

## 椭圆轨道全零多普勒导引律研究

张永俊 黄海风 张永胜 梁甸农  
(国防科技大学电子科学与工程学院 长沙 410073)

**摘要:** 星载合成孔径雷达(SAR)数据处理中,多普勒特性对于方位向性能以及成像精度都有直接的影响。基于轨道动力学理论,在椭圆轨道情况下,该文导出了同时考虑偏航控制和俯仰控制的多普勒中心频率解析表达式,分别分析了偏航控制和俯仰控制对多普勒中心的影响,提出一种基于椭圆轨道的全零多普勒方法,并用 TerraSAR-X 轨道参数进行了数值仿真,仿真结果表明,使用该方法后,多普勒中心频率被减小到不超过 5 Hz,比传统的偏航导引方法缩小了约一百倍,比基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法缩小了 5 倍,表明了该方法的有效性。

**关键词:** 合成孔径雷达;全零多普勒导引;椭圆轨道;多普勒中心;偏航;俯仰

中图分类号: TN958

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2010)04-0937-04

DOI: 10.3724/SP.J.1146.2009.00480

## Research on Elliptic Orbit Total Zero Doppler Steering

Zhang Yong-jun Huang Hai-feng Zhang Yong-sheng Liang Dian-nong

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

**Abstract:** For spaceborne Synthetic Aperture Radar(SAR) processing, Doppler property influences the azimuth performance and the imaging accuracy directly. In this paper, the Doppler centroid frequency expression based on elliptical orbit is derived analytically. The influences of the yaw steering and the pitch steering are analyzed respectively. Then, a new method called elliptic orbit total Zero Doppler steering is proposed, and a simulation for TerraSAR-X parameters shows its advantages. The simulation results indicate that this method reduces the Doppler centroid 100 times smaller than currently applied yaw steering methods, and 5 times smaller than the circular orbit total Zero Doppler steering, which illuminates the applicability of the method.

**Key words:** Synthetic Aperture Radar(SAR); Total Zero Doppler Steering(TZDS); Elliptic orbit; Doppler centroid; Yaw steering; Pitch steering

### 1 引言

合成孔径雷达(SAR)是一种全天时、全天候高分辨率微波遥感成像雷达<sup>[1]</sup>。SAR作为一类重要的卫星有效载荷已经被广泛应用于各种大小型卫星。在星载SAR中,多普勒特性是决定雷达方位向性能的主要因素,它直接影响着雷达的方位向分辨率,PRF的选择。多普勒中心频率不准确还会使信噪比降低,方位模糊度增加,输出图像发生位置偏移,影响图像的定位<sup>[2-4]</sup>。在星载SAR中,由于地球曲率以及自转的存在,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。要补偿这一偏移,除了采用直接估计回波信号多普勒中心的方法之外,还可以使用某些方法在数据获取阶段就避免这一情况。偏航导引方法就是基于这种思路提出的,在这方面,已有许多论文以圆轨道为基础对它进行了论述。Raney提出一种在圆轨道情况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

航角的方法<sup>[5]</sup>,被国内若干工作者广泛引用。在圆轨道情况下,该方法可以完美地解决多普勒中心残余问题,并使多普勒频率在整个测绘带内都为零。但对于椭圆轨道,该方法仍然存在比较大的多普勒中心频率残余。Fiedler和Boerner于2003年提出了基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法(Total Zero Doppler Steering, TZDS)<sup>[6-8]</sup>,在偏航导引的基础上增加俯仰维度的导引控制使得多普勒中心频率在整个测绘带都可以比较小,该方法已经被成功用于 TerraSAR-X 卫星。椭圆轨道上飞行的卫星和圆轨道上飞行的卫星相比,不仅在轨道上每个位置存在姿态差异,还存在速率差异。基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法利用俯仰方向导引修正了这种姿态差异对多普勒中心频率的影响,但该方法并不能修正速率差异的影响,只有使用建立在椭圆轨道上的偏航导引规律并同时俯仰方向导引控制才有可能修正这种影响。因此研究椭圆轨道下的全零多普勒方法就很有必要。

本文首先介绍了传统的偏航导引方法和基于瞬

时圆轨道的全零多普勒方法,分析了它们的优缺点。然后提出基于椭圆轨道的全零多普勒方法,进行了仿真,并与传统偏航导引方法和基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法进行比较分析。最后给出结论,表明了该方法的有效性。

## 2 偏航导引和基于瞬时圆轨道的全零多普勒

下面介绍传统的偏航导引方法和基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法。文中假设地球是标准椭球体,卫星运行轨道为标准椭圆轨道,仅考虑地球引力,由于天线相位中心和卫星质心这两点之间的距离相比卫星质心到地面目标的距离足够小,可以忽略,所以假设这两点和卫星本体系坐标原点为同一点。

### 2.1 偏航导引方法

雷达天线相位中心和目标散射体之间的多普勒频率  $f_D$  可以表示为

$$f_D = -\frac{2 \dot{\mathbf{r}} \cdot \mathbf{r}}{\lambda R} \quad (1)$$

其中  $\lambda$  是雷达载波的波长,  $\mathbf{r} = \mathbf{x}_{\text{satellite}} - \mathbf{x}_{\text{target}}$  是目标散射体到雷达天线相位中心矢量,  $\mathbf{x}_{\text{satellite}}$  是雷达天线相位中心位置矢量,也是卫星质心位置矢量,  $\mathbf{x}_{\text{target}}$  是目标位置矢量,  $\dot{\mathbf{r}}$  是  $\mathbf{r}$  对时间的一阶微分,  $R = \|\mathbf{r}\|$  是该矢量长度。

$$f_D = -\frac{2 \dot{\mathbf{r}} \cdot \mathbf{r}}{\lambda R} = -\frac{2}{\lambda} \left( \frac{\mathbf{x}_{\text{satellite}} \dot{\mathbf{x}}_{\text{satellite}}}{R} - \frac{\mathbf{x}_{\text{satellite}} \dot{\mathbf{x}}_{\text{target}}}{R} + \frac{\dot{\mathbf{x}}_{\text{target}} \mathbf{x}_{\text{target}}}{R} - \frac{\dot{\mathbf{x}}_{\text{satellite}} \mathbf{x}_{\text{target}}}{R} \right) \quad (2)$$

其中  $\dot{\mathbf{x}}_{\text{satellite}}$ 、 $\dot{\mathbf{x}}_{\text{target}}$  分别是  $\mathbf{x}_{\text{satellite}}$  和  $\mathbf{x}_{\text{target}}$  对时间的一阶微分,由于地球上任意目标点的位置矢量都和速度矢量垂直,所以式(2)中第 3 项恒等于零。

对圆轨道,卫星位置矢量和卫星速度矢量在任何位置也是垂直的,式(2)可以进一步被简化,第 1 项也变为零,只留下交叉项。考虑偏航,整理式(2)后,令  $f_D = 0$ ,就可以得到圆轨道下的偏航导引规律<sup>[5]</sup>。

$$\psi = \arctan \left( \frac{\sin i \cos u}{\omega_s / \omega_e - \cos i} \right) \quad (3)$$

其中  $\psi$  是偏航导引角,  $i$  是轨道倾角,  $u$  是纬度幅角,  $\omega_s$ 、 $\omega_e$  分别代表卫星角速度和地球自转角速度。式(3)在圆轨道下可以完美地解决多普勒残余问题,但在椭圆轨道下仍存在较大的多普勒中心残余。为了说明这个问题,基于表 1 中 TerraSAR-X 的轨道参数进行仿真,仿真结果如图 1,图 2 所示。

图 1 是在圆轨道情况下利用式(3)偏航导引后测绘带远端、近端及中心处的多普勒频率。可以看出,

表 1 TerraSAR-X 卫星轨道参数<sup>[6]</sup>

参数	数值
轨道半长轴	6892137 m
轨道倾角	97.42°
偏心率	0.0011
近地点幅角	90°
测绘带近端下视角	18.45°
测绘带中心下视角	33.8°
测绘带远端下视角	49.25°
下视角变化范围	20° ~55°
雷达载波波长	0.031 m

式(3)的偏航导引规律完全解决了圆轨道多普勒中心残余问题,经过偏航导引后,多普勒频率中心被降低到  $10^{-10}$  量级;图 2 给出了在椭圆轨道情况下利用式(3)偏航导引后测绘带远端、近端及中心处的多普勒频率。可以看出,在椭圆轨道下,即使进行了偏航导引,在测绘带边缘仍然存在最大 460 Hz 的多普勒频率残余。

### 2.2 基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法

为了进一步减小多普勒中心残余,Fiedler 和 Boerner 提出了基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法。基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法是利用式(3)的偏航导引规律,同时加入俯仰方向的控制来降低多普勒中心频率的一种新方法<sup>[6-8]</sup>。

除了近地点和远地点外,在椭圆轨道上飞行的卫星在每个位置的俯仰向姿态及速率都和圆轨道上相应位置的俯仰向姿态及速率不同,这是导致偏航导引后仍然存在较大多普勒残余的原因。加入俯仰后,能够修正俯仰向姿态的不同,具体的做法是控制俯仰姿态使得卫星的对地轴不再指向地心或者垂直于地表,而是指向轨道面内该位置的轨道负法线方向。通过计算在圆轨道和椭圆轨道上飞行的卫星速度矢量之间的夹角可以确定俯仰控制角度。计算得到的俯仰角为

$$\gamma = \arccos \left( \frac{1 + e \cos \theta}{\sqrt{1 + e^2 + 2e \cos \theta}} \right) \quad (4)$$

其中  $\gamma$  为俯仰角,  $e$  为轨道偏心率,  $\theta$  为真近点角。基于表 1 的参数进行仿真,同时加入式(4)的俯仰姿态角控制和式(3)的偏航姿态角控制,得到结果如图 3 所示。

图(3)是基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法导引后在不同轨道位置测绘带中心及两端的多普勒中心频率残余,可以看出,经过俯仰向控制后,多普勒中心频率残余从原来的最大 460 Hz 被降低到最大

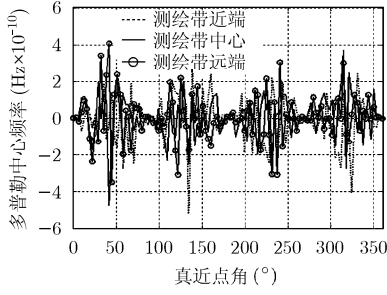


图 1 圆轨道下偏航导引后测绘带远端、近端及中心处多普勒频率

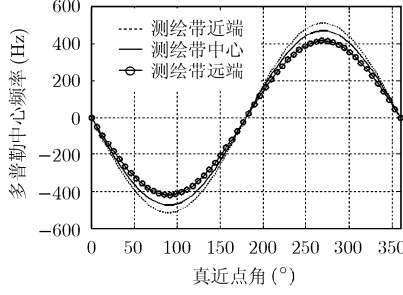


图 2 椭圆轨道下偏航导引后测绘带远端、近端及中心处多普勒频率

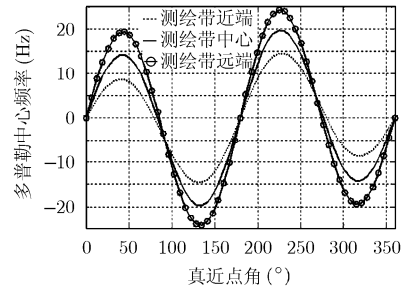


图 3 基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法导引后测绘带远端、近端及中心处多普勒频率

25 Hz 的量级。

### 3 基于椭圆轨道的全零多普勒方法

上面的基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法经过俯仰导引后,修正了椭圆轨道俯仰向姿态和圆轨道相对位置俯仰向姿态的不同,但没有考虑速率的不同。基于椭圆轨道的全零多普勒方法在模型阶段就考虑了卫星在轨道不同位置速率的差异,并通过基于椭圆轨道的偏航导引规律修正了这种速率的差异,配合俯仰向的导引,可以更大程度地减小多普勒中心频率。

对椭圆轨道来说,卫星位置矢量和卫星速度矢量不再是垂直的。我们可以把式(1)改写成:

$$\begin{aligned} f_D &= -\frac{2}{\lambda R} \dot{\mathbf{r}} \cdot \mathbf{r} = -\frac{2}{\lambda R} (\dot{\mathbf{x}}_{\text{satellite}} - \dot{\mathbf{x}}_{\text{target}}) \cdot \mathbf{r} \\ &= -\frac{2}{\lambda R} [\dot{\mathbf{x}}_{\text{satellite}} \cdot \mathbf{r} - (\boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{x}_{\text{target}}) \cdot \mathbf{r}] \\ &= -\frac{2}{\lambda R} [\dot{\mathbf{x}}_{\text{satellite}} \cdot \mathbf{r} - \boldsymbol{\omega}_e \cdot (\mathbf{x}_{\text{target}} \times \mathbf{r})] \\ &= \frac{2}{\lambda R} [\boldsymbol{\omega}_e \cdot (\mathbf{x}_{\text{target}} \times \mathbf{r}) - \dot{\mathbf{x}}_{\text{satellite}} \cdot \mathbf{r}] \end{aligned} \quad (5)$$

应用轨道动力学知识<sup>[9]</sup>,加入偏航导引和俯仰导引,通过坐标变换将式(5)在地球固连坐标系下表示<sup>[4]</sup>,可以写成:

$$\begin{aligned} f_D &= \frac{2}{\lambda} \left\{ \omega_e r \left[ \cos(\omega + \theta) \sin i \cos \theta_y \sin \alpha + \cos i \right. \right. \\ &\quad \cdot (\sin \alpha \sin \theta_y \cos \theta_p - \cos \alpha \sin \theta_p) \left. \right] - \sqrt{\frac{\mu}{a \cdot (1 - e^2)}} \\ &\quad \cdot [\sin \alpha \sin \theta_y \cos \theta_p - \cos \alpha \sin \theta_p + e \sin \alpha \sin \theta_y \\ &\quad \cdot \cos(\theta + \theta_p) - e \cos \alpha \sin(\theta + \theta_p)] \left. \right\} \end{aligned} \quad (6)$$

其中  $\omega$  为近地点幅角,  $\theta_y$  为偏航控制角,  $\theta_p$  为俯仰控制角,  $\alpha$  为下视角,  $a$  为轨道半长轴,  $\mu$  为地球引力常数。

把俯仰角  $\theta_p = -\gamma$  代入式(6),得到

$$\begin{aligned} f_D &= \frac{2}{\lambda} \left\{ \omega_e r \left[ \cos(\omega + \theta) \sin i \cos \theta_y \sin \alpha + \cos i \right. \right. \\ &\quad \cdot (\sin \alpha \sin \theta_y \cos \gamma + \cos \alpha \sin \gamma) \left. \right] - \sqrt{\frac{\mu}{a \cdot (1 - e^2)}} \\ &\quad \cdot [\sin \alpha \sin \theta_y \cos \gamma + \cos \alpha \sin \gamma + e \sin \alpha \sin \theta_y \\ &\quad \cdot \cos(\theta - \gamma) - e \cos \alpha \sin(\theta - \gamma)] \left. \right\} \end{aligned} \quad (7)$$

把式(7)得到的  $f_D$  分解为偏航相关和偏航无关的两部分<sup>[10]</sup>:

$$f_D = f_{DS} + f_{DB} \quad (8)$$

其中

$$\begin{aligned} f_{DB} &= \frac{2}{\lambda} \left\{ \omega_e r \left[ \cos(\omega + \theta) \sin i \cos \theta_y \sin \alpha \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + \cos i \sin \alpha \sin \theta_y \cos \gamma \right] - \sqrt{\frac{\mu}{a \cdot (1 - e^2)}} \left[ \sin \alpha \sin \theta_y \right. \right. \\ &\quad \left. \left. \cos \gamma + e \sin \alpha \sin \theta_y \cos(\theta - \gamma) \right] \right\} \end{aligned}$$

是和偏航相关的部分:

$$\begin{aligned} f_{DS} &= \frac{2}{\lambda} \left\{ \omega_e r \cos i \cos \alpha \sin \gamma \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{\frac{\mu}{a \cdot (1 - e^2)}} [\cos \alpha \sin \gamma - e \cos \alpha \sin(\theta - \gamma)] \right\} \end{aligned}$$

是和偏航无关的部分。

令  $f_{DB} = 0$ ,可以得到适合椭圆轨道的全零多普勒方法中的偏航导引规律。

$$\begin{aligned} \theta_y &= \arctan \left\{ \left[ \cos(\omega + \theta) \sin i \right] / \left[ \sqrt{\frac{\mu}{a \cdot (1 - e^2)}} \right. \right. \\ &\quad \left. \left. \cdot [\cos \gamma + e \cos(\theta - \gamma)] / \omega_e r - \cos i \cos \gamma \right] \right\} \end{aligned} \quad (9)$$

在偏心率  $e$  较小的情况下, 俯仰角相对也比较小,  $\gamma \rightarrow 0$ , 代入式(6), 可以得到式(10)的简化的偏航导引规律, 在一定程度上简化了偏航角的计算, 适于星上实时计算。

$$\theta_y = \arctan \left( \frac{\cos(\omega + \theta) \sin i}{\frac{\sqrt{\frac{\mu}{a \cdot (1 - e^2)}} [1 + e \cos \theta]}{\omega_e r} - \cos i} \right) \quad (10)$$

此时, 残余的  $f_{DS}$  也可以简化表示为

$$f_{DS} = \frac{2e}{\lambda} \sqrt{\frac{\mu}{a \cdot (1 - e^2)}} \cos \alpha \sin \theta \quad (11)$$

图 4 给出了适合椭圆轨道的多普勒方法中用到的偏航角和俯仰角, 图 5 给出了姿态控制后的多普

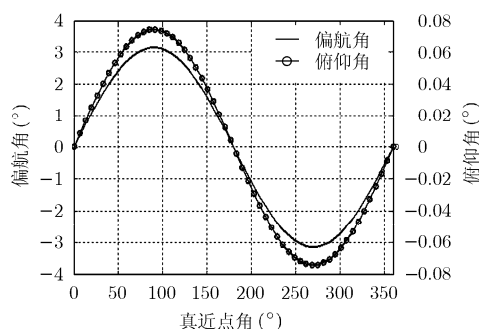


图 4 基于椭圆轨道全零多普勒方法的偏航角、俯仰角

勒中心残余。

对比图 3 和图 5, 可以看出, 基于椭圆轨道的全零多普勒方法可以将多普勒中心频率减小到最大不超过 5 Hz 的量级, 比基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法效果优化了 5 倍, 多普勒中心频率变化也更加平缓。

## 4 结论

从上面的理论分析和仿真结果可知, 基于椭圆轨道的全零多普勒方法, 可以同时修正姿态差异和速率差异带来的影响, 有效地减小多普勒频率残余, 在整个测绘带内, 多普勒中心频率变化平缓, 且最大不超过 5 Hz, 比现在 TerraSAR-X 使用的基于瞬时圆轨道的全零多普勒方法导引后的 25 Hz 减小了 5 倍, 比传统偏航导引方法导引后的 460 Hz 左右缩小了近 100 倍, 表明该方法有效、更优。

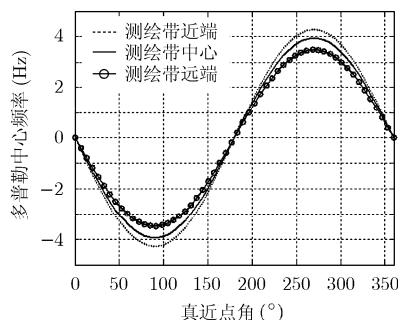


图 5 基于椭圆轨道的全零多普勒方法导引后测绘带远端、近端及中心处多普勒频率

## 参考文献

- [1] Cumming I G and Wong F H. Digital Processing of Synthetic Aperture, Radar Data: Algorithms and Implementation. America, Artech House Inc, 2005: 322-331.
- [2] Zhang Yun-hua and Zhai Wen-shuai. A new method for Doppler centroid estimation for spaceborne SAR based on chirp scaling algorithm. Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2007, IGARSS'2007, Barcelona Spain, July 23-28, 2007: 543-546.
- [3] Dukhopelnikova I V. New difference Doppler centroid estimation method with high space resolution. Microwaves, Radar and Remote Sensing Symposium, MRRS'2008, Kiev Ukraine, September 22-24, 2008: 236-239.
- [4] 魏钟铨. 合成孔径雷达. 北京: 科学出版社, 2001: 132-152. Wei Zhong-quan. Synthetic Aperture Radar Satellite. Beijing: Publishing House of Science, 2001: 132-152.
- [5] Raney R K. Doppler properties of radars in circular orbits. *International Journal of Remote Sensing*, 1986, 7(9): 1153-1162.
- [6] Fiedler H and Boerner E. Total zero Doppler steering — A new method for minimizing the Doppler centroid. *Geoscience and Sensing Letters*, 2005, 2(2): 141-145.
- [7] Boerner E and Fiedler H. A new method for total zero Doppler steering. Geoscience and Remote Sensing Symposium, IGARSS'2004, Anchorage Alaska, September 20-24, 2004: 1526-1529.
- [8] Fiedler H, Fritz T, and Kahle R. Verification of the total zero Doppler steering. Radar'2008 International Conference, Rome Italy, September 2-5, 2008: 340-342.
- [9] 郝晓宁, 王威. 近地航天器轨道基础. 长沙: 国防科技大学出版社, 2003, 4, 第7章, 第8章. Xi Xiao-ning and Wang Wei. Fundamentals of Near-earth Spacecraft Orbit. Changsha: Publishing House of National University of Defence Technology, 2003, 4, Chapter7, Chapter8.
- [10] 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, 24(1): 45-48. Meng Yun-he, Yin Qiu-yan, and Dai Jin-hai. Doppler frequency shift compensation analysis of SAR satellite yaw steering. *Chinese Space Science and Technology*, 2004, 24(1): 45-48.

张永俊: 男, 1982年生, 博士生, 研究方向为干涉 SAR、星载分布式 SAR 系统理论等。

黄海风: 男, 1976年生, 副教授, 研究方向为干涉 SAR、星载分布式 SAR 系统理论等。

张永胜: 男, 1977年生, 讲师, 研究方向为星载分布式 InSAR 系统性能分析与时间同步、频率同步、空间同步技术。

梁甸农: 男, 1936年生, 教授, 博士生导师, 研究方向为超宽带雷达系统理论、星载分布式 SAR 系统理论及自适应信号处理、谱估计等。