

## 光学学报

## 基于姿态误差时空补偿的高分五号02星全谱段影像定位精度提升方法

王艳丽<sup>1</sup>, 王密<sup>2\*</sup>, 董志鹏<sup>3</sup>, 范城城<sup>4,5</sup><sup>1</sup>山东科技大学测绘与空间信息学院, 山东 青岛 266590;<sup>2</sup>武汉大学测绘遥感信息工程国家重点实验室, 湖北 武汉 430079;<sup>3</sup>自然资源部第一海洋研究所, 山东 青岛 266061;<sup>4</sup>中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201210;<sup>5</sup>上海微小卫星工程中心, 上海 201210

**摘要** 提出一种顾及姿态误差时空变化的全谱段光谱成像仪(VIMS)定位精度提升方法。通过分析高分五号02星(GF-5B卫星)181 d的星敏感器低频误差规律,以分段傅里叶级数模型为基础,利用时序化、多空间补偿策略,统一了非基准与基准定姿模式之间的低频误差特性,补偿低频误差对影像几何定位的影响。研究表明,所提方法将VIMS可见光近红外影像无地面控制几何定位精度从4.274 pixel优化至1.867 pixel,且对不同时相、不同区域的光学影像均有良好的精度提升效果。

**关键词** 遥感; 姿态低频误差; 几何定位精度; 高分五号02星; 全谱段光谱成像仪

中图分类号 P236 文献标志码 A

DOI: 10.3788/AOS231500

## 1 引言

高分五号02星(GF-5B卫星)于2021年9月7日成功发射,轨道高度为705 km,搭载了全谱段光谱成像仪(VIMS),可获取从可见光到长波红外12个谱段的数据,具有信噪比高、可昼夜观测等优势,在环境综

合监测方面发挥了重要作用,详细参数<sup>[1-4]</sup>如表1所示,其中B1~B4为可见-近红外波段,B5~B8为短波红外-中波红外波段,B9~B12为长波红外波段。VIMS影像无地面控制几何定位精度是仪器发挥应用效能和价值的主要影响因素,主要受到卫星轨道、姿态、时间同步、相机标定及观测条件等因素影响<sup>[5-6]</sup>。根据姿态误

表1 GF-5B卫星的参数  
Table 1 Parameters of GF-5B satellite

Type	Parameter	Value		
Orbit	Type	SunSync		
	Altitude /km	705		
	Inclination /( $^{\circ}$ )	98.203		
	Descending node	10:30		
VIMS	Spectral range / $\mu\text{m}$	B1: 0.45–0.52	B5: 1.55–1.75	B9: 8.01–8.39
		B2: 0.52–0.60	B6: 2.08–2.35	B10: 8.42–8.83
		B3: 0.62–0.68	B7: 3.50–3.90	B11: 10.3–11.3
		B4: 0.76–0.86	B8: 4.85–5.05	B12: 11.4–12.5
	Resolution /m	20	20/40	40
Star sensor	Sensor	star sensor 1 (ss1)	star sensor 2 (ss2)	star sensor 3 (ss3)
	Frequency /Hz	4		

收稿日期: 2023-09-01; 修回日期: 2023-10-08; 录用日期: 2023-10-27; 网络首发日期: 2023-11-12

基金项目: 国家自然科学基金(42001408)、山东省自然科学基金(ZR2022QD104, ZR2023QD113)、武汉大学测绘遥感信息工程国家重点实验室开放基金(22E01)

通信作者: \*wangmi@whu.edu.cn

差传播机理,姿态误差 $\Delta\theta$ 对定位精度的影响与卫星轨道高度 $H$ 有关,可表示为 $\Delta d = H\Delta\theta$ ,则 $1''$ 的姿态误差将引起 $3.418\text{ m}$ 的定位误差,因此姿态误差是VIMS影像无地面控制几何定位精度的关键影响因素。

为实现高精度的姿态解算,GF-5B卫星搭载了由3台星敏传感器组成的姿态测量系统,通常利用2台星敏传感器光轴在惯性系下的测量值及其在卫星本体系下的安装参数实现卫星姿态的解算。其中,星敏传感器2和3(ss2,3)的测量精度和稳定性能较佳,常作为基准定姿模式以确定卫星的姿态参数。然而,受太阳光照射、恒星数量不足等因素影响,部分时刻仅有星敏传感器1和2或者星敏传感器1和3同时工作以确定姿态参数,这两种模式被称为非基准定姿模式。受空间热环境变化等因素影响,星敏传感器的本体结构和安装结构将产生热弹性形变,使得测量数据呈现出一种变化周期与卫星轨道周期相关的波动,即姿态低频误差(ALFE)<sup>[7-10]</sup>。非基准定姿模式与基准定姿模式之间低频误差的时空特性差异较大,定姿模式的切换导致VIMS影像无控定位精度在 $40\sim 150\text{ m}$ 范围内波动,成为VIMS光学影像使用价值的重要影响因素。

国内外学者针对姿态低频误差补偿问题开展了研究工作。考虑到星敏传感器低频误差对陀螺常值漂移误差估计的影响,相关学者先对陀螺常值漂移误差进行频谱分析,获得星敏传感器低频误差的周期规律,再在多轨数据中利用陀螺常值漂移误差特性求解星敏低频误差模型系数,实现低频误差的地面事后补偿,并利用仿真数据验证了这类方法的可行性<sup>[11-14]</sup>。但是该类方法对陀螺传感器的性能有较高要求,GF-5B卫星不具备该条件。此外,相关学者提出了利用地面控制点的姿态低频误差标校方法,根据低频误差与控制点定位误差的关系,建立低频误差补偿模型,采用最小二乘方法实现模型参数的最优求解,如:庞博等<sup>[15]</sup>将仿真数据的姿态处理精度从 $4.955''$ 优化至 $1.899''$ ;范城城等<sup>[16]</sup>将遥感二十六号卫星影像的几何定位精度提升了 $40\%$ ;管志超<sup>[17]</sup>将提出的长时布控定标及广域布控定标的低频误差补偿方法用于资源三号卫星影像的验证与分析。部分学者采用恒星作为控制数据,实现了低频误差的补偿,如:Guan等<sup>[18]</sup>将吉林一号卫星光学影像的几何定位精度提升至 $25.63\text{ m}$ ;Li等<sup>[19]</sup>提出一种基于恒星观测的静止轨道卫星低频误差补偿方法。综上所述,目前对于姿态低频误差补偿问题的研究多针对时间间隔较短的姿态数据,尚未对较长时间范围内的姿态低频误差的时空规律开展系统分析。同时,当前研究尚未考虑多星敏传感器系统中基准和非基准定姿模式转换导致的姿态低频误差问题,无法直接用于GF-5B卫星VIMS影像无控定位精度的提升。

针对上述问题,本文提出一种基于姿态误差时空补偿的GF-5B全谱段影像定位精度提升方法。基于GF-5B卫星181 d长时间范围内低频误差时空特性的

分析结果,本文采用时序化定标补偿的方法消除姿态低频误差随时间漂移的问题,进一步以卫星纬度位置为参数建立分段傅里叶级数模型,高精度地补偿姿态低频误差的空间变化问题,统一非基准与基准定姿模式之间的低频误差特性,提升多时相、多区域VIMS影像无控定位精度的稳定性与一致性。

## 2 姿态低频误差时空补偿方法

姿态低频误差时空建模与补偿的具体流程如图1所示。在低频误差建模中,首先根据星敏传感器原始测量数据计算不同星敏传感器组合定姿模式的姿态参数,对非基准定姿模式的姿态参数进行低频误差的提取及去噪处理,获得非基准模式与基准模式之间的低频误差值;其次,按照卫星的纬度位置信息将数据分块处理,实现姿态低频误差的空间分组;然后,在每一个位置区间内,以纬度为输入参数,基于傅里叶级数建立低频误差模型,利用最小二乘算法,实现模型系数的最优估计;最后,根据多时相的测量数据进行时序化的建模处理,从而得到时序化的低频误差模型。在低频误差补偿中,对于非基准定姿模式,根据数据采样时刻,选取时间最接近的低频误差模型,基于纬度位置信息获得对应的低频误差补偿参数,利用矩阵运算进行低频误差补偿,得到精密定姿结果,用于GF-5B卫星VIMS影像的几何定位处理。

### 2.1 姿态低频误差时空特性分析

为分析姿态低频误差的时空变化规律,以星敏传感器光轴夹角波动值为参考,在时间、空间两个维度开展数据分析。考虑到星敏传感器随机误差与时空低频误差耦合所导致的局部波动及异常值问题,采取滑动窗口平均法实现时空低频误差的分离。 $t$ 时刻的光轴夹角低频误差 $A_{\text{LFE}}(t)$ 的计算公式为

$$A_{\text{LFE}}(t) = \frac{1}{N} \sum_{k=-T_{\text{LFE}}}^{T_{\text{LFE}}} \left\{ \arccos \left[ \mathbf{Z}^{(1)}(t+k) \cdot \mathbf{Z}^{(2)}(t+k) \right] - \theta \right\}, \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Z}^{(1)}$ 、 $\mathbf{Z}^{(2)}$ 分别表示星敏传感器1、2的光轴在J2000惯性系下的测量矢量; $\theta$ 为光轴夹角的理论值; $T_{\text{LFE}}$ 表示滑动窗口的时间半径; $N$ 表示时间间隔 $[t - T_{\text{LFE}}, t + T_{\text{LFE}}]$ 内的数据个数。

考虑到姿态低频误差与时间、空间的高度相关性,本文以“天”和“月”为单位,逐步分析低频误差在不同时间范围内的空间特性。一天内15轨姿态数据中低频误差与卫星轨道位置的关系如图2所示。卫星在轨运行一圈中,受空间热环境与卫星加热/冷却的影响,不同纬度位置的光轴夹角低频误差值不同,如图2(b)所示。此外,由于15轨数据的时间间隔较短,同一纬度地区的空间热环境相似,这就使得同一纬度地区的15轨数据的星敏传感器夹角低频值相近,如图2(c)所

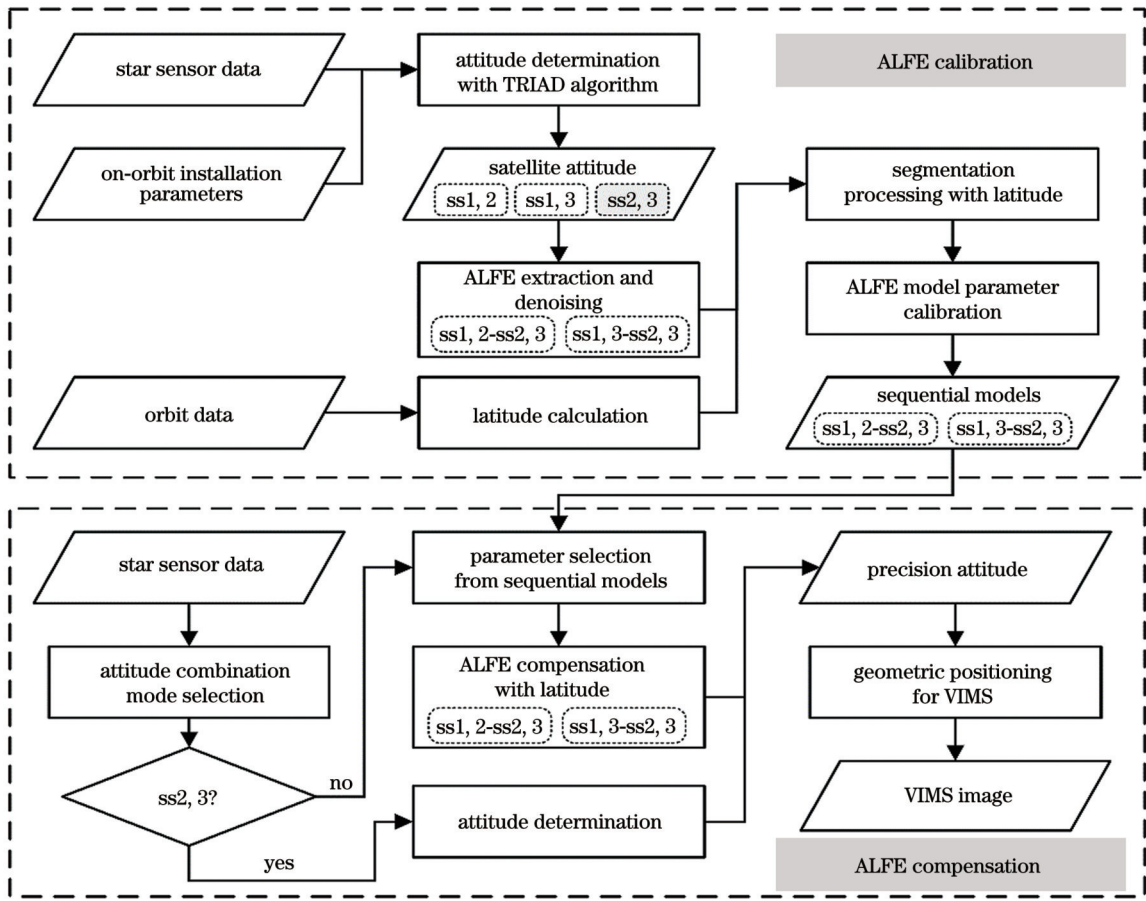


图 1 姿态低频误差时空建模与补偿流程图

Fig. 1 Flow chart for the calibration and compensation of attitude low frequency error

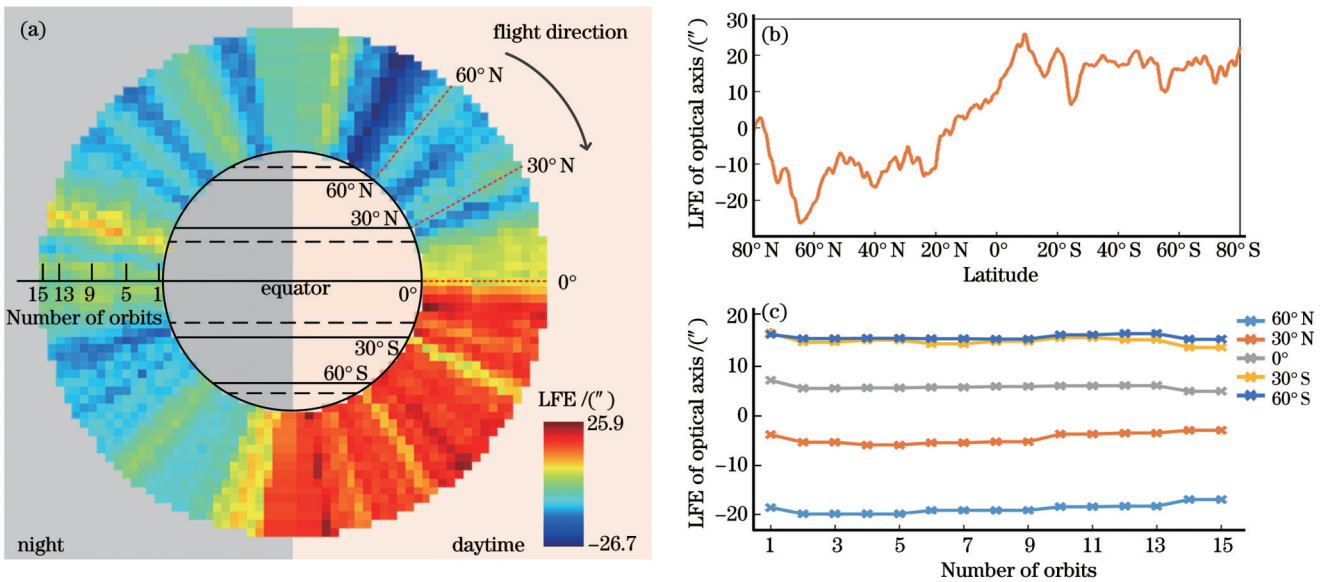


图 2 2022 年 1 月 1 日 GF-5B 卫星姿态低频误差特性。(a) 15 轨数据低频误差的时空特性；(b) 低频误差与轨道位置的关系；(c) 低频误差与轨道圈次的关系

Fig. 2 Characteristics of low-frequency error (LFE) of GF-5B satellite on January 1, 2022. (a) Spatiotemporal characteristics of LFE among 15 orbital periods; (b) relationship between LFE and orbital position; (c) relationship between LFE and orbital period

示。可见,在较短的时间范围内,姿态低频误差与卫星轨道位置相关。

图 3 所示为 2022 年 1—6 月星传感器光轴夹角低

频误差与卫星轨道位置以及时间的变化关系。在任意一个月的数据内,向阳区域中的红色区域随着时间变化存在缓慢的漂移现象,同一纬度地区的低频误差值

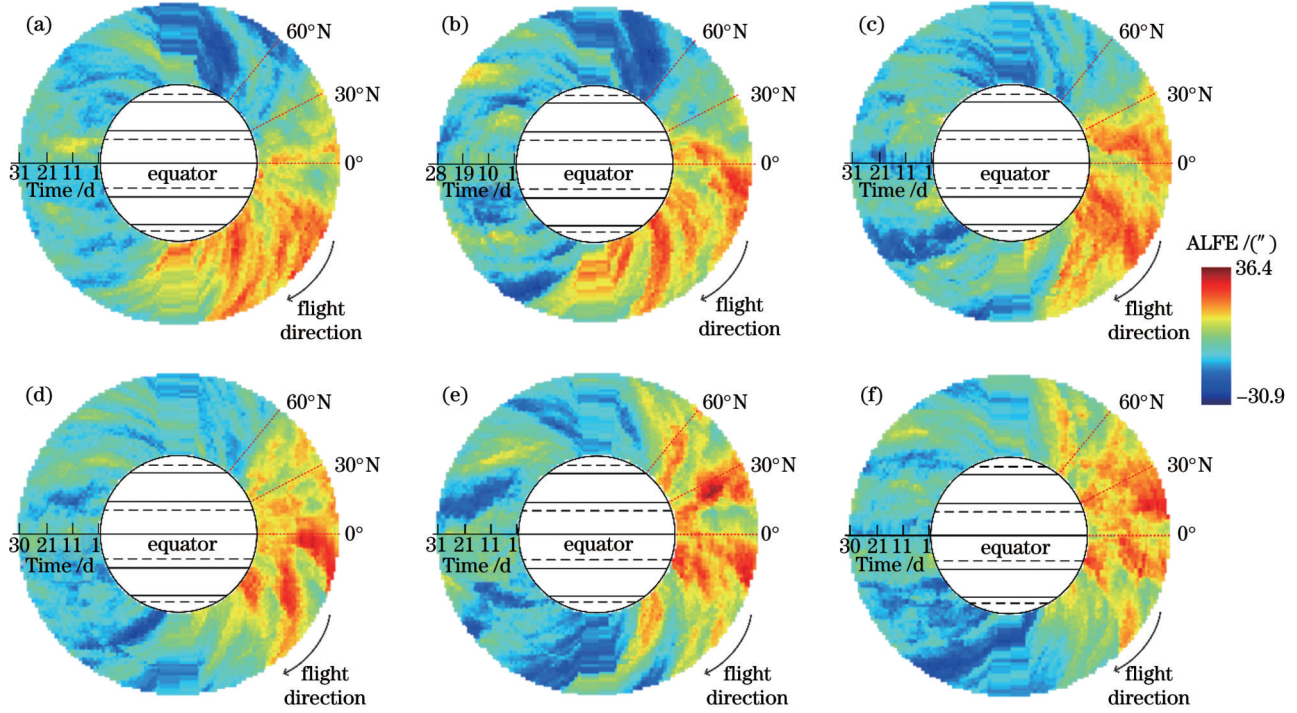


图 3 2022 年 1 月 1 日至 6 月 30 日 GF-5B 卫星姿态低频误差时空特性。(a) 2022 年 1 月; (b) 2022 年 2 月; (c) 2022 年 3 月; (d) 2022 年 4 月; (e) 2022 年 5 月; (f) 2022 年 6 月  
 Fig. 3 Spatiotemporal characteristics of ALFE of GF-5B satellite from January 1 to June 30, 2022. (a) January 2022; (b) February 2022; (c) March 2022; (d) April 2022; (e) May 2022; (f) June 2022

随着时间存在一定的变化规律;对于 2022 年 1—6 月的数据,红色区域存在明显的逐渐向北漂移的趋势,表明同一星敏感器光轴夹角低频误差值将随着时间变化逐渐向北移动,导致同一纬度地区的低频误差值发生显著变化。在这段时间内,太阳直射点从南回归线逐渐向北回归线移动,导致同一纬度地区的空间热环境分布、太阳光线照射角度发生相应的变化,进而影响 GF-5B 卫星的姿态低频误差特性。可见,空间热环境变化是姿态低频误差的主要影响因素。

对于同一纬度地区,姿态低频误差在 2022 年 1 月 1 日到 6 月 30 日的 181 d 内的变化情况如图 4 所示。对于 60°N 地区,星敏感器光轴夹角变化值由 -20" 变化至 10", 将引起 100 m 的定位误差波动;对于 30°N 地区,星敏感器光轴夹角变化值由 -5" 变化至 15", 将引起 68 m 的定位误差波动;对于赤道地区,星敏感器光轴夹角变化值在 10"~25" 范围内波动,将引起 51 m 的定位误差波动。空间热环境变化使得各个地区的姿态低频误差产生显著的漂移问题,严重影响不同定姿模式间姿态参数解算的时空一致性。要想解决姿态低频误差时间漂移问题,需要按照一定的时间间隔开展多组合定姿模式间的时序化标定;要想解决姿态低频误差地理位置差异问题,需要以卫星纬度位置为参数建立姿态低频误差补偿模型。

2.2 基于夹角特性的星敏感器安装参数在轨标定

在低频误差补偿前,应先标定星敏感器在轨安装

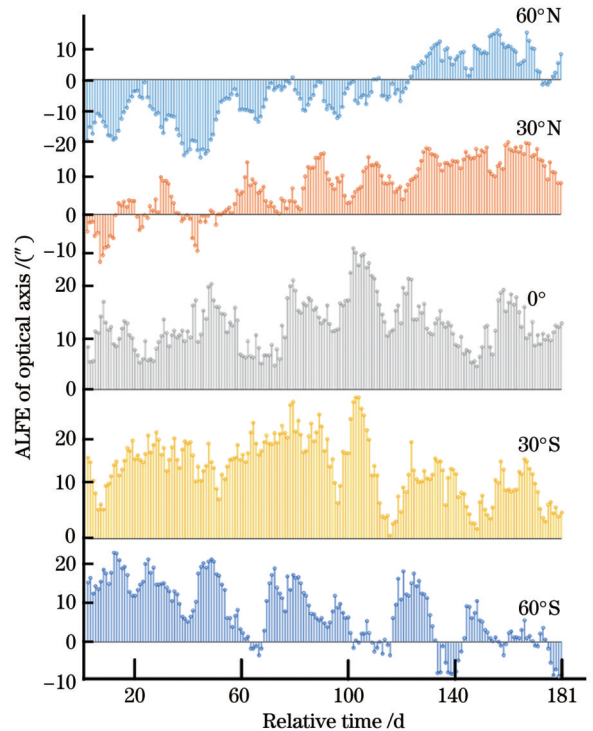


图 4 181 d 内不同纬度地区姿态低频误差变化  
 Fig. 4 Changes of ALFE in different latitude regions in 181 d

参数,消除由卫星发射、应力释放等因素引起的地面安装参数无法使用的问题。本文以基准模式中两个星敏感器的光轴为参考建立基准坐标系,利用夹角的统计

特性实现星敏感器安装参数的在轨标定,以避免横轴( $X$ 轴和 $Y$ 轴)测量误差的影响。在卫星本体坐标系中,建立3个相互正交的基准向量( $\mathbf{f}_1, \mathbf{f}_2, \mathbf{f}_3$ ),即

$$\mathbf{f}_1 = \mathbf{Z}_{\text{body}}^{(2)}, \mathbf{f}_2 = \frac{\mathbf{Z}_{\text{body}}^{(2)} \times \mathbf{Z}_{\text{body}}^{(3)}}{\|\mathbf{Z}_{\text{body}}^{(2)} \times \mathbf{Z}_{\text{body}}^{(3)}\|}, \mathbf{f}_3 = \mathbf{f}_1 \times \mathbf{f}_2, \quad (2)$$

式中: $\mathbf{Z}_{\text{body}}^{(2)}$ 、 $\mathbf{Z}_{\text{body}}^{(3)}$ 分别表示星敏感器2、3光轴安装参数的地面标定值。

基于星敏感器2、3在惯性系下的测量数据,可得到对应基准向量在惯性系下的矢量表达( $\mathbf{F}_1, \mathbf{F}_2, \mathbf{F}_3$ ),即

$$\mathbf{F}_1 = \mathbf{Z}^{(2)}, \mathbf{F}_2 = \frac{\mathbf{Z}^{(2)} \times \mathbf{Z}^{(3)}}{\|\mathbf{Z}^{(2)} \times \mathbf{Z}^{(3)}\|}, \mathbf{F}_3 = \mathbf{F}_1 \times \mathbf{F}_2, \quad (3)$$

式中: $\mathbf{Z}^{(2)}$ 、 $\mathbf{Z}^{(3)}$ 分别表示星敏感器2、3光轴在惯性系下的指向。

星敏感器3光轴的在轨安装参数 $\mathbf{Z}_{\text{onboard}}^{(3)}$ 与( $\mathbf{f}_1, \mathbf{f}_2, \mathbf{f}_3$ )的夹角应和 $\mathbf{Z}^{(3)}$ 与( $\mathbf{F}_1, \mathbf{F}_2, \mathbf{F}_3$ )的夹角相等,因此可求解得到在轨安装参数值。同时,考虑到星敏感器低频误差和测量随机噪声的影响,利用卫星整轨的测量数据来获得夹角的统计平均值,利用式(4)~(6)标定获得 $\mathbf{Z}_{\text{onboard}}^{(3)}$ 。

$$\mathbf{M} = [\mathbf{f}_1 \ \mathbf{f}_2 \ \mathbf{f}_3]^T, \quad (4)$$

$$\mathbf{N} = \frac{1}{k} \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^k \mathbf{Z}^{(3,i)} \cdot \mathbf{F}_1^{(i)} \\ \sum_{i=1}^k \mathbf{Z}^{(3,i)} \cdot \mathbf{F}_2^{(i)} \\ \sum_{i=1}^k \mathbf{Z}^{(3,i)} \cdot \mathbf{F}_3^{(i)} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

$$\mathbf{Z}_{\text{onboard}}^{(3)} = \mathbf{M}^T \mathbf{N}, \quad (6)$$

式中: $i$ 表示测量数据的序号,共计 $k$ 个数据。

同样地,3个星敏感器的三轴安装参数均可以利用其与基准向量的夹角统计特性来实现在轨标定。虽然星敏感器 $X$ 、 $Y$ 轴的测量精度远低于 $Z$ 轴,但是本文采用卫星整轨数据进行标定,由随机误差传播定律可知, $X$ 、 $Y$ 轴的标定精度也可达到与 $Z$ 轴相近。

### 2.3 基于傅里叶级数的姿态系统低频误差时空建模

由单星敏感器姿态参数解算原理可知,横轴的测量精度远低于光轴的测量精度<sup>[20]</sup>。为了避免横轴随机误差对低频误差提取的影响,本文以双星敏感器光轴

组合的定姿结果为参考建立低频误差补偿模型。在 $t$ 时刻下,基准定姿模式的星敏感器2、3定姿结果与非基准定姿模式的星敏感器1、2定姿结果的低频误差可表示为

$$\mathbf{S}_{\varphi, \theta, \psi}(t) = \frac{1}{N} \sum_{k=-T_{\text{LFE}}}^{T_{\text{LFE}}} \text{rot2eul}[\mathbf{R}_{1,2}^{-1}(t) \mathbf{R}_{2,3}(t)], \quad (7)$$

式中: $\mathbf{R}_{1,2}(t)$ 、 $\mathbf{R}_{2,3}(t)$ 分别表示星敏感器1、2和星敏感器2、3组合解算得到的卫星本体到J2000惯性系的姿态旋转矩阵; $\mathbf{S}_{\varphi, \theta, \psi}(t)$ 表示两种定姿模式之间的低频误差,其中 $\varphi, \theta, \psi$ 分别表示侧摆角、俯仰角、偏航角。为了消除星敏测量随机噪声对低频误差提取的影响,本文采用中值滤波去噪算法来实现多模式间低频误差的可靠提取。

基于该圈轨道数据下长时间序列的测量数据,可获得低频误差3个欧拉角参数随时间的变化序列 $\varphi(t), \theta(t), \psi(t)$ ,进而根据卫星轨道数据,获得对应时刻下卫星的纬度位置信息,并用于低频误差模型建立。由于低频误差特性复杂性,本文采用傅里叶级数模型进行建模,但低频误差在空间局部范围内的变化仍较为复杂,采用整体傅里叶级数模型拟合难以保证精度。因此,本文采用分段函数拟合的方式,将卫星轨道的纬度范围划分为20个区间,并在每个区间建立傅里叶级数模型来拟合低频误差,保证标定精度达到亚角秒级。在一个建模区间上,低频误差的傅里叶级数模型可表示为

$$\begin{cases} \varphi_{\text{LFE}}(f_{\text{lat}}) = \sum_{j=1}^8 [a_{\varphi, j} \cos(j\omega_{\varphi} f_{\text{lat}}) + b_{\varphi, j} \sin(j\omega_{\varphi} f_{\text{lat}})] \\ \theta_{\text{LFE}}(f_{\text{lat}}) = \sum_{j=1}^8 [a_{\theta, j} \cos(j\omega_{\theta} f_{\text{lat}}) + b_{\theta, j} \sin(j\omega_{\theta} f_{\text{lat}})] \\ \psi_{\text{LFE}}(f_{\text{lat}}) = \sum_{j=1}^8 [a_{\psi, j} \cos(j\omega_{\psi} f_{\text{lat}}) + b_{\psi, j} \sin(j\omega_{\psi} f_{\text{lat}})] \end{cases}, \quad (8)$$

式中: $a_{\varphi, j}, b_{\varphi, j}, a_{\theta, j}, b_{\theta, j}, a_{\psi, j}, b_{\psi, j}$  ( $j=1, 2, \dots, 8$ )均为傅里叶级数模型的系数; $f_{\text{lat}}$ 为纬度信息。

在每一个区间上,根据纬度信息 $f_{\text{lat}}$ 和提取出的低频误差参数值 $\psi_{\text{LFE}}(f_{\text{lat}})$ ,建立模型系数的线性方程,即

$$\mathbf{Z} = \Phi \mathbf{X} + \mathbf{V}, \quad (9)$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} \cos(\omega_{\psi} f_{\text{lat}, 1}) & \sin(\omega_{\psi} f_{\text{lat}, 1}) & \cos(2\omega_{\psi} f_{\text{lat}, 1}) & \cdots & \cos(8\omega_{\psi} f_{\text{lat}, 1}) & \sin(8\omega_{\psi} f_{\text{lat}, 1}) \\ \cos(\omega_{\psi} f_{\text{lat}, 2}) & \sin(\omega_{\psi} f_{\text{lat}, 2}) & \cos(2\omega_{\psi} f_{\text{lat}, 2}) & \cdots & \cos(8\omega_{\psi} f_{\text{lat}, 2}) & \sin(8\omega_{\psi} f_{\text{lat}, 2}) \\ \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots \\ \cos(\omega_{\psi} f_{\text{lat}, k}) & \sin(\omega_{\psi} f_{\text{lat}, k}) & \cos(2\omega_{\psi} f_{\text{lat}, k}) & \cdots & \cos(8\omega_{\psi} f_{\text{lat}, k}) & \sin(8\omega_{\psi} f_{\text{lat}, k}) \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$\mathbf{X} = [a_{\varphi, 1} \ b_{\varphi, 1} \ a_{\varphi, 2} \ \cdots \ a_{\varphi, 8} \ b_{\varphi, 8}]^T, \quad (11)$$

$$\mathbf{Z} = [\psi_{\text{LFE}}(f_{\text{lat}, 1}) \ \psi_{\text{LFE}}(f_{\text{lat}, 2}) \ \cdots \ \psi_{\text{LFE}}(f_{\text{lat}, k})]^T, \quad (12)$$

式中: $f_{\text{lat}, i}$ 表示该区间内的第 $i$ 个数据的纬度位置信

息; $\psi_{\text{ALFE}}(f_{\text{lat}, i})$ 表示第 $i$ 个数据的偏航角姿态低频误差值。

模型系数的最小二乘解为

$$\mathbf{X} = (\Phi^T \Phi)^{-1} (\Phi^T \mathbf{Z}), \quad (13)$$

相应的  $\varphi_{\text{LFE}}(f_{\text{lat}})$ 、 $\theta_{\text{LFE}}(f_{\text{lat}})$  的傅里叶级数模型系数也可以通过上述方法求得。

#### 2.4 基于姿态低频误差补偿的影像定位精度提升

在姿态低频误差补偿时,首先根据非基准定姿模式的在轨安装参数及测量数据,解算初始的定姿结果  $\mathbf{R}_{1,2,\text{initial}}(t)$ ;然后,在时序化补偿模型中,选取离测量时刻最接近的模型,并根据轨道数据计算对应时刻的纬度信息,代入模型中获得低频误差补偿的 3 个欧拉角  $\varphi_{\text{LFE}}[f_{\text{lat}}(t)]$ 、 $\theta_{\text{LFE}}[f_{\text{lat}}(t)]$ 、 $\psi_{\text{LFE}}[f_{\text{lat}}(t)]$ ,进而通过矩阵运算得到非基准模式的低频误差补偿矩阵,即

$$\mathbf{R}_{\text{LFE}}^{1,2,\text{initial}}[f_{\text{lat}}(t)] = \mathbf{R}_Y \left\{ \theta_{\text{LFE}}[f_{\text{lat}}(t)] \right\} \mathbf{R}_X \left\{ \varphi_{\text{LFE}}[f_{\text{lat}}(t)] \right\} \mathbf{R}_Z \left\{ \psi_{\text{LFE}}[f_{\text{lat}}(t)] \right\}, \quad (14)$$

式中:  $\mathbf{R}_Y$ 、 $\mathbf{R}_X$ 、 $\mathbf{R}_Z$  分别表示俯仰角、侧摆角和偏航角的旋转矩阵;  $\mathbf{R}_{\text{LFE}}^{1,2,\text{initial}}$  是星敏感器 1、2 定姿模式的低频误差补偿矩阵。最后,将姿态低频误差补偿到光学影像几何定位模型<sup>[21-24]</sup>中,提升 VIMS 影像的无控定位精度,具体公式为

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \frac{1}{\lambda} \mathbf{R}_{\text{J2000}}^{\text{WGS84}}(t) \mathbf{R}_{1,2,\text{initial}}(t) \mathbf{R}_{\text{LFE}}^{1,2,\text{initial}}[f_{\text{lat}}(t)] \cdot \mathbf{R}_{\text{cam}}^{\text{body}} \begin{bmatrix} x \\ y \\ f \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\text{orb}}(t) \\ Y_{\text{orb}}(t) \\ Z_{\text{orb}}(t) \end{bmatrix}, \quad (15)$$

式中:  $x$ 、 $y$  为像点坐标;  $f$  为焦距;  $\mathbf{R}_{\text{cam}}^{\text{body}}$ 、 $\mathbf{R}_{\text{J2000}}^{\text{WGS84}}$  分别表示相机到本体、J2000 到 WGS84 坐标系的旋转矩阵;  $X_{\text{orb}}$ 、 $Y_{\text{orb}}$ 、 $Z_{\text{orb}}$  为卫星在 WGS84 坐标系的位置;  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  为物方点的 WGS84 坐标;  $\lambda$  为尺度因子。

对于星敏感器 1、3 非基准定姿模式,其低频误差补偿方法与上述流程类似;对于星敏感器 2、3 基准定姿模式,则直接输出该模式的定姿结果进行影像的几何定位处理。

## 3 分析与讨论

### 3.1 实验数据

为全面地验证本文方法在时间、空间维度低频补偿的精度情况,选用 GF-5B 卫星多时相、多区域的可见光近红外影像数据进行验证,共计 12 景影像(表 2),空间分辨率约为 20 m,其时间范围为 2022 年 1—3 月,分布区域为 20°N~51°N。在该时间、空间范围内,卫星空间的热环境发生显著变化,可用于验证本文方法的适用性及补偿精度。影像定位精度验证选用的地面参考数据是 Landsat8 卫星的 ETM 影像和 ASTER GDEM2 数据,其中 ETM 影像的分辨率为 15 m、平面定位精度为 12 m,ASTER GDEM2 数据的分辨率为 30 m、高程精度为 16 m。由于 GF-5B 卫星 VIMS 可见近红外影像的分辨率约为 20 m,因此该参考数据可满足定位精度提升的验证需求。

表 2 GF-5B 实验数据

Table 2 Experimental data of GF-5B

Image No.	Imaging time	Center position	Spatial resolution /m	Attitude mode
1	2022-01-02T11:46:10.234	50.531°N, 109.631°E	19.99998	ss1, 2
2	2022-01-02T11:47:32.541	45.648°N, 107.680°E	20.02773	ss1, 2
3	2022-01-02T11:50:25.357	35.348°N, 104.338°E	20.00442	ss1, 2
4	2022-01-02T13:30:46.789	29.888°N, 78.134°E	20.09544	ss1, 3
5	2022-01-02T13:32:09.079	24.896°N, 76.867°E	20.09655	ss1, 3
6	2022-01-02T13:33:29.082	20.039°N, 75.710°E	20.11320	ss1, 3
7	2022-01-04T13:11:38.028	50.426°N, 88.243°E	19.97778	ss1, 2
8	2022-01-04T13:12:58.251	45.578°N, 86.312°E	20.03328	ss1, 2
9	2022-03-04T12:21:20.013	50.083°N, 101.129°E	20.03550	ss1, 3
10	2022-03-04T12:22:34.885	45.665°N, 99.379°E	20.03772	ss1, 3
11	2022-03-04T12:25:11.150	36.327°N, 96.325°E	20.06325	ss2, 3
12	2022-03-04T12:27:55.645	26.299°N, 93.628°E	20.11653	ss2, 3

### 3.2 低频误差建模精度分析

利用标定数据对非基准与基准定姿模式进行低频误差建模,在不同纬度范围内,星敏感器 2、3 模式与星敏感器 1、2 模式以及星敏感器 1、3 模式之间姿态解算差异、低频误差值、全局傅里叶级数建模结果以及本文

方法的建模结果如图 5 所示。消除星敏感器测量随机噪声影响得到的低频误差如图 5 的实线所示,可以看出,低频误差在局部空间区域仍然有一定的波动,如果将整个数据段直接进行傅里叶级数建模,难以保证其在局部范围的拟合精度,因此,本文的分段傅里叶级数

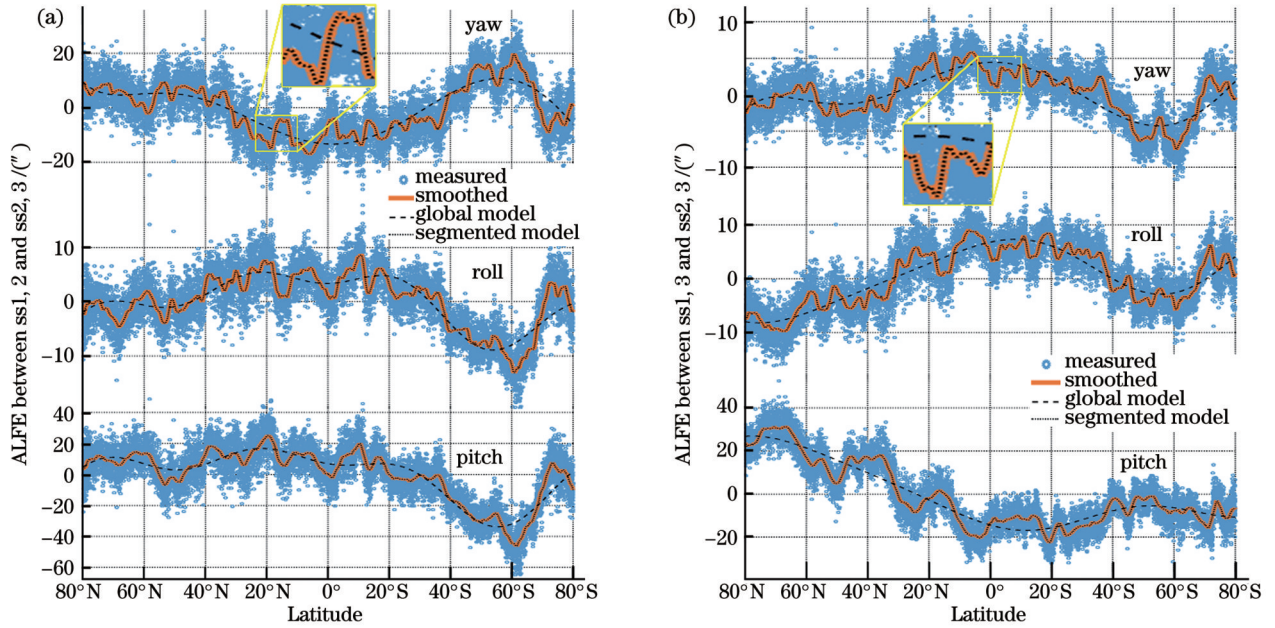


图 5 GF-5B 卫星的姿态低频误差建模结果。(a) 星传感器 2、3 与星传感器 1、2; (b) 星传感器 2、3 与星传感器 1、3  
Fig. 5 Modeling results of ALFE of GF-5B satellite. (a) ss2, 3-ss1, 2; (b) ss2, 3-ss1, 3

建模方法更为合理。采用全局傅里叶级数建模的拟合结果如图 5 的虚线所示,虚线与实线存在明显差异,说明全局傅里叶级数模型无法拟合低频误差的局部波动,存在建模精度低、补偿精度差的问题。本文模型的拟合结果如图 5 的双点线所示,双点线与实线在局部范围内的变化趋势保持一致,说明本文模型的精度较高,实现了低频误差的可靠建模。

为进一步分析本文模型的拟合精度,统计了低频误差模型的拟合残差,如表 3 所示。对于星传感器 2、3 与星传感器 1、2 定姿模式之间的低频误差建模,其偏

航角、侧摆角、俯仰角的模型误差平均值分别为  $-0.000071''$ 、 $-0.000012''$ 、 $0.000350''$ ,中误差分别为  $0.178''$ 、 $0.095''$ 、 $0.131''$ 。对于星传感器 2、3 与星传感器 1、3 定姿模式之间的低频误差建模,偏航角、侧摆角、俯仰角的模型误差平均值分别为  $0.000038''$ 、 $0.000204''$ 、 $-0.000752''$ ,中误差分别为  $0.061''$ 、 $0.092''$ 、 $0.086''$ ,且最大误差均小于  $0.1''$ ,最小误差均优于  $-0.2''$ 。可见,所提出的分段标定模型准确地对非基准定姿模式与基准定姿模式间的低频误差进行高精度建模,其精度达到亚角秒量级。

表 3 GF-5B 卫星的姿态低频误差建模残差  
Table 3 Model residual of ALFE for GF-5B satellite

Model	Mean residual / (")			RMS / (")		
	Yaw	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch
ss2, 3-ss1, 2	$-7.115 \times 10^{-5}$	$-1.162 \times 10^{-5}$	$3.501 \times 10^{-4}$	0.178	0.095	0.131
ss2, 3-ss1, 3	$3.813 \times 10^{-5}$	$2.040 \times 10^{-4}$	$-7.515 \times 10^{-4}$	0.061	0.092	0.086

对于分段傅里叶级数建模,数据段个数是模型拟合精度的关键影响因素。如表 4 所示,对于星传感器 2、3 与星传感器 1、2 定姿模式之间的低频误差建模,当数据分段个数分别为 1、3、5、10、20 时,俯仰角的最大建模误差分别为  $18.492''$ 、 $10.244''$ 、 $5.164''$ 、 $3.288''$ 、 $0.729''$ ,最小建模误差分别为  $-16.018''$ 、 $-10.488''$ 、 $-6.283''$ 、 $-2.459''$ 、 $-0.580''$ ,可见随着数据分段个数的增加,建模精度逐渐提升。对于星传感器 2、3 与星传感器 1、3 定姿模式之间的低频误差建模,当数据分段个数分别为 1、3、5、10、20 时,俯仰角的最大建模误差分别为  $11.110''$ 、 $6.748''$ 、 $7.426''$ 、 $2.208''$ 、 $0.570''$ ,最小建模误差分别为  $-11.273''$ 、 $-6.396''$ 、

$-5.039''$ 、 $-1.896''$ 、 $-0.665''$ ,该建模残差量级小于星传感器 1、2 定姿模式,这是因为星传感器 1、2 定姿模式的低频误差特征更加复杂。因此,应根据低频误差的复杂特性选择合适的分段个数来保证建模精度,本文设置了 20 个分段区间,可保证建模残差在亚角秒级。

### 3.3 低频误差补偿精度分析

利用时序化的低频误差模型,对各测量数据的非基准与基准定姿模式进行低频误差补偿,在不同纬度范围内,星传感器 2、3 模式与星传感器 1、2 模式以及星传感器 1、3 模式之间姿态参数差异如图 6 所示,对应的统计结果如表 5 所示。

表 4 不同分段个数的姿态低频误差建模残差

Table 4 Model residual of ALFE with different numbers of segments

Model	Number of segments	Max. residual / (")			Min. residual / (")			RMS / (")		
		Yaw	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch
ss2, 3-ss1, 2	1	9.861	6.350	18.492	-12.483	-5.526	-16.018	4.155	2.200	6.173
	3	5.757	4.232	10.244	-6.293	-3.280	-10.488	2.388	1.366	3.311
	5	4.747	2.657	5.164	-5.355	-2.889	-6.283	1.728	0.841	1.791
	10	2.357	2.108	3.288	-3.393	-1.459	-2.459	0.786	0.451	0.698
	20	0.902	0.445	0.729	-0.906	-0.428	-0.580	0.178	0.095	0.131
ss2, 3-ss1, 3	1	4.176	5.904	11.110	-3.649	-3.784	-11.273	1.532	1.978	4.698
	3	2.314	3.806	6.748	-2.123	-2.989	-6.396	0.880	1.314	2.291
	5	1.808	2.828	7.426	-1.611	-2.701	-5.039	0.605	0.925	1.664
	10	1.038	1.537	2.208	-0.887	-1.418	-1.896	0.286	0.450	0.565
	20	0.297	0.476	0.570	-0.314	-0.480	-0.665	0.061	0.092	0.086

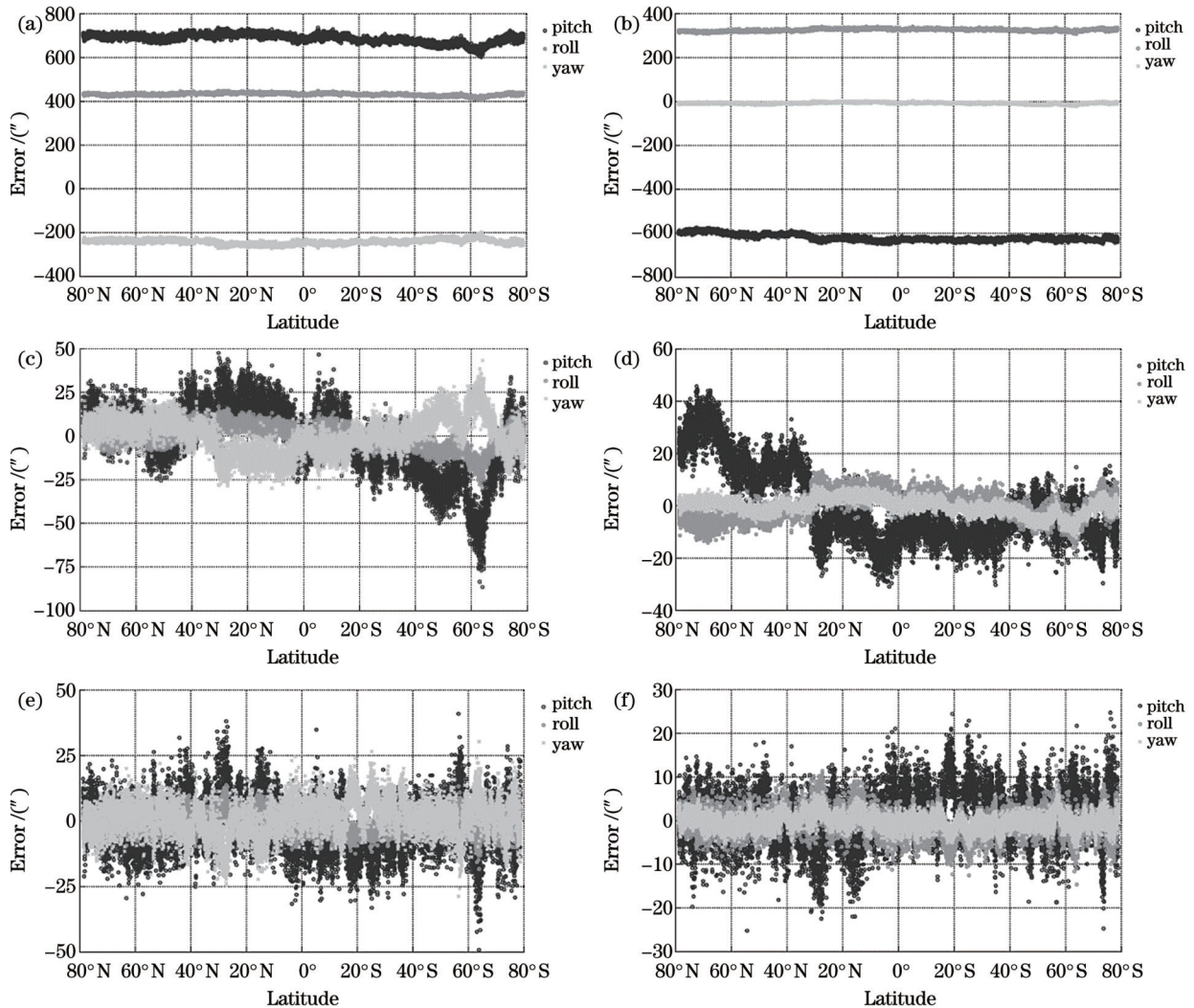


图 6 GF-5B 卫星姿态低频误差补偿。(a) 星传感器 2、3 与星传感器 1、2 的原始定姿差异；(b) 星传感器 2、3 与星传感器 1、3 的原始定姿差异；(c) 星传感器 2、3 与星传感器 1、2 安装参数标定后的差异；(d) 星传感器 2、3 与星传感器 1、3 安装参数标定后的差异；(e) 星传感器 2、3 与星传感器 1、2 低频误差补偿后的差异；(f) 星传感器 2、3 与星传感器 1、3 低频误差补偿后的差异

Fig. 6 Compensation of ALFE of GF-5B satellite. (a) Original difference between ss2, 3 and ss1, 2; (b) original difference between ss2, 3 and ss1, 3; (c) difference between ss2, 3 and ss1, 2 with onboard installation parameters; (d) difference between ss2, 3 and ss1, 3 with onboard installation parameters; (e) difference between ss2, 3 and ss1, 2 after ALFE compensation; (f) difference between ss2, 3 and ss1, 3 after ALFE compensation



表 5 GF-5B 卫星的姿态低频误差补偿结果  
Table 5 Compensation results of ALFE of GF-5B satellite

Model	Condition	Mean ALFE / (")			RMS / (")		
		Yaw	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch
ss2, 3-ss1, 2	Original	-241.041	431.956	687.319	241.271	431.995	687.595
	After installation calibration	0.814	-0.515	-1.538	10.540	6.132	19.467
	After ALFE compensation	1.109	-0.598	-1.562	6.821	3.538	9.886
ss2, 3-ss1, 3	Original	-7.563	325.951	-618.751	8.428	325.997	618.921
	After installation calibration	-0.234	-0.352	0.308	3.146	5.025	14.824
	After ALFE compensation	-0.252	-0.553	1.012	1.855	3.192	6.219

在星传感器安装参数标定前,在轨安装参数与地面测量值差异较大,导致不同定姿模式解算的姿态参数结果存在上百秒的差异。星传感器 2、3 与星传感器 1、2 定姿模式之间偏航角、侧摆角、俯仰角姿态参数差异平均值分别为  $-241.041''$ 、 $431.956''$ 、 $687.319''$ , 中误差分别为  $241.271''$ 、 $431.995''$ 、 $687.595''$ ; 星传感器 2、3 与星传感器 1、3 定姿模式之间姿态参数差异平均值分别为  $-7.563''$ 、 $325.951''$ 、 $-618.751''$ , 中误差分别为  $8.428''$ 、 $325.997''$ 、 $618.921''$ , 且存在明显的系统特性,严重影响仅有非基准星传感器模式可用条件下的光学影像的定位精度,如图 6(a)、(b)所示。

采用所提出的标定方法获取在轨安装参数后,各种模式之间的姿态参数差异显著下降。星传感器 2、3 与星传感器 1、2 定姿模式之间偏航角、侧摆角、俯仰角姿态参数差异平均值分别为  $0.814''$ 、 $-0.515''$ 、 $-1.538''$ , 星传感器 2、3 与星传感器 1、3 定姿模式之间姿态参数差异平均值分别为  $-0.234''$ 、 $-0.352''$ 、 $0.308''$ , 证明了本文方法可有效地标定 GF-5B 卫星的星传感器在轨安装参数,消除了系统误差。受低频误差影响,各模式间姿态参数差异仍随卫星轨道位置变化存在漂移现象,如图 6(c)、(d)所示。

采用所提出的低频误差补偿模型后,星传感器 2、3 与星传感器 1、2 定姿模式之间偏航角、侧摆角、俯仰角姿态参数差异的中误差分别由  $10.540''$ 、 $6.132''$ 、 $19.467''$  降低至  $6.821''$ 、 $3.538''$ 、 $9.886''$ ; 星传感器 2、3 与星传感器 1、3 定姿模式之间姿态参数差异的中误差分别由  $3.146''$ 、 $5.025''$ 、 $14.824''$  降低至  $1.855''$ 、 $3.192''$ 、 $6.219''$ 。如图 6(e)、(f)所示,在低频误差补偿后,姿态参数差异符合随机误差分布特性,并且在较小的纬度范围内,其误差也属于随机误差,不再具有系统性,表明所建立的补偿模型可对各个卫星空间范围下的姿态低频误差进行良好补偿,并对低频误差在局部空间范围的误差特性进行可靠拟合。补偿后姿态参数的差异仍在角秒量级,这是由星传感器测量随机误差造成的。可见,本文方法对非基准定姿模式的低频误差特性实现了良好的标定,可为非基准定姿模式光学影像数据的几何定位处理提供良好的姿态参数。

### 3.4 光学影像定位精度提升分析

为评价本文方法对 VIMS 影像几何定位精度的提升情况,利用地面参考影像数据,通过影像匹配的方法获得检查点,比较检查点在光学影像上的地理坐标与真实地理坐标之间的差异,如式(16)所示。

$$\begin{cases} \Delta_x = X_0 - X \\ \Delta_y = Y_0 - Y \\ \Delta_{xy} = \sqrt{\Delta_x^2 + \Delta_y^2} \end{cases}, \quad (16)$$

式中: $X_0$ 、 $Y_0$ 表示检查点在光学卫星影像上的坐标; $X$ 、 $Y$ 表示检查点在参考影像数据上的坐标; $\Delta_{xy}$ 表示检查点的平面定位精度。

对于一景光学影像,可获得多个均匀分布的检查点,从而得到各个检查点的定位误差,并进一步统计该景影像定位精度的平均误差及中误差来进行精度提升评价。平均误差和中误差的计算公式如下:

$$\begin{cases} d_x = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta_{x,i} \\ d_y = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta_{y,i} \\ d_{xy} = \sqrt{d_x^2 + d_y^2} \end{cases}, \quad (17)$$

$$\begin{cases} m_x = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta_{x,i}^2} \\ m_y = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta_{y,i}^2} \\ m_{xy} = \sqrt{m_x^2 + m_y^2} \end{cases}, \quad (18)$$

式中: $\Delta_{x,i}$ 、 $\Delta_{y,i}$ 表示第*i*个检查点的定位误差,共有*n*个检查点; $d_x$ 、 $d_y$ 、 $d_{xy}$ 分别表示该景影像垂轨方向、沿轨方向、平面定位误差的平均值; $m_x$ 、 $m_y$ 、 $m_{xy}$ 为对应的中误差值。

对于非基准定姿模式的 VIMS 可见光-近红外光学影像数据,姿态低频误差补偿前后影像几何定位精度提升情况如图 7 所示,影像 8 和影像 10 中各个检查点的几何定位误差情况如图 8 所示。表 6、表 7 分别为低频误差补偿前后各景影像的定位精度情况,采用平均误差和中误差进行统计分析。

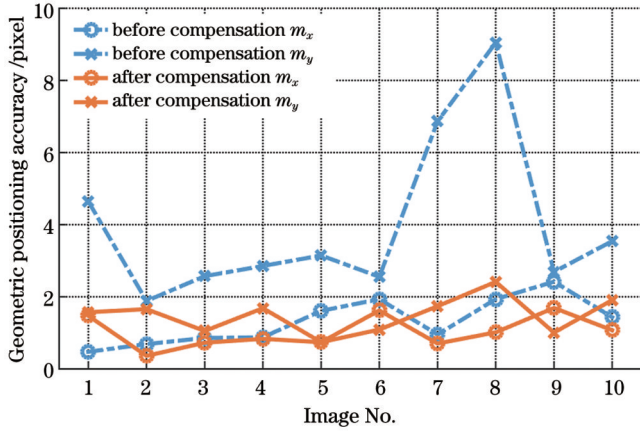


图 7 VIMS 影像几何定位精度变化

Fig. 7 Variation of geometric positioning accuracy for VIMS images

采用基准定姿模式时,由于星敏感器性能更佳,影像定位精度均在 2 pixel 左右,如影像 11、12 的定位精度分别为 1.882 pixel 和 2.104 pixel。由于低频误差的存在,采用非基准定姿模式的 10 景影像数据的定位精度存在较大波动。如图 7 所示,10 景影像垂轨方向的定位误差在 1~4 pixel 波动,沿轨方向的定位误差在 2~10 pixel 波动,对应定位精度在 40~200 m 内波动,严重影响影像数据定位精度的稳定性。低频误差补偿后,各景定位精度显著提升,垂轨、沿轨方向的定位误差均为 2 pixel 左右。采用本文方法后,单景影像中各个检查点的几何定位误差均有明显的提高,如图 8 所示。10 景影像的平均定位精度中误差从 4.274 pixel 降低至 1.867 pixel,达到与基准定姿模式光学影像的定位精度相当的水平,证明本文方法对非基准定姿模式的低频误差进行了较好的补偿。

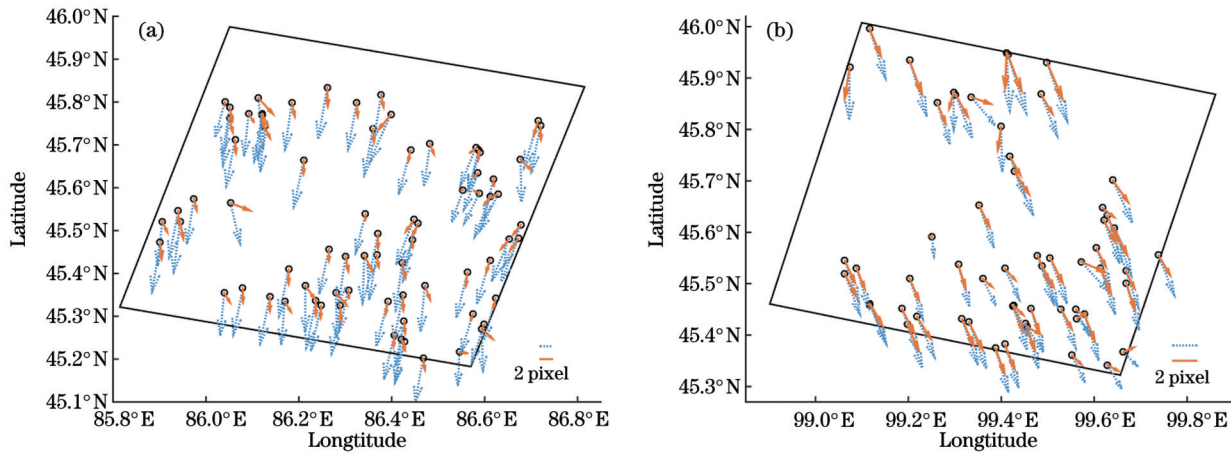


图 8 检查点几何定位误差。(a)影像 8;(b)影像 10

Fig. 8 Geometric positioning error of check points. (a) Image No. 8; (b) image No. 10

表 6 姿态低频误差补偿前 VIMS 影像几何定位精度

Table 6 Geometric positioning accuracy of VIMS images before ALFE compensation

Image No.	Mean error /pixel			RMS /pixel		
	$d_x$	$d_y$	$d_{xy}$	$m_x$	$m_y$	$m_{xy}$
1	-0.311	-4.599	4.610	0.475	4.645	4.670
2	-0.584	-1.775	1.868	0.688	1.885	2.007
3	-0.543	-2.348	2.410	0.859	2.573	2.713
4	0.379	-2.672	2.699	0.876	2.855	2.986
5	1.459	-3.066	3.395	1.610	3.146	3.534
6	1.773	-2.331	2.929	1.934	2.555	3.205
7	-0.794	-6.825	6.871	0.954	6.864	6.930
8	-1.657	-9.006	9.157	1.935	9.046	9.251
9	2.309	-2.519	3.417	2.419	2.691	3.618
10	1.358	-3.445	3.703	1.434	3.544	3.823
11	1.068	-1.289	1.674	1.167	1.477	1.882
12	1.643	-0.357	1.681	1.737	1.187	2.104

表 7 姿态低频误差补偿后 VIMS 影像几何定位精度  
Table 7 Geometric positioning accuracy of VIMS images after ALFE compensation

Image No.	Mean error /pixel			RMS /pixel		
	$d_x$	$d_y$	$d_{xy}$	$m_x$	$m_y$	$m_{xy}$
1	1.430	1.453	2.038	1.474	1.572	2.155
2	-0.045	1.527	1.528	0.362	1.657	1.696
3	-0.285	0.133	0.315	0.727	1.053	1.279
4	0.257	-1.351	1.375	0.836	1.684	1.880
5	0.300	0.268	0.402	0.740	0.741	1.047
6	1.426	0.128	1.431	1.621	1.092	1.955
7	0.473	-1.607	1.675	0.704	1.739	1.877
8	0.176	-2.268	2.275	1.015	2.414	2.619
9	1.527	0.339	1.565	1.691	1.008	1.968
10	0.969	-1.737	1.989	1.075	1.908	2.190

在低频误差补偿前,不同定姿模式的低频误差特性不同,从而导致影像的定位精度存在明显差异。采用星敏感器 1、2 非基准定姿模式的 VIMS 影像 1、2、3 的定位精度分别为 4.670、2.007、2.713 pixel;采用星敏感器 1、3 非基准定姿模式的 VIMS 影像 4、5、6 的定位精度分别为 2.986、3.534、3.205 pixel。在低频误差补偿后,影像 1、2、3、4、5、6 的定位精度分别优化至 2.155、1.696、1.279、1.880、1.047、1.955 pixel,证明了本文方法对星敏感器 1、2 以及星敏感器 1、3 这两种非基准定姿模式的低频误差都实现了良好的补偿。

经过姿态低频误差补偿,影像 4、5、6 的几何定位精度平均值分别从 2.699、3.395、2.929 pixel 优化至 1.375、0.402、1.432 pixel,中误差分别从 2.986、3.534、3.205 pixel 降低至 1.880、1.047、1.955 pixel。这 3 景数据为同一轨道数据中 3 个不同的区域数据,本文方法把这 3 景数据的几何定位精度均优化至 2 pixel 以内,证明了本文方法可实现空间维度的低频误差建模。影像 1、7、9 的几何定位精度平均值分别从 4.610、6.871、3.417 pixel 优化至 2.038、1.675、1.989 pixel,中误差分别从 4.670、6.930、3.618 pixel 降低至 2.155、1.877、1.968 pixel。这 3 景数据所在空间位置相近但成像时间却相差较大,本文方法把这 3 景数据的几何定位精度均优化至 2 pixel 左右,证明了所提出的时序化定标方法可补偿低频误差随时间的漂移。可见,所提出的姿态低频误差补偿方法适用于不同时相、不同区域的 VIMS 光学影像的几何定位精度提升。

## 4 结 论

针对 GF-5B 卫星多星敏感器系统定姿模式切换导致的全谱段影像几何定位精度不稳定问题,提出一种基于姿态低频误差时空补偿的影像几何定位精度提升方法,全面地分析了 GF-5B 卫星 181 d 内低频误差

的时空特性,利用时序化、多空间补偿策略,统一了非基准与基准定姿模式之间的低频误差特性,研究结果表明,本文方法将 VIMS 可见光-近红外影像无地面控制几何定位精度从 4.274 pixel 优化至 1.867 pixel,且本文方法对不同时相、不同区域的光学影像均有良好的精度提升效果。

## 参 考 文 献

- [1] Li D R, Wang M, Jiang J E. China's high-resolution optical remote sensing satellites and their mapping applications[J]. *Geo-Spatial Information Science*, 2021, 24(1): 85-94.
- [2] 方颖,孙晓兵,提汝芳,等.基于高分五号 02 星偏振载荷的冰雪上空云检测算法[J]. *光学学报*, 2023, 43(24): 2428004. Fang Y, Sun X B, Ti R F, et al. Research on cloud detection algorithm over ice-snow based on polarization sensor of Gao-Fen 5B satellite[J]. *Acta Optica Sinica*, 2023, 43(24): 2428004.
- [3] Shi Z, Xie Y S, Li Z Q, et al. A generalized land surface reflectance reconstruction method for aerosol retrieval: application to the Particulate Observing Scanning Polarimeter (POSP) onboard GaoFen-5 (02) satellite[J]. *Remote Sensing of Environment*, 2023, 295: 113683.
- [4] 张苗苗,温渊,孙立达,等.“高分”五号 02 星概述及应用示例[J]. *中国航天*, 2022(12): 9-15. Zhang M M, Wen Y, Sun L D, et al. Overview and application example of “Gaofen” No. 5 02 star[J]. *Aerospace China*, 2022 (12): 9-15.
- [5] 龚健雅,王密,杨博.高分辨率光学卫星遥感影像高精度无地面控制精确处理的理论与方法[J]. *测绘学报*, 2017, 46(10): 1255-1261. Gong J Y, Wang M, Yang B. High-precision geometric processing theory and method of high-resolution optical remote sensing satellite imagery without GCP[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2017, 46(10): 1255-1261.
- [6] Pi Y D, Wang M, Yang B, et al. Robust camera distortion calibration via unified RPC model for optical remote sensing satellites[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2022, 60: 5627815.
- [7] 谢睿达.基于星敏感器/陀螺的卫星姿态确定系统标定技术研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2017. Xie R D. Research on calibration technology of satellite attitude determination system based on star sensor/gyro[D]. Harbin:

- Harbin Engineering University, 2017.
- [8] Schmidt U, Elstner C, Michel K. ASTRO 15 star tracker flight experience and further improvements towards the ASTRO APS star tracker[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, August 18–21, 2008, Honolulu, Hawaii. Virginia: AIAA Press, 2008: 6649.
- [9] Lai Y W, Liu J H, Ding Y H, et al. In-flight quality evaluation of attitude measurements from STECE APS-01 star tracker[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 102: 207-216.
- [10] Wang Y L, Wang M, Zhu Y, et al. Low frequency error analysis and calibration for multiple star sensors system of GaoFen7 satellite[J]. *Geo-Spatial Information Science*, 2022: 1-13.
- [11] Wang J Q, Xiong K, Zhou H Y. Low-frequency periodic error identification and compensation for star tracker attitude measurement[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2012, 25(4): 615-621.
- [12] Xiong K, Liu L D. Compensation for periodic star sensor measurement error on satellite[J]. *Asian Journal of Control*, 2013, 15(5): 1304-1312.
- [13] Xiong K, Zhang C Q, Liu L D. Identification of star sensor low-frequency error parameters[J]. *IET Control Theory & Applications*, 2012, 6(3): 384.
- [14] 赵琳, 谢睿达, 刘源, 等. 星敏传感器低频误差与陀螺漂移离线校正方法[J]. *航空学报*, 2017, 38(5): 320552.  
Zhao L, Xie R D, Liu Y, et al. Offline calibration method of low frequency error of star sensor and gyroscope drift[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(5): 320552.
- [15] 庞博, 李果, 黎康, 等. 一种基于地标的星敏传感器低频误差在轨校正方法[J]. *航天器工程*, 2018, 27(3): 79-85.  
Pang B, Li G, Li K, et al. On-orbit calibration method of star sensor's low frequency error based on landmark[J]. *Spacecraft Engineering*, 2018, 27(3): 79-85.
- [16] 范城城, 王密, 赵薇薇, 等. 一种高分辨率光学卫星影像时变系统误差建模补偿方法[J]. *光学学报*, 2016, 36(12): 1228001.  
Fan C C, Wang M, Zhao W W, et al. A compensation modeling method for time-varying systematic error of high-resolution optical satellite image[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(12): 1228001.
- [17] 管志超. 高分辨率线阵推扫卫星姿态精度提升研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2018.  
Guan Z C. Research on attitude accuracy improvement of high resolution linear array push-broom satellite[D]. Wuhan: Wuhan University, 2018.
- [18] Guan Z C, Zhang G, Jiang Y H, et al. Low-frequency attitude error compensation for the Jilin-1 satellite based on star observation[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2023, 61: 1000617.
- [19] Li X Y, Yang L, Su X F, et al. A correction method for thermal deformation positioning error of geostationary optical payloads[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2019, 57(10): 7986-7994.
- [20] Sinister M D. Deterministic three-axis attitude determination[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2004, 52(3): 405-419.
- [21] Wang Y L, Zhu Y, Wang M, et al. Atmospheric refraction calibration of geometric positioning for optical remote sensing satellite[J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2020, 17(12): 2130-2134.
- [22] Wang M, Cheng Y F, Guo B B, et al. Parameters determination and sensor correction method based on virtual CMOS with distortion for the GaoFen6 WFV camera[J]. *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing*, 2019, 156: 51-62.
- [23] 皮英冬, 王密, 王思恒, 等. 基于有理多项式模型的高分四号卫星可见光通道面阵成像载荷在轨几何定标[J]. *光学学报*, 2023, 43(12): 1228011.  
Pi Y D, Wang M, Wang S H, et al. On-orbit geometric calibration of panchromatic planar array sensor on GF<sub>4</sub> satellite based on the rational polynomial coefficient model[J]. *Acta Optica Sinica*, 2023, 43(12): 1228011.
- [24] 程宇峰, 金淑英, 王密, 等. 一种光学遥感卫星多相机成像系统的高精度影像拼接方法[J]. *光学学报*, 2017, 37(8): 0828003.  
Cheng Y F, Jin S Y, Wang M, et al. An high accuracy image mosaicking approach of optical remote sensing satellite for multi-camera system[J]. *Acta Optica Sinica*, 2017, 37(8): 0828003.

## Positioning Accuracy Improvement of GF-5B VIMS Images Based on Attitude Error Spatiotemporal Compensation

Wang Yanli<sup>1</sup>, Wang Mi<sup>2\*</sup>, Dong Zhipeng<sup>3</sup>, Fan Chengcheng<sup>4,5</sup>

<sup>1</sup>College of Geodesy and Geomatics, Shandong University of Science and Technology, Qingdao 266590, Shandong, China;

<sup>2</sup>State Key Laboratory of Information Engineering in Surveying, Mapping and Remote Sensing, Wuhan University, Wuhan 430079, Hubei, China;

<sup>3</sup>First Institute of Oceanography, Ministry of Natural Resources, Qingdao 266061, Shandong, China;

<sup>4</sup>Innovation Academy for Microsatellites of Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201210, China;

<sup>5</sup>Shanghai Engineering Center for Microsatellites, Shanghai 201210, China

### Abstract

**Objective** The GaoFen-5B (GF-5B) satellite launched on September 7, 2021 can achieve comprehensive atmosphere and land observation. The visual and infrared multispectral sensor (VIMS) of the GF-5B satellite can obtain imagery data in 12 spectral bands from visible light to long wavelength infrared. With the advantages of a high signal-to-noise ratio and the ability of day and night observation, the imagery of visual and infrared multispectral sensors is widely applied to land

degradation monitoring, crop growth analysis, and thermal pollution detection. GF-5B is equipped with three star sensors as the attitude measurement system to achieve high-precision attitude determination and geometric positioning. Among these star sensors, star sensors 2 and 3 have better measurement accuracy and stability performance and are often employed as conventional attitude determination modes to calculate satellite attitude parameters. However, owing to factors such as sunlight exposure and insufficient star number, there are only star sensors 1 and 2 or star sensors 1 and 3 working simultaneously to determine the satellite attitude parameters, which are named unconventional attitude determination modes. Due to the spatial thermal environment changes of satellites, the body structure and installation structure of the attitude measurement load undergo thermoelastic deformation, which causes attitude low frequency error related to the satellite orbit period. This seriously affects the consistency of attitude determination results between conventional and unconventional attitude determination modes and the stability of the geometric positioning accuracy of the image without ground control points. Therefore, we propose an improvement method of geometric positioning accuracy for visual and infrared multispectral imagery based on spatiotemporal compensation of attitude low frequency error.

**Methods** Based on the optical axis angle of star sensors, the spatiotemporal characteristics of low frequency error of star sensors are analyzed in 181 d for the GF-5B satellite. The median filtering denoising processing with the sliding window is applied to separate the low frequency error and the random error between conventional and unconventional attitude determination modes. Then, due to the complex local spatial locations, the attitude low frequency error between conventional and unconventional attitude determination modes is segmented based on satellite latitude position information. According to the spatial characteristics of attitude low frequency error, the low frequency error between conventional and unconventional attitude determination modes is calibrated in each position interval using the Fourier series model with the input parameter of satellite position latitude. For solving the drift problem of attitude low frequency error over time, we propose the sequential temporal models of low frequency error to ensure high-precision low frequency error compensation. In the attitude low frequency error compensation, the compensation model of attitude low frequency error of the unconventional attitude determination mode is selected among the sequential temporal models with the input parameter of sampling time. Then, the compensation parameter of attitude low frequency error is calculated using the Fourier series model with the input parameter of latitude position.

**Results and Discussions** Employing the experimental data of visual and infrared multispectral sensors, we analyze the calibration accuracy of attitude low frequency error, compensation accuracy of attitude low frequency error, and geometric positioning accuracy of visual and infrared images. For the calibration accuracy of attitude low frequency error, the model errors along yaw angle, roll angle, and pitch angle calibrated by the proposed method are 0.178", 0.095", and 0.131" respectively (Table 3). Meanwhile, the model errors along yaw angle, roll angle, and pitch angle calibrated by the global Fourier series model are 4.155", 2.200", and 6.173" respectively (Table 4). The proposed attitude low frequency error model can achieve high-precision modeling with sub angular second level and is better than the global Fourier series model. Furthermore, the geometric positioning accuracy of images of visual and infrared sensors is optimized from 4.274 pixel to 1.867 pixel (Tables 6 and 7). Before attitude low frequency error compensation, the cross-track errors fluctuate between 1 pixel and 4 pixel, and the along-track errors fluctuate between 2 pixel and 10 pixel, which makes the geometric positioning accuracy change between 40 m and 200 m (Fig. 7). After attitude low frequency error compensation, the geometric positioning accuracy of each image is significantly improved, with the cross-track error and along-track error less than 2 pixel (Figs. 7 and 8). Additionally, the proposed method can achieve high-precision geometric positioning accuracy for the images at different time and areas.

**Conclusions** To improve the geometric positioning accuracy of the visual and infrared multispectral sensor of the GF-5B satellite, we put forward an attitude low frequency error compensation method based on the spatiotemporal characteristics. The spatiotemporal characteristics of attitude low frequency error within 181 d are comprehensively analyzed, and then a compensation strategy with time sequence and multi-spatial models is proposed. Additionally, we execute slowequential calibration with certain time intervals to eliminate the drift problem of low frequency error over time and build a compensation model with the input parameter of latitude position to compensate for the spatial differences of low frequency error. The low frequency error characteristics between conventional and unconventional attitude determination modes are unified by the proposed method. This method improves the geometric positioning accuracy of visual and infrared multispectral sensors of the GF-5B satellite with different imaging time and imaging areas.

**Key words** remote sensing; attitude low frequency error; geometric positioning accuracy; GF-5B satellite; visual and infrared multispectral sensor