

星载 InSAR 系统 DEM 重建及其误差分析

孙造宇 梁甸农 张永胜

(国防科技大学电子科学与工程学院 长沙 410073)

摘要: 对于星载干涉合成孔径雷达(InSAR)系统数据处理中的数字高程模型(DEM)重建,其误差受基线误差等误差源及是否采用地面控制点(GCP)影响。该文基于传统重建方法得出了利用 GCP 时的 DEM 重建方法,并分析了重建误差关于基线误差的传递关系。由此传递关系,可知系统对轨道测量精度的要求很高,而利用 GCP 时,相同轨道测量精度条件下,重建误差大大减小。故为了在保持重建精度的情况下降低对轨道测量精度的要求,可以利用 GCP。另外上述分析得出的误差传递关系可以用来指导系统一些参数的设计。

关键词: 干涉合成孔径雷达;重建;基线误差;误差分析;地面控制点

中图分类号: TN958

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2008)06-1336-05

Method and Error Analysis of DEM Reconstruction for Spaceborne InSAR

Sun Zao-yu Liang Dian-nong Zhang Yong-sheng

(Institute of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: DEM reconstruction is a step in data processing of spaceborne InSAR, its error is influenced by baseline error and GCP, etc. In this paper, DEM reconstruction method using GCP based on classic one was presented. To the reconstruction methods, the transferring relationship between reconstruction error and baseline error was analyzed. The relationship shows that the requirement on orbit measuring precision is exigent, but when using GCP, in the situation of the same orbit measuring precision, the reconstruction error is reduced. In order to reduce the requirement on orbit measuring precision and at the same time to keep reconstruction precision, GCP should be used. In addition, the transferring relationship can direct designing some parameters of the system.

Key words: InSAR; Reconstruction; Baseline error; Error analysis; Ground control point

1 引言

星载 InSAR 系统是近年来各航天大国正在大力发展的一种星载雷达系统,它安装在航天飞机或卫星等航天器上,可以快速、高精度地测绘全球地形,其获取的数据在军事及民用上有巨大应用价值。

星载 InSAR 系统是基于 SAR 系统构成的,它利用在轨道方向不同视角下获取的两幅或多幅 SAR 图像经处理来进行测高,为了得到所需的 SAR 数据,可采用多航过或单航过的模式^[1]。多航过时,通过一颗 SAR 卫星多次飞过同一测绘区来获取所需数据;单航过时,系统需具有多个接收通道,一次飞过测绘区就获取所需数据,此时,系统构成比较复杂,可以采用单星模式或编队模式。单星模式时,在同一颗卫星上安装多个接收天线,编队模式时,数颗卫星编队飞行,接收通道分布在各卫星上。各种系统构成模式都有其相应优缺点,需要根据需求来选择。

DEM 重建是 InSAR 数据处理的重要步骤。InSAR 系统获取的原始数据经成像、配准、干涉、滤波、解缠等处理后得到解缠干涉相位图^[2],DEM 重建即利用此干涉相位图及系统的轨道参数来测量地面的高程及位置。本文论述了星载

InSAR 系统的 DEM 重建算法。基于此重建算法,推导得到了重建误差与基线误差的关系,分析结果对系统设计有指导意义。为了降低 DEM 重建对基线精度的要求,论述了利用 GCP 进行重建,并定量分析了采用 GCP 情况下对基线精度要求的改善。

2 系统模型及重建原理

DEM 重建方法是利用干涉相位图和卫星参数根据位置方程、多普勒方程及干涉方程来求解地球表面目标点的三维坐标^[3, 4]。重建算法与系统几何模型紧密相关。系统的几何模型如图 1。其中,XYZ 为转动的地心坐标系,下述几何模型的讨论都在此坐标系中进行,在此坐标系中,目标点不动,卫星运动为其在惯性系下运动与地球自转的合成。取第一幅 SAR 图像为主图像,另一幅为辅图像, P 为一目标位置, S_a , S_1 分别为对应主图像在 t_m 时刻发射天线和接收天线的位置, S_b , S_2 分别为对应辅图像在 t_s 时刻发射天线和接收天线的位置, D_a , D_1 , D_b , D_2 , T 分别为地心至 S_a , S_1 , S_b , S_2 , P 的距离矢量, r_a , r_1 , r_b , r_2 分别为 S_a , S_1 , S_b , S_2 至 P 的距离矢量, b_1 , b_{a1} 分别为 S_1 至 S_2 , S_a 的距离矢量, b_a 为 S_a 至 S_b 的距离矢量。上述矢量的模值用非黑体的相同符号来表示。

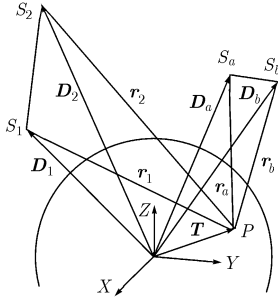


图1 系统几何模型

相同目标点在主图像和辅图像中对应的时刻 t_m 和 t_s 一般不相同, 即使在同时接收的情况, 如一发双收, 由于对应时刻与成像采用的参考多普勒频率有关, 造成 t_m 和 t_s 有一定的差别, 因此需要确定这两个慢时刻。目标点在主图像中的慢时刻直接在图像对应的星历参数中读取。在辅图像中的慢时刻可用两种方法得到, 一种是用配准的方法, 得到辅图像中同名点的偏移值, 从而根据星历参数得到慢时刻, 另一种是在重建方程中另外加入辅图像对应的多普勒方程^[5]。

根据系统几何模型可以列出所需的位置方程为

$$(\mathbf{T} - \mathbf{D}_1)(\mathbf{T} - \mathbf{D}_1) = \mathbf{r}_1^2 \quad (1)$$

$$(\mathbf{T} - \mathbf{D}_a)(\mathbf{T} - \mathbf{D}_a) = (\mathbf{r}_{a1} - \mathbf{r}_1)^2 \quad (2)$$

其中 $\mathbf{r}_{a1} = \mathbf{r}_a + \mathbf{r}_1$, 式(1)为 P 与 S_1 的距离方程, 式(2)为 P 与 S_a 的距离方程。

系统的干涉方程表示为

$$|\mathbf{T} - \mathbf{D}_2| + |\mathbf{T} - \mathbf{D}_b| = \mathbf{r}_{a1} + \lambda\phi / (2\pi) \quad (3)$$

其中 λ 为信号波长, ϕ 为目标点对应的干涉绝对相位。

列出重建所需的主图像对应的多普勒方程为

$$\lambda f_{\text{dc1}} \mathbf{r}_1 = \mathbf{v}_1 \mathbf{T} - \mathbf{v}_1 \mathbf{D}_1 \quad (4)$$

$$\lambda(f_{\text{dc}} - f_{\text{dc1}})(\mathbf{r}_{a1} - \mathbf{r}_1) = \mathbf{v}_a \mathbf{T} - \mathbf{v}_a \mathbf{D}_a \quad (5)$$

其中 \mathbf{v}_a , \mathbf{v}_1 为 S_a , S_1 的速度, f_{dc} 为主图像的多普勒中心频率, f_{dc1} 为多普勒中心频率中接收半程对应的部分, 式(4)表示此半程对应的多普勒方程, 式(5)表示发射半程对应的多普勒方程。

DEM 重建即根据式(1)~式(5)来求解出目标点的三维坐标, 其中 \mathbf{T} , \mathbf{r}_1 , f_{dc1} 为未知量, 由于方程组为非线性, 可以采用牛顿迭代法来进行求解。

3 重建误差分析

利用上述的重建方程组可以来分析系统的重建误差。在各项误差源中, 目标点在两幅 SAR 图像中对应天线位置的差, 即基线对重建误差的影响最大, 下面主要分析此误差源, 求解重建误差关于基线误差的传递关系。

设基线为 $\mathbf{b}_1 = (b_{1x}, b_{1y}, b_{1z})$, $\mathbf{b}_a = (b_{ax}, b_{ay}, b_{az})$, 对重建方程组关于上述基线各分量求导可得:

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial T_x}{\partial b_{1i}} & \frac{\partial T_y}{\partial b_{1i}} & \frac{\partial T_z}{\partial b_{1i}} & \frac{\partial r_1}{\partial b_{1i}} & \frac{\partial f_{\text{dc1}}}{\partial b_{1i}} \end{pmatrix}^T = \mathbf{M}^{-1} \begin{pmatrix} r_{2i} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T \quad (6)$$

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial T_x}{\partial b_{1i}} & \frac{\partial T_y}{\partial b_{1i}} & \frac{\partial T_z}{\partial b_{1i}} & \frac{\partial r_1}{\partial b_{1i}} & \frac{\partial f_{\text{dc1}}}{\partial b_{1i}} \end{pmatrix}^T = \mathbf{M}^{-1} \begin{pmatrix} r_{bi} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T \quad (7)$$

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} r_{2x} + r_{bx} & r_{2y} + r_{by} & r_{2z} + r_{bz} & 0 & 0 \\ r_2 & r_b & r_2 & r_b & r_2 & r_b \\ -v_{1x} & -v_{1y} & -v_{1z} & \lambda f_{\text{dc1}} & \lambda \mathbf{r}_1 \\ v_{ax} & v_{ay} & v_{az} & \lambda(f_{\text{dc}} - f_{\text{dc1}}) & \lambda \mathbf{r}_a \\ r_{ax} & r_{ay} & r_{az} & \mathbf{r}_a & 0 \\ r_{1x} & r_{1y} & r_{1z} & -\mathbf{r}_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (8)$$

其中下标 i 表示下标 x, y, z , 下标 x, y, z 表示矢量在坐标系中的各分量。

将重建误差分解为垂直地面的高程误差和平行于地面的定位误差。求高程重建误差关于基线各分量的偏导为

$$k_{1i} = \partial|\mathbf{T}| / \partial b_{1i} = \mathbf{T} / T \cdot (\partial \mathbf{T} / \partial b_{1i}) \quad (9)$$

$$k_{ai} = \mathbf{T} / T \cdot (\partial \mathbf{T} / \partial b_{ai}) \quad (10)$$

设基线各分量的误差为 Δb_{1i} , Δb_{ai} , 可得高程误差和定位误差分别为

$$\Delta T \approx \sum_{i=x,y,z} (k_{1i} \Delta b_{1i} + k_{ai} \Delta b_{ai}) \quad (11)$$

$$\Delta S \approx \sqrt{\sum_{i=x,y,z} \left(\frac{\partial \mathbf{T}}{\partial b_{1i}} \Delta b_{1i} + \frac{\partial \mathbf{T}}{\partial b_{ai}} \Delta b_{ai} \right)^2} - \Delta T^2 \quad (12)$$

对一个系统采用上述方法进行误差分析。设定系统为一双星编队^[6], 一颗星发射信号, 两颗星同时接收, 此时, S_a , S_b 与 S_1 重合。系统中心频率为 5.331GHz, 主星位置坐标为 (-2314555.1, 3728381.1, 5659986.9)(m), 主星速度为 (4555.7633, -3906.5243, 4432.5450)(m/s), 下视角 θ 为 30°

对于此系统, 基线 \mathbf{b}_a 为 0, 基线 \mathbf{b}_1 为有效的干涉基线, 可以用距离 $b_{1\perp}$ 和姿态角 α, β 来确定, 其示意图如图 2。其中, $X'Y'Z'$ 为卫星坐标系, 原点在 S_1 处, Y' 沿 S_1 在 XYZ 中的速度方向, 此速度方向和 S_1 至地心连线决定一个平面, Z' 垂直于此平面, X' 方向与 Y' , Z' 方向构成右手系。 $b_{1\perp}$ 表示基线在垂直于轨道的平面 $X'Z'$ 内的投影长, 即两轨道的间距, α 表示基线矢量与主星速度方向的夹角, β 表示基线在垂直于轨道的平面内的投影矢量与 $X'Y'$ 平面的夹角。另外, P' 表示目标点 P 在 $X'Z'$ 平面上的投影。卫星坐标系与上述转动的地心坐标系可以互相转换:

$$\mathbf{C}_{\text{cef}} = \mathbf{A} \mathbf{C}_s + \mathbf{O}_s \quad (13)$$

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} X'_x & Y'_x & Z'_x \\ X'_y & Y'_y & Z'_y \\ X'_z & Y'_z & Z'_z \end{pmatrix} \quad (14)$$

其中 \mathbf{C}_{cef} 、 \mathbf{C}_s 分别表示转动的地心坐标系和卫星坐标系中的坐标, \mathbf{O}_s 表示卫星坐标系原点在转动的地心坐标系下的坐标, \mathbf{A} 为旋转矩阵, \mathbf{A} 中 (X'_x, X'_y, X'_z) , (Y'_x, Y'_y, Y'_z) , (Z'_x, Z'_y, Z'_z) 分别表示卫星坐标系中沿三坐标轴向的单位方向矢量在转动的地心坐标系中的坐标值。

基线误差是三维的,分解为沿速度方向的分量和垂直于速度方向的分量如图3。 Δb 表示基线误差, Δb_y 表示基线误差在 Y' 轴的投影长, Δb_{xz} 表示基线误差在 $X'Z'$ 平面上的投影长, γ 角表示此投影与 X' 轴的夹角。沿速度方向的误差分量主要由目标点在第1、2幅SAR图像中对应慢时刻的时间差测量不准引起,垂直于速度方向的误差分量主要由轨道测量误差引起。基线 b_a 只有沿速度方向的基线误差,基线 b_l 误差则包含上述两个分量,下面作出高程重建误差随干涉基线误差的变化。

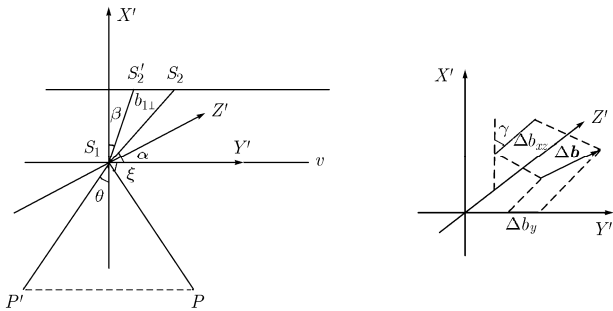


图2 双星编队情况下几何关系示意图

图3 基线误差示意图

设 b_{\perp} 为1km, β 角为 0° ,作出沿速度方向单位基线误差分量,即单位 Δb_y ,引起的高程重建误差的绝对值随 α 角的变化关系如图4,此关系即为式(11)取 $(\Delta b_{ax}, \Delta b_{ay}, \Delta b_{az})^T = A(0,1,0)^T$, $(\Delta b_{lx}, \Delta b_{ly}, \Delta b_{lz})^T = A(0,1,0)^T$ 。其中,从下到上3条曲线分别对应斜视角为 90° , 90.5° , 91° ,斜视角即波束中心指向与速度方向的夹角 ξ 。可见,在较大 α 角范围内,高程重建误差都基本相同,所以此时高程重建误差随 α 角的影响不大,而误差随斜视角的影响很大,故从减少沿速度方向基线误差分量影响的角度考虑,需取斜视角在 90° 附近。

设 b_{\perp} 为1km, α 角为 90° ,斜视角为 90° ,作出垂直速度方向单位基线误差分量,即单位 Δb_{xz} ,引起的高程重建误差的绝对值随 γ 角的变化关系如图5,此关系即为式(11)取 $(\Delta b_{ax}, \Delta b_{ay}, \Delta b_{az})^T = (0,0,0)^T$, $(\Delta b_{lx}, \Delta b_{ly}, \Delta b_{lz})^T = A(\cos \gamma, 0, \sin \gamma)^T$ 。其中,从下到上3条曲线分别对应 β 角为 -60° , -30° , 0° ,可见,此基线误差分量在垂直于视线方向 S_1P' 时,高程重建误差为0,而在平行于视线方向时,高程重建误差最大,从而分解垂直速度方向基线误差分量后,只有平行于视线方向的误差分量会造成重建误差。另外,取 α 角、斜视角为其它值时,得到的曲线图相同。

根据上述结论,只考虑平行于视线方向的基线误差分量,设 α 角为 90° ,作出平行于视线方向单位基线误差分量引起的高程重建误差的绝对值随 β 角的变化关系如图5,此关系即为式(11)取 $(\Delta b_{ax}, \Delta b_{ay}, \Delta b_{az})^T = (0,0,0)^T$, $(\Delta b_{lx}, \Delta b_{ly}, \Delta b_{lz})^T = A(\cos \theta, 0, \sin \theta)^T$,仿真中,保持 b_{\perp} 在垂直于视线方向上的投影长 $b_l = b_{\perp} \sin(\theta - \beta)$ 不变。其中,从下到上3

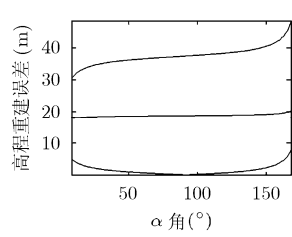


图4 高程重建误差随 α 角变化关系

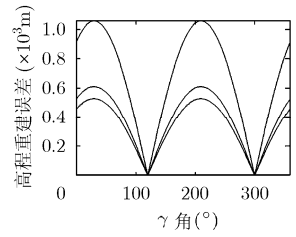


图5 高程重建误差随 γ 角变化关系

条曲线分别对应 b_l 为1.5km, 1km, 0.5km。可见,保持 b_l 不变时,除了在垂直于速度方向的基线投影近似和视线方向平行的情况,重建误差与 β 角无关。另外,取 α 角、斜视角为其它值时,得到的曲线图相同。因此从误差的传递来考虑,设计编队只需要设计合适的 b_l 值,从而确定合适的基线长和 β 角的组合。

由上述误差传递关系的数值可知,高程重建误差对垂直于速度方向基线误差分量很敏感,又因此误差主要由轨道测量误差引起,故系统对相对轨道测量的要求很高。高程重建误差对沿速度方向基线误差分量在取合适的斜视角的情况下不是很敏感,但因此误差主要由慢时刻测量误差引起,此误差与信号处理过程有关,其值相对于轨道测量误差要大,故其对系统的影响也不能忽略。另外,对定位误差影响的分析与上述高程误差分析相同,此处不再赘述。

4 使用GCP进行重建

从以上分析可知,为了达到较高的重建精度,基线测量精度的要求很高,往往很难达到,需要采用其它方法来在保持重建精度的情况下,降低对基线测量精度的要求。可以采用GCP来达到这一要求^[7]。

由式(3)可见,当基线存在误差时,只要干涉相位也相应变化,使方程仍然成立,则仍能重建得到精确的目标位置。得到此相应变化的干涉相位可以利用控制点,控制点的位置坐标是精确已知的,因此可以求得在含误差基线情况下的控制点相应的绝对干涉相位,此干涉相位相对于实际干涉相位值有一个差值。对于待重建目标点,要得到随基线误差变化的干涉相位,也需要得到此差值,由于各目标点对应的此相位差值相对于控制点对应相位差值变化很小,因此用控制点对应的相位差值补偿各目标点的实际相位能近似得到所需的随基线误差变化的干涉相位。此时使用此相位在含误差基线条件下来进行重建,其误差相对于利用实际干涉相位来重建会减少很多。

利用控制点来降低基线精度要求的方法为首先根据式(3)计算出控制点在含误差基线下的干涉相位值,然后根据干涉相位图得到控制点与待求点的相位差,相位差结合控制点的干涉相位计算出待求点的干涉相位,最后利用含误差基线及已求干涉相位解算待求点的三维坐标。控制点数量需取在一个以上,下面分析一个控制点的情况。

将各目标点对应的基线误差分解为两个部分, 一个是在整个处理时间段内和控制点对应基线误差相同的恒定误差, 一个是在此时间段内的随机误差。第 2 项误差传递关系和第 3 节的讨论相同。下面分析第 1 项误差。

相位误差随基线误差的传递关系如下:

$$\partial\phi / \partial b_{li} = -2\pi r_{2i} / (\lambda r_2) \quad (15)$$

$$\partial\phi / \partial b_{ai} = -2\pi r_{1i} / (\lambda r_1) \quad (16)$$

设控制点干涉相位为 ϕ_c , 待求目标点与控制点的相位差为 ϕ_{tc} , 则待求目标点相位为 $\phi_t = \phi_c + \phi_{tc}$, 从而可得相位误差随基线误差的变化关系:

$$k_{mli} = -\partial\phi_{tc} / \partial b_{li} = \partial\phi_c / \partial b_{li} - \partial\phi_t / \partial b_{li} \quad (17)$$

$$k_{mai} = \partial\phi_c / \partial b_{ai} - \partial\phi_t / \partial b_{ai} \quad (18)$$

对重建方程组关于相位求偏导有:

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial T_x}{\partial \phi} & \frac{\partial T_y}{\partial \phi} & \frac{\partial T_z}{\partial \phi} & \frac{\partial r_1}{\partial \phi} & \frac{\partial f_{dcl}}{\partial \phi} \end{pmatrix}^T = \mathbf{M}^{-1} \begin{pmatrix} \lambda & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T \quad (19)$$

求重建高程误差关于相位的偏导为

$$k_n = \frac{\partial |T|}{\partial \phi} = \frac{\mathbf{T}}{T} \left(\frac{\partial \mathbf{T}}{\partial \phi} \right) \quad (20)$$

设基线各分量的误差为 Δb_{li} , Δb_{ai} , 在利用 GCP 的情况下, 基线误差都折算成相位差 ϕ_{tc} 的误差, 可得高程误差和定位误差分别为

$$\Delta T \approx \sum_{i=x,y,z} (k_{mli} k_n \Delta b_{li} + k_{mai} k_n \Delta b_{ai}) \quad (21)$$

$$\Delta S \approx \sqrt{\sum_{i=x,y,z} \left(\frac{\partial \mathbf{T}}{\partial \phi} k_{mli} \Delta b_{li} + \frac{\partial \mathbf{T}}{\partial \phi} k_{mai} \Delta b_{ai} \right)^2} - \Delta T^2 \quad (22)$$

上述讨论的第 1 项误差与待求点和控制点的距离向位置差有关, 此位置差越大, 误差越大, 最大时相差一个测绘带宽度, 取位置差为 50km, 进行仿真分析。仿真分析的参数同第 3 节, 按照相同的参数重作图 4, 图 5, 图 6, 得到图 7, 图 8, 图 9。在图 8 中可见, 此基线误差分量在平行于视线方向时, 高程重建误差为 0, 而在于垂视线方向时, 高程重建误差最大, 对比图 5, 结论刚好相反。图 9 因此相应只考虑了垂视线方向的基线误差。除了以上差异, 仿真曲线和第 3 节结果形式相同, 因此对系统参数有相同的要求。由上述仿真结果的数值可见, 在采用 GCP 的情况下, 相同误差时, 对应的重建误差大大降低, 因此在相同的重建精度要求下, 基线测量精度的要求大大降低。

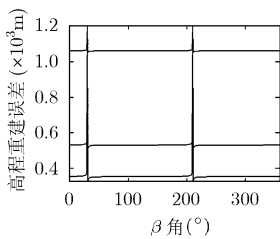


图 6 高程重建误差随 β 角变化关系

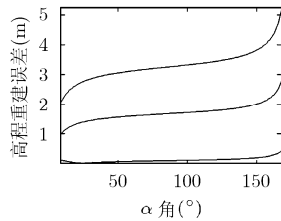


图 7 使用 GCP 时高程重建误差随 α 角变化关系

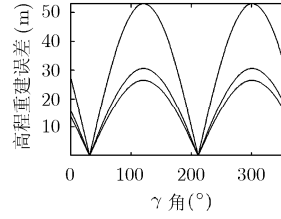


图 8 使用 GCP 时高程重建误差随 γ 角变化关系

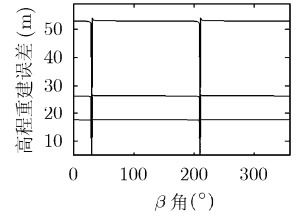


图 9 使用 GCP 时高程重建误差随 β 角变化关系

以上讨论的是一个 GCP 的情况, 对如图 10 所示的场景进行重建仿真, 取基线 b_1 长 1km, α 角为 90° , β 角为 0° , 其它参数同前。重建时, 基线有垂直于速度方向 1m 的误差。将重建高程与实际高程进行比较, 结果如图 11。可见采用一个 GCP 时重建误差在米级, 并不大。另外, 从图中也可见, 高程重建误差随距离向近似有一个线性变化, 为了更加减少重建误差, 可以采用多个 GCP 来补偿这种线性变化。设 n 个控制点在含误差基线下的相位为 $\phi_{g(n)}$, 将此相位减去干涉图对应的相位, 剩余相位作线性拟合, 即求下述的最小二乘:

$$\min(J) = \min \left[\sum_n (ar_{a1(n)} + b - \phi_{g(n)})^2 \right] \quad (23)$$

通过上式求得参数 a , b , 这样每一像素点在干涉相位图相位的基础上, 加上相位 $\phi_a = ar_{a1} + b$, 即得到用于重建的绝对相位。采用 4 个控制点进行重建仿真, 重建高程与实际高程比较结果如图 12。可见高程误差只剩下由于地面高程的随机变化造成的重建误差, 误差值得到进一步减小。



图 10 重建场景的高程

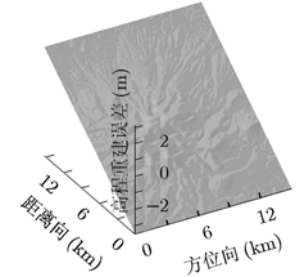


图 11 一个 GCP 时高程重建误差

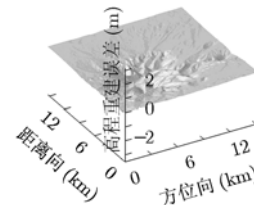


图 12 4 个 GCP 时高程重建误差

以上讨论的是处理时间段内基线测量的恒定误差, 而时间段内基线的随机误差, 由于其传递关系同第 3 节的讨论相同, 因此要求此误差值很小, 即在时间段内保持高的测量稳定度。

5 结束语

本文分析了星载 InSAR 系统的 DEM 重建方法,即通过列出重建方程组进行迭代求解。基于重建方程组分析了基线误差到重建误差的传递关系,仿真了双星编队情况下,基线误差传递关系随基线姿态的变化曲线,此变化关系可以为系统参数设计提供准则。当然,由基线误差分析得出的系统参数还需要和其它误差因素的影响进行折衷^[8]。上述的传递关系表明系统轨道测量精度的要求很高,本文考虑了采用 GCP 在保持重建精度的情况下降低此测量精度要求。仿真结果表明在保持高的测量稳定度的情况下,采用 GCP 后,基线测量精度的要求大大降低。因此,采用 GCP 有利于高精度 DEM 重建。

参考文献

- [1] 王超, 张红, 刘智. 星载合成孔径雷达干涉测量[M]. 北京: 科学出版社, 2002: 1-24.
Wang C, Zhang H, and Liu Z. Spaceborne Synthetic Aperture Radar Interferometry[M]. Beijing: Science Press, 2002: 1-24.
- [2] Bamler R and Hart P. Synthetic aperture radar interferometry[J]. *Inverse Problems*, 1998, 14(4): R1-R54.
- [3] Rosen P A, Hensley S, and Joughin I R, *et al.* Synthetic aperture radar interferometry[J]. *Proc. IEEE*, 2000, 88(3): 333-382.
- [4] 王彦平, 彭海良. 干涉合成孔径雷达目标的三维重建[J]. 电子与信息学报, 2003, 25(9): 1187-1193.
Wang Y-P and Peng H-L. 3D reconstruction of targets in interferometric SAR[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2003, 25(9): 1187-1193.
- [5] Sansosti E. A simple and exact solution for the interferometric and stereo SAR geolocation problem[J]. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 2004, 42(8): 1625-1634.
- [6] Krieger G, Fiedler H, and Hajnsek I, *et al.* TanDEM-X: mission concept and performance analysis[A]. 2005 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Seoul, South Korea, 2005: 4890-4893.
- [7] Mora O, Agusti O, and Bara M, *et al.* Direct geocoding for generation of precise wide-area elevation models with ERS SAR data[A]. ESA special publication[C]. Fringe'99 Advancing ERS SAR Interferometry from Applications Towards Operations, Liege, Belgium, Nov. 1999, 478: 449-455.
- [8] 李真芳, 黄源宝, 保铮, 廖桂生. 利用分布式 InSAR 进行地形高程测量性能分析[J]. 系统工程与电子技术, 2003, 25(6): 697-700.
Li Z-F, Huang Y-B, Bao Z, and Liao G-S. Optimal orbit design for DEM by using distributed satellites InSAR and performance analysis[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2003, 25(6): 697-700.

孙造宇: 男, 1978 年生, 博士生, 研究方向为 SAR、InSAR 信号仿真及处理。

梁甸农: 男, 1936 年生, 博士生导师, 教授, 研究方向为空间信息获取与处理、超宽带雷达系统理论等。

张永胜: 男, 1977 年生, 博士生, 研究方向为 SAR、InSAR 系统同步方法及性能分析。