

敏捷 SAR 卫星平台载荷一体化控制方法研究

张永强¹, 王 赞², 刘德庆³, 陈筠力⁴, 于迎军², 吴敬玉³

(1. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094; 2. 上海卫星工程研究所, 上海 201109;

3. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109; 4. 上海航天技术研究院, 上海 201109)

摘 要: 面向具备波束指向捷变能力的小型化敏捷合成孔径雷达(SAR)卫星成像需求, 提出了通过平台姿态敏捷机动和载荷波束捷变扫描一体化控制实现条带成像、多条带拼接成像、滑动聚束成像等传统成像模式的方法。针对配合成像过程提出的大角度机动和高精度高稳定度连续指向跟踪控制要求, 采用 5 个单框架控制力矩陀螺(SGCMG)组成的“五面锥”构形控制力矩陀螺群作为执行机构, 设计了基于姿态四元数和角速度反馈的改进型递归饱和控制器, 实现了平台的敏捷机动和对目标的稳定跟踪指向。数学仿真结果表明: 该控制系统有效可行。

关键词: 敏捷 SAR 卫星; 滑动聚束; 基准姿态确定; 姿态指向控制; 控制力矩陀螺

中图分类号: V 448.22

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.05.010

Radar and Platform Integrated Control Method of Agile SAR Satellite

ZHANG Yongqiang¹, WANG Yun², LIU Deqing³, CHEN Junli⁴, YU Yingjun², WU Jingyu³

(1. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China; 2. Shanghai Institute of

Satellite Engineering, Shanghai 201109, China; 3. Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai

201109, China; 4. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to meet the needs of miniaturized agile synthetic aperture radar (SAR) satellite imaging with the capacity of beam pointing, an agile maneuver platform with load beam scanning is adopted. The traditional imaging modes, such as strip imaging mode, multi-strip splicing imaging mode, and sliding bunching imaging mode can be realized in the platform. Aiming at the requirements of large angle maneuver, high pointing accuracy, and high stability in the process of matching imaging, the pentagonal pyramid configuration single gimbal control moment gyroscopes (SGCMG) is used as the actuator, and the improved hierarchical saturation controller based on attitude quaternion and angular velocity feedback is employed. The control system meets the requirements of agile movement and stable tracking and pointing of the target. Simulation results demonstrate that the control system is effective and feasible in collaborative imaging of platform and SAR payload.

Key words: agile synthetic aperture radar (SAR) satellite; sliding bunching; reference attitude determination; attitude pointing control; control moment gyroscope

0 引言

近年来,随着星载合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)系统技术的发展,特别是轻型天线等技术的应用,使得性能高、质量小、反应快、成本低的轻量化 SAR 卫星的研制成为可能。轻量化

SAR 卫星通过协同工作的方式,在特定目标的搜索发现、识别确认、跟踪监视、目标指示、长时间连续覆盖、高频多重覆盖等方面越来越显示出其特有的优势,成为国内外航天领域研究的热点之一^[1]。

采用相控阵体制的 SAR 天线具备模块化、波束

收稿日期: 2021-02-26; 修回日期: 2021-05-21

基金项目: 上海市引进技术吸收与创新计划项目(12XI-05)

作者简介: 张永强(1975—), 男, 博士, 副研究员, 主要研究方向为卫星系统总体。

通信作者: 刘德庆(1989—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为导航、制导与控制。

赋形功能强大等优点,易实现与卫星平台一体化设计,在轻量化设计方面具有明显优势^[2]。而由于具备二维载荷波束电扫描能力的传统大型相控阵天线结构复杂,造价高昂,质量较大,难以适用于小卫星。故需要以载荷有限波束扫描能力与平台的机动能力配合工作来实现传统大型卫星的成像效果。此外,可以通过卫星的高精度敏捷姿态机动能力增加卫星的工作模式,使得卫星工作模式灵活机动,增强卫星获取信息的能力。如:通过卫星的姿态机动或波束扫描,以不同的视角观测,可以获取被观测区域的更多维信息量,增强目标识别能力;通过二维姿态导引,可以提高 SAR 的图像质量^[3];通过机动和波束扫描结合,还可以更好地进行多目标获取,提高多目标获取能力^[4]。文献[5]提出可通过敏捷卫星的姿态机动实现 SAR 滑动聚束成像。文献[6-10]研究了敏捷卫星通过姿态机动的方式,实现聚束成像、视频成像等成像模式,并给出了相应的姿态机动策略。但是,这些研究均是从敏捷平台配合固定有效载荷的方式出发,通过姿态机动完成成像过程所需载荷波束扫描。在此基础上,使用敏捷平台配合具备一维波束扫描能力的 SAR 载荷,将具备更高的灵活性和成像能力。

同时,为提高图像信息获取能力,轻量化 SAR 卫星也往往采用大尺寸、大质量的天线,并且对卫星姿态敏捷机动能力提出更高的要求^[11]。使用传统飞轮作为主执行机构,只能实现 0.1~1.0 (°)/s 的最大机动角速度,难以满足高时间分辨率要求^[11]。使用单框架控制力矩陀螺(Single Gimbal Control Moment Gyroscopes, SGCMG)作为小卫星的姿态机动控制执行机构,可有效提高敏捷平台姿态机动能力,更好地配合载荷完成成像任务。文献[12-13]论述姿态机动路径快速规划和跟踪控制结合的姿态闭环控制策略,提出了避免 SGCMG 奇异的方法。

本文系统性地分析了具备一维波束扫描能力的小型 SAR 卫星通过平台机动与载荷波束扫描配合成像时对姿态的需求。针对成像姿态需求对平台快速机动的要求,提出了采用小型化 SGCMG 作为执行机构的方案,通过改进型递阶饱和控制方法,实现卫星高指向精度高稳定度控制与敏捷机动。

1 采用 SGCMG 的动力学模型

系统本体相对于参考系的姿态用四元数 $Q = q_0 + q_1i + q_2j + q_3k$ 表示,对于本体相对于参考系的角速度在本体系分量 $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$,姿态变化的角速率可描述为^[14]

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

对于采用 SGCMG 为执行机构的系统,卫星动力学在卫星本体坐标系的表示为^[15-16]

$$I \frac{d\omega}{dt} + C\delta\dot{h}_0 + \omega \times (I\omega + H) = T \quad (2)$$

式中: I 为系统惯量矩阵; T 为作用于系统的外力矩; $\omega \times$ 为 ω 的叉乘或反对称斜方阵; $\delta = [\delta_1 \ \delta_2 \ \delta_3 \ \delta_4 \ \delta_5]^T$ 为 SGCMG 系统的框架角速度矢量; H 为 SGCMG 系统合成角动量在本体系下的表示; C 为 SGCMG 系统输出的力矩矩阵。

2 成像基准姿态确定

2.1 条带成像

条带模式成像要求控制天线波束指向在方位向和距离向固定不变,以进行连续高分辨率的成像。敏捷 SAR 卫星通过控制平台侧摆飞行的方式,保持 SAR 天线波束实际指向与飞行方向之间的固定夹角,实现条带模式成像。同时,利用俯仰方向姿态偏置实现大角度斜视保证高分侦察的时效性,SAR 天线距离向波束扫描实现目标快速切换,提高区域观测响应能力,条带成像示意图如图 1 所示。图中: θ_L 为成像距离向下视角(简称“下视角”); θ 为成像方位向斜视角(简称“斜视角”); φ_{cs} 为卫星左右侧视基准角度(简称“侧视角”)。

为提高敏捷性,平台通过绕惯量主轴机动的方式配合载荷成像。采用本体坐标系相对轨道坐标系 123 转序或 312 转序计算基准姿态角 $[\varphi_m \ \theta_m \ \psi_m]$ 和雷达波束扫描角 λ ,卫星本体相对轨道坐标系姿态通过绕本体 X_b 轴和 Y_b 轴旋转后不需要再绕 Z 轴旋转,故 $\psi_m = 0$,第一次绕 X_b 轴旋转实现左右侧视,故 $\varphi_m = \varphi_{cs}$ 。

绕 Y_b 轴旋转角度 θ_m 和雷达波束扫描角 λ 计算方

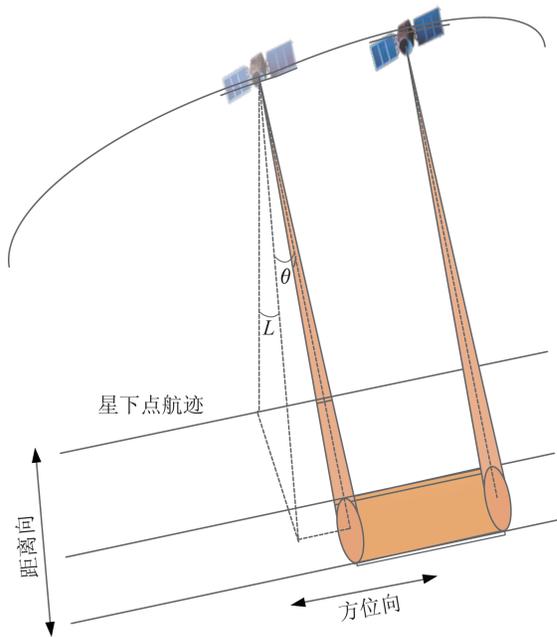


图 1 条带成像示意图

Fig.1 Schematic diagram of strip imaging

法如下:

$$\theta_m = \arctan \left[\frac{\tan \theta}{\cos(\theta_L - \varphi_{cs})} \right] \quad (3)$$

$$\lambda = \arcsin \left[\sin(\theta_L - \varphi_{cs}) \cos \theta \right] \quad (4)$$

将基准姿态角(123 转序或 312 转序)转换为基准姿态四元数 q_m , 基准姿态角速度为 $\omega_m = [0 \ 0 \ 0]^T$ 。

2.2 多条带拼接成像

卫星通过绕 Y_b 轴姿态机动实现从前斜视到正侧视再到后斜视的不同角度下观测,配合载荷距离向波束扫描,通过扫描条带拼接,可实现大幅宽成像。

多条带拼接成像的基准姿态建立过程与条带成像相同(如图 2 所示),但是对姿态机动速度要求高,前一次成像结束到下一次成像开始之间的姿态机动必须在指定的时间内完成,否则影响后一次成像性能,甚至导致多条带拼接成像任务失败。

2.3 滑动聚束成像

滑动聚束模式通过控制天线波束在方位向的旋转速度,从而控制天线辐照区在地面的移动速度,实现高分辨率大面积滑动聚束成像,如图 3 所

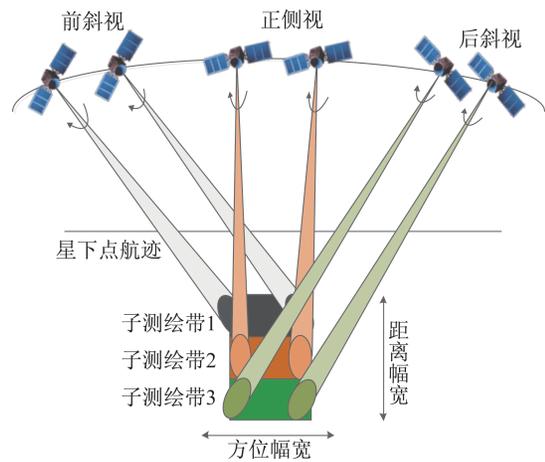


图 2 多条带拼接成像示意图

Fig.2 Schematic diagram of multi-strip splicing imaging

示。传统大型相控阵天线通过波束捷变切换方式实现旋转速度控制,受角度量化误差影响,无法实现连续变化。对于敏捷 SAR 卫星,通过控制平台连续转动实现波束控制,可以更精确地实现滑动聚束模式,提高 SAR 方位向分辨率。

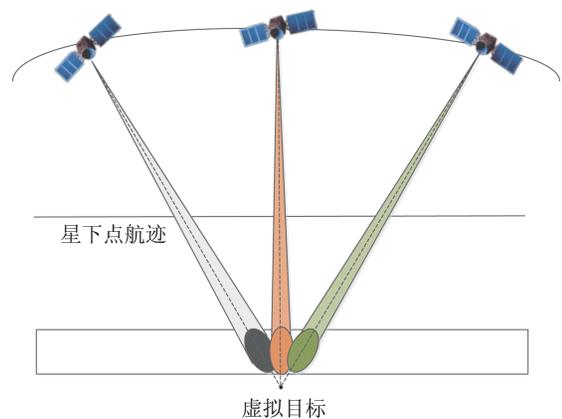


图 3 滑动聚束成像示意图

Fig.3 Schematic diagram of sliding bunching imaging

给定转动中心虚拟目标,可建立卫星指向目标的参考姿态基准。地心至目标的矢量 r_{et} 在轨道坐标系的表示为

$$\mathbf{r}_{et} = \mathbf{A}_{oi} \mathbf{A}_{gi}^T \begin{bmatrix} x_{et,g} \\ y_{et,g} \\ z_{et,g} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $[x_{et,g} \ y_{et,g} \ z_{et,g}]^T$ 为在 WGS84 地球固联坐标系下的目标点坐标; \mathbf{A}_{gi}^T 为 J2000 惯性坐标系到 WGS84 地球固联坐标系的旋转矩阵; \mathbf{A}_{oi} 为 J2000 惯性坐标系到轨道坐标系的旋转矩阵。

卫星至地心的矢量在轨道坐标系表示为 $r_{se} = [0 \ 0 \ r]^T$, 则卫星到目标的矢量为

$$r_{st} = r_{se} + r_{et} \quad (6)$$

卫星指向虚拟目标示意图如图 4 所示。为了确定相对轨道坐标系的基准姿态, 将指向表示在轨道坐标系下, 如图 5 所示。 r_1 为卫星无姿态偏置时电扫方向, 为了实现电扫指向虚拟目标点, 卫星姿态按照相对轨道坐标系先绕 X 轴旋转 φ_m 实现电扫方向指向 r_2 , 再绕与 r_2 垂直方向旋转 θ_m 实现电扫方向指向 r_{st} 。

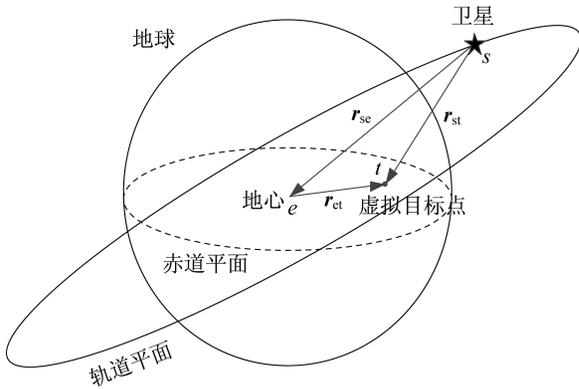


图 4 卫星指向虚拟目标示意图

Fig.4 Schematic diagram of satellite pointing to a virtual target

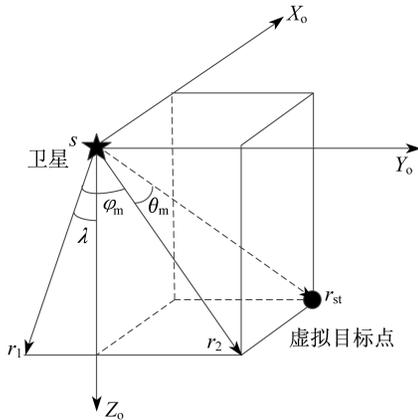


图 5 滑动聚束成像基准姿态确定示意图

Fig.5 Schematic diagram of reference attitude of sliding bunching imaging

记 $r_{st} = [r_x \ r_y \ r_z]^T$, 两次旋转角度 φ_m 和 θ_m 分别为

$$\varphi_m = \lambda - \arctan 2(r_y, |r_z|) \quad (7)$$

$$\theta_m = \arctan 2(r_x, \sqrt{r_y^2 + r_z^2}) \quad (8)$$

式中: λ 为预置的雷达波束扫描角。

采用相对轨道坐标系的四元数描述滑动聚束成像基准姿态可表示为

$$\begin{cases} q_{rot1} = [\sin(\varphi_m/2) \ 0 \ 0 \ \cos(\varphi_m/2)]^T \\ q_{rot2} = \begin{bmatrix} 0 \\ \cos(\lambda/2) \sin(\theta_m/2) \\ \sin(\lambda/2) \sin(\theta_m/2) \\ \cos(\theta_m/2) \end{bmatrix} \\ q_m = q_{rot1} \otimes q_{rot2} \end{cases} \quad (9)$$

式中: \otimes 为四元数乘法。

对四元数按照以下运动学逆方程求取目标姿态角速度 ω_m :

$$\omega_m = 2 \begin{bmatrix} q_{m0} & -q_{m3} & q_{m2} \\ q_{m3} & q_{m0} & -q_{m1} \\ -q_{m2} & q_{m1} & q_{m0} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{q}_{m1} \\ \dot{q}_{m2} \\ \dot{q}_{m3} \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: \dot{q} 为 q 对时间的导数, $q_m = [q_{m0} \ q_{m1} \ q_{m2} \ q_{m3}]^T$; q_{m0} 为四元数标量。

3 控制器设计

定义目标姿态的虚拟动坐标系为“m”系, 目标姿态相对轨道坐标系的四元数为 q_m , 星体相对轨道坐标系的四元数为 q_b , 目标姿态相对轨道坐标系的角速度为 ω_m , 星体相对轨道坐标系的角速度在本体系表示为 ω_b , 目标姿态相对轨道坐标系的角加速度为 a_m 。除了 ω_m 、 a_m 是表示在目标姿态的本体系下外, 其他矢量都是表示在卫星本体坐标系下。

姿态四元数误差和姿态角速度误差分别表示为

$$q_e = q_m^{-1} q_b \quad (11)$$

$$\omega_e = \omega_b - A(q_e) \omega_m \quad (12)$$

式中: $A(q_e)$ 为星体姿态相对目标姿态的旋转矩阵; $q_e = [q_0, q_{ev}^T]^T$, 其中, q_{ev} 为 q_e 的矢量部分; $\omega_b = \omega_s - A(q_b) \omega_o$, 其中, ω_s 为星体惯性角速度。

采用基于四元数和姿态角速度反馈的改进型递阶饱和控制算法, 控制卫星当前姿态向目标姿态 q_m 趋近, 可得反馈控制力矩如下:

$$u_f = K \overset{\rightarrow}{\text{sat}}_{q_{ev \max}}(q_{ev}) + D \omega_e + \overset{0.01}{\underset{-0.01}{\text{sat}}} \left[K_i \int q_{ev} dt \right] \quad (13)$$

式中: ω_e 为姿态角速度误差在控制基准坐标系下的表示; q_{ev} 为误差四元数的矢量部分; K 、 D 、 K_i 为控制参数常值对角阵; $\text{sat}(\cdot)$ 为限幅, 上标和下标分别对

应限幅上限和下线。

$q_{ev\max}$ 是控制器中四元数偏差的限幅值,采用矢量限幅的方式,即

$$\text{sat}_{q_{e\max}}(\vec{q}_{ev}) = \frac{\vec{q}_{ev}}{\max(q_{ev}/q_{ev\max}, 1)} \quad (14)$$

将式(12)代入式(2),得到误差姿态动力学方程为

$$I[A(q_e)\dot{\omega}_m - \tilde{\omega}_e A(q_e)\omega_m + A(q_b)\dot{\omega}_o - \tilde{\omega}_b A(q_b)\omega_o + \dot{\omega}_e] + \tilde{\omega}_s(I\omega_s + h) = u + T_d \quad (15)$$

式中: ω_s 为卫星本体相对惯性系的角速度; h_g 为控制力矩陀螺群合成角动量; ω_o 为轨道角速度在轨道系下的表示,近圆轨道 $\dot{\omega}_o \approx 0$,椭圆轨道 $\dot{\omega}_o$ 通过星上实时计算得到; $\tilde{\omega}$ 为 ω 的斜对称矩阵。

所以,设计前馈控制力矩为

$$u_q = I[A(q_e)\dot{\omega}_m - \tilde{\omega}_e A(q_e)\omega_m + A(q_b)\dot{\omega}_o - \tilde{\omega}_b A(q_b)\omega_o] \quad (16)$$

指令控制力矩为

$$u = u_f + u_q \quad (17)$$

4 仿真试验

以敏捷 SAR 卫星的姿态机动控制为例,转动惯量参数见表 1。

表 1 卫星转动惯量

Tab.1 Moments of inertia of the agile SAR satellite

惯量	数值
I_{xx}	400
I_{yy}	600
I_{zz}	800
I_{xy}	-10
I_{xz}	70
I_{yz}	8

SGCMG 系统配置 5 台 10 N·ms 控制力矩陀螺,采用五面锥构型,锥顶角为 $\beta=45^\circ$,如图 6 所示。

设置仿真初始姿态 $[2 \ 2 \ 2]^\circ$,初始惯性角速度 $[0.010 \ -0.050 \ 0.010]^\circ/s$,0~100 s 卫星处于对地平飞姿态,100 s 后先后机动至前侧视 37° 状态、平飞状态、后侧视 37° 状态。仿真中控制力矩陀螺群操纵律采用文献[14]所描述方法,仿真结果如图 7~图 11 所示。

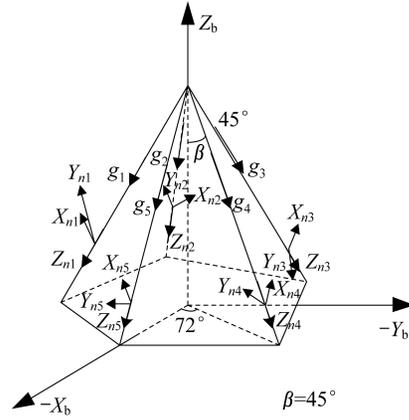


图 6 控制力矩陀螺群构形示意图

Fig.6 Configuration of the SGCMG system

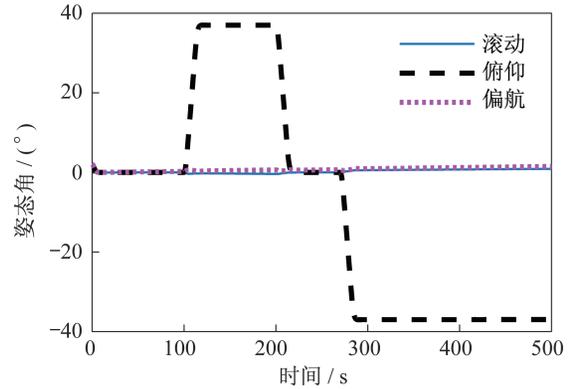


图 7 连续机动的姿态角变化

Fig.7 Attitude angle of multiple maneuver

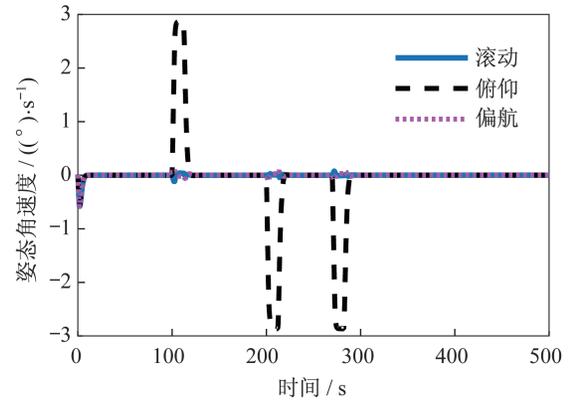


图 8 连续机动的姿态角速度变化

Fig.8 Attitude angle velocity of multiple maneuver

由仿真结果可知,所设计的控制系统在 26 s 内绕卫星俯仰轴机动 37° 并实现 0.01° 指向精度和 0.001 (°)/s 稳定度,最大机动角速度为 2.800 (°)/s。

给定如下虚拟目标见表 2,对卫星指向跟踪目标进行仿真。

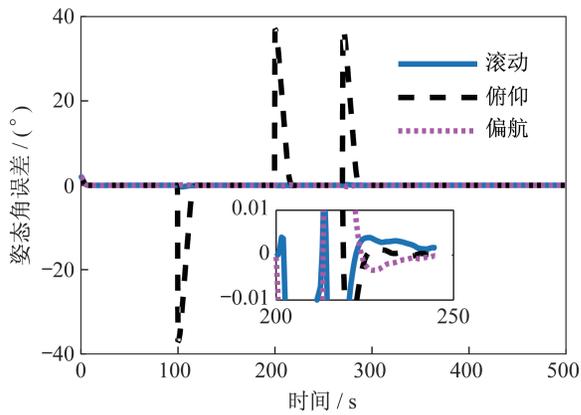


图 9 连续机动的姿态角误差

Fig.9 Attitude angle error of multiple maneuver

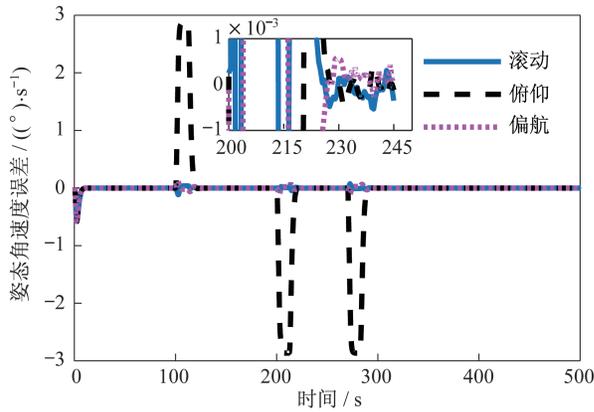


图 10 连续机动的姿态角速度误差

Fig.10 Attitude angle velocity error of multiple maneuver

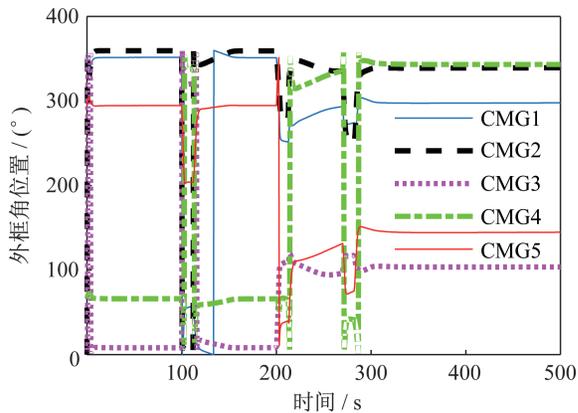


图 11 连续机动的控制力矩陀螺外框角位置

Fig.11 SGCMG frame angle of multiple maneuver

表 2 虚拟目标位置

Tab.2 Coordinates of the virtual target

坐标轴	X_e	Y_e	Z_e
坐标值/km	5 924.858	-518.691	1 790.449

仿真初始姿态 $[2 \ 2 \ 2]^\circ$,初始惯性角速度 $[0.010 \ -0.050 \ 0.010]^\circ/s$,平纬度幅角 150° ,恒星时角 102.976° 。100 s开始向指向跟踪基准姿态机动,300 s滑动聚束成像任务完成,姿态转对地平飞。仿真结果如图 12~图 17所示。

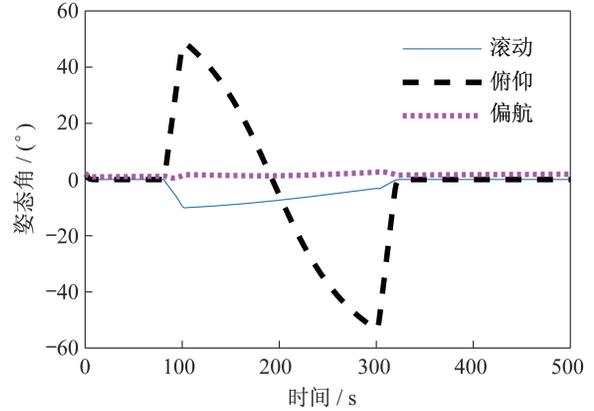


图 12 滑动聚束模式姿态角变化

Fig.12 Attitude angle of sliding bunching mode

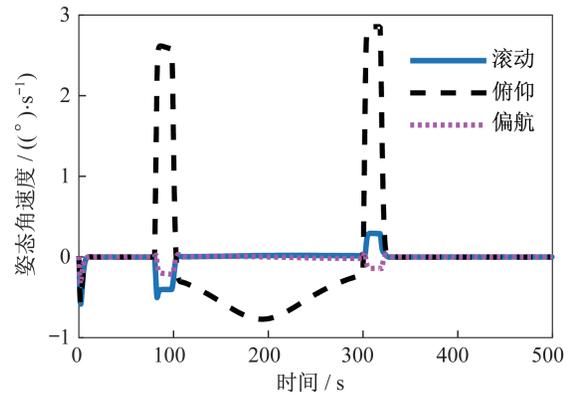


图 13 滑动聚束模式姿态角速度变化

Fig.13 Attitude angle velocity of sliding bunching mode

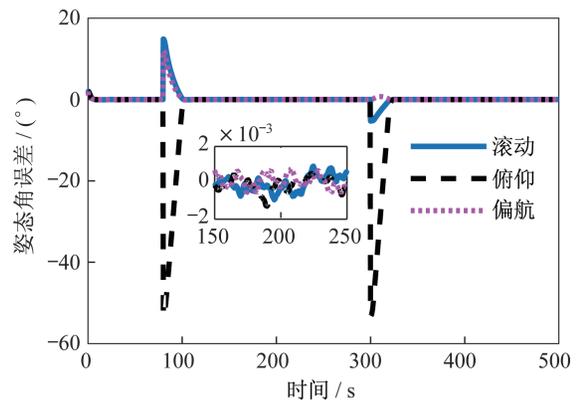


图 14 滑动聚束模式的姿态角误差

Fig.14 Attitude angle error of sliding bunching mode

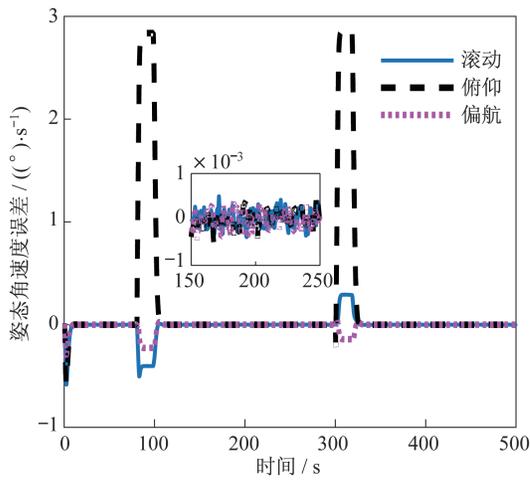


图 15 滑动聚束模式的姿态角速度误差

Fig.15 Attitude angle velocity error of sliding bunching mode

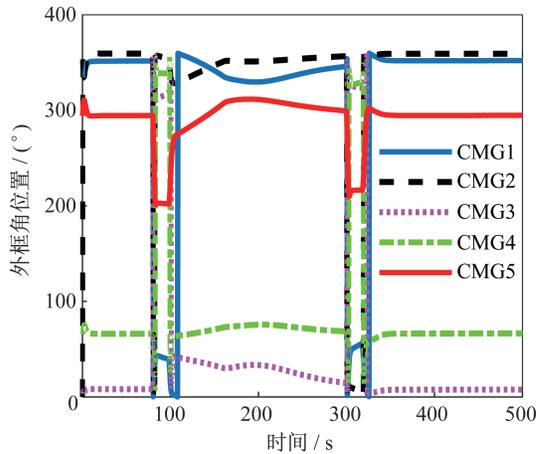


图 16 滑动聚束模式的控制力矩陀螺外框角位置

Fig.16 SGCMG frame angle of sliding bunching mode

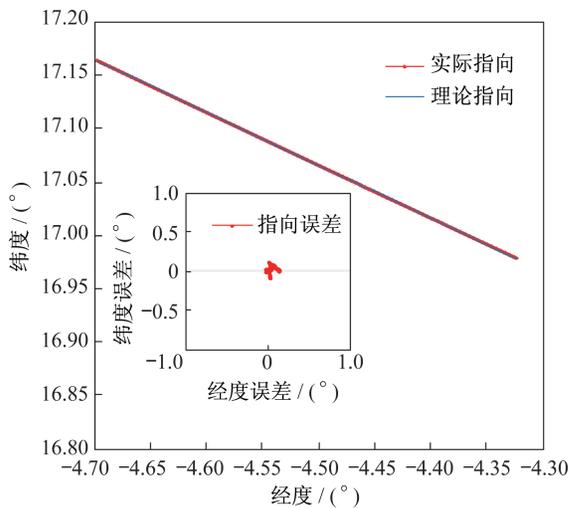


图 17 跟踪过程中波束指向在地球表面投影

Fig.17 Beam points to a projection on the earth's surface

由仿真结果可以看出,所设计的控制系统在指向跟踪目标点时,姿态角跟踪精度可达 0.002° ,姿态角速度跟踪精度可达 $0.0007^\circ/s$,波束中心指向控制偏差优于 5 m ,实现了 SAR 载荷高波束瞄准精度和高成像质量。

5 结束语

传统 SAR 卫星为了实现快速响应和高分辨率成像,需要载荷具备二维电波束扫描能力,导致卫星造价昂贵,并且电波束扫描无法实现连续波束角切换。

本文提出使用具备一维电波束扫描能力的 SAR 载荷结合卫星平台姿态敏捷机动,实现传统 SAR 卫星二维电波束扫描具备的成像功能,并且在雷达波束扫描角固定情况下,通过平台机动可实现连续的波束角切换,提高成像分辨率。针对载荷波束指向捷变扫描与平台姿态敏捷机动一体化控制实现 SAR 成像方案,提出了典型成像模式包括条带成像模式、多条带拼接模式和滑动聚束成像模式对姿态的机动需求与跟踪策略;给出基准姿态确定算法,构建基于 SGCMG 系统的卫星姿态控制系统,引入基于姿态四元数和角速度反馈的改进型递阶饱和控制算法;实现了卫星大角度敏捷机动和稳定跟踪控制,通过数学仿真结果表明了该控制方案的有效性。

参考文献

- [1] 魏钟铨.合成孔径雷达卫星[M].北京:科学出版社,2001.
- [2] 徐辉,刘爱芳,王帆.轻小型星载 SAR 系统发展探讨[C]//第四届高分辨率对地观测学术年会论文集.2017:1-9.
- [3] 贺荣荣,贺保平,冯帆,等.快响 SAR 卫星零多普勒波束中心姿态机动策略研究[J].中国空间科学技术,2018,38(4):69-75.
- [4] 聂鑫,雷万明,沈石坚.高分辨率星载滑动聚束 SAR 成像方法研究[J].电子技术与软件工程,2016(4):71-73.
- [5] LEMAITRE M, VERFAILLIE G, JOUHUAD F, et al. Selecting and scheduling observations of agile satellites [J]. Aerospace Science and Technology, 2002, 6(5): 367-381.
- [6] 汪礼成,任家栋,钟超,等.对地聚束成像 SAR 卫星姿态控制技术[J].测绘通报,2014(增刊1):43-49.