

星载合成孔径雷达系统偏航控制的精确计算

王国华 孙进平 袁运能 毛士艺

(北京航空航天大学电子信息工程学院 203 教研室 北京 100083)

摘要 该文详细推导了星载合成孔径雷达系统中偏航控制角的精确计算公式;由于推导过程中卫星轨道采用了标准的椭圆轨道模型和地球的椭球体模型,从而解决了传统的近似计算方法所带来的残余偏差较大的问题。所得结果普遍适用于不同轨道和雷达参数的星载合成孔径雷达系统。文中同时给出了一种快速的近似计算方法,最后给出了采用 TerraSAR-X 系统参数时的仿真计算结果。利用该文提出的计算方法,采用偏航控制的多普勒中心校正误差可以达到 0.01Hz 量级,从而实现了偏航控制的精确计算。

关键词 星载合成孔径雷达, 多普勒中心, 偏航控制

中图分类号: TN959.74

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2006)09-1569-04

Precise Computation of Yaw-Steering in Spaceborne Synthetic Aperture Radar System

Wang Guo-hua Sun Jin-ping Yuan Yun-neng Mao Shi-yi

(203 Group, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract In this paper, an advanced method in precisely computing of yaw-angle in space-borne Synthetic Aperture Radar (SAR) system is proposed in detail. Standard elliptical orbit model as well as earth ellipsoid model is assumed in the course of development, thus the bias caused by conventional approximation is eliminated. The result of this paper is popular for different kind of space-borne SAR system. A simple algorithm suitable to fast computation for space-born SAR system is also exploited in this paper. The result of simulation in condition of TerraSAR-X system is given in the end. By using the computing method of this paper, emendation error after yaw-steering can be reduced to centesimal Hz level. Thus, precise computation of yaw-steering is successfully achieved.

Key words Spaceborne SAR, Doppler centroid, Yaw-steering

1 引言

在星载合成孔径雷达应用中,多普勒特性对于方位分辨率、脉冲重复频率的计算、方位向的模糊问题、以及成像的精度都有直接的影响。对成像处理而言,多普勒中心值更是一个关键参数。与机载情况不同,星载情况下地面成像场景的非平面特性以及与雷达的较大的相对运动速度使得多普勒中心出现偏移,典型的偏移值远高于系统脉冲重复频率。这种偏移的结果使得在数据处理时一些处理方法不再适用,比如自动聚焦。对此在文献[1]中有详细的讨论。除了采用直接估计回波信号多普勒中心的方法之外,如果能够使用某些方法在数据获取阶段避免这一情况,将会对后处理十分有益,偏航控制方法就是基于这样一种思路。偏航控制角的计算是该方法实现的关键。现有偏航控制角的计算方法都不同程度地利用了对机载动目标的处理思想进行近似,同时对地球及成像场景做了粗略近似^[2,3],但是在星载情况下,一方面由于大的成像场景已经受到地球椭球模型的影响,成像区域用平面以及标准球面近似都会产生一定的偏差,所以当用类似机载情况给出的近似偏航角来进行偏航控制时,中心区域

相对卫星的运动规律已经发生变化,另一方面,卫星的运动也非匀速直线运动:这两方面因素影响使传统偏航校正方法会产生数百赫兹甚至数千赫兹的残余偏差;Raney在他的文章中提到一种在圆形轨道假设下将多普勒频率表示为偏航角等参数的函数表达式从而获得偏航角的计算方法^[4],该方法被国内若干工作者引用,其补偿结果仍然会出现较大的残余偏差^[5],因为该方法使用的前提是圆形轨道假设,这种近似是偏差残余存在的缘由。因此,多普勒中心值的估计虽然不是一个新问题,但实际应用中还未较好地解决。

本文详细推导了星载合成孔径雷达系统中偏航控制角的精确计算公式;推导过程中卫星轨道采用了标准的椭圆轨道模型和地球的椭球体模型,所得结果普遍适用于对不同轨道和雷达参数的星载 SAR 系统,解决了传统的近似计算方法所带来的残余偏差较大的问题。在此基础上,本文还给出了便于星上实时处理的近似计算方法。最后利用本文提出的计算方法,用 TerraSAR-X 系统参数进行了仿真计算。结果表明采用新的计算方法,偏航控制的多普勒中心校正误差可以达到 0.01Hz 量级,从而实现了偏航控制的精确计算。

2 计算模型

偏航控制计算的前提是计算模型的选取。以下列出了所

涉及的基本模型及其设定。

轨道及运动模型 轨道模型为标准椭圆轨道，以地心为轨道近地点对应的焦点，长轴为 a ，偏心率为 e ，升交点赤径为 Ω ，轨道倾角为 i ，近心点角距为 ω 。假定在卫星运行过程中主要受到地心引力的作用，其余作用为摄动力影响。前者的影响是确定的，后者的影响是一个随机过程，本文主要考虑在确定外力作用下的轨道及运动问题。

卫星平台、卫星星体及雷达天线位置假设^[6] 卫星质心是卫星平台坐标系以及卫星星体坐标系的坐标原点，天线相位中心在星体坐标系中的位置矢量是确定的。本文假定三点合一。对于偏航控制问题，横滚角和俯仰角都是定值，本文假定为零。

地球模型 标准椭球模型，其长半轴为 6378.16 km，短半轴为 6356.78 km。以角速率 ω_e 做匀速转动。

3 偏航角计算公式和计算实现方法

从基本的SAR成像原理出发，基于图 1 的空间几何模型，很容易给出多普勒中心的计算公式，计算过程如下^[7]：以 $R(t)$ 表示天线相位中心和照射中心之间在 t 时刻的相对距离， R_o 表示目标与雷达在 t_o 时刻(合成孔径中心)的相对距离。在距离计算开始很短一段时间内即在合成孔径时间内，天线相位中心与照射中心的相对运动近似为匀加速运动，起始相对速度为 V_{t_o} ，相对加速度为 A_o 。相对距离则可表示为：

$$R(t) = R_o + V_{t_o}t + \frac{1}{2}A_o t^2, \text{ 通过内积处理得到:}$$

$$|R(t)| = \left| \vec{R}_o \right| + \frac{R_o V_{t_o} t}{|R_o|} + \frac{(R_o A_o + V_{t_o} V_{t_o})t^2}{2|R_o|} \quad (1)$$

由方位向的相位表达式 $\psi(t) = 2\pi(2|R(t)|/\lambda)$ ，对它进行关于 t 的一次微分，得到多普勒中心的计算式：

$$f_d(\theta_y) = \frac{2}{\lambda} \frac{R_o V_{t_o}}{|R_o|} \quad (2)$$

可见对于式中相对距离和相对速度表达式的研究是问题解决的前提。通过对卫星轨道模型、地球模型、合成孔径时间内卫星运动模型的假设，可以计算出在任意时刻，在任意卫星星体姿态角的情况下的卫星质心即天线相位中心在不动地心坐标系中的位置矢量、速度矢量、加速度矢量，以及对对应照射中心的位置矢量、速度矢量、加速度矢量，从而可以得到天线相位中心与照射中心的相对位置以及相对速度和相对加速度^[8]。若取任一时刻 t_o 为合成孔径开始时刻，天线相位中心与照射中心的相对距离以及相对速度是横滚角、俯

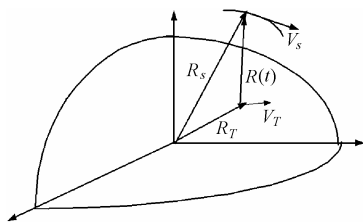


图 1 星载 SAR 空间几何

Fig.1 Geometric form of spaceborne SAR

仰角、以及偏航角的函数。根据先前的假定，姿态角中俯仰角、横滚角为零，于是，多普勒中心就成为仅与偏航角有关的单变量函数。可以计算得到多普勒中心关于偏航角的函数表达式：

$$f_d(\theta_y) = \frac{2}{\lambda} (a_{22}\omega_e X - a_{12}\omega_e Y - a_{12}X' - a_{22}Y' - a_{32}Z') \quad (3)$$

其中 $a_{12}^2 + a_{22}^2 + a_{32}^2 = 1$ ， X ， Y 分别为该时刻卫星在不动地心坐标系中位置矢量的 X 轴、 Y 轴分量； X' ， Y' ， Z' 分别为该时刻卫星在不动地心坐标系中的速度矢量分量。 a_{12} ， a_{22} ， a_{32} 由式(4)–式(6)决定：

$$a_{12} = [\sin(\theta - \gamma)(\cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \cos i \sin \omega) + \cos(\theta - \gamma)(\cos \Omega \sin \omega + \sin \Omega \cos i \cos \omega)] \cos \theta_l \cdot \sin \theta_y + [\sin(\theta - \gamma)(\cos \Omega \sin \omega + \sin \Omega \cos i \cos \omega) - \cos(\theta - \gamma)(\cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \cos i \sin \omega)] \cos \theta_l \cdot \cos \theta_y - \sin \Omega \sin i \sin \theta_l \quad (4)$$

$$a_{22} = [\sin(\theta - \gamma)(\sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \cos i \sin \omega) + \cos(\theta - \gamma)(\sin \Omega \sin \omega - \cos \Omega \cos i \cos \omega)] \cos \theta_l \cdot \sin \theta_y + [\sin(\theta - \gamma)(\sin \Omega \sin \omega - \cos \Omega \cos i \cos \omega) - \cos(\theta - \gamma)(\sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \cos i \sin \omega)] \cos \theta_l \cdot \cos \theta_y + \cos \Omega \sin i \sin \theta_l \quad (5)$$

$$a_{32} = [\sin(\theta - \gamma) \sin i \sin \omega - \cos(\theta - \gamma) \sin i \cos \omega] \cos \theta_l \cdot \sin \theta_y - [\sin(\theta - \gamma) \sin i \cos \omega + \cos(\theta - \gamma) \sin i \sin \omega] \cdot \cos \theta_l \cos \theta_y - \cos i \sin \theta_l \quad (6)$$

式(4)–式(6)中 θ 为卫星真近心角，可以通过轨道模型和卫星运动时间计算得到， γ 为卫星的航迹角， Ω 为升交点赤径， i 为轨道倾角， ω 为近心点角距， θ_l 为天线视角。其计算公式为

$$\tan \gamma = \frac{e \sin \theta}{1 + e \cos \theta}, \quad |\gamma| \leq 90^\circ$$

通过求解式(3)的零点就可以得到准确的偏航控制角。在式(3)的推导中只是基于椭圆轨道模型、椭球体地球模型假设，没有对任何模型的近似处理，因此该式是通用于任何轨道以及雷达模型的。下面将首先研究该表达式的一些性质，然后利用该性质设计一种适合计算实现寻找偏航角的方法。

在通常情况下，需要的偏航控制角度在 -5° 到 5° 之间，角度很小，因此可以对表达式(4)–式(6)中包含 θ_y 的函数在 0 附近做泰勒级数展开和近似，取

$$\cos(\theta_y) = 1 - \theta_y^2/2, \quad \sin(\theta_y) = \theta_y$$

同时除 θ_y 外，其余角度在计算中均为已知量，化简即得

$$a_{12} = a_0 + a_1\theta_y + a_2\theta_y^2 \quad (7)$$

$$a_{22} = b_0 + b_1\theta_y + b_2\theta_y^2 \quad (8)$$

$$a_{32} = c_0 + c_1\theta_y + c_2\theta_y^2 \quad (9)$$

对式(3)合并同类项，可以得到简化表达式为

$$f_d(\theta_y) = \frac{2}{\lambda} (A + B\theta_y + C\theta_y^2) \quad (10)$$

其中 $A = \omega_e Xb_0 - \omega_e Ya_0 - X'a_0 - Y'b_0 - Z'c_0$

$$B = \omega_e Xb_1 - \omega_e Ya_1 - X'a_1 - Y'b_1 - Z'c_1$$

$$C = \omega_e Xb_2 - \omega_e Ya_2 - X'a_2 - Y'b_2 - Z'c_2$$

可以直接求解该一元二次方程得到准确的偏航控制角:

$$\theta_{yo} = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4AC}}{2C} \quad (11)$$

该结果虽然有简洁的表达式, 但具体运算实施甚为繁琐。为便于工程计算应用, 令 θ_{yo} 表示使多普勒频移为零的偏航角, 在 θ_{yo} 附近利用泰勒级数展开可以得到:

$$f_d(\theta_y) = f_d(\theta_{yo}) + f'_d(\theta_{yo})(\theta_y - \theta_{yo}) + f''_d(\theta_{yo})(\theta_y - \theta_{yo})^2 + \dots \quad (12)$$

根据实际情况, θ_y 在 -5° 到 5° 之间时 $f_d(\theta_y)$ 有且仅有一个零点。 $\sigma = |(\theta_y - \theta_{yo})|$ 极小, 在 $[-\sigma, \sigma]$ 区间内, 函数是单调的, 这样, 上式的第一项为零, 由于 $\theta_y - \theta_{yo}$ 值极小, $f_d(\theta_y)$ 就可以得到更为简单而且足够精确的表达式:

$$f_d(\theta_y) = f'_d(\theta_{yo})(\theta_y - \theta_{yo}) \quad (13)$$

也就是说, 在零多普勒中心附近, 多普勒中心值与偏航角成近似线性关系。这一结论十分有利于利用计算机快速计算求解零多普勒中心对应的偏航角度。计算步骤如下:

- (1) 取一系列试验偏航角值, 计算多普勒中心值;
- (2) 求取两个绝对值最小的多普勒中心值以及对应偏航角值;
- (3) 利用线性关系反求出零多普勒中心的值。

4 偏航控制仿真试验

利用 TerraSAR-X 系统的轨道模型和雷达系统参数进行仿真计算。其中卫星距地面的高度为 514800.0 m, 轨道长轴为 $a = 6.8822e+006$ m, 偏心率为 $e = 0.0011$, 升交点赤经 Ω 为零, 轨道倾角为 $i = 97.44^\circ$, 近心点角距为 $\omega = 90.0^\circ$ 。天线视角 θ_t 为 50° 。同时假定是聚束成像模式。以下图例分别给出了在传统方法和本文方法下偏航角随卫星瞬时角的变化规律以及利用传统方法和本文方法给出的偏航角进行校正的比较结果。

由图 2 和图 4 可以看出, 使用传统方法和本文方法计算的偏航控制角最大大约相差 0.5° , 采用传统方法可导致多普勒数千赫兹的残余误差。图 3 给出了传统方法校正后的多普勒中心值随瞬时角的变化情况, 表明传统方法对 TerraSAR-X 系统校正后残留有最大近 4000Hz 的多普勒频移, 而使用本文的方法, 可以使这种偏移控制在小于 0.01Hz 的数量级(图 5)。图 6 给出了在赤道上空进行聚束成像时候照射中心的频率变化情况, 仅取时间长度 2s 的合成孔径时间作为考查。由此可以看到利用本文方法计算得到的偏航角进行偏航控制后多普勒频率特性完全可以达到雷达数据后期成像处理的要求。

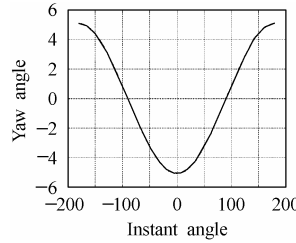


图 2 传统偏航角值

Fig.2 Yaw angles of conventional yaw control methods

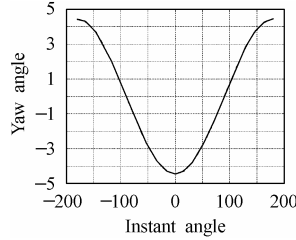


图 4 精细校正偏航角值
Fig.4 Yaw angles of precision computation methods

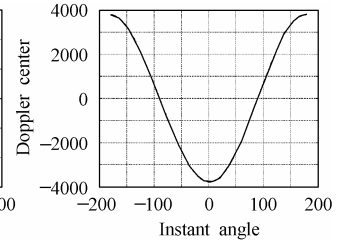


图 3 传统法校正多普勒中心值

Fig.3 Doppler center of conventional control methods

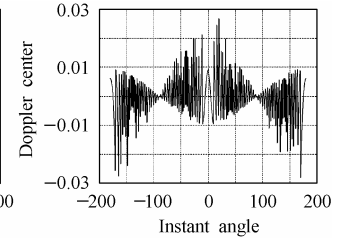


图 5 精细校正多普勒中心值
Fig.5 Doppler center of precision computation methods

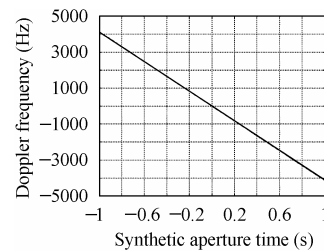


图 6 赤道上空照射中心多普勒变化规律

Fig.6 Doppler history of the location looked from above the equator

5 结束语

本文详细推导了星载合成孔径雷达系统中偏航控制角的精确计算公式, 提出了一种快速计算方法; 在推导过程中, 卫星轨道采用了标准的椭圆轨道模型, 地球采用了椭球体模型, 解决了传统的近似计算方法所带来的残余偏差较大的问题。利用本文提出的计算方法, 采用 TerraSAR-X 系统参数进行仿真计算, 结果表明采用该方法进行偏航控制的多普勒中心校正误差可以达到 0.01Hz 量级。理论推导和试验验证说明本文的偏航角计算方法具有通用性、精确性和易实现性。如此, 基于偏航角控制的多普勒中心校正问题得到了精确的解决。

参考文献

- [1] Hartmut Runge. Benefits of antenna yaw steering for sar. IGARSS'91 Proc. Volume I, June 3-6, 1991: 257-261.
- [2] 王睿, 杨汝良. 椭圆轨道下雷达多普勒特性估计. 电子与信息学报, 2004, 26(1): 107-111.
- [3] 高祥武. 星载聚束模式合成孔径雷达系统研究. [博士论文], 中国科学院研究生院, 2004 年 6 月.

- [4] Ranney R K. Doppler properties of radars in circular orbits. *Int. J. Remote Sensing*, 1986, 7(9): 1153–1162.
- [5] 孟云鹤, 尹秋岩, 戴金海. SAR 卫星多普勒频移偏航导引补偿效果分析. *中国空间科学技术*, 2004, 2(1): 45–49.
- [6] Gordon W, Ian Cumming. Signal properties of spaceborne squint-mode sar. *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, 1997, 35(3): 611–617.
- [7] Fitch J Patrick, Burrus C S. *Synthetic aperture radar*. Springer-Verlag, 1988: 53–57.
- 王国华: 男, 1979 年生, 硕士生, 研究方向为星载合成孔径雷达姿态控制和成像算法.
- 孙进平: 男, 1975 年生, 副教授, 研究方向为机载、星载合成孔径雷达成像算法和系统研究.
- 袁运能: 男, 1962 年生, 副教授, 研究方向为小波分析及应用、高分辨率雷达成像.
- 毛士艺: 男, 1935 年生, 教授, 博士生导师, 研究方向为高分辨率雷达成像、信号检测与分类、建模与谱分析、多传感器信息融合和实时处理、目标跟踪和导航制导.