

太阳敏感器与磁强计组合定姿及陀螺漂移估计算法

王献忠^{1,2}, 张 肖^{1,3}

1. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109
2. 上海航天技术研究院, 上海 201109
3. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109

摘 要 针对磁强计或太阳敏感器仅能估计两轴姿态的问题,提出将太阳敏感器和磁强计测量信息作为观测量,通过与基于卫星轨道和姿态角速率推算的太阳指向和磁场强度比较,估计陀螺积分姿态推算误差,校正陀螺积分姿态,并基于 PI 滤波估计陀螺漂移。仿真试验结果表明姿态确定精度为 1° 左右。

关键词 陀螺;太阳敏感器;磁强计;组合定姿;漂移估计;卫星

中图分类号:V448.22

文献标识码:A

文章编号:1006-3242(2024)06-0039-05

Algorithm of Attitude Determination and Drift Estimation of Gyro Based on Sun Sensor and Magnetometer

WANG Xianzhong^{1,2}, ZHANG Xiao^{1,3}

1. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China
2. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China
3. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China

Abstract Aiming at the problem that magnetometer or sun sensors can only estimate the attitude of two axes, the observed quantity is presented by using the method of taking advantage of the observation vector measured by sun sensors and magnetometer, the attitude error is gained by using sun vector which is compared with the geomagnetic field vector estimated based on the orbit and the attitude angular velocity of the satellite. The integrated attitude of the gyro is corrected by the attitude error estimated based on the sun vector and the geomagnetic field vector, and the gyro drift is estimated based on PI filter. The simulation result shows that the attitude determination precision reaches about 1° .

Key words Gyro; Sun sensor; Magnetometer; Integrated attitude determination; Drift estimation; Satellite

0 引 言

根据陀螺测得的三轴姿态角速率在体系内的投影,通过求解刚体转动的运动学方程可以确定卫

星姿态,但由于受陀螺角速率漂移影响,积分姿态角误差随时间增大,因此只能用于短期姿态确定。

传统的解决方式为利用 GPS 及星敏等高精度测量敏感器与陀螺组合定姿,采用卡尔曼滤波进行数据处理,估计并补偿陀螺偏差引起的姿态误

收稿日期:2024-04-10

作者简介:王献忠(1971-),男,博士,研究员,研究方向为飞行器 GNC 系统研究与设计。

引用格式:王献忠,张肖. 太阳敏感器与磁强计组合定姿及陀螺漂移估计算法[J]. 航天控制,2024,42(6):39-43. (WANG Xianzhong, ZHANG Xiao. Algorithm of attitude determination and drift estimation of gyro based on Sun sensor and magnetometer[J]. Aerospace Control, 2024,42(6):39-43.)

差^[1];但随着卫星的小型化及低成本化,往往并没有配置星敏等高精度测量敏感器,如何利用磁强计和太阳敏感器等低精度敏感器组合^[2]并采用简单的算法达到较高精度的姿态解算成为本文的研究重点。大部分学者把磁强计或太阳敏感器作为单独观测量^[3-4],或采用相对复杂的扩展卡尔曼滤波器(EKF)或UKF作为滤波算法^[5-7]。

在某一时刻单独利用磁强计或太阳敏感器只能确定二轴姿态,要确定三轴姿态至少需要具有一定夹角的双矢量观测。本文将陀螺与太阳敏感器和磁强计组合,利用太阳敏感器测得的太阳指向和磁强计测得的磁场强度,与卫星轨道和姿态角速率推算的太阳指向和磁场强度比较,估计陀螺积分姿态误差,并基于太阳指向和磁场强度估计的姿态误差校正陀螺积分姿态,基于PI滤波估计和修正陀螺漂移,弥补了太阳敏感器和磁强计定姿实时性差的缺点;姿态确定算法简单,适合于工程应用。

1 基于陀螺推算惯性系到卫星本体姿态

假定陀螺测量坐标系与卫星本体一致,基于修正漂移后的陀螺角速率,求得前后节拍姿态变化四元数 $Q_{d\omega}$:

$$Q_{d\omega} = \begin{bmatrix} q_{d\omega 0} \\ \mathbf{q}_{d\omega} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{q}_{d\omega} = \frac{[(\boldsymbol{\omega}_k - \boldsymbol{\omega}_{k-1})/2 + \boldsymbol{\omega}_{k-1}]\Delta t}{2} \quad (2)$$

由此得出姿态变化四元数 $Q_{d\omega}$ 的标量部分 $q_{d\omega 0}$:

$$q_{d\omega 0} = \sqrt{1 - \mathbf{q}_{d\omega} \cdot \mathbf{q}_{d\omega}} \quad (3)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_k$ 为陀螺输出的当前节拍本体角速率, $\boldsymbol{\omega}_{k-1}$ 为陀螺输出的前一节拍本体角速率。

基于前一节拍修正后的惯性系到本体姿态四元数 $Q_{bi,k-1}$,推算当前节拍惯性系到本体姿态四元数 $Q_{bi,k/k-1}$:

$$Q_{bi,k/k-1} = [q_{bi0,k/k-1} \quad q_{bi1,k/k-1} \quad q_{bi2,k/k-1} \quad q_{bi3,k/k-1}]^T = Q_{bi,k-1} \otimes Q_{d\omega} \quad (4)$$

2 太阳指向及地磁场推算

2.1 基于地球绕日轨道推算太阳指向

太阳矢量在卫星本体指向:

$$\mathbf{R}_{sb} = \mathbf{A}_{bi,k/k-1} \cdot \mathbf{R}_{si} \quad (5)$$

式中: \mathbf{R}_{si} 为惯性系太阳矢量方向(地球指向太阳), $\mathbf{A}_{bi,k/k-1}$ 为基于第 $k-1$ 拍陀螺推算的第 k 拍惯性系到本体姿态转换矩阵。

2.2 基于卫星轨道推算本体地磁场强度

记地固系下地磁场矢量为

$$\mathbf{B}_{ce} = [B_x \quad B_y \quad B_z]^T \quad (6)$$

将地固系磁场强度转换到惯性系:

$$\mathbf{B}_{ci} = \mathbf{A}_{ie} \cdot \mathbf{B}_{ce} \quad (7)$$

将惯性系磁场强度转换到本体:

$$\mathbf{B}_{cb,k/k-1} = \mathbf{A}_{bi,k/k-1} \cdot \mathbf{B}_{ci,k} \quad (8)$$

式中:上述地固系的定义为 X 轴指向北极, Z 轴指向地心, Y 轴与 X 轴和 Z 轴构成右手坐标系, \mathbf{A}_{ie} 为地固系到惯性系转换矩阵。

2.3 磁场强度变化规律

地固系下地磁场的球谐波模型近似如下:

$$B_x \approx B_{s0} \cos B, B_y = 0, B_z \approx B_{s0} \sin B \quad (9)$$

式中:纬度 $B = \pi/2 - \eta$, $B_{s0} = -\frac{R_e^3 g_1^0}{r^3}$, $B_{s0} = -\frac{2R_e^3 g_1^0}{r^3}$ 。

卫星从南纬最高纬度到北纬最高纬度升轨飞行,或从北纬最高纬度到南纬最高纬度降轨飞行,地固系下 X 轴和 Z 轴磁场强度都变化了一周。

若姿态保持惯性定向,地磁场一个轨道周期平均以两倍的轨道角速率变化;若姿态保持对地定向,姿态按轨道角速率变化,地磁场在一个轨道周期内平均以1倍的轨道角速率变化。地磁场在卫星本体指向随卫星轨道运动和姿态转动变化。

3 基于太阳指向和磁场强度估计姿态误差

3.1 基于太阳指向估计姿态误差

假定太阳敏感器坐标系与本体一致,太阳敏感器输出的本体太阳指向 $\mathbf{R}_{sb,k}$ 和基于地球绕太阳轨道和卫星姿态推算的本体太阳指向 $\mathbf{R}_{sb,k/k-1}$,如图1,求得姿态四元数误差 Q_{des} :

$$\mathbf{q}_{des} = \frac{\mathbf{R}_{sb,k/k-1} \times \mathbf{R}_{sb,k}}{|\mathbf{R}_{sb,k/k-1}| |\mathbf{R}_{sb,k}|} \quad (10)$$

$$Q_{des} = \begin{bmatrix} q_{des0} \\ \mathbf{q}_{des} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{1 - \mathbf{q}_{des} \cdot \mathbf{q}_{des}} \\ \mathbf{q}_{des} \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{R}_{sb,k/k-1}$ 为基于地球绕太阳轨道及卫星姿态推算的太阳指向, $\mathbf{R}_{sb,k}$ 为当前节拍太阳敏感器测得的太阳指向。

3.2 基于当前时刻磁场强度估计姿态误差

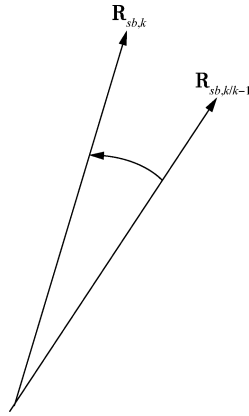


图1 基于太阳指向估计姿态误差

假定磁强计坐标系与本体系一致,基于磁强计输出的本体系磁场强度和基于轨道及陀螺推算的本体系磁场强度,求得姿态四元数误差 Q_{de1} :

$$q_{de1} = \frac{B_{cb,k/k-1} \times B_{mb,k}}{|B_{cb,k/k-1}| |B_{mb,k}|} \quad (12)$$

$$Q_{de1} = \begin{bmatrix} q_{de10} \\ q_{de1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{1 - q_{de1} \cdot q_{de1}} \\ q_{de1} \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中: $B_{cb,k/k-1}$ 为基于轨道及姿态推算的磁场强度, $B_{mb,k}$ 为当前节拍磁强计测得的磁场强度。

3.3 基于前后时刻磁场强度估计姿态误差

基于磁强计测得的前后时刻磁场强度,求得前后节拍磁场强度等效的姿态变化四元数 Q_{dm} :

$$q_{dm} = \frac{B_{mb,b-1} \times B_{mb,k}}{|B_{mb,b-1}| |B_{mb,k}|} \quad (14)$$

$$Q_{dm} = \begin{bmatrix} q_{dm0} \\ q_{dm} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{1 - q_{dm} \cdot q_{dm}} \\ q_{dm} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中: $B_{mb,b-1}$ 为前一节拍磁强计测得的磁场强度, $B_{mb,k}$ 为当前节拍磁强计测得的磁场强度。

基于轨道位置推算的前后节拍磁场强度,求得前后节拍轨道位置变化导致的姿态变化四元数 Q_{dr} :

$$q_{dr} = \frac{B_{cb,k-1} \times B_{cb,k}}{|B_{cb,k-1}| |B_{cb,k}|} \quad (16)$$

$$Q_{dr} = \begin{bmatrix} q_{dr0} \\ q_{dr} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{1 - q_{dr} \cdot q_{dr}} \\ q_{dr} \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中: $B_{cb,k-1}$ 为基于轨道推算的前一节拍本体系磁场强度, $B_{cb,k}$ 为基于轨道推算的当前节拍本体系磁场强度。

轨道位置和姿态角速率导致的前后节拍姿态变化四元数 Q_{dc} 为

$$Q_{dc} = Q_{dr} \otimes Q_{do} \quad (18)$$

磁强计测得的前后节拍姿态变化由轨道位置、姿态运动和姿态推算误差导致:

$$Q_{dm} = Q_{dc} \otimes Q_{de2} \quad (19)$$

根据上式求得姿态推算误差四元数 Q_{de2} :

$$Q_{de2} = Q_{dc}^* \otimes Q_{dm} = [q_{de20} \quad q_{de2}]^T \quad (20)$$

3.4 姿态四元数误差修正

1) 太阳敏感器和磁强计均有效

基于太阳指向和地磁场求得姿态误差四元数 Q_{de} :

$$Q_{de} = Q_{des} \otimes Q_{de1} \quad (21)$$

考虑误差为小量,简化为

$$Q_{de} = \begin{bmatrix} q_{de0} \\ q_{des} + q_{de1} \end{bmatrix} \quad (22)$$

式中: $q_{de0} = \sqrt{1 - (q_{des} + q_{de1}) \cdot (q_{des} + q_{de1})}$ 。

2) 仅磁强计有效

考虑阴影或太阳敏感器未能捕获太阳的情况,单独基于磁强计估计姿态误差四元数 Q_{de} :

$$Q_{de} = Q_{de2} \otimes Q_{de1} \quad (23)$$

考虑误差为小量,简化为:

$$Q_{de} = \begin{bmatrix} q_{de0} \\ q_{de1} + q_{de2} \end{bmatrix} \quad (24)$$

式中: $q_{de0} = \sqrt{1 - (q_{de1} + q_{de2}) \cdot (q_{de1} + q_{de2})}$ 。

令:

$$Q_{de} = [q_{de0} \quad q_{de}]^T \quad (25)$$

姿态四元数误差修正量:

$$Q_{dx} = \begin{bmatrix} q_{dx0} \\ q_{dx} \end{bmatrix} \quad (26)$$

式中: $q_{dx0} = \sqrt{1 - q_{dx} \cdot q_{dx}}$, $q_{dx} = k_c \cdot q_{de}$, k_c 为姿态误差修正系数。

修正后惯性系到本体系姿态四元数:

$$Q_{bi,k} = Q_{bi,k/k-1} \otimes Q_{dx}^* \quad (27)$$

4 陀螺漂移估计

PI 滤波估计陀螺漂移如下:

$$\omega_d = k_p \cdot q_{de} + \int k_i \cdot q_{de} \Delta t \quad (28)$$

式中: k_p 为比例系数, k_i 为积分系数, Δt 为计算周期。

陀螺角速率漂移修正为

$$\omega_{bi,k} = \omega_{bi} - \omega_d \quad (29)$$

式中: ω_{bi} 为陀螺当前节拍测量值。

基于修正后的角速率计算惯性系到本体系四

元数 $Q_{bi,k/k-1}$, 进而求得轨道系姿态角。

5 算例仿真校验

太阳敏感器三轴常值偏差为 0.02° , 测量噪声为 0.005° , 磁强计三轴常值偏差为 100 nT , 噪声为 100 nT , 陀螺三轴常值漂移分别为 $0.008 (^\circ)/\text{s}$ 、 $0.004 (^\circ)/\text{s}$ 、 $-0.006 (^\circ)/\text{s}$, 三轴噪声为 $0.001 (^\circ)/\text{s}$, 三轴初始姿态误差都为 5° 。

基于太阳指向和磁场强度组合定姿姿态角测量误差如图 2~3 所示, 陀螺漂移估计如图 4~5 所示。

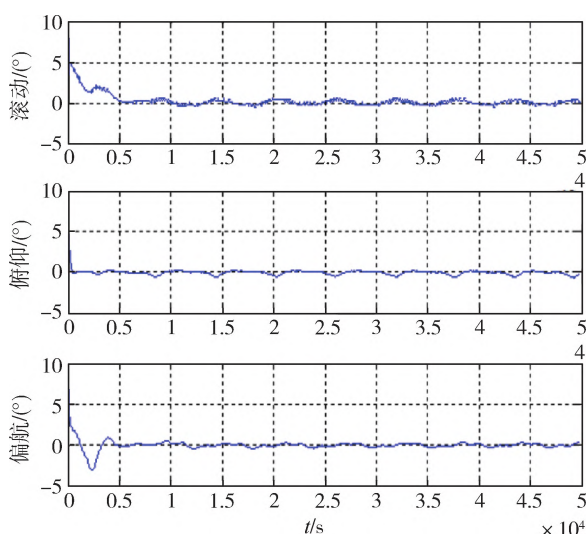


图 2 姿态角测量误差曲线

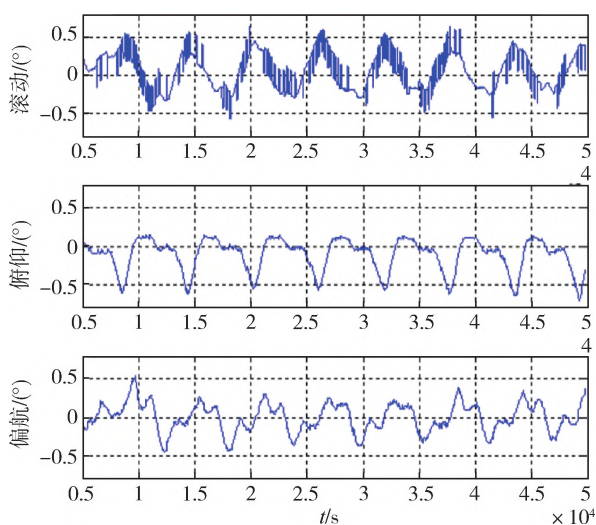


图 3 姿态角测量误差局部放大曲线

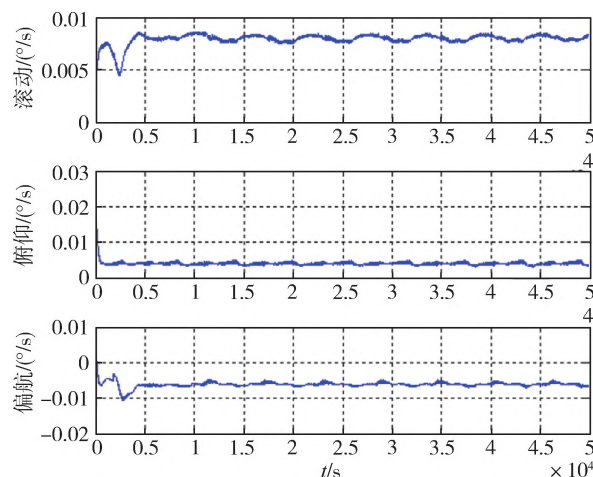


图 4 陀螺漂移估计曲线

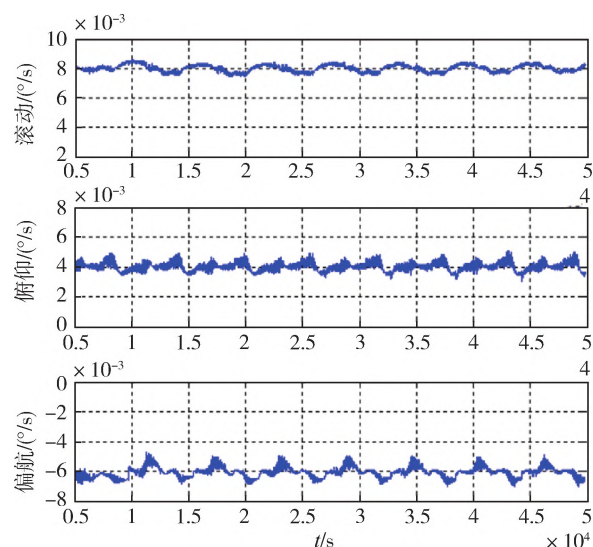


图 5 陀螺漂移估计稳定后放大曲线

6 结 论

本文利用太阳敏感器测得的太阳指向和磁强计测得的磁场强度, 与卫星轨道和姿态角速率推算的太阳指向和磁场强度比较, 估计陀螺积分姿态误差; 基于太阳敏感器和磁强计估计的姿态误差校正陀螺积分姿态, 并基于 PI 滤波估计陀螺漂移, 设计了适合于星上应用的太阳敏感器与磁强计组合定姿算法。仿真试验结果表明姿态确定精度为 1° 左右, 适合在纳星、皮星等微小卫星上应用。

参 考 文 献

- [1] 许域菲, 张祎, 孔祥龙, 等. 多视场低磁星敏感器及其在磁测卫星中的应用[J]. 飞控与探测, 2021, 4(2): 58-65. (XU Yufei, ZHANG Yi, KONG Xianglong, et

- al. A multi-FOV and low remanence star sensor and its application in geomagnetic measurement satellite [J]. *Flight Control & Detection*, 2021, 4(2): 58-65.)
- [2] 蒙涛, 王昊, 金仲和, 等. 基于低成本 MEMS 传感器的皮卫星融合定姿算法研究[J]. *宇航学报*, 2009, 30(4): 1569-1573 + 1605. (MENG Tao, WANG Hao, JIN Zhonghe, et al. A fusion algorithm for pico-satellite attitude determination using low cost mems-based sensors[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(4): 1569-1573 + 1605.)
- [3] 王献忠, 张肖, 刘艳. 陀螺与磁强计组合定姿及漂移估计算法优化[J]. *航天控制*, 2020, 37(4): 43-47. (WANG Xianzhong, Zhang Xiao, Liu Yan. Optimizing algorithm of attitude determination and drift estimation based on gyro and magnetometer[J]. *Aerospace Control*, 2020, 37(4): 43-47.)
- [4] 杜超禹, 蒙涛, 金仲和. 面向皮纳卫星姿态确定的 MEMS 陀螺磁强计组合滤波系统, *传感技术学报* [J]. 2018, 31(1): 152-157. (DU Chaoyu, MENG Tao, JIN Zhonghe. MEMS gyro and magnetometer based attitude determination system for pico and nano-satellites [J]. 2018, 31(1): 152-157.)
- [5] 张翠, 崔培玲, 杨照华, 等. 基于 UKF 的微小卫星姿态确定方法研究[J]. *航天控制*, 2010, 28(2): 12-16. (ZHANG Cui, CUI Peiling, YANG Zhaohua, et al. The attitude determination of a micro-satellite based on UKF [J]. *Aerospace Control*, 2010, 28(2): 12-16.)
- [6] 张贺, 秦伟伟, 周城, 等. 运用信息融合式高阶 UKF 的微小卫星姿态确定算法[J]. *空间科学学报*, 2020, 40(6): 1091-1101. (ZHANG He, QIN Weiwei, ZHOU Cheng, et al. Attitude determination algorithm for micro-satellite based on high-order UKF using information fusion[J]. *Chin. J. Space Sci*, 2020, 40(6): 1091-1101.)
- [7] 刘文倩, 程向红, 曹鹏, 等. 基于多矢量定姿的动基座最优化对准[J]. *飞控与探测*, 2021, 4(5): 27-33. (LIU Wenqian, CHENG Xianghong, CAO Peng, et al. Optimal alignment algorithm for moving base based on multi vector attitude determination[J]. *Flight Control & Detection*, 2021, 4(5): 27-33.)