



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103674033 B

(45) 授权公告日 2016. 03. 09

(21) 申请号 201310687784. 5

(22) 申请日 2013. 12. 13

(73) 专利权人 中国科学院电子学研究所  
地址 100190 北京市海淀区北四环西路 19 号

(72) 发明人 赵硕 王宇 邓云凯 张志敏  
倪江 刘亚波 刘悦

(74) 专利代理机构 北京派特恩知识产权代理有限公司 11270  
代理人 张振伟 王黎延

(51) Int. Cl.  
G01C 21/24(2006. 01)

审查员 房倩

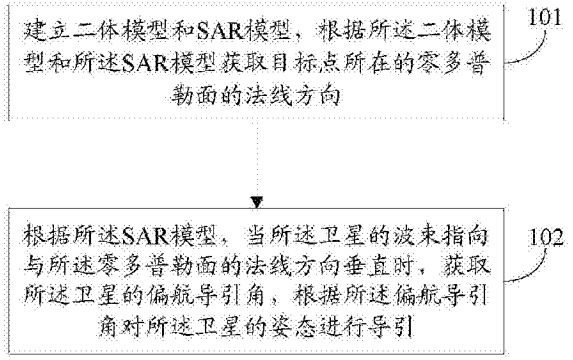
权利要求书4页 说明书11页 附图3页

(54) 发明名称

一种星载合成孔径雷达卫星姿态导引方法与装置

(57) 摘要

本发明实施例公开了一种星载 SAR 卫星姿态导引方法,所述方法包括:建立二体模型和 SAR 模型,根据所述二体模型和所述 SAR 模型获取卫星所在的零多普勒面的法线方向;根据所述 SAR 模型,当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,根据所述偏航导引角对所述卫星的姿态进行导引。本发明实施例同时还公开了一种星载 SAR 卫星姿态导引装置。采用本发明实施例的技术方案,实现了在零俯仰角或者在特定俯仰角的情况下,降低 SAR 回波数据的多普勒中心频率,使所述多普勒中心频率降低至零赫兹附近。



1. 一种星载合成孔径雷达 SAR 卫星姿态导引方法,其特征在于,所述方法包括:

建立二体模型和 SAR 模型,根据所述二体模型和所述 SAR 模型获取目标点所在的零多普勒面的法线方向;

根据所述 SAR 模型,当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,根据所述偏航导引角对所述卫星的姿态进行导引;

其中,所述根据所述二体模型和所述 SAR 模型获取目标点所在的零多普勒面的法线方向,包括:

根据所述二体模型,获取所述目标点的多普勒频率,所述多普勒频率采用以下参数表示:所述卫星及所述目标点的位置矢量、速度矢量;

当所述多普勒频率为零时,通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星所在平面的法线方向,所述法线方向满足如下表达式:

$$\vec{n} = \left[ \omega_e \vec{R}_S^T A_{eo}^T A_c + \dot{\vec{R}}_S^T A_{eo}^T \right]^T;$$

其中,  $\omega_e$  为地球自转角速度;  $\vec{R}_S$  和  $\dot{\vec{R}}_S$  分别为卫星的位置矢量和速度矢量;  $A_{eo}$  为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵;  $\omega_e$  记为  $A_c$ ; 所述  $A_c$  满足以下表达式:

$$A_c = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}。$$

2. 根据权利要求 1 所述的方法,其特征在于,所述根据所述 SAR 模型,当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,包括:

根据所述 SAR 模型,当所述卫星的俯仰角为零,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角;

或者,当所述卫星的俯仰角为预设角度,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角。

3. 根据权利要求 2 所述的方法,其特征在于,所述当所述卫星的俯仰角为零,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,包括:

通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量,所述地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量满足如下表达式:

$$\vec{P} = A_{eo} A_{os} A_{sa} \vec{I};$$

其中,  $\vec{I}$  为零姿态导引下的波束指向单位矢量,所述  $\vec{I}$  满足如下表达式:

$$\vec{I} = [-\cos \gamma, 0, \varepsilon \sin \gamma]^T; \text{ 其中, } \gamma \text{ 为侧视角; } \varepsilon \text{ 为左右视标识;}$$

$A_{eo}$  为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵;  $A_{os}$  为卫星平台坐标系到轨道平面坐标系的旋转矩阵;  $A_{sa}$  为满足如下表达式的旋转矩阵:

$$A_{sa} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_y & -\sin \theta_y \\ 0 & \sin \theta_y & \cos \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta_p & -\sin \theta_p & 0 \\ \sin \theta_p & \cos \theta_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

其中,  $\theta_y$  和  $\theta_p$  分别为偏航导引角和俯仰角;

当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,所述卫星的波束指向的单位向量与所述零多普勒面的法向量满足如下表达式:

$$\vec{n} \cdot \vec{l} = 0;$$

其中,  $\vec{n}$  为零多普勒面的法向量;  $\vec{l}$  为波束指向矢量;

当俯仰角  $\theta_p$  为零时,获取所述卫星的偏航导引角  $\theta_y$ 。

4. 根据权利要求 2 所述的方法,其特征在于,所述当所述卫星的俯仰角为预设角度,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,包括:

通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量,所述地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量满足如下表达式:

$$\vec{l} = A_{eo} A_{os} A_{sa} \vec{l};$$

其中,  $\vec{l}$  为零姿态导引下的波束指向单位矢量,所述  $\vec{l}$  满足如下表达式:

$$\vec{l} = [-\cos \gamma, 0, \varepsilon \sin \gamma]^T; \text{ 其中, } \gamma \text{ 为侧视角; } \varepsilon \text{ 为左右视标识;}$$

$A_{eo}$  为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵;  $A_{os}$  为卫星平台坐标系到轨道平面坐标系的旋转矩阵;  $A_{sa}$  为满足如下表达式的旋转矩阵:

$$A_{sa} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_y & -\sin \theta_y \\ 0 & \sin \theta_y & \cos \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta_p & -\sin \theta_p & 0 \\ \sin \theta_p & \cos \theta_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

其中,  $\theta_y$  和  $\theta_p$  分别为偏航导引角和俯仰角;

当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,所述卫星的波束指向的单位向量与所述零多普勒面的法向量满足如下表达式:

$$\vec{n} \cdot \vec{l} = 0;$$

其中,  $\vec{n}$  为零多普勒面的法向量;  $\vec{l}$  为波束指向矢量;

当俯仰角  $\theta_p$  为预设角度时,获取所述卫星的偏航导引角  $\theta_y$ 。

5. 一种星载合成孔径雷达 SAR 卫星姿态导引装置,其特征在于,所述装置包括:模型建立单元、第一获取单元、第二获取单元和姿态导引单元;其中,

所述模型建立单元,用于建立二体模型和 SAR 模型;

所述第一获取单元,用于根据所述二体模型和所述 SAR 模型获取目标点所在的零多普勒面的法线方向;

所述第二获取单元,用于根据所述 SAR 模型,当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,将所述偏航导引角发送给所述姿态导引单元;

所述姿态导引单元,用于根据所述第二获取单元发送的所述偏航导引角对所述卫星的姿态进行导引;

其中,所述第一获取单元,具体用于根据所述二体模型,获取所述目标点的多普勒频率,所述多普勒频率采用以下参数表示:所述卫星及所述目标点的位置矢量、速度矢量;

当所述多普勒频率为零时,通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星所在平面的法线方向,所述法线方向满足如下表达式:

$$\vec{n} = \left[ \omega_e \vec{R}_s^T A_{eo}^T A_c + \dot{\vec{R}}_s^T A_{eo}^T \right]^T;$$

其中,  $\omega_e$  为地球自转角速度;  $\vec{R}_s$  和  $\dot{\vec{R}}_s$  分别为卫星的位置矢量和速度矢量;  $A_{eo}$  为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵;  $\omega_e$  记为  $A_c$ ; 所述  $A_c$  满足以下表达式:

$$A_c = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

6. 根据权利要求 5 所述的装置,其特征在于,所述第二获取单元,用于根据所述 SAR 模型,当所述卫星的俯仰角为零,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角;或者当所述卫星的俯仰角为预设角度,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角。

7. 根据权利要求 6 所述的装置,其特征在于,所述第二获取单元,具体用于通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量,所述地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量满足如下表达式:

$$\vec{l} = A_{eo} A_{os} A_{sa} \vec{l};$$

其中,  $\vec{l}$  为零姿态导引下的波束指向单位矢量,所述  $\vec{l}$  满足如下表达式:

$$\vec{l} = [-\cos \gamma, 0, \varepsilon \sin \gamma]^T; \text{ 其中, } \gamma \text{ 为侧视角; } \varepsilon \text{ 为左右视标识;}$$

$A_{eo}$  为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵;  $A_{os}$  为卫星平台坐标系到轨道平面坐标系的旋转矩阵;  $A_{sa}$  为满足如下表达式的旋转矩阵:

$$A_{sa} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_y & -\sin \theta_y \\ 0 & \sin \theta_y & \cos \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta_p & -\sin \theta_p & 0 \\ \sin \theta_p & \cos \theta_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

其中,  $\theta_y$  和  $\theta_p$  分别为偏航导引角和俯仰角;

当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,所述卫星的波束指向的

单位向量与所述零多普勒面的法向量满足如下表达式：

$$\vec{n} \cdot \vec{l} = 0;$$

其中,  $\vec{n}$  为零多普勒面的法向量;  $\vec{l}$  为波束指向矢量;

当俯仰角  $\theta_p$  为零时, 获取所述卫星的偏航导引角  $\theta_y$ 。

8. 根据权利要求 6 所述的装置, 其特征在于, 所述第二获取单元, 具体用于通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换, 获取在地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量, 所述地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量满足如下表达式：

$$\vec{l} = A_{eo} A_{os} A_{sa} \vec{l};$$

其中,  $\vec{l}$  为零姿态导引下的波束指向单位矢量, 所述  $\vec{l}$  满足如下表达式：

$$\vec{l} = [-\cos \gamma, 0, \varepsilon \sin \gamma]^T; \text{ 其中, } \gamma \text{ 为侧视角; } \varepsilon \text{ 为左右视标识;}$$

$A_{eo}$  为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵;  $A_{os}$  为卫星平台坐标系到轨道平面坐标系的旋转矩阵;  $A_{sa}$  为满足如下表达式的旋转矩阵：

$$A_{sa} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_y & -\sin \theta_y \\ 0 & \sin \theta_y & \cos \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta_p & -\sin \theta_p & 0 \\ \sin \theta_p & \cos \theta_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

其中,  $\theta_y$  和  $\theta_p$  分别为偏航导引角和俯仰角;

当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时, 所述卫星的波束指向的单位向量与所述零多普勒面的法向量满足如下表达式：

$$\vec{n} \cdot \vec{l} = 0;$$

其中,  $\vec{n}$  为零多普勒面的法向量;  $\vec{l}$  为波束指向矢量;

当俯仰角  $\theta_p$  为预设角度时, 获取所述卫星的偏航导引角  $\theta_y$ 。

## 一种星载合成孔径雷达卫星姿态导引方法与装置

### 技术领域

[0001] 本发明涉及卫星姿态导引技术,具体涉及一种星载合成孔径雷达(SAR, Synthetic Aperture Radar)卫星姿态导引方法及装置。

### 背景技术

[0002] 卫星姿态导引方法是降低星载 SAR 回波数据的多普勒中心频率的关键技术。卫星姿态导引方法通过调整卫星的偏航角、俯仰角,将 SAR 回波数据的多普勒中心频率降低至 0 赫兹附近,以此降低聚焦算法的复杂度,提高图像配准精度,提高干涉精度,利于扇贝效应校正。卫星姿态导引技术目前已在国际先进星载 SAR 系统(如 TerraSAR-X 系统)中得到应用和验证。

[0003] 现有的卫星姿态导引方法有:针对圆轨道的一维姿态导引方法,即在正圆轨道假设下,通过调整偏航角达到降低多普勒中心频率的目的;针对椭圆轨道的二维姿态导引方法,即通过同时调整偏航角和俯仰角达到降低多普勒中心频率的目的。由于椭圆轨道模型更接近卫星的实际轨道,因此针对圆轨道的一维导引方法在实际低轨近圆轨道 SAR 系统中,会产生几百赫兹的残余多普勒中心频率。而针对椭圆轨道提出的二维导引方法能够有效降低多普勒中心频率,但也增加了卫星姿态控制系统的复杂度。另外,有的 SAR 系统要求卫星星体坐标系的某一坐标轴垂直于地表,这就意味着俯仰角是受到限制的,因此,现有的二维姿态导引方法也不再适用。

### 发明内容

[0004] 为解决现有存在的技术问题,本发明实施例提供一种星载 SAR 卫星姿态导引方法及装置,能够实现在零俯仰角或者在特定俯仰角的情况下,降低 SAR 回波数据的多普勒中心频率。

[0005] 为达到上述目的,本发明实施例的技术方案是这样实现的:

[0006] 本发明实施例提供了一种星载 SAR 卫星姿态导引方法,所述方法包括:

[0007] 建立二体模型和 SAR 模型,根据所述二体模型和所述 SAR 模型获取目标点所在的零多普勒面的法线方向;

[0008] 根据所述 SAR 模型,当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,根据所述偏航导引角对所述卫星的姿态进行导引。

[0009] 上述方案中,所述根据所述二体模型和所述 SAR 模型获取目标点所在的零多普勒面的法线方向,包括:

[0010] 根据所述二体模型,获取所述目标点的多普勒频率,所述多普勒频率采用以下参数表示:所述卫星及所述目标点的位置矢量、速度矢量;

[0011] 当所述多普勒频率为零时,通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星所在平面的法线方向,所述法线方向满足如下表达式:

$$[0012] \quad \vec{n} = \left[ \omega_e \vec{R}_S^T A_{eo}^T A_c + \dot{\vec{R}}_S^T A_{eo}^T \right]^T;$$

[0013] 其中,  $\omega_e$ 为地球自转角速度;  $\vec{R}_S$ 和 $\dot{\vec{R}}_S$ 分别为卫星的位置矢量和速度矢量;  $A_{eo}$ 为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵。

[0014] 上述方案中,所述根据所述 SAR 模型,当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,包括:

[0015] 根据所述 SAR 模型,当所述卫星的俯仰角为零,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角;

[0016] 或者,当所述卫星的俯仰角为预设角度,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角。

[0017] 上述方案中,所述当所述卫星的俯仰角为零,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,包括:

[0018] 通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量,所述地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量满足如下表达式:

$$[0019] \quad \vec{P} = A_{eo} A_{os} A_{sa} \vec{I};$$

[0020] 其中,  $A_{eo}$ 为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵;  $A_{os}$ 为卫星平台坐标系到轨道平面坐标系的旋转矩阵;  $A_{sa}$ 为满足如下表达式的旋转矩阵:

$$[0021] \quad A_{sa} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_y & -\sin \theta_y \\ 0 & \sin \theta_y & \cos \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta_p & -\sin \theta_p & 0 \\ \sin \theta_p & \cos \theta_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

[0022] 其中,  $\theta_y$ 和  $\theta_p$ 分别为偏航导引角和俯仰角;

[0023] 当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,所述卫星的波束指向的单位向量与所述零多普勒面的法向量满足如下表达式:

$$[0024] \quad \vec{n} \cdot \vec{P} = 0;$$

[0025] 其中,  $\vec{n}$ 为零多普勒面的法向量;  $\vec{P}$ 为波束指向矢量;

[0026] 当俯仰角  $\theta_p$ 为零时,获取所述卫星的偏航导引角  $\theta_y$ 。

[0027] 上述方案中,所述当所述卫星的俯仰角为预设角度,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,包括:

[0028] 通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量,所述地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量满足如下表达式:

$$[0029] \quad \vec{P} = A_{eo} A_{os} A_{sa} \vec{I};$$

[0030] 其中,  $A_{eo}$ 为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵;  $A_{os}$ 为卫星平台坐标系到轨道平面坐标系的旋转矩阵;  $A_{sa}$ 为满足如下表达式的旋转矩阵:

$$[0031] \quad A_{sa} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_y & -\sin\theta_y \\ 0 & \sin\theta_y & \cos\theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta_p & -\sin\theta_p & 0 \\ \sin\theta_p & \cos\theta_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

[0032] 其中,  $\theta_y$ 和  $\theta_p$ 分别为偏航导引角和俯仰角;

[0033] 当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,所述卫星的波束指向的单位向量与所述零多普勒面的法向量满足如下表达式:

$$[0034] \quad \vec{n} \cdot \vec{l} = 0;$$

[0035] 其中,  $\vec{n}$ 为零多普勒面的法向量;  $\vec{l}$ 为波束指向矢量;

[0036] 当俯仰角  $\theta_p$ 为预设角度时,获取所述卫星的偏航导引角  $\theta_y$ 。

[0037] 本发明实施例还提供了一种星载 SAR 卫星姿态导引装置,所述装置包括:模型建立单元、第一获取单元、第二获取单元和姿态导引单元;其中,

[0038] 所述模型建立单元,用于建立二体模型和 SAR 模型;

[0039] 所述第一获取单元,用于根据所述二体模型和所述 SAR 模型获取目标点所在的零多普勒面的法线方向;

[0040] 所述第二获取单元,用于根据所述 SAR 模型,当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,将所述偏航导引角发送给所述姿态导引单元;

[0041] 所述姿态导引单元,用于根据所述第二获取单元发送的所述偏航导引角对所述卫星的姿态进行导引。

[0042] 上述方案中,所述第一获取单元,具体用于根据所述二体模型,获取所述目标点的多普勒频率,所述多普勒频率采用以下参数表示:所述卫星及所述目标点的位置矢量、速度矢量;

[0043] 当所述多普勒频率为零时,通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星所在平面的法线方向,所述法线方向满足如下表达式:

$$[0044] \quad \vec{n} = \left[ \omega_e \vec{R}_s^T A_{eo}^T A_e + \dot{\vec{R}}_s^T A_{eo}^T \right]^T;$$

[0045] 其中,  $\omega_e$ 为地球自转角速度;  $\vec{R}_s$ 和  $\dot{\vec{R}}_s$ 分别为卫星的位置矢量和速度矢量;  $A_{eo}$ 为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵。

[0046] 上述方案中,所述第二获取单元,用于根据所述 SAR 模型,当所述卫星的俯仰角为零,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角;或者当所述卫星的俯仰角为预设角度,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角。

[0047] 上述方案中,所述第二获取单元,具体用于通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量,所述地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量满足如下表达式:



$$[0048] \quad \vec{l} = A_{eo} A_{os} A_{sa} \vec{l};$$

[0049] 其中,  $A_{eo}$  为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵;  $A_{os}$  为卫星平台坐标系到轨道平面坐标系的旋转矩阵;  $A_{sa}$  为满足如下表达式的旋转矩阵:

$$[0050] \quad A_{sa} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_y & -\sin\theta_y \\ 0 & \sin\theta_y & \cos\theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta_p & -\sin\theta_p & 0 \\ \sin\theta_p & \cos\theta_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

[0051] 其中,  $\theta_y$  和  $\theta_p$  分别为偏航导引角和俯仰角;

[0052] 当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时, 所述卫星的波束指向的单位向量与所述零多普勒面的法向量满足如下表达式:

$$[0053] \quad \vec{n} \cdot \vec{l} = 0;$$

[0054] 其中,  $\vec{n}$  为零多普勒面的法向量;  $\vec{l}$  为波束指向矢量;

[0055] 当俯仰角  $\theta_p$  为零时, 获取所述卫星的偏航导引角  $\theta_y$ 。

[0056] 上述方案中, 所述第二获取单元, 具体用于通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换, 获取在地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量, 所述地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量满足如下表达式:

$$[0057] \quad \vec{l} = A_{eo} A_{os} A_{sa} \vec{l};$$

[0058] 其中,  $A_{eo}$  为轨道平面坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵;  $A_{os}$  为卫星平台坐标系到轨道平面坐标系的旋转矩阵;  $A_{sa}$  为满足如下表达式的旋转矩阵:

$$[0059] \quad A_{sa} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_y & -\sin\theta_y \\ 0 & \sin\theta_y & \cos\theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta_p & -\sin\theta_p & 0 \\ \sin\theta_p & \cos\theta_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

[0060] 其中,  $\theta_y$  和  $\theta_p$  分别为偏航导引角和俯仰角;

[0061] 当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时, 所述卫星的波束指向的单位向量与所述零多普勒面的法向量满足如下表达式:

$$[0062] \quad \vec{n} \cdot \vec{l} = 0;$$

[0063] 其中,  $\vec{n}$  为零多普勒面的法向量;  $\vec{l}$  为波束指向矢量;

[0064] 当俯仰角  $\theta_p$  为预设角度时, 获取所述卫星的偏航导引角  $\theta_y$ 。

[0065] 本发明实施例提供的星载 SAR 卫星姿态导引方法及装置, 通过建立二体模型和 SAR 模型, 根据所述二体模型和所述 SAR 模型获取目标点的零多普勒面的法线方向; 根据所述 SAR 模型, 当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时, 获取所述卫星的偏航导引角, 根据所述偏航导引角对所述卫星的姿态进行导引, 如此, 实现了在零俯仰角或者在特定俯仰角的情况下, 降低了 SAR 回波数据的多普勒中心频率, 可以使所述多普勒中心频率降低至零赫兹附近。

## 附图说明

- [0066] 图 1 为本发明实施例的星载 SAR 卫星姿态导引方法的流程示意图；
- [0067] 图 2 为本发明实施例中 SAR 模型示意图；
- [0068] 图 3 为利用本发明实施例中所述方法及利用 TerraSAR-X 方法在测绘带中心处的多普率中心频率在一个轨道周期内的变化示意图；
- [0069] 图 4 为利用本发明实施例中所述方法及利用 TerraSAR-X 方法在测绘带近距处的多普率中心频率在一个轨道周期内的变化示意图；
- [0070] 图 5 为利用本发明实施例中所述方法及利用 TerraSAR-X 方法在测绘带远距处的多普率中心频率在一个轨道周期内的变化示意图；
- [0071] 图 6 为本发明实施例的星载 SAR 卫星姿态导引装置的组成结构示意图。

## 具体实施方式

- [0072] 下面结合附图及具体实施例对本发明作进一步详细的说明。
- [0073] 图 1 为本发明实施例的星载 SAR 卫星姿态导引方法的流程示意图,如图 1 所示,包括以下步骤:
- [0074] 步骤 101:建立二体模型和 SAR 模型,根据所述二体模型和所述 SAR 模型获取目标点所在的零多普勒面的法线方向。
- [0075] 本实施例中,所述二体模型为卫星与所述卫星环绕的目标星体所组成的几何模型。
- [0076] 具体的,在所述二体模型中,所述目标星体表面目标点的多普勒频率可由公式(1)表示:

$$[0077] \quad f_{Dop} = -\frac{2(\vec{R}_s - \vec{R}_t) \cdot (\dot{\vec{R}}_s - \dot{\vec{R}}_t)}{\lambda R} \quad (1)$$

- [0078] 公式(1)中, $\lambda$ 为载波波长; $\vec{R}_s$ 和 $\vec{R}_t$ 分别为所述卫星和所述目标星体的位置矢量; $\dot{\vec{R}}_s$ 和 $\dot{\vec{R}}_t$ 分别为所述卫星和所述目标星体的位置矢量的一阶导数; $R$ 为所述卫星与所述目标形体表面目标点的距离。

- [0079] 令公式(1)=0,即 $f_{Dop}=0$ ,并根据圆周运动的关系式 $\vec{R}_t \cdot \dot{\vec{R}}_t = 0$ ,获得零多普勒面表达式为公式(2)所示:

$$[0080] \quad \vec{R}_s \cdot \dot{\vec{R}}_t + \vec{R}_t \cdot \dot{\vec{R}}_s = \vec{R}_s \cdot \dot{\vec{R}}_s \quad (2)$$

- [0081] 建立 SAR 模型,图 2 为本发明实施例中 SAR 模型示意图;如图 2 所示,所述 SAR 模型中包括三个坐标系:地心惯性坐标系、轨道平面坐标系和卫星平台坐标系;其中,
- [0082] 所述地心惯性坐标系 $E-X_e Y_e Z_e$ ,坐标原点 $E$ 与地心重合, $Z_e$ 轴指向地球角动量方向, $X_e$ 轴指向轨道升交点, $Y_e$ 轴与 $X_e$ 轴组成赤道平面; $Y_e$ 轴、 $X_e$ 轴、 $Z_e$ 轴构成右手正交系;
- [0083] 所述轨道平面坐标系 $E-X_o Y_o Z_o$ ,坐标原点 $E$ 与地心重合, $Z_o$ 轴指向卫星角动量方向, $X_o$ 轴指向轨道近地点, $Y_o$ 轴与 $X_o$ 轴组成轨道平面; $Y_o$ 轴、 $X_o$ 轴、 $Z_o$ 轴构成右手正交系;
- [0084] 所述卫星平台坐标系 $S-X_s Y_s Z_s$ ,坐标原点 $S$ 与卫星质心重合, $Z_s$ 轴指向卫星角动量

方向,  $X_s$ 轴由地心指向卫星质心,  $Y_s$ 轴与  $X_s$ 轴组成轨道平面;  $Y_s$ 轴、 $X_s$ 轴、 $Z_s$ 轴构成右手正交系。

[0085] 图 2 中,  $i$  为  $Z_e E Z_o$  的交角, 为轨道倾角;  $\omega$  为  $X_o E X_s$  的交角, 为近地点辐角;  $f$  为  $X_o E X_s$  的交角, 为真近心角;  $SP$  为卫星雷达天线的波束中心视线,  $\gamma$  为 PSE 的交角, 为侧视角。

[0086] 由轨道平面坐标系  $E-X_o Y_o Z_o$  到地心惯性坐标系  $E-X_e Y_e Z_e$  的旋转矩阵满足公式(3):

$$[0087] \quad A_{eo} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

[0088] 公式(3)中,  $i$  为轨道倾角;  $\omega$  为近地点辐角。

[0089] 在轨道平面坐标系  $E-X_o Y_o Z_o$  下, 卫星的位置矢量  $\vec{R}'_s$  和速度矢量  $\dot{\vec{R}}'_s$  分别为公式(4)和公式(5):

$$[0090] \quad \vec{R}'_s = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos f} [\cos f, \sin f, 0]^T \quad (4)$$

$$[0091] \quad \dot{\vec{R}}'_s = \sqrt{\frac{\mu}{a(1-e^2)}} [-\sin f, \cos f + e, 0]^T \quad (5)$$

[0092] 公式(4)和公式(5)中,  $a$  为轨道平面坐标系下的轨道半长轴;  $e$  为轨道平面坐标系下的轨道偏心率;  $f$  为真近心角;  $\mu$  为地球引力常量。

[0093] 在地心惯性坐标系  $E-X_e Y_e Z_e$  下, 所述目标星体表面目标点的位置矢量  $\vec{R}_T$  和速度矢量  $\dot{\vec{R}}_T$  分别为公式(6)和公式(7):

$$[0094] \quad \vec{R}_T = \begin{bmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$[0095] \quad \dot{\vec{R}}_T = \omega_e \begin{bmatrix} -y_T \\ x_T \\ 0 \end{bmatrix} = \omega_e \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{bmatrix} \quad (7)$$

[0096] 公式(6)和公式(7)中,  $x_T$ 、 $y_T$ 和  $z_T$ 分别为位置矢量  $\vec{R}_T$ 沿  $X_e$ 轴、 $Y_e$ 轴和  $Z_e$ 轴的分量;  $\omega_e$ 为地球自转角速度, 所述  $\omega_e$ 可记为  $A_e$ , 所述  $A_e$ 满足公式(8):

$$[0097] \quad A_e = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

[0098] 利用坐标旋转  $\vec{R}_s = A_{eo} \vec{R}'_s$  和  $\dot{\vec{R}}_s = A_{eo} \dot{\vec{R}}'_s$ , 将公式(2)中内积用矩阵乘法表示, 将公式(2)转换为公式(9):

$$[0099] \quad \vec{R}_s \cdot \dot{\vec{R}}_s = \left[ \omega_e \vec{R}'_s{}^T A_{eo}^T A_e + \dot{\vec{R}}'_s{}^T A_{eo}^T \right] \vec{R}_T \quad (9)$$

[0100] 由于上式为关于  $\vec{R}_T = [x_T, y_T, z_T]^T$  的平面方程, 所述目标点所在的零多普勒面的法向量为公式(10):

$$[0101] \quad \vec{n} = \left[ \omega_e \vec{R}_S^{iT} A_{eo}^T A_e + \dot{\vec{R}}_S^{iT} A_{eo}^T \right]^T \quad (10)$$

[0102] 步骤 102: 根据所述 SAR 模型, 当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时, 获取所述卫星的偏航导引角, 根据所述偏航导引角对所述卫星的姿态进行导引。

[0103] 本实施例中, 可以包括如下两种情况: 所述卫星的俯仰角为零或者所述卫星的俯仰角为预先设置的角度; 在这两种情况下, 当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时, 获取所述卫星的偏航导引角, 根据所述偏航导引角对所述卫星的姿态进行导引。

[0104] 具体的, 当所述卫星的俯仰角为零时, 在卫星平台坐标系 S-X<sub>s</sub>Y<sub>s</sub>Z<sub>s</sub>中, 所述卫星雷达天线的波束中心视线方向为波束指向。零姿态导引下的波束指向单位矢量满足公式(11):

$$[0105] \quad \vec{l} = [-\cos \gamma, 0, \varepsilon \sin \gamma]^T \quad (11)$$

[0106] 公式(11)中,  $\gamma$  为侧视角;  $\varepsilon$  为左右视标识, 当雷达天线为右视时  $\varepsilon = -1$ , 当雷达天线为左视时  $\varepsilon = +1$ 。

[0107] 当偏航导引角和俯仰角分别为  $\theta_y$  和  $\theta_p$  时, 在姿态导引后, 波束指向矢量满足公式(12):

$$[0108] \quad \vec{l}' = A_{sa} \vec{l} \quad (12)$$

[0109] 公式(12)中, 旋转矩阵  $A_{sa}$  满足公式(13):

$$[0110] \quad A_{sa} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_y & -\sin \theta_y \\ 0 & \sin \theta_y & \cos \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta_p & -\sin \theta_p & 0 \\ \sin \theta_p & \cos \theta_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

[0111] 由卫星平台坐标系 S-X<sub>s</sub>Y<sub>s</sub>Z<sub>s</sub>到轨道平面坐标系 E-X<sub>e</sub>Y<sub>e</sub>Z<sub>e</sub>的旋转矩阵为满足公式(14):

$$[0112] \quad A_{os} = \begin{bmatrix} \cos f & -\sin f & 0 \\ \sin f & \cos f & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

[0113] 公式(14)中,  $f$  为真近心角。在地心惯性坐标系 E-X<sub>e</sub>Y<sub>e</sub>Z<sub>e</sub>下, 波束指向矢量满足公式(15):

$$[0114] \quad \vec{l}'' = A_{eo} A_{os} A_{sa} \vec{l} \quad (15)$$

[0115] 根据公式(10)和公式(15), 零多普勒面的法向量  $\vec{n}$  和波束指向矢量  $\vec{l}''$  的内积表示为公式(16):

$$[0116] \quad \vec{n} \cdot \vec{l}'' = \left[ \omega_e \vec{R}_S^{iT} A_{eo}^T A_e + \dot{\vec{R}}_S^{iT} A_{eo}^T \right] A_{eo} A_{os} A_{sa} \vec{l} \quad (16)$$

[0117] 令俯仰角  $\theta_p = 0$ , 同时令公式(16)为零, 根据公式(13)和公式(16)可以获得在俯

仰角为零、且在所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直的情景下，偏航导引角  $\theta_y$  满足公式(17)：

$$[0118] \quad \theta_y = \sin^{-1}(\varepsilon \tan \theta_{po} \cot \gamma) + \theta_{yo} \quad (17)$$

[0119] 根据公式(17)中获得的偏航导引角  $\theta_y$  对所述卫星的姿态进行导引。

[0120] 公式(17)中， $\theta_{yo}$ 和  $\theta_{po}$ 为便于表达式简化而设置的参数，并无其他物理含义； $\theta_{yo}$ 和  $\theta_{po}$ 分别满足公式(18)和公式(19)：

$$[0121] \quad \theta_{yo} = \tan^{-1}\left(\frac{k_1 \sin i \cos(\omega + f)}{k_2(1 + e \cos f) - k_1 \cos i}\right) \quad (18)$$

$$[0122] \quad \theta_{po} = k \tan^{-1}\left(\frac{ek_2 \sin f}{\sqrt{[k_1 \sin i \cos(\omega + f)]^2 + [k_2(1 + e \cos f) - k_1 \cos i]^2}}\right) \quad (19)$$

[0123] 公式(18)和公式(19)中， $k_1$ 、 $k_2$ 和  $k$ 分别满足公式(20)至公式(22)：

$$[0124] \quad k_1 = \omega_e \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos f} \quad (20)$$

$$[0125] \quad k_2 = \sqrt{\frac{\mu}{a(1 - e^2)}} \quad (21)$$

$$[0126] \quad k = \begin{cases} -1 & k_2(1 + e \cos f) - k_1 \cos i \geq 0 \\ 1 & k_2(1 + e \cos f) - k_1 \cos i < 0 \end{cases} \quad (22)$$

[0127] 公式(20)至公式(22)中， $\omega_e$ 为地球自转角速度； $a$ 为轨道平面坐标系下的轨道半长轴； $e$ 为轨道平面坐标系下的轨道偏心率； $f$ 为真近心角； $\mu$ 为地球引力常量； $i$ 为轨道平面坐标系下的轨道倾角。

[0128] 具体的，当所述卫星的俯仰角为预设角度时，在卫星平台坐标系  $S-X_s Y_s Z_s$  中，在公式(13)中令俯仰角  $\theta_p$  为定值，利用三角恒等式，根据公式(16)可获得在非零俯仰角的情景下，偏航导引角  $\theta_y$  满足公式(23)：

$$[0129] \quad \theta_y = \sin^{-1}\left[\frac{\varepsilon \tan \theta_{po} \cot \gamma \cos \theta_p}{\sqrt{1 + \sin^2 \theta_p \cot^2 \gamma}}\right] + \theta_{yo} - \theta \quad (23)$$

[0130] 公式(23)中， $\varepsilon$ 为左右视标识，当雷达天线为右视时  $\varepsilon = -1$ ，当雷达天线为左视时  $\varepsilon = +1$ ； $\gamma$ 为侧视角； $\theta$ 满足公式(24)：

$$[0131] \quad \theta = \tan^{-1}(\varepsilon \sin \theta_p \cot \gamma) \quad (24)$$

[0132]  $\theta_{po}$ 和  $\theta_{yo}$ 为公式(18)和公式(19)所示。

[0133] 下面结合具体实施例对本发明做进一步详细的说明。

[0134] 表1为轨道参数及雷达系统参数，这是一组典型的低轨太阳同步轨道参数，这种类型的轨道也是现有 SAR 系统所采用的轨道。

[0135]

轨道参数	数值	轨道参数	数值

轨道半长轴	6892.137km	偏心率	0.0011
轨道倾角	97.42°	近地点辐角	90°
载频	9.6GHz	下视角	30°

[0136]

波束宽度角	2°		
-------	----	--	--

[0137] 表 1

[0138] 在表 1 所述的轨道参数及雷达系统参数场景下,图 3 为利用本发明实施例中所述方法及利用 TerraSAR-X 方法在测绘带中心处的多普勒中心频率在一个轨道周期内的变化示意图;图 4 为利用本发明实施例中所述方法及利用 TerraSAR-X 方法在测绘带近距处的多普勒中心频率在一个轨道周期内的变化示意图;图 5 为利用本发明实施例中所述方法及利用 TerraSAR-X 方法在测绘带远距处的多普勒中心频率在一个轨道周期内的变化示意图;其中,给定的俯仰角为由 TerraSAR-X 所用方法计算出的俯仰角。为更清晰得观察本发明实施例方法的有益效果,测绘带不同位置的残余多普勒频率范围如表 2 所示:

[0139]

	TerraSAR-X 所用方法	俯仰角为零时 本发明方法	给定俯仰角时 本发明方法
测绘带中心处的多普勒中心频率	$\pm 21.0\text{Hz}$	$\sim 0\text{Hz}$	$\sim 0\text{Hz}$
测绘带近距处的多普勒中心频率	$\pm 20.5\text{Hz}$	$\pm 18.4\text{Hz}$	$\pm 0.2\text{Hz}$
测绘带远距处的多普勒中心频率	$\pm 21.5\text{Hz}$	$\pm 18.4\text{Hz}$	$\pm 0.2\text{Hz}$

[0140] 表 2

[0141] 如表 2 所示,在测绘带中心处,本发明实施例所述方法能有效的将多普勒中心频率降低为 0Hz;对测绘带近距和远距端,采用本发明所提出的方法,多普勒残余频率不超过 20Hz。本发明实施例所述方法有效的降低了多普勒中心频率,其效果优于 TerraSAR-X 所用方法。

[0142] 图 6 为本发明实施例的星载 SAR 卫星姿态导引装置的组成结构示意图,如图 6 所示,所述装置包括:模型建立单元 21、第一获取单元 22、第二获取单元 23 和姿态导引单元 24;其中,

[0143] 所述模型建立单元 21,用于建立二体模型和 SAR 模型;

[0144] 所述第一获取单元 22,用于根据所述二体模型和所述 SAR 模型获取卫星所在的零

多普勒面的法线方向；

[0145] 所述第二获取单元 23,用于根据所述 SAR 模型,当所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角,将所述偏航导引角发送给所述姿态导引单元；

[0146] 所述姿态导引单元 24,用于根据所述第二获取单元 23 发送的所述偏航导引角对所述卫星的姿态进行导引。

[0147] 优选地,所述第二获取单元 24,用于根据所述 SAR 模型,当所述卫星的俯仰角为零,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角；或者当所述卫星的俯仰角为预设角度,且所述卫星的波束指向与所述零多普勒面的法线方向垂直时,获取所述卫星的偏航导引角。

[0148] 优选地,所述第二获取单元 24,具体用于当俯仰角为零时,通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量；当所述卫星的波束指向的单位向量与所述零多普勒面的法向量内积为零时,获取所述卫星的偏航导引角。

[0149] 优选地,所述第二获取单元 24,具体用于当俯仰角为预设角度时,通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星的波束指向的单位向量；当所述卫星的波束指向的单位向量与所述零多普勒面的法向量内积为零时,获取所述卫星的偏航导引角。

[0150] 优选地,所述第一获取单元 22,具体用于根据所述二体模型,获取所述目标点的多普勒频率,所述多普勒频率采用以下参数表示：所述卫星及所述目标点的位置矢量、速度矢量；当所述多普勒频率为零时,通过卫星平台坐标系、轨道平面坐标系和地心惯性坐标系之间的坐标转换,获取在地心惯性坐标系下所述卫星所在平面的法线方向。

[0151] 本领域技术人员应当理解,本发明实施例的星载 SAR 卫星姿态导引装置中各处理单元的功能,可参照前述星载 SAR 卫星姿态导引方法的相关描述而理解,本发明实施例的星载 SAR 卫星姿态导引装置中各处理单元,可通过实现本发明实施例所述的功能的模拟电路而实现,也可以通过执行本发明实施例所述的功能的软件在智能终端上的运行而实现。

[0152] 其中,所述星载 SAR 卫星姿态导引装置中的模型建立单元 21、第一获取单元 22、第二获取单元 23 和姿态导引单元 24,在实际应用中,均可由所述装置中的中央处理器(CPU, Central Processing Unit)、数字信号处理器(DSP, Digital Signal Processor)或可编程门阵列(FPGA, Field — Programmable Gate Array)实现。

[0153] 在本发明所提供的实施例中,应该理解到,所揭露的方法和装置,可以通过其它的方式实现。以上所描述的设备实施例仅仅是示意性的,例如,所述单元的划分,仅仅为一种逻辑功能划分,实际实现时可以有另外的划分方式,如：多个单元或组件可以结合,或可以集成到另一个系统,或一些特征可以忽略,或不执行。另外,所显示或讨论的各组成部分相互之间的耦合、或直接耦合、或通信连接可以通过一些接口,设备或单元的间接耦合或通信连接,可以是电性的、机械的或其它形式的。

[0154] 上述作为分离部件说明的单元可以是、或也可以不是物理上分开的,作为单元显示的部件可以是、或也可以不是物理单元,即可以位于一个地方,也可以分布到多个网络单元上；可以根据实际的需要选择其中的部分或全部单元来实现本实施例方案的目的。

[0155] 另外,在本发明各实施例中的各功能单元可以全部集成在一个处理单元中,也可以是各单元分别单独作为一个单元,也可以两个或两个以上单元集成在一个单元中;上述集成的单元既可以采用硬件的形式实现,也可以采用硬件加软件功能单元的形式实现。

[0156] 本领域普通技术人员可以理解:实现上述方法实施例的全部或部分步骤可以通过业务指令相关的硬件来完成,前述的业务可以存储于一计算机可读取存储介质中,该业务在执行时,执行包括上述方法实施例的步骤;而前述的存储介质包括:移动存储设备、只读存储器(ROM, Read-Only Memory)、随机存取存储器(RAM, Random Access Memory)、磁碟或者光盘等各种可以存储业务代码的介质。

[0157] 或者,本发明实施例上述集成的单元如果以软件功能模块的形式实现并作为独立的产品销售或使用,也可以存储在一个计算机可读取存储介质中。基于这样的理解,本发明实施例的技术方案本质上或者说对现有技术做出贡献的部分可以以软件产品的形式体现出来,该计算机软件产品存储在一个存储介质中,包括若干指令用以使得一台计算机设备(可以是个人计算机、服务器、或者网络设备)执行本发明各个实施例所述方法的全部或部分。而前述的存储介质包括:移动存储设备、只读存储器(ROM, Read-Only Memory)、随机存取存储器(RAM, Random Access Memory)、磁碟或者光盘等各种可以存储业务代码的介质。

[0158] 以上所述,仅为本发明的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,可轻易想到变化或替换,都应涵盖在本发明的保护范围之内。因此,本发明的保护范围应以所述权利要求的保护范围为准。



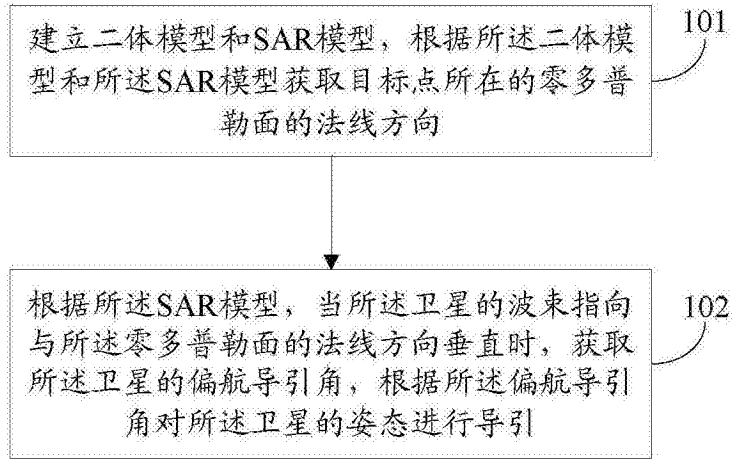


图 1

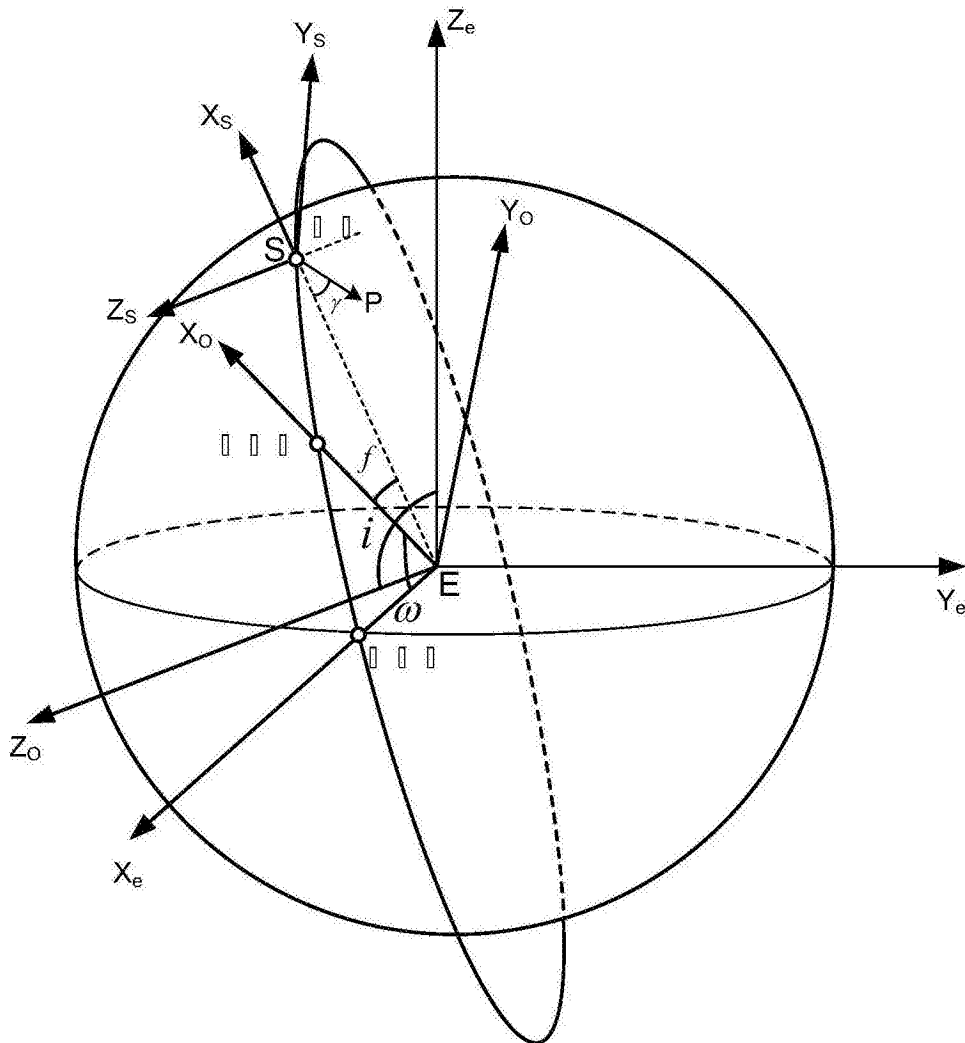


图 2

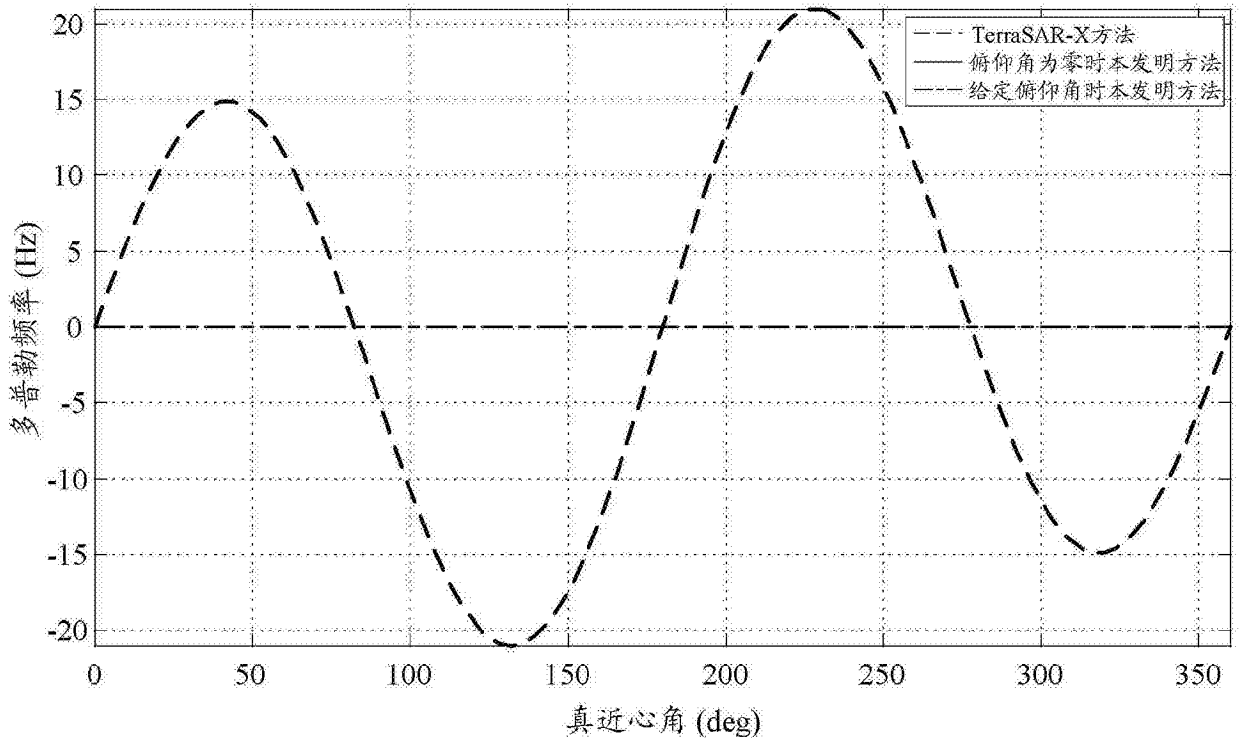


图 3

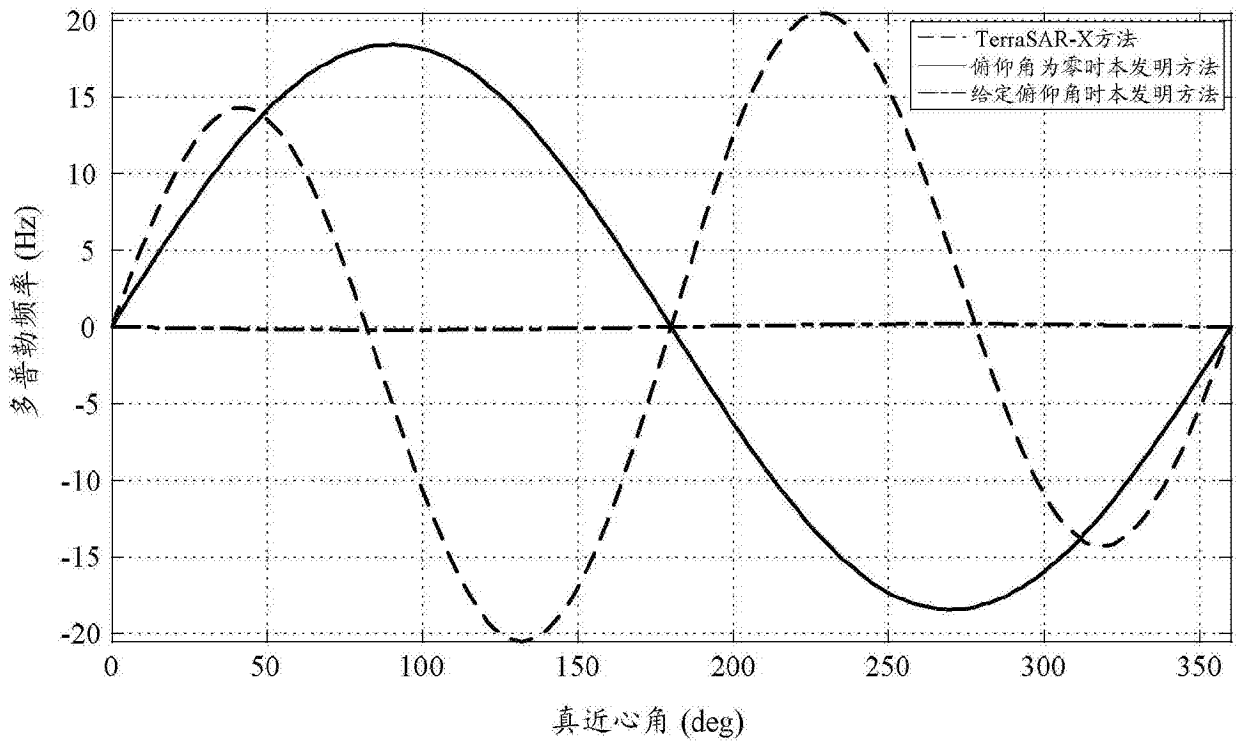


图 4

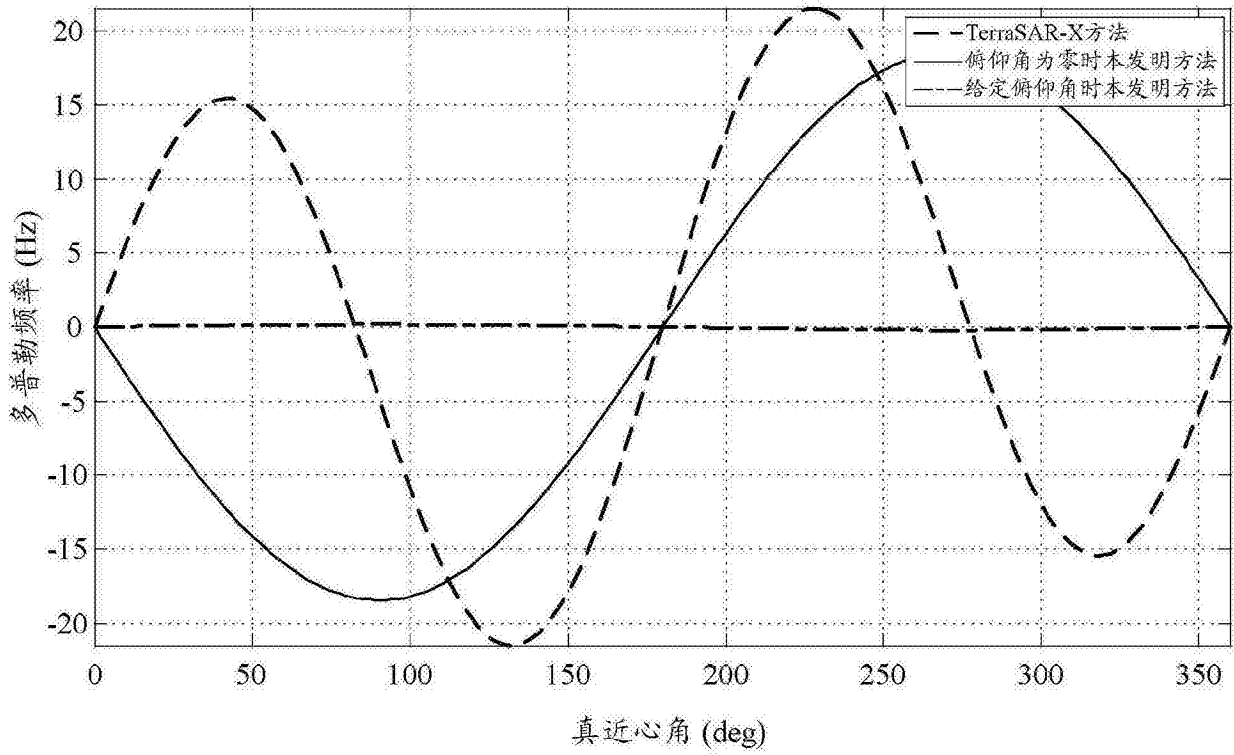


图 5



图 6