

文章编号:1000-6893(2009)02-0290-08

# 基于星载分布式 InSAR 测高精度的 导航卫星优选

姚静<sup>1,2</sup>, 易东云<sup>2</sup>, 朱炬波<sup>2</sup>, 聂鹏程<sup>2</sup>

(1. 国防科学技术大学 计算机学院, 湖南 长沙 410073)

(2. 国防科学技术大学 理学院, 湖南 长沙 410073)

## Navigation Satellite Selection Based on Spaceborne Distributed InSAR Terrain Height Determination Precision

Yao Jing<sup>1,2</sup>, Yi Dongyun<sup>2</sup>, Zhu Jubo<sup>2</sup>, Nie Pengcheng<sup>2</sup>

(1. College of Computer, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

(2. College of Science, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**摘要:** 从干涉合成孔径雷达(InSAR)测高精度需求出发,分析整个流程中的综合观测几何,联合 InSAR 对地观测参数、全球卫星导航系统(GNSS)对编队卫星观测参数和坐标系转换参数,建立了导航卫星的优选准则,理论推导了 InSAR 高程的误差传播系数。该准则直接针对 InSAR 高程精度进行优化选星,表征了综合几何关系下基线各分量对测高误差的贡献。仿真结果与理论推导相吻合,并给出了不同卫星导航系统、不同选星个数以及不同 InSAR 参数配置等多种场景下的结果比对。新准则相比以往基于最小相对精度衰减因子的选星准则,能够更好地反映实际几何关系,从而在相同观测条件下通过卫星优选得到更高的测高精度。

**关键词:** 干涉测量; 合成孔径雷达; 导航系统; 卫星优选; 误差传播; 误差分析

**中图分类号:** TN958;P228 **文献标识码:** A

**Abstract:** Based on the analysis of the integrated observation geometry, a criterion for navigation satellite optimal selection is presented from the perspective of interferometric SAR(InSAR) height precision requirement. The criterion is established by combining the parameters of the InSAR observation, the global navigation satellite system(GNSS)-based relative positioning and the coordinate system conversion. The InSAR height error propagation coefficients are also theoretically derived. The new criterion aims at carrying out optimal navigation satellite selection directly by InSAR height precision. The error contribution of each baseline component to the height error is also embodied under the integrated geometric relationship. Simulation results agree well with the theoretical derivation. Comparisons are also carried out for a variety of scenarios, such as different GNSS, different number of selected satellites, and different InSAR parameter configurations. Compared with the traditional satellite selection criterion based on minimal relative dilution of precision, the new criterion can reflect the practical geometric relationships more precisely, which may lead to a higher precision of InSAR height acquisition under the same observation conditions through satellite selection.

**Key words:** interferometry; synthetic aperture radar; navigation systems; satellite selection; error propagation; error analysis

干涉合成孔径雷达(Interferometric SAR, InSAR)利用雷达图像干涉获取地面高程,目前国内外已有多项计划参与研究,其发展迅速并已生成机载或星载的 InSAR 实用成果<sup>[1]</sup>。而采取小卫星编队飞行搭载合成孔径雷达(SAR)干涉天线的方式实现 InSAR 任务获取地面高程,克服了重

复轨道单天线干涉模式的时间去相关缺点,以及航天飞机分布式 SAR 平台的负载能力限制,可获得最优基线和多基线以提高干涉质量,近年来已发展成为国内外空间技术和遥感领域的研究热点。在应用过程中须解决一系列关键技术,包括编队构形的优化设计<sup>[2]</sup>、天线波束同步与相位同步、星间基线的高精度确定<sup>[3]</sup>等。其中,星间基线是直接影响 InSAR 测高几何关系和地面高程精度的重要特征量,如地面高程精度为

收稿日期:2007-11-06; 修订日期:2008-02-19

基金项目:国家“973”基础研究(5131701);国家自然科学基金(60604020);航天支撑技术基金(2006-HT-GFKD-02)

通讯作者:姚静 E-mail: isabellayj@yahoo.com.cn

10 m 量级,则要求星间基线精度为厘米甚至毫米量级<sup>[4-5]</sup>。

编队飞行的星间基线相比以往 InSAR 任务中的基线,具有三维立体和快速时变等特性。为获取高精度星间相对状态信息,可采取多种测量手段,包括基于激光、微波等星间测量和基于全球卫星导航系统(GNSS,如 GPS, Galileo 等)的相对状态测量。目前国外采用最多的是 GPS 测量方法,而星间激光测量等则用于校验<sup>[6]</sup>;国内也在积极研发自主的卫星导航系统。采取 GNSS 确定星间基线,出于计算效率和精度两方面考虑,一般需要进行导航卫星优选<sup>[7]</sup>。在选择导航卫星时通常都是基于编队卫星与导航卫星之间的相对位置关系构成的观测几何,因而优选卫星时尚未联系最终的遥感任务应用。本文拟从尽可能提高 InSAR 高程产品精度的角度出发,综合给出从导航系统选星到最终地面高程获取的流程,分析并集成其中的几何关系及误差传播关系,然后由高程精度需求来反演出优化的选星准则。

## 1 问题描述

本节给出任务流程与涉及的几何关系说明。所述问题背景是:基于 GNSS 对编队卫星的星间状态加以确定,得到高精度的星间基线,用于 InSAR 的地面高程获取。可将大致流程总结为图 1。在整个流程中,以往的研究相当于将任务划分

为两个子任务:Ⅰ基于 GNSS 的编队卫星状态确定(如图 2 所示);Ⅱ编队卫星的 InSAR 地面高程获取(如图 3 所示,图中符号说明见 2.1 节)。即在通常的研究中,子任务Ⅰ仅截止于在地球固连坐标系(记为  $F_{ECF}$ )下给出编队的相对状态(如,通常 GPS 定位成果都是在 WGS-84 坐标系下给出的),而在子任务Ⅱ中作为输入之一的却是编队主星质心轨道坐标系(记为  $F_O$ )下的星间三维基线,这二者之间脱节。

就几何关系而言,子任务Ⅰ关心的是在  $F_{ECF}$  下高精度地确定编队卫星相对状态,参与导航解算的卫星优选是在  $F_{ECF}$  下完成的,基于的准则是导航卫星与编队卫星的相对几何<sup>[7]</sup>;子任务Ⅱ关心的则是 InSAR 测高几何,其中星间基线、雷达下视角、斜视角等这些量决定了 InSAR 的观测几何,而这些是在  $F_O$  下完成的<sup>[5]</sup>。因此,InSAR 测高的最终目的是得到尽可能高精度的地面高程,如果仅在  $F_{ECF}$  下考虑几何关系以得到高精度的星间相对位置确定,对于最终的 InSAR 测高是不全面的。为建立两个子任务之间的桥梁,还须考虑从  $F_{ECF}$  到  $F_O$  的转换,而该转换构成了第 3 类几何关系。整个基于 GNSS 的编队卫星 InSAR 测高任务的几何,是由这 3 个几何关系共同确定的。以下将考虑对于 InSAR 高程最为有利的综合观测几何,并在此基础上进行导航卫星优选。

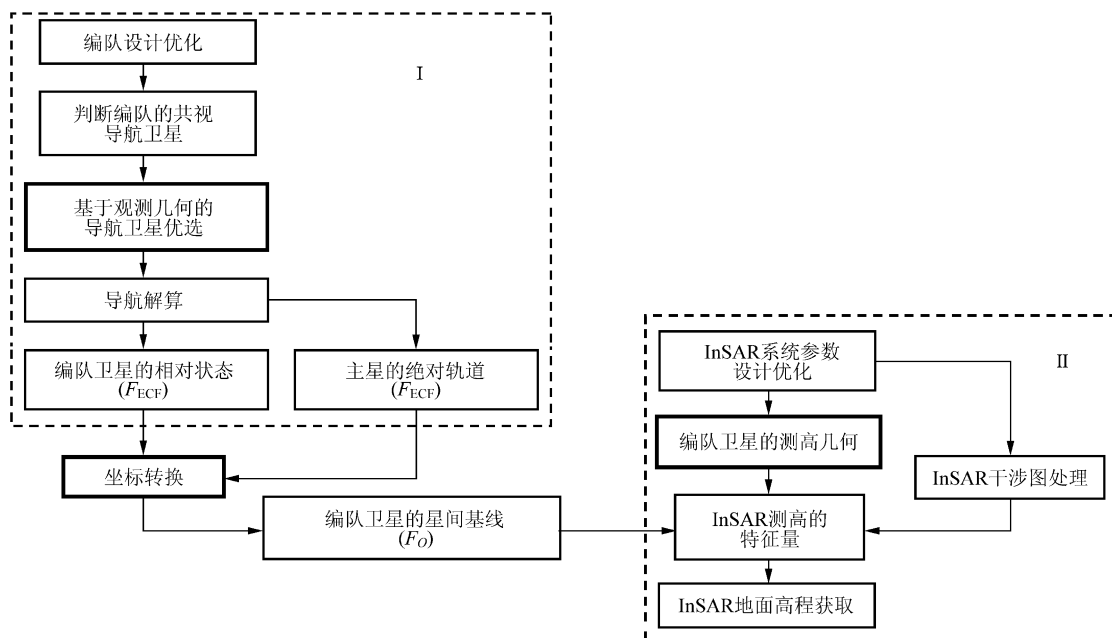


图 1 基于 GNSS 的编队卫星 InSAR 任务流程图

Fig. 1 Flowchart of formation flying satellite InSAR mission based on GNSS

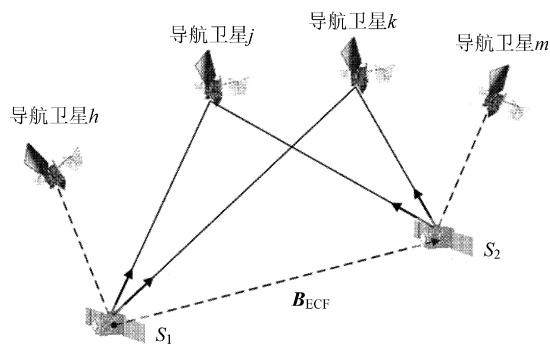


图2 基于GNSS的编队相对定位的观测几何示意图  
Fig. 2 Observation geometry of formation flying satellite relative positioning based on GNSS

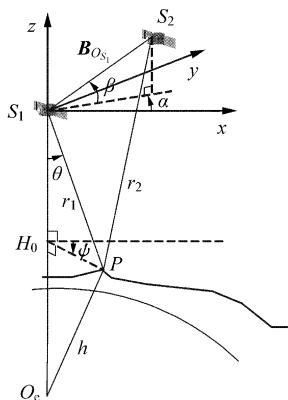


图3 InSAR测高几何关系示意图  
Fig. 3 Geometric relationship of InSAR height acquisition principle

## 2 几何关系与误差传播

整体的误差传播依赖于3个方面的几何关系,即:①编队卫星InSAR的测高几何;②导航卫星对编队卫星的观测几何;③从 $F_{ECF}$ 到 $F_O$ 转换中的几何。而最终的误差传播系数反映的是这3个方面的综合影响。本节先从测高和相对定位原理中提炼出前两个几何关系,并给出其间的误差传播,然后推导第3个几何关系,建立起三者之间的联系。

### 2.1 InSAR测高几何关系

InSAR测高的几何关系如图3所示。 $S_1$ 和 $S_2$ 分别为主星和辅星天线所在点, $O_e$ 表示地心, $x$ 为主星飞行速度方向, $z$ 为地心与主星连线方向, $x, y, z$ 构成右手坐标系。 $P$ 表示待测高程的散射点, $h$ 为绝对高度, $\theta$ 为 $S_1$ 的下视角, $r_1$ 和 $r_2$ 为两颗星到 $P$ 点的斜距(视线距离), $H_0$ 为主星

到地心的高度。 $\psi$ 为“视线-高度”平面与“速度-高度”平面之间的二面角,可等效为斜视角。描述在 $F_O$ 下的空间基线矢量 $\mathbf{B}_{O_{S_1}} = \overrightarrow{S_1 S_2}$ ,可采取极坐标和直角坐标这两种可相互转化的形式,本文采用后者: $[B_x \ B_y \ B_z]^T$ ,其中 $B_i (i=x, y, z)$ 为基线矢量在3个轴向上的投影。通过余弦定理可得<sup>[5]</sup>

$$h = \sqrt{H_0^2 + r_1^2 - 2H_0 r_1 \cos \theta} \quad (1)$$

根据干涉相位求解精确的 $\theta$ ,最后得到 $h$ ,此过程不再赘述。

由上述InSAR测高几何关系,易得高程相对于基线的敏感度,或称从基线到高程的误差传播系数 $\frac{\partial h}{\partial \mathbf{B}_{O_{S_1}}} \triangleq \left[ \frac{\partial h}{\partial B_x} \ \frac{\partial h}{\partial B_y} \ \frac{\partial h}{\partial B_z} \right]_{O_{S_1}}$ (文中“ $\triangleq$ ”表“记作”),具体到各方向分量,有:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial h}{\partial B_x} \Big|_{O_{S_1}} &= (\mu/\xi) (\sin \theta \cos \psi) \triangleq k_1 \\ \frac{\partial h}{\partial B_y} \Big|_{O_{S_1}} &= (\mu/\xi) (-\sin \theta \sin \psi) \triangleq k_2 \\ \frac{\partial h}{\partial B_z} \Big|_{O_{S_1}} &= (\mu/\xi) (-\cos \theta) \triangleq k_3 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: $\mu = \frac{r_1 H_0 \sin \theta}{\sqrt{H_0^2 + r_1^2 - 2H_0 r_1 \cos \theta}}$ ;  $\xi = B_x \cos \theta \cdot \cos \psi - B_y \cos \theta \sin \psi + B_z \sin \theta$ 。

### 2.2 导航卫星与编队的几何关系

基于GNSS对编队的相对定位,其观测几何如图2所示。其中导航卫星 $j$ 和 $k$ 为编队的共视卫星,而导航卫星 $h$ 和 $m$ 则只能为编队中的单颗卫星上的接收机所观测。对于有 $N$ 颗共视导航卫星的情形,将其中的第 $N$ 颗卫星作为参考卫星,得到双差方程,其设计矩阵为

$$\mathbf{G}_N = \mathbf{D}_N^T \mathbf{A}_N \quad (3)$$

式中: $\mathbf{D}_N = \begin{bmatrix} -\mathbf{I}_{N-1} \\ \mathbf{e}_{N-1}^T \end{bmatrix}$ ,  $\mathbf{I}_N$ 为 $N$ 维单位矩阵, $\mathbf{e}_N$ 为元素全为1的 $N$ 维矢量; $\mathbf{A}_N$ 为 $N$ 颗导航卫星视线(LOS)矢量构成的矩阵。

根据上述矩阵可以求解相对精度衰减因子RDOP,记 $\mathbf{Q}_{ECF} = (\mathbf{G}_N^T \mathbf{G}_N)^{-1}$ ,则有

$$\text{RDOP}_{ECF} = \sqrt{\text{tr} \mathbf{Q}_{ECF}} \quad (4)$$

事实上,这里的相对定位是在 $F_{ECF}$ 坐标系下求得的,以下标ECF表示。相对定位得到的是星间相对矢量,由此即可得 $F_{ECF}$ 下的三维空间基线。

需要指出的是,通常所做的导航卫星选择针对的就是在  $F_{\text{ECF}}$  下选取 RDOP 最小的卫星组合。由 RDOP 的由来可知,它描述的是在某一观测时刻,多颗导航卫星对接收机的几何分布而形成的对相对基线向量的精度衰减系数(误差放大系数)。 $\mathbf{Q}_{\text{ECF}}$  是一个  $3 \times 3$  的矩阵,其对角线上的 3 个元素  $\mathbf{Q}_{i,i}(i=1,2,3)$  分别对应 3 个方向的误差传播,即

$$\frac{\partial \mathbf{B}_{\text{ECF}}}{\partial \text{dd}\rho} = \left[ \begin{array}{ccc} \frac{\partial B_x}{\partial \text{dd}\rho} & \frac{\partial B_y}{\partial \text{dd}\rho} & \frac{\partial B_z}{\partial \text{dd}\rho} \end{array} \right]_{\text{ECF}}^T$$

式中:  $\text{dd}\rho$  为导航卫星构成的双差观测量,

$$\left. \begin{array}{l} \frac{\partial B_x}{\partial \text{dd}\rho} \Big|_{\text{ECF}} = \sqrt{(\mathbf{Q}_{\text{ECF}})_{1,1}} \\ \frac{\partial B_y}{\partial \text{dd}\rho} \Big|_{\text{ECF}} = \sqrt{(\mathbf{Q}_{\text{ECF}})_{2,2}} \\ \frac{\partial B_z}{\partial \text{dd}\rho} \Big|_{\text{ECF}} = \sqrt{(\mathbf{Q}_{\text{ECF}})_{3,3}} \end{array} \right\} \quad (5)$$

### 2.3 基线转换的几何关系

由于设备安装、测量原理等方面的原因,上述方法得到的基线与小卫星编队 InSAR 应用所需的基线并不一致。其中 SAR 天线与导航接收机的安装部位修正问题,可以在相对定位建模时统一考虑,这里不再讨论,而仅关心坐标系轴向的旋转。

需要建立  $F_{\text{ECF}}$  到主星  $S_1$  的质心轨道坐标系(记为  $F_{O_{S_1}}$ )的转换关系,其中需要引入地心惯性坐标系(记为  $F_{\text{ECI}}$ )作为中介。

从  $F_{\text{ECF}}$  到  $F_{\text{ECI}}$  的旋转矩阵为<sup>[8]</sup>

$$\mathbf{C}_{\text{ECI,ECF}} = (\mathbf{C}^{\text{PR}})^T (\mathbf{C}^{\text{NR}})^T (\mathbf{C}^{\text{ER}})^T (\mathbf{C}^{\text{EP}})^T \quad (6)$$

式中: $\mathbf{C}^{\text{PR}}$ ,  $\mathbf{C}^{\text{NR}}$ ,  $\mathbf{C}^{\text{EP}}$  分别为岁差矩阵、章动矩阵和极移矩阵; $\mathbf{C}^{\text{ER}}$  为地球旋转矩阵,且  $\mathbf{C}^{\text{ER}} = \mathbf{C}_z$  (GAST), GAST 为格林尼治时角。记  $\mathbf{C}_x(\theta)$ ,  $\mathbf{C}_y(\theta)$  和  $\mathbf{C}_z(\theta)$  分别为绕  $x$ ,  $y$  和  $z$  轴旋转角度  $\theta$  的主旋转矩阵。

从  $F_{\text{ECI}}$  到  $F_{O_{S_1}}$  有几种方法,为了使几何意义更加明确,本文采用基于主星轨道根数的转换方法,则旋转矩阵为

$$\mathbf{C}_{O_{S_1},\text{ECI}} = \mathbf{C}_{O_{S_1},P} \mathbf{C}_{P,\text{ECI}} \quad (7)$$

式中:

$$\mathbf{C}_{O_{S_1},P} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

为坐标轴的反向矩阵,代表从地心轨道坐标系(记为  $F_P$ )到  $F_{O_{S_1}}$  的旋转;

$$\mathbf{C}_{P,\text{ECI}} = \mathbf{C}_z(U) \mathbf{C}_x(i) \mathbf{C}_z(\Omega)$$

$U$ ,  $i$  和  $\Omega$  分别为主星开普勒轨道根数中的纬度辐角、轨道倾角和升交点赤经。由式(6)和式(7)可得

$$\mathbf{C}_{O_{S_1},\text{ECF}} = \mathbf{C}_{O_{S_1},\text{ECI}} \mathbf{C}_{\text{ECI,ECF}} \quad (8)$$

而  $\mathbf{B}_{O_{S_1}} = \mathbf{C}_{O_{S_1},\text{ECF}} \mathbf{B}_{\text{ECF}}$ , 故而

$$\frac{\partial \mathbf{B}_{O_{S_1}}}{\partial \mathbf{B}_{\text{ECF}}} = \mathbf{C}_{O_{S_1},\text{ECF}} \quad (9)$$

### 3 高程精度与导航卫星优选准则

以上对 3 个几何关系分别进行了论述,下面将在综合几何关系的基础上给出导航卫星的优选准则。

在以往的分析中,均假设  $F_{O_{S_1}}$  下的基线在 3 个方向的分量具有相同的误差特性和大小<sup>[5]</sup>,即  $\varepsilon_{B_x}, \varepsilon_{B_y}, \varepsilon_{B_z}$  独立同分布,且大小记为  $\sigma_{B_0} |_{O_{S_1}}$ ,从而由式(2)有高程误差

$$\sigma_h^{B_{O_{S_1}}} = \left| \frac{\mu}{\xi} \right| \sigma_{B_0} |_{O_{S_1}} \quad (10)$$

这在初步粗略分析时可以考虑,但是从以上基线确定的过程看来,这种认识是不完全准确的:由导航卫星的测距误差到  $F_{O_{S_1}}$  下基线 3 个方向分量的误差并不相等。以下具体说明。

由式(3)和式(5)可见,用于生成  $\text{RDOP}_{\text{ECF}}$  的矩阵  $\mathbf{Q}_{\text{ECF}}$ , 其对角线元素由导航卫星和编队卫星空间几何关系决定,  $(\mathbf{Q}_{\text{ECF}})_{i,i}(i=1,2,3)$  并不相等。

更进一步,要得到  $F_{O_{S_1}}$  下的基线精度,需要求出  $\mathbf{Q}_{O_{S_1}}$  的大小。如果忽略小量,如岁差、章动及极移的影响,则有

$$\mathbf{Q}_{\text{ECF}} \xrightarrow{\text{GAST}} \mathbf{Q}_{\text{ECI}} \xrightarrow{\Omega, i, U} \mathbf{Q}_{O_{S_1}}$$

在上述变换中,均是乘以了旋转矩阵,而旋转矩阵是正交的。由于正交变换不改变矩阵的迹,因此, RDOP 作为整体是一个与坐标系无关的数值,具有坐标变换不变性,即  $\text{RDOP}_{\text{ECF}} \equiv \text{RDOP}_{O_{S_1}} \triangleq \text{RDOP}$ 。然而,具体到各个分量,则经过推导不难发现,坐标旋转前后的分量则不具备这个性质,即有:  $(\mathbf{Q}_{O_{S_1}})_{i,i} \neq (\mathbf{Q}_{\text{ECF}})_{i,i}(i=1,2,3)$ , 这主要是由坐标变换的物理意义决定的。

综上所述可以发现:

(1)  $F_{O_{S_1}}$  下,基线对高程的影响在各个方向是不相同的。

(2)  $F_{ECF}$  下,导航卫星的测距误差到基线的各个方向传播系数是不同。

(3) 从  $F_{ECF}$  到  $F_{O_{S_1}}$  的坐标系旋转会改变基线误差在各个方向的分配。

因此,以  $F_{O_{S_1}}$  的  $x$  方向为例,有

$$\begin{aligned} \sigma_{h^x}^{B_x} &= k_1 \sigma_{B_x} |_{O_{S_1}} = k_1 \sqrt{(\mathbf{Q}_{O_{S_1}})_{1,1}} \sigma_{ddp} = \\ &k_1 \sqrt{(\mathbf{C}_{O_{S_1}, ECF} \mathbf{Q}_{ECF})_{1,1}} \sigma_{ddp} \triangleq \\ &f_x(k_1, \mathbf{C}_{O_{S_1}, ECF}, \mathbf{C}_{ECL, ECF}, \mathbf{LOS}_{ECF}) \sigma_{ddp} = \\ &f_x(B_x, B_y, B_z, \theta, \psi, r_1, H_0; i, \Omega, U, \text{GAST}; \\ &\mathbf{LOS}_{ECF}) \sigma_{ddp} \triangleq f_x(\zeta_1; \zeta_2; \zeta_3) \sigma_{ddp} \end{aligned} \quad (11)$$

式中:  $f_x: F: \Theta \rightarrow \mathbf{R}^1$ , 表示从空间  $\Theta$  到一维实数集的映射,类似地有  $f_y, f_z \in F$ , 且有

$$\begin{cases} \zeta_1 = (B_x, B_y, B_z, \theta, \psi, r_1, H_0) \in \Theta_1 \\ \zeta_2 = (i, \Omega, U, \text{GAST}) \in \Theta_2 \\ \zeta_3 = (\mathbf{LOS}_{ECF}) \in \Theta_3 \\ \Theta = \Theta_1 + \Theta_2 + \Theta_3 \end{cases}$$

其中:  $\Theta_1, \Theta_2$  和  $\Theta_3$  分别为与 InSAR 几何、坐标转换和 GNSS 相对定位几何有关的参数子空间;  $\Theta$  为三者的和空间。

以往的误差传递是根据式(10)来确定的,即在  $\Theta_1$  中由高程精度指标反演基线精度要求;而导航卫星的选择也不考虑高程,仅仅针对编队卫星的相对位置解算,将具有最小 RDOP 作为选星标准,即仅在  $\Theta_3$  中分析,且不考虑各个方向分量的差异。基于上述原因,需要重新定义选星准则,在整个参数空间  $\Theta$  中考虑该问题。

定义新的选星准则为

#### 选星准则 1

$$SC_1 = \min \sum_{i=1}^3 k_i^2 (\mathbf{Q}_{O_{S_1}})_{i,i} \quad (12)$$

它是式(11)中诸多变量的函数。该选星标准的含义为:考虑设计矩阵各个分量的差异,并合理加权,最后求总体的误差传播系数并使之最小。这里每种卫星组合将测距误差  $\sigma_{ddp}$  传播到高程误差  $\sigma_h$  的系数为

$$(\sigma_h^{ddp})_1 = \sqrt{\sum_{i=1}^3 k_i^2 (\mathbf{Q}_{O_{S_1}})_{i,i}} \quad (13)$$

对应该准则,旧的选星准则可描述为

#### 选星准则 2

$$SC_2 = \min \text{RDOP} \quad (14)$$

由于假设在  $F_{O_{S_1}}$  下基线在 3 个方向的分量的误差相等,因此有

$$\sigma_{B_0}^2 = \frac{1}{3} \text{RDOP}^2 \sigma_{ddp}^2$$

故而此时每种卫星组合将测距误差  $\sigma_{ddp}$  传播到高程误差  $\sigma_h$  的系数为

$$(\sigma_h^{ddp})_2 = \frac{1}{\sqrt{3}} \left| \frac{\mu}{\xi} \right| \text{RDOP} \quad (15)$$

注:①按照新准则选择的导航卫星,考虑了综合几何关系,落脚点在最终的 InSAR 测高精度上,与旧准则选择的卫星可能不同,即原先“几何好”的卫星组合,在新准则下未必仍然“几何好”。当然,如果可以改进相对定位方法,从而改善相对位置的解算精度,对提高高程精度是有利的。这里考虑的是,在某些指标(如导航卫星测距误差)一定,而解算方法也确定时,如何选取合理的卫星组合以保证高程精度的最大提高。②事实上,新准则的合理性包括两个方面:在衡量卫星选择准则时,可以看成是  $k_i$  给 RDOP 设计矩阵的分量加权,加权方式不同,造成选择卫星的方式不同,这里新的加权方式考虑了最终对 InSAR 高程的影响,因而更为合理;在衡量误差传播关系时,可以看成是 RDOP 设计矩阵的分量给  $k_i$  加权,因为旧准则中,不考虑基线各分量误差的不同,而新方法中考虑了这一点,从而使得得到的高程误差传播关系更加贴近于实际。

## 4 仿真算例与分析

仿真场景与方案如下:

**步骤 1** 根据官方网站数据仿真 GNSS 星座 GPS 和 Galileo,仿真场景开始时间为 2007 年 1 月 1 日 00:00:00.00,持续时间为 100 min(约为低轨卫星的一个轨道周期),采样时间间隔为 1 min。

**步骤 2** 设置两颗低轨卫星构成“车轮式”编队,编队半径 1 km。轨道根数见表 1,其中各参数含义依次为:半长轴、偏心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经和平近点角。

表 1 编队卫星轨道根数

Table 1 Keplerian orbital elements of formation flying satellites

| 轨道根数 | $a/\text{km}$ | $e$                  | $i/(\text{°})$ | $\omega/(\text{°})$ | $\Omega/(\text{°})$ | $M/(\text{°})$ |
|------|---------------|----------------------|----------------|---------------------|---------------------|----------------|
| 卫星 1 | 6 678         | 0                    | 28.5           | 0                   | 0                   | 0              |
| 卫星 2 | 6 678         | $7.5 \times 10^{-5}$ | 28.5           | 0                   | 0.016               | 359.986        |

**步骤 3** 分析每时刻的共视导航卫星,即编队星座能够同时观测到的导航卫星集合,作为后续卫星选择的基础。

**步骤 4** 根据所有卫星的位置速度(Galileo 的定位成果在 Galileo 陆地参考坐标系(GTRF)下,由 Galileo 坐标参考服务中心提供 GTRF 与 WGS-84 的转换参数,这里都统一到 WGS-84 下),计算  $Q_{ECF}$ ,以及选星标准 2 的误差传播系数  $(\sigma_n^{dd\phi})_2$  和对应的导航卫星选择组合。

**步骤 5** 给定 InSAR 观测几何,包括下视角  $\theta$  和二面角  $\psi$  等参数(一般情况下  $\psi$  约为  $90^\circ$ ,即对应正侧视几何,由于地球自转等原因而有微小变化,大约在几度范围内),通过坐标系转换,得到  $Q_{O_{S_1}}$ ,以及选星准则 1 的误差传播系数  $(\sigma_n^{dd\phi})_1$  和对应的优选导航卫星组合。

**步骤 6** 给定一个地形场景,在地面设定几分点。通过两颗卫星实现干涉,由导航卫星对编队卫星进行相对定位和坐标系转换提供所需基线,并最终求解这些点的地面高程。

**步骤 7** 在原始的导航卫星测距上加误差,求解高程误差,比较利用本文理论推导的传播系数  $(\sigma_n^{dd\phi})_1$  得到的高程误差与蒙特卡罗仿真求得的高程误差。

以下给出结果并加以分析。

**仿真 I** 验证理论推导的正确性。采用 Galileo 星座,选择 4 颗卫星组合。InSAR 中选取参数  $\theta=60^\circ, \psi=90^\circ$ ,给定测距误差  $\sigma_{dd\phi}=0.01\text{ m}$ 。对于同一方位向上的几分点,即同一慢时刻的基线矢量可认为不变,因此理论推导的高程误差结果为常值。通过蒙特卡罗仿真,对于每个地面目标点计算 1 000 次后求得高程误差的均值与本文方法理论推导的高程误差结果对比见图 4,从中可见蒙特卡罗仿真与理论结果是一致的。

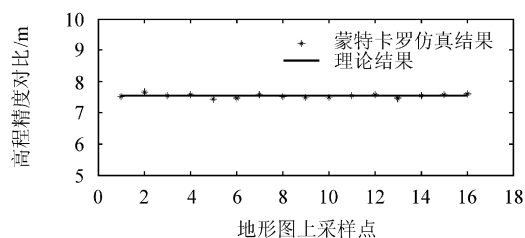


图 4 蒙特卡罗仿真与理论结果在高程精度的对比  
Fig. 4 Height precision comparison of Monte Carlo simulation and theoretical result

**仿真 II** 比较新旧准则下选取的卫星组合及

各自相应的高程精度。选取导航星座为 GPS,以两种准则选择 GPS 卫星组合(选择 4 颗); $\theta=30^\circ, \psi=90^\circ, \sigma_{dd\phi}=0.01\text{ m}$ 。在相同的前提条件下,新准则所选择卫星组合算出的高程误差更小,二者之差如图 5 所示。不为零的部分表示二者选择卫星组合不同。可见,对于某些时刻,两种准则得到的卫星组合最终获取的高程精度差别达到数米,这说明考虑综合几何关系是很有必要的。

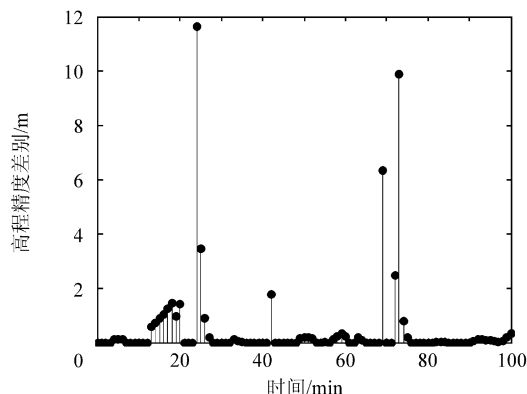


图 5 两种准则下优选卫星组合所得高程精度差别  
Fig. 5 Height precision difference derived by two criteria of satellite selection

**仿真 III** 考察选择卫星个数变化时对结果的影响。对联用 GPS+Galileo 星座组合导航的情形<sup>[9]</sup>,由于组合导航星座每个时刻都最少可见 13 颗卫星,因此选取卫星数为 4 颗、8 颗和 13 颗加以比较,见图 6。选择  $\theta=30^\circ, \psi=80^\circ$ ,其余参数设置同仿真 II。当选择卫星数目增多时,由于不同的卫星组合之间 RDOP 分量差别也减小,因此总体说来两种准则得到的高程精度差别也会减小。

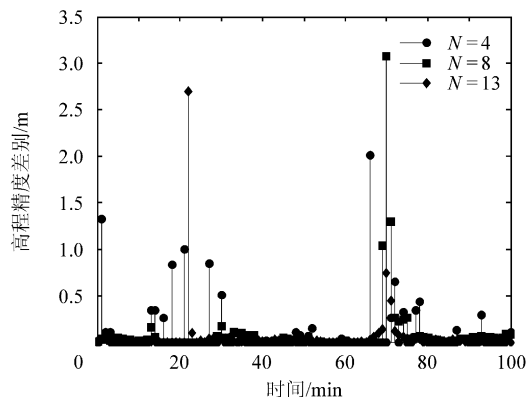


图 6 不同卫星数目下两种准则的高程精度差别  
Fig. 6 Height precision difference derived by two criteria with different selected satellite number

**仿真 IV** 考察不同 InSAR 几何对结果的影

响。选取二面角  $\psi$  从  $85^\circ$  变化到  $90^\circ$  (正侧视), 其余参数同仿真 II。旧准则只考虑导航定位部分的几何关系, 事实上, 由图 7 可见, 在 InSAR 选取不同的参数构成不同的 InSAR 几何时, 对综合几何关系的影响很大, 导致新旧准则导出的高程差别较大。图 7(a) 代表不同准则下选择不同卫星组合的次数 (针对每个时刻进行比较, 故总共有 101 次); 图 7(b) 代表不同准则下高程精度差别在整个仿真时段内的平均值。

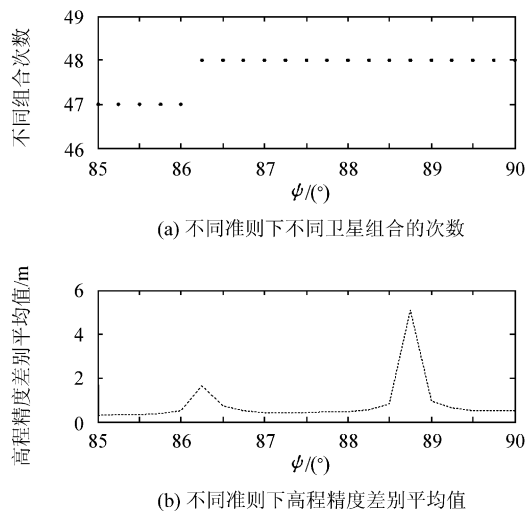


图 7 InSAR 几何变化对选星和高程精度的影响

Fig. 7 Influence of InSAR geometry variation on satellite selection and height precision

**仿真 V** 考察 3 个方向对高程误差的贡献。本文中提出的新准则其意义之一在于考虑了综合几何关系, 从而重新分配了 3 个方向对于最终高程误差影响的比例。定义 3 个方向的误差贡献率分别为

$$\eta_i = \frac{k_i^2 (Q_{O_{S_1}})_{i,i}}{(\sigma_h^{dd\phi})_1^2} \quad (i = 1, 2, 3)$$

$\eta_i$  越大, 则该方向对高程精度的影响越大。参数设置同仿真 II, 选取  $\psi$  分别为  $80^\circ$  和  $90^\circ$ , 则得到 3 个方向的误差贡献率见图 8。其中 3 条曲线的走势表明各时刻各方向对高程起作用的大小比重是变化的, 但一般来说  $z$  方向的影响较大, 这一方面由几何结构决定, 一方面也与参数选取有关; 当  $\psi=90^\circ$  时,  $x$  方向的贡献为 0, 这一点从式(2)也容易看出。

## 5 结束语

本文结合理论推导和数值仿真, 给出了基于 InSAR 测高精度需求的导航卫星优选准则和相

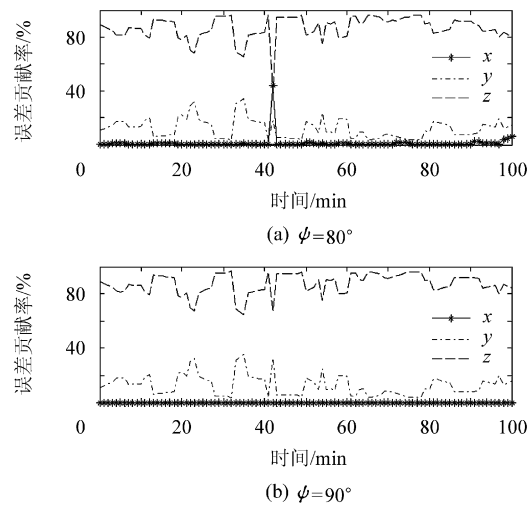


图 8 各个方向误差贡献率随时间的变化

Fig. 8 Error contribution percentages of each direction vs time

应的高程精度分析。

(1) 本文给出的导航卫星优选准则综合考虑了 GNSS 相对定位和 InSAR 测高的几何关系, 并建立了二者的联系, 直接以最终的遥感应用为优化目标, 较旧准则更为合理。在相同的仿真场景和前提下, 新准则可以选择更优的导航卫星组合, 从而尽可能地提高高程精度。

(2) 由于传播系数中涉及多个系统设计参数, 如导航定位中的编队轨道根数、InSAR 中主星雷达的下视角和观测的斜视角, 以及参与导航解算的卫星个数等。这些参数均会影响到综合几何关系, 从而对传播系数和测高精度产生影响。因此, 通过分析误差传播, 还可提供对系统设计参数的建议。同时, 导航选星问题的研究对于地面信息处理也有实际应用价值。

(3) 需要说明的是, 本文中所探讨的误差传递均是在假设误差服从正态分布特性的前提下, 从统计角度给出各变量的精度指标。实际中误差不会简单地服从正态分布, 关于各变量的复杂误差特性及其影响, 还需要进一步加以研究。

## 参 考 文 献

- [1] 刘宝泉, 冯大政, 武楠, 等. 基于点特征的干涉合成孔径雷达复图像自动配准算法[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 161-166.  
Liu Baoquan, Feng Dazheng, Wu Nan, et al. An image automatic registration method for InSAR complex images based on point features [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 161-166. (in Chinese)
- [2] 吴宝林, 曹喜滨, 任子武. 一种长期稳定的卫星编队队形

- 优化设计方法[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 167-172.
- Wu Baolin, Cao Xibin, Ren Ziwu. A long-time stable formation optimal design method for satellite formation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 167-172. (in Chinese)
- [3] Kohlhasse A O, Kroes R, D, Amico S. Interferometric baseline performance estimations for multistatic synthetic aperture radar configurations derived from GRACE GPS observations [J]. Journal of Geodesy, 2006, 80(1): 28-39.
- [4] 陈杰, 周荫清, 李春升. 分布式星载干涉 SAR 基线设计与性能分析[J]. 电子学报, 2004, 32(12): 1974-1977.
- Chen Jie, Zhou Yinqing, Li Chunsheng. Baseline design and performance analysis for distributed spaceborne interferometric synthetic aperture radar [J]. Acta Electronica Sinica, 2004, 32(12): 1974-1977. (in Chinese)
- [5] 黄海风, 梁甸农, 何峰. 主星带辅星编队单基线 InSAR 定位、测高两种方法 [J]. 电子学报, 2005, 33(6): 1084-1087.
- Huang Haifeng, Liang Diannong, He Feng. Two methods of spaceborne multistatic InSAR geolocation and DEM generation [J]. Acta Electronica Sinica, 2005, 33(6): 1084-1087. (in Chinese)
- [6] Kroes R, Montenbruck O, Bertiger W, et al. Precise GRACE baseline determination using GPS [J]. GPS Solutions, 2005, 9(1): 21-31.
- [7] Jow D J, Lai C C. Neural network-based GPS GDOP approximation and classification [J]. GPS Solutions, 2007, 11(1): 51-60.
- [8] 郗晓宁, 王威. 近地航天器轨道基础 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2003: 57-73.
- Xi Xiaoning, Wang Wei. Fundamentals of near-earth spacecraft orbit [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2003: 57-73. (in Chinese)
- [9] 赵春梅, 欧吉坤, 文援兰. 基于 GALILEO 及 GPS-GALILEO 组合系统的仿真分析[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(4): 1008-1011.
- Zhao Chunmei, Ou Jikun, Wen Yuanlan. Simulation and analysis of system performance of GALILEO and integrated GPS-GALILEO [J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(4): 1008-1011. (in Chinese)

#### 作者简介:

姚静(1980—) 女, 博士研究生。主要研究方向: 编队卫星空间状态测量与数据处理方法。

Tel: 0731-4573260

E-mail: isabellayj@yahoo.com.cn

易东云(1965—) 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 编队卫星空间状态确定、测量数据处理与数据融合等。

E-mail: dongyun.yi@gmail.com

朱炬波(1967—) 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 编队卫星总体方案设计、信号与信息处理等。

E-mail: ju\_bo\_zhu@yahoo.com.cn

聂鹏程(1979—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 卫星姿态仿真与数据处理。

E-mail: npengcheng@gmail.com

(责任编辑: 张利平, 孔琪颖)