

等效斜视距离模型在星载 LEO-SAR 中的精度分析

赵秉吉^{*①②} 齐向阳^① 宋红军^① 周辉^{①②}

^①(中国科学院电子学研究所 北京 100190)

^②(中国科学院研究生院 北京 100039)

摘要: 该文旨在研究等效斜视距离模型在低轨星载 SAR 高分辨率情况下的适用性, 并分析其最佳性能——即该模型适用的最长合成孔径时间及对应的最高分辨率。该文首先通过建立精确的“星-地”几何模型推导出具有较高精度的多普勒中心和多普勒调频率计算公式, 进而通过多普勒参数反演得到等效斜视距离模型。通过与数值方法得到的斜距信息比较, 可以得到该距离模型拟合结果的误差, 当该误差在 $\pi/4$ 阈值之内, 图像就不会散焦。利用该思想, 该文以 TerraSAR-X 参数为例, 分析了等效斜视模型可以适用的最长合成孔径时间及对应的最高分辨率。该文结论给一般的低轨星载 SAR 距离模型分析提供了一种普适的方法。

关键词: 低轨星载 SAR; 多普勒参数; “星-地”几何建模; 等效斜视距离模型

中图分类号: TN959.74

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2013)01-0056-07

DOI: 10.3724/SP.J.1146.2012.00647

Analysis of Effective Slant Range Model Accuracy Based on Low-Earth-Orbital (LEO) Spaceborne SAR

Zhao Bing-ji^{*①②} Qi Xiang-yang^① Song Hong-jun^① Zhou Hui^{①②}

^①(Institute of Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

^②(Graduate University of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: This paper aims at analyzing the applicability of the hyperbolic range model meeting resolution higher than one meter for low-earth orbital spaceborne SAR. How long the integration time can the range model be applied to, and the corresponding azimuth resolution are main issues of this paper. An accurate geometry is modeled firstly to get the Doppler centroid and the Doppler FM rate, which have the higher accuracy. Then the accurate range model can be got through the Doppler parameter reversion. The azimuth history phase errors can then be calculated by comparing with the numeric values of the slant range information. If the errors are under the threshold of $\pi/4$, the defocusing is impossible. Based on the theory above, the parameters of TerraSAR-X are utilized for simulation. The longest integration time and the best resolution got from the hyperbolic range model are analyzed. The conclusion of this paper offers an approach for analyzing the range model of the current low-earth orbital spaceborne SAR.

Key words: Low-Earth-Orbital spaceborne SAR (LEO-SAR); Doppler parameters; “Satellite-target” geometry; Hyperbolic range model

1 引言

作为一种主动的航天、航空遥感测绘手段, 星载 SAR 具有全天时、全天候工作的特点, 在灾害监测、海洋观测、地质测绘以及农林业勘测等方面具有广泛的应用。

雷达的天线相位中心至目标的斜距是星载 SAR 信号处理中最重要的信息, 需要基于精确的“星-地”几何模型, 通过坐标分析计算得到, 其几何建模和公式推导都很复杂, 不利于信号处理, 因此可以用

所谓的距离等式(或称距离模型)来模拟。距离等式的精确性在很大程度上会决定星载 SAR 的图像聚焦质量。现有的距离模型主要包括: 等效斜视模型(即双曲线模型)、增加了线性项的改进等效斜视模型和泰勒级数模型 3 大类。由于目前在轨运行的星载 SAR 系统轨道高度都低于 1000 km, 属于低轨 SAR(Low-Earth-Orbital SAR, LEO-SAR), 合成孔径时间很短, 等效斜视模型可以很好地模拟其斜距, 而且相应的成像算法也较成熟。因此对 LEO-SAR 而言, 综合考虑简捷性和精确性, 等效斜视模型是最佳的选择^[1-7]。

2012-05-25 收到, 2012-10-09 改回

*通信作者: 赵秉吉 zachary_zbj@163.com

在该模型中，最重要的两个参数是等效速度和等效斜视角，其传统估算方法会导致较大误差。而通过计算具有较高精度的多普勒中心和调频率值，继而反演得到这两个参数的表达式，可以使距离模型精确度得到很大提高^[6]。从本质上说，多普勒中心和调频率计算结果的准确度，是保证等效斜视距离模型精度的关键。本文采用矢量分析和坐标变换方法推导了多普勒中心和调频率的表达式。

目前，对高分辨率(亚米级)SAR 遥感图像的需求日益迫切，这要求增加雷达的合成孔径时间。虽然本文提出的方法可以较大程度地提高等效斜视距离模型的精度，但是当合成孔径时间过长时，该模型的方位相位误差仍会超过可容忍的阈值($\pi/4$)，导致散焦。本文以 TerraSAR-X 为例，给出了等效斜视模型可适用于该系统的最长合成孔径时间，及对应的方位分辨率。该结论和方法为星载 LEO-SAR 的距离模型选择和数据处理提供了一种有效依据。

2 利用二阶多普勒参数反演得到等效斜视距离模型

星载 SAR 在正侧视条件下的方位分辨率可以表示为^[1]

$$\rho_a = 0.886 V_g / B_a \quad (1)$$

式中 V_g 是地心转动坐标系中雷达波束在地表的移动速度， B_a 是多普勒带宽，表示为

$$B_a = K_a T_{\text{sar}} \quad (2)$$

其中 K_a 是多普勒调频率， T_{sar} 是合成孔径时间。对于确定的 SAR 系统而言，某一轨道位置处 K_a 是固定的，因此，提高方位分辨率即意味着增加合成孔径时间。对于某一距离模型而言，其拟合真实斜距信息的能力并非无限：即合成孔径时间只有处于一定范围，该模型的拟合误差才会在可容忍范围内，超过该时间，即会散焦。因此对某一个确定的星载 SAR 系统而言，距离模型存在适用的最长合成孔径时间及对应的最佳方位分辨率。

目前，用于星载 LEO-SAR 的距离模型为等效斜视模型(双曲线距离模型)。通过把卫星轨道近似为直线，把地表近似为局部平面，并且忽略地球自转，可以得到该模型表达式：

$$R(\eta) = \sqrt{R_c^2 + V_r^2 \eta^2 - 2R_c V_r \sin \theta_r \eta} \quad (3)$$

式中 R_c 是雷达波束中心扫过目标时的斜距， V_r 是卫星的等效速度， θ_r 是等效斜视角， η 是方位向时间。Cumming 在他的著述中详细推导并论证了该模型对 LEO-SAR 的适用性^[1]。 V_r 和 θ_r 是决定该模型精度的关键。一般而言，这两个参数的估算方法为

$$V_r \approx \sqrt{V_s V_g} \quad (4)$$

$$\theta_r \approx \frac{V_s}{V_r} \theta_{sq} \quad (5)$$

其中 V_s 是卫星在地心转动坐标系中的速度， V_g 是地心转动坐标系中雷达波束在地表的移动速度， θ_{sq} 表示波束的物理斜视角，这一近似结论其分析推导过程采用了大量的几何近似，导致方位相位历史误差在合成孔径两端急剧增加。

当方位分辨率较低时，合成孔径时间较短，式(4)和式(5)的误差尚不明显；反之，对应的合成孔径时间变长，该误差会急剧增加，使方位向散焦。为了使等效斜视模型的精度最优化，应该通过二阶多普勒参数反演得到 V_r 和 θ_r 。由文献[8]的结论可得到

$$V_r = \sqrt{\left(\frac{\lambda f_{dc}}{2}\right)^2 - \frac{\lambda R_c f_r}{2}} \quad (6)$$

$$\theta_r = \arcsin\left(\frac{\lambda f_{dc}}{2V_r}\right) \quad (7)$$

其中 λ 是载波波长， f_{dc} 是多普勒中心频率， f_r 是多普勒调频率。可见，能否精确计算 f_{dc} 和 f_r ，本质上决定了能否反演得到精确的 V_r 和 θ_r 。因此本文旨在通过建立精确的“星-地”二体几何模型计算多普勒中心和调频率，使等效斜视模型的精度最优化。

3 多普勒参数计算

3.1 精确星载 SAR 几何模型

对星载 SAR 系统而言，提高方位向分辨率即意味着增加合成孔径时间，当其空间分辨率达到亚米级时，所需的合成孔径时间会长达若干秒。其间，由忽略轨道偏心率、地球扁率和地球自转导致的误差将无法容忍。传统的星载 SAR 在建模时，其合成孔径时间通常较短(不超过 1 s)，一般会忽略以上 3 个因素，但这显然已经不能满足高分辨率的精度要求^[9-12]。本节综合分析了以上 3 个因素的影响，摒弃了传统方法惯用的几何近似，采用坐标变换及状态矢量计算的方法进行分析，极大地提高了精度，几何示意图如图 1 所示。

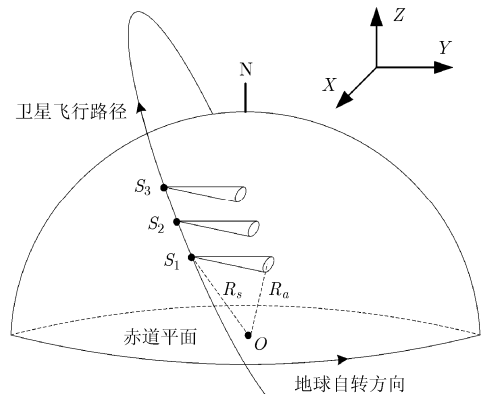


图1 星载 LEO-SAR “星-地”二体几何模型

图1中, R_s 是雷达天线相位中心到地心的瞬时距离, R_a 是瞄准点的本地地球半径。为了得到多普勒中心和调频率, 需要计算卫星和目标的一至三阶运动状态矢量, 即: 位置、速度和加速度^[9]。由于在不同坐标系中分析, 其复杂程度将迥然相异, 因此这3个状态矢量在星体坐标系(Satellite Local Coordinates, SLC)中进行分析, 这样可以使该过程最大限度地简洁化。在椭圆轨道中, 卫星的这3个状态矢量可以表示为^[2]

$$\mathbf{r}_s = [R_s, 0, 0]^T \quad (8)$$

$$\mathbf{v}_s = \sqrt{\mu/[a(1-e^2)]} [e \sin f, 1+e \cos f, 0]^T \quad (9)$$

$$\mathbf{A}_s = [-\mu/R_s^2, 0, 0]^T \quad (10)$$

其中下标 s 表示卫星, μ 是地球引力常量, a 是轨道长半轴, e 是轨道偏心率, f 表示真近心角, R_s 可以表示为

$$R_s = [a(1-e^2)] / (1+e \cos f) \quad (11)$$

当卫星沿椭圆轨道运行时, 雷达波束扫过地表, 形成一系列的交点, 即瞄准点目标。这一系列的点目标的3个运动状态矢量可以表示为

$$\mathbf{r}_t = \mathbf{A}_{re} \mathbf{A}_{ea} [-r, 0, 0]^T + \mathbf{r}_s \quad (12)$$

$$\mathbf{v}_t = \mathbf{A}_{rv} \mathbf{A}_{vo} \begin{pmatrix} -\omega_e R_a \cos \theta_{lat} \sin \theta_{long} \\ \omega_e R_a \cos \theta_{lat} \cos \theta_{long} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{A}_t = \mathbf{A}_{rv} \mathbf{A}_{vo} \begin{pmatrix} -\omega_e^2 R_a \cos \theta_{lat} \cos \theta_{long} \\ -\omega_e^2 R_a \cos \theta_{lat} \sin \theta_{long} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (14)$$

其中下标 t 表示目标, \mathbf{A}_{ea} , \mathbf{A}_{re} , \mathbf{A}_{rv} 和 \mathbf{A}_{vo} 是坐标转换矩阵:

$$\mathbf{A}_{ea} = \begin{pmatrix} \cos \gamma & 0 & -k \sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ k \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{pmatrix} \quad (15)$$

$$\mathbf{A}_{re} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_y & \sin \theta_y \\ 0 & -\sin \theta_y & \cos \theta_y \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta_p & \sin \theta_p & 0 \\ -\sin \theta_p & \cos \theta_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \theta_r & 0 & -\sin \theta_r \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_r & 0 & \cos \theta_r \end{pmatrix} \quad (16)$$

$$\mathbf{A}_{rv} = \begin{pmatrix} \cos f & \sin f & 0 \\ -\sin f & \cos f & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (17)$$

$$\mathbf{A}_{vo} = \begin{pmatrix} \cos \omega & \sin \omega & 0 \\ -\sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_i & \sin \theta_i \\ 0 & -\sin \theta_i & \cos \theta_i \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (18)$$

其中 ω_e 是地球的自转角速度, γ 是下视角, θ_y 是偏航角, θ_p 是俯仰角, θ_r 是横滚角, θ_i 是轨道倾角, Ω 是升交点赤经。 r 是卫星到瞄准点之间的距离, R_a 是瞄准点的本地地球半径, θ_{lat} 和 θ_{long} 分别是瞄准点的本地纬度和经度。由于地球扁率和轨道偏心率, r , R_a , θ_{lat} 和 θ_{long} 需要精确计算。同样地, 为了降低推导复杂程度, 这4个参数在地心不转动坐标系(Earth Centered Inertial Coordinates, ECI)中分析。卫星坐标可以表示为

$$\begin{pmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} R_s \cos(f+\omega) \\ R_s \sin \theta_{na}(f+\omega) \cos \theta_i \\ R_s \sin \theta_{na}(f+\omega) \sin \theta_i \end{pmatrix} \quad (19)$$

瞄准点的坐标为

$$\begin{pmatrix} X_t \\ Y_t \\ Z_t \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Ar + x_s \\ Br + y_s \\ Cr + z_s \end{pmatrix} \quad (20)$$

其中

$$\begin{aligned} A &= -\cos(f+\omega) \cos \theta_p \cos(\gamma+\theta_r) \\ &\quad + \sin(f+\omega) \cos \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma+\theta_r) \\ &\quad + k \sin(f+\omega) \sin \theta_y \sin(\gamma+\theta_r) \\ B &= -\cos \theta_i \sin(f+\omega) \cos \theta_p \cos(\gamma+\theta_r) \\ &\quad - \cos \theta_i \cos(f+\omega) \cos \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma+\theta_r) \\ &\quad - k \cos \theta_i \cos(f+\omega) \sin \theta_y \sin(\gamma+\theta_r) \\ &\quad - \sin \theta_i \sin \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma+\theta_r) \\ &\quad + k \sin \theta_i \cos \theta_y \sin(\gamma+\theta_r) \\ C &= -\sin \theta_i \sin(f+\omega) \cos \theta_p \cos(\gamma+\theta_r) \\ &\quad - \sin \theta_i \cos(f+\omega) \cos \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma+\theta_r) \\ &\quad - k \sin \theta_i \cos(f+\omega) \sin \theta_y \sin(\gamma+\theta_r) \\ &\quad + \cos \theta_i \sin \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma+\theta_r) \\ &\quad - k \cos \theta_i \cos \theta_y \sin(\gamma+\theta_r) \end{aligned}$$

其中 k 表示雷达波束指向($k=1$ 是右视, $k=-1$ 是左视)。地球是一个椭球体:

$$\frac{X_t^2}{R_e^2} + \frac{Y_t^2}{R_e^2} + \frac{Z_t^2}{R_p^2} = 1 \quad (21)$$

其中 R_e 和 R_p 在 WSG-84 模型中, 分别表示椭球地球赤道半轴和椭球地球极半轴^[1]。把式(20)代入式(21)中, 得

$$r = \frac{-K_2 - \sqrt{K_2^2 - 4K_1K_3}}{2K_1} \quad (22)$$

其中 K_1 , K_2 和 K_3 表示为

$$\begin{aligned} K_1 &= R_p^2 A^2 + R_p^2 B^2 + R_e^2 C^2 \\ K_2 &= 2(Ax_s R_p^2 + By_s R_p^2 + Cz_s R_e^2) \\ K_3 &= R_p^2 x_s^2 + R_p^2 y_s^2 + R_e^2 z_s^2 - R_e^2 R_p^2 \end{aligned}$$

则瞄准点的本地纬度、经度和地球半径可以表示为

$$\theta_{\text{lat}} = \arctan \left[\frac{Z_t}{\sqrt{X_t^2 + Y_t^2}} \right] \quad (23)$$

$$\theta_{\text{long}} = \Omega + \begin{cases} \arctan[Y_t/X_t], & X_t > 0, Y_t > 0 \\ \arctan[Y_t/X_t] + 2\pi, & X_t > 0, Y_t < 0 \\ \arctan[Y_t/X_t] + \pi, & X_t < 0 \end{cases} \quad (24)$$

$$R_a = \sqrt{\frac{R_e^2 R_p^2}{[R_p \cos \theta_{\text{lat}}]^2 + [R_e \sin \theta_{\text{lat}}]^2}} \quad (25)$$

把式(22)-式(25)代入式(12)-式(14)中, 可以得到瞄准点目标的 3 个运动状态矢量, 即: 位置 \mathbf{r}_t , 速度 \mathbf{v}_t 和加速度 \mathbf{A}_t 。

3.2 多普勒参数计算

雷达天线相位中心到目标的距离向量 \mathbf{r} 定义为

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_s - \mathbf{r}_t \quad (26)$$

其中 \mathbf{r}_s 是卫星的距离向量, \mathbf{r}_t 是目标的距离向量, 分别由式(8)和式(12)给出, 基于此则可以推导得到多普勒中心和多普勒调频率的计算公式^[2]:

$$f_{\text{dc}} = -\frac{2r'}{\lambda} = -\frac{2(\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_t)(\mathbf{v}_s - \mathbf{v}_t)}{\lambda r} \quad (27)$$

$$\begin{aligned} f_r &= -\frac{2r''}{\lambda} \\ &= -\frac{2}{\lambda} \left[\frac{(\mathbf{v}_s - \mathbf{v}_t)^2}{r} + \frac{(\mathbf{A}_s - \mathbf{A}_t)(\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_t)}{r} - \frac{\lambda^2 f_{\text{dc}}^2}{4r} \right] \end{aligned} \quad (28)$$

其中 \mathbf{v}_s 和 \mathbf{v}_t 分别是卫星和目标的的速度矢量, 分别由式(9)和式(13)给出; \mathbf{A}_s 和 \mathbf{A}_t 分别是卫星和目标的加速度矢量, 分别由式(10)和式(14)给出; r 表示卫星和瞄准点之间的精确距离, 由式(22)给出。

4 斜距的数值模拟方法

由上述结论可见, 通过计算精确的多普勒中心和调频率值, 可以使等效斜视模型的精度最优化。为了验证这一结果的精确性, 需要知道卫星和目标之间真实的斜距信息作为参照。根据 3.1 小节的精确几何模型, 利用状态矢量和空间坐标系转换的方

式分析, 可以得到卫星和地表静止点目标之间, 在合成孔径时间内斜距的数值计算方法。

假设雷达的合成孔径时间为 T_{sar} , 当轨道时间为 T_{start} 时目标开始进入波束范围, 当轨道时间为 T_{end} 时目标离开波束范围, 即 $T_{\text{sar}} = T_{\text{end}} - T_{\text{start}}$ 。卫星的方位时间定义为

$$\eta = t - T_{\text{start}}, t \in (T_{\text{start}}, T_{\text{end}}), \eta \in (-T_{\text{sar}}/2, T_{\text{sar}}/2) \quad (29)$$

由式(23)-式(25)可以得到目标在轨道时间 $t_0 = T_{\text{start}} + T_{\text{sar}}/2$ 时的本地纬度、经度和地球半径, 分别用 $\theta_{\text{lat}0}$, $\theta_{\text{long}0}$ 和 R_{a0} 表示。则该目标的坐标可表示为

$$\begin{pmatrix} X_p(\eta) \\ Y_p(\eta) \\ Z_p(\eta) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} R_{a0} \cos \theta_{\text{lat}0} \cos \theta_{\text{long}}(\eta) \\ R_{a0} \cos \theta_{\text{lat}0} \sin \theta_{\text{long}}(\eta) \\ R_{a0} \cos \theta_{\text{lat}0} \end{pmatrix}, \eta \in \left(-\frac{T_{\text{sar}}}{2}, \frac{T_{\text{sar}}}{2}\right) \quad (30)$$

其中 $\theta_{\text{long}}(\eta)$ 可以表示为

$$\theta_{\text{long}}(\eta) = \theta_{\text{long}0} + \omega_e \eta, \eta \in \left(-\frac{T_{\text{sar}}}{2}, \frac{T_{\text{sar}}}{2}\right) \quad (31)$$

根据式(19), 可以得到卫星的坐标。则卫星和点目标在 T_{sar} 内的斜距可以表示为

$$\begin{aligned} R_{\text{true}}(\eta) &= \left\{ [X_p(\eta) - x_s(\eta)]^2 + [Y_p(\eta) - y_s(\eta)]^2 \right. \\ &\quad \left. + [Z_p(\eta) - z_s(\eta)]^2 \right\}^{1/2}, \eta \in \left(-\frac{T_{\text{sar}}}{2}, \frac{T_{\text{sar}}}{2}\right) \end{aligned} \quad (32)$$

由于本文的几何建模是在二体刚性模型的基础上(即暂不考虑轨道摄动和太阳光压等因素), 并且假设地球是光滑椭球体(即暂不分析地表海拔起伏的问题), 因此式(32)与实际情况相比有一定误差, 但由于该结果采用坐标计算, 未采用几何近似, 较之一般计算方法精度仍有较大提高, 可信度较高, 在星载 LEO-SAR 的情况下, 可作为等效斜视模型精度的参照。由此可以计算等效斜视距离模型的方位相位历史误差, 如下所示。

$$\Delta\varphi = -\frac{4\pi[R(\eta) - R_{\text{true}}(\eta)]}{\lambda} \quad (33)$$

当 $\Delta\varphi$ 小于 $\pi/4$ 时, 该模型即不会出现方位向散焦^[8]。

5 仿真结果

本节通过仿真, 对比了 V_r 和 θ_r 在经过精确二阶多普勒参数反演后, 较之传统的几何平均估算法(式(4)和式(5))对等效斜视模型精度的影响。在本节中, 本文结论简称为方法 1, 传统的几何平均估算法简称为方法 2。不失一般性, 利用 TerraSAR-X 的参数进行仿真^[3]。由于等效斜视模型的拟合精度与不同的轨道位置和下视角密切相关, 因此本节选取了整个轨道前 1/4 升轨中 7 个不同的位置, 以及 4 种

不同下视角分析, 如表 1 所示。通过分析, 得到等效斜视模型所能适用的最长合成孔径时间及对应的最高分辨率, 最后进行点目标聚焦。

表 1 TerraSAR-X 的轨道参数及雷达参数

轨道高度 (km)	514
轨道倾角(°)	97.42
轨道偏心率	0.0011
下视角(°)	18.45/28.75/38.95/49.75
近地点幅角(°)	90
升交点赤经(°)	0
地球模型	WGS84
卫星位置-纬度幅角(°)	0/15/30/45/60/75/90
载波波长(m)	0.031
方位向天线孔径(m)	4.8
雷达照射时间(s)	4.4

经过大量仿真实验, 结果表明当合成孔径时间不超过 4.4 s 时, 由方法 1 得到的等效斜视距离模型, 其方位相位误差在不同轨道位置处和不同下视角时都不会超过 0.25π , 满足聚焦精度要求。仿真结果如图 2 所示。

图 2 中, 不同的线型表示不同轨道位置。由仿真结果可以看到, 在 4 种下视角下, 雷达的方位相

位历史误差在 7 个不同的轨道位置都小于 0.25π , 满足聚焦精度要求, 且当下视角为 49.75° 时, 相位误差最接近于 0.25π 。该合成孔径时间(4.4 s)对应的方位分辨率为 0.36 m。

然而如果利用方法 2 反演参数, 则得到的等效斜视距离模型精度会急剧下降, 其仿真结果如图 3 所示, 为了便于比较, 合成孔径时间仍选择 4.4 s。

由图 3 可以看到, 合成孔径时间同样为 4.4 s 时, 基于方法 2 得到的方位相位历史误差远大于 0.25π , 不能完成聚焦。两种方法的 0.36 m 分辨率点目标聚焦结果如图 4 和图 5 所示。

由图 4 和图 5 的结果对比可以看到, 在合成孔径时间同样为 4.4 s 时, 利用方法 1 可以实现很好的点目标聚焦, 而方法 2 则完全不能完成聚焦。图 4 聚焦结果的成像指标如表 2 所示。

6 结束语

本文通过建立“星-地”二体几何模型, 提出精确的多普勒中心和调频率计算公式, 进而通过参数反演得到较高精度的等效斜视距离模型。通过与利用数值方法得到的斜距信息比较, 分析等效斜视距离模型在星载 LEO-SAR 情况下的最佳性能。本文利用 TerraSAR-X 的参数, 仿真了 7 个不同轨道位置和 4 种不同下视角情况下, 该距离模型拟合斜距

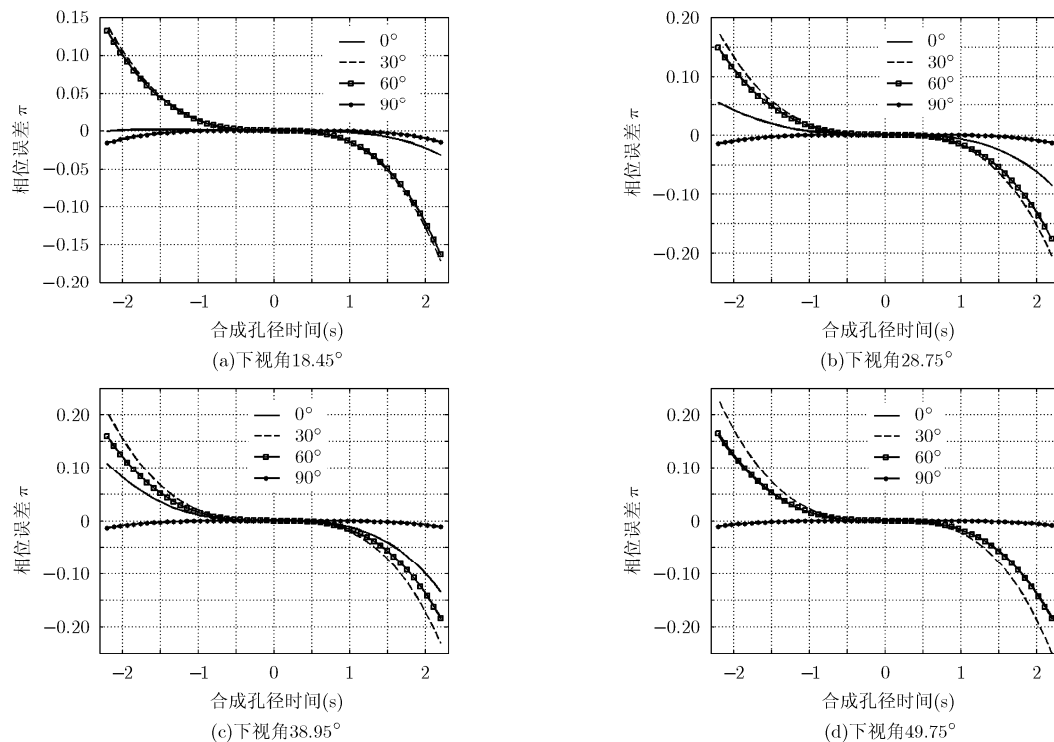


图 2 基于方法 1 得到的等效斜视距离模型, 其方位相位历史误差

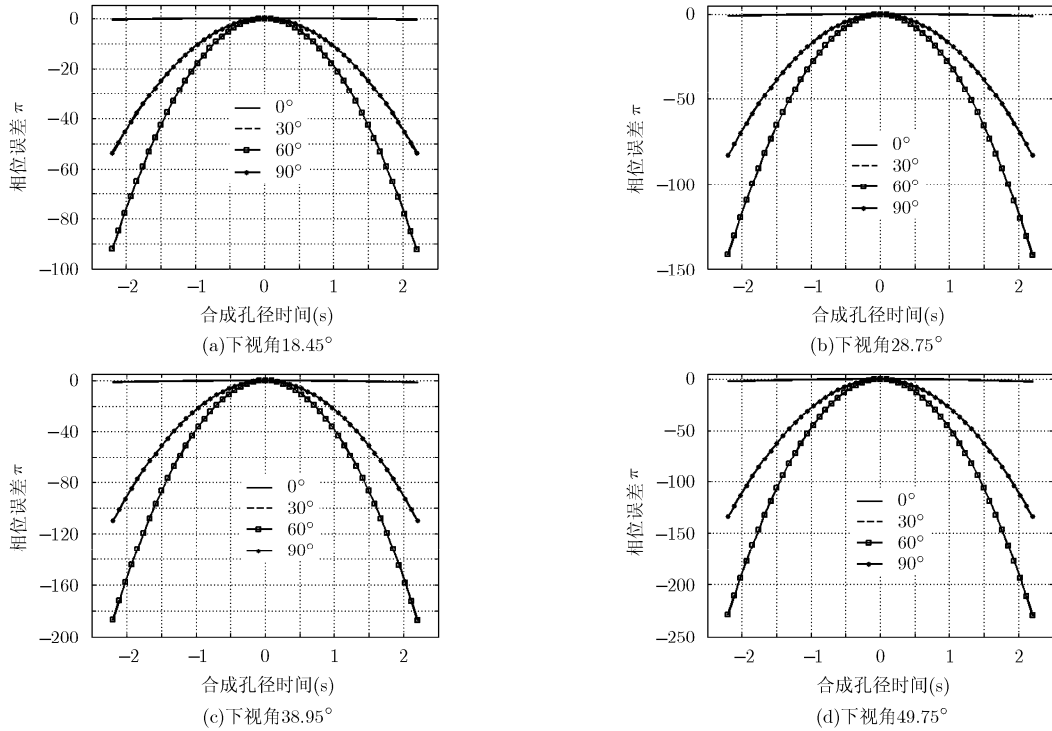


图 3 基于方法 2 得到的等效斜视距离模型，其方位相位历史误差

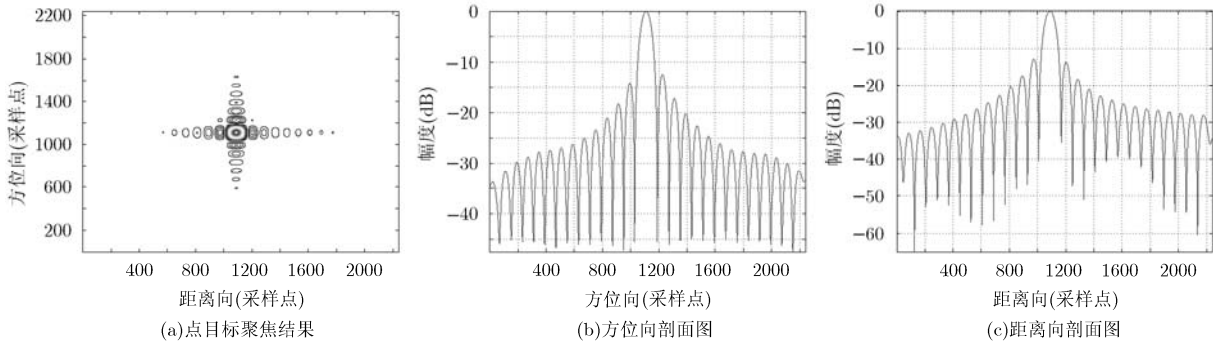


图 4 利用方法 1 得到的等效斜视距离模型，进行 TerraSAR-X 的 0.36 m 分辨率点目标聚焦

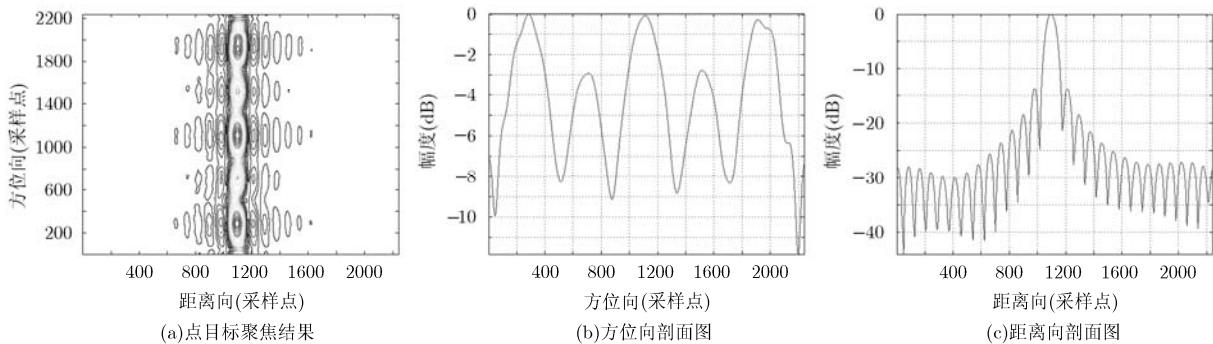


图 5 利用方法 2 得到的等效斜视距离模型，进行 TerraSAR-X 的 0.36 m 分辨率点目标聚焦

信息的方位相位误差。利用本文的结论，可以显著提高该距离模型的精度，其所能适用的最长合成孔径时间可达到约 4.4 s，此时分辨率为 0.36 m。对不

同的星载 LEO-SAR 而言，由于轨道参数和系统参数的不同，本文的结论虽然会略有调整，但是本文提出的方法却具有一般普适性。

表2 TerraSAR-X的0.36 m分辨率点目标成像指标

	方位分辨率 (0.3598 m)	距离分辨率 (0.3608 m)
展览比	0.9994	1.0002
峰值旁瓣比(dB)	-13.2260	-13.2723
积分旁瓣比(dB)	-10.2124	-10.4482

参 考 文 献

- [1] Cumming I G and Wong F H. Digital Processing of Synthetic Aperture Radar Data: Algorithms and Implementation [M]. Boston: Artech House, 2005: 82-94.
- [2] Curlander J C and McDonough R N. Synthetic Aperture Radar System and Signal Processing [M]. New York: Wiley, 1991: 565-591.
- [3] 王国华, 孙进平, 袁运能, 等. 星载合成孔径雷达系统偏航控制的精确计算[J]. 电子与信息学报, 2006, 28(9): 1569-1572.
Wang Guo-hua, Sun Jin-ping, Yuan Yun-neng, et al. Precise computation of yaw-steering in spaceborne Synthetic Aperture Radar system[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2006, 28(9): 1569-1572.
- [4] 王睿, 杨汝良. 椭圆轨道下雷达多普勒特性估计[J]. 电子与信息学报, 2004, 26(1): 107-111.
Wang Rui and Yang Ru-liang. Radar Doppler properties evaluation in elliptic orbits[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2004, 26(1): 107-111.
- [5] Wang R, Deng Y K, Loffeld O, et al. Processing the azimuth-variant bistatic SAR data by using monostatic imaging algorithms based on 2D principle of stationary phase[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2011, 49(10): 3504-3520.
- [6] Zhao Bingji, Qi Xiangyang, Deng Yunkai, et al. Accurate fourth-order Doppler parameter estimation approach for geosynchronous SAR[C]. The 9th European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR 2012), Germany, April 2012: 615-618.
- [7] Li Wei and Wang Jun. A new improved step transform algorithm for highly squint SAR imaging[J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2011, 8(1): 118-122.
- [8] Huang Li-jia, Qiu Xiao-lan, Hu Dong-hui, et al. Focusing of medium earth orbit SAR with advanced nonlinear chirp scaling algorithm[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2011, 49(1): 500-509.
- [9] Eldhuset K. A new fourth-order processing algorithm for spaceborne SAR[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 1998, 34(3): 824-835.
- [10] Li F K, Held D N, Curlander J C, et al. Doppler parameter estimation for spaceborne Synthetic Aperture Radar[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 1985, 23(1): 47-56.
- [11] Raney R K. Doppler properties of radars in circular orbits [J]. *International Journal of Remote Sensing*, 1986, 7(9): 1153-1162.
- [12] 郑经波, 宋红军, 尚秀芹, 等. 地球同步轨道星载SAR多普勒特性分析[J]. 电子与信息学报, 2011, 33(4): 810-815.
Zheng Jing-bo, Song Hong-jun, Shang Xiu-qin, et al. Doppler properties analysis of GEO spaceborne SAR[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2011, 33(4): 810-815.
- [13] Fielder H, Boerner E, Mittermayer J, et al. Total zero Doppler steering: a new method for minimizing the Doppler centroid[J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2005, 2(2): 141-145.
- 赵秉吉: 男, 1985年生, 博士生, 研究方向为地球同步轨道SAR关键技术研究.
- 齐向阳: 男, 1974年生, 研究员, 硕士生导师, 研究方向为SAR系统仿真和高分辨率星载SAR体制研究.
- 宋红军: 男, 1968年生, 研究员, 博士生导师, 研究方向为SAR系统仿真、成像新体制研究和信号处理.
- 周辉: 男, 1982年生, 博士生, 研究方向为SAR动目标成像技术.