

一种星敏感器/陀螺地面高精度组合定姿与精度验证方法

范城城¹ 王 密¹ 杨 博^{2,3} 金淑英¹ 潘 俊¹ 常学立³

¹ 武汉大学测绘遥感信息工程国家重点实验室, 湖北 武汉 430079

² 武汉大学计算机学院, 湖北 武汉 430079

³ 武汉大学地球空间信息技术协同创新中心, 湖北 武汉 430079

摘要 卫星姿态精度是制约高分辨率光学影像几何定位精度的一个重要因素, 针对当前卫星姿态数据处理精度不高且难以验证的问题, 提出一种基于双向滤波整体加权平滑的高精度卫星姿态数据地面处理算法, 实现了卫星姿态数据地面精细化处理, 进一步采用几何定标场的数字正射影像图/数字高程模型数据进行精度验证。以2014年11月发射的遥感-24号高分辨率光学卫星为例, 分析结果表明, 本文设计的姿态数据处理模型是稳健可靠的, 姿态数据相对精度可以达到 $0.8''$, 且基于地面处理姿态数据得到的全色相机无控制点条件下影像几何纠正精度可以达到15 m。

关键词 遥感; 高分辨率卫星; 几何定标场; 星敏感器; 陀螺; 双向卡尔曼滤波

中图分类号 P236 **文献标识码** A

doi: 10.3788/AOS201636.1128002

A Method of High-Precision Ground Processing for Star Sensor and Gyro Combination and Accuracy Verification

Fan Chengcheng¹ Wang Mi¹ Yang Bo^{2,3} Jin Shuying¹ Pan Jun¹ Chang Xueli³

¹ State Key Laboratory of Information Engineering in Surveying, Mapping and Remote Sensing,

Wuhan University, Wuhan, Hubei 430079, China

² Computer School, Wuhan University, Wuhan, Hubei 430079, China

³ Collaborative Innovation Center of Geospatial Technology, Wuhan University, Wuhan, Hubei 430079, China

Abstract The accuracy of satellite attitude data is an important factor restricting the geometric positioning accuracy of high-resolution images. For the current problems that the accuracy of satellite attitude data processing is not high and data assessment is difficult, an algorithm of satellite attitude data ground processing is proposed based on bilateral filtering and overall weighted smoothing to achieve high-accuracy processing for attitude data. Furthermore, the numbers are digital orthophoto map and digital elevation model reference data of geometric calibration field is used for accuracy assessment. By using high-resolution optical satellite of Yaogan-24 launched in November 2014 as an example, the processing results illustrate that the proposed method is robust and feasible. The relative accuracy of attitude data can reach $0.8''$, and the positioning accuracy of panchromatic camera geometric correction image can increase to 15 m via using the refinement attitude data.

Key words remote sensing; high resolution satellite; geometric calibration field; star sensor; gyroscope; bidirectional Kalman filter

OCIS codes 280.4788; 200.4560; 200.3050

收稿日期: 2016-03-29; **收到修改稿日期:** 2016-06-06

基金项目: 国家 973 计划(2014CB744201, 2012CB719902, 2012CB719901)、国家自然科学基金(41371430, 91438112, 91438203, 91438111, 40901209)

作者简介: 范城城(1986—), 男, 博士研究生, 主要从事高分辨率光学影像几何处理方面的研究。

E-mail: ccfan@whu.edu.cn

导师简介: 王 密(1974—), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事遥感卫星数据处理与应用方面的研究。

E-mail: wangmi@whu.edu.cn(通信联系人)

1 引 言

高精度卫星姿态确定方法是实现高分辨率遥感卫星影像高精度几何定位的基础。近几年,我国卫星平台、载荷设计以及地面预处理技术已经取得了一定成绩:1)高精度定轨技术实现了厘米级的低轨卫星定轨;2)低轨卫星线阵相机高精度在轨几何定标技术实现了相机像元指向角 0.3 个像元标定;3)相机与姿态轨道测控系统时间同步误差达到微秒级。这些技术的提高为遥感影像高精度几何定位提供了有利条件,定位精度有了一定提高,但与国外同类遥感卫星影像定位精度相比,仍存在一定差距,主要体现在高分辨率遥感卫星的姿态确定精度^[1-2]。由于高分辨率光学卫星轨道高度一般为 500~600 km 左右,根据摄影测量原理得到,1"的绝对姿态误差引起的对应地面定位误差约为 3~5 m,故卫星姿态数据处理精度对高分辨率遥感卫星影像几何处理的影响可以真正概括为“差之毫厘,谬以千里”,研究卫星姿态数据高精度地面处理算法一直是航天摄影测量与遥感领域的热点课题之一,具有重要的理论意义和应用价值。

近年来,随着高分辨率遥感卫星的发展,遥感影像的几何处理对于卫星姿态确定精度的要求越来越高。文献[3-5]详细介绍了高分辨率遥感卫星常用姿态敏感器的国内外发展现状、测量模型以及用于星上姿态控制的定姿方法;文献[6-13]主要对卫星姿态数据地面处理算法进行了探讨和研究,相关算法比较成熟,主要包括确定性算法,如 TRIAD 方法、QUEST 方法等,以及状态估计算法,如扩展卡尔曼滤波(EKF)算法、无迹卡尔曼滤波(UKF)算法以及粒子滤波算法等。基于多星传感器信息融合的确定性算法无法保证姿态数据的平滑性,而采用星传感器/陀螺信息融合算法既可以保证姿态数据精度的可靠性,同时又可以实现姿态数据的平滑性。文献[14-22]主要研究了高分辨率光学遥感影像高精度几何处理的相关模型与算法,同时提出一种空地一体化定姿及姿态抖动下影像虚拟化几何处理方法。综上所述,目前,在定姿精度方面,国外商业卫星上配置的星传感器可达到亚角秒级定姿精度,而国内定姿精度只能达到 3"~5",与国外相比存在一个量级上的差距,这是制约卫星姿态确定精度的重要因素。在姿态数据处理算法方面,国内主要基于仿真数据,缺少真实在轨数据验证,基于真实在轨侦照的几何定标场影像,通过控制点密集匹配方法可以对姿态确定精度进行有效评价。在姿态应用方面,以往姿态数据仅用来满足卫星的姿态控制,处理模型主要为单向实时滤波模型,对定姿的稳定性要求高于定姿精度本身,但对于光学遥感影像地面几何处理来说,用于姿态控制的卫星姿态精度是远远不能满足地面卫星影像几何处理的精度要求的。在姿态数据处理方式方面,国内多采用星上处理,下传最终定姿结果给地面应用系统,受星上计算机硬件与计算环境制约,这种方式在很大程度上损失了原始的姿态数据观测信息,导致地面处理时无法直接全面分析和优化姿态数据的精度,给地面影像几何处理增加难度。因此,亟需开展高精度高稳定性的姿态数据地面处理方法研究,以满足高分辨率卫星遥感影像几何处理需求。

鉴于上述分析以及存在的问题,本文以 2014 年 11 月发射的遥感-24 号高分辨率光学卫星为例,提出了一种基于双向滤波整体加权平滑的高精度姿态数据地面处理算法,并利用高精度几何定标场数据对本文算法进行验证与评价。

2 基于双向滤波整体加权平滑的高精度卫星姿态数据处理与验证算法

遥感-24 号高分辨率光学卫星采用太阳同步轨道,轨道高度为 645 km,为扩大对地观测相机可视范围,卫星具有侧摆机动能力,最大侧摆角为 $\pm 32^\circ$ 。表 1 为遥感-24 号卫星配置的姿态传感器性能参数。相机分系统由全色相机和多光谱相机组成,其中全色相机的星下点地面像元分辨率为 1.0 m,多光谱相机为 4.0 m。星上配置的姿态传感器主要包括两台德国 ASTRON10 星传感器、一台国产 APS 星传感器、4 套陀螺传感器组合件、一套数字太阳传感器以及一台红外地球传感器。

表 1 遥感-24 号卫星配置的姿态敏感器性能参数

Table 1 Attitude sensor's performance parameters of Yaogan-24 satellite

Attitude sensor	Performance parameter
ASTRON10 star sensor	Optical axis error $\leq 5'' (3^\circ)$
	Horizontal axis error $\leq 35'' (3^\circ)$
	Frequency: 4 Hz
APS star sensor	Optical axis error $\leq 10'' (3^\circ)$
	Horizontal axis error $\leq 35'' (3^\circ)$
	Frequency: 4 Hz
Three floating gyro components	Random drift $\leq 0.39 (^\circ)/h (3^\circ)$
	Constant drift $\leq 6 (^\circ)/h$
	Frequency: 4 Hz

高分辨率光学卫星姿态确定系统主要由姿态敏感器和相应的信息处理算法即姿态确定算法组成,定姿精度取决于姿态敏感器和姿态处理算法的精度^[5]。高分辨率光学卫星上配置的姿态敏感器通常包括红外地球敏感器、太阳敏感器、星敏感器以及惯性陀螺敏感器等。为获取高精度的卫星姿态信息,一般选择星敏感器与陀螺组合定姿系统作为高精度卫星姿态确定的常用手段。

由于卫星姿态参数本身的特殊性,一直以来没有很好的姿态精度外部检核手段。随着高分辨率光学卫星发展,基于卫星侦照的几何定标场影像和定标场的数字高程模型(DEM)、数字正射影像图(DOM)参考数据可以实现卫星姿态数据精度的检核。根据遥感-24号光学卫星的特点,提出基于双向滤波整体加权平滑的高精度卫星姿态数据地面处理与验证算法,具体流程包括:1)针对星敏感器与陀螺下传的原始数据进行质量分析与控制;2)构建系统状态模型与量测模型;3)基于双向滤波整体加权平滑实现卫星姿态参数最优估计;4)基于卫星侦照的定标场影像以及几何定标场DEM、DOM参考数据,采用高精度控制点自动匹配量测方法,对本文提出的姿态数据地面处理算法进行验证与评价。图1表示基于双向滤波整体加权平滑的高精度卫星姿态数据地面处理与验证流程。

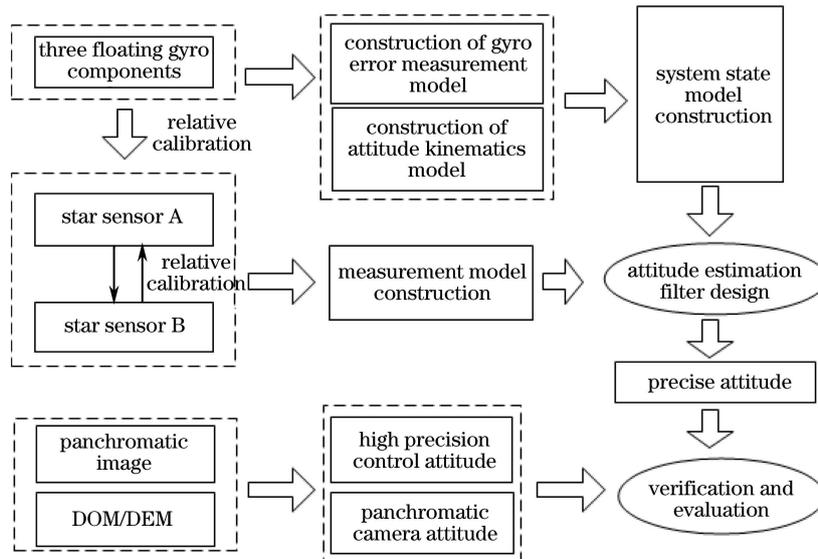


图 1 基于双向滤波整体加权平滑的高精度卫星姿态数据地面处理与验证流程图

Fig. 1 Flow chart of the high precision satellite attitude data ground processing based on bilateral filtering and overall weighted smoothing and verification

建立状态方程和量测方程之前首先得确定状态变量,状态变量的选择将直接影响状态方程和量测方程的维数以及方程的非线性。为减少矩阵阶数,精简定姿算法,本文选择姿态误差四元数中4个参数的三个矢量参数变量,陀螺漂移误差,作为系统的状态变量,即状态量 $\mathbf{X} = [\Delta \mathbf{q}_{13}^T, \Delta \mathbf{b}^T]^T$, 其中 $\Delta \mathbf{q}_{13} = [\Delta q_1 \quad \Delta q_2 \quad \Delta q_3]^T$ 。

2.1 基于陀螺与姿态运动学方程的状态方程构建

遥感-24号卫星配置的陀螺组件为三个正交的三浮陀螺,主要观测误差源包括漂移误差与随机误差,在定姿滤波器设计过程中,采用的陀螺测量模型为

$$\boldsymbol{\omega}_g = \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{b} + \boldsymbol{\eta}_g, \quad (1)$$

式中 $\boldsymbol{\omega}_g$ 表示陀螺测量输出值, $\boldsymbol{\omega}_g \in \mathbf{R}_{3 \times 1}$; $\boldsymbol{\omega}$ 表示卫星相对惯性空间的转速在本地坐标系上的坐标, $\boldsymbol{\omega} \in \mathbf{R}_{3 \times 1}$; \boldsymbol{b} 表示陀螺漂移, $\boldsymbol{b} \in \mathbf{R}_{3 \times 1}$; $\boldsymbol{\eta}_g$ 表示陀螺测量噪声, $\boldsymbol{\eta}_g \in \mathbf{R}_{3 \times 1}$ 。 $\mathbf{R}_{3 \times 1}$ 表示行数为 3, 列数为 1 的矩阵。

基于姿态四元数的运动学方程为

$$\dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{q} \otimes \boldsymbol{\omega}_{bi}, \quad (2)$$

式中 \boldsymbol{q} 表示卫星本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态四元数, $\boldsymbol{\omega}_{bi}$ 表示卫星本体相对于惯性坐标系的扩展角速度。

基于姿态四元数运动学方程构建滤波器状态方程,具体推导如下:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\boldsymbol{q}} = \begin{bmatrix} \Delta \dot{q}_1 \\ \Delta \dot{q}_2 \\ \Delta \dot{q}_3 \end{bmatrix} = -[\hat{\boldsymbol{\omega}}_{bi} \times] \Delta \boldsymbol{q} - \frac{1}{2} \Delta \boldsymbol{b} - \frac{1}{2} \boldsymbol{\eta}_g, \\ \Delta \dot{q}_0 = 0 \end{cases}, \quad (3)$$

式中 $\hat{\boldsymbol{\omega}}_{bi}$ 表示卫星本体相对于惯性坐标系的角速度最优估计值, $\Delta \boldsymbol{q}$ 表示误差四元数的矢量部分。

本文卫星配置的三浮陀螺漂移 \boldsymbol{b} 满足随机游走模型,进一步得到

$$\Delta \dot{\boldsymbol{b}} = \boldsymbol{\eta}_b. \quad (4)$$

由(3)和(4)式构成基于状态 $\mathbf{X}_{6 \times 1} = [\Delta \boldsymbol{q}^T \quad \Delta \boldsymbol{b}^T]^T$ 的线性滤波状态方程,推导如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t) \mathbf{X}(t) + \mathbf{W}(t) \\ \mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} -[\hat{\boldsymbol{\omega}}_{bi} \times] & -0.5 \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}. \\ \mathbf{W}(t) = [-0.5 \boldsymbol{\eta}_g \quad \boldsymbol{\eta}_b]^T \end{cases}. \quad (5)$$

所得到的状态方程为连续动态系统滤波方程,故将(5)式线性化和离散化得到

$$\mathbf{X}_k = \boldsymbol{\Phi}_{k/k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \boldsymbol{\Gamma}_{k-1} \mathbf{W}_{k-1}. \quad (6)$$

进一步得到状态方程中系统噪声序列 \mathbf{W}_{k-1} 以及系统噪声驱动阵 $\boldsymbol{\Gamma}_{k-1}$ 的表达式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{\Gamma}_{k-1} = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \boldsymbol{\Phi}(t_k, \tau) d\tau = \mathbf{T} \cdot \mathbf{I} \\ \mathbf{W}_{k-1} = [-0.5 \boldsymbol{\eta}_g \quad \boldsymbol{\eta}_b]^T, \\ \mathbf{E}\{\mathbf{W}_k\} = 0, \mathbf{E}\{\mathbf{W}_k, \mathbf{W}_j^T\} = \mathbf{Q}_k \boldsymbol{\delta}_{kj} \\ \mathbf{Q}_k = \text{diag}(0.25 \sigma_g^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \sigma_b^2 \mathbf{I}_{3 \times 3}) \end{cases}, \quad (7)$$

式中 σ_g 表示三浮陀螺的测量噪声中误差, σ_b 表示三浮陀螺的漂移误差中误差。

2.2 基于双星敏感器光轴矢量的量测方程构建

由于遥感-24号卫星搭载的 ASTRON10 星敏感器性能明显优于国产 APS 星敏感器,且 APS 星敏感器通常作为备用与测试。另外,由于星敏感器光轴矢量的测量精度高,且两个星敏感器光轴矢量即可以实现姿态参数解算。故本文直接基于两个星敏感器的光轴矢量构建量测模型。

记两个星敏感器的光轴 Z_{s1} 、 Z_{s2} 在卫星本体、惯性坐标系测量与真实的单位矢量分别表示为

$$\begin{cases} \mathbf{l}z_b^1 = [x_b^1, y_b^1, z_b^1]^T, \mathbf{l}z_{mi}^1 = [x_{mi}^1, y_{mi}^1, z_{mi}^1]^T, \mathbf{l}z_i^1 = [x_i^1, y_i^1, z_i^1]^T \\ \mathbf{l}z_b^2 = [x_b^2, y_b^2, z_b^2]^T, \mathbf{l}z_{mi}^2 = [x_{mi}^2, y_{mi}^2, z_{mi}^2]^T, \mathbf{l}z_i^2 = [x_i^2, y_i^2, z_i^2]^T \end{cases}. \quad (8)$$

进一步得到量测方程的简化形式为

$$\begin{cases} \mathbf{Z}(t) = \mathbf{h}(\mathbf{X}, t) + \mathbf{V}(t) \\ \mathbf{h}(\mathbf{X}, t) = \begin{bmatrix} \mathbf{Iz}_i^1 \\ \mathbf{Iz}_i^2 \end{bmatrix}_{6 \times 1} = \begin{bmatrix} \mathbf{h}_1 \\ \mathbf{h}_2 \end{bmatrix}, \mathbf{V}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_1 \\ \mathbf{v}_2 \end{bmatrix}_{6 \times 1} \end{cases} \quad (9)$$

由于(9)式是连续非线性的,需要先将其围绕最优估值 $\hat{\mathbf{X}}(t)$ 以采样周期 T 线性化,再进行离散化和递推计算。具体推导如下:

$$\begin{cases} \mathbf{h}_1 = \mathbf{Iz}_i^1 = \mathbf{A}_{bi}^T(\mathbf{q}) \mathbf{Iz}_b^1 \\ \mathbf{A}_{bi}(\mathbf{q}) = \mathbf{A}_{bi}(\Delta \mathbf{q}) \mathbf{A}_{bi}(\hat{\mathbf{q}}) \end{cases} \quad (10)$$

式中 $\mathbf{A}_{bi}(\mathbf{q})$ 表示惯性系到本体坐标系的旋转变换矩阵。考虑到误差四元数 $\Delta \mathbf{q}$ 为小量,故 $\mathbf{A}(\Delta \mathbf{q})$ 可以简化为

$$\begin{cases} \mathbf{A}(\Delta \mathbf{q}) = \begin{bmatrix} 1 & 2\Delta q_3 & -2\Delta q_2 \\ -2\Delta q_3 & 1 & 2\Delta q_1 \\ 2\Delta q_2 & -2\Delta q_1 & 1 \end{bmatrix} = \mathbf{I}_{3 \times 3} - 2[\Delta \mathbf{q} \times] \\ \mathbf{A}_{bi}(\mathbf{q}) = \mathbf{A}_{bi}(\Delta \mathbf{q}) \mathbf{A}_{bi}(\hat{\mathbf{q}}) = \{\mathbf{I}_{3 \times 3} - 2[\Delta \mathbf{q} \times]\} \mathbf{A}_{bi}(\hat{\mathbf{q}}) \end{cases} \quad (11)$$

进一步得到:

$$\begin{cases} \mathbf{h}_1 = \mathbf{Iz}_i^1 = \mathbf{A}_{bi}^T(\mathbf{q}) \mathbf{Iz}_b^1 = \mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) \mathbf{Iz}_b^1 - \{2[\Delta \mathbf{q} \times] \mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}})\}^T \mathbf{Iz}_b^1 = \\ \mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) \mathbf{Iz}_b^1 + 2\mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) [\Delta \mathbf{q} \times] \mathbf{Iz}_b^1 = \mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) \mathbf{Iz}_b^1 - 2\mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) [\mathbf{Iz}_b^1 \times] \Delta \mathbf{q} \\ \mathbf{h}_2 = \mathbf{Iz}_i^2 = \mathbf{A}_{bi}^T(\mathbf{q}) \mathbf{Iz}_b^2 = \mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) \mathbf{Iz}_b^2 - \{2[\Delta \mathbf{q} \times] \mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}})\}^T \mathbf{Iz}_b^2 = \\ \mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) \mathbf{Iz}_b^2 + 2\mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) [\Delta \mathbf{q} \times] \mathbf{Iz}_b^2 = \mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) \mathbf{Iz}_b^2 - 2\mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) [\mathbf{Iz}_b^2 \times] \Delta \mathbf{q} \end{cases} \quad (12)$$

由此可以计算量测矩阵为

$$\begin{cases} \frac{\partial \mathbf{h}_1}{\partial \Delta \mathbf{q}} = -2\mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) [\mathbf{Iz}_b^1 \times] \\ \frac{\partial \mathbf{h}_2}{\partial \Delta \mathbf{q}} = -2\mathbf{A}_{bi}^T(\hat{\mathbf{q}}) [\mathbf{Iz}_b^2 \times] \end{cases} \quad (13)$$

故(9)式可以线性化和离散化为

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k, \quad (14)$$

式中 \mathbf{V}_k 表示观测噪声序列,且满足 $\begin{cases} \mathbf{E}(\mathbf{V}_k) = 0 \\ \mathbf{E}(\mathbf{V}_k \mathbf{V}_j^T) = \mathbf{R}_k \delta_{kj} \end{cases}$, 式中 δ 表示狄克萊函数, \mathbf{R}_k 表示量测噪声方差阵。

由于两个星敏感器光轴测量精度相同,假设其主光轴观测值中误差为 σ_s , 则可以得到 $\mathbf{R}_k = \sigma_s^2 \mathbf{I}_{6 \times 6}$ 。

2.3 组合定姿系统姿态估计器设计

基于本文构建的量测方程以及状态方程,进一步采用双向滤波整体加权平滑对卫星姿态进行最优估计,具体推导如下。

1) 基于陀螺测量信息进行姿态预测

当星敏感器没有量测值输出时,基于陀螺测量信息在 t_{k-1} 时刻对下式进行积分,可以得到卫星姿态四元数预测值为

$$(\hat{\mathbf{q}}_{bi})_{k/k-1} = \frac{1}{2} (\hat{\mathbf{q}}_{bi})_{k-1} \otimes (\hat{\boldsymbol{\omega}}_{bi})_{k-1} \quad (15)$$

陀螺的漂移预测值 $\hat{\mathbf{b}}_{k/k-1}$ 具体求解公式为

$$\hat{\mathbf{b}}_{k/k-1} = \hat{\mathbf{b}}_{k-1} \quad (16)$$

对于误差协方差阵 $\mathbf{P} = \mathbf{E}(\Delta \mathbf{X} \Delta \mathbf{X}^T)$ 的预测值 $\hat{\mathbf{P}}_{k/k-1}$ 具体求解公式为

$$\hat{\mathbf{P}}_{k/k-1} = \boldsymbol{\Phi}_{k/k-1} \hat{\mathbf{P}}_{k-1} \boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}^T + \boldsymbol{\Gamma}_{k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \boldsymbol{\Gamma}_{k-1}^T \quad (17)$$

2) 基于星敏感器测量值进行姿态修正

在 t_k 时刻,根据星敏感器输出的量测值以及测量模型计算观测矩阵 \mathbf{H}_k 。计算滤波增益为

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1}, \quad (18)$$

则相应的滤波状态修正更新值为

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}). \quad (19)$$

获得 t_k 时刻的状态变量 $\hat{\mathbf{X}}_k = [\Delta \hat{\mathbf{q}}_k^T \ \Delta \hat{\mathbf{b}}_k^T]^T$ 后,可以采用常规方法对陀螺的漂移量进行修正:

$$\hat{\mathbf{b}}_k = \hat{\mathbf{b}}_{k/k-1} + \Delta \hat{\mathbf{b}}_k. \quad (20)$$

卫星姿态四元数 t_k 时刻的修正更新值 $(\hat{\mathbf{q}}_{\text{bi}})_k$ 为

$$(\hat{\mathbf{q}}_{\text{bi}})_k = (\hat{\mathbf{q}}_{\text{bi}})_{k/k-1} \otimes (\Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{bi}})_k. \quad (21)$$

其中考虑到四元数模为 1 的约束条件,得到

$$(\Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{bi}})_k = \begin{bmatrix} \sqrt{1 - \Delta \hat{\mathbf{q}}_k^T \Delta \hat{\mathbf{q}}_k} \\ \Delta \hat{\mathbf{q}}_k \end{bmatrix}. \quad (22)$$

误差协方差阵的更新计算为

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

式中 \mathbf{H}_k 采用修正更新后的 $\hat{\mathbf{X}}_k$ 重新进行计算,这样做的目的是使滤波过程具有更好的收敛性。在校正了卫星姿态四元数和陀螺的漂移后,状态变量的预测值为零,状态变量 $\hat{\mathbf{X}}_k$ 需要重新设置为零。

3) 双向滤波整体加权平滑处理

根据上述过程进行初始滤波、反向滤波以及正向滤波:1)到 2)为初次滤波;2)到 1)为反向滤波;最后 1)到 2)为正向滤波,每次滤波的初始值为上次滤波的结果;最终基于正向滤波与反向滤波结果进行整体加权平差。

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{q}}_{\text{fb}}(k) = \hat{\mathbf{q}}_{\text{b}}^{-1}(k) \otimes \hat{\mathbf{q}}_{\text{f}}(k) \\ \Delta \hat{\mathbf{x}}_{\text{fb}}(k) = \{\text{sgn}(\hat{\mathbf{q}}_{\text{fb}0}) [\hat{\mathbf{q}}_{\text{fb}1} \ \hat{\mathbf{q}}_{\text{fb}2} \ \hat{\mathbf{q}}_{\text{fb}3}] [\hat{\mathbf{b}}_{\text{f}}(k) - \hat{\mathbf{b}}_{\text{b}}(k)]^T\}^T \\ \hat{\mathbf{P}}_{\text{s}}(k) = [\hat{\mathbf{P}}_{\text{f}}^{-1}(k) + \hat{\mathbf{P}}_{\text{b}}^{-1}(k)]^{-1} \\ \Delta \hat{\mathbf{x}}_{\text{s}}(k) = [\Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{s}}^T(k) \ \Delta \hat{\mathbf{b}}_{\text{s}}^T(k)]^T = \hat{\mathbf{P}}_{\text{s}}(k) \hat{\mathbf{P}}_{\text{f}}^{-1}(k) \Delta \hat{\mathbf{x}}_{\text{fb}}(k) \\ \Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{s}0}(k) = \text{sqrt} [1 - \Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{s}1}^T(k) \Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{s}1}(k) - \Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{s}2}^T(k) \Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{s}2}(k) - \Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{s}3}^T(k) \Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{s}3}(k)] \\ \hat{\mathbf{q}}_{\text{s}}(k) = \hat{\mathbf{q}}_{\text{b}}(k) \otimes \Delta \hat{\mathbf{q}}_{\text{s}}(k) \\ \hat{\mathbf{b}}_{\text{s}}(k) = \hat{\mathbf{b}}_{\text{b}}(k) + \Delta \hat{\mathbf{b}}_{\text{s}}(k) \end{cases}, \quad (24)$$

式中下标“f”表示正向滤波结果,下标“b”表示反向滤波结果,下标“s”表示整体加权平差结果。

2.4 基于几何定标场的高精度控制点量测与精密姿态反演

为实现对本文卫星姿态数据地面处理算法进行合理分析与外部检核,需进一步借助卫星侦照的定标场全色影像数据以及几何定标场 DEM、DOM 参考数据。基于几何定标场的高精度控制点量测与精密姿态反演方法主要特点包括:1)采用的数据包括卫星侦照的定标场全色影像、定标场 DEM/DOM 数据、全球定位系统(GPS)精密轨道数据以及几何定标参数,其中,几何定标参数主要包括内定标参数和外定标参数,且定标参数解算需要依赖本文卫星姿态数据,但并不影响全色相机反演的姿态精度;2)利用影像特征点密集匹配方法,实现高精度控制点自动量测与粗差剔除;3)基于探元指向角模型的严密几何成像方程实现全色相机精密姿态参数解算。图 2 表示基于几何定标场的高精度控制点量测与精密姿态反演流程。

基于探元指向角模型的光学卫星影像严密几何成像方程为

$$\begin{Bmatrix} \tan[\psi_x(s)] \\ \tan[\psi_y(s)] \\ 1 \end{Bmatrix} = \lambda \mathbf{R}_{\text{body}}^{\text{cam}} \left\{ \mathbf{R}_{\text{J2000}}^{\text{body}} \ \mathbf{R}_{\text{wgs}}^{\text{J2000}} \begin{bmatrix} X_g - X_{\text{gps}} \\ Y_g - Y_{\text{gps}} \\ Z_g - Z_{\text{gps}} \end{bmatrix}_{\text{wgs}} - \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix}_{\text{body}} \right\}, \quad (25)$$

式中 (X_g, Y_g, Z_g) 表示地物点的物方坐标, $[\psi_x(s), \psi_y(s)]$ 表示探元号 s 的指向角大小, $(X_{\text{gps}}, Y_{\text{gps}}, Z_{\text{gps}})$ 与 (B_x, B_y, B_z) 分别表示对地相机摄影中心的物方坐标与 GPS 偏心误差, λ 表示比例系数, $\mathbf{R}_{\text{wgs}}^{\text{J2000}}$, $\mathbf{R}_{\text{J2000}}^{\text{body}}$, $\mathbf{R}_{\text{body}}^{\text{cam}}$ 分别表示由 WGS84 坐标系到 J2000 坐标系旋转矩阵、由 J2000 坐标系到卫星本体坐标系旋转矩阵以及由卫星本体坐标系到相机测量坐标系的旋转矩阵。

根据(25)式得到 WGS84 坐标系下观测矢量与相机测量坐标系下观测矢量转换模型:

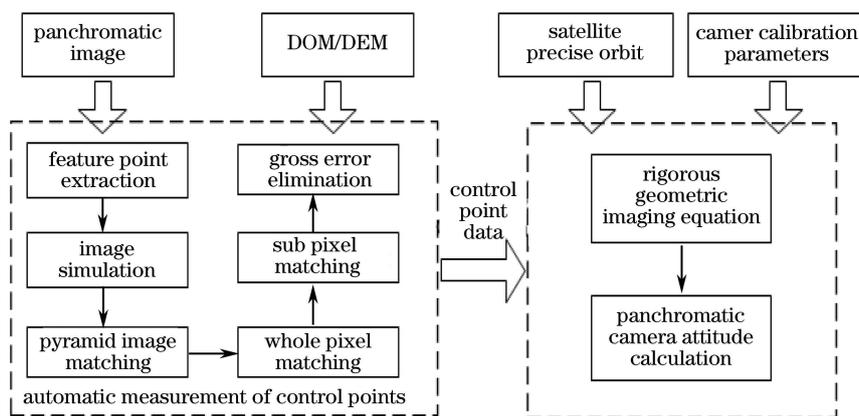


图 2 基于几何定标场的高精度控制点量测与精密姿态反演流程图

Fig. 2 Flow chart of high precise control points measurement and precision attitude inversion based on geometric calibration field

$$\begin{Bmatrix} \tan [\psi_x(s)] \\ \tan [\psi_y(s)] \\ 1 \end{Bmatrix} + \lambda \mathbf{R}_{\text{body}}^{\text{cam}} \begin{Bmatrix} B_X \\ B_Y \\ B_Z \end{Bmatrix}_{\text{body}} = \lambda \mathbf{R}_{\text{wgs}}^{\text{cam}} \begin{Bmatrix} X_g - X_{\text{gps}} \\ Y_g - Y_{\text{gps}} \\ Z_g - Z_{\text{gps}} \end{Bmatrix}_{\text{wgs}} \quad (26)$$

卫星姿态精度分为绝对姿态精度与相对姿态精度,绝对姿态精度主要影响影像的绝对几何定位精度,而相对姿态精度主要影响影像的相对几何精度。为验证本文地面解算的绝对姿态精度,直接基于匹配得到的控制点进行绝对几何定位精度分析;对于相对姿态精度,则基于全色相机反演的姿态参数作为参考。由(26)式可以得到,对于遥感-24号高分辨率光学卫星配置的线阵推扫全色相机,当每个扫描行匹配得到的非共线控制点观测矢量个数大于等于2时,即可解算出该扫描行所在时刻的姿态参数。为保证解算的姿态参数精度可靠性,理论上要求匹配的控制点数量较多,且在每个扫描行上沿垂轨方向均匀分布。基于上述算法反演得到的相对姿态精度主要依赖于定标场 DOM/DEM 参考数据精度、影像匹配精度、相机内部参数标定精度以及每个扫描行控制点数量与分布情况。遥感-24号高分辨率光学卫星配置了双频 GPS 接收机,其事后处理的精密轨道精度优于 10 cm;本文采用的定标场参考数据为河南安阳、河南嵩山以及新疆伊犁 DEM/DOM 数据,其中 DOM 数据平面几何精度优于 1 m,DEM 高程精度优于 2 m;基于所提出的特征点密集匹配方法,匹配精度优于亚像元;相机的内部参数实现了优于 0.3 pixel 的地面标定。由于该卫星轨道高度约为 645 km,1"误差对应地面几何误差约为 3 m,根据摄影测量原理,本文反演的全色相机姿态相对精度可以达到亚角秒级。理论上反演的精密姿态频率与线阵相机推扫频率相当,可以达到上万赫兹,但由于定标场地物变化比较大,无法匹配出每一行的控制点,故本文将反演的姿态频率拟合平滑至卫星姿态数据地面处理结果。

3 实验与分析

本文实验所采用的数据包括遥感-24号卫星多天多轨侦照安阳、嵩山以及伊犁几何定标场时所下传的星敏陀螺原始观测数据、全色相机的影像以及事后处理的精密轨道数据。主要从原始姿态观测数据质量、姿态数据地面处理结果收敛性与稳定性以及外符合精度三个方面进行实验分析,对原始姿态观测数据进行质量分析是姿态数据地面处理的前提,收敛性和稳定性主要用来评价函数模型、随机模型以及信息融合滤波器的稳健型,属于内符合精度分析,外符合精度分析是对本文卫星姿态数据地面处理算法的客观评价。

1) 遥感-24号卫星原始姿态观测数据质量分析

首先对两台 ASTRON10 星敏传感器原始观测数据质量进行分析。ASTRON10 星敏传感器 Z 光轴的指向精度高于 XY 轴,指向精度优于 5",且 A 与 B 星敏传感器间通过支架处于垂直固连安装,故理论上讲星敏传感器间光轴的夹角应该是一个恒定量,但受到星敏传感器自身观测误差以及支架热变形的影响,星敏传感器间光轴夹角大小总是在发生变化。基于上述原理,采用光轴夹角变化检测手段对 ASTRON10A 与 B 星敏传感器的原始观测数据进行质量分析,进一步为实现星敏传感器与陀螺组合定姿提供可靠数据源。采用的光轴夹角变化

检测手段主要用于卫星对地成像过程中得到的双星敏感器原始观测数据进行光轴夹角数理统计分析,并评价分析观测数据的质量好坏。

图 3 统计了该卫星在 2015 年 1 月 1 日侦照河南安阳几何定标场时,星载 ASTRON10 星敏感器 A 与 B 光轴夹角误差随时间变化情况。分析得到 A 与 B 星敏感器的光轴夹角误差变化范围分别为 $(-3'', 3'')$,由于 ASTRON10 星敏感器光轴测量精度优于 $5''$,根据误差传播定律得到 A 与 B 星敏感器的光轴夹角误差优于 $7''$,故基于上述统计结果可以发现 A 与 B 星敏感器的光轴夹角变化稳定,处于误差允许范围内,且星敏感器间支架温控措施很好,支架热变形程度很小。

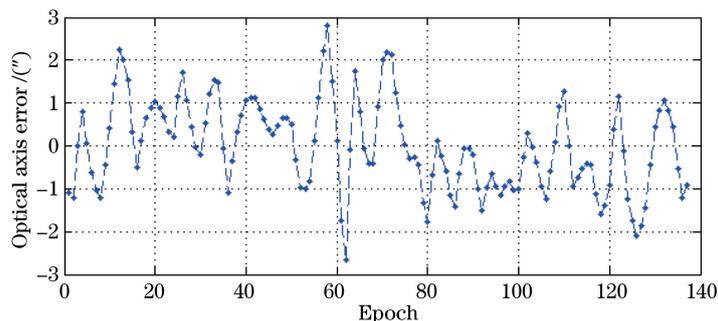


图 3 2015 年 1 月 1 日卫星拍摄安阳定标场星载 ASTRON10A 与 ASTRON10B 星敏感器光轴夹角误差变化统计图

Fig. 3 Variation of optical axis angle error between ASTRON10A and ASTRON10B star sensor which taken at Anyang calibration field by satellite on January 1st, 2015

为进一步验证上述结论,表 2 详细统计了不同时间与地点星载 ASTRON10A 与 ASTRON10B 星敏感器光轴夹角误差的平均值、均方根值(RMS)、最大值以及最小值,通过分析可以发现星载 ASTRON10A 与 ASTRON10B 星敏感器光轴夹角误差平均值基本为零,误差中误差为 $1''\sim 2''$,误差最大值为 $3''\sim 6''$,误差最小值为 $0.001''\sim 0.015''$,故 AB 星敏感器光轴夹角误差主要表现为随机误差,不存在系统误差,且观测数据质量可靠。

表 2 不同时间与地点星载 ASTRON10A 与 ASTRON10B 星敏感器光轴夹角误差变化精度统计表

Table 2 Table of optical axis angle error precision changes between ASTRON10A and ASTRON10B star sensor in different time and locations

Time and place	Average value	RMS	Maximum value	Minimum value
2014-11-27 Yili	-1.086×10^{-10}	1.907	5.342	0.015
2014-12-16 Songshan	8.172×10^{-11}	1.966	4.780	0.003
2015-01-01 Anyang	1.456×10^{-10}	1.046	2.799	0.001
2015-01-09 Anyang	-7.908×10^{-11}	2.034	6.192	0.003
2015-01-23 Yili	1.268×10^{-11}	1.336	3.154	0.008

以上从星敏感器之间安装关系稳定性角度对 ASTRON10A 与 ASTRON10B 星敏感器的原始观测数据进行质量分析。第 2.4 小节已经详细论证了基于几何定标场的高精度控制点量测与精密姿态反演方法的可

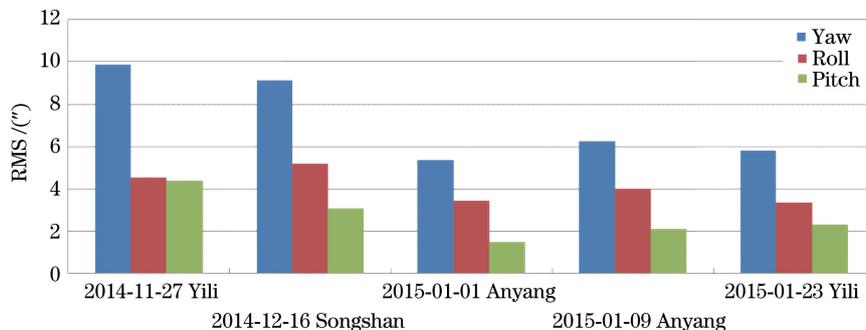


图 4 不同时间与地点星载 ASTRON10 星敏感器原始观测数据精度统计图

Fig. 4 Chart of original observation data precision of ASTRON10 in different time and locations

靠性,且由于全色相机与星敏感器之间处于固连状态,故可以将反演得到的全色相机姿态数据作为参考值对星敏感器原始观测数据进行相对精度评价。图4统计了不同时间与地点ASTRON10星敏感器原始观测数据相对于全色相机精密姿态的相对精度分布情况。由分析可以发现,ASTRON10星敏感器原始观测数据偏航方向的姿态精度为 $6''\sim 10''$,滚动方向的姿态精度为 $3''\sim 5''$,俯仰方向的姿态精度为 $2''\sim 4''$ 。由于ASTRON10星敏感器精度指标为光轴误差小于等于 $5''(3\sigma)$,横轴误差小于等于 $35''(3\sigma)$,该统计结果符合上述精度指标要求,且进一步验证了星敏感器观测数据质量可靠性,为后续的组合定姿奠定基础。

2) 姿态数据地面处理结果收敛性与稳定性分析

星敏感器可以提供离散时刻的绝对姿态信息,精度为角秒级,可以作为卫星姿态信息的长期参考;陀螺作为星体的短期姿态参考,能够连续提供星体的三轴姿态角速度信息,故可以设计相应的测量模型、状态模型以及滤波器,实现两者信息的融合与优势的互补。以2015年1月1日卫星侦照安定场时上传的姿态敏感器原始观测数据为数据源,实现星敏感器与陀螺组合定姿的地面处理,并对相应的实验结果进行分析。

系统状态误差参数变化趋势是判定滤波器性能的重要指标,故可以基于状态误差参数变化特性对本文设计的姿态敏感器测量模型、状态模型的合理性以及信息融合滤波器收敛性与稳健性进行评价。姿态误差四元数表示利用陀螺预测的姿态与修正后姿态的偏差量,陀螺漂移误差表示利用星敏感器修正的陀螺漂移量。图5、6分别统计了系统状态量误差四元数部分转化成欧拉角后,大小随时间变化情况以及陀螺漂移误差量随时间变化情况其中, b_x 、 b_y 、 b_z 分别为XYZ这三个方向的误差量。由分析可以发现,经过卫星姿态数据地面处理后姿态误差欧拉角在偏航、滚动以及俯仰方向呈随机变化;陀螺漂移误差在XYZ三个方向也呈随机变化,故本文设计的信息融合滤波器是稳健与收敛的,同时星敏感器高频测量噪声、陀螺测量噪声被有效抑制。图7表示基于星敏感器估算的陀螺漂移大小随时间变化情况,由图可知,基于本文信息融合地面处理算法解算的漂移大小随时间呈稳态变化,漂移量处于 $2(^{\circ})/h$ 以内,符合陀螺的精度指标要求。

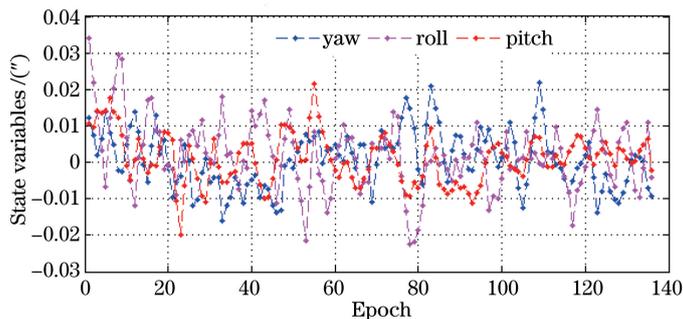


图5 基于地面处理算法的卫星姿态误差欧拉角变化统计图

Fig. 5 Variation of satellite attitude error Euler angles based on ground processing algorithm

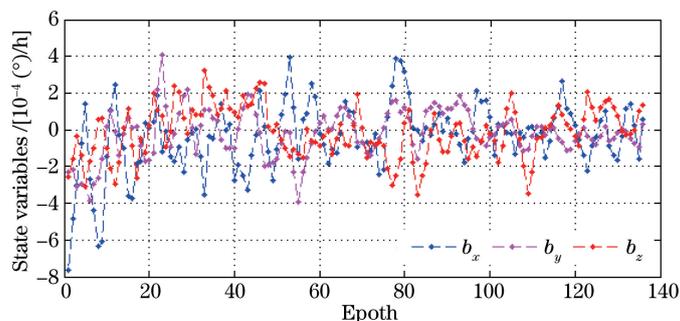


图6 基于地面处理算法的陀螺漂移误差变化统计图

Fig. 6 Variation of gyro drift error based on ground processing algorithm

3) 姿态数据地面处理结果验证与评价

以上验证了本文设计的信息融合滤波器的稳健性与收敛性,还需要进一步对基于双向滤波整体加权平滑的姿态数据地面处理结果进行外符合精度评价与验证。基于第2.4小节的分析结论,同样可以将基于几

何定标场反演的该卫星全色相机精密姿态作为评定姿态数据地面处理结果相对精度的参考值。图 8 统计了卫星拍摄安阳几何定标场时基于本文姿态地面处理算法解算的姿态相对与全色相机精密姿态在偏航方向、滚动方向以及俯仰方向的误差随时间变化情况。通过分析可以发现相比于全色相机精密姿态,本文解算的姿态数据在三个方向误差处于 $1''\sim 2''$ 以内。相比于上述星敏感器原始观测数据精度,经过地面处理后的姿态数据相对精度得到了很大提高。

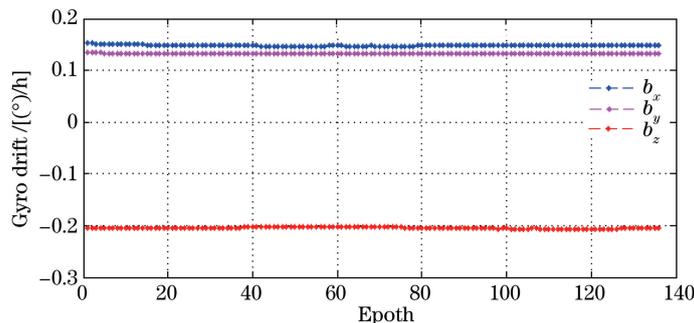


图 7 基于地面处理算法的陀螺漂移大小的时间序列统计图

Fig. 7 Time series chart of gyro drift based on ground processing algorithm

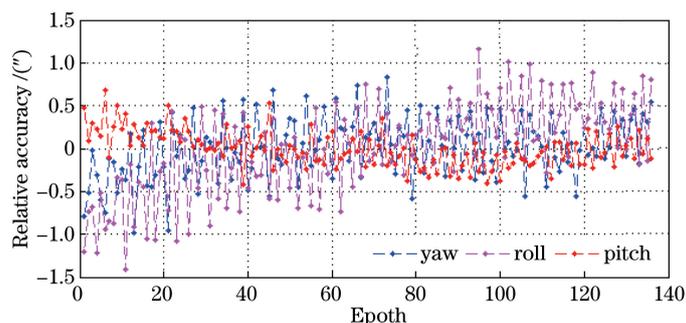


图 8 2015 年 1 月 1 日卫星拍摄安阳定标场时地面处理得到的卫星姿态相比于全色相机精密姿态的误差统计图

Fig. 8 Chart of satellite ground processing attitude which is taken at Anyang calibration field on January 1st, 2015 compared to panchromatic camera precise attitude

为充分验证本文地面处理算法的可靠性,图 9 进一步对不同时间卫星侦照伊犁、安阳以及嵩山定标场时基于地面处理算法解算的姿态与全色相机精密姿态在偏航、滚动以及俯仰方向的相对精度进行了统计。由分析可以看出相比于全色相机精密姿态,卫星姿态数据地面处理结果的相对误差中误差保持在 $0.8''$ 以内。以上基于全色相机反演的精密姿态对地面处理算法进行了相对精度评价,为更加直观的反映姿态数据地面处理绝对精度,分别将星上处理的姿态数据与地面处理的姿态数据用于该卫星全色相机侦照的定标场影像

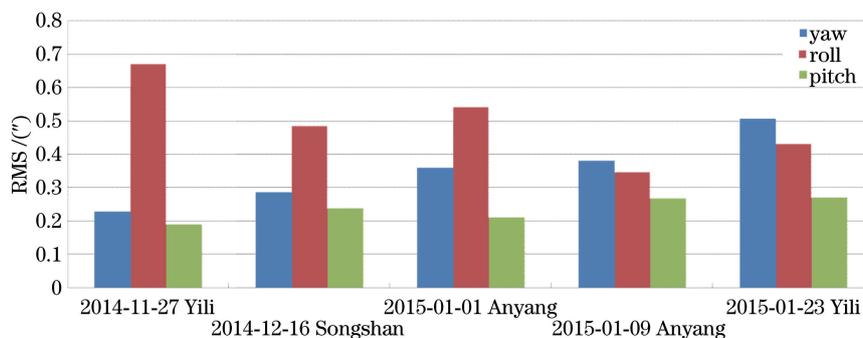


图 9 不同时间与地点基于姿态数据地面处理算法解算的卫星姿态相比于全色相机精密姿态的精度统计图

Fig. 9 Chart of the panchromatic camera attitude compared to the satellite ground processing attitude data in different time and locations

几何处理,并得到相应的几何纠正产品,最后采用几何定标场的 DEM/DOM 作为参考影像数据进行几何精度分析。图 10 表示 2014 年 12 月 16 日卫星侦照的嵩山定标场几何纠正影像与嵩山定标场 DOM 参考影像之间匹配的同名点分布情况。由图 10 可以看出,几何纠正影像与 DOM 参考影像之间匹配的同名点数量充足,分布比较均匀,保证了几何精度分析的可靠性。表 3 与表 4 分别统计了基于星上与地面处理姿态数据的该卫星全色相机无控制点条件下影像几何纠正精度分布情况。由分析可以看出,通过对不同时间侦照的不同定标场全色影像进行几何处理,以定标场 DEM/DOM 作为参考数据统计其无控定位精度,进一步基于样本数理统计模型得到卫星侦照不同定标场影像时侧摆角大小不会影响无控制点条件下影像几何纠正精度,同时基于姿态数据地面处理算法得到该卫星全色相机无控制点条件下的影像几何纠正精度为 15 m,基于星上处理姿态数据的无控定位精度为 30 m 左右,经过地面处理后的姿态数据明显改善了该卫星全色相机影像几何处理质量。

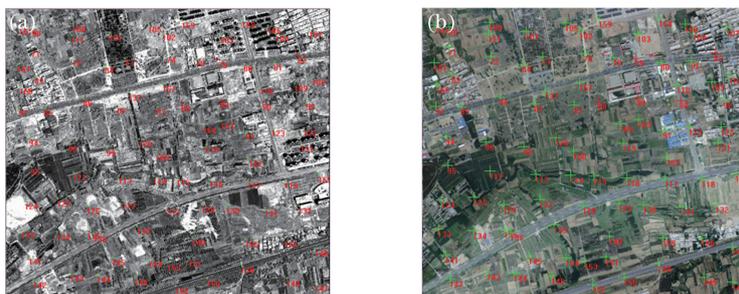


图 10 2014 年 12 月 16 日遥感-24 号卫星全色相机侦照的嵩山定标场几何纠正影像与嵩山几何定标场 DOM 影像之间匹配的同名点分布图。(a) 全色影像; (b) DOM 影像

Fig. 10 Charts of correspondence points between DOM image and Yaogan-24 satellite panchromatic camera geometric correction image taken at Songshan calibration field on December 16th, 2014. (a) Panchromatic image; (b) DOM image

表 3 基于星上处理姿态数据的遥感-24 号卫星全色相机无控制点条件下影像几何纠正精度统计表

Table 3 Table of uncontrolled positioning precision of Yaogan-24 satellite panchromatic camera geometric correction image based on onboard processing attitude data

Time	Side swing /($^{\circ}$)	Place	Positioning accuracy	Mean offset		RMS of offset	
				dx	dy	mdx	mdy
2014.11.27	-3.520	Yili	51.474	-15.889	-48.961	16.604	50.730
2015-01-09	-5.362	Anyang	14.007	9.725	-10.082	9.981	10.408
2014-12-16	6.072	Songshan	29.766	-10.662	-27.792	14.807	29.763
2015-01-01	1.308	Anyang	4.414	-4.409	0.220	4.816	1.119
2015-01-23	-0.263	Yili	25.748	-25.382	-4.329	27.869	4.907
	RMS		29.713	14.995	25.651	16.699	26.806

表 4 基于地面处理姿态数据的遥感-24 号卫星全色相机无控制点条件下影像几何纠正精度统计表

Table 4 Table of uncontrolled positioning precision of Yaogan-24 satellite panchromatic camera geometric correction image based on ground processing attitude data

Time	Side swing /($^{\circ}$)	Place	Positioning accuracy	Mean offset		RMS of offset	
				dx	dy	mdx	mdy
2014-11-27	-3.520	Yili	20.255	-17.481	-10.232	17.374	10.87
2015-01-09	-5.362	Anyang	10.593	8.336	-6.537	8.625	6.970
2014-12-16	6.072	Songshan	16.362	13.271	-9.572	13.096	9.123
2015-01-01	1.308	Anyang	8.727	-1.564	-8.586	2.224	8.799
2015-01-23	-0.263	Yili	15.218	-15.197	0.815	16.385	1.125
	RMS		14.819	12.526	7.917	12.815	8.107

4 结 论

针对影响当前高分辨率遥感卫星影像几何处理中无法得到高精度的卫星姿态问题,提出了一种基于双向滤波整体加权平滑的高精度卫星姿态数据地面处理算法。为验证本文算法的可靠性与稳健性,对2014年11月发射的遥感-24号高分辨率光学卫星真实在轨原始数据进行处理,并基于几何定标场高精度DEM/DOM参考数据对算法模型进行外部检核与评价。最终研究结果表明,该卫星两台ASTRON10星敏感器间光轴夹角误差变化稳定,中误差处于 $2''$ 左右,星敏感器原始观测数据在航偏、滚动、俯仰三个方向精度处于 $2''\sim 10''$ 级,与星敏感器设计精度指标一致;基于地面处理算法的状态量误差四元数转化得到的误差欧拉角在偏航、滚动以及俯仰方向成随机变化,陀螺漂移误差在XYZ三个方向也呈随机变化,且陀螺漂移大小随时间呈现稳态变化,故本文设计的滤波器是稳健与收敛的,且星敏感器高频测量噪声得到有效抑制;以该卫星全色相机反演得到的精密姿态作为参考数据,本文卫星姿态数据地面处理算法得到的姿态相对精度可以达到 $0.8''$ 左右,且基于该姿态数据处理得到的全色相机无控制点条件下影像的几何纠正精度可以达到15 m左右。

参 考 文 献

- 1 Tang Xinming, Xie Junfeng. Summary of high-resolution remote sensing satellite mapping key technology research[C]. 2011 China Satellite Conference Proceedings, 2011: 182-191.
唐新明, 谢俊峰. 高分辨率遥感卫星测绘关键技术研究综述[C]. 2011中国卫星应用大会, 2011: 182-191.
- 2 Li Deren. China's first civilian three-line-array stereo mapping satellite: ZY-3[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2012, 41(3): 317-322.
李德仁. 我国第一颗民用三线阵立体测图卫星——资源三号测图卫星[J]. 测绘学报, 2012, 41(3): 317-322.
- 3 Sun Ting, Xing Fei, You Zheng. Optical system error analysis of high accuracy star trackers[J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33(3): 0323003.
孙 婷, 邢 飞, 尤 政. 高精度星敏感器光学系统误差分析[J]. 光学学报, 2013, 33(3): 0323003.
- 4 Liu Lei, Zhang Lu, Zheng Xin, *et al.* Current situation and development trend of star sensor technology[J]. Infrared and Laser Engineering, 2007, 36(S2): 529-533.
刘 垒, 张 路, 郑 辛, 等. 星敏感器技术研究现状及发展趋势[J]. 红外与激光工程, 2007, 36(S2): 529-533.
- 5 Zhong Hongjun, Yang Mengfei, Lu Xin. Calibration method of star sensor[J]. Acta Optica Sinica, 2010, 30(5): 1343-1348.
钟红军, 杨孟飞, 卢 欣. 星敏感器标定方法研究[J]. 光学学报, 2010, 30(5): 1343-1348.
- 6 Trawny N, Roumeliotis S I. Indirect Kalman filter for 3D attitude estimation[J]. University of Minneapolis, Multiple Autonomous Robotic Systems Laboratory, 2005.
- 7 Lü Zhenduo, Lei Yongjun. Satellite attitude measurement and determination[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2013.
吕振铎, 雷拥军. 卫星姿态测量与确定[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- 8 Lefferts E J, Markley F L, Shuster M D. Kalman filtering for spacecraft attitude estimation[J]. Journal of Guidance, 1982, 5(5): 417-429.
- 9 Markley F L. Attitude determination using vector observations: A fast optimal matrix algorithm[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1993, 41(2): 261-280.
- 10 Markley F L. Nonlinear attitude filtering methods[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, 2005: 1-32.
- 11 Zhu Qinghua, Li Yingbo. Extended Kalman filter for attitude determination using gyros and quaternion[J]. Aerospace Shanghai, 2005, 22(4): 1-5.
朱庆华, 李英波. 基于陀螺和四元数的EKF卫星姿态确定算法[J]. 上海航天, 2005, 22(4): 1-5.
- 12 Song Liangliang, Zhang Tao, Liang Bin, *et al.* Attitude determination method based on star sensor[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(S1): 1-6.
宋亮亮, 张 涛, 梁 斌, 等. 基于星敏感器的卫星姿态确定方法研究[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(S1): 1-6.
- 13 Xie Junfeng. The critical technology of data processing of satellite attitude determination based on star sensor[D]. Wuhan: Wuhan University, 2009.
谢俊峰. 卫星星敏感器定姿数据处理关键技术研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2009.
- 14 Liu Bin. Space-ground intergated attitude determination of high-resolution satellite and geometric image processing under

- jitter conditions[D]. Wuhan: Wuhan University, 2011.
- 刘 斌. 高分辨光学卫星空地一体化定姿及姿态抖动下影像几何处理方法研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2011.
- 15 Yang Bo. Research on on-orbit geometric calibration theories and methods for optical linear pushbroom satellite imagery [D]. Wuhan: Wuhan University, 2014.
- 杨 博. 光学线阵推扫式卫星影像在轨几何定标理论与方法研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2014.
- 16 Gong Hui. Study on theory and method of geopositioning for high-resolution satellite imagery based on quaternion[D]. Zhengzhou: PLA Information Engineering University, 2011.
- 龚 辉. 基于四元数的高分辨率卫星遥感影像定位理论与方法研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2011.
- 17 Liu Jun, Zhang Yongsheng, Wang Donghong. Precise positioning of high spatial resolution satellite images based on RPC Model[J]. *Surveying and Mapping*, 2006, 35(1): 30-34.
- 刘 军, 张永生, 王冬红. 基于 RPC 模型的高分辨率卫星影像精确定位[J]. *测绘学报*, 2006, 35(1): 30-34.
- 18 Fraser C S, Hanley H B. Bias compensation in rational functions for IKONOS satellite imagery[J]. *Photogrammetric Engineering and Remote Sensing*, 2003, 69(1): 53-57.
- 19 Jacobsen K. Geometry of satellite images-calibration and mathematical models[D]. Germany: University of Hannover, 2007.
- 20 Crespi M, Colosimo G, Vendictis L D, *et al.* GeoEye-1: Analysis of radiometric and geometric capability [C]. *International Conference on Personal Satellite Services*, 2010, 43(7): 354-369.
- 21 Zhang G, Jiang Y, Li D, *et al.* In-orbit geometric calibration and validation of ZY-3 linear array sensors [J]. *The Photogrammetric Record*, 2014, 29(145): 68-88.
- 22 Zhang Y, Zheng M, Xiong J, *et al.* On-orbit geometric calibration of ZY-3 three-linear array imagery with multistrip data sets[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2014, 52(1): 224-234.