

文章编号: 1001 - 2486(2003)05 - 0018 - 04

SAR 卫星偏航导引补偿效果分析*

孟云鹤, 尹秋岩, 戴金海

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 通过建立“SAR 卫星—地球—目标点”几何模型, 得到多普勒中心频率的精确值; 简化模型, 求得卫星的偏航导引规律; 分析简化前后两模型, 从而得出偏航导引的补偿效果。

关键词: 几何模型; 偏航导引规律; 补偿效果

中图分类号: V443.2 文献标识码: A

The Analysis of the Compensation Effect of Yaw Steering for SAR

MENG Yun-he, YIN Qiu-yan, DAI Jin-hai

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A “Satellite-Earth-Target” geometric model is presented, and the exact Doppler centroid is obtained. On the basis of the simplified model, the yaw steering is found. From the analysis of the two models, a conclusion about the yaw steering’s compensation effect is drawn.

Key words: geometric model; yaw steering; compensation effect

合成孔径雷达卫星是一种以合成孔径雷达为有效载荷的对地观测卫星。合成孔径雷达(Synthesize Aperture radar, 简称为 SAR) 是一种工作在微波波段的主动遥感器, 在它的数据处理中, 多普勒中心频率 f_D (与雷达卫星和目标间的相对运动有关) 是一个关键的参数。对于 X 波段的 SAR, 多普勒中心频率受地球自转的影响很大, 在全球范围内的变化约为 $\pm 23\text{kHz}$ 左右, 这给成像处理带来困难。因而需要运动补偿^[1], 给卫星姿态运动施加偏航导引是可行的方案, 可以提高成像质量。一般情况下, 偏航导引量是不易得到的; 而在模型简化的情况下, 偏航导引量可以由简单的解析表达式表示出来^[2-4], 并且在条件恰当时近似性很好, 这对实现星上数据实时处理很有意义。本文目的在于分析几种因素对简化模型近似程度的影响, 以便于进一步的系统分析与设计。

1 多普勒中心频率的求解

1.1 中心频率的表达式:

$$f_D = -\frac{2}{\lambda} \cdot \frac{dR}{dt} = -\frac{2}{\lambda} \frac{\mathbf{R} \cdot \mathbf{R}}{R} \\ = -\frac{2}{\lambda R} (\mathbf{V}_s \cdot \mathbf{R}_s - \mathbf{V}_s \cdot \mathbf{R}_T - \mathbf{V}_T \cdot \mathbf{R}_s + \mathbf{V}_T \cdot \mathbf{R}_T) \quad (1)$$

其中: $\mathbf{R} = \mathbf{R}_s - \mathbf{R}_T$, $R = |\mathbf{R}|$, \mathbf{R}_s 、 \mathbf{R}_T 分别为地心惯性系中卫星和目标点的位置矢量; λ 为雷达波长。

1.2 “卫星—地球—目标点”几何模型

如图 1 所示地心惯性坐标系中, 卫星、星下点、目标点、地心分别为 S 、 M 、 T 、 O , 若卫星到地心方向的单位矢量为 $\mathbf{k} = \{n_1 \ m_1 \ l_1\}$, 卫星轨道动量矩的单位矢量 $\mathbf{h} = \{n_2 \ m_2 \ l_2\}$, 再令 $\mathbf{q} = \mathbf{h} \times \mathbf{k} = \{n_3 \ m_3 \ l_3\}$ 。在上述条件下, 可以求得地心惯性系下目标点精确的位置矢量 \mathbf{R}_T , 进而可得到目标点的速度矢量 $\mathbf{V}_T = \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{R}_T$, 将数据代入(1)式, 则可求得 f_D 的精确值。

* 收稿日期: 2003-03-21

作者简介: 孟云鹤(1978—), 男, 博士生。

当地球模型取为正球体时, 设地球半径为 R , 目标点位置矢量 $[X_t, Y_t, Z_t]'$, 满足下面方程组:

$$\begin{cases} X_t^2 + Y_t^2 + Z_t^2 = R^2 \\ n_1 \cdot X_t + m_1 \cdot Y_t + l_1 \cdot Z_t = P \\ n_3 \cdot X_t + m_3 \cdot Y_t + l_3 \cdot Z_t = 0 \end{cases} \quad (2)$$

其中, 第一式表示目标点矢量 $[X_t, Y_t, Z_t]'$ 在球面上; 第三式表示目标点矢量 $[X_t, Y_t, Z_t]'$ 与 q 矢量垂直; 第二式表示目标点矢量 $[X_t, Y_t, Z_t]'$ 在 k 方向上投影的长度, 而 $P =$

$$\sqrt{X_s^2 + Y_s^2 + Z_s^2} - \overline{ST} \cos \theta, \overline{ST} \text{ 满足 } \triangle STO \text{ 中的余弦定理}$$

$$\overline{OT}^2 = \overline{OS}^2 + \overline{ST}^2 - 2 \overline{OS} \cdot \overline{ST} \cos \theta$$

当地球模型取为旋转椭球体时, 若地球椭球的长半轴 (即赤道半径) 为 a_e , 短半轴 (即两极到地心距离) 为 b_e , 地球扁率为 α_e , $b_e = a_e(1 - \alpha_e)$, 只需把方程组 (2) 的第一个方程改为 $(1 - \alpha_e)^2 X_t^2 + (1 - \alpha_e)^2 Y_t^2 + Z_t^2 = b_e^2$, 解方程组即可得到 $[X_t, Y_t, Z_t]'$ 。

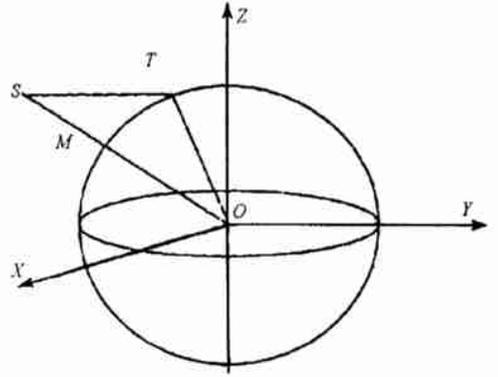


图1 “卫星—地球—目标点”几何示意图
Fig. 1 “Satellite-Earth-Target” geometry

2 基于简化模型的偏航导引规律

2.1 模型简化

模型简化为卫星轨道是正圆轨道, 无摄动。用轨道参数、几何参数来表示的中心频率为^[4]:

$$f_D \text{ _simple} = \frac{2}{R} (V_s \cdot R_s - V_s \cdot R_t - V_t \cdot R_s + V_t \cdot R_t)$$

$$= \frac{2}{R} (V_s \cdot R_t + V_t \cdot R_s) = \frac{2}{\lambda} V_s \cdot \sin \gamma \cdot [\cos x \frac{\omega_s}{\omega_3} (\cos x \cdot \cos i + \kappa \cdot \sin i \cdot \cos u \cdot \sin x)] \quad (3)$$

其中, γ 为 SAR 的侧视角; x 为 SAR 的方向和斜距方向在水平面内投影的夹角; ω_3 为卫星在轨运行的平均角速度; 参数 $\kappa = +1$, 表示雷达右侧视, $\kappa = -1$, 表示雷达左侧视; i 为轨道倾角; u 为卫星的纬度幅角 (f, ω 分别为真近点角和近地点幅角), $u = f + \omega$; V_s, R_s, V_t, R_t 为 V_s, R_s, V_t, R_t 的模。如图 2 所示。

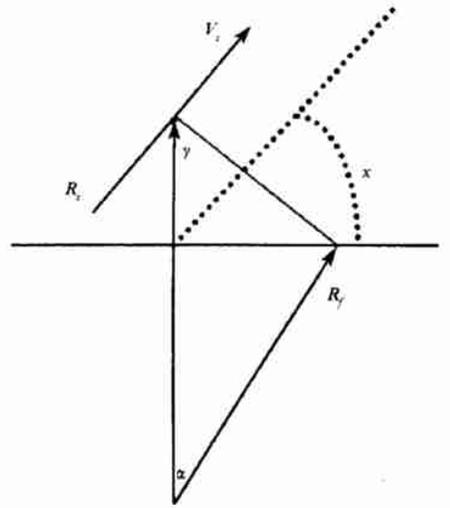


图2 模型化简示意图
Fig. 2 Geometry for simplifying the model

2.2 偏航导引

分析 (3) 式, 角 x 反映的就是卫星的姿态运动 (偏航方向上的角运动), 使 $f_D = 0$ 得到

$$\tan x = \kappa \left[\frac{\omega_s / \omega_3 - \cos i}{\sin i \cdot \cos u} \right] \quad (4)$$

(4) 式简明、清楚地反映了使多普勒中心频率为零时, 右 (左) 侧视卫星应具有的姿态, 偏航导引角即为 $(\pi/2 - x)$ 。

2.3 补偿效果

把 $x = \pi/2$ 代入 (4) 式, 得

$$f_D \text{ _simple}(x) \Big|_{x=\pi/2} = - \frac{2}{\lambda} R_s \cdot \omega_s \cdot \sin \gamma \cdot \sin i \cdot \cos u \quad (5)$$

(5) 式为简化情况下, 不加偏航导引的多普勒中心频率表达式, 同时也是能由偏航导引补偿的部分。因此

$$\frac{f_{D_simple}(x) \Big|_{x=\frac{\pi}{2}}}{f_D} \times 100\%$$

即为简化模型的近似程度,它表示了由(4)式的得到的偏航导引的补偿效果。

3 简化模型近似程度仿真分析

参数: 太阳同步轨道倾角 97.5° , 轨道周期 95.278min , 星载雷达右侧视角 35° ; 地球椭球平均赤道半径 6378.140km , 圆形地球平均半径 6371.000km 。

分别由(1)、(5)两式求取多普勒中心频率的精确值与近似值(为简化分析,设 $f_D = \frac{2}{\lambda} \cdot N$, 以 N 来代替 f_D 分析,不妨称之为“中心频数”; λ 为波长,则 N 单位为 m/s , 具体分析如下。

3.1 地球模型的影响

如图3所示,仿真计算表明,椭球地球模型引起的多普勒中心频率的偏差为一振幅很小(中心频数不超过2个设定单位)的周期函数,这表明中心频率对地球模型不敏感,此时简化公式近似得很好。

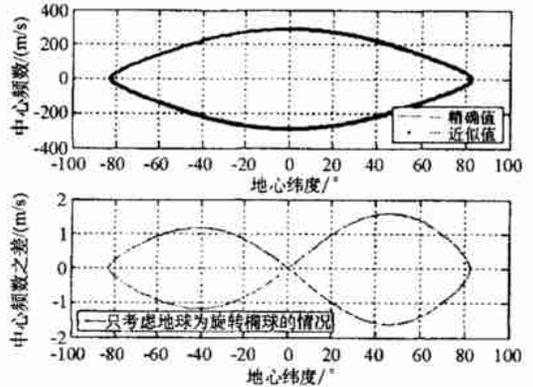


图3 简化模型有效性分析——地球椭球的影响
Fig. 3 Validity analysis of simplified model—when the earth is taken to be an oblate spheroid

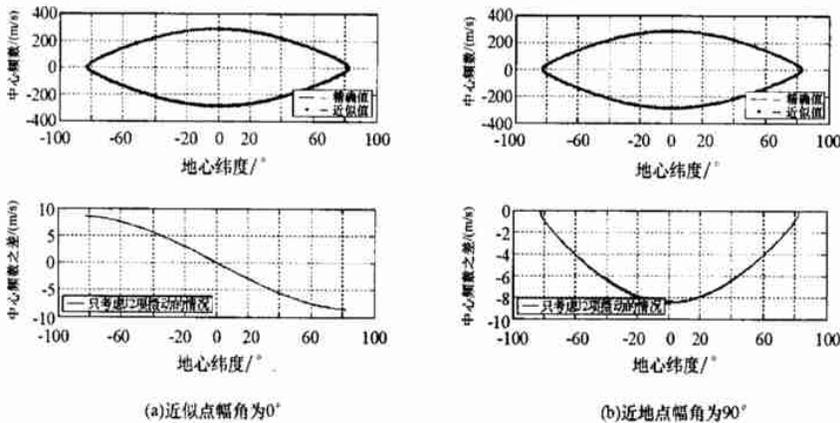


图4 简化模型的有效性分析— J_2 项摄动的影响
Fig. 4 Validity analysis of simplified model—when perturbation J_2 is taken into account

3.2 J_2 项摄动的影响

图4中(a)、(b)分别为引入 J_2 项摄动,而“等效近地点幅角”分别为 0° 与 90° 的情况,两模型计算的差为一周期函数,振幅相近,相位相差 90° ; (b)图补偿度超过95%。

可以得出结论: 简化模型较好地适用于考虑 J_2 项摄动的情况; 由于 J_2 项摄动在摄动因素中最大,故可推断简化模型在其它摄动影响的情况下也具备较好的近似性。

3.3 轨道偏心率的影响

从图5可看到轨道偏心率对简化模型有效性的影响。仿真研究表明: 轨道偏心率是个敏感的因素,随偏心率的增大,偏差会线性上升,补偿度则线性下降。可以得出结论: 简化式对小偏心率轨道的情况还是很有效的(若补偿度达95%,则偏心率小于千分之三)。

3.4 主要因素综合影响

图6显示了在考虑地球为椭球体、 J_2 摄动及卫星轨道有小偏心率(图中为千分之二)的一般情况下,

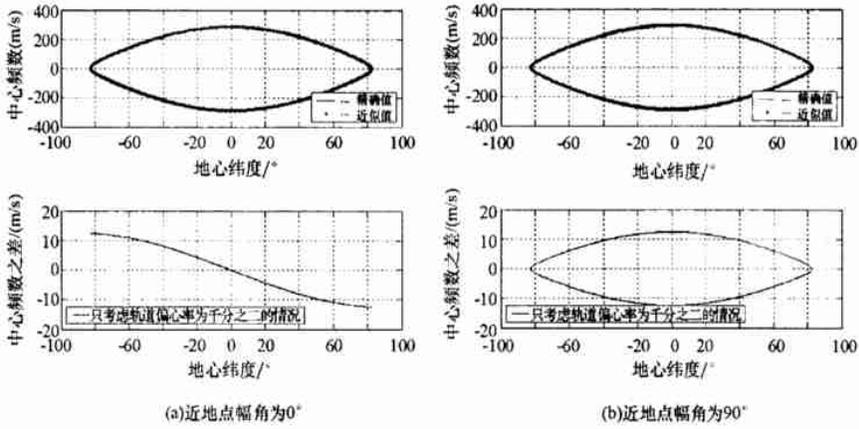


图 5 简化模型的有效性分析——轨道偏心率的影响

Fig. 5 Validity analysis of simplified model—when orbit eccentricity is taken in to account

简化模型的近似程度。由于几种因素综合作用,部分偏差被抵消了,近似效果反而得到了提高,可估计出这时偏航导引补偿程度可达到 95%。

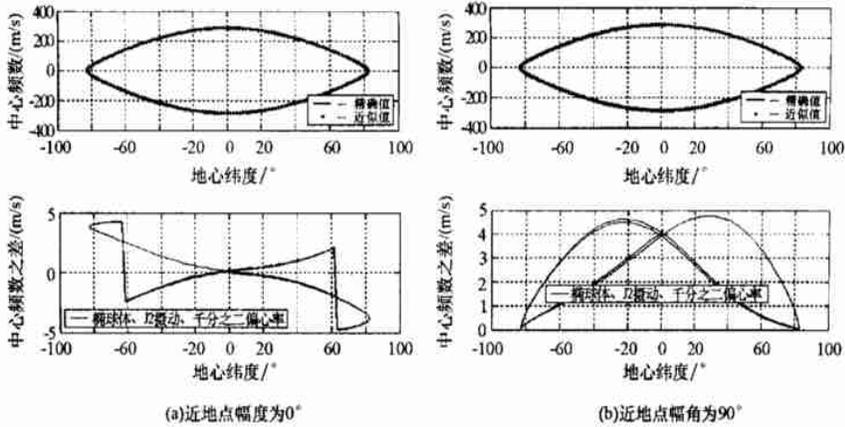


图 6 简化模型的有效性分析——综合考虑一般情况

Fig. 6 Validity analysis of simplified model—when all the factors are taken into account

4 结论

(1) 简化模型的计算偏差为一小振幅周期函数,其相位与轨道的近地点幅角 ω 密切相关。 ω 为 90° 时,相对偏差较均匀(相应的偏航导引补偿也“均匀”);而 ω 为 0° 时,低纬度阶段的补偿效果很好。

(2) 在太阳同步轨道偏心率较小的情况下,简化模型能较好的近似精确模型,说明雷达波束中心相对“零”多普勒点的偏离可以卫星姿态施加偏航导引的方法进行补偿。

参考文献:

[1] 杨士中. 合成孔径雷达[M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.
 [2] 刘永坦. 雷达成像技术[M]. 哈尔滨工业大学出版社 1999.
 [3] 魏钟铨. 合成孔径雷达卫星[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
 [4] Raney R K. Doppler Properties of Radar in Circular Orbit. Int. J. Rem. Sens[J]. 7(9), 1986.