

# 一种新的GEOSAR快速零多普勒中心二维姿态导引方法

赵秉吉\* 张庆君 戴超 刘立平 唐治华 舒卫平 倪崇

(北京空间飞行器总体设计部 北京 100094)

**摘要:** 该文针对地球同步轨道合成孔径雷达(GEOSAR)提出一种新的2维俯仰-滚动姿态导引方法,可有效解决传统2维偏航导引方法用于GEOSAR时大偏航角的问题,更适用于具有大功率、大天线和大转动惯量的GEOSAR卫星。该方法应用于GEOSAR卫星时,不需调整偏航角,仅通过调整不超过 $\pm 8^\circ$ 的俯仰角和滚动角,即可实现正侧视。相较于传统导引方法,该方法将卫星机动角度和时间减小至1/10左右,可大幅降低GEOSAR工程实施难度。该方法应用于不同轨道高度的SAR卫星时,均可实现残留多普勒中心值为0,具有普适性。此外,针对不同轨道高度SAR卫星,该文提出了姿态导引方法选择的参考依据。

**关键词:** 地球同步轨道合成孔径雷达; 残留多普勒中心; 2维俯仰-滚动姿态导引

中图分类号: TN957

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2019)04-0763-07

DOI: 10.11999/JEIT180643

## A New Prompt 2-D Attitude Steering Approach for Zero Doppler Centroid of GEOsynchronous SAR

ZHAO Bingji ZHANG Qingjun DAI Chao LIU Liping  
TANG Zhihua SHU Weiping NI Chong

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract:** A new prompt 2-D attitude steering approach for zero Doppler centroid of GEOsynchronous SAR (GEOSAR) is proposed. Large yaw angle of GEOSAR in traditional 2-D yaw steering condition can be solved by this method. It is suited to the large satellite such as GEOSAR. The GEOSAR can achieve broadside imaging when this method is applied. Compared to the traditional attitude steering approach, the steering angle and time are just 1/10 of it, and the developing difficulty of GEOSAR becomes lower through this new method. This approach is propitious to GEOSAR. When it is employed to SAR satellites with different altitudes, the residual Doppler centroid is accurate zero in all the conditions. Besides, an attitude selection reference standard is illustrated for different altitude orbital satellites.

**Key words:** GEOsynchronous SAR (GEOSAR); Residual Doppler centroid; 2-D pitch and roll attitude steering

### 1 引言

目前,国内外在轨的SAR卫星全部属于低轨SAR(Low Earth Orbital SAR, LEOSAR)卫星,其重访周期长,成像幅宽窄,对大面积区域机动、连续观测的能力较弱。地球同步轨道合成孔径雷达(GEOsynchronous Synthetic Aperture Radar, GEOSAR)卫星,自2000年左右始,逐渐成为国内外热点研究方向<sup>[1-9]</sup>。

传统SAR卫星采用经典的1维偏航导引技术。

随着SAR卫星的发展,偏航导引方法也经历了若干阶段。1978年,美国宇航局(NASA)发射了世界首颗SAR卫星SEASAT-A,该卫星未采取偏航导引,因此卫星始终存在着周期性变化的斜视角<sup>[10]</sup>。Tomiyasu等人<sup>[11]</sup>在其1983年关于GEOSAR系统构想的论文中,初步阐述了偏航角与斜视角关系的几何模型,可视为1维偏航导引理论的雏形。Raney<sup>[12]</sup>在1986年提出一种基于正圆轨道的1维偏航导引方法,可以精确计算轨道偏心率为0的SAR卫星偏航角,但一般卫星轨道实际会存在一定的小偏心率,因此该方法并不能完全实现残留多普勒中心为0。欧空局(ESA)1991年发射的ERS-1系统首次使用了1维偏航导引技术,将特定距离上的多普勒中心调整至零频附近,并使大多数时间内的残留多普勒中心都处于 $\pm 500$  Hz以内。Fiedler等人<sup>[13]</sup>在2005年提出了一种2维偏航导引技术,即偏航-俯仰导引,适

收稿日期: 2018-07-02; 改回日期: 2018-12-17; 网络出版: 2018-12-29

\*通信作者: 赵秉吉 zachary\_zbj@163.com

基金项目: 国家自然科学基金(61601022), 航天五院杰出青年人才基金 Foundation Items: The National Natural Science Foundation of China(61601022), Outstanding Young Personnel Fund of the Fifth Academy of Aerospace

用于轨道有一定偏心率的SAR卫星,其偏航角计算方法与文献[12]一致,俯仰角采用近似方法计算,可进一步提高多普勒中心控制精度。德国宇航中心(DLR)2006年发射的TerraSAR-X卫星即采用此方法,经多轨道周期统计,其残留多普勒中心小于50 Hz。文献[14,15]提出一种更精确的2维偏航导引方法,通过建立“星-地”矢量方程组,推导了偏航角和俯仰角解析计算公式。如不考虑工程误差,利用该方法,理论上SAR卫星的残留多普勒中心可控制为0。

GEOSAR同样受地球自转和轨道偏心率的影响,也存在周期性的偏航角和俯仰角,因此上述2维偏航方法同样适用,利用文献[14]的方法,理论上也可使GEOSAR的残留多普勒中心为0。然而,与LEOSAR最大 $4^\circ\sim 5^\circ$ 的偏航角相比,GEOSAR偏航角最大往往可达 $60^\circ\sim 80^\circ$ ,如果仍使用该技术,工程实施难度较大。目前国内外也有相关文献讨论关于GEOSAR的姿态导引方法,基本都是在2维偏航导引思想的基础上,开展改进性方法的研究<sup>[16,17]</sup>。由于GEOSAR卫星辐射功率高、整星重量大、转动惯量大,考虑到运载能力和卫星平台能力等条件的约束,目前GEOSAR更倾向于使用反射面天线体制,这意味着要通过控制平台机动,来补偿最大达 $60^\circ\sim 80^\circ$ 的偏航角,这在工程实现方面难度很大,且大大弱化了GEOSAR的机动性。

本文提出一种新的更适用于GEOSAR的俯仰-滚动2维姿态导引方法。本方法不需调整偏航角,只需控制俯仰角和滚动角,即可使残留多普勒中心为0,且最大俯仰角和滚动角的控制量都不超过 $8^\circ$ ,极大地减少了卫星机动角度与时间。

## 2 2维偏航导引方法

2维偏航导引方法是目前低轨SAR卫星最常用的姿态导引方法。该方法直接计算出SAR卫星的偏航角和俯仰角偏移量,通过卫星自身机动或者天线波束电扫改变指向,相应地补偿两个角度偏移量。本文定义SAR卫星经过姿态导引后的多普勒中心值为“残留多普勒中心”,其计算解析表达式为

$$f_{dc} = -\frac{2r'}{\lambda} = -\frac{2}{\lambda} \frac{(\mathbf{R}_s - \mathbf{R}_t)(\mathbf{V}_s - \mathbf{V}_t)}{r} \quad (1)$$

其中, $\mathbf{R}$ 和 $\mathbf{V}$ 分别表示位置矢量和速度矢量,下标“s”表示卫星,“t”表示目标, $r$ 表示卫星和目标之间的距离, $\lambda$ 是载波波长, $f_{dc}$ 是卫星多普勒中心。本文第1节所述各种1维、2维偏航导引方法虽精度各有不同,但都基于以上思想提出。该类方法对偏航角和俯仰角偏移量的计算方法推导过程及结果较复杂,本文不赘述,可查阅文献[14]。针对不同的SAR卫星轨道6根数,计算相应的 $\theta_y$ 偏航角和 $\theta_p$ 俯仰角,并进行补偿,即可使残留多普勒中心为0。

文献[16]提出的基于GEOSAR的2维偏航-俯仰导引方法,是在上述传统导引方法基础上作出的适应性改进;文献[17]提出的基于高轨SAR的2维偏航-滚动导引方法,同样也是在上述方法基础上,作出适应性改进。两种方法都具有大偏航角导引的特点。

## 3 2维俯仰滚动导引方法

根据第2节所述,对SAR卫星而言,2维偏航导引方法本质即是通过补偿偏航和俯仰姿态,使斜视角为0,最终实现多普勒中心为0。本节通过几何建模,首先计算轨道周期内卫星在无姿控状态下的地面斜视角解析表达式,进而推导了通过控制俯仰角和滚动角等效补偿地斜角的解析表达式,并仿真了补偿后的残留多普勒中心值,本方法即为2维俯仰-滚动姿态导引法,即只控制俯仰和滚动角,偏航角不做任何控制。卫星的星地几何模型如图1所示。

图1(a)中, $O_sXYZ$ 是星体坐标系, $O_s$ 是卫星质心,+X轴指向卫星飞行切线方向,+Z轴指向地心,坐标系满足右手螺旋法则; $O_e$ 表示地心; $N$ 表示卫星星下点;射线 $O_sD_1$ 表示卫星斜视角为零时,波束在零多普勒面内的指向, $D_1$ 表示波束与地表交点, $\gamma_1$ 表示此时雷达下视角;射线 $O_sD_2$ 表示卫星在无姿态导引下成像时波束指向, $D_2$ 表示波束与地表交点, $\gamma_2$ 表示此时雷达下视角;过星下点 $N$ 作地表的切平面, $D_{10}$ 和 $D_{20}$ 分别表示射线 $O_sD_1$ 和射线 $O_sD_2$ 与该平面的交点; $R_{01}$ 表示 $O_sD_{10}$ 的距离, $R_{02}$ 表示 $O_sD_{20}$ 的距离。至此,星地几何关系可以由球面几何关系转化为平面立体几何进行分析,2维俯仰滚动姿态导引法的分析都可在图1(b)中开展。

图1(b)中, $O_sND_{10}$ 表示卫星在该轨位的零多普勒面, $O_sND_{20}$ 表示卫星无姿态导引时波束中心所在平面;定义地面斜视角(简称地斜角)为雷达斜视角在 $ND_{10}D_{20}$ 平面内的投影,卫星处于无姿态导引成像状态时,其地斜角成周期性(等于卫星周期)规律变化; $H$ 是卫星高度; $S_{10}$ , $M_{10}$ 和 $W_{10}$ 都处于 $ND_{10}D_{20}$ 平面内,分别是 $D_{10}$ 点在不同射线的投影点; $ND_{20}$ 与 $NM_{10}$ 垂直, $NW_{10}$ 与 $NS_{10}$ 垂直; $\theta_y$ 和 $\theta_p$ 分别为偏航角和俯仰角偏移量; $\theta_{yd}$ 是偏航角引起的地斜角, $\theta_{pd}$ 是俯仰角引起的地斜角,二者共同构成卫星地斜角 $\theta_d$ ; $NS_{10}$ 间距离用 $P$ 表示, $ND_{10}$ 间距离用 $T$ 表示, $S_{10}D_{10}$ 间距离用 $G$ 表示。为简化分析过程,本文假设在无姿控待机状态下,雷达天线波束中心指向与星体坐标系+Z轴指向一致,即都指向地心(事实上,对不同SAR卫星,二者指向可能存在一定偏角,需结合具体情况考虑)。当卫星处于无姿态导引成像状态时,卫星只需控制滚动姿态机动 $\gamma_2$ ,即可实现雷达下视角为 $\gamma_2$ ,波束中心指向 $D_{20}$ 。根据2维偏航导引技术,卫

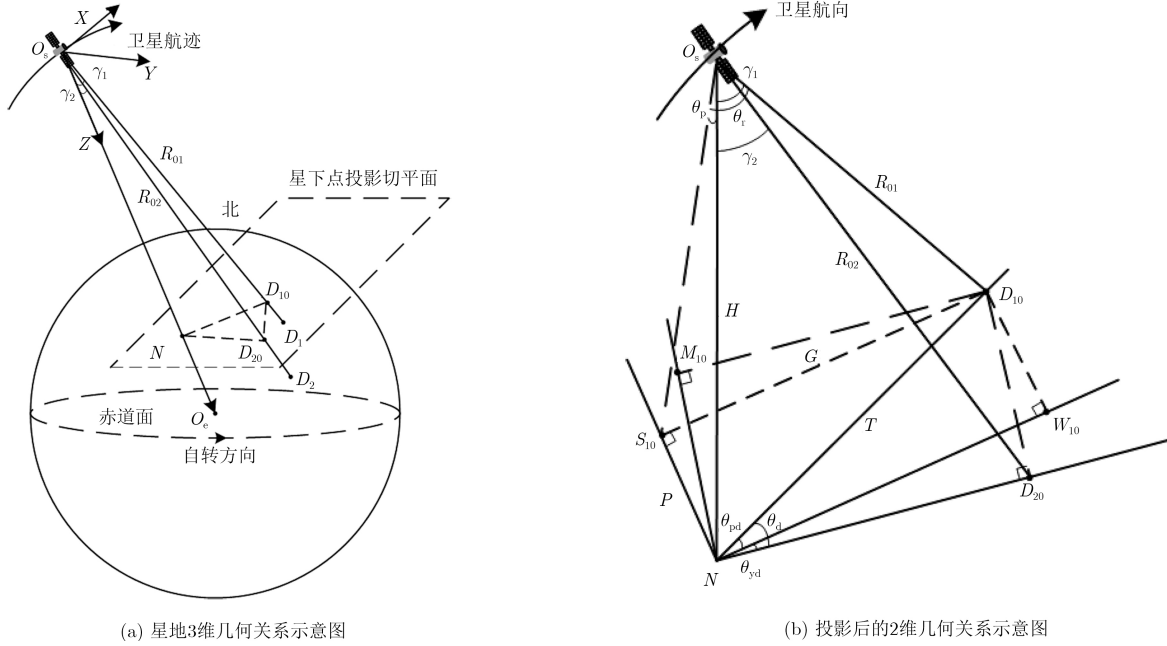


图1 星地几何模型示意图

星在无姿控待机状态下按照以下姿控矩阵  $A_k$  进行

$$A_k = \begin{bmatrix} \cos \theta_r & 0 & -\sin \theta_r \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_r & 0 & \cos \theta_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta_p \\ -\sin \theta_p \\ 0 \end{bmatrix}$$

其中,  $\theta_r$  是滚动角。为保证在无姿态导引成像和姿态导引后成像两种情况下, SAR卫星系统参数设计状态不发生变化, 本文假设下视角始终保持一致。则有

$$R_{01} = H / \cos \gamma_1 \quad (3)$$

$$G = \sqrt{R_{01}^2 \sin^2 \gamma_1 - H^2 \tan^2 \theta_p} \quad (4)$$

当卫星处于无姿态导引成像状态时的地斜角  $\theta_d$  计算式为

$$\theta_d = k(\theta_{yd} + \theta_{pd}), \theta_{yd} = \theta_y, \theta_{pd} = \sin^{-1}(H \tan \theta_p / R_{01} \sin \gamma_1) \quad (5)$$

其中,  $k$  表示卫星侧视方向, +1 表示右视, -1 表示左视。根据以上分析, 可推导出卫星由无姿控待机状态达到正侧视成像状态需要调整的姿态角表达式如式(6)所示

$$\left. \begin{aligned} \theta_{p0} &= \tan^{-1}(R_{01} \sin \gamma_1 \sin \theta_d / H) \\ \theta_{r0} &= \tan^{-1} \left( \frac{R_{01} \sin \gamma_1 \cos \theta_d}{\sqrt{H^2 + (R_{01} \sin \gamma_1 \sin \theta_d)^2}} \right) \\ \theta_{y0} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

其中,  $\theta_{p0}$  表示需要补偿的俯仰角,  $\theta_{r0}$  表示需要补偿的滚动角,  $\theta_{y0}$  表示需要补偿的偏航角。

根据以上推导结果, 本文提出2维俯仰滚动姿

控制, 即可调整波束指向落在零多普勒面

$$\begin{bmatrix} \sin \theta_p & 0 \\ \cos \theta_p & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_y & \sin \theta_y \\ 0 & -\sin \theta_y & \cos \theta_y \end{bmatrix} \quad (2)$$

态导引技术, 即: 只需控制卫星俯仰角和滚动角, 偏航角不做任何控制, 即可实现零多普勒中心。卫星以无姿控待机状态为起始状态的姿控矩阵  $A_{k0}$  表示为

$$A_{k0} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{r0} & 0 & -\sin \theta_{r0} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_{r0} & 0 & \cos \theta_{r0} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \theta_{p0} & \sin \theta_{p0} & 0 \\ -\sin \theta_{p0} & \cos \theta_{p0} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

文献[16,17]的方法, 本文第2节陈述的传统导引方法, 以及本文第3节提出的俯仰-滚动2维导引方法都可达到零多普勒中心的结果, 在导引精度上没有差别。文献[16,17]的方法与本文第2节陈述的传统导引方法都是以偏航导引为主, 俯仰/滚动导引为辅, 因此应用于GEOSAR时都具有大偏航角导引的特点。本文所提方法主要是通过俯仰-滚动2维导引, 避免大角度偏航角控制, 实现小角度快速导引的目的。

## 4 仿真试验与分析

### 4.1 传统2维姿态导引法应用于不同轨高SAR卫星效果分析

本节针对传统导引方法大偏航角的特点展开分析。限于篇幅, 只仿真传统2维偏航导引方法的结

果。为说明其应用于不同轨道高度的效果,本节分别以典型LEOSAR(以TerraSAR-X为例)、MEOSAR(中轨SAR)和GEOSAR参数为例进行了仿真分析。表1为仿真轨道参数。

表1 各轨高SAR卫星仿真参数

参数名称	LEOSAR	MEOSAR	GEOSAR
轨道高度(km)	514	12000	35792
轨道倾角( $^{\circ}$ )	97.42	40	30
轨道偏心率	0.003	0.003	0.003
入射角( $^{\circ}$ )	45	45	45
近地点幅角( $^{\circ}$ )	90	90	90
升交点赤经( $^{\circ}$ )	0	0	0
地球模型	WSG84	WSG84	WSG84
系统波长(m)	0.031	0.031	0.031

图2中,蓝色实线表示偏航角变化曲线,绿色虚线表示俯仰角变化曲线。根据图2(d)的仿真结果,采用了文献[14]中的2维偏航导引方法后,LEOSAR, MEOSAR和GEOSAR残留多普勒中心全部为0,可见本方法理论上具有完备性和正确性,可用于高、中和低轨道SAR卫星。进一步通过对比图2(a)—图2(c),3种卫星的俯仰角大小区别不明显,但偏航角随着轨道升高剧增。LEOSAR最大仅有约 $3.8^{\circ}$ 左右,MEOSAR最大约 $11^{\circ}$ 左右,而GEOSAR最大则达到 $67^{\circ}$ 左右。如果仍采用2维偏航

导引方法,对于反射面天线体制的GEOSAR而言,卫星需要耗费大量时间和天上资源做整星姿态机动;对于相控阵天线体制的GEOSAR而言,如果波束扫描角度过大,主瓣会严重展宽,导致相关成像指标退化等一系列问题,给工程研制增加较大难度。

根据仿真结果,对GEOSAR而言,如要达到零多普勒中心,需调整的偏航角约为 $65^{\circ}$ 。若采用文献[16,17]的方法,需调整的偏航角均在 $45^{\circ}\sim 70^{\circ}$ 之间。具体的角度值会随轨道参数不同而变化,但都具有大偏航角的特点。

#### 4.2 2维俯仰滚动导引方法有效性仿真

本文第3节所提2维俯仰滚动姿态导引方法,主要是为解决GEOSAR的大偏航角控制问题,实际上本方法应用于任意轨高的SAR卫星都是精确的。本节通过仿真分析,验证本方法应用于不同轨高SAR卫星时的正确性。为便于对比,仍以表1中的3种典型卫星参数为例开展仿真,仿真结果如图3所示。

图3中,黑色实线表示需控制的俯仰角变化曲线,红色虚线表示需控制的滚动角变化曲线。根据图3(d)的仿真结果,应用了新的姿态导引方法后,LEOSAR, MEOSAR和GEOSAR残留多普勒中心全部为0,可见本方法应用于不同轨高SAR卫星都具备正确性。通过对比图3(a)—图3(c)和图2(a)—图2(c)可见,在入射角相同的前提下:

(1) 对于GEOSAR而言,新方法的导引角度远小于传统方法;

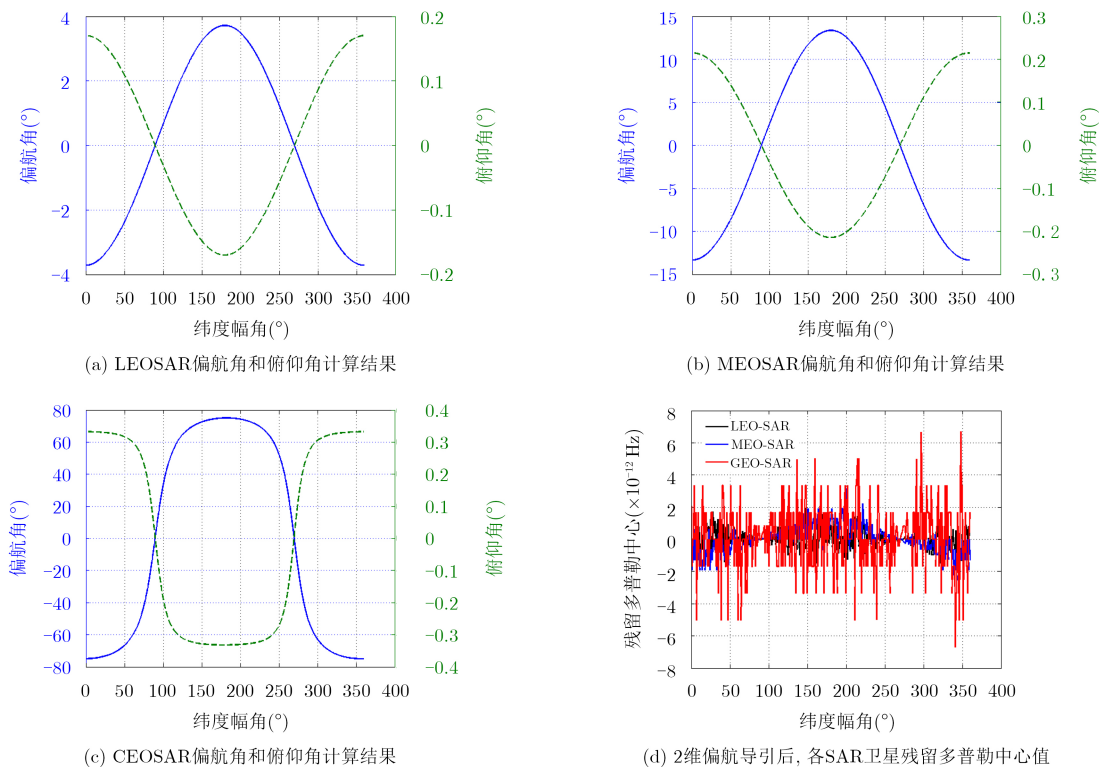


图2 传统2维偏航导引技术应用于不同轨道SAR卫星效果对比

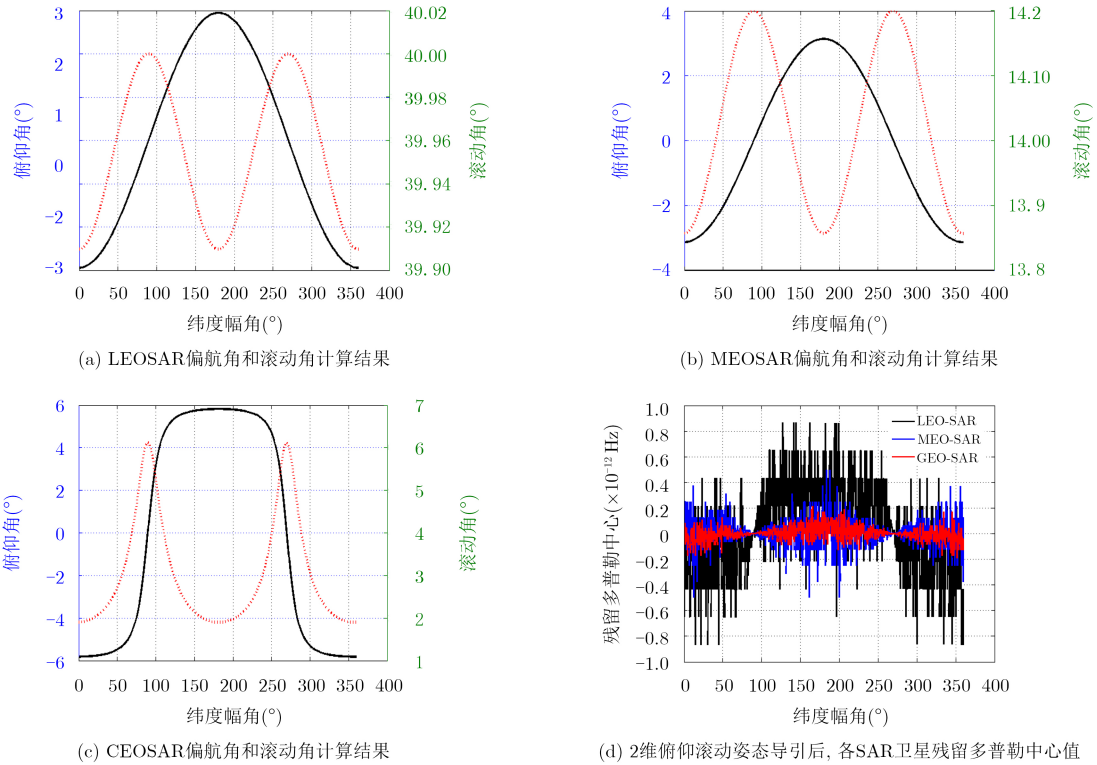


图3 新2维俯仰滚动姿态导引方法应用于不同轨高SAR卫星效果对比

(2) 对于传统2维偏航导引方法, 滚动角为某一固定值。偏航角和俯仰角全轨变化, 都需要导引, 偏航角远大于俯仰角, 为主要控制量。且随着轨道升高, 偏航角急剧增加;

(3) 对于新2维俯仰滚动导引方法, 偏航角始终为0°。俯仰角和滚动角全轨变化, 都需导引。不同轨高SAR卫星的俯仰角变化特性差异不明显, 但随着轨道高度升高, 滚动角的变化特性曲线差异显著。

### 4.3 两种方法基于GEOSAR的特点对比

对于传统2维偏航导引方法, 导引角变化规律不随入射角变化, 即只要轨道6根数确定, 需补偿的偏航角和俯仰角即可确定, 系统设计任意波位时都使用该导引规律作为设计依据。对于新2维俯仰滚动导引方法, 导引角变化规律随入射角变化而变化, 本

节基于不同入射角15°, 30°, 45°和60°的GEOSAR, 进行仿真试验, 轨道参数见表1, 结果如图4所示。

图4中, 不同的线型和颜色代表不同的入射角。可见入射角发生变化时, 为实现零多普勒中心, 需要导引的俯仰角和滚动角规律都不同。因此卫星实际在轨运行时, 需根据实际波位的入射角, 确定相应的导引角度。

根据图4的仿真结果, 入射角越小, 需控制的俯仰角和滚动角动态变化范围越小, 入射角为60°时, 俯仰角和滚动角动态变化范围最大, 可达约±7.6°。对于两种姿态导引方法, 如果GEOSAR卫星控制分系统调整姿态角的角速率一定, 卫星从无姿态待机状态启动至正侧视成像状态所需的时间对比如表2所示。

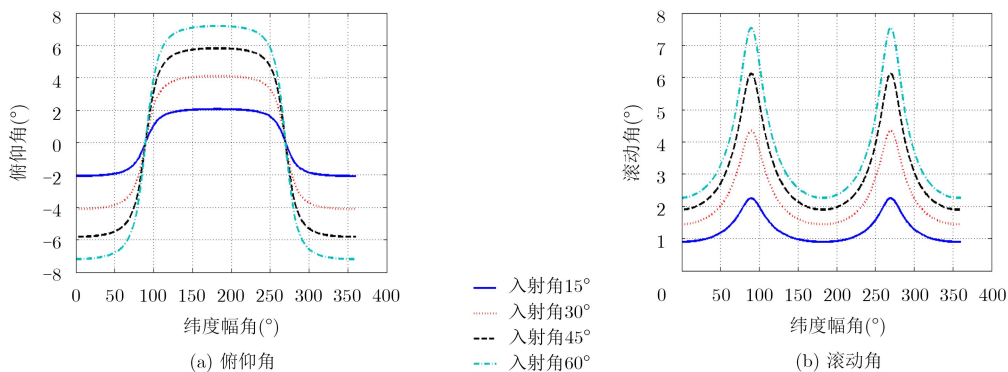


图4 针对不同入射角, GEOSAR卫星需要补偿的俯仰角和滚动角

表2 GEOSAR从待机状态启动至正侧视成像状态的耗时对比

姿控角速率( $^{\circ}/s$ )	2维偏航导引(min)	2维俯仰-滚动导引(min)
0.01	125	12.7
0.02	62.5	6.3
0.03	42.7	4.2

根据表2的对比结果可见,如果采用2维偏航导引,GEOSAR从无姿控待机状态启动至正侧视成像,所需的最大时间是2维俯仰滚动导引方法的10倍左右,这将极大影响卫星的机动能力。此外,若采用新的2维俯仰滚动导引,需控制的俯仰角和滚动角的变化速率也比传统2维偏航导引时偏航角变化速率小至少1个量级,仿真对比结果如图5所示,可大大节省推进剂等星上资源,有效增加卫星寿命。

#### 4.4 2维俯仰-滚动导引方法适用性分析

根据分析,2维俯仰滚动导引和传统2维偏航导引都可适用于不同轨高的SAR卫星,达到零多普勒中心的目的。在具体卫星方案设计时,可以根据轨道高度、平台能力、SAR载荷能力以及应用需求等多方面综合考虑选用何种方法。

通过对比图2(a)—图2(c)和图3(a)—图3(c)的仿真结果,两种方法导引角度大小随着轨道的升高差异越来越明显。因此本文定义“总导引角度”的概念,作为选择两种方法的参考依据,即:2维俯仰

滚动导引的总导引角为俯仰角+滚动角;2维偏航导引的总导引角为偏航角+俯仰角。哪一种方法计算得出的“总导引角度”小,则说明控制分系统或SAR天线越容易满足该需求,则更适合选择该方法。

图6仿真对比了轨道倾角分别为 $30^{\circ}$ 和 $80^{\circ}$ 两种情况下,两种方法的总导引角。不同倾角时,分析结果有差别:

- (1) 倾角 $30^{\circ}$ 时,轨高约 $10^4$  km以上适用2维俯仰滚动导引,轨高约 $10^4$  km以下适用2维偏航导引;
- (2) 倾角 $80^{\circ}$ 时,轨高约5000 km以上适用2维俯仰滚动导引,轨高约5000 km以下适用2维偏航导引。

可见,不同的轨高SAR卫星在选用不同导引方式时,需结合自身轨道6根数等因素具体分析。

## 5 结论

本文提出一种新的2维俯仰-滚动姿态导引方法,应用于不同轨高的SAR卫星时,均可使残留多普勒中心值为0。本方法应用于GEOSAR卫星时,不需调整偏航角,仅通过调整不超过 $8^{\circ}$ 的俯仰角和滚动角,即可实现卫星正侧视,有效解决了传统2维偏航导引方法应用于GEOSAR时大偏航角的问题。应用本方法后,GEOSAR从无姿控待机状态启动至正侧视成像,所需的卫星机动角度和时间减

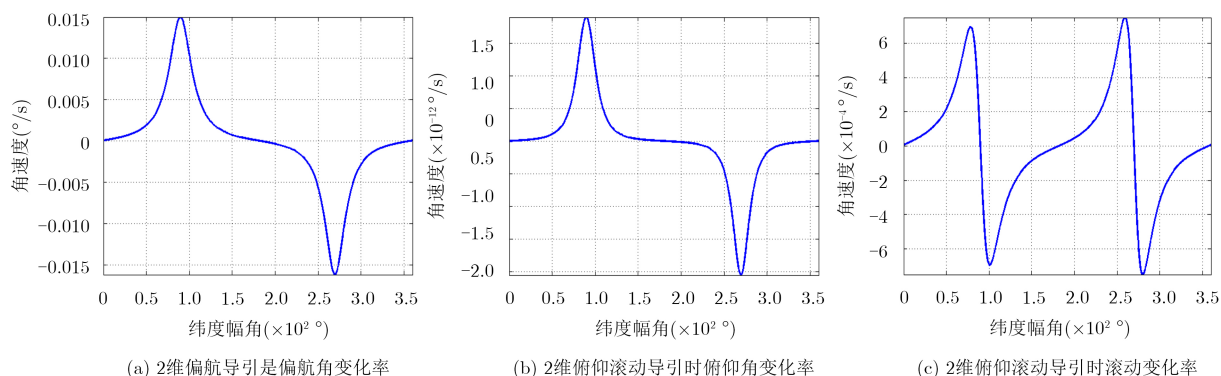


图5 不同导引方式下GEOSAR的姿态角变化速率

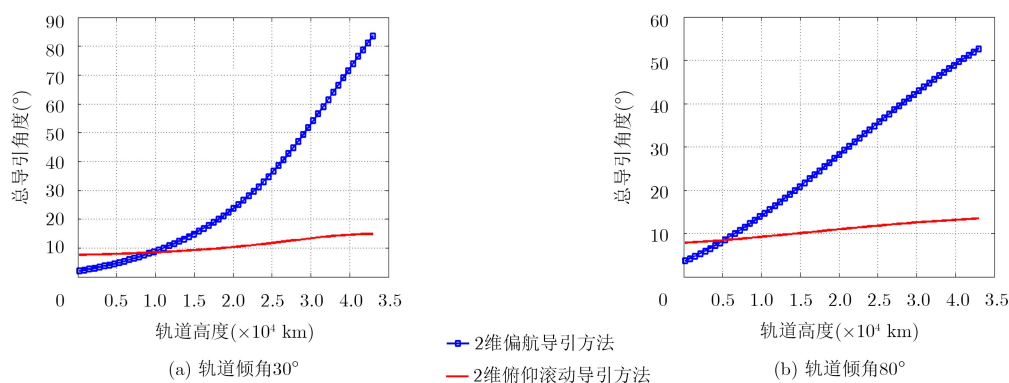


图6 不同轨道高度下两种姿态导引方式的“总导引角”对比

小至传统2维偏航导引方法的1/10左右，更利于实际实施。最后本文通过对不同轨道参数SAR卫星的仿真分析，提出了一种选择两种导引方法的参考依据。

### 参考文献

- [1] 张薇, 杨思全, 范一大, 等. 高轨SAR卫星在综合减灾中的应用潜力和工作模式需求[J]. 航天器工程, 2017, 26(1): 127–131. doi: [10.3969/j.issn.1673-8748.2017.01.018](https://doi.org/10.3969/j.issn.1673-8748.2017.01.018).  
ZHANG Wei, YANG Siqun, FAN Yida, et al. Application potential and working mode requirements of GEO SAR satellite for comprehensive disaster reduction[J]. *Spacecraft Engineering*, 2017, 26(1): 127–131. doi: [10.3969/j.issn.1673-8748.2017.01.018](https://doi.org/10.3969/j.issn.1673-8748.2017.01.018).
- [2] WEI Guo, JIE Chen, WEI Liu, et al. Time-variant TEC estimation with fully polarimetric GEO-SAR data[J]. *Electronics Letters*, 2017, 53(24): 1606–1608. doi: [10.1049/el.2017.3297](https://doi.org/10.1049/el.2017.3297).
- [3] 梁建, 张润宁. GEO-LEO双站视频SAR系统若干问题研究[J]. 现代雷达, 2017, 39(3): 17–20. doi: [10.16592/j.cnki.1004-7859.2017.03.004](https://doi.org/10.16592/j.cnki.1004-7859.2017.03.004).  
LIANG Jian, and ZHANG Run Ning. A Study on key technologies of spaceborne video SAR system based on GEO-LEO bistatic model[J]. *Modern Radar*, 2017, 39(3): 17–20. doi: [10.16592/j.cnki.1004-7859.2017.03.004](https://doi.org/10.16592/j.cnki.1004-7859.2017.03.004).
- [4] Li Dexin, MARC R C, PAU P I, et al. Reverse back projection algorithm for the accurate generation of SAR raw data of natural scenes[J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2017, 14(11): 2072–2076. doi: [10.1109/LGRS.2017.2751460](https://doi.org/10.1109/LGRS.2017.2751460).
- [5] CHEN Jianlai, SUN Guangcai, MENG Daoxing, et al. A parameter optimization model for geosynchronous SAR sensor in aspects of signal bandwidth and integration time[J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2016, 13(9): 1374–1378. doi: [10.1109/LGRS.2016.2587318](https://doi.org/10.1109/LGRS.2016.2587318).
- [6] ZHENG Lifang, ZHANG Shunsheng, and ZHANG Xiangqian. A novel strategy of 3D imaging on GEO SAR based on multi-baseline system[C]. IGARSS, Texas, USA, 2017: 1724–1727. doi: [10.1109/ChinaSIP.2015.7230480](https://doi.org/10.1109/ChinaSIP.2015.7230480).
- [7] TOMIYASU K. Synthetic aperture radar in geosynchronous orbit[C]. IEEE Antennas and Propagation Symposium, Maryland, USA, 1978(2): 42–45. doi: [10.1109/APS.1978.1147948](https://doi.org/10.1109/APS.1978.1147948).
- [8] HU Cheng, LI Yuanhao, DONG Xichao, et al. Accurate three dimensional deformation retrieval in geosynchronous SAR by multi-aperture interferometry processing[C]. Progress In Electromagnetic Research Symposium, Shanghai, China, 2016: 5125–5130. doi: [10.1109/PIERS.2016.7735855](https://doi.org/10.1109/PIERS.2016.7735855).
- [9] 王跃锶, 李真芳, 张金强, 等. GEO-LEO双站SAR地面分辨特性及轨道构型分析[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(5): 996–1001. doi: [10.3969/j.issn.1001-506X.2017.05.07](https://doi.org/10.3969/j.issn.1001-506X.2017.05.07).  
WANG Yuekun, LI Zhenfang ZHANG Jinqiang, et al. Ground resolution characteristic and orbital configuration analysis for GEO-LEO BiSAR[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2017, 39(5): 996–1001. doi: [10.3969/j.issn.1001-506X.2017.05.07](https://doi.org/10.3969/j.issn.1001-506X.2017.05.07).
- [10] JORDAN R and RODGERS D. The SEASAT-A synthetic aperture radar system[J]. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 1980, 5(2): 154–164. doi: [10.2514/6.1976-966](https://doi.org/10.2514/6.1976-966).
- [11] TOMIYASU K and PACELLI J L. Synthetic aperture radar imaging from an inclined geosynchronous orbit[J]. *IEEE Transaction on Geoscience and Remote Sensing*, 1983, 21(3): 324–328. doi: [10.1109/TGRS.1983.350561](https://doi.org/10.1109/TGRS.1983.350561).
- [12] RANEY R K. Doppler properties of radars in circular orbits[J]. *International Journal of Remote Sensing*, 1986, 7(9): 1153–1162. doi: [10.1080/01431168608948916](https://doi.org/10.1080/01431168608948916).
- [13] FIERDLER H, BOENER 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. doi: [10.1109/LGRS.2005.844591](https://doi.org/10.1109/LGRS.2005.844591).
- [14] YU Ze, ZHOU Yin, CHEN Jie, et al. A new satellite attitude steering approach for zero Doppler centroid[C]. IET International Radar Conference, Guilin China, 2009: 1–4. doi: [10.1049/cp.2009.0410](https://doi.org/10.1049/cp.2009.0410).
- [15] ZHANG Jiabiao, Yu ZE, and PENG Xiao. A novel antenna beam steering strategy for GEO SAR staring observation[C]. IGARSS, Beijing, China, 2016: 1106–1109. doi: [10.1109/IGARSS.2016.7729280](https://doi.org/10.1109/IGARSS.2016.7729280).
- [16] TENG Long, XI Chaodong, CHENG Hu, et al. A new method of zero-doppler centroid control in GeoSAR[J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2011, 8(3): 512–516. doi: [10.1109/LGRS.2010.2089969](https://doi.org/10.1109/LGRS.2010.2089969).
- [17] 陈溅来, 杨军, 孙光才, 等. 高轨SAR多普勒中心补偿的二维姿态控制方法[J]. 电子与信息学报, 2014, 36(8): 1972–1977. doi: [10.3724/SP.J.1146.2013.01573](https://doi.org/10.3724/SP.J.1146.2013.01573).  
CHEN Jianlai, YANG Jun, SUN Guangcai, et al. A two-dimensional attitude steering method to compensate doppler centroid in GEO SAR[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2014, 36(8): 1972–1977. doi: [10.3724/SP.J.1146.2013.01573](https://doi.org/10.3724/SP.J.1146.2013.01573).

赵秉吉：男，1985年生，博士，高级工程师，研究方向为GEO-SAR卫星总体设计、星载SAR 3维成像技术和高分辨率低轨星载SAR系统设计技术。

张庆君：男，1969年生，研究员，博士生导师，卫星总指挥/总设计师，研究方向为卫星总体设计技术。

戴超：男，1971年生，高级工程师，卫星副总指挥，研究方向为卫星总体设计技术。

刘立平：男，1967年生，研究员，卫星副总设计师，研究方向为卫星总体设计技术。

唐治华：男，1971年生，研究员，卫星副总设计师，研究方向为微波遥感卫星总体设计技术。

舒卫平：男，1977年生，高级工程师，卫星总体主任设计师，研究方向为GEOSAR卫星总体设计技术。

倪崇：男，1983年生，高级工程师，卫星总体副主任设计师，研究方向为GEOSAR卫星总体设计技术。