

DOI:10.3969/j.issn.1672-2337.2025.05.004

基于星载分布式InSAR系统姿态分析的 基线估计方法研究

田家奇^{1,2,3}, 梁维斌^{1,2}, 王亚芬^{1,2,3}, 柴会明^{1,2}, 林梓^{1,2}

- 中国科学院空天信息创新研究院, 北京 100094;
- 中国科学院空间信息处理与应用系统技术重点实验室, 北京 100190;
- 中国科学院大学电子电气与通信工程学院, 北京 100049)

摘要: 星载分布式干涉合成孔径雷达(Interferometric Synthetic Aperture Radar, InSAR)系统编队缠绕飞行, 双星姿态相对变化导致基线系统误差动态变化, 单定标场地基线定标结果求均值的传统基线估计方法无法有效适用于未定标弧段。针对这一问题, 本文提出了一种基线估计方法。该方法对基线系统误差及双星各自系统误差进行分析, 将基线定标结果转换至卫星系统误差, 然后结合未定标弧段卫星轨道参数、运动姿态完成该弧段的基线误差推算。本文仿真了卫星飞行过程中传统基线估计方法和本文所提基线估计方法对应的测量高程差和相对姿态以及卫星系统误差的变化关系, 并采用我国星载分布式InSAR系统实测数据进行实验验证。实验结果表明, 本文所提基线估计方法相较于传统基线估计方法能够提高未定标弧段的地面高程测量精度, 为星载分布式InSAR系统基线定标结果应用提供一种新方法。

关键词: 星载分布式InSAR; 基线估计方法; 系统误差; 基线定标

中图分类号: TN957.52

文献标志码: A

文章编号: 1672-2337(2025)05-0503-10

引用格式: 田家奇, 梁维斌, 王亚芬, 等. 基于星载分布式InSAR系统姿态分析的基线估计方法研究[J]. 雷达科学与技术, 2025, 23(5):503-512.

TIAN Jiaqi, LIANG Weibin, WANG Yafen, et al. Research on Baseline Estimation Method Based on Attitude Analysis of Spaceborne Distributed InSAR System[J]. Radar Science and Technology, 2025, 23(5):503-512.

Research on Baseline Estimation Method Based on Attitude Analysis of Spaceborne Distributed InSAR System

TIAN Jiaqi^{1,2,3}, LIANG Weibin^{1,2}, WANG Yafen^{1,2,3}, CHAI Huiming^{1,2}, LIN Zi^{1,2}

- Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
- Key Laboratory of Technology in Geo-spatial Information Processing and Application System, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
- School of Electronic, Electrical and Communication Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Spaceborne distributed interferometric synthetic aperture radar (InSAR) system flying in formation winding, the relative attitude change of the two satellites leads to the dynamic change of baseline system error. The traditional baseline estimation method of calculating the mean value of baseline calibration results for a single calibration site cannot be effectively applied to uncalibrated arcs. A baseline estimation method is proposed in this paper to solve this problem. The baseline system error and the system error of the two satellites are analyzed, and the baseline calibration result is converted to the satellite system error. Then the baseline error of the uncalibrated arc is calculated by combining the orbit parameters and motion attitude of the satellite. The variations of the elevation difference, the relative attitude and the system error of the traditional baseline estimation method and the proposed baseline estimation method during the flight of the satellite are simulated, and the experimental results are verified by the measured data of the Chinese spaceborne distributed InSAR system. The experimental results show that the proposed baseline estimation method can improve the ground elevation measurement accuracy of the uncalibrated arc compared with the traditional baseline estimation method, and provide a new method for the application of baseline calibration results of spaceborne distributed InSAR system.

Key words: spaceborne distributed InSAR; baseline estimation method; systematic error; baseline calibration

0 引言

星载分布式 InSAR 系统是合成孔径雷达 (Synthetic Aperture Radar, SAR) 技术和卫星编队有机结合的航天干涉雷达系统,通过两颗或多颗 SAR 卫星编队飞行,利用干涉原理测制高精度数字高程模型 (Digital Elevation Model, DEM)^[1]。2010 年,德国宇航中心发射 TanDEM-X 卫星,与 TerraSAR-X 卫星编队飞行,首次实现了星载双星分布式干涉测量^[2]。近年来,我国星载分布式 InSAR 系统蓬勃发展,成功发射了 TH-2、LT-1 和 HT-1 等 InSAR 系统^[3-5],有效弥补了我国在三维地形测绘领域的技术短板,为高精度地形数据的获取提供了重要支撑。相较于星载重轨 InSAR 系统和双天线 InSAR 系统,星载分布式 InSAR 系统具有重访周期短、雷达回波相干性好、干涉基线长度长、测制精度高等优点,但需要两颗或多颗卫星协同工作,实施难度相对较大且高程测量精度受干涉基线影响大。

干涉基线是指 InSAR 系统对地面同一目标进行观测时,主辅雷达两次成像时刻 SAR 天线相位中心 (Antenna Phase Center, APC) 的连线,简称基线^[6]。目前常采用全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 双频载波相位差分测量技术实现星间基线高精度测量,主要包括 GNSS 天线相位中心测量、相对定轨以及 GNSS 天线相位中心和 SAR 天线相位中心坐标转换三部分。星载分布式 InSAR 系统受内部硬件老化、温度变化和卫星平台飞行姿态不稳定等因素影响,导致 GNSS 相位中心、SAR 天线相位中心和雷达姿态产生测量误差,降低基线测量精度^[7]。基线精度是影响星载分布式 InSAR 系统测量高程精度的重要因素,基线定标技术能够对基线测量过程中的系统误差进行定标并校准,是获取高精度 DEM 的必要手段,目前多采用单定标场地实现基线定标。文献[8-16]分析了目标高程对基线的敏感度,建立敏感度方程,利用地面控制点 (Ground Control Points, GCPs) 或参考 DEM 信息完成星载分布式 InSAR 系统基线定标;文献[14-15,17-19]根据 InSAR 测高原理,建立基线偏差方程,利用 GCPs 完成星载分布式 InSAR 系统基线定标。为降

低定标结果偶然性的影响,上述文献采用多次定标结果求均值作为全弧段基线测量系统误差完成基线修正。星载分布式 InSAR 系统采用异轨道面编队缠绕飞行,双星需要调整各自运动姿态以保证观测同一地面目标。双星运动姿态的相对变化导致双星各自系统误差相对关系发生变化,影响合成的基线系统误差,降低 InSAR 系统的测高精度,单定标场多次定标结果求均值的传统基线估计方法无法精确应用至卫星未定标弧段。

针对上述基线定标结果应用存在的问题,本文对星载分布式 InSAR 系统双星姿态进行分析,提出了一种基线估计方法,实现多景基线定标结果的拓展应用:首先建立坐标系对基线测量误差和双星各自系统误差进行分析,根据坐标系间的旋转关系将双星各自系统误差以及基线定标结果旋转至地固系;然后根据双星姿态数据及已有定标结果实现双星各自系统误差求解,并建立基线误差外推模型,该模型保证了基线误差外推过程中双星各自系统误差的地理一致性;最后根据未定标弧段的双星轨道参数和运动姿态外推该弧段基线误差,修正 GNSS 天线获取的基线初始值,提高 InSAR 系统测量精度。该方法考虑了卫星姿态对基线测量系统误差的影响,确保了基线估计结果的准确性和适用性。

1 坐标系的建立及其转换关系

1) 地固坐标系 $X_g Y_g Z_g$

坐标原点为地心 O , OX_g 轴指向本初子午线与赤道的交点, OZ_g 轴指向北极, OY_g 垂直于平面 $X_g OZ_g$ 且构成右手坐标系。

2) 惯性坐标系 $X_0 Y_0 Z_0$

坐标原点为地心 O , OX_0 轴指向春分点, OZ_0 轴指向北极, OY_0 垂直于平面 $X_0 OZ_0$ 且构成右手坐标系。

3) 轨道平面坐标系 $X_v Y_v Z_v$

坐标原点为地心 O , OX_v 轴指向卫星轨道近地点, OZ_v 轴指向卫星飞行角动量方向, OY_v 轴垂直于平面 $X_v OZ_v$ 且构成右手坐标系。

4) 卫星平台坐标系 $X_r Y_r Z_r$

坐标原点为卫星质心 O_s , $O_s X_r$ 轴指向卫星速度方向, $O_s Z_r$ 轴与 OZ_v 轴方向相同, $O_s Y_r$ 轴垂直于

平面 $X_r O Z_r$ 且构成右手坐标系。

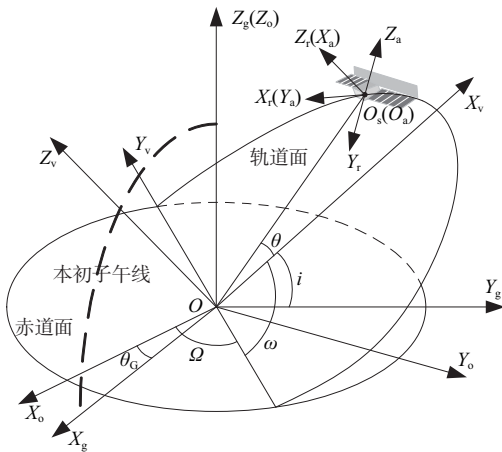
5) 卫星星体坐标系 $X_e Y_e Z_e$

坐标原点为卫星质心 O_s , $O_s X_e$ 轴与卫星滚动轴重合, $O_s Z_e$ 轴与卫星偏航轴重合, $O_s Y_e$ 轴与卫星俯仰轴重合。

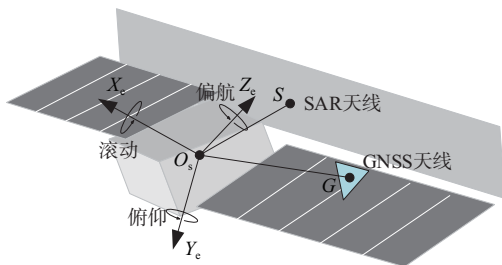
6) APC坐标系

坐标原点为主雷达天线相位中心 O_a , $O_a Y_a$ 轴指向卫星速度方向, $O_a X_a$ 轴垂直于平面 $O O_a Y_a$, $O_a Z_a$ 轴满足右手螺旋法则。

设卫星飞行过程中轨道六根数半长轴为 a 、偏心率为 e 、轨道倾角为 i 、升交点赤径为 Ω 、近地点幅角为 ω 、真近点角为 θ 、航迹角为 γ 、横滚角为 θ_r 、偏航角为 θ_y 、俯仰角为 θ_p 、格林尼治时角为 θ_G , 如图1所示为各坐标系及卫星轨道示意图。



(a) 地固系、惯性系、轨道平面系、卫星平台系和APC系示意图



(b) 卫星星体坐标系示意图

图1 卫星轨道及坐标系示意图

卫星星体坐标系首先绕 $O_s Y_e$ 轴、 $O_s Z_e$ 轴和 $O_s X_e$ 轴分别对卫星俯仰角、偏航角和横滚角进行旋转得到卫星平台坐标系, 其次绕 $O_s Z_r$ 轴对真近点角和航迹角进行旋转得到轨道平面坐标系, 然后绕 $O Z_r$ 轴、 $O Y_r$ 轴和 $O X_r$ 轴分别对卫星近地点幅角、轨道倾角和升交点赤径进行旋转得到惯性坐标系, 最后对岁差矩阵、章动矩阵和格林尼治时角进行旋转得到地固坐标系。

令 $L_x(\alpha)$ 为向量绕 X 轴逆时针旋转 α 度的旋转矩阵, $L_y(\alpha)$ 为向量绕 Y 轴逆时针旋转 α 度的旋转矩阵, $L_z(\alpha)$ 为向量绕 Z 轴逆时针旋转 α 度的旋转矩阵, 则 $L_x(\alpha)$ 、 $L_y(\alpha)$ 和 $L_z(\alpha)$ 分别为

$$L_x(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & -\sin \alpha \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$L_y(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$L_z(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

卫星星体坐标系旋转至地固坐标系的流程图及对应的旋转矩阵如图2所示^[20]。其中 $L_x(-\epsilon_M - \Delta\epsilon)L_z(-\Delta\varphi)L_x(\epsilon_M)$ 为章动矩阵, $\Delta\epsilon$ 为交角章动, $\Delta\varphi$ 为黄经章动, ϵ_M 为平黄赤交角, $L_z(-z_A)L_y(-\theta_A)L_z(-\xi_A)$ 为岁差矩阵。设卫星位置向量为 \vec{R} , 速度向量为 \vec{v} , 角动量为 \vec{h} , 升交线矢量为 \vec{n} , 儒略世纪数 t , 引力常数 μ , 黄道与月球平轨道升交点黄经 Ω , 月球平黄经 L , 太阳平黄经 L' , 各旋转角度及旋转矩阵 L_s 计算如下:

$$a = -\frac{\mu}{v^2 - 2\mu/R} \quad (4)$$

$$\vec{h} = \vec{R} \times \vec{v} \quad (5)$$

$$\vec{e} = \frac{1}{\mu} \left[\left(v^2 - \frac{\mu}{R} \right) \vec{R} - \left(\vec{R} \cdot \vec{v} \right) \vec{v} \right] \quad (6)$$

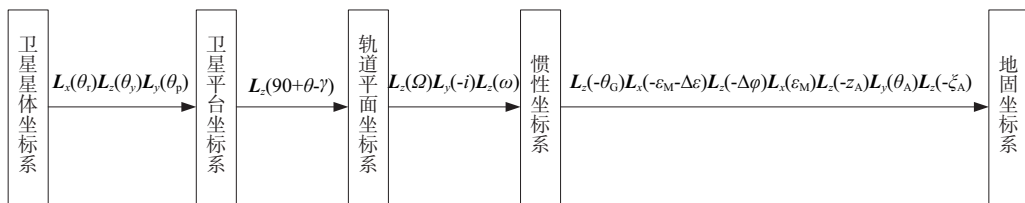


图2 坐标系旋转流程图

$$i = \arccos\left(\frac{\vec{Z}_g \cdot \vec{h}}{|\vec{h}|}\right) \quad (7)$$

$$\omega = \arccos\left(\frac{\vec{n} \cdot \vec{e}}{n \cdot e}\right) \quad (8)$$

$$\Omega = \arccos\left(\frac{\vec{n} \cdot \vec{X}_g}{|\vec{n}|}\right) \quad (9)$$

$$\theta = \arccos\left(\frac{\vec{e} \cdot \vec{R}}{e \cdot R}\right) \quad (10)$$

$$\gamma = \arctan\left(\frac{e \sin \theta}{1 + e \sin \theta}\right) \quad (11)$$

$$\Delta\varepsilon = 9.20'' \cos(\Omega_1) + 0.57'' \cos(2L) + 0.10'' \cos(2L') - 0.09'' \cos(2\Omega_1) \quad (12)$$

$$\Delta\varphi = -17.20'' \sin(\Omega_1) - 1.32'' \sin(2L) - 0.23'' \sin(2L') + 0.21'' \sin(2\Omega_1) \quad (13)$$

$$\varepsilon_M = 23^\circ 26' 21.448'' - 46.815 0''t - 0.000 59''t^2 + 0.001 813''t^3 \quad (14)$$

$$\xi_A = 2 306.218 1''t + 0.301 88''t^2 + 0.017 998''t^3 \quad (15)$$

$$\theta_A = 2 004.310 9''t - 0.426 65''t^2 - 0.041 833''t^3 \quad (16)$$

$$z_A = 2 306.218 1''t + 1.094 68''t^2 + 0.018 203''t^3 \quad (17)$$

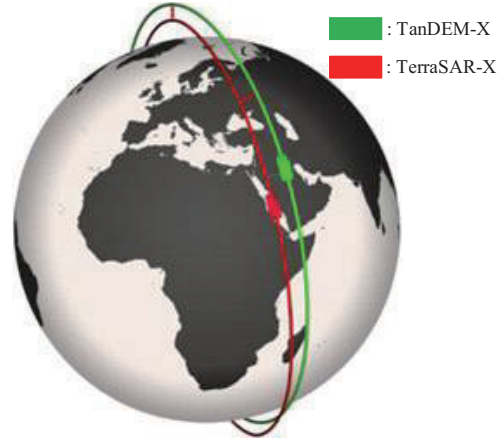
$$\begin{aligned} L_S = & L_z(-\theta_G)L_x(-\varepsilon_M - \Delta\varepsilon)L_z(-\Delta\varphi)L_x(\varepsilon_M) \cdot \\ & L_z(-z_A)L_y(\theta_A)L_z(-\xi_A)L_z(\Omega)L_y(-i) \cdot \\ & L_z(\omega)L_z(90 + \theta - \gamma)L_x(\theta_r)L_z(\theta_s)L_y(\theta_p) \end{aligned} \quad (18)$$

2 基线误差估计方法

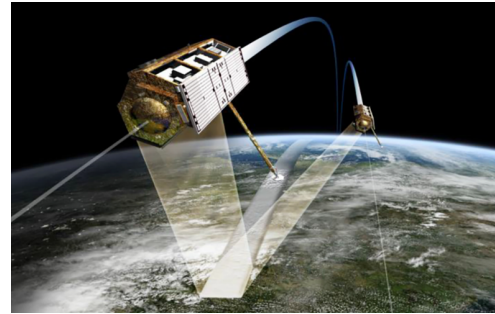
星载分布式 InSAR 系统采用编队飞行完成干涉测量,其星间基线时刻变化,如图3所示为德国宇航中心发射的 TanDEM-X 和 TerraSAR-X InSAR 系统运行示意图^[2]。为研究基线的变化情况,本节对基线系统误差进行分析并建立基线误差外推模型,实现全弧段基线高精度估计。

2.1 基线系统误差分析

如图4所示为星载分布式 InSAR 系统基线测量示意图,其中 G_A 和 G_B 分别为 A 星和 B 星 GNSS 天



(a) 双星编队飞行示意图



(b) 对地观测示意图

图3 德国 TanDEM-X 和 TerraSAR-X InSAR 系统运行示意图

线相位中心, O_A 和 O_B 分别为 A 星和 B 星质心, S_A 和 S_B 分别为 A 星和 B 星 SAR 天线相位中心。则该 InSAR 系统基线测量公式可以表示为

$$\begin{aligned} \vec{S}_A \vec{S}_B = & \vec{O}_A \vec{O}_B - \vec{O}_A \vec{S}_A + \vec{O}_B \vec{S}_B = \\ & \vec{G}_A \vec{G}_B + \vec{O}_A \vec{G}_A - \vec{O}_B \vec{G}_B - \vec{O}_A \vec{S}_A + \vec{O}_B \vec{S}_B \end{aligned} \quad (19)$$

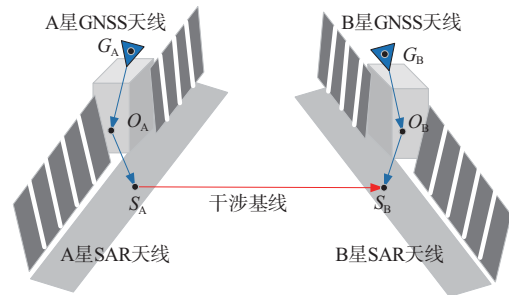


图4 星载分布式 InSAR 系统基线测量示意图

基线测量误差包括随机误差和系统误差,其分类如图5所示。随机误差具有偶然性和不规则性,在此不作深入研究。系统误差包括双星各自的 GNSS 天线安装误差 G_i 、卫星平台形变引起的

GNSS天线位置误差 G_d 、GNSS天线相位中心测量误差 G_m 、SAR天线安装误差 S_i 、卫星平台形变引起的SAR天线位置误差 S_d 以及SAR天线相位中心测量误差 S_m 。令 $\delta = G_i + G_m + G_d - S_i - S_m - S_d$ 为卫星星体坐标系下的系统误差,如图6所示为单星系统误差示意图。

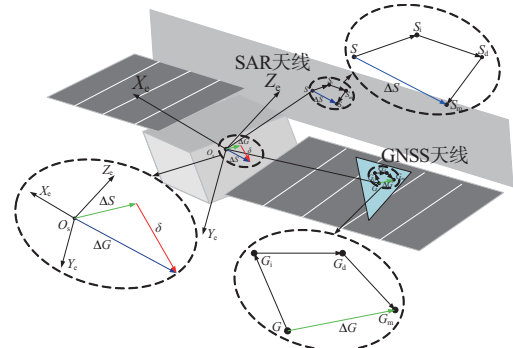


图6 单星系统误差示意图

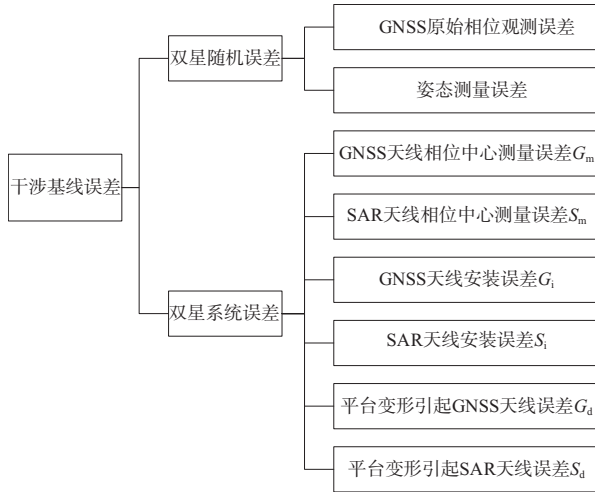


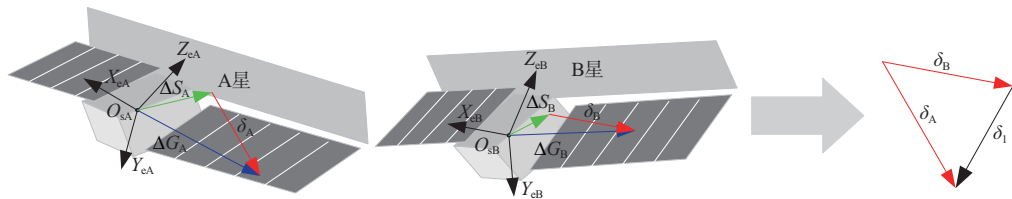
图5 干涉基线误差分类

设A星为主星,当B星姿态相对A星变化时,B星系统误差在A星星体坐标系中的向量随之变化,影响合成后的基线系统误差。如图7所示为基线系统误差合成示意图,其中 δ_A 和 δ_B 分别为A、B星各自系统误差, δ_1 和 δ_2 分别为两个状态下的基线测量系统误差。

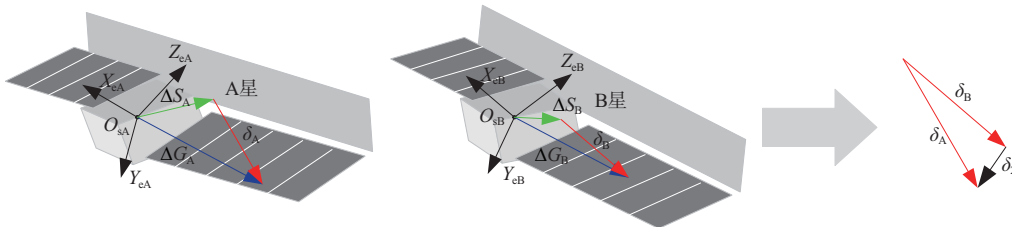
2.2 基线误差外推模型

设卫星星体坐标系下GNSS天线安装误差为 $\Delta G_i = (\Delta G_{ix}, \Delta G_{iy}, \Delta G_{iz})$, GNSS天线相位中心测量误差为 $\Delta G_m = (\Delta G_{mx}, \Delta G_{my}, \Delta G_{mz})$, 卫星形变引起的GNSS天线位置误差 $\Delta G_d = (\Delta G_{dx}, \Delta G_{dy}, \Delta G_{dz})$, SAR天线安装误差为 $\Delta S_i = (\Delta S_{ix}, \Delta S_{iy}, \Delta S_{iz})$, SAR天线相位中心测量误差为 $\Delta S_m = (\Delta S_{mx}, \Delta S_{my}, \Delta S_{mz})$, 卫星形变引起的SAR天线位置误差 $\Delta S_d = (\Delta S_{dx}, \Delta S_{dy}, \Delta S_{dz})$ 。设A星旋转矩阵为 L_{SA} , B星旋转矩阵为 L_{SB} , 则基线表示为

$$\begin{aligned} \overrightarrow{S_A S_B} = & \overrightarrow{G_A G_B} + \overrightarrow{O_A G_A} + L_{SA} \cdot (\Delta G_{iA} + \Delta G_{mA} + \Delta G_{dA}) - \\ & \overrightarrow{O_B G_B} - L_{SB} \cdot (\Delta G_{iB} + \Delta G_{mB} + \Delta G_{dB}) - \\ & \overrightarrow{O_A S_A} - L_{SA} \cdot (\Delta S_{iA} + \Delta S_{mA} + \Delta S_{dA}) + \\ & \overrightarrow{O_B S_B} + L_{SB} \cdot (\Delta S_{iB} + \Delta S_{mB} + \Delta S_{dB}) \quad (20) \end{aligned}$$



(a) 状态1基线系统误差合成示意图



(b) 状态2基线系统误差合成示意图

图7 基线系统误差合成示意图

由基线计算公式(20)推导地固坐标系下基线的系统误差:

$$\begin{aligned} \Delta \vec{S}_A \vec{S}_B = & L_{SA} \cdot (\Delta G_{iA} + \Delta G_{mA} + \Delta G_{dA}) - L_{SB} \cdot (\Delta G_{iB} + \Delta G_{mB} + \Delta G_{dB}) - \\ & L_{SA} \cdot (\Delta S_{iA} + \Delta S_{mA} + \Delta S_{dA}) + L_{SB} \cdot (\Delta S_{iB} + \Delta S_{mB} + \Delta S_{dB}) = \\ & L_{SA} \cdot \begin{bmatrix} \Delta G_{ixA} + \Delta G_{mxA} + \Delta G_{dxA} - \Delta S_{ixA} - \Delta S_{mxA} - \Delta S_{dxA} \\ \Delta G_{iyA} + \Delta G_{myA} + \Delta G_{dyA} - \Delta S_{iyA} - \Delta S_{myA} - \Delta S_{dyA} \\ \Delta G_{izA} + \Delta G_{mzA} + \Delta G_{dzA} - \Delta S_{izA} - \Delta S_{mzA} - \Delta S_{dzA} \end{bmatrix} - \\ & L_{SB} \cdot \begin{bmatrix} \Delta G_{ixB} + \Delta G_{mxB} + \Delta G_{dxB} - \Delta S_{ixB} - \Delta S_{mxB} - \Delta S_{dxB} \\ \Delta G_{iyB} + \Delta G_{myB} + \Delta G_{dyB} - \Delta S_{iyB} - \Delta S_{myB} - \Delta S_{dyB} \\ \Delta G_{izB} + \Delta G_{mzB} + \Delta G_{dzB} - \Delta S_{izB} - \Delta S_{mzB} - \Delta S_{dzB} \end{bmatrix} = \\ & L_{SA} \cdot \delta_A - L_{SB} \cdot \delta_B \end{aligned} \quad (21)$$

式中 $\delta_A = (\Delta x_A, \Delta y_A, \Delta z_A)^T$ 和 $\delta_B = (\Delta x_B, \Delta y_B, \Delta z_B)^T$ 分别为星体坐标系下 A 星和 B 星的系统误差,且在卫星飞行过程中保持恒定。已知 InSAR 系统在状态 1 的基线定标结果为 $\delta_1 = (\Delta B_{x1}, \Delta B_{y1}, \Delta B_{z1})^T$, A、B 星各自旋转矩阵为 L_{SA1} 和 L_{SB1} ;在状态 2 的基线定标结果为 $\delta_2 = (\Delta B_{x2}, \Delta B_{y2}, \Delta B_{z2})^T$, A、B 星各自旋转矩阵为 L_{SA2} 和 L_{SB2} ,建立系统误差解算方程:

$$\begin{cases} L_{SA1} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x_A \\ \Delta y_A \\ \Delta z_A \end{bmatrix} - L_{SB1} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x_B \\ \Delta y_B \\ \Delta z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta B_{x1} \\ \Delta B_{y1} \\ \Delta B_{z1} \end{bmatrix} \\ L_{SA2} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x_A \\ \Delta y_A \\ \Delta z_A \end{bmatrix} - L_{SB2} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x_B \\ \Delta y_B \\ \Delta z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta B_{x2} \\ \Delta B_{y2} \\ \Delta B_{z2} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (22)$$

根据方程(22)解算的 AB 星系统误差 δ_A 和 δ_B 结合任意状态 t 卫星飞行姿态数据计算的旋转矩阵 L_{SAt} 和 L_{SBt} 建立该状态下的基线误差 δ_t 外推模型:

$$\delta_t = L_{SAt} \cdot \delta_A - L_{SBt} \cdot \delta_B \quad (23)$$

3 实验

3.1 仿真分析

1) 理论状态分析

为分析卫星飞行过程中 InSAR 系统的基线长度及双星相对位置关系,实验使用 InSAR 系统绕轨道运行 5 700 s 内(约绕地球飞行一圈)的轨道数据进行仿真。设初始时刻 A 星和 B 星的轨道六根数如表 1 所示,设 A 星天线相位中心为 A, B 星天线相位中心为 B,地心为 O,图 8 和图 9 仿真了 InSAR 系统运行 5 700 s 内基线长度以及 $\angle OAB$ 的变化情况,并以 A 星为主星建立 APC 坐标系,对 B 星在该坐标系下的位置进行仿真,如图 10 所示。

表 1 初始时刻卫星各项参数

仿真参数	A 星	B 星
半长轴	6 976.600 5 km	6 976.600 7 km
轨道 偏心率	0.002 22	0.002 18
轨道 轨道倾角	97.743 0°	97.742 9°
六 升交点赤径	327.321 9°	327.317 7°
根 数 近地点幅角	66.030 7°	64.765 8°
真近点角	172.049 0°	173.313 4°

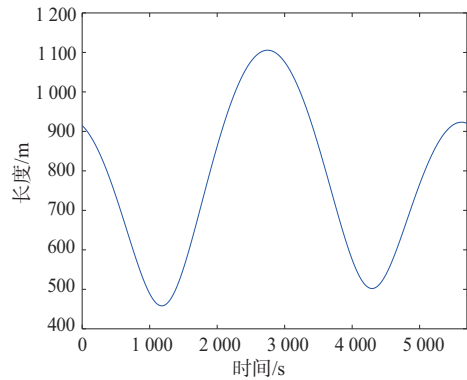


图 8 InSAR 系统飞行 5 700 s 内基线长度变化情况

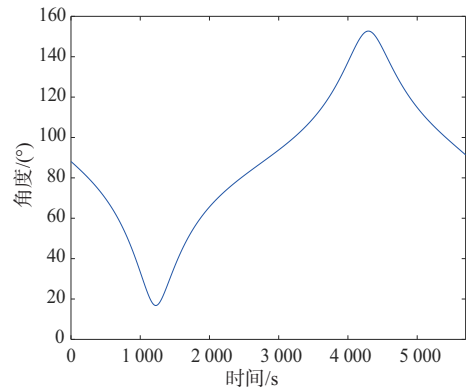


图 9 InSAR 系统飞行 5 700 s 内 $\angle OAB$ 变化情况

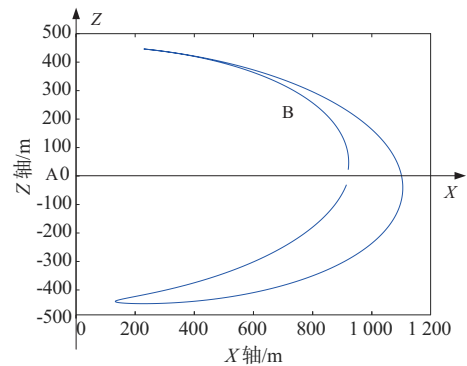


图 10 B 星相对于 A 星位置关系

根据图 10 双星位置关系,选择两个近似状态进行系统误差分析,如图 11 所示。假定 A 星在两

状态卫星姿态不变,保持轨道高度615 km,下视角 15° 观测地面目标。设 P 为A星观测的地面目标,状态1B星相位中心为 B_1 ,基线长度为1 000 m, $\angle OAB_1 = 90^\circ$,B星下视角为 θ_1 ;状态2B星相位中心为 B_2 ,基线长度为460 m, $\angle OAB_2 = 20^\circ$,B星下视角为 θ_2 。为保证B星在不同状态能够和A星观测同一区域,B星需要调整姿态以满足相应下视角要求。根据几何关系,计算可得B星两次下视角变化 $\Delta\theta = \theta_1 - \theta_2 \approx 0.083\ 058^\circ$ 。当B星具有2 cm系统误差时,由B星姿态角改变 $\Delta\theta$ 引起平行基线长度变化0.028 992 mm,导致高程变化约为0.119 6 m,本文认为当两种方法测量高程差的绝对值大于0.1 m时,该误差不可忽略。

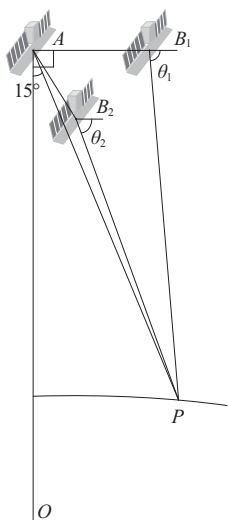
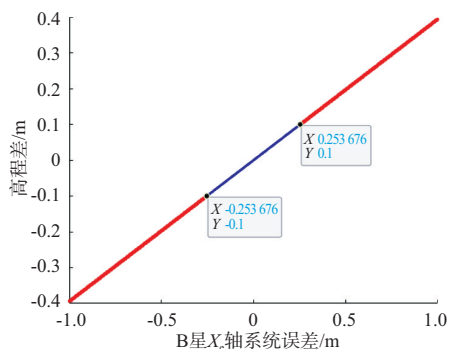


图11 InSAR系统状态示意图

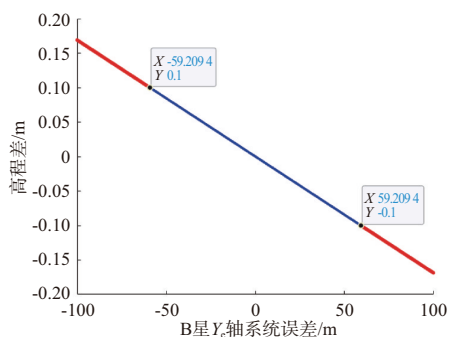
2) 实际状态分析

选择我国某InSAR系统飞行过程中的两次实测卫星姿态数据如表2所示,对卫星系统误差进行分析,推导不同状态下多次定标结果求均值的基线估计方法(以下简称传统方法)和本文基于双星姿态的基线估计方法(以下简称本文方法)的测量高程差,仿真出两种方法测量高程差与B星星体坐标系下三轴系统误差的变化关系,仿真结果如图12所示。

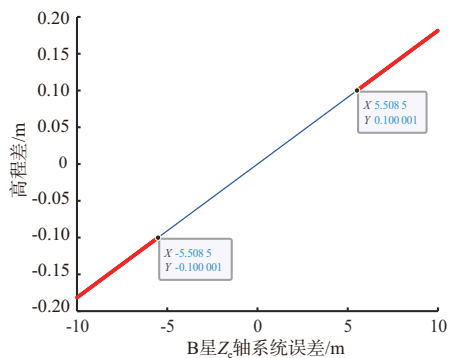
图12仿真结果表明两种方法测量高程差对星体坐标系下 X_e 轴系统误差的敏感度最高。在此基础上,通过仿真研究两种方法测量高程差与双星姿态角相对变化的关系。令初始时刻B星姿态角(横滚角、俯仰角和偏航角)与A星相



(a) 两种方法测量高程差与 X_e 轴系统误差关系



(b) 两种方法测量高程差与 Y_e 轴系统误差关系



(c) 两种方法测量高程差与 Z_e 轴系统误差关系

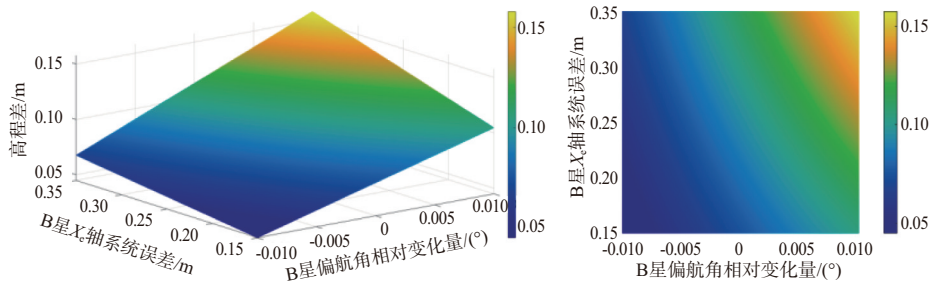
图12 两种方法测量高程差与B星星体坐标系下三轴系统误差关系

同,改变B星姿态角的大小以模拟B星相对A星姿态变化,仿真两种方法高程差随B星相对姿态角以及 X_e 轴系统误差的变化情况如图13所示。

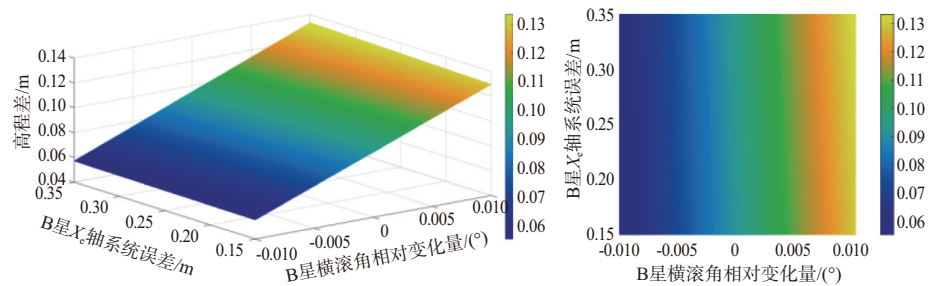
上述仿真结果表明:在理论状态下,当星体坐标系下 X_e 轴系统误差大于2 cm时,姿态对测量高程的影响不可忽略;在表2所示状态下,当双星姿态角相对变化大于 0.005° 时,姿态对测量高程的影响不可忽略。

表 2 卫星姿态数据

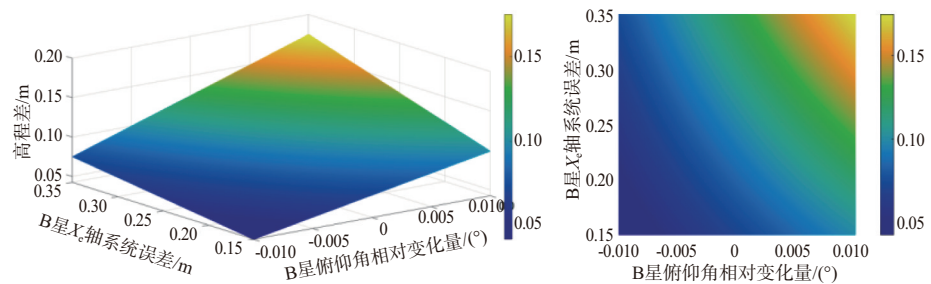
参数	场景 1		场景 2		
	A 星	B 星	A 星	B 星	
成像时间	2024/04/09	2024/04/09	2024/08/04	2024/08/04	
卫星位置/ m	OX_g 轴	-658 435.277	-658 122.719	-1 527 286.156	-1 526 965.861
	OY_g 轴	5 249 497.169	5 249 580.262	5 155 241.978	5 155 356.055
	OZ_g 轴	4 551 832.049	4 552 404.999	4 450 235.806	4 450 849.790
卫星速度/ ($m \cdot s^{-1}$)	OX_g 轴	741.245	741.539	-69.989	-69.682
	OY_g 轴	4 988.682	4 988.544	4 935.138	4 935.099
	OZ_g 轴	-5 629.989	-5 629.481	-5 724.639	-5 724.096
姿态角/($^\circ$)	横滚角	-0.000 360	-0.000 235	-0.001 235	-0.000 237
	俯仰角	0.079 615	0.078 062	0.078 763	0.077 391
	偏航角	2.849 179	2.848 982	2.902 099	2.902 245



(a) 高程差与偏航角变化量和系统误差关系



(b) 高程差与横滚角变化量和系统误差关系



(c) 高程差与俯仰角变化量和系统误差关系

图 13 两种方法高程差与姿态角相对变化量和 B 星 X_c 轴系统误差关系

3.2 实测数据

本文所提基线估计方法及精度检验需要在轨卫星及定标场地支持,本文选择我国目前在轨星载分布式InSAR系统,结合新疆哈密戈壁地区定标场地和酒泉地区定标场地进行实验。新疆定标场具备机载激光雷达获取的点云数据和GCPs数据,可用于基线定标及精度检验;酒泉定标场具备GCPs数据,同样可用于精度检验。如图14所示为我国新疆定标场控制点实物图及分布情况。



(a) 新疆定标场控制点实物图



(b) 新疆定标场控制点分布情况

图14 新疆定标场示意图

1) 基线定标数据的选取

实验选取该InSAR系统于2024年4月和6月拍摄的两景新疆定标场数据用于AB星系统误差计算。如表3所示为两定标场景的各项参数。

表3 新疆定标场基线定标结果

参数	定标场景1	定标场景2
日期	2024/04/09	2024/06/08
主星	A星	A星
GCPs个数	5	6
基线定标结果/m	$O_g X_g$ 轴	-0.007 773 66
	$O_g Y_g$ 轴	-0.009 672 95
	$O_g Z_g$ 轴	0.004 749 46

2) 实验验证数据的选取

实验分别选取该InSAR系统于2024年8月、2024年10月拍摄的酒泉定标场数据和2024年8月拍摄的新疆定标场数据,三景验证数据包括了卫星飞行过程中不同时段和不同拍摄场景,实验通过基线改正前后GCPs的高程测量值对本文方法进行验证。如表4所示为三景验证数据的各项参数。

表4 验证场景各项参数

参数	验证场景1	验证场景2	验证场景3
日期	2024/08/04	2024/10/11	2024/08/07
主星	A星	A星	A星
GCPs个数	6	6	4
地点	酒泉	酒泉	新疆

表5所示为三景验证数据的基线误差修正量,包括传统定标结果求均值的估计方法和本文所提基于双星姿态的估计方法。表6对比了无修正量、加入传统方法以及加入本文方法修正量后,各验证场景内GCPs的绝对高程误差和相对高程误差。绝对高程误差是指GCPs的测量高程与真实高程之间的偏差,衡量了GCPs高程测量的绝对准确性;相对高程误差是指不同GCPs之间测量高程差异,衡量了GCPs高程测量的相对一致性。

表5 各验证场景基线修正量

基线修正量	验证场景1	验证场景2	验证场景3	
传统方法基线修正量/m	$O_g X_g$ 轴	-0.010 286 5	-0.009 364 11	-0.004 101 25
	$O_g Y_g$ 轴	-0.017 008 2	-0.017 495 8	-0.019 431 4
	$O_g Z_g$ 轴	0.007 301 11	0.007 389 65	0.007 348 24
本文方法基线修正量/m	$O_g X_g$ 轴	-0.010 717 9	-0.009 285 27	-0.001 735
	$O_g Y_g$ 轴	-0.014 257 1	-0.014 696 5	-0.024 432
	$O_g Z_g$ 轴	0.012 203 9	0.010 790 6	-0.002 221 02

表6 各验证场景GCPs高程测量精度

高程精度	验证场景1	验证场景2	验证场景3	
无修正量	绝对高程误差/m	4.702 149	7.518 087	5.481 84
	相对高程误差/m	0.948	0.343	0.131
传统方法	绝对高程误差/m	2.523 435	0.759 16	1.912 026
	相对高程误差/m	0.972	0.405	0.089
本文方法	绝对高程误差/m	0.955 766	0.311 35	1.782 370
	相对高程误差/m	0.96	0.397	0.046 997

表6实验结果表明,在不同时段、不同拍摄场景的GCPs绝对高程误差相较于传统方法均有所

降低,证明了本文方法相较于传统方法能够提高星载分布式InSAR系统的高程测量精度。

4 结束语

针对传统星载分布式InSAR系统基线定标结果应用不准确的问题,本文对星载分布式InSAR系统双星姿态进行分析,提出一种新的基线估计方法。该方法利用已知基线定标结果,完成卫星星体坐标系下的系统误差求解,然后根据卫星任意时刻的姿态数据推算该时刻的基线偏差实现基线估计。与传统多景基线定标结果求均值的方法相比,本文所提方法考虑了卫星轨道及姿态对基线的影响,提高了星载分布式InSAR系统基线定标结果应用的合理性。

参考文献:

- [1] 楼良盛,刘志铭,张昊,等.天绘二号卫星关键技术[J].测绘学报,2022,51(12):2403-2416.
- [2] ZINK M, MOREIRA A, HAJNSEK I, et al. TanDEM-X: 10 Years of Formation Flying Bistatic SAR Interferometry [J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2021, 14:3546-3565.
- [3] 向建冰,吕孝雷,付希凯,等.天绘二号双星InSAR成像与DSM生成技术[J].测绘学报,2022,51(12):2493-2500.
- [4] 邓云凯,王宇,刘开雨,等.陆探一号卫星SAR载荷关键技术[J].测绘学报,2024,53(10):1881-1895.
- [5] 杨娜,廖通逵,路聚峰,等.航天宏图一号合成孔径雷达卫星系统及应用[J].卫星应用,2024(7):12-19.
- [6] 齐阳.我国LT-1编队InSAR基线定标方法研究[D].北京:中国科学院大学,2021.
- [7] 李世忠,邵龙,黄志勇,等.分布式InSAR卫星系统星间高精度基线测量方法[C]//第八届高分辨率对地观测学术年会论文集,北京:中科院空天信息创新研究院,2022:485-499.
- [8] ZINK M, GEUDTNER D. Calibration of the Interferometric X-SAR System on SRTM [C]// IEEE 1999 International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Germany: IEEE, 1999:227-229.
- [9] MALLORQUI J J, BARA M, BROQUETAS A. Calibration Requirements for Airborne SAR Interferometry [C]// European Remote Sensing, Barcelona, Spain: [s.n.], 2000:267-278.
- [10] GONZALEZ J H, BACHMANN M, KRIEGER G, et al. Development of The TanDEM-X Calibration Concept: Analysis of Systematic Errors [J]. IEEE Trans on Geoscience and Remote Sensing, 2010, 48(2):716-726.
- [11] GONZALEZ J H, ANTONY J W, BACHMANN M, et al. Bistatic System and Baseline Calibration in TanDEM-X to Ensure the Global Digital Elevation Model Quality [J]. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2012, 73:3-11.
- [12] ANTONY J W, GONZALEZ J H, SCHWERDT M, et al. Results of the TanDEM-X Baseline Calibration [J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2013, 6(3):1495-1501.
- [13] 曾友兵.高精度机载InSAR外定标方法研究[D].北京:中国科学院大学,2016.
- [14] 钱方明.微波干涉测绘卫星干涉定标关键技术研究[D].郑州:战略支援部队信息工程大学,2020.
- [15] 钱方明,陈刚,楼良盛,等.天绘二号卫星两种基线定标模型比较分析[J].测绘学报,2022,51(12):2425-2432.
- [16] 齐阳,王宇,洪峻,等.TwinSAR-L基线定标中的参考高程误差分析[J].雷达科学与技术,2022,20(1):58-64.
- [17] 陈刚,汤晓涛,钱方明.星载InSAR立体基线定标方法[J].武汉大学学报(信息科学版),2014,39(1):37-41.
- [18] MOU Jingwen, WANG Yu, HONG Jun, et al. Baseline Calibration of L-Band Spaceborne Bistatic SAR TwinSAR-L for DEM Generation [J]. Remote Sensing, 2023, 15(12):3024-3044.
- [19] YANG Qingyue, WANG Jili, WANG Yingjie, et al. Image-Based Baseline Correction Method for Spaceborne InSAR with External DEM [J]. IEEE Trans on Geoscience and Remote Sensing, 2023, 61:3238707.
- [20] 路瑞峰,高强,李科,等.分布式InSAR基线转换及其误差分析[J].上海航天,2012,29(2):7-12.

作者简介:

田家奇 男,硕士,主要研究方向为星载分布式InSAR系统基线定标。

梁维斌 男,博士,研究员,主要研究方向为量化遥感理论方法。

王亚芬 女,硕士,主要研究方向为星载SAR、InSAR数据处理。

柴会明 男,博士,助理研究员,主要研究方向为InSAR成像、TomoSAR成像。

林梓 男,硕士,助理研究员,主要研究方向为星载SAR、InSAR数据处理。