

## 基于椭圆轨道的 Geo-SAR 精确多普勒参数解析计算方法

赵秉吉<sup>\*①②</sup> 齐向阳<sup>①</sup> 宋红军<sup>①</sup> 韩晓磊<sup>①②</sup>

<sup>①</sup>(中国科学院电子学研究所 北京 100190)

<sup>②</sup>(中国科学院研究生院 北京 100039)

**摘要:** 该文综合考虑了轨道偏心率、地球扁率和地球自转三方面的因素, 推导得出高精度星载 SAR 多普勒中心频率和多普勒调频率解析式。鉴于 2 维姿态导引对于 Geo-SAR 的必要性, 进一步分析了姿态导引后和零姿态导引两种情况下的多普勒参数, 为 Geo-SAR 的多普勒参数计算提供了实用且有效的方法。该文得到的多普勒参数解析计算式适用于任意轨道高度和任意姿态的星载 SAR, 且具备很高的精度。基于该结论, 研究了运行于椭圆轨道的 Geo-SAR 多普勒中心和多普勒调频率特性。

**关键词:** Geo-SAR; 多普勒参数; 椭圆轨道; 地球椭球模型

中图分类号: TN958

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2012)11-2642-06

DOI: 10.3724/SP.J.1146.2012.00148

## Accurate Doppler Parameters Estimation of Geo-SAR Based on Elliptical Orbit

Zhao Bing-ji<sup>①②</sup> Qi Xiang-yang<sup>①</sup> Song Hong-jun<sup>①</sup> Han Xiao-lei<sup>①②</sup>

<sup>①</sup>(Institute of Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

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

**Abstract:** In this paper, three aspects which are the orbital eccentricity, the ellipsoidal earth model and the Earth's self-rotation are considered to calculate the accurate values of Doppler centroid and Doppler FM rate of spaceborne SAR. Since the 2-D attitude steering is necessary for Geo-SAR, this paper analyzes the Doppler parameters with and without the attitude steering respectively next. The conclusions are proved as the effective approach with high practicality for the Doppler parameter estimation of Geo-SAR. The analytical expressions of Doppler can be used for the spaceborne SAR at any orbital altitude with any space resolution, and the accuracy is high. Based on the conclusion, the Doppler centroid and Doppler FM rate properties of Geo-SAR moving in elliptical orbit are analyzed.

**Key words:** Geo-SAR; Doppler parameters; Elliptical orbit; Ellipsoidal earth model

### 1 引言

目前世界上在轨工作的对地观测星载 SAR 全部都处于近地轨道(Leo-SAR), 即轨道高度小于 1000 km, 重访周期长, 测绘带窄, 不利于对大面积区域进行连续观测。地球同步轨道 SAR(Geo-SAR)位于高度约 36000 km 的高空, 重访周期大大缩短(24 h), 测绘带宽显著增加(500~5500 km), 具备低轨 SAR 无法比拟的优势, 在军事和民用方面具有很好的应用前景, 因此成为近年来国内外新体制星载 SAR 的研究热点。

多普勒参数计算是星载 SAR 成像处理中必不可少的环节, 包括多普勒中心和多普勒调频率两个

方面。精确的多普勒中心值对成像时的距离徙动校正及二次距离压缩有着重要意义, 过低的计算精度会影响到图像聚焦, 导致信噪比和模糊度的恶化。多普勒调频率则决定了方位滤波器的相位, 其计算的准确度直接影响 SAR 图像方位向的聚焦效果<sup>[1-9]</sup>。

Raney 基于圆形轨道和正球体地球模型给出了星载 SAR 的多普勒参数计算方法, 由于其简捷性, 在 Leo-SAR 中得到了广泛应用, 并可以得到较高的精度<sup>[10,11]</sup>。基于椭圆轨道和椭球体模型, Curlander 进一步给出了更高精度的 Leo-SAR 多普勒中心和多普勒调频率的计算方法<sup>[2]</sup>。结合之前研究, 国内外随后出现大量文献阐述这一问题, 但是都是针对 Leo-SAR, 其计算方法对于 Geo-SAR 而言会引入较大误差。为了分析 Geo-SAR 的多普勒参数特性, 文献[12]

基于正圆轨道和正球体地球模型提出了一种适用于 Geo-SAR 的计算方法，较之前人有了一定的改进，但还是存在一定缺陷：首先，该方法只适用于正圆轨道；其次，地球的正球体模型也会对多普勒参数计算的准确性有一定影响。因此，本文基于椭圆卫星轨道和椭球地球模型，得到一种适合于各种轨道高度的精确多普勒参数计算方法。

## 2 Geo-SAR 几何模型

### 2.1 轨道特性和模型分析

Geo-SAR 和 Leo-SAR 具有截然不同的轨道特点：首先，Geo-SAR 轨道高度是 Leo-SAR 的 40~50 倍，所以前者的卫星绝对速度远小于后者，这导致地球自转对二者的影响截然不同；其次，Geo-SAR 轨道倾角一般处于 30°~60° 之间，为顺行轨道，而绝大部分 Leo-SAR 选择太阳同步逆行轨道；第三，Geo-SAR 在经纬度方向各自做类简谐振动，其轨迹表现为类“8”字形，与 TerraSAR-X 完全不同，二者的轨道参数如表 1 所示。

表1 SAR卫星参数

名称	Geo-SAR	TerraSAR-X
轨道高度(km)	35792	514
轨道倾角(°)	30, 45, 60	97.42
轨道偏心率	0.003	0.0011
视角(°)	1.6~8.0	22~55
载波波长(m)	0.24	0.03
升交点赤经(°)	0	0
近地点幅角(°)	90	90
地球模型	WGS84	WGS84

影响多普勒参数求解精度的因素包括：轨道及地球模型、卫星姿态和天线波束指向，其中卫星轨道和地球模型是关键。本文采用状态矢量分析和坐标变换的方法以保证精度，将所有状态矢量变换到星体坐标系  $E_e$  中进行分析，以求最大程度地简化这一过程，如图 1 所示。

图 1 中， $w$  为近地点幅角， $f$  为真近心角， $R_s$  是卫星到地心瞬时距离， $XYZ$  是轨道坐标系，坐标原点位于地心， $X$  轴由地心指向近地点， $Y$  轴在轨道平面内垂直  $X$  轴， $Z$  轴符合右手坐标系法则。将其绕  $Z$  轴逆时针旋转  $f$  得到星体坐标系  $X'Y'Z'$ ，即  $X'$  轴恒由地心指向卫星。下标  $s$  表示卫星，下标  $t$  表示雷达波束中心与地表的交点，简称瞄准点目标。根据文献[2]有

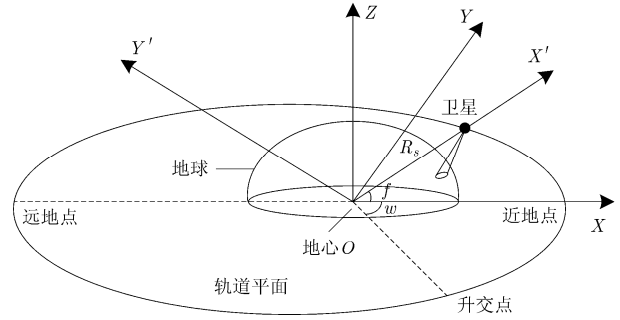


图1 星体坐标系几何模型

$$R_s = \frac{a(1-e^2)}{1+e\cos f} \tag{1}$$

$$\mathbf{r}_s = [R_s, 0, 0]^T \tag{2}$$

$$\mathbf{V}_s = \sqrt{\mu/a(1-e^2)}[e\sin f, 1+e\cos f, 0]^T \tag{3}$$

$$\mathbf{A}_s = [-\mu/R_s^2, 0, 0]^T \tag{4}$$

式(1)~式(4)中， $\mathbf{r}_s$  为卫星到地心瞬时距离矢量， $\mathbf{V}_s$  是卫星绝对速度矢量， $\mathbf{A}_s$  是卫星加速度矢量，其中， $\mu=3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$  为地球引力常数， $a$  是轨道长半轴， $e$  是偏心率。根据矢量几何关系，进一步可得到地球自转角速度矢量  $\boldsymbol{\Omega}_e$  和瞄准点目标到地心的瞬时距离矢量  $\mathbf{r}_t$ ：

$$\boldsymbol{\Omega}_e = [\omega_e \sin \theta_{na} \sin \theta_i, \omega_e \cos \theta_{na} \sin \theta_i, \omega_e \cos \theta_i]^T \tag{5}$$

$$\mathbf{r}_t = \begin{pmatrix} -r \cos \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) \\ -r \cos \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) - kr \sin \theta_y \sin(\gamma + \theta_r) \\ r \sin \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) - kr \cos \theta_y \sin(\gamma + \theta_r) \end{pmatrix} + \mathbf{r}_s \tag{6}$$

其中  $\theta_{na}$  是纬度幅角 ( $\theta_{na} = f + w$ )， $\omega_e = 7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$  是地球自转角速度， $\theta_i$  是卫星轨道倾角， $\gamma$  是下视角， $k$  为波束指向因子，1 为右视，-1 为左视。 $\theta_y$  是偏航角， $\theta_p$  是俯仰角， $\theta_r$  是横滚角。在卫星零姿态导引的情况下，并且不考虑姿态角误差，则  $\mathbf{r}_t$  可以退化为

$$\mathbf{r}_t = [-r \cos \gamma + R_s, 0, -kr \sin \gamma]^T \tag{7}$$

式(6)和式(7)中， $r$  是未知量，表示卫星天线相位中心与瞄准点目标之间瞬时距离标量大小。为了求解该值，需要用到椭球体地球方程，即

$$\frac{x^2}{R_e^2} + \frac{y^2}{R_e^2} + \frac{z^2}{R_p^2} = 1 \tag{8}$$

其中  $R_e=6378.137 \text{ km}$ ， $R_p=6356.752 \text{ km}$ ，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<sup>[1]</sup>。式(6)满足地球方程，将其变换到地心不转动坐标系，进而和式(8)联立，通过二次方程求解

可以得到  $r$ :

$$r = \frac{-P_2 - \sqrt{P_2^2 - 4P_1P_3}}{2P_1} \quad (9)$$

其中

$$\begin{aligned} P_1 &= R_p^2 A^2 + R_p^2 B^2 + R_c^2 C^2 \\ P_2 &= 2(AR_s \cos \theta_{na} R_p^2 + BR_s \sin \theta_{na} \cos \theta_i R_p^2 \\ &\quad + CR_s \sin \theta_{na} \sin \theta_i R_c^2) \\ P_3 &= R_p^2 (R_s \cos \theta_{na})^2 + R_p^2 (R_s \sin \theta_{na} \cos \theta_i)^2 \\ &\quad + R_c^2 (R_s \sin \theta_{na} \sin \theta_i)^2 - R_c^2 R_p^2 \\ A &= -\cos \theta_{na} \cos \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) + \sin \theta_{na} \cos \theta_y \\ &\quad \cdot \sin \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) + k \sin \theta_{na} \sin \theta_y \sin(\gamma + \theta_r) \\ B &= -\cos \theta_i \sin \theta_{na} \cos \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) - \cos \theta_i \cos \theta_{na} \\ &\quad \cdot \cos \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) - k \cos \theta_i \cos \theta_{na} \sin \theta_y \\ &\quad \cdot \sin(\gamma + \theta_r) - \sin \theta_i \sin \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) \\ &\quad + k \sin \theta_i \cos \theta_y \sin(\gamma + \theta_r) \\ C &= -\sin \theta_i \sin \theta_{na} \cos \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) - \sin \theta_i \cos \theta_{na} \\ &\quad \cdot \cos \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) - k \sin \theta_i \cos \theta_{na} \sin \theta_y \\ &\quad \cdot \sin(\gamma + \theta_r) + \cos \theta_i \sin \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) \\ &\quad - k \cos \theta_i \cos \theta_y \sin(\gamma + \theta_r) \end{aligned}$$

以上几何建模及推导过程考虑了轨道偏心率、地球扁率以及地球自转这3个星载 SAR 在轨运行时实际存在的因素,并且利用状态矢量分析,是精确多普勒参数计算方法的基础。

## 2.2 卫星姿态导引

受地球自转影响,卫星在轨道运行时会引起偏航,轨道高度越高,飞行速度越慢,因此合成星下点速度时,地球自转所占比重会越大,导致的偏航会越严重。由于轨道偏心率的存在,同时又会产生俯仰角,偏心率越大,俯仰角也会变大。由于 Geo-SAR 轨道高度为 35792 km,偏心率为 0.0011,分析其特性可得,在卫星运行过程中表现为大偏航角以及小俯仰角,这会对多普勒中心有很大影响,这一点与 Leo-SAR 迥然相异。因此要做 2 维姿态导引,补偿偏航和俯仰,使得卫星在整个周期中,沿距离测绘带内的多普勒中心频率为 0。根据文献[9]中的结论,运行于椭圆轨道的卫星  $\theta_y$  和  $\theta_p$  可以精确计算得到。如果不考虑工程上姿态控制误差,只要实现对这两个角的精确补偿,即可实现残留多普勒中心为零。

## 3 多普勒中心分析

目前最常用的星载 SAR 多普勒中心计算方法有两步近似:首先,把椭圆轨道近似为局部圆轨道,把椭球地球近似为局部球;其次,忽略地球自转,

进一步近似为一个等效直线模型<sup>[1]</sup>。基于此,定义卫星等效速度  $V_r$  和等效斜视角  $\theta_{rc}$ ,得到多普勒中心的计算公式为

$$f_d = \frac{2V_r \sin \theta_{rc}}{\lambda} \quad (10)$$

其中  $\lambda$  是雷达的载波波长。由于该方法采用大量几何近似,仅适用于轨道高度较低(几百千米)、合成孔径时间很短(秒级)的 Leo-SAR,但是对于轨道高度约 36000 km,合成孔径时间长达数百秒甚至上千秒的 Geo-SAR 显然不适用。

文献[10]基于正圆轨道和局部球地球模型分析,并考虑了地球自转,但没有做等效直线模型的近似,得到了较之式(10)精度更高的 Leo-SAR 多普勒中心计算结果;文献[12]采用了和文献[10]相同的模型,给出了 Geo-SAR 的多普勒中心计算公式,二者具有一致的表达式。

$$f_d = -k \frac{2R_s \omega_e}{\lambda} \sin \gamma \sin \theta_i \cos \theta_{na} \quad (11)$$

式(11)中的  $R_s$  本应具有式(1)的形式,但由于忽略了轨道偏心率和地球扁率,该值被简化为地球半径和轨道高度之和,产生一定误差。在该“星-地”几何模型下,式(11)结论表明星载 SAR 多普勒中心是幅度恒定的正弦函数,对 Geo-SAR 而言,用于粗略估计尚可,但显然不具备足够的精确度。Curlander 基于椭圆轨道给出了较之式(11)精度更高的 Leo-SAR 多普勒中心计算方法,但是由于其引入了所谓的“ $R_s$ - $R_t$ 平面与轨道平面夹角”的概念,而没有进一步精确分析卫星姿态角对多普勒中心的影响,因此该结果在卫星零姿态导引时是精确的,但是考虑卫星姿态角时会有一定误差<sup>[2]</sup>,该计算公式较繁琐,本文未列出。

本文推导了基于椭圆轨道的星载 SAR 多普勒中心解析式,适用于任意轨道高度的 SAR 卫星。多普勒中心是由天线相位中心与目标之间的距离变化导致的,可以表示为

$$f_d = -\frac{2}{\lambda} \frac{\mathbf{r} \mathbf{r}'}{r} = -\frac{2}{\lambda} \frac{(\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_t)(\mathbf{V}_s - \mathbf{V}_t)}{r} \quad (12)$$

为了便于计算,将式(12)展开并化简得到

$$f_d = -\frac{2}{\lambda} \frac{(\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_t) \mathbf{V}_s - (\mathbf{r}_s \times \boldsymbol{\Omega}_e) \mathbf{r}_t}{r} \quad (13)$$

将式(1)~(3),式(5),式(6)和式(9)代入式(13)中,可以得到任意姿态时的多普勒中心计算式:

$$\begin{aligned} f_d &= -\frac{2}{\lambda} \{ A_0 [e \cos \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) \sin f + (1 + e \sin f) \\ &\quad \cdot (\cos \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) + k \sin \theta_y \sin(\gamma + \theta_r))] \\ &\quad - \omega_e R_s \cos \theta_i (\cos \theta_y \sin \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) \\ &\quad + k \sin \theta_y \sin(\gamma + \theta_r)) - \omega_e R_s \sin \theta_i \cos \theta_{na} (\sin \theta_y \\ &\quad \cdot \sin \theta_p \cos(\gamma + \theta_r) - k \cos \theta_y \sin(\gamma + \theta_r)) \} \quad (14) \end{aligned}$$

如果星载 SAR 不进行任何姿态导引, 而且不考虑姿态角误差, 即  $\theta_y, \theta_p$  和  $\theta_r$  都为 0, 即用式(7)代替式(6)重复对式(14)的推导过程, 则式(14)可以退化为

$$f_d = -\frac{2}{\lambda} [eA_0 \cos \gamma \sin f + k\omega_e R_s \sin \gamma \sin \theta_i \cos \theta_{na}] \quad (15)$$

其中  $A_0 = \sqrt{\mu/[a(1-e^2)]}$ , 对于给定的星载 SAR 系统,  $A_0$  是定值。如果假定轨道偏心率为 0, 并忽略地球扁率, 式(15)可以进一步退化为式(11)。

#### 4 多普勒调频率分析

目前最常用的多普勒调频率计算方法仍然是通过建立等效直线模型来求得<sup>[1]</sup>, 同样只适用于 Leo-SAR, 用于 Geo-SAR 会导致很大的误差, 如式(16)所示:

$$f_a = -\frac{2V_r^2 \cos \theta_{rc}^2}{\lambda r} \quad (16)$$

文献[11]基于正圆轨道, 通过球面几何关系得到了 Leo-SAR 多普勒调频率计算方法, 较之式(16)精度有较大提高, 但由于利用球面几何关系时用到一系列近似, 因此用于 Geo-SAR 时会产生较大误差。文献[12]与文献[11]推导的得到的解析式一致, 但前者利用坐标变换和状态矢量分析来推导 Geo-SAR 多普勒调频率计算公式, 避免了几何近似, 精度较之后者略有提高, 但是由于使用了正圆轨道及正地球模型, 仍会产生一定误差。文献[2]推导了高精度的 Leo-SAR 多普勒调频率计算方法, 但仍然有两个问题没有考虑: 首先, 同样没有精确分析卫星姿态角的影响; 其次没有给出“卫星-瞄准点”的精确距离计算方法(即本文 2.1 节的式(9)), 而是利用经纬度等信息进行估算。以上 3 篇文章均给出了复杂的解析式, 限于篇幅, 本文不再列出。

考虑到 Geo-SAR 多普勒调频率的特点是: 绝对值小和时变性强, 因此轨道偏心率和地球扁率都不可忽略, 对式(12)进行微分, 可得到星载 SAR 的多普勒调频率为

$$f_a = -\frac{2}{\lambda} \left[ \frac{(\mathbf{V}_s - \mathbf{V}_t)^2}{r} + \frac{(\mathbf{A}_s - \mathbf{A}_t)(\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_t)}{r} - \frac{(\mathbf{V}_s - \mathbf{V}_t)^2 (\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_t)^2}{r^3} \right] \quad (17)$$

对式(17)进行化简可以进一步得到

$$f_a = -(2/\lambda) \left[ \frac{\mathbf{V}_s^2 - 2\mathbf{V}_s \mathbf{V}_t + \mathbf{V}_t^2 + \mathbf{A}_s \mathbf{M} - (\boldsymbol{\Omega}_e \times \mathbf{V}_t) \mathbf{M} - (\lambda f_d)^2 / 4}{r} \right] \quad (18)$$

其中  $\mathbf{M} = \mathbf{r}_s - \mathbf{r}_t$ ,  $\mathbf{V}_t$  是瞄准点速度。把式(1)~式(6)、式(9)和式(14)代入式(18)中, 即可得到星载 SAR 在任意姿态时的多普勒调频率一般解析式。

$$f_a = -\frac{2}{\lambda r} \left\{ A_0^2 (1 + e^2 + 2e \cos f) - \frac{\mu}{R_s^2} (q_1 - R_s) - 2eA_0 \omega_e \sin f (Q_2 q_3 - q_2 Q_3) - 2A_0 \omega_e (1 + e \cos f) \cdot (q_1 Q_3 - Q_1 q_3) + \omega_e^2 (Q_2 q_3 - q_2 Q_3)^2 + \omega_e^2 (q_1 Q_3 - Q_1 q_3)^2 + \omega_e^2 (Q_1 q_2 - q_1 Q_2)^2 - [Q_2 (Q_1 q_2 - q_1 Q_2) - Q_3 (q_1 Q_3 - Q_1 q_3)] (q_1 - R_s) - [Q_3 (Q_2 q_3 - q_2 Q_3) - Q_1 (Q_1 q_2 - q_1 Q_2)] q_2 - [Q_1 (Q_1 q_3 - q_1 Q_3) - Q_2 (Q_2 q_3 - q_2 Q_3)] q_3 - \frac{(\lambda f_d)^2}{4} \right\} \quad (19)$$

其中

$$\begin{aligned} Q_1 &= \sin \theta_{na} \sin \theta_i, \quad Q_2 = \cos \theta_{na} \sin \theta_i \\ Q_3 &= \cos \theta_i, \quad q_1 = -r \cos \theta_p \cos (\gamma + \theta_r) + R_s \\ q_2 &= -r \cos \theta_y \sin \theta_p \cos (\gamma + \theta_r) - kr \sin \theta_y \sin (\gamma + \theta_r) \\ q_3 &= r \sin \theta_y \sin \theta_p \cos (\gamma + \theta_r) - kr \cos \theta_y \sin (\gamma + \theta_r) \end{aligned}$$

如果星载 SAR 不进行任何姿态导引, 而且不考虑姿态角误差, 即  $\theta_y, \theta_p$  和  $\theta_r$  都为 0, 用式(7)代替式(6)进行推导, 则式(19)可以退化为

$$f_a = -\frac{2}{\lambda} \left[ \frac{K_1 + K_2 + K_3 + K_4}{r} \right] \quad (20)$$

其中

$$\begin{aligned} K_1 &= \frac{\mu(1 + e^2 + 2e \cos f)}{a(1 - e^2)} - \frac{\mu r \cos \gamma}{R_s^2} \\ K_2 &= -2\omega_e A_0 [kr \sin \theta_i \sin \gamma (e \sin w + \sin \theta_{na}) + R_e \cos \beta \cos \theta_i (1 + e \cos f)] \\ K_3 &= \omega_e^2 R_s \left[ R_e \cos \beta (1 - \sin^2 \theta_i \sin^2 \theta_{na}) + \frac{kr}{2} \sin 2\theta_i \sin \gamma \sin \theta_{na} \right] \\ K_4 &= -\lambda^2 f_d^2 / 4 \end{aligned}$$

式中  $\beta$  为卫星和瞄准点目标之间的地心角。若轨道偏心率为 0, 且地球为正球时, 式(20)可以进一步退化为

$$f_{a0} = -\frac{2}{\lambda} \left[ \frac{J_1 + J_2 + J_3 + J_4}{r_0} \right] \quad (21)$$

$$\begin{aligned} J_1 &= \frac{\mu}{a} - \frac{\mu r \cos \gamma}{a^2} \\ J_2 &= -2\omega_e A_0 [kr_0 \sin \theta_i \sin \gamma \sin \theta_{na} + R_e \cos \beta \cos \theta_i] \\ J_3 &= \omega_e^2 a \left[ R_e \cos \beta (1 - \sin^2 \theta_i \sin^2 \theta_{na}) \right] \end{aligned}$$

$$J_4 = -a^2 \omega_e^2 \sin^2 \gamma \sin^2 \theta_i \cos^2 \theta_{na} + \frac{kr}{2} \sin 2\theta_i \sin \gamma \sin \theta_{na}$$

$$r_0 = a \cos \gamma - \sqrt{R_e^2 - a^2 \sin^2 \gamma}$$

跟文献[12]结论相比,式(21)虽然同样基于圆轨道和球模型,但其精确度略高,这是因为文献[12]在推导中忽略了式(17)括号中的第3项。考虑到Geo-SAR需要进行2维姿态导引,因此同样需要得到姿态导引之后的多普勒调频率值,第5节给出了这一仿真结果。

## 5 仿真实验及误差分析

### 5.1 多普勒参数参考值计算

在Matlab环境中,基于坐标系转换矩阵和“星-地”关系几何表达式,通过数值计算得到任意时刻卫星和目标的位置、速度和加速度矢量,进而通过逐点计算仿真得到多普勒中心频率和调频率的数值计算值。这种方法并没有推导解析式,而是通过计算机仿真得到了多普勒参数的数值矩阵,具有很高的精度,因此本节将其作为参考值,验证前文中多普勒中心频率和多普勒调频率的计算方法精度。本文默认结论式子中的各参数没有自身额外误差,且不考虑电离层对结论的影响。

### 5.2 多普勒中心计算方法精度比较

不失一般性,Geo-SAR轨道倾角选择 $60^\circ$ ,视角选择 $4.8^\circ$ ,其它实验参数参见表1。为了便于比较,定义文献[1]的方法为方法1,文献[12]的结论为方法2,文献[2]的方法为方法3,本文得到的结果为方法4。当无姿态导引时,这4种方法的绝对误差如图2所示。

图2将方法1~方法4的结果减去参考值得到绝对误差。可以看到,方法1的误差很大,完全不适于Geo-SAR,方法2有了较大的改善,但由于忽略了轨道偏心率和地球扁率,最大可以产生约85 Hz的误差,方法3和方法4与参考值吻合,精度最高,在图中二者重合。

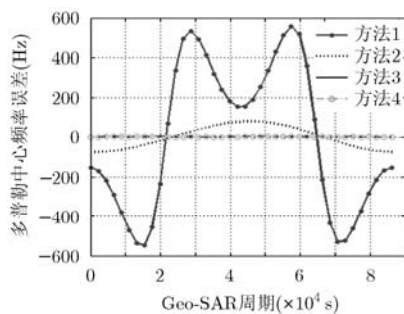


图2 无姿态导引, Geo-SAR多普勒中心估计绝对误差比较

接下来比较2维姿态导引之后的多普勒中心值。姿态导引后,多普勒中心参考值为0。由于方法1和方法2只推导了卫星零姿态导引的情况,未考虑姿态角,因此不予考虑。此处只比较方法3和方法4。把二者得到的结果和参考值相减得到相应的绝对误差,如图3所示。

从图3结果来看,经过姿态导引,本文推导的结果(方法4)与参考值一致,即可以使得残留多普勒中心为0;而方法3会产生约75 Hz的误差。

### 5.3 多普勒调频率计算方法精度比较

本节通过对比参考值和不同方法得到的结果,验证了本文提出的方法在考虑轨道偏心率和地球扁率的情况下,计算的多普勒调频率有很高的精度。仿真实验参数选择与5.1节一致,仍假定文献[1]的方法为方法1,文献[12]的结论为方法2,文献[2]的方法为方法3,本文得到的结果为方法4。仿真结果如图4所示。

图4(a)对比了各种方法仿真得到的Geo-SAR多普勒调频率绝对数值,可以看到方法1误差很大,完全不适合运行于椭圆轨道的Geo-SAR。方法2~方法4其绝对值较接近,因此图4(b)分析了方法2~方法4的相对误差百分比,方法2误差较大,最大误差可达700%,方法3和方法4与参考值吻合,达到较高精度,图中二者重合。接下来比较2维姿态导引之后的多普勒调频率值,由于方法1和方法2都没有考虑姿态角的问题,因此此处同样只比较方法3和方法4,其相对误差如图5所示。

从图5结果来看,经过姿态导引,本文推导的多普勒调频率计算方法(方法4)与参考值一致,而方法3最大会产生接近40%的误差。

## 6 结束语

本文综合考虑轨道偏心率、地球扁率和地球自转三方面因素,利用状态矢量分析和坐标转换的方法推导了星载SAR的多普勒中心频率和多普勒调

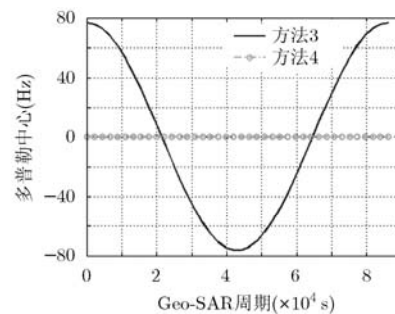


图3 2维姿态导引后, Geo-SAR残留多普勒中心绝对误差比较

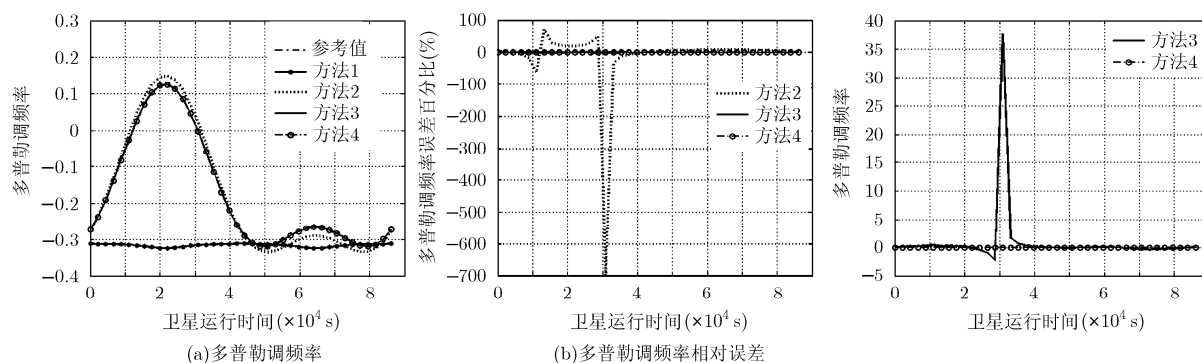


图4 无姿态导引, Geo-SAR多普勒调频率精度比较

图5 2维姿态导引后, Geo-SAR多普勒调频率相对误差比较

频率解析式,对2维姿态导引和零姿态导引两种情况进行分析,并且与前人的结论进行对比仿真。从仿真结果看,在经过姿态导引和不经姿态导引两种情况下,本文的结论都具有较高精度。本文的计算方法不仅适用于Geo-SAR,同样可以用于低轨SAR和中高轨道SAR的高精度多普勒参数计算。

### 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] 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.
- [4] 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): 500-508.
- [5] Wang Wen-qin. Near-space vehicle-borne SAR with reflector antenna for high-resolution and wide-swath remote sensing [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2012, 50(2): 338-348.
- [6] Tomiyasu K and Pacell J L. Synthetic aperture radar imaging from an inclined geosynchronous orbit [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 1983, 21(3): 324-329.
- [7] 寇蕾蕾, 王小青, 种劲松, 等. 地球同步轨道寄生SAR系统的若干关键技术研究[J]. *电子学报*, 2009, 37(12): 2725-2729.
- [8] Kou Lei-lei, Wang Xiao-qing, Chong Jin-song, et al. Research of technologies in geosynchronous parasitic SAR system [J]. *Aata Electronic Simica*, 2009, 37(12): 2725-2729.
- [9] 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.
- [10] Yu Ze, Zhou Ying-qing, Chen Jie, et al. A new satellite attitude steering approach for zero Doppler centroid [C]. IET International Radar Conference, Guilin China, 2009: 1-4.
- [11] Raney R K. Doppler properties of radars in circular orbits [J]. *International Journal of Remote Sensing Letters*, 1986, 7(9): 1153-1162.
- [12] Raney R K. A comment on Doppler FM rate[J]. *International Journal of Remote Sensing*, 1987, 8(7): 1091-1092.
- [13] 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.
- [14] 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.

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。

韩晓磊: 男, 1984年生, 博士生, 研究方向为星载SAR Mosaic模式及斜视聚束技术研究。