残余线性加速度表现为长周期特征, 在短时间标定机动阶段内可假设为常值; 重力梯度和非保守力引起的加速度, 在180 s标定机动时间内接

近于线性值。所以, \mathbf{a}_{exc} 可表示为 \mathbf{a}_{out} ·即

$$\mathbf{a}_{out} = -\dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{d} - \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{d}) + \alpha \mathbf{t} + \beta + \boldsymbol{\eta}, \quad (3)$$

式中 α 和 β 为重力梯度、非保守力加速度和一些未知误差近似线性处理后的斜率和截距, $\boldsymbol{\eta}$ 为测量噪声和残余的未模拟噪声以及忽略的加速度项。

对ACC1A的角加速度观测值进行处理, 得到机动产生的角加速度值 $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ 和角速度 $\boldsymbol{\omega}$, 将 $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ 和 $\boldsymbol{\omega}$ 代入式(3)并展开, 可得质心标定的数学模型为

$$\mathbf{l} = \mathbf{a}_{out} - \alpha \mathbf{t} - \beta - \boldsymbol{\eta} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{d}, \quad (4)$$

其中 \mathbf{l} 为机动产生的线性加速度, 可以通过滤波从线性加速度观测值 \mathbf{a}_{out} 中分离出来。设计矩阵 \mathbf{A} 为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \omega_y^2 + \omega_z^2 & \dot{\omega}_z - \omega_x \omega_y & -(\omega_x \omega_z + \dot{\omega}_y) \\ -(\omega_x \omega_y + \dot{\omega}_z) & \omega_x^2 + \omega_z^2 & \dot{\omega}_x - \omega_y \omega_z \\ \dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z & -(\omega_z \omega_y + \dot{\omega}_x) & \omega_x^2 + \omega_y^2 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

质心标定流程如图1所示。根据GRACE-FO卫星质心标定方案, 首先建立观测模型; 随后对ACC1A进行Butterworth滤波处理, 获得机动产生的线性加速度和角加速度值, 对角加速度进行数值积分, 得到角速度; 然后根据线性加速度和质心偏差的近似线性关系, 利用最小二乘原理求解卫星质心偏差; 最后, 对质心偏差估计结果进行精度分析与外部一致性对比, 得出实验结论。

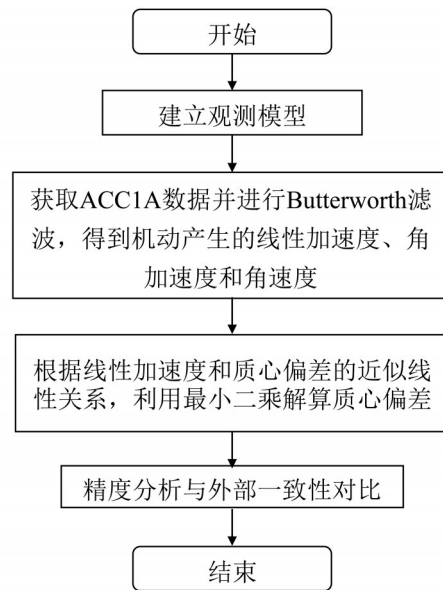


图1 质心标定流程图

Fig. 1 The center-of-mass calibration flow chart

2 数据处理

2.1 Butterworth滤波

由式(4)和(5)可知, 在进行卫星质心标定时,

由机动产生的线性加速度和角加速度直接影响着质心标定结果的准确性,因此将其准确地从加速度计观测值中分离出来是计算质心偏差的关键。由 1.1 节的机动方案可以知道,进行质心标定机动时磁力矩器的振荡周期为 12 s,所以由机动产生的线性加速度和角加速度信号频率是 83 mHz。为了获得机动引起的线性加速度和角加速度值,必须对 ACC1A 数据进行过滤,以保留机动信号频率,并尽可能地抑制其他频率信号。

加速度计测量信号包含全频段的非保守力信息,对其进行滤波后还存在低频信号,这些信号的存在将会与机动信号耦合,影响质心标定结果,因此还需对滤波后的数据进行进一步拟合。拟合过程中,需要根据加速度计数据的变化而调整系数,这个过程增加了数据处理的复杂性。寻找一种更简单通用的滤波方法将会提高数据处理的效率和精度。Henry (Wegener, 2022)在分析 TTL 标定的 S/C 旋转机动时,利用串联的 Butterworth 滤波成功获取了实验所需频段信号。通过验证和分析 Henry 的研究结果,确定了获取机动产生的线性加速度和角加速度的滤波方法,首先利用截止频率为 30 mHz 的 3 阶 Butterworth 高通滤波器去除重力梯度信号,然后利用截止频率为 40 mHz 的 5 阶 Butterworth 高通滤波器去除非保守力信号的主要影响,最后采用截止频率为 166 mHz 的 4 阶 Butterworth 低通滤波器将机动信号与其他频率信号分离。这样,机动信号的幅值基本保持不变,而其他频率的信号大大减弱,从而得到机动频率的线性加速度和角加速度值。

选择 Butterworth 滤波是因为他们的幅值响应是单调的,并且在通带中设计得尽可能平坦。本实验使用 Matlab 中的 Butterworth 滤波函数对数据进行处理。

2.2 基于四元数定律计算角加速度

SCA1B 数据是三个星敏感器数据和陀螺仪数据经过校准后的融合姿态数据,由 JPL 实验室公布,去除了偏差和大部分噪声,在计算过程中只需对用 SCA1B 计算出来的角速度进行滤波便可得到精度较高的角速度值。因此,获得角加速度数据的另一种方法是选取 GRACE-FO C 星质心标定机动时期的 SCA1B 数据作为输入,通过四元数与旋转角的关系来计算卫星在轨时的角速度,再对其进行差分从而得到角加速度。但实际情况下难以直接得到融合姿态数据,需要结合陀螺仪数据和星敏感器数据进行校准修正,才能得到良好的

姿态数据,利用姿态数据进行角速度和角加速度的求解过程较为复杂,且计算量大,限制了其在卫星质心标定中的使用。

采用上述基于卫星姿态数据计算角加速度的方法,本文验证了基于 ACC1A 数据获取角加速度方法的准确性。假设 t_0 时刻的姿态四元数为 Q_0 , $[t_0, t]$ 时间段的角增量为 $\Delta\theta$, 模值为 $|\Delta\theta|$ 。假设短期内角增量为常值,则有

$$Q = Q_0 \circ Q_1^0, \quad (6)$$

$$Q_1^0 = \begin{bmatrix} \cos \frac{\Delta\theta}{2} \\ \frac{\Delta\theta}{2} \sin \frac{\Delta\theta}{2} \end{bmatrix},$$

式中运算符“ \circ ”表示四元数的乘法运算, Q_1^0 是从 t_0 时刻到 t 时刻的姿态变化四元数, Q 为 t 时刻的姿态四元数,利用式(6)则可求解出角增量 $\Delta\theta$ 。角速度与角增量之间的关系可表示为 $\Delta\theta = \int_{t_0}^t \omega(t)dt$, 对角速度差分即可得到角加速度。

3 质心标定实验

3.1 基于最小二乘原理的质心标定算法

在卫星质心标定机动时期,加速度计的测量主要来自于 MTQ 转动引入的加速度,即 $\mathbf{1} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{d}$, 其中 \mathbf{A} 是角速度 ω 与角加速度 $\dot{\omega}$ 的非线性组合,所以质心偏差 \mathbf{d} 的拟合是一个非线性拟合问题,为了简化拟合过程,使用角速度 ω 与角加速度 $\dot{\omega}$ 的测量值计算,组合得到设计矩阵 \mathbf{A} 的测量值,再将其带入拟合,从而可以把非线性拟合转化为线性拟合。则,质心偏差的最小二乘解为

$$\mathbf{d} = (\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{1}. \quad (7)$$

假设加速度计 x 方向为非灵敏轴,测量精度为 $1 \times 10^{-9} (\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2})$; y 和 z 方向为灵敏轴,测量精度为 $1 \times 10^{-10} (\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2})$ (Kornfeld et al., 2019)。设验前单位权重的标准差为 $\sigma = 1 \times 10^{-10} (\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2})$, 则 $p_1 = 1/100$, $p_2 = 1$, $p_3 = 1$ 。那么,相应的权矩阵为

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} p_1 & 0 & 0 \\ 0 & p_2 & 0 \\ 0 & 0 & p_3 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

在计算过程中,还需对输入数据进行精度分析,以确保输入数据没有粗差值。质心偏差的估计精度 σ_d 可表示为

$$\sigma_d^2 = (\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A})^{-1} \sigma_0^2, \quad (9)$$

其中 σ_0^2 为验后单位权方差。且

$$\sigma_0 = \sqrt{\frac{(\mathbf{1} - \mathbf{A}d)^T \mathbf{P}(\mathbf{1} - \mathbf{A}d)}{n - m}}, \quad (10)$$

其中 n 表示总观测数, m 表示必要观测数, $n - m$ 表示多余观测数。

3.2 线性加速度

本文选取了2018年6月6日第一次高纬 roll 机动的 ACC1A 线性加速度数据进行滤波处理, 并对滤波前后数据的信号进行频谱分析, 如图2所示。滤波前的线性加速度观测值频率分布广, 且小于 83 mHz 的低频段信号明显强很多, 这在很大程度上覆盖了机动信号, 这是由于卫星在飞行中受到各种频段噪声影响所导致的。然而, 需要指出的

是, 加速度计主要用于测量卫星所受非保守力, 非保守力的频带要远小于 83 mHz, 因此低频信号的强度主要来自非保守力成分。通过滤波处理, 83 mHz 的机动信号幅值几乎没有变化, 而其他频率信号明显减弱, 从而有效地抑制了其他频率信号, 同时也使机动信号得到有效保留。

选取同一组数据, 对其去趋势、Butterworth 滤波后进行时域分析, 如图3所示。 y 轴和 z 轴方向线性加速度观测值经过处理后, 噪声显著减小, 机动信号几乎不再受到噪声的干扰, 从而更容易地从中分离出来, 信号周期与机动周期一致。

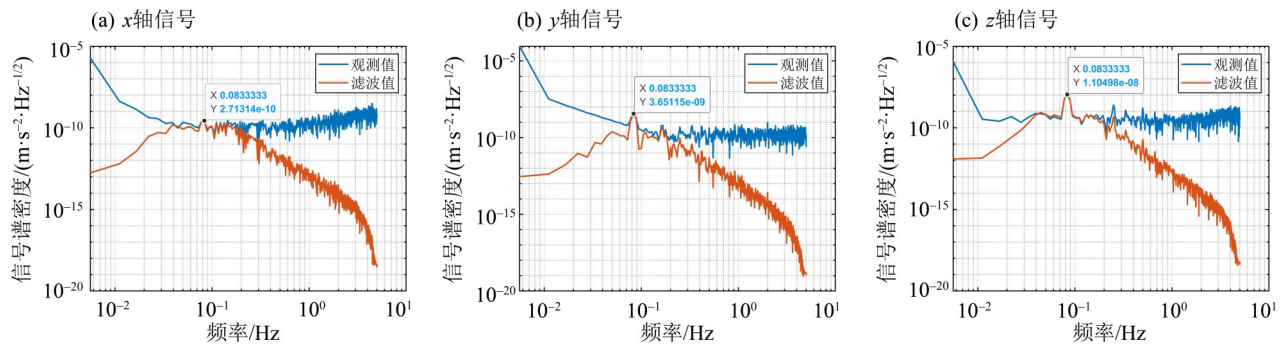


图2 Butterworth滤波前后的线性加速度信号谱密度

Fig. 2 Linear acceleration signal spectral density before and after Butterworth filtering

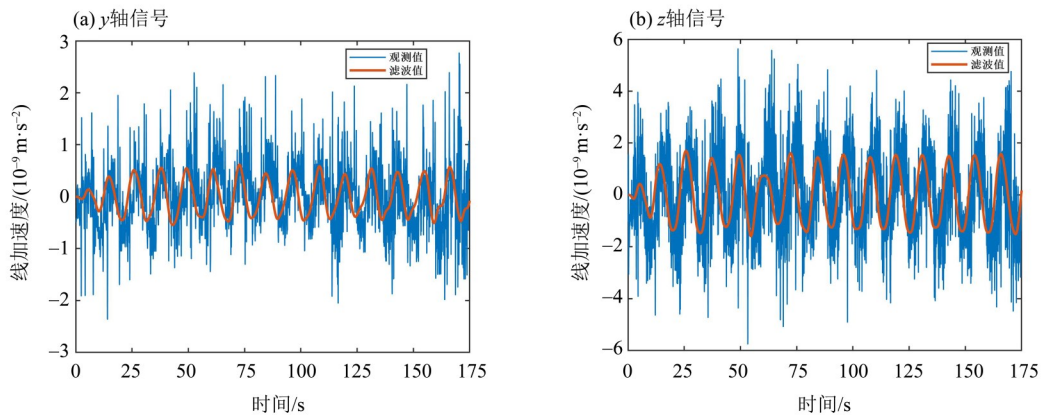


图3 线性加速度信号

Fig. 3 Linear acceleration signal

3.3 角加速度

选取2018年6月6日第一次低纬 pitch 机动时的 ACC1A 角加速度观测值, 对其去趋势、Butterworth 滤波后, 得到机动产生的角加速度值, 如图4所示。在图4中, 由磁力矩器机动产生的信号方波特征较为明显, 尤其体现在噪声覆盖较小的 x 轴方向上, 可以较容易地从中分离出机动产生的角加速度信号。三轴的角加速度信号经过处理

后, 绝大多数噪声被消除, 留下磁力矩器机动产生的角加速度信号。

利用 ACC1A 数据进行质心偏差估计, 由于不依赖卫星的姿态数据便可获得角加速度与角速度, 可以消除卫星在轨飞行中星敏感器和陀螺仪失效对质心标定的影响。为了检验这种方法的准确性, 利用 JPL 公布的 SCA1B 数据, 以及 2.2 节介绍的基于四元数定律计算角速度与角加速度的方法, 对

角加速度结果进行验证。选取2018年6月6日第一次低纬pitch机动时的数据,通过两种不同方法获得的角加速度如图5所示。通过两种方法获得的角加速度在整体趋势上是一致的,但ACC1A数据经

过滤波处理后, z 轴方向上的角加速度曲线更为平滑,用SCA1B数据计算得到的角加速度值在 z 轴方向则有不规则波动,说明结果中仍存在干扰项。

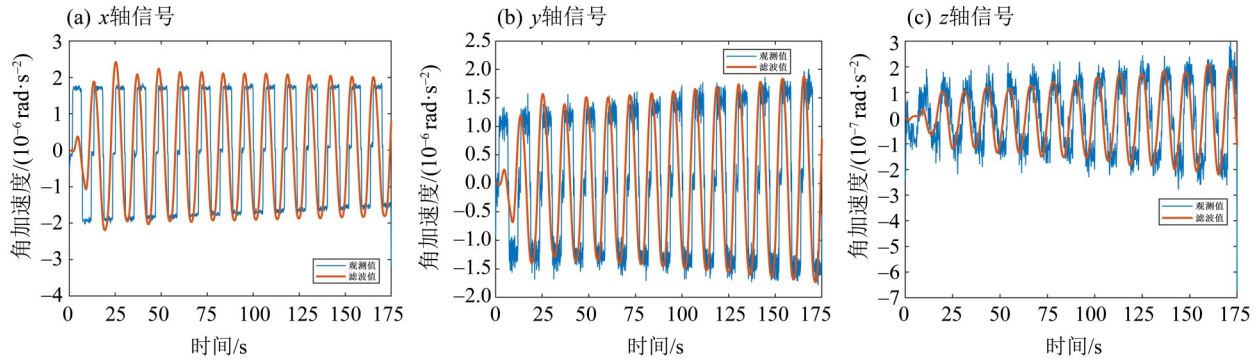


图4 加速度计角加速度信号

Fig. 4 Accelerometer angular acceleration signal

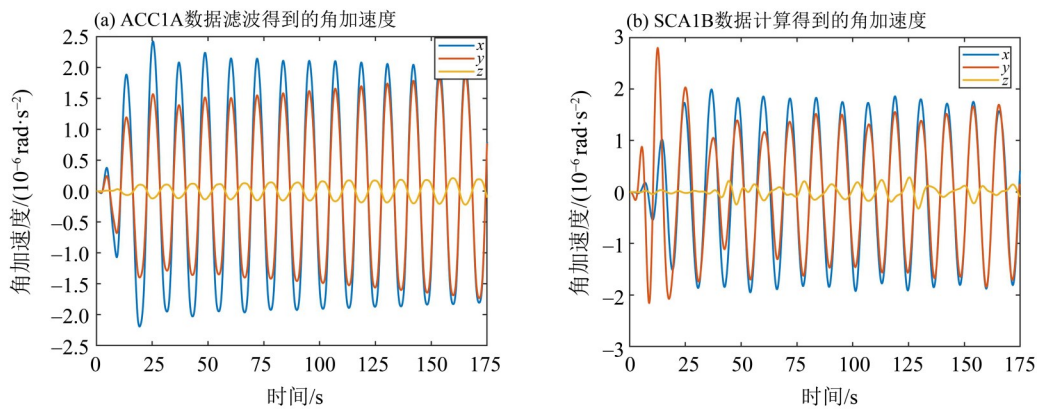


图5 角加速度对比

Fig. 5 Comparison of angular acceleration

角速度与角加速度之间存在数值差分关系,角速度的分布趋势与角加速度的基本一致。由式(5)可知,跟角速度值有关的数值量级远远小于角加速度相关值的量级,角速度对计算结果的影响远小于角加速度的影响。因此,影响质心标定结果的关键因素是线性加速度值和角加速度值。

3.4 质心标定结果分析

利用GRACE-FO C星发射以来的所有质心标定机动ACC1A数据,计算得到质心偏差估计结果,如图6所示。从图中可以看出,2020年6月前质心标定操作比较频繁,几乎一个月一次,这是因为卫星入轨初期姿态变化较多,质心位置受到影响不断地发生改变,需要定期测量质心偏差以确保加速度计正常工作。2020年6月后,三轴的质心偏差开始收敛,达到一个相对稳定的状态,因此不需要再进行频繁的质心在轨标定,标定周期

大概为半年一次。2018年6月后和2020年初,质心偏差发生了比较大的变化,这是因为对质心做了调节,使质心偏差接近零值。根据JPL发布的TN-01a_SCE文件,GRACE-FO卫星发射以来一共进行了四次质心调节操作,如表2所示。2018年7月18日在 y 方向对质心进行了 $+103.0 \mu\text{m}$ 的调节,说明这一天前 y 方向的质心偏差在 $-103.0 \mu\text{m}$ 左右。

对计算结果进行协方差分析,得到质心标定精度在三轴方向上均优于 $10 \mu\text{m}$ 。文献(Cossavella et al., 2022; Wegener, 2022)中记录有2021年10月以前JPL关于GRACE-FO C星的质心偏差估计结果,为此本文只对2021年10月前的结果进行外部一致性对比。图7中,将基于ACC1A数据的质心偏差估计结果、基于SCA1B数据的质心偏差估计结果以及JPL公布的质心偏差进行了对比。

选取4次质心调节中每一次调节前后的

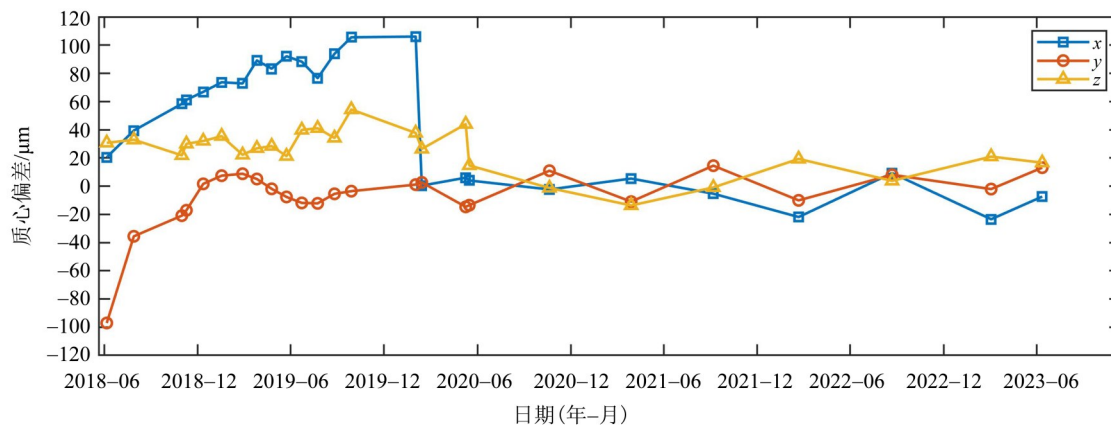


图 6 GRACE-FO C 质心偏移估计

Fig. 6 GRACE-FO C satellite center-of-mass offset estimation

表 2 C 星质心调节记录

Table 2 Center-of-mass trim events of C satellite

日期	质心调节量/ μm
2018-07-18	Y: +103.0
2018-07-24	Z: -30.0
2020-02-06	X: -113.0
2020-05-14	Z: -32.0

SCA1B 机动数据进行质心偏差估计, 由质心调节量可以推测出质心偏差的大概范围。ACC1A 质心偏差估计结果与 SCA1B 质心偏差估计结果在三轴方向上的互对比差异 RMS 为 $[9.6, 9.3, 7.9] \mu\text{m}$, 与 JPL 公布的质心偏差结果的互对比差异 RMS 为 $[7.4, 3.8, 4.7] \mu\text{m}$ 。

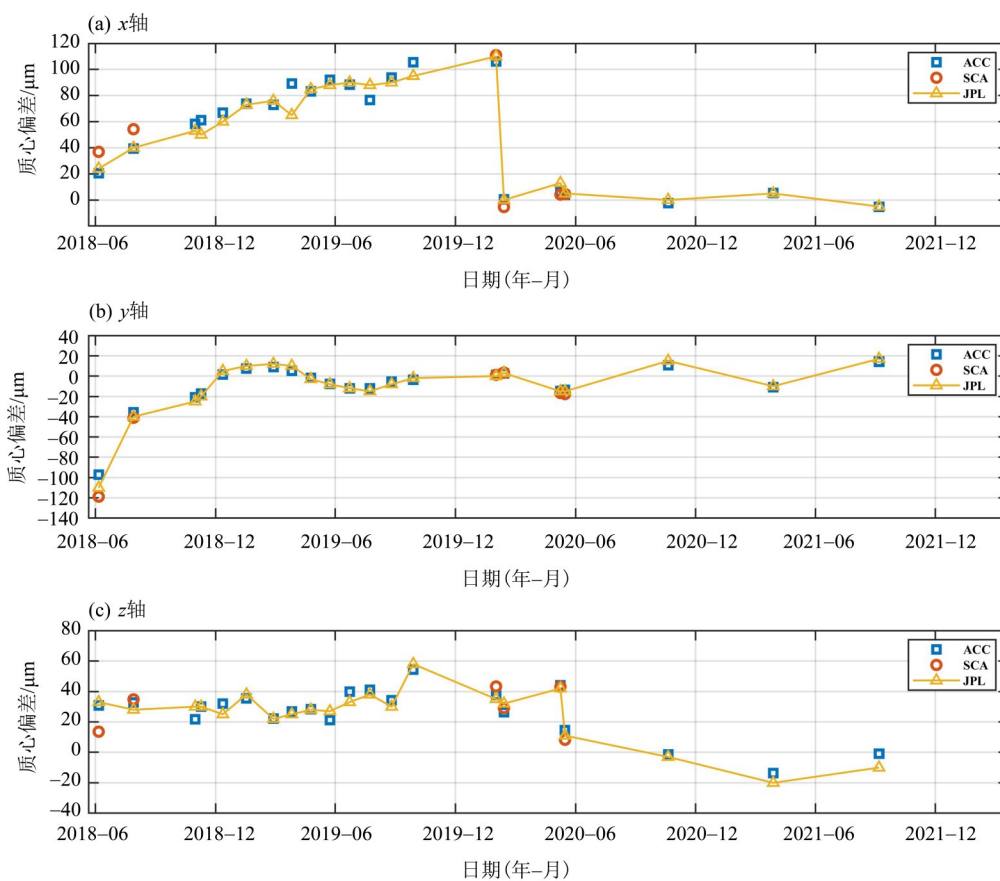


图 7 三轴方向质心偏差估计结果对比

Fig. 7 Comparison of estimation results of centroid deviation in three-axis direction

4 结 论

针对质心偏差在轨标定时陀螺仪和星敏感器数据容易失效的问题,提出了一种利用加速度计数据在轨标定重力卫星质心偏差的方法。精度分析和结果验证表明:三轴精度均优于 $10\ \mu\text{m}$;

与利用姿态数据计算的质心偏差结果相比,三轴方向上的互对比差异为 $[9.6, 9.3, 7.9]\ \mu\text{m}$;与 JPL 公布结果相比,三轴方向上的互对比差异为 $[7.4, 3.8, 4.7]\ \mu\text{m}$ 。因此,本文的方法可用于卫星姿态缺失情况下的质心在轨标定。

参考文献:

- 李洪银, 屈少波, 白彦峥, 等, 2017. 静电悬浮加速度计在轨质心位置的最小二乘估计[J]. 地球物理学报, 60(3): 897-902.
- 王本利, 廖鹤, 韩毅, 2010. 基于 MME/EKF 算法的卫星质心在轨标定[J]. 宇航学报, 31(9): 2150-2156.
- 辛宁, 邱乐德, 张立华, 等, 2015. 一种重力测量卫星质心在轨标定改进算法[J]. 航天器工程, 24(4): 44-50.
- BUTTERWORTH S, 1930. On the theory of filter amplifiers [J]. Wireless Engineer, 7(6): 536-541.
- BEHZADPOUR S, MAYER-GURR T, KRAUSS S, 2021. GRACE follow-on accelerometer data recovery[J]. Journal of Geophysical Research (JGR): Solid Earth, 126(5): e2020JB021297.
- CHRISTOPHE B, BOULANGER D, FOULON B, et al, 2015. A new generation of ultra-sensitive electrostatic accelerometers for GRACE follow-on and towards the next generation gravity missions [J]. Acta Astronautica, 117: 1-7.
- COSSAVELLA F, HERMAN J, HOFFMANN L, et al, 2022. Attitude control on GRACE follow-on: Experiences from the first years in orbit [M]. Space Operations: Beyond Boundaries to Human Endeavours. Cham: Springer International Publishing: 493-517.
- FLURY J, BETTADPUR S, TAPLEY B D, 2008. Precise accelerometry onboard the GRACE gravity field satellite mission[J]. Adv Space Res, 42(8): 1414-1423.
- HUANG Z Y, LI S S, CAI L, et al, 2022. Estimation of the center of mass of GRACE-type gravity satellites [J]. Remote Sens, 14(16): 4030.
- KORNFELD R P, ARNOLD B W, GROSS M A, et al, 2019. GRACE-FO: The gravity recovery and climate experiment follow-on mission [J]. J Spacecraft Rockets, 56(3): 931-951.
- KRASNOV A A, ROZENTSVEIN V G, 2022. Electrostatic accelerometers for space applications: Modern state and prospects of development [J]. Gyroscopy Navig, 13(2): 59-81.
- TAPLEY B D, BETTADPUR S, WATKINS M, et al, 2004. The gravity recovery and climate experiment: Mission overview and early results [J]. Geophys Research Lett, 31: L09607.
- WANG F R, 2000. Grace CG offset determination by magnetic torquers during the in-flight phase [R]. Austin, TX, USA: Center for Space Research, the University of Texas at Austin.
- WANG F R, BETTADPUR S, TAPLEY B D, 2002. Precise determination of accelerometer proof mass [J]. Advances in the Astronautical Sciences, 112: 739-752.
- WANG F R, 2003. Study on center of mass calibration and K-band ranging system calibration of the GRACE mission [M]. Austin, TX, USA: The University of Texas at Austin.
- WANG F R, BETTADPUR S, SAVE H, et al, 2010. Determination of center-of-mass of gravity recovery and climate experiment satellites [J]. J Spacecraft Rockets, 47(2): 371-379.
- WEGENER H P, 2022. Analysis of tilt-to-length coupling in the GRACE follow-on laser ranging interferometer [D]. Hannover, Germany: Gottfried Wilhelm Leibniz University.
- WEN H Y, KRUIZINGA G, PAIK M, et al, 2019. Gravity recovery and climate experiment follow-on (GRACE-FO) level-1 data product user handbook [R]. Pasadena, CA, USA: NASA Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology.
- ZHOU A N, BAI Y Z, CAI L, et al, 2023. An ultra-high sensitivity 70 g-TM electrostatic accelerometer for next generation satellite gravity measurement [J]. Classical Quant Grav, 40(19): 195004.

(责任编辑 王海蓉)