

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.S.005

敏捷 SAR 卫星滑动聚束模式姿态控制分析

常新亚, 柳佳, 阎梅芝, 谢斌, 赵志明

(航天东方红卫星有限公司, 北京 100094)

摘要: 敏捷合成孔径雷达 (Synthetic aperture radar, SAR) 卫星机动能力强、图像质量高, 可以实现条带模式、滑动聚束模式、大角度侧视及大角度斜视成像。滑动聚束成像模式图像几何分辨率高、图像质量高, 是敏捷 SAR 卫星的典型应用模式。根据滑动聚束模式的成像特点, 本文分析了两种典型的滑动聚束成像模式姿态控制实现方式, 并分别进行仿真、测试和比较分析, 以支持卫星在轨滑动聚束成像模式的应用。

关键词: 敏捷合成孔径雷达卫星; 滑动聚束模式; 姿态控制模式

中图分类号: V474; TN958.3 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2021)S-0032-06

Attitude Control Analysis of Agile SAR Satellites in Sliding Spotlight Mode

CHANG Xinya, LIU Jia, YAN Meizhi, XIE Bin, ZHAO Zhiming

(DFH Satellite Co., Ltd., Beijing 100094, China)

Abstract: Agile synthetic aperture radar (SAR) satellites have strong maneuvering ability and high image quality, which can achieve stripe-map mode, sliding spotlight mode, large angle side view and large angle squint image. Sliding spotlight imaging is a typical application mode of agile SAR satellites with high geometric resolution and high image quality. According to the imaging characteristics of the sliding spotlight imaging, this paper analyzes two typical attitude control methods of the sliding spotlight imaging mode, and carries out simulation, test and comparative analysis. This study can support the application of the sliding spotlight imaging mode of the satellite in orbit.

Key words: agile synthetic aperture radar (SAR) satellite; sliding spotlight mode; attitude control mode

合成孔径雷达 (Synthetic aperture radar, SAR) 通过发射微波对特定目标和场景进行测量和成像, 可以全天时、全天候工作, 且微波具有穿透性, 可以实现伪装揭露, 直接获取目标真实特性信息。随着技术的发展, SAR 图像分辨率可达亚米级, 达到类似光学图像的效果, 在自然减灾、农、林等民用领域及一些特定场景均发挥重要作用^[1]。

目前在轨应用的星载 SAR 有平板相控阵和抛物反射面两种体制。平板相控阵体制系统功能强、规模大、研制成本相对高; 抛物反射面体制同等规模的图像质量高、成本低。两种体制各有特色。基于抛物反射面的 SAR 卫星, 为了实现滑动聚束成像、前后斜成像、多角度成像, 要求平台具备高敏捷

机动能力和高精度指向能力, 一般通过星上以五棱锥的形式装载控制力矩陀螺 (Control moment gyros, CMGs) 组 (图 1), 实现大力矩控制能力^[2]。

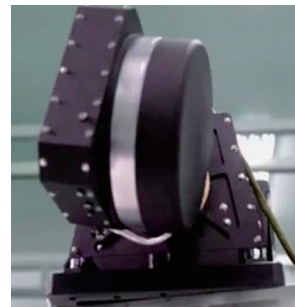


图 1 CMG 实物图

Fig.1 Image of CMG

收稿日期: 2021-05-10; 修订日期: 2021-06-25

通信作者: 常新亚, 男, 高级工程师, E-mail: 36215205@qq.com。

引用格式: 常新亚, 柳佳, 阎梅芝, 等. 敏捷 SAR 卫星滑动聚束模式姿态控制分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53 (S): 32-37. CHANG Xinya, LIU Jia, YAN Meizhi, et al. Attitude control analysis of agile SAR satellites in sliding spotlight mode [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53 (S): 32-37.

1 SAR成像模式简介

SAR主动发射微波信号,接收目标的后向散射回波信号,处理得到目标的二维高分辨率图像。距离向通过发射宽带线性调频脉冲信号,接收目标的后向散射回波并进行线性调频脉冲压缩处理获得距离向高分辨率;方位向通过雷达与目标的相对运动,进行合成孔径处理获得方位向高分辨率^[3](图2)。

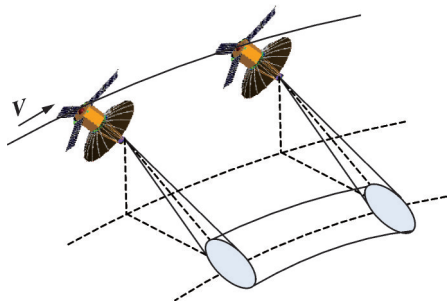


图2 合成孔径雷达工作几何关系图

Fig.2 Geometric diagram of SAR working in orbit

根据抛物面体制SAR载荷特点及卫星敏捷能力,典型的成像模式可以实现指标如表1所示。

表1 敏捷SAR卫星典型成像模式及指标

Table 1 Agile SAR satellite typical imaging patterns and indicators

成像模式	几何分辨率/m	标称幅宽/km
条带	2	10
滑动聚束	0.5/1	10

2 滑动聚束成像模式设计

2.1 滑动聚束模式

滑动聚束模式是聚束模式的改进模式,可以认为是条带模式与聚束模式的混合,兼顾了方位向成像长度与方位向高分辨率。滑动聚束模式下,控制SAR天线波束中心在地面的移动速度来增加方位向的相干累积时间,从而提高方位向分辨率。滑动聚束模式可以实现方位向成像场景长度与方位向分辨率之间的折衷,其原理如图3所示。

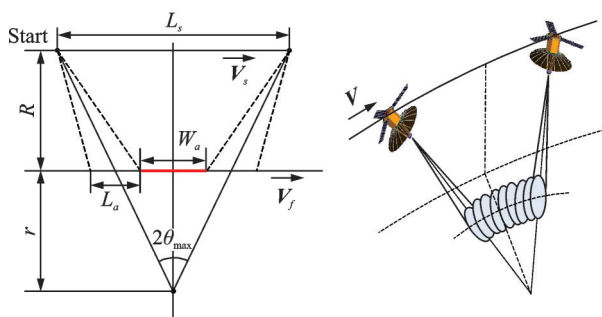


图3 滑动聚束模式原理图

Fig.3 Schematic illustration of sliding spotlight mode

滑动聚束成像过程中,卫星波束保持一定速度滑过地面,成像分辨率与波束滑过地面的速度有关。为了获得较高的分辨率,并兼顾方位向成像距离,选择以大于聚束模式并小于条带模式的波束移动速度,以获取高分辨率和相对大的成像区域^[4-5]。

与传统的条带和聚束模式相比,滑动聚束模式的特点是分辨率高,成像区域大。通过载荷600~800 MHz带宽设计,实现距离向0.5 m分辨率和1 m分辨率;通过卫星机动方位向匀速扫描增加相干累积时间,实现方位向0.5 m分辨率和1 m分辨率。0.5 m/1 m高分辨率可以区分地物目标的细节,监视和评估灾害情况、准确识别军事目标。10 km标称幅宽基本满足对灾害区域和军事目标的覆盖,滑动聚束模式是敏捷SAR卫星在轨应用最广泛的高分辨率模式。

2.2 滑动聚束模式的姿态控制实现

滑动聚束模式可以通过平台两种机动模式实现波束对目标区域的持续照射。

(1) 凝视虚拟点:卫星凝视地面下方某一点(虚拟点),由于地球曲率大、方位向成像区域相对小,方位向相对地面为近似匀速扫描;

(2) 地面匀线速度运动:通过姿态机动,使方位向相对地面匀速扫描运动。

2.2.1 凝视虚拟点模式的姿态实现

在整个滑动聚束成像期间,绕虚拟点旋转方式对卫星本体坐标系3轴在地球固连(Earth-centered-fixed, ECF)坐标系中的指向要求为:卫星本体坐标系Z轴在ECF坐标系中始终指向虚拟点,卫星本体坐标系Y轴在ECF坐标系中始终垂直于Z轴与卫星速度矢量 V_{sat} (ECF坐标系下定义)所形成的平面,即

$$E_y = \frac{E_z \times V_{sat_norm}}{|E_z \times V_{sat_norm}|} \quad (1)$$

式中 $V_{sat_norm} = \frac{V_{sat}}{|V_{sat}|}$ 。卫星本体坐标系X轴在ECF坐标系中指向与Y、Z轴满足右手坐标系,通过确定卫星本体坐标系3轴在ECF坐标系中指向可以确定出在整个滑动聚束模式成像期间的卫星姿态机动方式。绕虚拟点旋转方式姿态数据的计算流程如下^[6]。

(1) 根据成像时刻的J2000.0地心惯性坐标系中卫星位置矢量 $P_{sat_J2000.0}$ 、速度矢量 $V_{sat_J2000.0}$ 、岁差章动矩阵 C_{PN} 、星时 t 、轨道历元时刻 t_0 、格林尼治真恒星时角 λ_G 、地球自转角速度 ω_e ,计算得到各个成像时刻的地心固定坐标系中卫星位置 P_{sat} 、速度矢量 V_{sat}

$$P_{sat,S} = (C_{PN})^T P_{sat_J2000.0} \quad (2)$$

$$\mathbf{V}_{\text{sat},S} = (\mathbf{C}_{\text{PN}})^T \mathbf{V}_{\text{sat},J2000.0} + ((\mathbf{C}_{\text{PN}})^T)' \mathbf{P}_{\text{sat},J2000.0} \approx (\mathbf{C}_{\text{PN}})^T \mathbf{V}_{\text{sat},J2000.0} \quad (3)$$

$$\mathbf{P}_{\text{sat}} = \mathbf{M}_{S,\text{ECF}} \mathbf{P}_{\text{sat},S} \quad (4)$$

$$\mathbf{V}_{\text{sat}} = \mathbf{M}_{S,\text{ECF}} \mathbf{V}_{\text{sat},S} + (\mathbf{M}'_{S,\text{ECF}}) \mathbf{P}_{\text{sat},S} \quad (5)$$

式中

$$\mathbf{M}'_{S,\text{ECF}} = \omega_e \begin{bmatrix} -\sin S_G & \cos S_G & 0 \\ -\cos S_G & -\sin S_G & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$S_G = \lambda_G + t \cdot \omega_e \quad (7)$$

(2) 根据大地坐标系至地心固定坐标系转换方法,将上注参数虚拟点经度、地理纬度、高程转换为地心固定坐标系中三维位置矢量记为 \mathbf{O}_{tot} 。设虚拟点在大地坐标系中的坐标为 (L, B, H) ,将 (L, B, H) 转换为地心固定坐标中三维位置矢量 $\mathbf{O}_{\text{tot}} = [X', Y', Z']$

$$\begin{cases} X' = (N + H) \cos B \cos L \\ Y' = (N + H) \cos B \sin L \\ Z' = [N(1 - e^2) + H] \sin B \end{cases} \quad (8)$$

式中: e 为地球子午椭圆第一偏心率; N 为参考椭球曲率半径, $N = R_a / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}$ 。

(3) 根据在各个成像时刻的地心固定坐标系中卫星位置 \mathbf{P}_{sat} 以及虚拟旋转点三维位置矢量 \mathbf{O}_{tot} , 确定出在各个时刻卫星本体坐标系 Z 轴在地心固定坐标系中指向 \mathbf{E}_z

$$\mathbf{E}_z = \frac{\mathbf{O}_{\text{tot}} - \mathbf{P}_{\text{sat}}}{|\mathbf{O}_{\text{tot}} - \mathbf{P}_{\text{sat}}|} \quad (9)$$

卫星本体坐标系 Y 轴在地心固定坐标系中指向 \mathbf{E}_y 要垂直于 \mathbf{E}_z 与地心固定坐标系中速度矢量 \mathbf{V}_{sat} 所形成的平面, \mathbf{E}_y 为

$$\mathbf{E}_y = \frac{\mathbf{E}_z \times \mathbf{V}_{\text{sat, norm}}}{|\mathbf{E}_z \times \mathbf{V}_{\text{sat, norm}}|} \quad (10)$$

式中 $\mathbf{V}_{\text{sat, norm}} = \frac{\mathbf{V}_{\text{sat}}}{|\mathbf{V}_{\text{sat}}|}$ 。

\mathbf{E}_x 与 $\mathbf{E}_y, \mathbf{E}_z$ 成右手系, 即

$$\mathbf{E}_x = \mathbf{E}_y \times \mathbf{E}_z \quad (11)$$

根据式(9~11)确定卫星本体坐标系 3 轴在地心固定坐标系中的指向。将此 3 轴指向转换成姿态数据流程如图 4 所示。

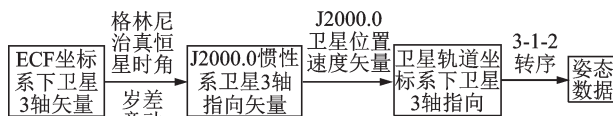


图4 ECF坐标系下卫星本体3轴矢量至姿态数据转换

Fig.4 Conversion of satellite body triaxial vector to attitude data in ECF coordinate system

(4) 将地心固定坐标系中卫星本体 3 轴 $\mathbf{E}_x, \mathbf{E}_y, \mathbf{E}_z$ 指向转至卫星轨道坐标系中卫星本体坐标系 3 轴 $\mathbf{E}_{x_0}, \mathbf{E}_{y_0}, \mathbf{E}_{z_0}$ 指向。

$$\mathbf{E}_{x_0} = \mathbf{M}_{J2000.0, \text{orb}} \mathbf{M}_{S, J2000.0} \mathbf{M}_{\text{ECF}, S} \mathbf{E}_x \quad (12)$$

$$\mathbf{E}_{y_0} = \mathbf{M}_{J2000.0, \text{orb}} \mathbf{M}_{S, J2000.0} \mathbf{M}_{\text{ECF}, S} \mathbf{E}_y \quad (13)$$

$$\mathbf{E}_{z_0} = \mathbf{M}_{J2000.0, \text{orb}} \mathbf{M}_{S, J2000.0} \mathbf{M}_{\text{ECF}, S} \mathbf{E}_z \quad (14)$$

(5) 卫星轨道坐标系中卫星本体坐标系 3 轴矢量转化至姿态数据

$$\mathbf{M}_{\text{atti}} = \begin{bmatrix} \mathbf{E}_{x_0} \\ \mathbf{E}_{y_0} \\ \mathbf{E}_{z_0} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中 $\mathbf{E}_{x_0}, \mathbf{E}_{y_0}, \mathbf{E}_{z_0}$ 均为行矢量。则在 3-1-2 转序下横滚、俯仰、偏航角表示为

$$\delta = \arcsin(\mathbf{M}_{\text{atti}}(2, 3)) \quad (16)$$

$$\phi = \arcsin(-\mathbf{M}_{\text{atti}}(1, 3) / \cos \delta) \quad (17)$$

$$\psi = \arcsin(-\mathbf{M}_{\text{atti}}(2, 1) / \cos \delta) + \Delta\psi_{\text{in}} \quad (18)$$

式中 $\Delta\psi_{\text{in}}$ 为地面上注参数, 初始值为 0。

2.3 均匀角速度扫描模式的姿态实现

要求在匀角速度方式下, 偏航牵引控制按照一维方式进行控制: 指定横滚角, 姿控计算偏航角(此偏航角在整个成像期间保持不变), 俯仰角按照匀角速度变化。

一维偏航牵引偏航角计算公式

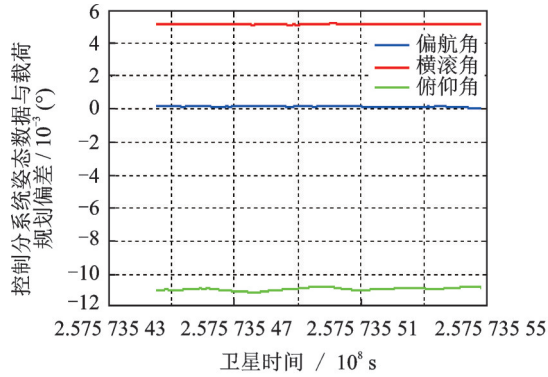
$$\psi = -\arctan\left(\frac{\sin i \cos u}{\omega_s / \omega_e - \cos i}\right) + \Delta\psi_{\text{in}} \quad (19)$$

式中: $\Delta\psi_{\text{in}}$ 为地面上注参数, 初始值为 0; ψ 为卫星姿态偏航角; i 为轨道倾角; ω_s 为卫星轨道角速度; ω_e 为地球自转速度; u 为卫星纬度幅角^[7-9]。

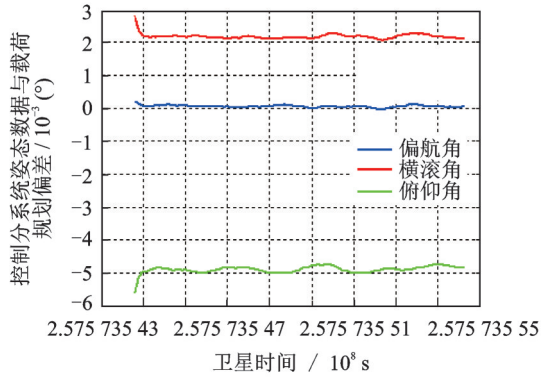
3 数学仿真分析

图 5 给出了虚拟点滑动聚束模式下控制分系统姿态数据与载荷姿态数据偏差结果。其中, 图 5(a) 给出了 0.5 m 分辨率模式虚拟点滑动聚束模式姿态偏航角偏差小于 0.001° , 俯仰角偏差小于 0.01° , 横滚角偏差小于 0.01° 。图 5(b) 给出了 1 m 分辨率模式虚拟点滑动聚束模式姿态偏航角偏差小于 0.001° , 俯仰角偏差为 0.005° 以内, 姿态横滚角偏差小于 0.002° 。

图 6 给出了匀角速滑动聚束模式下控制分系统姿态数据与载荷姿态数据偏差结果。其中, 图 6(a) 给出了 0.5 m 分辨率匀角速滑动聚束模式姿态偏航角偏差小于 0.01° , 俯仰角偏差小于 0.03° , 横滚角偏差小于 0.001° 。图 6(b) 给出了 1 m 分辨率匀角速滑动聚束模式姿态偏航角偏差小于 0.01° , 俯仰角偏差小于 0.006° , 横滚角偏差小于 0.001° 。



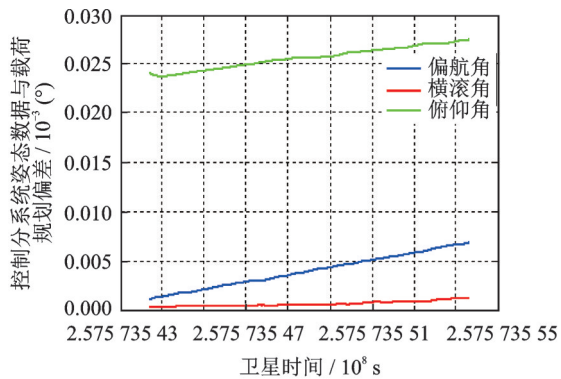
(a) 0.5 m resolution by virtual point sliding spotlight mode



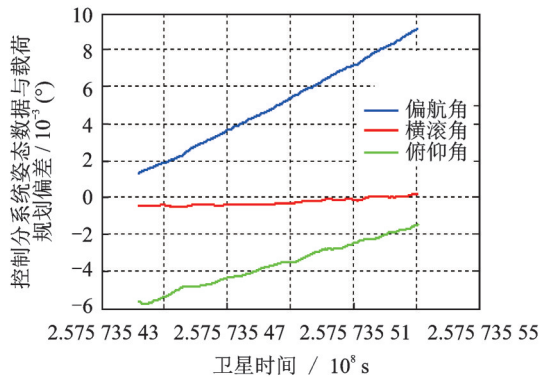
(b) 1 m resolution by virtual point sliding spotlight mode

图5 虚拟点滑动聚束模式姿态数据偏差

Fig.5 Attitude deviation of virtual point sliding spotlight mode



(a) 0.5 m resolution by uniform angular velocity sliding spotlight mode



(b) 1 m resolution by uniform angular velocity sliding spotlight mode

图6 匀角速滑动聚束模式姿态数据偏差

Fig.6 Attitude deviation in uniform angular velocity sliding spotlight mode

4 测试结果分析

4.1 虚拟点滑聚模式

地面仿真点位经度设置为 114.699° , 纬度为 6.186° 。表2对比了对目标观测选取的卫星位置、波束号、时序参数分频数、相对采样时间。表3统计了GPS、姿控、PPS秒脉冲时间参数起始结束时刻。对比表3和目标最大增益时刻,目标最大增益时刻大于GPS时间范围63.62%的位置,处在姿控时间范围40.91%的位置,处在PPS秒脉冲时间范围36.78%的位置。

表2 卫星位置波束号时序参数比对

Table 2 Satellite position beam timing parameter alignment

项目	卫星位置	波束	分频数	相对采样时间/ μs
地面	5	2	1 633	69.3
星上	5	2	1 633	69.3

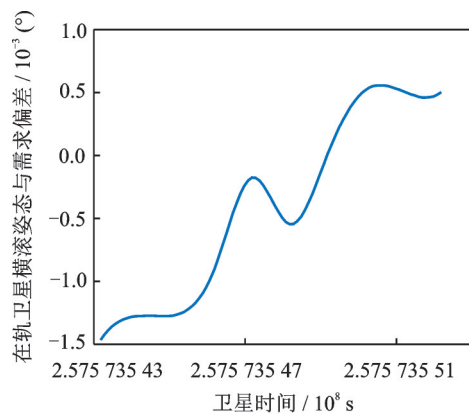
表3 虚拟点滑聚模式辅助数据相关时间统计表

Table 3 Data related time table for the virtual point sliding mode

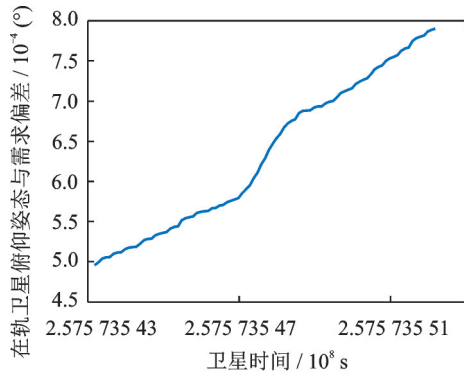
项目	起始时间	结束时间
GPS广播时间	257 573 544	257 573 553
姿控广播时间	257 573 546.044 160 0	257 573 555.044 26
PPS秒脉冲时间	257 573 546.424 313 8	257 573 555.401 895 7

注:最大增益时刻为257 573 549.726 567 5 s。

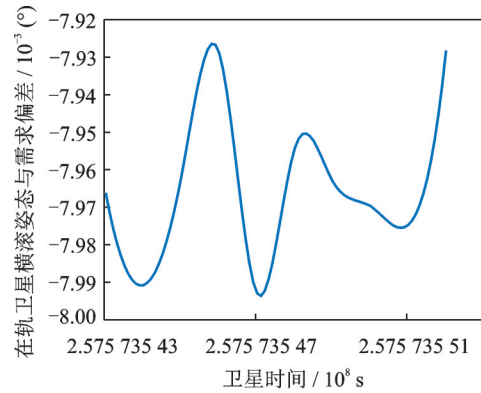
图7给出了姿态广播数据横滚角与需求偏差小于 $0.000 5^\circ$, 俯仰角与需求偏差小于 $0.000 8^\circ$ 、偏航角与需求偏差小于 $0.002 655^\circ$ 。



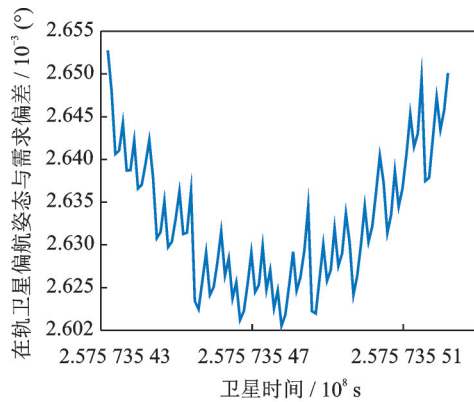
(a) Deviation of the rolling angle from the demand



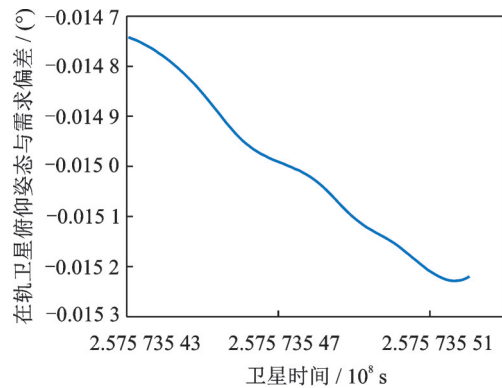
(b) Deviation of the pitch angle from the demand



(a) Deviation of the rolling angle from the demand



(c) Deviation of the yaw angle from the demand



(b) Deviation of the pitch angle from the demand

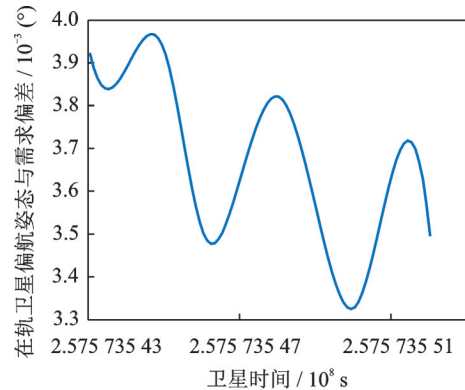
图7 姿态数据与需求偏差

Fig.7 Attitude data and demand deviation

4.2 匀角速度滑聚模式

地面设置姿控起始时间,257 573 543 s,结束时间 257 573 555 s,姿控横滚角 $-21.467 7^{\circ}$,起始俯仰角 $2.404 2^{\circ}$,结束俯仰角 $-3.582 9^{\circ}$,偏航角上注参数 $0.031 2^{\circ}$ (3-1-2转序),姿控摆动角速度 $0.498 9 (^{\circ})/s$,卫星位置5,波束号2,相对延迟 $69.3 \mu s$,PRF 6 123.7 Hz。对比表4和目标最大增益时刻,最大增益时刻大于GPS时间范围70.95%的位置,处在姿控时间范围46.74%的位置,处在PPS秒脉冲时间范围40.12%的位置。

图8给出了姿态广播数据横滚角与需求偏差小于 $0.007 9^{\circ}$,俯仰角与需求偏差小于 $0.015 2^{\circ}$,偏



(c) Deviation of the yaw angle from the demand

图8 姿态数据与需求偏差

Fig.8 Attitude data and demand deviation

表4 匀角速度滑聚模式辅助数据相关时间统计表

Table 4 Data related time table for the uniform-angular-velocity sliding mode

项目	起始时间	结束时间
GPS广播时间	257 573 543	257 573 552
姿控广播时间	257 573 545.179 25	257 573 554.179 35
PPS秒脉冲时间	257 573 545.784 297	257 573 554.761 879 2

注:最大增益时刻为257 573 549.386 206 5 s。

航角与需求偏差小于 $0.000 4^{\circ}$ 。

5 两种实现方式的比较分析

通过上述分析可知,虚拟点凝视模式和匀地速模式均可以实现敏捷SAR卫星的滑动聚束模式,两种模式的精度结果如表5所示。

SAR载荷要求的卫星姿态指向精度为 0.02° ,因此虚拟点凝视和匀角速度滑聚模式均满足指标要求。但是从控制精度上,虚拟点凝视滑聚模式的精度更高,且卫星与目标的对应关系更直观,更能满足敏捷SAR卫星滑动聚束成像模式的需求。

表5 两种滑动聚束模式的姿控方式比较

Table 5 Comparison of attitude control methods of the two sliding spotlight modes

项目	偏差横滚角	偏差俯仰角	偏差偏航角
虚拟点凝视	0.000 05	0.000 8	0.002 655
匀角速滑聚	0.007 99	0.015 2	0.000 400

6 结 论

本文针对敏捷SAR卫星滑动聚束模式的成像特点,分别分析了虚拟点凝视和卫星俯仰向匀角速度运动两种姿态控制实现方式,分析仿真及整星测试的结果表明,两种方式都能满足整星滑动聚束模式的实现要求,相对而言,卫星虚拟点凝视模式的实现方式与目标的对应关系更直观,精度更高。

参考文献:

- [1] 周超伟,李真芳,毛琴,等.高分辨率滑动聚束SAR卫星姿态机动策略[J].系统工程与电子技术,2018,40(7):1472-1477.
ZHOU Chaowei, LI Zhenfang, MAO Qin, et al. Attitude maneuver strategy for sliding spotlight SAR satellite with high resolution[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(7): 1472-1477.
- [2] 韩晓磊,张庆君,刘杰,等.敏捷SAR卫星聚束模式姿态机动策略研究[J].航天器工程,2016,25(4):13-19.
HAN Xiaolei, ZHANG Qingjun, LIU Jie, et al. Study on attitude maneuver strategy of spotlight mode of agile SAR satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2016, 25(4): 13-19.
- [3] 姜秀鹏,常新亚,姚芳,等.合成孔径雷达小卫星进展[J].空间电子技术,2016,13(1):77-82.
JIANG Xiupeng, CHANG Xinya, YAO Fang, et al. Progress of small satellite of synthetic aperture radar[J]. Space Electronic Technology, 2016, 13(1): 77-82.

- [4] 李立,李财品,何明一.大椭圆轨道SAR滑动聚束模式设计及斜距模型[J].北京理工大学学报,2020,40(5):552-561.
LI Li, LI Caipin, HE Mingyi. Sliding spotlight mode design and slant range model for elliptical orbit SAR[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2020, 40(5): 552-561.
- [5] 刘寒艳,宋红军,程增菊.条带模式、聚束模式和滑动聚束模式的比较[J].中国科学院研究生院学报,2011,28(3):410-417.
LIU Hanyan, SONG Hongjun, CHENG Zengju. Comparison of strip-map, spotlight, sliding spotlight[J]. Transactions of Graduate School of Chinese Academy of Sciences, 2011, 28(3): 410-417.
- [6] 章仁为.卫星轨道姿态动力学与控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,1998.
ZHANG Renwei. Dynamics and control of satellite orbit attitude[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998.
- [7] 廖家祥.滑动聚束SAR成像机理与研究[D].成都:成都电子科技大学,2012.
LIAO Jiexiang. Imaging mechanism and research of sliding spotlight SAR[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2012.
- [8] 郝梁,肖枫,张润宁,等.应用多普勒牵引的高分辨率星载SAR滑动聚束模式设计方法[J].航天器工程,2020,29(2):23-29.
HAO Liang, XIAO Feng, ZHANG Ruining, et al. Design method of high resolution spaceborne SAR sliding spotlight mode using Doppler steering[J]. Spacecraft Engineering, 2020, 29(2): 23-29.
- [9] 张磊,谢松,姚芳,等.敏捷SAR卫星上实时任务规划设计[J].航天器工程,2020,29(5):11-18.
ZHANG Lei, XIE Song, YAO Fang, et al. Onboard real-time mission scheduling technology of agile sar satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2020, 29(5): 11-18.

(编辑:张蓓)