

单星 InSAR 系统基线模型的误差传播与精度反演

聂鹏程, 姚 静, 易东云

(国防科学技术大学理学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 基于由光学手段测得的单颗干涉合成孔径雷达卫星的支撑臂矢量, 通过转换关系建立空间基线模型。综合考虑基线模型在安装、测量和卫星在轨飞行等各环节的误差源, 包含卫星姿态误差、外部副天线姿态误差、安装位置地面标定残差、卫星与天线在轨变形量、测量系统轴向标定残差以及硬件设备的测量误差等。分析各自的误差特性, 给出多种因素误差源对于空间基线的误差传播机理, 推导传播过程中的误差演化特性; 基于理论推演的结果给出测量设备合作目标的最优安装位置。从逆问题的角度给出基线长度精度反演策略的实例, 该思路可用于辅助基线测量方案、安装方案与处理算法的设计等。

关键词: 干涉合成孔径雷达; 空间基线; 误差传播; 精度反演; 安装部位

中图分类号: TN 958

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1001-506X.2011.05.10

Error propagation and precision inversion of baseline model for single-satellite InSAR systems

NIE Peng-cheng, YAO Jing, YI Dong-yun

(College of Sciences, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Based on the mast vector measured by the optical approach on the single interferometric synthetic aperture radar satellite, the spatial baseline model is established by the conversion relationship. Various error sources during the phases of installation, measurement and on-orbit flight are taken into account, such as satellite attitude error, outer antenna attitude error, installation position on-ground calibration residual, satellite and antennas on-orbit distortion, measurement system axes calibration residual, measurement error of hardware. The characteristics of the error sources are analyzed, and the error propagation mechanism from the error sources to the spatial baseline is presented. The error evolution features of the propagation procedure are derived. The optimal installation positions of the measurement equipment and the cooperating targets are also obtained based on the theoretical deduction. An example of precision inversion strategy of the baseline length is illustrated from the perspective of inverse problems. The idea can be applied to support the design of baseline measurement scheme, installation scheme, processing algorithms, etc.

Keywords: interferometric synthetic aperture radar; spatial baseline; error propagation; precision inversion; installation position

0 引言

单颗干涉合成孔径雷达卫星(interferometric synthetic aperture radar, InSAR)系统, 利用同时获取的同一测绘区域的多幅雷达图像进行相干处理以获取地面高程等信息, 可用于建立高分辨数字地形数据库, 以满足地球三维测绘的需要。与较为成熟的机载 InSAR 技术^[1]和重复轨道卫星雷达干涉技术^[2]相比, 该系统的实现尚存在一定难度, 关键问题之一在于如何高精度确定用于干涉的主副天线之间

的基线。就基线估计问题而言, 目前针对编队卫星系统有较为成熟的方法, 主要包括基于 GPS 等手段的基线测量^[3-6]、基于轨道确定^[7]或基于粗精度地形/相位等先验信息的基线建模^[8-10]等, 而针对单星 InSAR 系统, 目前国际上已成功实现的主要是美国“航天飞机雷达地形测绘飞行任务”(shuttle radar topography mission, SRTM)^[11-12], 其硬件部分设置了两个雷达天线, 在航天飞机的载荷舱内安置主天线, 并在航天飞机左侧伸出的长度为 60 m 的支撑臂末端安置副天线, 从而构成了具有相对固定基线的 InSAR 系

收稿日期: 2010-01-12; 修回日期: 2010-08-11。

基金项目: 国家自然科学基金(60902089); 航天支撑技术基金(2009-HT-GFKD-07)资助课题

作者简介: 聂鹏程(1979-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为卫星空间状态测量与数据处理方法。E-mail: pengchengnie@nudt.edu.cn

统^[11]。该类系统的平台相对于地面保持了一个相对稳定的姿态,但由于受平台内部系统影响引起的振动和热变形,基线的长度和指向方位仍会发生改变,需要实时测量。为获取基线信息,美国 SRTM 采用了激光测距与电荷耦合器件(charge coupled device, CCD)测角的测量方案,精度达到 2 mm 和 9 角秒(1.6σ,即约 90%的置信度下)^[12]。

在基线确定中需要注意,由于安装部位的差异及坐标系的不同,测量系统所测得的支撑臂矢量(称为“测量基线”)并不是最终所需的基线(称为“干涉基线”),在经过测量设备的测量输出之后,还需要进行转换;且必须严格考虑在转换过程中多种误差因素的影响,否则,即便测量系统的精度再高,可能也难于满足干涉基线的精度要求。因此,建立转换模型并进行细致的精度分析至关重要。类似的问题对于编队星载 InSAR 系统也同样存在^[13-15]。针对单星 InSAR 系统的基线确定而言,由于背景不同,无法将以前的精度分析方法直接平移,目前尚缺乏对此类问题的系统分析,美国 SRTM 的相关报告中也尚未找到类似的详述。

本文基于激光测距和 CCD 测角的基线测量方案,给出基线转换的数学模型,并进行相应的精度分析,包括正向的误差传播与逆向的精度反演。具体包括:分析安装、测量以及卫星在轨飞行等环节所带来的误差对于基线确定精度的影响;进一步,根据误差传播特性分析,找出测量系统安装部位的优化方案;并且基于逆向思维,进行精度反演,在给定基线精度要求下给出对各部分误差源的精度分配方案。

1 基线的测量与转换

1.1 测量方案

空间关系及坐标系定义为:卫星布局坐标系 F_b ,原点取为主天线相位中心 P_m (见图 1),其轴向由卫星刚体惯性轴确定。主天线坐标系 F_m 记为 $O-xyz$,其坐标系原点 O 也为主天线相位中心 P_m , x 轴过坐标原点,指向卫星飞行方向为正, z 轴指向阵面法向方向, y 轴与 x 轴、 z 轴构成右手系(在地面时指定其与 F_b 重合)。而副天线坐标系 F_s ,坐标原点为副天线相位中心 P_s ,轴向与 F_m 轴向平行。卫星天线支撑臂沿着 $+y$ 轴方向由卫星主体部分向外部单侧展开,并绕 x 轴侧滚一定角度。测量坐标系 F_c 记为 $O_c-x_c y_c z_c$,激光器发射点(或 CCD 相机测角原点)为 O_c ,安装时可使测量坐标系的 3 个轴向 $O_c x_c, O_c y_c, O_c z_c$ 分别与 Ox, Oy, Oz 平行。

测量方案为(与 SRTM^[12]类似):测距采用激光测距仪,在卫星平台上安装激光发射机与接收机,而支撑臂末端上安装合作目标即棱镜反射器,其设计可保证入射光线沿原路返回;测角采用 CCD 相机,在卫星平台上安装 CCD 摄像装置,而支撑臂末端上安装合作目标即光学靶标。就方案设计而言,可以设置 N 个合作目标或称标定点($N \geq 1$)。

1.2 基线转换模型

如图 1 所示,在地面标定时,可以标出坐标系 $O-xyz$ 下的激光器发射点(或 CCD 测量原点) O_c 的坐标 $(x^O, y^O,$

$z^O)$ 、激光(或 CCD)合作目标点的位置 $M_k(x_k^M, y_k^M, z_k^M)$ ($k=1, \dots, N$),以及副天线相位中心的位置 $P_s(x^P, y^P, z^P)$,而主天线相位中心为 $P_m(0,0,0)$ 。记主天线相位中心到发射点的矢量为 $\vec{OO}_c \triangleq \mathbf{d} = (d^x, d^y, d^z)^T = (x^O, y^O, z^O)^T$ (\triangleq 表示“记作”,下同),目标点到副天线相位中心的矢量为 $\vec{M}_k P_s \triangleq \mathbf{c}_k = (c_k^x, c_k^y, c_k^z)^T = (x^P - x_k^M, y^P - y_k^M, z^P - z_k^M)^T$,二者均为部位修正矢量。

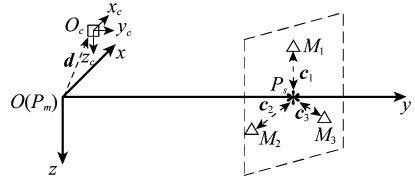


图 1 基线示意图(地面标定)

当卫星上天后,由于支撑臂的动作,基线会发生变化,如图 2 所示。此时,通过测量得到发射点 O_c 至目标点 M'_k 之间的“测量基线” $\vec{O}_c M'_k \triangleq \mathbf{r}_k$,包含距离 r_k 、方位角 θ_k 和高低角 φ_k 。在不考虑卫星变形和外部副天线变形的情况下,上天后的部位修正矢量 $\vec{M}'_k P'_s \triangleq \mathbf{l}_k$ 与地面上保持不变,即 $\mathbf{l}_k = \mathbf{c}_k$ 。要求解的是在主天线坐标系 F_m 下主、副天线相位中心之间的矢量,即“干涉基线” $\vec{P}_m P'_s$,也即 $\vec{OP}'_s \triangleq \mathbf{b}_k$ 。

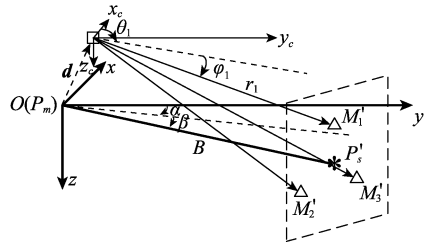


图 2 基线示意图(在轨飞行)

统一到坐标系 F_m 下,则由矢量运算可得

$$\mathbf{b}_k = \mathbf{d} + \mathbf{r}_k + \mathbf{l}_k \tag{1}$$

由测元可得

$$\mathbf{r}_k = (r_k \cos \varphi_k \cos \theta_k, r_k \cos \varphi_k \sin \theta_k, r_k \sin \varphi_k)^T \tag{2}$$

因此,可得干涉基线为

$$\mathbf{b}_k = \begin{pmatrix} d^x + r_k \cos \varphi_k \cos \theta_k + c_k^x \\ d^y + r_k \cos \varphi_k \sin \theta_k + c_k^y \\ d^z + r_k \sin \varphi_k + c_k^z \end{pmatrix}, k = 1, \dots, N \tag{3}$$

当有 N 个标定点时,可以通过求平均的方式来获取干涉基线,即有

$$\begin{cases} x^{P'_s} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (d^x + r_k \cos \varphi_k \cos \theta_k + c_k^x) \\ y^{P'_s} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (d^y + r_k \cos \varphi_k \sin \theta_k + c_k^y) \\ z^{P'_s} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (d^z + r_k \sin \varphi_k + c_k^z) \end{cases} \tag{4}$$

其球坐标表示形式为(干涉基线的长度记作 B ,方位角和高低角分别记作 α 和 β)

$$\begin{cases} B = \sqrt{(x^{P'})^2 + (y^{P'})^2 + (z^{P'})^2} \\ \alpha = \arctan \frac{y^{P'}}{x^{P'}} \\ \beta = \arctan \frac{z^{P'}}{\sqrt{(x^{P'})^2 + (y^{P'})^2}} \end{cases} \quad (5)$$

2 误差源与误差传播机理

2.1 误差来源分析

影响干涉基线确定精度的可能误差来源包括:① 安装位置地面标定残差:由于设备一般安装完毕后标定,因此安装误差可忽略,而统一归为地面标定残差;② 卫星与天线在轨变形量:误差特性有可能为缓变而非完全随机的,且对于不同的标定点 M_k ,可能会存在向同一方向偏移的情形;③ 测元误差,即硬件设备的测量误差:其误差特性与测量系统选择的设备型号以及器件的工作环境等有关;④ 测量系统轴向标定残差:考虑测量系统安装时与主天线坐标系不平行的误差,实际中在地面标定后可能还存在残差;⑤ 卫星姿态误差:由于卫星上天后在轨姿态发生改变导致了主天线姿态的变化,从而其误差会导致上述部位修正矢量中的 d 的误差;⑥ 外部副天线姿态误差:由于外部副天线在支撑臂展开后也可能发生姿态的变化,其误差会导致部位修正矢量中的 c_k 的误差。

2.2 误差传播机理

综合上述误差来源分析,图3给出了 InSAR 卫星干涉基线误差传播全模型的框图。图中左边一列为原始的误差源,来源于安装、测量和卫星在轨飞行等各环节;经过基线转换模型的作用之后,最终传播到右边的干涉基线误差上。该图给出了整体误差传播的导向与机理。

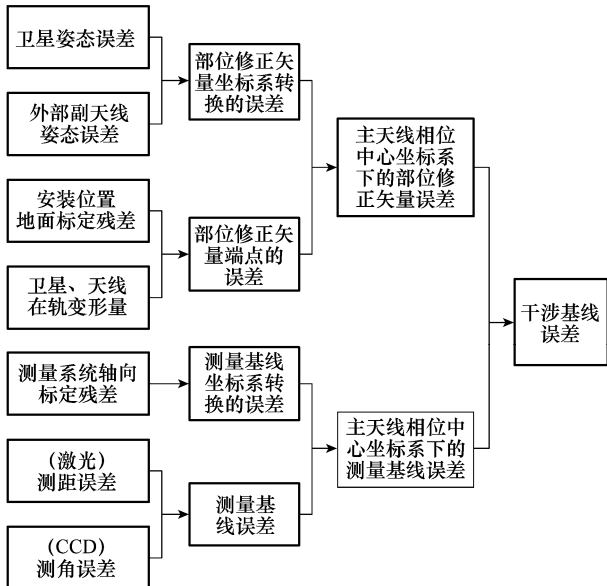


图3 InSAR 卫星干涉基线误差传播全模型框图

3 误差传播关系分析

在 SRTM 基线测量方案中,副天线上安装了3个发光二极管靶标。首先分析有多个标定点情形下的误差传播关系,并基于理论推导对标定点的安装提出建议,从而辅助安装方案的设计;然后就坐标系差异及其转换对基线带来的影响进行分析。

3.1 多个标定点情形下的基线转换与误差传播

以 x 方向坐标为例,由式(4)有

$$\begin{aligned} x^{P'} &= \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (d^x + r_k \cos \varphi_k \cos \theta_k + c_k^x) = \\ & d^x + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N r_k \cos \varphi_k \cos \theta_k + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^x \end{aligned} \quad (6)$$

从而有

$$\begin{aligned} \frac{\partial x^{P'}}{\partial d^x} &= 1 \\ \frac{\partial x^{P'}}{\partial r_k} &= \frac{1}{N} \cos \varphi_k \cos \theta_k \\ \frac{\partial x^{P'}}{\partial \theta_k} &= -\frac{1}{N} r_k \cos \varphi_k \sin \theta_k \\ \frac{\partial x^{P'}}{\partial \varphi_k} &= -\frac{1}{N} r_k \sin \varphi_k \cos \theta_k \\ \frac{\partial x^{P'}}{\partial c_k^x} &= \frac{1}{N} \end{aligned} \quad (7)$$

因此,假设所有同类测元的误差特性相同,并假设每个 θ_k 、 φ_k 大致相等(因副天线尺寸相对于基线长度为小量),记为 θ 和 φ ,则有

$$\begin{aligned} \sigma_{x^{P'}}^{d^x} &= \sigma_d \\ \sigma_{x^{P'}}^{r_k} &= \sqrt{\sum_{k=1}^N \left(\frac{\partial x^{P'}}{\partial r_k}\right)^2} \cdot \sigma_r \approx \\ & \frac{1}{\sqrt{N}} |\cos \varphi \cos \theta| \cdot \sigma_r \\ \sigma_{x^{P'}}^{\theta} &\approx \frac{1}{\sqrt{N}} |\cos \varphi \sin \theta| \cdot \sigma_\theta \\ \sigma_{x^{P'}}^{\varphi} &\approx \frac{1}{\sqrt{N}} |\sin \varphi \cos \theta| \cdot \sigma_\varphi \\ \sigma_{x^{P'}}^{c_k^x} &= \frac{1}{\sqrt{N}} \cdot \sigma_c \end{aligned} \quad (8)$$

式中, $\sigma_{x^{P'}}^{d^x}$ 为由 d^x 引起的 $x^{P'}$ 误差;其余类似。可见,除了发射点矢量的精度传播不变之外,其余各个量均由于取平均,而使得误差传播系数降低为原来的 $\frac{1}{\sqrt{N}}$ 。对于 y 方向和 z 方向亦然。

以上为由测元到干涉基线直角坐标表示形式的传播关系。又由于

$$\begin{aligned} \sigma_B &= \frac{\partial B}{\partial r} \cdot \sigma_r = \frac{\partial B}{\partial x^{P'}} \cdot \frac{\partial x^{P'}}{\partial r} \cdot \sigma_r + \\ & \frac{\partial B}{\partial y^{P'}} \cdot \frac{\partial y^{P'}}{\partial r} \cdot \sigma_r + \frac{\partial B}{\partial z^{P'}} \cdot \frac{\partial z^{P'}}{\partial r} \cdot \sigma_r \end{aligned} \quad (9)$$

从而测距元、测角元以及标定点安装位置到基线长度的精

度传播也降低到原来的 $\frac{1}{\sqrt{N}}$ 。

此外, 如果将基线长度表达式展开, 可以得到

$$\begin{aligned}
 B^2 = & \left(d^x + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^x \right)^2 + \left(d^y + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^y \right)^2 + \\
 & \left(d^z + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^z \right)^2 + \frac{1}{N^2} \left(\sum_{k=1}^N r_k \cos \varphi_k \cos \theta_k \right)^2 + \\
 & \frac{1}{N^2} \left(\sum_{k=1}^N r_k \cos \varphi_k \sin \theta_k \right)^2 + \frac{1}{N^2} \left(\sum_{k=1}^N r_k \sin \varphi_k \right)^2 + \\
 & 2 \left(d^x + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^x \right) \cdot \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N r_k \cos \varphi_k \cos \theta_k + \\
 & 2 \left(d^y + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^y \right) \cdot \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N r_k \cos \varphi_k \sin \theta_k + \\
 & 2 \left(d^z + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^z \right) \cdot \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N r_k \sin \varphi_k \quad (10)
 \end{aligned}$$

将式(10)对测距元求偏导数可知, 要使得传播系数最小, 则应尽可能满足

$$\begin{aligned}
 \left(d^x + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^x \right) \cdot \cos \varphi_k \cos \theta_k &= 0 \\
 \left(d^y + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^y \right) \cdot \cos \varphi_k \sin \theta_k &= 0 \\
 \left(d^z + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^z \right) \cdot \sin \varphi_k &= 0 \quad (11)
 \end{aligned}$$

由于基线角度是由任务决定的, 因此根据式(11), 应使得安装位置满足

$$\begin{aligned}
 d^x + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^x &= 0 \\
 d^y + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^y &= 0 \\
 d^z + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N c_k^z &= 0 \quad (12)
 \end{aligned}$$

其物理意义是: 设多个标定安装位置的中心为虚拟中心点 C , 则 C 与副天线相位中心 P'_s 之间的矢量 $\overrightarrow{CP'_s} \triangleq \mathbf{n}$ 应与主天线相位中心 O 和激光器发射点 (CCD 测角原点) O_c 之间的矢量 \mathbf{d} 相加为零矢量, 即满足

$$\mathbf{d} + \mathbf{n} = \mathbf{0} \quad (13)$$

显然, 若激光器发射点 (或 CCD 测角原点) 足够靠近主天线相位中心, 且虚拟中心点足够靠近副天线相位中心, 则测距元逼近于基线长度, 测角元逼近于基线角度; 如果在安装时无法使得发射点与 O 点足够靠近, 则通过以上分析也可看出, 只要安装多个标定点时, 使其几何中心位置到副天线相位中心的矢量与发射点位置矢量相互构成相反矢量, 也可减小最终干涉基线的误差。

注: ① 单个标定点可视为安装多个标定点的退化情形或特殊情况; ② 就基线测量方案本身而言, CCD 测角本身需要多个靶标点, 且靶标点所成像的位置越靠近 CCD 成像中心, 其测量的方位信息精度越高, 即测角元的精度越高。

3.2 坐标系差异影响下的基线转换与误差传播

上文的讨论均已统一到主天线坐标系 F_m 下进行, 而实

际上各矢量是在各自的坐标系下获得的。因此, 坐标系差异的误差来源包括 3 部分: 卫星姿态误差、副天线姿态误差以及测量系统安装轴向标定残差。以下分别讨论其对基线转换的影响。

3.2.1 卫星姿态误差对基线转换的影响

仍如图 1 所示, 主天线相位中心到测量原点的矢量为 $\mathbf{d} \triangleq \mathbf{d}_{F_b}$ (使用此符号以示坐标系的区分), 转换到 F_m 下为 \mathbf{d}_{F_m} , 在坐标系转换过程中引入卫星姿态, 记为 $\mathbf{C}_{b,m}$ (布局坐标系相对于主天线坐标系的旋转矩阵), 则有

$$\mathbf{d}_{F_m} = \mathbf{C}_{b,m}^T \cdot \mathbf{d}_{F_b} \quad (14)$$

假设卫星姿态上有误差 $\Delta \mathbf{C}_{b,m}$, 则有

$$\Delta \mathbf{d}_{F_m} = \Delta \mathbf{C}_{b,m}^T \cdot \mathbf{d}_{F_b} \quad (15)$$

假设将姿态转换成 3 个欧拉角为 $\theta_m, \varphi_m, \psi_m$, 且转化矩阵为 $\mathbf{C}_{mx}(\theta_m), \mathbf{C}_{my}(\varphi_m)$ 和 $\mathbf{C}_{mz}(\psi_m)$ (其中, $\mathbf{C}_{mx}(\theta_m)$ 表示绕 x 轴旋转 θ_m 的主旋转矩阵, 下标“ m ”表示卫星或主天线; 其余同), 实际上, 由于卫星姿态存在测量误差, 设为 $\Delta \theta_m, \Delta \varphi_m, \Delta \psi_m$, 于是有

$$\begin{aligned}
 \mathbf{d}|_{F_m} = & \mathbf{C}_{mx}(\theta_m + \Delta \theta_m) \cdot \mathbf{C}_{my}(\varphi_m + \Delta \varphi_m) \cdot \\
 & \mathbf{C}_{mz}(\psi_m + \Delta \psi_m) \cdot \mathbf{d}|_{F_b} \quad (16)
 \end{aligned}$$

其中旋转是按照“ zyx ”的顺序。将式(16)在 $\theta_m, \varphi_m, \psi_m$ 处展开, 并截取至关于 $\Delta \theta_m, \Delta \varphi_m, \Delta \psi_m$ 的一阶项而忽略高阶项, 则可得到转化误差

$$\begin{aligned}
 \Delta \mathbf{d}|_{F_m} = & \left(\frac{\partial \mathbf{C}_{mx}(\theta_m)}{\partial \theta_m} \Delta \theta_m \cdot \mathbf{C}_{my}(\varphi_m) \cdot \mathbf{C}_{mz}(\psi_m) + \right. \\
 & \left. \frac{\partial \mathbf{C}_{my}(\varphi_m)}{\partial \varphi_m} \Delta \varphi_m \cdot \mathbf{C}_{mx}(\theta_m) \cdot \mathbf{C}_{mz}(\psi_m) + \right. \\
 & \left. \frac{\partial \mathbf{C}_{mz}(\psi_m)}{\partial \psi_m} \Delta \psi_m \cdot \mathbf{C}_{my}(\varphi_m) \cdot \mathbf{C}_{mx}(\theta_m) \right) \cdot \mathbf{d}|_{F_b} \quad (17)
 \end{aligned}$$

易知

$$\frac{\partial \mathbf{C}_{mx}(\theta_m)}{\partial \theta_m} \leq 1$$

$$\|\mathbf{C}_{my}(\varphi_m)\| = 1$$

$$\|\mathbf{C}_{mz}(\psi_m)\| = 1, \dots$$

对式(17)两边取范数, 并利用上式的性质, 有

$$\begin{aligned}
 \|\Delta \mathbf{d}|_{F_m}\|^2 \leq & \\
 ((\Delta \theta_m)^2 + (\Delta \varphi_m)^2 + (\Delta \psi_m)^2) \cdot & \|\mathbf{d}|_{F_b}\|^2 \quad (18)
 \end{aligned}$$

特别地, 取

$$\Delta \theta_m = \Delta \varphi_m = \Delta \psi_m \triangleq \Delta \vartheta_m$$

$$\|\mathbf{d}|_{F_b}\| \triangleq d_b$$

$$\|\Delta \mathbf{d}|_{F_m}\| \triangleq \Delta d_m$$

则式(18)可化简为

$$\Delta d_m \leq \sqrt{3} \cdot d_b \cdot |\Delta \vartheta_m| \quad (19)$$

式(19)表示卫星姿态误差引起的部位修正矢量转换误差, 其上限与 d_b (即测量原点到主天线相位中心的距离) 成正比。可以看出, 测量设备的原点与主天线相位中心相距越近越好。

若设 $d_b = 0.5 \text{ m}$, 卫星姿态误差 $\Delta \vartheta_m = 0.01^\circ$ (指卫星对

地姿态, 1.6σ , 由卫星上的测姿设备以及轨道精度来保证), 则计算转换过程引入的误差约为 0.15 mm 。

3.2.2 副天线姿态误差对基线转换的影响

在轨飞行中, 副天线姿态发生变化, 使得副天线坐标系 F_s 轴向与布局坐标系 F_b 轴向不重合; 而副天线与主天线的相对姿态发生变化, 使得 F_s 轴向与主天线坐标系 F_m 轴向也不重合, 此时对测量点到相位中心的矢量 $\mathbf{c}_k \triangleq \mathbf{c}_k|_{F_b}$ 的转换会有所影响。 $\mathbf{c}_k|_{F_b}$ 要转换到 F_m 下, 需要先转换到 F_s , 而后通过相对姿态转换到 F_m 。

该项误差的影响特性分析与第 3.2.1 节中类似, 由于受到副天线尺寸的限制, $\|\mathbf{c}_k|_{F_b}\| \triangleq (c_k)_b$ 不会很大, 若设 $(c_k)_b = 0.5\text{ m}$, 副天线姿态误差 $\Delta\vartheta_s = 0.01^\circ (1.6\sigma)$, 副天线与主天线相对姿态误差 $\Delta\vartheta_m = 0.01^\circ (1.6\sigma)$, 则估算出该转换过程引入的误差约为 0.21 mm 。

3.2.3 测量系统安装轴向定标残差对基线转换的影响

在测量基线从测量坐标系 F_c 转换到主天线坐标系 F_m 的过程中, 测量系统安装轴向在地面标定的残差会对最终所需的干涉基线引入误差。若将旋转矩阵记为 $\mathbf{C}_{m,c}$, 记 $\overrightarrow{O_c M_c} \triangleq \mathbf{m}_k$, 则有

$$\mathbf{m}_k|_{F_m} = \mathbf{C}_{m,c} \cdot \mathbf{m}_k|_{F_c} \quad (20)$$

假设测量系统安装轴向上有误差, 体现为 $\Delta\mathbf{C}_{m,c}$ (每个轴向的角度偏差假设为 $\Delta\vartheta_{m,c}$), 则有

$$\Delta\mathbf{m}_k|_{F_m} = \Delta\mathbf{C}_{m,c} \cdot \mathbf{m}_k|_{F_c} \quad (21)$$

从而, 类似上面的分析有

$$\|\mathbf{m}_k|_{F_m}\| \leq \sqrt{3} \cdot \|\mathbf{m}_k|_{F_c}\| \cdot |\Delta\vartheta_{m,c}| \quad (22)$$

与前面分析不同的是, 测量基线的长度 $\|\mathbf{m}_k|_{F_c}\|$ 远远大于部位修正矢量的长度, 如采用 SRTM 参数则约为 60 m 。因此, 为了使得最终干涉基线满足 2 mm 精度要求, 假设此处给由于轴向安装误差引起的干涉基线长度误差留出 0.2 mm 的余量, 则可得到对于轴向安装精度要求为每轴 $0.4'' (1.6\sigma)$ 。

4 精度反演实例

精度分析包括正向与逆向两个方面, 后者以前者为为基础。从逆问题的角度, 考虑逆向精度分析, 即在给定精度要求的前提下进行反演。基于以上详细的正向分析, 不难给出对各误差源进行精度分配的方案。

以干涉基线长度为例, 参照 SRTM 的水平, 假定精度要求为 $2\text{ mm} (1.6\sigma)$, 给出精度反演的实例, 如图 4 所示(假设两类部位修正矢量 $(\mathbf{c}_k)_b$ 和 d_b 的大小均为 0.5 m , 图中涉及的精度均是指 1.6σ)。

就干涉基线方位的精度分配而言, 其分配方法与之类似。

注: ① 文中未单独考虑主副雷达天线相位中心的不准确性和不稳定性, 而都统一归于部位修正矢量误差。实际中天线相位中心可能是动态变化的且可能会存在一定的误

差, 因此在进行精度分配时, 还须为除本分配方案之外的其他可能因素留出余量。② 从最终的干涉基线精度反演到各误差源上, 对各种误差因素加以约束, 这种分配方案并非唯一。精度分配属于多目标优化问题, 理论上的精度分配工作仅能提供一些参考, 需要协调修改、反复迭代才能确定最终的分配方案。

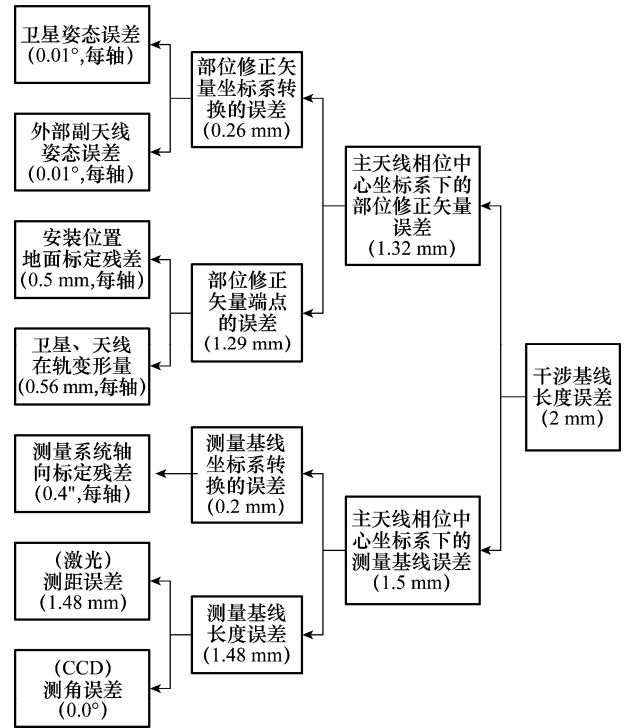


图 4 干涉基线长度的精度分配实例图

5 结束语

本文针对单星 InSAR 系统基线确定的背景, 基于光学测量方案, 详细探讨了基线转换模型中的精度分析问题, 对正向误差传播与逆向精度反演问题进行了讨论。通过正向分析, 对于基线模型中的误差传播特性有了较为清晰的认识, 并可基于此结果设计标定点的最优安装方案; 通过逆向分析, 对给定基线精度要求下的各环节误差预算有了整体把握, 可服务于方案总体设计。需要指出, 本文仅是在空间域对基线模型加以讨论, 而工程化时基线还须带有时标, 由授时装置统一提供并提交 InSAR 系统进行事后处理。

参考文献:

[1] 吴一戎, 李广云, 王保丰, 等. 单台相机机载 InSAR 基线动态测量方法研究[J]. 电子与信息学报, 2005, 27(6): 999-1001. (Wu Y R, Li G Y, Wang B F, et al. The dynamic measurement scheme based on single camera for the airborne InSAR baseline[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2005, 27(6): 999-1001.)