

## 编队小卫星干涉合成孔径雷达基线设计研究

申艳<sup>①②</sup> 王新民<sup>①②</sup> 禹卫东<sup>①</sup>

<sup>①</sup>(中国科学院电子学研究所 北京 100080)

<sup>②</sup>(中国科学院研究生院 北京 100039)

**摘要:** 该文提出了一种编队小卫星干涉合成孔径雷达(INSAR)基线的设计方法,该方法基于编队小卫星空间几何模型和实际地理模型,分析了干涉回波信号特性,给出临界基线和最优基线的选择方法,分析了等效视数、信噪比和地形坡度对基线选择的影响。并基于 C 波段编队小卫星进行了仿真设计,给出了在一个轨道周期内,干涉基线的变化和测高精度变化的仿真结果。仿真结果验证了该文的基线设计方法的有效性。

**关键词:** 编队小卫星;干涉合成孔径雷达;基线

中图分类号: TN959.74

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2008)06-1345-05

## Baseline Design for Small Satellites Formation Interferometric Synthetic Aperture Radar

Shen Yan<sup>①②</sup> Wang Xin-min<sup>①②</sup> Yu Wei-dong<sup>①</sup>

<sup>①</sup>(Institute of Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

<sup>②</sup>(Graduate University of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

**Abstract:** A baseline design method is proposed for the spaceborne small satellites formation Interferometric Synthetic Aperture Radar (INSAR). This technique is based on the space geometry of the small satellites formation and the real geographic model. An analysis is given to the characteristic of the interferometric echoes, the method of choosing the critical and optimal baseline is also presented. The effect of the equivalent number of looks, signal to noise ratio and the topographic slope is also analyzed. Simulation design is carried out according to the C-band small satellites formation, in one orbit period, the variation of interferometric baseline and the elevation precision are presented. The simulation results validate the effectiveness of this baseline design method.

**Key words:** Small satellites formation; INSAR; Baseline

### 1 引言

编队小卫星是随着空间技术领域的突破和迅速发展而出现的新概念。多颗在空间上间隔在几米至几十千米的小卫星,整体构型相对稳定,在功能上组合成一颗大卫星,小卫星围绕一个存在或不存在的“中心卫星”运行,它们同时环绕地球运行,共同完成一项或多项任务。这一新概念引起了国内外的广泛重视, Cartwheel、Techsat21 等编队小卫星模式应运而生<sup>[1, 2]</sup>。把 INSAR 的天线分别放置在不同的卫星上,小卫星在空间的轨道相对位置可以测量并得到保持,通过轨道设计使两颗卫星保持一定的基线距离和观察视角,以满足 SAR 实现干涉测量的一系列前提条件从而实现合成孔径雷达(SAR)干涉测量,提高空间分辨率和动目标检测等功能<sup>[1]</sup>,编队小卫星具有体积小、重量轻、成本低、研制周期短和发射灵活等优点<sup>[2, 3]</sup>。

本文建立了编队小卫星 SAR 的空间几何模型,结合实际地理模型和轨道参数,分析了回波信号特性,提出了一种编

队小卫星干涉合成孔径雷达基线的设计方法,通过相干系数和相位标准差的关系,给出了临界基线和最优基线的选择。保持其他系统参数不变的情况下,为了得到一定的测高精度,可以选择合理的基线长度,并通过增加等效多视数、增加信噪比来实现。根据 C 波段卫星的参数和编队小卫星的轨道参数,仿真了在一个轨道周期内,编队小卫星干涉基线和测高精度的变化情况,仿真结果验证了该设计方法的有效性。

### 2 编队小卫星干涉 SAR 空间几何模型

编队小卫星不仅需要保持编队飞行,还需要对地面同一目标进行成像,导致每颗小卫星不能均保持正侧视状态,因此有的小卫星是斜视状态,小卫星之间的基线也不完全是垂直或者顺沿航迹基线,而是包含了垂直航迹和顺沿航迹的混合基线。本节根据混合基线给出了编队小卫星干涉 SAR 成像的理论基础。以两颗小卫星编队为例,其轨道飞行图如图 1 所示。

$S_1$  和  $S_2$  分别是两颗在轨的小卫星,在绕各自轨道飞行的同时,它们的相对运动使  $S_1$  和  $S_2$  还围绕一个虚拟中心在运行,在某一时刻,它们同时照射地面的同一位置,形成干涉<sup>[4]</sup>。

图1中的坐标系原点定义为小卫星群的虚拟中心，它沿着轨道运动，X轴为卫星运行方向，Z为轨道半径方向，Y为垂直轨道面方向。在该坐标系中，小卫星的运动可用Hill方程来描述如下：

$$\left. \begin{aligned} x_i(t) &= A_X \cos\left(2\pi\frac{t}{T} + \alpha_i\right) \\ y_i(t) &= A_Y \sin\left(2\pi\frac{t}{T} + \beta_i\right) \\ z_i(t) &= A_Z \sin\left(2\pi\frac{t}{T} + \alpha_i\right) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

上式(1)中*i*对应不同的小卫星，对于两颗小卫星的情况，*i* = 1, 2。T为轨道运行周期，编队中所有的小卫星应具有同样的轨道周期； $\alpha_i$ 和 $\beta_i$ 分别为对应小卫星轨道的初始相位角。上述方程对应了一个空间椭圆轨迹，从虚拟中心看，两个小卫星*S*<sub>1</sub>和*S*<sub>2</sub>的运行轨迹将落在该空间椭圆上。该空间椭圆在轨道面和水平面的投影也为椭圆。其中轨道面椭圆的短半轴为*A*<sub>Z</sub>，长半轴为短半轴的两倍，即*A*<sub>X</sub> = 2*A*<sub>Z</sub>，水平面椭圆的短半轴是*A*<sub>Y</sub>，长半轴是*A*<sub>X</sub>，如图2所示，干涉测量的最大基线长度*MN*为*B*<sub>max</sub> = 2√*A*<sub>Z</sub><sup>2</sup> + *A*<sub>Y</sub><sup>2</sup>。

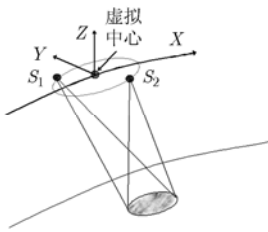


图1 描述编队小卫星位置关系的相对坐标系图

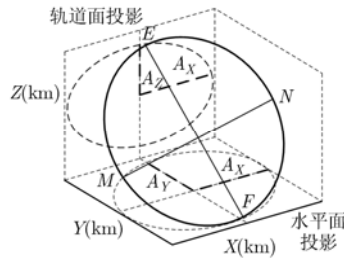


图2 交叉轨道编队飞行所形成的空间椭圆示意图

### 3 回波信号特性分析

小卫星*S*<sub>1</sub>和*S*<sub>2</sub>的空间基线*B*在*X*、*Y*和*Z*方向的基线分量分别是*B*<sub>X</sub>、*B*<sub>Y</sub>、*B*<sub>Z</sub>，*X*是沿航迹方向，*Y*和*Z*在垂直于*X*的平面内，*Z*是垂直方向，假定卫星均以速度*V*沿*X*方向飞行，如图3所示。

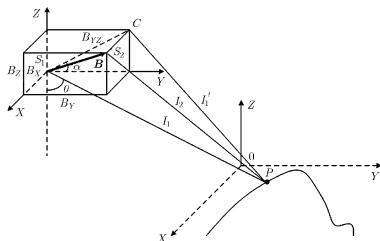


图3 编队小卫星与地面目标的几何关系示意图

矢量*l*<sub>1</sub>和*l*<sub>2</sub>表示小卫星天线到地球表面某一散射点*P*的距离矢量，*l*<sub>1</sub> = *r*<sub>1</sub>*l*<sub>1</sub>，*l*<sub>2</sub> = *r*<sub>2</sub>*l*<sub>2</sub>，*l*'<sub>2</sub>是*l*<sub>2</sub>在*YZ*面的投影，*l*'<sub>2</sub> = *r*'<sub>2</sub>*l*'<sub>2</sub>。点*P*、*C*和*S*<sub>1</sub>在同一个平面内。*l*<sub>1</sub>、*l*<sub>2</sub>和*l*'<sub>2</sub>分别是*l*<sub>1</sub>、

*l*<sub>2</sub>和*l*'<sub>2</sub>方向的单位矢量。 $\theta$ 是*S*<sub>1</sub>的下视角，*l*<sub>1</sub>在*YZ*面内，*l*<sub>2</sub>不在*YZ*面内，*l*<sub>1</sub>和*l*<sub>2</sub>可以写成

$$l_1 = (0, r_1 \sin \theta, -r_1 \cos \theta) \quad (2)$$

$$l_2 = l_1 - B \quad (3)$$

由|*l*<sub>1</sub>|和|*l*<sub>2</sub>|的距离差得到的干涉相位是

$$\phi = 2\pi p(r_2 - r_1) / \lambda = \left(\sqrt{\langle l_2, l_2 \rangle} - \sqrt{\langle l_1, l_1 \rangle}\right) \quad (4)$$

$\lambda$ 表示波长， $\langle X, Y \rangle$ 表示内积， $|X| = \sqrt{\langle X, X \rangle}$ ，*p* = 1表示标准模式(一颗卫星发射，多颗卫星接收)，*p* = 2表示“乒乓模式”(各个卫星分别发射和接收)。经过泰勒展开，由于*r*<sub>1</sub> ≫ |*B*|，式(3)可以写成

$$\begin{aligned} \phi &= \frac{2\pi p}{\lambda} (|l_2| - |l_1|) = \frac{2\pi p}{\lambda} r_1 \left( \sqrt{1 - \frac{2\langle l_1, B \rangle}{r_1^2} + \frac{|B|^2}{r_1^2}} - 1 \right) \\ &\approx -\frac{2\pi p}{\lambda r_1} \langle l_1, B \rangle = -\frac{2\pi p}{\lambda} B_{YZ} \sin(\theta - \alpha) \end{aligned} \quad (5)$$

$$\langle l_1, B \rangle = r_1 B_{YZ} \sin(\theta - \alpha) \quad (6)$$

$$B_{YZ} = |(0, B_Y, B_Z)| \quad (7)$$

这里 $\alpha$ 是基线在*YZ*面内的投影*B*<sub>YZ</sub>与水平面的夹角，即基线倾角。

编队小卫星在*YZ*面内的几何模型如图4所示，*P*<sub>0</sub>是地面分辨单元的中心点，坐标为(*x*<sub>0</sub>, *y*<sub>0</sub>, *z*<sub>0</sub>)，*P*是*P*<sub>0</sub>所在分辨单元内任一点，坐标是(*x*, *y*, *z*)。 *S*<sub>1</sub>在点*P*<sub>0</sub>处形成的下视角是 $\theta_0$ ，在*P*点处形成的下视角是 $\theta$ ， $\theta = \theta_0 + \theta_1$ 。

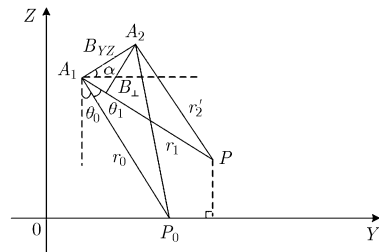


图4 编队小卫星在*YZ*面内的几何模型

小卫星*S*<sub>1</sub>和*S*<sub>2</sub>从*P*<sub>0</sub>点接收到的回波信号可以表示成*s*<sub>1</sub>(*x*<sub>0</sub>, *r*<sub>0</sub>)

$$= A \int dz \int \exp(jkpr_1) f(x, y, z) W(r_1 - r_0, x - x_0) dx dy + n_1 \quad (8)$$

$$s_2(x_0, r_0 + \delta r)$$

$$= A \int dz \int \exp(jkpr'_2) f(x, y, z) W(r'_2 - (r_0 + \delta r), x - x_0) \cdot dx dy + n_2 \quad (9)$$

*k*是波数  $k = 2\pi / \lambda$ ， $\delta r = r_1 - r_0$ ，*W*(*r*, *x*)是系统点目标响应函数<sup>[5-7]</sup>

$$W(r, x) = \text{sinc}(r / \rho_r) \text{sinc}(x / \rho_x) \quad (10)$$

$\rho_r$ 是斜距向分辨率， $\rho_x$ 是方位向分辨率。*n*<sub>1</sub>和*n*<sub>2</sub>是噪声，且不相干，*A*是系统参数。则

$$\langle s_1 s_2^* \rangle = \sigma_0 A^2 \rho_r \rho_x \exp(-jkpB_{||}) \eta \quad (11)$$

$$\eta = (1 - |\alpha_r \rho_r|) \exp(-j\pi\alpha_r \delta r) \text{sinc} \left[ \pi \frac{\delta r}{\rho_r} (1 - |\alpha_r \rho_r|) \right] \cdot \frac{2}{\alpha_z} \exp \left( -j \frac{\alpha_z h}{2} \right) \sin \left( \frac{\alpha_z h}{2} \right) \quad (12)$$

$$\alpha_r = \frac{kB_{\perp}}{2\pi r_0 \tan(\theta_0 - \tau_y)} \quad (13)$$

$$\alpha_z = \frac{kB_{\perp} \cos \tau_y}{r_0 \sin(\theta_0 - \tau_y)} \quad (14)$$

同理可以得到

$$\langle |s_1|^2 \rangle = \langle |s_2|^2 \rangle = \sigma_0 A^2 \rho_x \rho_r + N \quad (15)$$

其中  $N$  是平均热噪声功率, 这里假定小卫星接收机的热噪声功率是相等的。那么, 这两个信号的相关系数是<sup>[6]</sup>

$$\gamma = \frac{\langle |s_1 s_2^*| \rangle}{\sqrt{\langle |s_1|^2 \rangle \cdot \langle |s_2|^2 \rangle}} = \frac{|\eta|}{1 + \text{SNR}^{-1}} \quad (16)$$

SNR 是系统的信噪比,  $\text{SNR} = \sigma_0 A^2 \rho_x \rho_r / N$ ,  $\eta$  可以写成  $\eta = \eta_{\text{vol}} \eta_B$ ,  $\eta_{\text{vol}}$  是由体散射引起的相关系数,  $\eta_B$  是由基线引起的相关系数。假定由热噪声引起的相关系数可以写为  $\eta_{\text{SNR}} = 1/(1 + \text{SNR}^{-1})$ , 则式(16)可以写为

$$\gamma = \eta_{\text{SNR}} \eta_{\text{vol}} \eta_B \quad (17)$$

其中

$$\eta_{\text{vol}} = \frac{2}{\alpha_z} \exp \left( -j \frac{\alpha_z h}{2} \right) \sin \left( \frac{\alpha_z h}{2} \right) \quad (18)$$

$$\eta_B = (1 - |\alpha_r \rho_r|) \exp(-j\pi\alpha_r \delta r) \text{sinc} \left[ \pi \frac{\delta r}{\rho_r} (1 - |\alpha_r \rho_r|) \right]$$

如果仅考虑  $\rho_B$  的影响, 则式(16)变为

$$\gamma_B = 1 - \frac{p \rho_r B_{\perp}}{\lambda r_0 \tan(\theta_0 - \tau_y)} \quad (19)$$

## 4 编队小卫星基线设计

### 4.1 临界基线选择

当系统参数一定时, 存在一个极限基线  $B_c$ <sup>[9]</sup>, 即当式(17)的基线相关系数为零时, 小卫星之间形成的基线就是临界基线:

$$B_c = \frac{\lambda r_0 \tan(\theta_0 - \tau_y)}{p \rho_r \cos(\theta_0 - \alpha)} \quad (20)$$

根据 C 波段卫星参数, 波长  $\lambda = 0.0566\text{m}$ , 信号带宽  $15.5\text{MHz}$ , 天线长度  $10\text{m}$ , 天线下视角  $\theta = 35^\circ$ , 轨道高度  $h = 782\text{km}$ ,  $r_0 = 859\text{km}$ ,  $\rho_r = 9.7\text{m}$ , 地球平均半径  $6368\text{km}$ ,  $\tau_y = 0$ ,  $\alpha = \theta_0$ 。当  $p = 1$ , 即一颗卫星发射, 多颗卫星接收的情况下,  $B_c = 3534\text{m}$ ; 当  $p = 2$ , 每个卫星均收发信号的情况下,  $B_c = 1767\text{m}$ 。

### 4.2 最优基线选择

基线长度  $B_{YZ}$  必须在  $(0 \sim B_c)$  范围内选择。基线越长, 对目标高程变化所引起的相位差越敏感, 就可以获得越高的测高精度; 但过长的基线也会导致图像对之间的相关性下降, 使相位测量误差增大, 当超过极限基线  $B_c$  时, 两幅图像就会完全失去相关, 最终无法形成干涉。根据相位标准差的

Cramer-Rao 界<sup>[10]</sup>, 从干涉相关系数及视数可以得到相位标准差:

$$\sigma_{\phi} = \frac{1}{\sqrt{2NL}} \frac{\sqrt{1 - \gamma^2}}{\gamma} \quad (21)$$

其中 NL 是等效视数(equivalent Number of Looks), Cramer-Rao 界是相位标准差的下界, 真实的相位标准差均要大于此界。采用 Monte-Carlo 方法可以仿真真实的相位标准差。图 5(a)显示了单视情况下(NL=1), 根据 Monte-Carlo 仿真方法和式(21)得到的曲线, 可以看出, 二者比较近似, 因此可以采用达到 Cramer-Rao 界的相位标准差来代替真实的相位标准差, 最终就可以得出高程测量精度:

$$\sigma_{h_0} = \frac{\lambda r_0 \sin \theta_0}{p 2\pi B_{YZ} \cos(\theta_0 - \alpha)} \sigma_{\phi} \quad (22)$$

当高程测量精度最小时, 对应的基线就是最优基线。

## 4.3 基线设计方法

编队小卫星干涉 SAR 的基线设计是通过合理地选择编队构型和轨道参数实现的。本文提出了一种通用的编队小卫星干涉 SAR 的基线设计方法, 该方法能够充分利用编队小卫星在绕飞中形成的基线使系统性能达到最佳, 其设计流程如下: 确定绕飞轨道平面和水平面的夹角  $\alpha$ ; 根据式(20)计算空间极限基线  $B_c$ ; 基线在  $(0 \sim B_c)$  范围内变化, 当式(22)中, 高程测量精度最小时, 得到最优基线; 根据式(1), 确定编队小卫星的轨道的长轴和短轴; 确定编队卫星的数量和分布情况, 根据文献[11]确定各绕飞卫星的轨道参数; 利用上述条件计算在小卫星绕地球运行一周过程中, 基线的变化情况, 并确定形成测高干涉的范围。

## 5 计算机仿真

以图 1 的编队构型为例, 取  $p = 1$  的标准模式。等效视数、信噪比和地形坡度的变化对基线都有不同程度的影响, 本节将根据这些参数和编队轨道构型, 合理地选择基线范围和最优基线, 并仿真在一个轨道周期内, 干涉基线和测高精度的变化情况。

### 5.1 等效视数、SNR 和地形坡度对基线选择的影响

当  $\text{SNR} = 10\text{dB}$ ,  $\theta_0 = 35^\circ$ ,  $\tau_y = 0^\circ$ ,  $\alpha = 35^\circ$ , 不同视数下  $\sigma_{h_0}$  随基线长度的变化情况如图 5(b)所示。可见, 随着视数的增加, 干涉精度会逐渐提高; 在等效多视数分别为 4、8 和 16 视的情况下, 最高测高精度分别为 1.70m, 1.21m 和 0.85m, 最优基线均为 1480m。

当  $\text{NL} = 4$ ,  $\theta_0 = 35^\circ$ ,  $\tau_y = 0^\circ$ ,  $\alpha = 35^\circ$ , 不同 SNR 下  $\sigma_{h_0}$  随基线长度的变化情况如图 5(c)所示。可以看出, 随着信噪比的增加, 测高精度提高。在 SNR 分别为 4dB, 10dB 和 16dB 时, 最高测高精度分别为 2.02m, 1.72m 和 1.63m, 对应的最优基线分别为 1570m, 1480m 和 1440m。

当  $\text{NL} = 4$ 、 $\text{SNR} = 10\text{dB}$ 、 $\theta_0 = 35^\circ$ 、 $\alpha = 35^\circ$ , 不同地形坡度下  $\sigma_{h_0}$  随基线长度的变化情况如图 5(d)所示。可以看出, 随着坡度的增加, 测高精度不断降低。在地形坡度较大

情况下, 可选择的基线长度大大缩短。在坡度  $\tau_y = 0^\circ, 6^\circ, 12^\circ, 18^\circ$  时, 最高测高精度分别为 1.70m, 2.16m, 2.82m 和 3.90m, 对应的最优基线分别为 1480m, 1170m, 900m 和 650m。

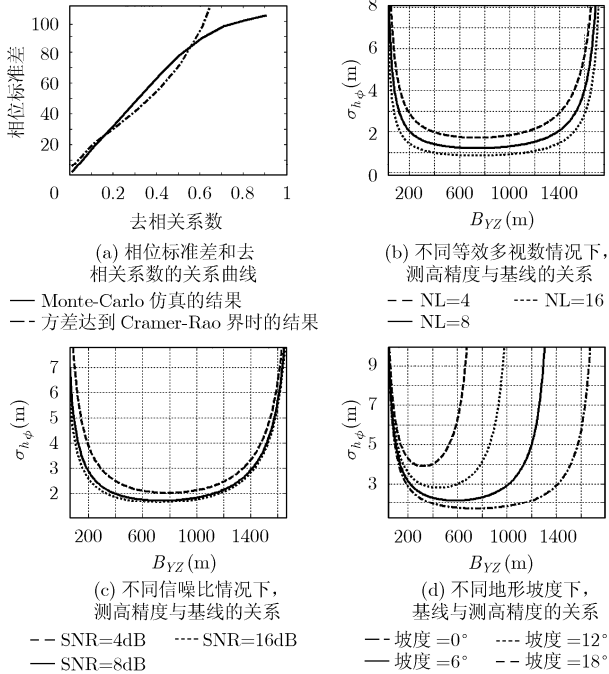


图5 基线和测高精度之间的关系图

总结前面的分析, 初步选定基线长度为 1500m, 允许变化范围 1000m~2000m; 基线倾角选为  $35^\circ$ , 允许变化范围  $30^\circ \sim 40^\circ$ 。这样的基线可以满足在两颗编队小卫星构型的情况下, 形成所需要的干涉基线。

5.2 编队轨道构型与参数设计

根据上述结论以及式(1), 选取编队小卫星相对轨道面的长轴 MN 是 1500m, 短轴 EF 为 1308m。采用两颗小卫星编队飞行, 均匀分布(间隔  $180^\circ$ )在绕飞轨道上。假设编队小卫星的轨道半长轴均为 7000km。相对轨道面为椭圆, 这里近似为圆形计算, 编队小卫星的轨道偏心率相等<sup>[11]</sup>, 即  $e = 1.03 \times 10^{-4}$  (取椭圆半长轴和半短轴均值), 地球引力常数  $\mu = 3.986005 \times 10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$ , 各个绕飞卫星的轨道参数如表 1 所示。其中半长轴  $a$ , 偏心率  $e$ , 轨道倾角  $i$ , 升交点赤经  $\Omega$ , 近地点幅角  $\omega$  和平近点角  $M$  表示小卫星的 6 个轨道参数。

表1 编队小卫星轨道参数设计

| 轨道要素  | $a(\text{km})$ | $e$                   | $i(^{\circ})$ | $\Omega(^{\circ})$ | $\omega(^{\circ})$ | $M(^{\circ})$ |
|-------|----------------|-----------------------|---------------|--------------------|--------------------|---------------|
| 参考卫星  | 7000.0         | 0                     | 97.0          | 0.0                | 0.0                | 0.0           |
| $S_1$ | 7000.0         | $1.03 \times 10^{-4}$ | 97.0          | 0.0103             | -0.001035          | 0.0           |
| $S_2$ | 7000.0         | $1.03 \times 10^{-4}$ | 97.0          | 0.0103             | 180.001035         | -180          |

5.3 干涉基线仿真

图 6 给出了利用开普勒轨道模型仿真卫星在一个轨道周期  $T = 2\pi a\sqrt{a/\mu} = 5829\text{s}$  内, 编队小卫星相互之间的空间物理基线和干涉测高基线的变化规律。这里 SNR=10dB、 $\theta_0 = 35^\circ$ 、 $\tau_y = 0^\circ$ 、 $\alpha = 35^\circ$ 。

图 6(a)显示, 在一个轨道周期内, 两个小卫星的基线在 1308m 至 1500m 之间变化; 图 6(b)显示了在一个轨道周期内, 测高基线在 0m 至 1308m 变化, 在 1308m 处, 形成最大干涉基线; 图 6(c)表明, 编队小卫星飞行过程中, 在升交点纬度  $[50^\circ : 130^\circ]$  和  $[230^\circ : 310^\circ]$  范围内, 存在满足干涉处理的条件, 可以达到 1.70m 的测高精度。因此本文的方法能够连续地进行干涉处理, 是一种非常有效的基线设计方法。

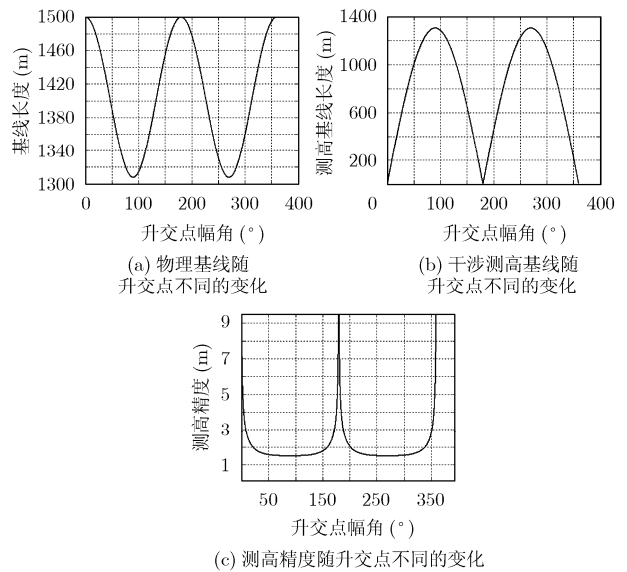


图6 一个轨道周期内, 基线以及测高精度的变化

6 结束语

本文通过建立了编队小卫星 SAR 的空间几何模型, 结合实际地理模型和轨道参数, 分析并推导了回波信号特性, 提出了一种编队小卫星干涉合成孔径雷达基线的设计方法, 该方法通过相干系数和相位标准差的关系, 给出了临界基线和最优基线的选择。保持其他系统参数不变的情况下, 为了得到一定的测高精度, 可以选择合理的基线长度, 并通过增加等效多视数、增加信噪比来实现。根据 C 波段卫星的参数和

编队小卫星的轨道参数,仿真了在一个轨道周期内,编队小卫星干涉基线和测高精度的变化情况,仿真结果表明,该方法能够连续地进行干涉处理。形成所需要的干涉基线,干涉测高精度可以达到1.70m,是一种合理有效的基线设计方法。

### 参 考 文 献

- [1] Massonnet D. Capabilities and limitations of the interferometric cartwheel[J]. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 2001, 39: 506-520.
- [2] Steyskal H, Schindler J K, Franchi P, and Mailoux R J. Pattern synthesis for Techsat21—A distributed space-based radar system[J]. *IEEE Antennas and Propagation Magazine*, 2003, 45: 19-25.
- [3] 林来兴. 小卫星编队飞行及其轨道构成[J]. *中国空间技术*, 2001, 21: 23-28.
- [4] Rosen P A, Hensley S, Joughin I R, Li F K, Madsen S N, E Rodriguez, and Goldstein R M. Synthetic aperture radar interferometry[J]. *Proc. IEEE*, 2000, 88: 333- 382.
- [5] Zebker H A and Villasenor J. Decorrelation in interferometric radar echoes[J]. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 1992, 30: 950-959.
- [6] Li F K and Goldstein R M. Studies of multibaseline spaceborne interferometric synthetic aperture radars[J]. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 1990, 28: 88-97.
- [7] Rodriguez E, Martin J M. Theory and design of interferometric synthetic aperture radars[J]. *IEEE Proceedings-F*, 1992, 139: 147-159.
- [8] Zebker H A and Chen K. Accurate estimation of correlation in InSAR observations[J]. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 2005, 2: 124-127.
- [9] Gatelli F, Guarneri A M, Parizzi F, Pasquali P, Prati C, and Rocca F. The wavenumber shift in SAR interferometry[J]. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 1994, 32: 835-864.
- [10] Seymour M S and Cumming I G. Maximum likelihood estimation for SAR interferometry[J]. *Proceedings of IGARSS '94*, 1994: 2272-2275.
- [11] 林来兴. 卫星编队飞行动力学仿真及其应用[J]. *全国仿真技术学会会议*, 2003: 19-25.

申 艳: 女, 1979 年生, 博士生, 研究方向为通信与信息系统.

王新民: 男, 1977 年生, 博士生, 研究方向为电磁场与微波技术.

禹卫东: 男, 1969 年生, 研究员, 研究方向为通信与信息系统.