

基于四频差动激光陀螺/星敏感器的卫星定姿算法

臧强¹, 高晶敏¹, 杨鸿波¹, 关新², 陈守磊²

(1. 北京信息科技大学电子信息与控制实验教学中心, 北京 100101; 2. 北京控制工程研究所, 北京 100190)

摘要: 为了得到更高分辨率的对地观测图像, 就得获得比现阶段更高精度的卫星姿态, 因此必须解决卫星高频抖动的测量与处理问题。四频差动激光陀螺具有测量卫星高频抖动和低频抖动的全频带测量能力。结合星敏感器测量精度高的优点, 提出了四频差动激光陀螺与星敏感器的联合定姿方案。推导了联合定姿方案中的卡尔曼滤波模型, 并使用该模型, 对四频差动激光陀螺和星敏感器测量的数据进行融合滤波。仿真结果表明, 该联合定姿方案实现了宽频带的卫星微振动测量, 从而能获得更高精度的卫星姿态。

关键词: 四频差动激光陀螺; 星敏感器; 卫星姿态; 高频抖动; 卡尔曼滤波

中图分类号: V448.22

文献标志码: A

文章编号: 1671-637X(2016)03-0087-05

A Satellite Attitude Determination Algorithm Based on Four-Mode Differential Laser Gyro and Star Sensor

ZANG Qiang¹, GAO Jing-min¹, YANG Hong-bo¹, GUAN Xin², CHEN Shou-lei²

(1. Experimental Teaching Demonstration of Electronic Information and Control, Beijing Information Science & Technology University, Beijing 100101, China; 2. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

Abstract: In order to obtain higher resolution images of earth observation, we have to obtain more accurate satellite attitude, thus the measurement and processing of satellite high-frequency jitter must be solved. The four-mode differential laser gyro has the ability to measure the full-band jitter. Considering that the star sensors have the advantage of high measuring accuracy, we put forward a combined attitude determination program based on four-mode differential laser gyro and star sensor. The Kalman filter model of the combined attitude determination program was derived, which was then used for fusion filtering of four-mode differential laser gyro and star sensor measurement data. The simulation results show that the program achieves a broadband satellite micro-vibration measurement, and thus can obtain highly accurate satellite attitude.

Key words: four-mode differential laser gyro; star sensor; satellite attitude; high frequency jitter; Kalman filter

0 引言

利用航空航天手段获取高分辨率对地观测图像具有广阔的应用前景, 而对图像更高分辨率的追求, 意味着需要更高的卫星姿态确定精度^[1-3]。姿态抖动是阻碍对地观测卫星的观测图像达到几何精度的主要原因之一^[3]。同时, 由于太空中的环境阻尼很小, 再加上飞

轮的高速转子、驱动太阳翼的步进电机等卫星上高速旋转部件转动的因素, 将使整个卫星产生复杂的抖动, 并且抖动将持续很长时间, 从而影响卫星上高精度敏感设备的正常工作^[4-6]。

卫星的复杂抖动可能导致如图1所示的两种形式的图像质量下降情况。其中, 低频晃动会造成图像扭曲, 如图1b所示, 而高频抖动则会造成图像模糊不清, 如图1c所示。这两种形式的抖动通常同时存在, 它们会降低卫星的分辨能力, 使其无法发挥应有的效能。

为了减小卫星高频姿态抖动对卫星分辨能力的影响, 国内外很早就开展了相关研究。其中, 基于磁流体动力学效应的角位移敏感器已在国际多颗卫星上应用。文献[2]介绍了基于陀螺、星敏感器和角位移敏

收稿日期: 2015-04-02

修回日期: 2016-01-08

基金项目: 北京市重点学科 - 检测技术与自动化装置学科建设(5111 523302); 北京市属高等学校高层次人才引进与培养计划项目的青年拔尖人才培养计划(IT&TCD201304115)

作者简介: 臧强(1989—), 男, 山东诸城人, 硕士生, 研究方向为检测技术及自动化装置。

传感器测量的宽频带的姿态确定方法;文献[3]介绍了日本的ALOS卫星低频与高频姿态信息融合的滤波方法;文献[7]提到了由美国ATA公司研制的角速度传感器测量的卫星微振动频率范围达0.3~1000 Hz。因此,为了获取分米级的对地观测图像,我国也需要突破处理卫星高频振动的相关算法与技术。

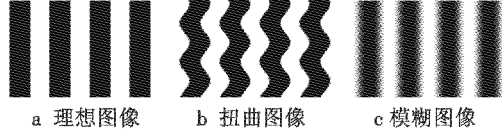


图1 卫星抖动导致的不同形式的成像情况

Fig. 1 Different forms of imaging conditions caused by satellite jitter

目前,在卫星低频姿态抖动研究领域,主要采用液浮陀螺与星敏感器的联合定姿技术,并且该技术已经成熟^[8-12],但是受液浮陀螺的原理限制,该方案只能处理振动频率在10 Hz以下的卫星姿态抖动^[2],而较高频率的抖动则被当作噪声处理掉。

四频差动激光陀螺具有测量振动频带宽、低频测量性能好、测量精度高、无机械干扰等优点,完全满足测量全频带卫星姿态抖动的要求,因此本文直接对星敏感器与四频差动激光陀螺测量数据进行融合,以达到宽频带测量的目的。仿真结果表明,该方法能够实现0~1000 Hz卫星姿态抖动的测量,满足实际应用需求。

1 测量模型

1.1 四频差动激光陀螺的测量模型

四频差动激光陀螺的测量模型为

$$\omega_g = \omega + b + d + n_g \quad (1)$$

式中: ω_g 为四频差动激光陀螺的测量输出; ω 为卫星相对于惯性空间的运行角速度; b 为常值漂移; d 为随机漂移; n_g 为测量白噪声。

1.2 星敏感器的测量模型

星敏感器以其高精度的姿态测量性能普遍应用于高精度姿态确定系统^[8],使用星敏感器标定四频差动激光陀螺,以获得更高精度的卫星姿态。研究中使用的星敏感器测量输出为姿态角,则将星敏感器的测量输出值与估计输出之差,作为星敏感器的测量残差^[8,13],即

$$\begin{pmatrix} \delta\varphi \\ \delta\theta \\ \delta\psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \varphi_m \\ \theta_m \\ \psi_m \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \hat{\varphi} \\ \hat{\theta} \\ \hat{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\theta \\ \Delta\psi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \nu_\varphi \\ \nu_\theta \\ \nu_\psi \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中: $\delta\varphi, \delta\theta, \delta\psi$ 为星敏感器的测量残差; $\varphi_m, \theta_m, \psi_m$ 为星敏感器测量数据处理后得到的姿态角测量值; $\hat{\varphi}, \hat{\theta},$

$\hat{\psi}$ 为星敏感器的估计输出; $\Delta\varphi, \Delta\theta, \Delta\psi$ 为姿态角估计误差; $\nu_\varphi, \nu_\theta, \nu_\psi$ 为测量白噪声。由于姿态估计误差 $\Delta\varphi, \Delta\theta, \Delta\psi$ 是小角度,因此有

$$\begin{cases} \Delta\varphi \approx 2\Delta q_1 \\ \Delta\theta \approx 2\Delta q_2 \\ \Delta\psi \approx 2\Delta q_3 \end{cases} \quad (3)$$

式(2)可以化为

$$\begin{pmatrix} \delta\varphi \\ \delta\theta \\ \delta\psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta q_1 \\ \Delta q_2 \\ \Delta q_3 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \nu_\varphi \\ \nu_\theta \\ \nu_\psi \end{pmatrix} \quad (4)$$

式中, $\Delta q_1, \Delta q_2, \Delta q_3$ 为误差四元数的矢量部分。

2 滤波模型的建立

虽然四频差动激光陀螺的测量精度很高,但是其测量数据中含有常值漂移、随机漂移等误差,长时间运行会使误差不断增大,而星敏感器具有角秒级的测量精度,且测量数据中不带有常值漂移、随机漂移等误差^[10],可以用来修正四频差动激光陀螺的测量数据。下面分别推导两种传感器基于测量模型的滤波模型。

2.1 误差四元数模型

描述卫星的姿态的运动学方程^[10]为

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\Omega(\omega)q \quad (5)$$

式中: $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$ 是本体相对于惯性系的转动角速度在本体系中的投影; $q = (q_1, q_2, q_3, q_4)^T$ 为相应姿态四元数;其中 $\bar{q} = (q_1, q_2, q_3)^T$ 为矢量部分; q_4 为标量部分; $\Omega(\omega) = \begin{pmatrix} -(\omega \times) & \omega \\ -\omega^T & 0 \end{pmatrix}$; $(\omega \times) =$

$$\begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix}。$$

由于四频差动激光陀螺测量输出量中含有误差,所以实际应用中只能得到姿态和角速度的估计值 \hat{q} 和 $\hat{\omega}$ 。在这种情况下,姿态运动学方程就是

$$\dot{\hat{q}} = \frac{1}{2}\hat{q} \otimes \bar{\omega} \quad (6)$$

式中, $\bar{\omega} = (\hat{\omega}^T \ 0)^T$ 为扩展的估计角速度。

定义误差四元数 $\Delta q = (\Delta q_1 \ \Delta q_2 \ \Delta q_3 \ \Delta q_4)^T$,其与真实四元数 q 、估计四元数 \hat{q} 之间的关系为

$$q = \hat{q} \otimes \Delta q \quad (7)$$

由四元数可逆的定义,有

$$\Delta q = \hat{q}^{-1} \otimes q \quad (8)$$

对式(8)两边求导,得

$$\Delta \dot{\mathbf{q}} = \dot{\hat{\mathbf{q}}}^{-1} \otimes \mathbf{q} + \hat{\mathbf{q}}^{-1} \otimes \dot{\mathbf{q}} \quad (9)$$

结合卫星的姿态运动学方程式(5)、式(9)可以化简为^[10]

$$\Delta \dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \Delta \mathbf{q} \otimes \bar{\boldsymbol{\omega}} - \frac{1}{2} \bar{\boldsymbol{\omega}} \otimes \Delta \mathbf{q} + \frac{1}{2} \Delta \mathbf{q} \otimes \Delta \bar{\boldsymbol{\omega}} \quad (10)$$

式中, $\Delta \bar{\boldsymbol{\omega}} = (\Delta \boldsymbol{\omega}^T \ 0)$, $\Delta \boldsymbol{\omega}$ 为真实角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 与估计角速度 $\hat{\boldsymbol{\omega}}$ 之间的差值。

根据四元数乘法的定义, 可以推导得到

$$\frac{1}{2} \Delta \mathbf{q} \otimes \bar{\boldsymbol{\omega}} - \frac{1}{2} \bar{\boldsymbol{\omega}} \otimes \Delta \mathbf{q} = \begin{pmatrix} -(\hat{\boldsymbol{\omega}} \times) \Delta \bar{\mathbf{q}} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (11)$$

由于误差四元数的数量值很小, 可以估计为 $\Delta \mathbf{q} \approx (0 \ 0 \ 0 \ 1)^T$, 所以就有

$$\frac{1}{2} \Delta \mathbf{q} \otimes \Delta \bar{\boldsymbol{\omega}} \approx \frac{1}{2} \Delta \bar{\boldsymbol{\omega}} \quad (12)$$

在忽略二阶小量的情况下, 将式(11)、式(12)代入式(10), 并对式(10)做线性化处理就有^[10]

$$\begin{cases} \Delta \dot{\bar{\mathbf{q}}} = -(\hat{\boldsymbol{\omega}} \times) \Delta \bar{\mathbf{q}} - \frac{1}{2} \Delta \mathbf{b} - \frac{1}{2} \mathbf{n}_g \\ \Delta \dot{\mathbf{q}}_4 = 0 \end{cases} \quad (13)$$

式中, $\Delta \mathbf{b}$ 为真实的常值漂移 \mathbf{b} 与估计的常值漂移 $\hat{\mathbf{b}}$ 之间的差值。

2.2 状态方程的建立

根据上述推导, 基于实际应用情况, 取误差四元数和四频差动激光陀螺的常值漂移为状态方程的状态量, 即 $\mathbf{X}_{6 \times 1} = (\Delta \bar{\mathbf{q}}^T \ \Delta \mathbf{b}^T)$, 进而可以得到卡尔曼滤波的状态方程

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t) \mathbf{X}(t) + \mathbf{W}(t) \quad (14)$$

式中: $\mathbf{F}(t) = \begin{pmatrix} -(\hat{\boldsymbol{\omega}} \times) & -0.5 \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{pmatrix}_{6 \times 6}$, 系统噪声序列

$$\mathbf{W}(t) = \begin{pmatrix} -0.5 \mathbf{n}_g \\ \mathbf{n}_b \end{pmatrix}$$

对式(14)做离散化处理, 可以得到

$$\mathbf{X}_k = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_{k-1} \quad (15)$$

$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}$ 为 $k-1$ 时刻到 k 时刻的一步转移矩阵, 计算方法为

$$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1} = \mathbf{I}_{6 \times 6} + \mathbf{F}T \quad (16)$$

式中, T 是滤波周期。 \mathbf{W}_{k-1} 是系统噪声序列, 且有

$$\begin{cases} E\{\mathbf{W}_k\} = 0 \\ E\{\mathbf{W}_k, \mathbf{W}_j^T\} = \mathbf{Q}_k \delta_{kj} \end{cases} \quad (17)$$

式中, \mathbf{Q}_k 为系统噪声方差阵, 并且 $\mathbf{Q}_k = \text{diag}(0.25\sigma_g^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} \ \sigma_b^2 \mathbf{I}_{3 \times 3})$ 。

2.3 测量方程的建立

测量方程的观测变量, 取星敏感器测量值计算得

到的姿态四元数与四频差动激光陀螺计算出的姿态四元数的差, 作为滤波器的量测量。星敏感器的输出姿态四元数和陀螺输出姿态四元数之差为 $\mathbf{Z}' = \mathbf{q}_{\text{star}} \otimes \mathbf{q}_g^{-1}$ ^[11], 其中, \mathbf{q}_{star} 是星敏感器测量值转换成四元数的值, 则测量方程为

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{Z}'(1:3) = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \quad (18)$$

式中: 观测矩阵 $\mathbf{H}_k = (2\mathbf{I}_{3 \times 3} \ 0)_{3 \times 6}$; \mathbf{V}_k 为测量噪声序列, 它满足 $E\{\mathbf{V}_k\} = 0$, $E\{\mathbf{V}_k \mathbf{V}_j^T\} = \mathbf{R}_k \delta_{kj}$, 其中 \mathbf{R}_k 为测量噪声方差阵。

设定星敏感器三轴测量输出精度相同, 为 $\nu k(3\sigma)$, 则可以得到

$$\mathbf{R}_k = \nu k^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad (19)$$

3 卫星定姿算法过程

实际应用中, 常用星敏感器的采样频率在 1~4 Hz, 四频差动激光陀螺的采样频率为 500~1000 Hz, 因此在采用四频差动激光陀螺与星敏感器的卫星姿态确定系统中, 两种敏感器的测量值不能同步滤波更新。即当星敏感器没有测量值更新时, 只利用四频差动激光陀螺的测量值进行卫星姿态确定; 当星敏感器有测量值更新时, 利用星敏感器的测量值进行卡尔曼滤波以修正卫星姿态。

基于卡尔曼滤波的卫星姿态确定算法如下所述。

1) 星敏感器没有测量值时, 进行预报计算。

姿态四元数的预测值^[11-12]

$$\hat{\mathbf{q}}_{k,k-1} = \hat{\mathbf{q}}_{k-1} + \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \hat{\mathbf{q}}_{k-1} \cdot \Delta t \quad (20)$$

常值漂移

$$\hat{\mathbf{b}}_{k,k-1} = \hat{\mathbf{b}}_{k-1} \quad (21)$$

状态一步转移矩阵 $\boldsymbol{\Phi}$, 运用 k 时刻四频差动激光陀螺测量值对 \mathbf{F} 进行更新, 再按照式(16)对 $\boldsymbol{\Phi}$ 进行更新。

一步预测均方差

$$\mathbf{P}_{k,k-1} = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} \quad (22)$$

2) 星敏感器有测量值时, 进行状态更新。

滤波增益

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \quad (23)$$

状态变量更新

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k,k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \mathbf{X}_{k,k-1}) \quad (24)$$

估计均方差

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k,k-1} \quad (25)$$

每次状态更新完成后, 利用状态更新的值 $\mathbf{X}_k =$

$(\Delta \hat{\bar{\mathbf{q}}}_k^T \ \Delta \hat{\mathbf{b}}_k^T)^T$ 对姿态四元数和常值漂移进行修正。姿态四元数的修正方程为

$$\hat{\mathbf{q}}_k = \hat{\mathbf{q}}_{k,k-1} \otimes \Delta \hat{\mathbf{q}}_k \quad (26)$$

四频差动激光陀螺常值漂移修正方程为

$$\hat{\mathbf{b}}_k = \Delta \hat{\mathbf{b}}_k + \hat{\mathbf{b}}_{k,k-1} \quad (27)$$

由于在四元数运算中,四元数的模为 1 是一个约束条件,因此有

$$\Delta \hat{\mathbf{q}}_k = \begin{pmatrix} \Delta \hat{\mathbf{q}}_k \\ \sqrt{1 - \Delta \hat{\mathbf{q}}_k^T \Delta \hat{\mathbf{q}}_k} \end{pmatrix} \quad (28)$$

在修正卫星姿态和四频差动激光陀螺常值漂移以后,状态变量 \mathbf{X}_k 要重新置零。

以上滤波过程就是由星敏感器与四频差动激光陀螺组成的卫星定姿算法过程。

4 仿真验证与分析

星敏感器和四频差动激光陀螺的仿真参数见表 1。选用的卫星的姿态抖动模型为

$$\theta(t) = \sum_{i=1}^n A_i \sin(2\pi f_i t + \phi_i) \quad (29)$$

式中: A_i 为振动幅值系数; n 为模型中含有的谐波数; f_i 为第 i 次谐波的频率值; ϕ_i 为第 i 次谐波的初相位。

表 1 星敏感器和激光陀螺仿真数据

Table 1 Simulation data of star sensor and laser gyro

四频差动激光陀螺	参数名称	常值漂移 / ((°) · h ⁻¹)	常值漂移方差 / (h ⁻¹)	随机噪声均方差 / ((") · h ⁻¹)	数据更新频率 / Hz
	数值		0.1	20	30
星敏感器	参数名称	测量噪声均方差 / (")		数据更新频率 / Hz	
	数值	10		4	

仿真数据中,偏航角最大值振幅为 40";滚动角最大值振幅为 30";俯仰角最大值振幅为 30"。设定状态变量起始值 $\mathbf{X}_0 = \mathbf{X}(0) = (0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0)^T$, 均方误差阵初值 $\mathbf{P}_0 = \mathbf{P}(0) = \text{diag}(\Delta q^2, \Delta q^2, \Delta q^2, \Delta b^2, \Delta b^2, \Delta b^2)$, 其中, $\Delta q = (\sqrt{3}/3) \sin(2^\circ)$, 表示姿态四元数矢量部分理论状态初始值^[8,10], $\Delta b = 0.1 (^\circ)/h$ 为常值漂移的值。为了便于仿真轨道数据,仿真时,设定轨道周期为 100 min,采样时间为 300 s。仿真验证中使用这 300 s 数据作为星敏感器和四频差动激光陀螺的采集数据,进行滤波处理。

图 2 所示为四频差动激光陀螺仿真测量值;图 3 为星敏感器仿真测量值;图 4 为基准信号,即仿真的真实卫星姿态欧拉角;图 5 为滤波效果图;图 6 为滤波误差曲线图;图 7 为滤波所得的四频差动激光陀螺常值漂移估计值;图 8 为滤波误差频域功率谱曲线。

由图 6 中滤波误差数据,求得最大滤波误差为 7.5173";从图 8 的误差频域功率谱图可以看出各个频率点的误差比较均匀,滤波精度很高,而常值漂移的估

计值也与实际情况相似,满足仿真实验精度要求。验证了基于星敏感器-四频差动激光陀螺的融合算法是有效的,理论上能实现 0~1000 Hz 的宽带滤波,从而获取高精度的卫星姿态。

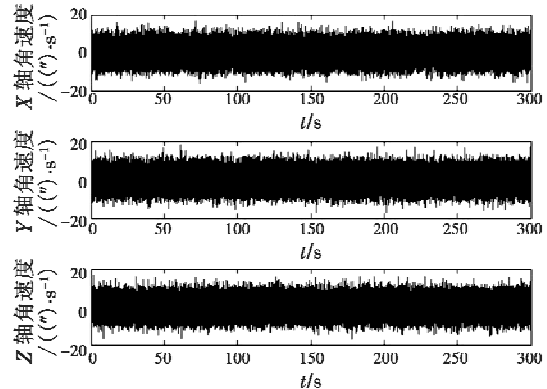


图 2 四频差动激光陀螺仿真测量值

Fig. 2 Simulated signal of four-mode differential laser gyro

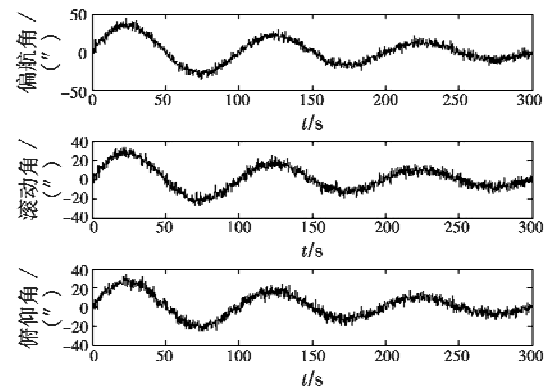


图 3 星敏感器仿真测量值

Fig. 3 Simulated signal of star sensor

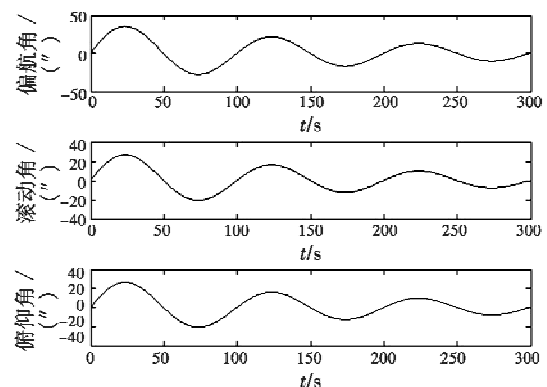
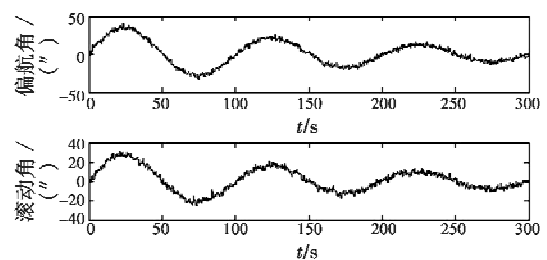


图 4 基准信号

Fig. 4 Reference signal



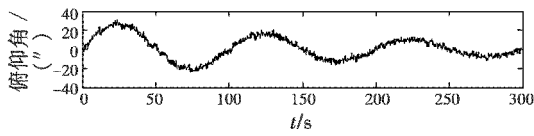


图5 滤波效果图

Fig. 5 Filter effect diagram

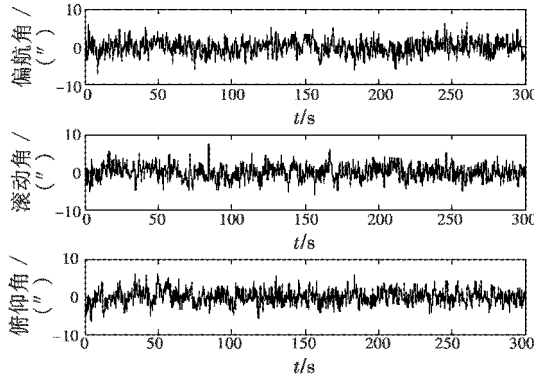


图6 滤波误差

Fig. 6 Filter error

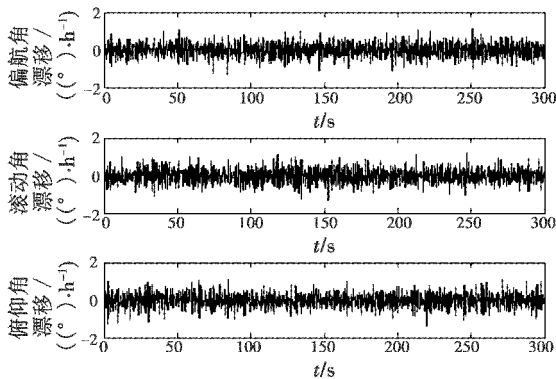


图7 四频差动常值漂移估计值

Fig. 7 Constant drift estimates of four-mode differential laser gyro

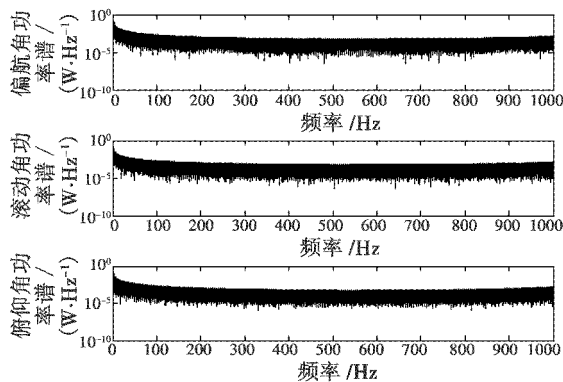


图8 滤波误差频域功率谱

Fig. 8 Filtering error of frequency domain power spectrum

5 结论

随着对地观测分辨率提高的需求,结合四频差动激光陀螺测量频带宽与星敏感器测量精度高的优点,本文提出了基于这两种传感器的卫星联合定姿的方

案,仿真结果验证了该方案的可行性,从而可实现对卫星的高频姿态抖动的测量与处理,为后续工程应用中,利用卫星的姿态修正信息对遥感图像的修正提供了依据。

参考文献

[1] 邓勤. 卫星颤振对遥感成像质量影响研究及实验验证 [D]. 杭州:浙江大学,2013. (DENG Q. Research on image degradation due to satellite platform vibration[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013.)

[2] 何世民, 汤亮. 基于宽带宽测量的姿态确定方法[J]. 空间控制技术与应用, 2011, 37(5): 20-25. (HE S M, TANG L. High-bandwidth measurement based attitude determination [J]. Aerospace Control and Application, 2011, 37(5): 20-25.)

[3] TAKANORI I. High-bandwidth attitude determination using jitter measurements and optimal filtering[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Chicago: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009:14-21.

[4] 孙阳. 卫星平台在轨颤振对高分率遥感器成像质量影响的研究[D]. 长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,2013. (SUN Y. On-orbit platform jitter effect on image quality of high-resolution remote sensor [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics Chinese Academy of Sciences, 2013.)

[5] 王全武, 虎刚. 飞轮扰动原因与测量技术现状[J]. 空间科学学报, 2009, 29(1): 39-44. (WANG Q W, HU G. Analysis of flywheel disturbance and measuring technology [J]. Chinese Journal of Space Science, 2009, 29(1): 39-44.)

[6] 关新. 高分辨率遥感卫星隔振与姿态控制一体化设计 [D]. 北京:清华大学,2012. (GUAN X. Integrated design of vibration isolation and attitude control for high resolution remote sensing satellites [D]. Beijing: Tsinghua University, 2012.)

[7] 霍红庆, 周海佳, 马勉军, 等. MHD角速度传感器磁场设计研究[J]. 真空与低温, 2011, 17(3): 151-155. (HUO H Q, ZHOU H J, MA M J, et al. Study on the magnetic field of MHD angular rate sensor [J]. Vacuum & Cryogenics, 2011, 17(3): 151-155.)

[8] 边志强, 程卫强, 薛孝补, 等. 基于陀螺和星敏感器的卫星姿态确定算法[J]. 航天器工程, 2011, 20(2): 29-34. (BIAN Z Q, CHENG W Q, XUE X B, et al. Satellite attitude determination algorithm based on gyro and star-sensor [J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(2): 29-34.)

(下转第99页)

- (1):24-26.)
- [8] PANG H, YAN H, FANG Z D. Stiffness matching and ride comfort optimization of heavy vehicle's suspension based on ADAMS[J]. Applied Mechanics and Materials, 2011(44):1734-1738.)
- [9] 吴波,王增全,谭建松. 刚度匹配对柴油机机体组载荷响应影响[J]. 机械设计与制造, 2014(2):109-112. (WU B, WANG Z Q, TAN J S. Study on the influence of stiffness matching on diesel cylinder block assembly components load response[J]. Machinery Design & Manufacture, 2014(2):109-112.)
- [10] 徐锡江. 减振型双块式无砟轨道合理刚度匹配研究[J]. 路基工程, 2013(3):49-53. (XU X J. Study on reasonable stiffness matching for vibration-reduction double-block ballastless track[J]. Subgrade Engineering, 2013(3):49-53.)
- [11] 刘海涛,王磊,赵万华. 考虑模态特性的高速机床进给系统刚度匹配研究[J]. 西安交通大学学报, 2014, 48(1):90-95. (LIU H T, WANG L, ZHAO W H. Stiffness matching design for feed system of high-speed machine tool considering modal characteristics[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2014, 48(1):90-95.)

(上接第91页)

- [9] 吴志华. 基于星敏感器/陀螺组合定姿系统研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2011. (WU Z H. Research on attitude determination based on star sensor/gyro integrated system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.)
- [10] 周海银,王炯琦,潘晓刚,等. 卫星状态融合估计理论与方法[M]. 北京:科学出版社, 2013:222-241. (ZHOU H Y, WANG J Q, PAN X G, et al. Fusion theory and methods for satellite estimation[M]. Beijing: Science Press, 2013:222-241.)
- [11] 刘一武,陈义庆. 星敏感器测量模型及其在卫星姿态确定系统中的应用[J]. 宇航学报, 2003, 24(2):162-167. (LIU Y W, CHEN Y Q. Star-sensor measurement model and its application to the spacecraft attitude determination system[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(2):162-167.)
- [12] 宋亮. 星敏感器陀螺姿态确定系统在轨标定研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2011. (SONG L. Research on in-orbit calibration methods for star tracker-gyro attitude determination system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.)
- [13] 杨峰,周宗锡,刘曙光. 基于星敏感器/光纤陀螺的卫星定姿算法[J]. 控制工程, 2006, 13(4):374-376. (YANG F, ZHOU Z X, LIU S G. Satellite attitude determination algorithm based on star-sensor and FOG[J]. Control Engineering of China, 2006, 13(4):374-376.)

(上接第94页)

参考文献

- [1] 赖延清,蒋良兴,田忠良,等. 液晶显示器用偏光片[J]. 激光与光电子学进展, 2007, 44(7):46-51. (LAI Y Q, JIANG L X, TIAN Z L, et al. Polarizer used for liquid crystal display[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2007, 44(7):46-51.)
- [2] 李红芳,王玉合,杨钟. TFT-LCD用偏光片的研究与进展[J]. 合成技术及应用, 2013, 28(3):19-24. (LI H F, WANG Y H, YANG Z. Progress in R&D of polarizing film used in TFT-LCD[J]. Synthetic Technology and Application, 2013, 28(3):19-24.)
- [3] 徐世颖. 浅谈 TFT-LCD 产品用偏光片技术与发展趋势[J]. 现代显示, 2010(9):25-31. (XU S Y. The technology and it's trends of TFT-LCD polarizer[J]. Advanced Display, 2010(9):25-31.)
- [4] 赵金虎. LCD 偏光片贴片工艺技术研究[J]. 现代显示, 2012(8):43-46. (ZHAO J H. Research of LCD polarizer attaching technology[J]. Advanced Display, 2012(8):43-46.)
- [5] 彭艳. LCD 的偏光片工艺技术[J]. 现代显示, 2005, 52(5):58-61. (PENG Y. The craft and technology of polarizing film of LCD[J]. Advanced Display, 2005, 52(5):58-61.)
- [6] 刘杰,李东熙,金炯昊,等. 关于 TFT-LCD 中一种偏光片相关不良的研究[J]. 液晶与显示, 2013, 28(6):872-876. (LIU J, LI D X, JIN J T, et al. Defect related to polarizer in TFT-LCD[J]. Chinese Journal of Liquid Crystals and Displays, 2013, 28(6):872-876.)
- [7] CHEN Y K, LIN M H, HUANG K F, et al. Analysis of the light leakage phenomenon at corners of LCD panel[J]. Symposium Digest of Technical Papers, 2009, 40(1):1438-1441.