

引文格式:陈重华,李楠,完备,等.InSAR 卫星编队构形保持控制方法[J].测绘学报,2022,51(12):2448-2454. DOI:10.11947/j. AGCS. 2022.20210382.
CHEN Chonghua, LI Nan, WAN Bei, et al. Formation-maintaining control strategy for InSAR satellite[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2022, 51(12): 2448-2454. DOI: 10.11947/j. AGCS. 2022.20210382.

InSAR 卫星编队构形保持控制方法

陈重华¹, 李楠¹, 完备², 杜耀珂², 王文妍², 孙英梅¹

1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109; 2. 上海航天控制技术研究所, 上海 200233

Formation-maintaining control strategy for InSAR satellite

CHEN Chonghua¹, LI Nan¹, WAN Bei², DU Yaoke², WANG Wenyan², SUN Yingmei¹

1. Shanghai Institution of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China; 2. Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 200233, China

Abstract: The control accuracy of distributed interferometric synthetic aperture radar satellite formation configuration maintenance is one of the key factors affecting the baseline length and thus the elevation measurement accuracy. According to the description and analysis of the relative orbital elements of formation dynamics, an unbiased four-pulse formation maintenance control method with independent in-plane and out-of-plane control is optimized and designed based on the traditional pulse control scheme. In particular, the coupling influence between relative orbital roots in the control process is compensated by combining with engineering practice, also the corresponding control strategy is formulated. The method has been applied to TH-2 system, and the correctness of the method has been proved by ground simulation and in-orbit data, so as to effectively ensure the expected distribution of interference baseline and provide guarantee for the smooth development of land elevation survey task.

Key words: formation flying; InSAR; formation-maintaining control; four-impulse strategy; TH-2

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China (No. 61601298)

摘 要: 分布式干涉合成孔径雷达卫星编队构形保持控制精度是影响基线长度,进而影响高程测量精度的关键因素之一。依据编队动力学相对轨道根数描述和分析,在传统脉冲控制方案基础上,结合工程实际补偿了控制过程中相对轨道根数间的耦合影响,优化设计了一种面内、面外独立控制的无偏四脉冲编队保持控制方法,并制定了相应的控制策略。该方法已应用于天绘二号卫星,通过地面仿真及在轨数据证明了方法的正确性,从而有效保证了干涉基线在全球尺度的预期分布,为陆地高程测量任务顺利开展提供保障。

关键词: 编队飞行;干涉合成孔径雷达;构形保持控制;四脉冲控制策略;天绘二号

中图分类号: P228.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-1595(2022)12-2448-07

基金项目: 国家自然科学基金(61601298)

分布式干涉合成孔径雷达卫星系统采用编队方式形成多个干涉通道,由于编队成员无须物理联系,故而可提供足够长且灵活可变基线,并且复图像同一时刻获得,保证了其相关性。近年来,编队技术已逐渐发展成为各航天大国主流研究方向^[1-8],目前已有 GRACE、TanDEM 及 PRISMA 等多项编队飞行任务在轨运行^[9-13]。由于受到轨道摄动影响,编队卫星不可避免地会遇到构形控制问题。

TanDEM 任务^[9,12]和 PRISMA 任务^[13]针对自身任务特点采用面内两脉冲控制,通过主动偏置半

长轴实现相对纬度幅角漂移控制,该方法属于有偏控制,且不能满足相对半长轴、相对偏心率矢量与相对纬度幅角的联合精确控制需求。文献[14—15]皆提出了径向脉冲与沿航迹向脉冲相结合的多脉冲控制方法,虽然该方法属于无偏控制,但考虑到径向脉冲具有控制效率低、燃料消耗多的不足,同时这种控制策略较为复杂,对推力器安装要求多,燃料消耗非最优,不利于工程实现。

本文针对编队保持精确控制问题,采用相对轨道根数描述方式,在传统脉冲控制方案基础上,结

合工程实际补偿了控制过程中相对轨道根数间的耦合影响,优化设计了一种面内、面外独立控制的无偏四脉冲编队保持控制方法,制定了相应的控制策略,并已成功应用于天绘二号卫星在轨任务^[16]。

1 编队相对运动方程

按照描述编队卫星相对运动方式的不同,卫星编队控制分为基于相对位置速度的编队控制和基于相对轨道根数的编队控制。由于相对轨道根数能够直观描述编队卫星之间的几何关系及相对运动状态,同时便于进行单星绝对轨控与编队控制的一体化设计,因而更具应用前景^[17-19]。

为了描述辅星相对于主星的运动,定义如下相对轨道根数 Δo 矢量^[20]

$$\Delta o = \begin{bmatrix} \Delta a \\ \Delta e_x \\ \Delta e_y \\ \Delta i_x \\ \Delta i_y \\ \Delta u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_2 - a_1 \\ e_2 \cos \omega_2 - e_1 \cos \omega_1 \\ e_2 \sin \omega_2 - e_1 \sin \omega_1 \\ i_2 - i_1 \\ (\Omega_2 - \Omega_1) \sin i_1 \\ u_2 - u_1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中,考虑到 Δa 相对 a 为小量,对式(5)进行近似并以分量形式展开可得

$$\left. \begin{aligned} \Delta r_x / a &\approx -\cos u \Delta e_x - \sin u \Delta e_y \\ \Delta r_y / a &\approx 2 \sin u \Delta e_x - 2 \cos u \Delta e_y + \cot i \Delta i_y + \Delta u \\ \Delta r_z / a &\approx \sin u \Delta i_x - \cos u \Delta i_y \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

令 $P = a \delta e$, $L = a (\cot i \Delta i_y + \Delta u)$, $S = a \delta i$, 同时利用三角合角公式可得

$$\left. \begin{aligned} \Delta r_x &\approx -P \cos(u - \varphi_{FF}) \\ \Delta r_y &\approx 2P \sin(u - \varphi_{FF}) + L \\ \Delta r_z &\approx S \sin(u - \theta_{FF}) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式(7)表明编队卫星之间的相对运动可以分解为垂直轨道面的简谐运动和在轨道面内的椭圆运动。 P 表示辅星相对主星运动轨迹在编队坐标系 XOY 面内投影椭圆的短半轴; S 表示辅星相对主星运动轨迹在编队坐标系 Z 向上的振幅; L 表示主星相对编队构形几何中心在编队坐标系 Y 向的偏移量。

式中,下标为 1 表示主星绝对轨道六根数;下标为 2 表示辅星绝对轨道六根数。

同时,式(1)可以进一步做如下定义

$$\Delta e = e_2 \cdot \begin{bmatrix} \cos \omega_2 \\ \sin \omega_2 \end{bmatrix} - e_1 \cdot \begin{bmatrix} \cos \omega_1 \\ \sin \omega_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta e_x \\ \Delta e_y \end{bmatrix} = \delta e \begin{bmatrix} \cos \varphi_{FF} \\ \sin \varphi_{FF} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\Delta i = \begin{bmatrix} i_2 - i_1 \\ (\Omega_2 - \Omega_1) \sin i_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta i_x \\ \Delta i_y \end{bmatrix} = \delta i \begin{bmatrix} \cos \theta_{FF} \\ \sin \theta_{FF} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中, δe 和 φ_{FF} 分别是 Δe 的大小和相位; δi 和 θ_{FF} 分别是 Δi 的大小和相位。

同样, r_1 和 r_2 分别表示主星、辅星在编队坐标系^[12]下的位置矢量。辅星相对于主星的相对运动可以通过编队坐标系下辅星与主星的相对位置 $\Delta r = r_2 - r_1$ 来描述,则 Δr 可以表示成

$$\Delta r = [\Delta r_x \quad \Delta r_y \quad \Delta r_z]^T \quad (4)$$

在编队坐标系下,相对位置与相对轨道根数之间存在对应关系,其转换公式为^[8]

$$\frac{\Delta r}{a} = \begin{bmatrix} 1 & -\cos u & -\sin u & 0 & 0 & 0 \\ -1.5 \Delta u & 2 \sin u & -2 \cos u & 0 & \cot i & 1 \\ 0 & 0 & 0 & \sin u & -\cos u & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta a / a \\ \Delta e_x \\ \Delta e_y \\ \Delta i_x \\ \Delta i_y \\ \Delta u \end{bmatrix} \quad (5)$$

由上述编队相对位置与轨道根数关系及编队相对运动学方程可知,按照调整轨道根数的不同,编队保持可进一步分解为轨道面内根数 ($\delta \Delta e$ 、 $\delta \Delta a$ 、 $\delta \Delta u$) 和轨道面外根数 ($\delta \Delta i$) 的独立控制^[21]。

2 编队保持控制算法

编队构形是由两颗卫星的相对轨道根数所决定,因此编队构形控制最终变成对编队卫星的相对轨道根数调整。由文献[22-24]的编队构形摄动分析可知,编队构形保持控制主要是调整平面内相对轨道根数与平面外相对轨道根数。

2.1 平面内控制

考虑到径向控制效率低,燃料消耗多的不足,编队保持控制采用沿航迹向控制方式。

2.1.1 调整 $\delta \Delta e$

当单独调整 $\delta \Delta e$ 矢量而不改变 $\delta \Delta a$ 时,可以采取两次沿航迹向脉冲控制,喷气时刻为 u 和

$u + \pi$, 两次喷气量相同, 喷气方向相反。单次对应的速度增量为 Δv^e

$$\left. \begin{aligned} \delta \Delta e_x &= \frac{4}{na} \Delta v^e \cos u \\ \delta \Delta e_y &= \frac{4}{na} \Delta v^e \sin u \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中, n 为轨道角速度; 喷气时刻 $u = \arctan(\delta \Delta e_y / \delta \Delta e_x)$; $\Delta v^e = \frac{na}{4} \sqrt{\delta \Delta e_x^2 + \delta \Delta e_y^2}$ 。

2.1.2 调整 $\delta \Delta a$

当单独调整相对长半轴 $\delta \Delta a$ 而不改变 $\delta \Delta e$ 时, 可以通过两次沿航迹向脉冲控制。两次喷气的时刻分别是 u 和 $u + \pi$, 两次喷气量相同, 喷气方向相同。单次喷气对应速度增量为 Δv^a

$$\delta \Delta a = \frac{4}{n} \Delta v^a \quad (9)$$

式中, u 为任意纬度幅角。

2.1.3 改变 $\delta \Delta u$

当需要独立改变 $\delta \Delta u$ 时, 同样可以利用两次沿航迹向脉冲控制实现。两次喷气分别在 u 和 $u + 2\pi$, 两次喷气量相同, 喷气方向相反。单次喷气对应速度增量为 Δv^u

$$\Delta v^u = -\frac{na}{6\pi} \delta \Delta u \quad (10)$$

根据前面分析, 可以得出以下两点结论:

(1) 相对半长轴、相对偏心率矢量及相对纬度幅角的联合调整可以通过 3 次相位间隔 180° 的沿航迹向脉冲控制实现。第 1 次喷气是在纬度幅角 $u_1 = \arctan(\delta \Delta e_y / \delta \Delta e_x)$ 的时刻, 喷气量将产生的沿航迹向速度增量是 $\Delta v_1 = \Delta v^e + \Delta v^a + \Delta v^u$; 第 2 次喷气在纬度幅角为 $u_2 = \arctan(\delta \Delta e_y / \delta \Delta e_x) + \pi$ 的时刻, 喷气量将产生的切向速度增量是 $\Delta v_2 = -\Delta v^e + \Delta v^a$; 同样, 第 3 次喷气是在纬度幅角为 $u_3 = \arctan(\delta \Delta e_y / \delta \Delta e_x) + 2\pi$ 的时刻, 喷气量将产生的切向速度增量是 $\Delta v_3 = -\Delta v^u$ 。

(2) 调整 $\delta \Delta e$ 的两次脉冲控制对相对半长轴的改变量为 $\delta \Delta a_e = 3\pi/4 \sqrt{\delta \Delta e_x^2 + \delta \Delta e_y^2}$; 同样调整 $\delta \Delta a$ 的脉冲控制对相对纬度幅角的改变量为 $\delta \Delta u_a = -9\pi \delta \Delta a / 4a$; 因此需要对相对轨道根数之间耦合影响进行补偿。

假定相对轨道根数调整量为 $\delta \Delta a$ 、 $\delta \Delta e$ 和 $\delta \Delta u$, 由于编队控制过程相对轨道根数之间耦合影响, 需要对 $\delta \Delta u$ 控制量进行如下补偿

$$\delta \Delta u_f = \delta \Delta u_e + \delta \Delta u_a + \delta \Delta u \quad (11)$$

式中, $\delta \Delta u_f$ 为最终的调整量, 因此可以得到 3 脉冲编队控制公式

$$\left. \begin{aligned} \Delta v_1 &= \frac{na}{4} \delta \Delta e + \frac{n}{4} \delta \Delta a - \frac{na}{6\pi} \delta \Delta u_f \\ \Delta v_2 &= -\frac{na}{4} \delta \Delta e + \frac{n}{4} \delta \Delta a \\ \Delta v_3 &= \frac{na}{6\pi} \delta \Delta u_f \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

将式(11)代入式(12)中, 可得

$$\left. \begin{aligned} \Delta v_1 &= \frac{na}{8} \delta \Delta e - \frac{n}{8} \delta \Delta a - \frac{na}{6\pi} \delta \Delta u \\ \Delta v_2 &= -\frac{na}{4} \delta \Delta e + \frac{n}{4} \delta \Delta a \\ \Delta v_3 &= \frac{na}{8} \delta \Delta e + \frac{3n}{8} \delta \Delta a + \frac{na}{6\pi} \delta \Delta u \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

实际上, 编队控制触发时刻与编队控制时刻往往不一致, 因此还需要对 $\delta \Delta u$ 控制量进行修正。记触发时刻对应的纬度幅角为 u_0 , 则到达第 1 次控制时刻 u_1 , 由半长轴差引起航迹方向漂移对应的相对纬度幅角变化量 $d \Delta u$ 为

$$d \Delta u = -1.5(u_1 - u_0) \Delta a \quad (14)$$

将式(14)代入式(13)中, 可进一步得到

$$\left. \begin{aligned} \Delta v_1 &= \frac{na}{8} \delta \Delta e - \frac{n}{8} \delta \Delta a - \frac{na}{6\pi} (\delta \Delta u + d \Delta u) \\ \Delta v_2 &= -\frac{na}{4} \delta \Delta e + \frac{n}{4} \delta \Delta a \\ \Delta v_3 &= \frac{na}{8} \delta \Delta e + \frac{3n}{8} \delta \Delta a + \frac{na}{6\pi} (\delta \Delta u + d \Delta u) \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

2.2 平面外控制

考虑到编队相对运动可以分解为沿航迹向与垂直沿航迹向两个独立平面运动的叠加, 故而相应的面内控制与面外控制是独立的, 可以进行解耦控制。

平面外采用 1 脉冲控制, 喷气方向为正法向, 控制时刻为

$$u_s = \arctan(d \Delta i_y / d \Delta i_x) \quad (16)$$

控制量为

$$\Delta v_s = na \sqrt{d \Delta i_x^2 + d \Delta i_y^2} \quad (17)$$

2.3 控制策略及先进性

由上述算法推导可以得到平面内与平面外独立两组共四脉冲编队保持控制策略。其中, 面内三脉冲控制分别在 u_1 、 $u_1 + \pi$ 及 $u_1 + 2\pi$ 时刻触发, 逐次控制量为考虑相对轨道根数耦合影响的速度脉冲 Δv_1 、 Δv_2 与 Δv_3 , 具体控制过程如

图 1 所示;面外倾角矢量由于采用法向推力器,故可与面内参数独立解耦控制,触发时刻 u_s 、速度脉冲 Δv_s ,具体控制过程如图 2 所示。

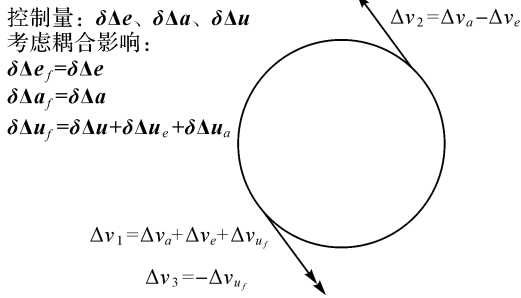


图 1 编队保持面内控制过程

Fig.1 In-track plane control process of the formation

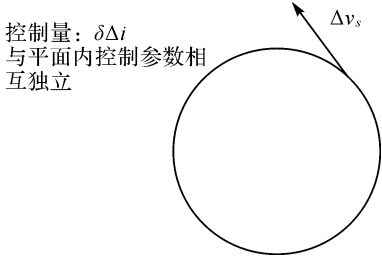


图 2 编队保持面外控制过程

Fig.2 Out-track plane control process of the formation

进一步,从理论分析及算法推导角度可以得到本文提出的控制策略具备如下先进性:

(1) 高控制效率、低工程复杂度。由编队相对动力学方程(5)变换可以得到如下近圆轨道卫星简化的高斯方程

$$\begin{bmatrix} d\Delta a \\ d\Delta e_x \\ d\Delta e_y \\ d\Delta i_x \\ d\Delta i_y \\ d\Delta u \end{bmatrix} = \frac{1}{v} \begin{bmatrix} 0 & 2a & 0 \\ \sin u & 2\cos u & 0 \\ -\cos u & 2\sin u & 0 \\ 0 & 0 & \cos u \\ 0 & 0 & \sin u \\ 0 & -3v/a \Delta t & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v_x \\ \Delta v_y \\ \Delta v_z \end{bmatrix} \quad (18)$$

由上述公式易见,在面内参数 Δe 矢量调整方面,本文方法采用的航迹向推力器是径向推力器控制效率的 2 倍,故与传统使用径向推力器的三脉冲、五脉冲控制算法相比,一方面简化了推力器安装,降低了工程复杂度,一方面提高了控制效率,节省了燃料消耗。

(2) 无偏控制方法、高控制精度。首先,结合式(5)分析,采用轨道面内根数($\delta \Delta e$ 、 $\delta \Delta a$ 、 $\delta \Delta u$)联合控制与轨道面外根数($\delta \Delta i$)独立控制相结合

的策略,与 TanDEM 任务和 PRISMA 任务所采用的主动偏置半长轴实现相对纬度幅角漂移控制不同,本文方法实现了编队参数的无偏控制,减小了相同控制周期内构形发散尺度,为 InSAR 任务提供了精确稳定的干涉基线。其次,由式(15)的推导过程易见,本文方法通过对编队控制过程中相对轨道根数 $\delta \Delta a$ 、 $\delta \Delta e$ 和 $\delta \Delta u$ 间耦合影响以及触发时刻与控制时刻不一致等误差因素影响进行了补偿,相比较于其他方法,具有更高的控制精度。

(3) 控制策略参数化,便于工程实现。由文中考虑补偿控制过程中相对轨道根数间耦合影响的平面内控制时刻 u_1 、 u_2 、 u_3 、速度脉冲 Δv_1 、 Δv_2 、 Δv_3 以及平面外控制时刻 u_s 、速度脉冲 Δv_s 参数化形式可见,控制量完全由编队构形参数变化量决定,物理意义明确,便于工程计算与实施。

该方法已成功应用于天绘二号双星在轨编队构形控制。

3 试验验证

本节将采用本文提出的编队构形控制方法开展试验验证,假定主星在轨道高度 520 km 的近圆太阳同步轨道。编队构形采用等半长轴和等倾角的设计,标称编队构形参数见表 1,编队控制间隔周期为 1 d。控制过程中空间轨迹和部分相对构形参数变化如图 3、图 4 所示。

表 1 仿真构形条件

Tab.1 Initial conditions of the simulation

| 相对构形参数 | 取值 |
|---------------------------|------|
| p/m | 248 |
| s/m | 1230 |
| $\theta_{FF}/(^{\circ})$ | 90 |
| $\varphi_{FF}/(^{\circ})$ | 90 |
| l/m | 0 |

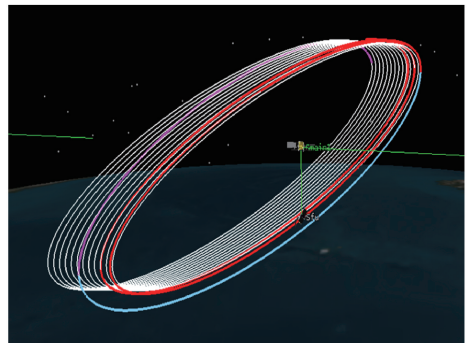


图 3 编队保持控制过程空间轨迹

Fig.3 Tracks of the formation maintenance

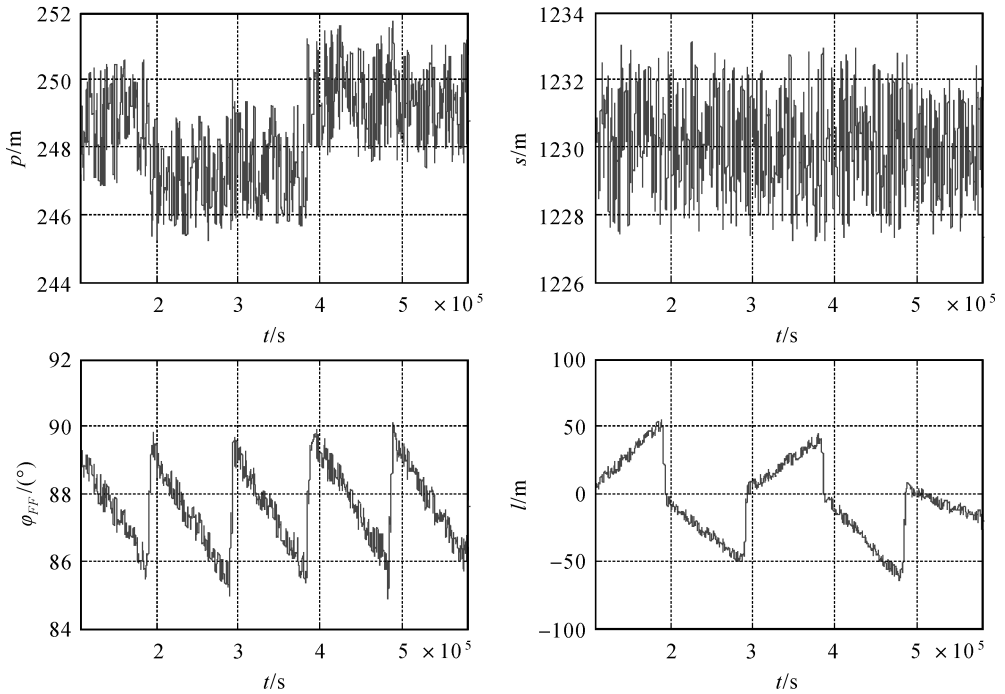


图4 编队构形参数的变化曲线

Fig.4 Variation of the formation configuration parameter

仿真过程中考虑 J_2 与大气摄动影响,主要误差项包括:相对导航误差、推力器效率误差和控制时间误差。其中,相对导航误差将对编队控制算法生成的控制量产生直接影响,对编队控制误差传递是按控制策略生成方式等比例传递的;推力器效率误差主要是由推力器安装误差、推力变化、推力偏斜等因素引起的推力器效率误差,该误差可以通过在轨标定使其减少。天绘二号卫星经过标定后的推力器效率误差保持在 1% 以内,即推力器效率误差引起的控制误差为所需控制量的 1%;天绘二号卫星编队控制时间的分辨率为 1 ms,这样时间分辨率引起的控制时间误差最大为 1 ms。根据上述分析,误差项引起的编队控制最大误差包络见表 2。

表 2 编队保持误差项影响分析

Tab.2 Impact Analysis of the formation maintenance base on error terms

| 参数 | 相对导航误差 | 推力器效率误差 | 控制时间误差 |
|----------------------------------|--------|---------|-----------|
| $\Delta p/m$ | 1.90 | 3.71 | 0.002 5 |
| $\Delta s/m$ | 2.8 | 1.53 | 0.001 3 |
| $\Delta \theta_{FF}/(^{\circ})$ | 0.5 | 1.22 | 0.000 09 |
| $\Delta \varphi_{FF}/(^{\circ})$ | 0.3 | 1.10 | 0.000 025 |
| $\Delta l/m$ | 4.9 | 7.28 | 0.36 |

天绘二号卫星 2021 年 4 月至 10 月实际在轨

编队保持控制精度均值统计见表 3,全球框架下垂直有效基线与沿航迹向基线^[25-26]变化情况如图 5、图 6 所示。

表 3 在轨编队保持精度统计结果

Tab.3 Statistical results of on orbit formation maintenance accuracy

| 参数 | 控制误差均值 |
|----------------------------------|--------|
| $\Delta p/m$ | 2.53 |
| $\Delta s/m$ | 1.81 |
| $\Delta \theta_{FF}/(^{\circ})$ | 0.89 |
| $\Delta \varphi_{FF}/(^{\circ})$ | 0.28 |
| $\Delta l/m$ | 5.35 |

由结果可见,编队保持精度优于仿真误差最大包络,可以有效将全球框架下的双星垂直有效基线与沿航迹向基线分别保持在 80、50 m 变化预期包络范围内,编队保持控制策略合理有效。

4 结论

针对 InSAR 卫星编队构形保持控制问题,本文引入相对轨道根数的编队动力学描述,通过 Hill 坐标系面内、面外控制隔离,优化设计了一种四脉冲编队保持控制方法,并制定了相应的控制策略。该方法具有如下优点:

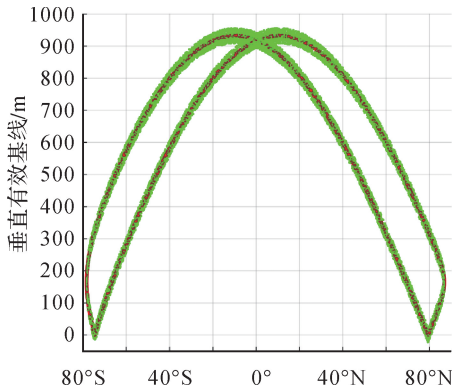


图 5 全球框架垂直有效基线控制周期内变化情况

Fig.5 Variation of vertical effective baseline within control cycle under the global framework

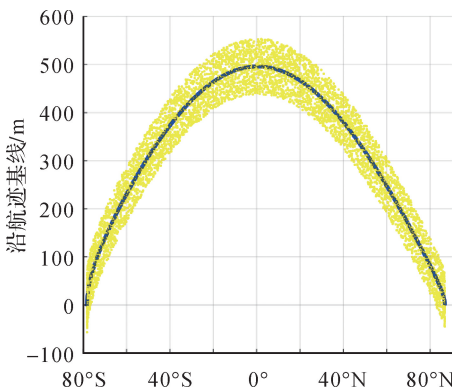


图 6 全球框架沿航迹向基线控制周期内变化情况

Fig.6 Variation of along track baseline within control cycle under the global framework

(1) 相比较于传统三脉冲、五脉冲编队控制,该方法面内控制仅需沿航迹向脉冲,一方面无须安装径向推力器,降低了工程复杂度,一方面沿航迹向为径向控制效率的 2 倍,控制效率高、节省燃料。

(2) 该方法通过对编队控制过程中相对轨道根数耦合影响以及触发时刻与控制时刻不一致等误差因素的影响进行补偿,因此相比较于其他方法,具有更高的控制精度。

(3) 该方法求解过程简单,物理意义明确,控制量完全由编队构形参数变化量决定,能够完成编队保持控制任务。

该编队保持方法已成功应用于天绘二号卫星,并经过在轨验证,控制精度满足预期指标,全球框架下的垂直有效基线与沿航迹基线分布满足预期,有效保证了 InSAR 任务的顺利开展。

参考文献:

- [1] 姜卫平, 赵伟, 赵倩, 等. 新一代探测地球重力场的卫星编队[J]. 测绘学报, 2014, 43(2): 111-117.
JIANG Weiping, ZHAO Wei, ZHAO Qian, et al. Satellite formation for a new gravity field exploration mission[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2014, 43(2): 111-117.
- [2] 杨元喜, 王建荣, 楼良盛, 等. 航天测绘发展现状与展望[J]. 中国空间科学技术, 2022, 42(3): 1-9.
YANG Yuanxi, WANG Jianrong, LOU Liangsheng, et al. Development status and prospect of satellite-based surveying[J]. Chinese Space Science and Technology, 2022, 42(3): 1-9.
- [3] MASSONNET D. Capabilities and limitations of the interferometric cartwheel [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2001, 39(3): 506-520.
- [4] PETERSON E H, FOTOPOULOS G, ZEE R E. A feasibility assessment for low-cost InSAR formation-flying microsatellites[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2009, 47(8): 2847-2858.
- [5] OCHS S, PITZ W. The TerraSAR-X and TanDEM-X satellites [C] // Proceedings of the 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies. Istanbul, Turkey:2007,IEEE: 294-298.
- [6] HUANG Chengquan, GONG Weishu, PANG Yong. Remote sensing and forest carbon monitoring: a review of recent progress, challenges and opportunities[J]. Journal of Geodesy and Geoinformation Science, 2022(2): 124-147.
- [7] LI Zhenhong, YU Chen, XIAO Ruya, et al. Entering a new era of InSAR: advanced techniques and emerging applications[J]. Journal of Geodesy and Geoinformation Science, 2022, 5(1): 1-4.
- [8] YAO Yibin, YANG Yuanxi, SUN Heping, et al. Geodesy discipline: progress and perspective [J]. Journal of Geodesy and Geoinformation Science, 2021, 4(4): 1-10.
- [9] ZINK M, BARTUSCH M, MILLER D. TanDEM-X mission status[C]//Proceedings of 2011 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Vancouver, BC, Canada: IEEE,2011: 2290-2293.
- [10] KROES R, MONTENBRUCK O, BERTIGER W, et al. Precise GRACE baseline determination using GPS [J]. GPS Solutions, 2005, 9(1): 21-31.
- [11] ALLENDE-ALBA G, MONTENBRUCK O. Robust and precise baseline determination of distributed spacecraft in LEO[J]. Advances in Space Research, 2016, 57(1): 46-63.
- [12] KRIEGER G, MOREIRA A, FIEDLER H, et al. TanDEM-X: a satellite formation for high-resolution SAR interferometry[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2007, 45(11): 3317-3341.
- [13] GILL E, D'AMICO S, MONTENBRUCK O. Autonomous

- formation flying for the PRISMA mission[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(3): 671-681.
- [14] 孟云鹤, 戴金海. 近圆轨道卫星编队捕获技术研究[J]. *空间科学学报*, 2006, 26(2): 148-154.
MENG Yunhe, DAI Jinhai. Satellite formation establishing in near circular orbit[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2006, 26(2): 148-154.
- [15] 贺东雷, 曹喜滨, 马骏, 等. 基于相对偏心率/倾角矢量的编队控制方法[J]. *系统工程与电子技术*, 2011, 33(4): 833-837.
HE Donglei, CAO Xibin, MA Jun, et al. Formation control approach based on relative eccentricity/inclination vector[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2011, 33(4): 833-837.
- [16] 楼良盛, 刘志铭, 张昊, 等. 天绘二号卫星工程设计与实现[J]. *测绘学报*, 2020, 49(10): 1252-1264. DOI: 10.1947/j.AGCS.2020.20200175.
LOU Liangsheng, LIU Zhiming, ZHANG Hao, et al. TH-2 satellite engineering design and implementation[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2020, 49(10): 1252-1264. DOI: 10.1947/j.AGCS.2020.20200175.
- [17] D'AMICO S, MONTENBRUCK O. Proximity operations of formation-flying spacecraft using an eccentricity/inclination vector separation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(3): 554-563.
- [18] 孙俊, 黄静, 张宪亮, 等. 地球轨道航天器编队飞行动力学与控制研究综述[J]. *力学与实践*, 2019, 41(2): 117-136.
SUN Jun, HUANG Jing, ZHANG Xianliang, et al. Dynamics and control of spacecraft formation flying in earth orbit [J]. *Mechanics in Engineering*, 2019, 41(2): 117-136.
- [19] 胡敏, 曾国强, 姚红. 基于相对轨道根数的卫星编队重构控制研究[J]. *装备指挥技术学院学报*, 2010, 21(1): 74-77.
HU Min, ZENG Guoqiang, YAO Hong. Research on satellite formation reconfiguration control based on relative orbit elements[J]. *Journal of the Academy of Equipment Command & Technology*, 2010, 21(1): 74-77.
- [20] 崔海英, 李俊峰, 高云峰. 椭圆参考轨道的卫星编队队形保持控制设计[J]. *工程力学*, 2007, 24(4): 147-151.
CUI Haiying, LI Junfeng, GAO Yunfeng. Control of satellite formation keeping in eccentric orbits[J]. *Engineering Mechanics*, 2007, 24(4): 147-151.
- [21] 张世杰, 段广仁. 分布式卫星编队飞行队形保持协同控制[J]. *宇航学报*, 2011, 32(10): 2140-2145.
ZHANG Shijie, DUAN Guangren. Cooperative control for distributed satellite formation keeping[J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(10): 2140-2145.
- [22] 张杨, 侯明善, 刘永刚. 卫星编队长期保持与控制比较研究[J]. *计算机仿真*, 2009, 26(11): 41-45.
ZHANG Yang, HOU Mingshan, LIU Yonggang. A comparison of long-term keeping and control for satellite formation flying[J]. *Computer Simulation*, 2009, 26(11): 41-45.
- [23] 曹喜滨, 贺东雷. J2 摄动下编队构形保持脉冲控制方法[J]. *系统仿真学报*, 2007, 19(23): 5447-5450.
CAO Xibin, HE Donglei. Impulsive control approach for formation keeping under J2 perturbation [J]. *Journal of System Simulation*, 2007, 19(23): 5447-5450.
- [24] D'AMICO S, ARDAENS J S, LARSSON R. Spaceborne autonomous formation-flying experiment on the PRISMA mission[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(3): 834-850.
- [25] 楼良盛, 刘志铭, 李崇伟. 卫星编队 InSAR 基线的确定方法[J]. *遥感信息*, 2013, 28(2): 9-11, 23.
LOU Liangsheng, LIU Zhiming, LI Chongwei. Technique of determining baseline for InSAR based on formation-flying satellites[J]. *Remote Sensing Information*, 2013, 28(2): 9-11, 23.
- [26] TANG Xinming, LI Tao, GAO Xiaoming, et al. Research on key technologies of precise InSAR surveying and mapping applications using automatic SAR imaging [J]. *Journal of Geodesy and Geoinformation Science*, 2019, 2(1): 27-37.

(责任编辑:张艳玲)

收稿日期: 2021-07-09

修回日期: 2022-10-09

第一作者简介: 陈重华(1978—), 男, 硕士, 研究员, 研究方向为卫星总体设计技术。

First author: CHEN Chonghua(1978—), male, master, research fellow, majors in satellite design.

E-mail: 13761188650@139.com

通信作者: 李楠

Corresponding author: LI Nan

E-mail: lili.china@163.com