

陆地探测一号卫星严格回归轨道控制实践

岳 杨¹, 杜耀珂^{1,2}, 陈筠力³, 王文妍^{1,2}, 杨盛庆^{1,2}, 完 备^{1,2}

1. 上海航天控制技术研究所, 上海 201108

2. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201108

3. 上海航天技术研究院, 上海 201109



摘 要 陆地探测一号卫星搭载了 L 波段多极化 SAR 进行对地观测, 为保证高精度、高频次的地面时空重访, 卫星在轨进行了严格回归轨道控制。针对双星分批部署的任务约束问题, 基于严格回归轨道特性, 分析了发射窗口差异对轨控的影响, 初期组网捕获采用了摄动补偿控制策略, 能够有效减少燃料消耗。针对严格回归轨道的长期面内外控制在轨实践情况进行了分析研究, 在轨飞行结果表明, 卫星真实轨迹维持在参考轨迹附近百米级管径内, 满足了预期的管径控制要求。

关键词 严格回归轨道; 虚拟编队; 轨道保持; 在轨实践; 陆探一号

中图分类号: V412.4+1 **文献标识码:** A

文章编号: 1006-3242(2023)06-0037-07

Strictly-Regressive Orbit Control Practice for LT-1 Satellite

Yue Yang¹, Du Yaoke^{1,2}, Chen Junli³, Wang Wenyan^{1,2}, Yang Shengqing^{1,2}, Wan Bei^{1,2}

1. Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China

2. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China

3. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China

Abstract *L-band multi-polarization SAR is deployed for the load by Land Exploration Satellites (LT-1), which is used for earth observation. In order to ensure high-precision results of high-frequency ground spatiotemporal revisit, the satellite orbit control is defined as strict regression orbit control in orbit. In response to the task constraint issues of batch deployment of satellite groups, the impact of launch window differences on orbit control is analyzed based on strict regression orbit characteristics. In the initial network, the perturbation compensation control strategy is adopted, which can effectively reduce fuel consumption. The long-term in-orbit in-plane and out-plane control of strict regression orbit are analyzed. The results of in-orbit flight show that the true trajectory of the satellite is maintained within a hundred meter diameter orbital tube near the reference trajectory, which meet the expected tube control requirements.*

Key words *Strictly -regressive orbit; Virtual formation; Orbit maintenance; In-orbit practice; LT-1*

收稿日期: 2023-04-03

作者简介: 岳 杨(1994 -), 男, 硕士, 研究方向为卫星轨道动力学与控制; 杜耀珂(1982 -), 男, 硕士, 研究方向为卫星轨道、姿态动力学与控制; 陈筠力(1971 -), 男, 博士, 研究方向为卫星总体设计技术; 王文妍(1975 -), 女, 硕士, 研究方向为卫星轨道、姿态动力学与控制; 杨盛庆(1985 -), 男, 博士, 研究方向为卫星轨道设计、多个体系统控制理论、编队相对导航、编队路径规划及最优控制; 完 备(1983 -), 男, 硕士, 研究方向为卫星轨道动力学与控制。

0 引言

空间观测是全球环境资源测量和动态变化监测的重要途径之一。相比于光学测绘卫星,搭载合成孔径雷达(SAR)卫星具有全天候、全天时观测以及数据处理速度快等优点,能实现对地高分宽幅成像、干涉测高、地表微小形变监测等多要素的遥感观测^[1-2]。SAR卫星一般多采用回归轨道,轨道具有星下点轨迹周期性重叠的特性,满足周期性观测的任务需求^[3],高精度地面时空重访有助于提升成像的前后一致性。由于受空间环境摄动影响,卫星的轨道特性发生变化,因此在轨通过控制来修正地面轨迹偏差^[4]。常规的轨道维持控制一般为交点地方时控制,或几公里到几十公里的地面轨迹保持,Envisat^[5]的地面轨迹漂移范围为1 km。而三维严格回归轨道控制^[6-7](管道控制)具有更高的控制精度。严格回归指地固系下空间目标点的高精度重访,具有空间、时间双重约束,从而提升了观测质量。通过迭代修正初始轨道参数,以地球高阶引力场模型为基础进行高精度轨道递推获取严格回归参考轨道^[8]。管道控制目标就是保证卫星实际轨道始终处于以参考轨道为中心、半径为 R 的空间管道内。管径 R 一般由星载SAR信号频率和带宽约束,一般范围为50~1000 m^[9]。C波段SAR卫星Sentinel-1^[10]实现直径100 m(RMS)管道内的严格回归,轨道控制的法向误差75.05 m(RMS),径向误差16.93 m(RMS)。X波段SAR卫星TerraSAR-X^[6,11]轨道维持在半径250 m(RMS)的管道内,L波段SAR卫星ALOS-2^[9,12],通过星上自主的轨道控制方式,将轨道保持在半径500 m(95%)的管道内。

陆地探测一号(后续简称“陆探一号”)作为中国首个搭载了L波段多极化SAR的对地观测卫星,通过对地面目标点的高精度时空重访,进行地表形变的高精度测量和监测。为满足高频次、高精度的地面重访需求,卫星提出了真实轨迹需维持在参考轨道附近百米级管径内的轨道控制要求。A星和B星分别于2022年1月26日7时44分和2月27日7时44分发射。A星入轨后捕获参考轨道并进行管道保持,B星入轨后形成双星前后跟飞,开展重轨干涉测量。

陆探一号卫星参考轨道参数如表1所示。

表1 严格回归轨道参数

类型	参数
轨道类型	太阳同步冻结回归轨道
轨道高度	607 km
回归周期	8 d
降交点地方时	6:00 am

陆探一号管道控制需要精确保证运行轨道的严格回归、太阳同步与冻结特性。下面针对严格回归轨道对B星入轨的控制影响及A星长期严格回归轨道保持进行分析和研究。

1 入轨初期轨道控制

1.1 相位窗口

B星入轨后双星的相位关系由发射间隔天数和A星管道捕获调整相位确定。前者主要由严格回归轨道的回归特点决定,后者由入轨偏差决定。

卫星开普勒轨道根数 $[a, e, i, \Omega, \omega, M]$ 分别代表半长轴、偏心率、轨道倾角、升交点赤经、近地点幅角和平近点角,当仅考虑地球二阶带谐项摄动时,轨道周期 T_N 的计算公式为^[13]:

$$T_N = \frac{2\pi}{n} \left(1 - \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{a} \right)^2 (4 \cos^2 i - 1) \right) \quad (1)$$

其中: n 为平均轨道角速度, J_2 为地球扁率摄动系数, R_e 为地球赤道平均半径。由式(1)可得陆探一号每天运行圈数为14.875圈,每天运行的圈数并非整数圈,发射间隔整天数会带来相位差。即发射间隔一天,相位差为 45° 。由此可知,当双星历元差4 d,则双星相位相差 180° 。一般可根据入轨初期任务模式选择发射相位窗口。

陆探一号双星发射间隔4个回归周期,即32 d,则发射窗口带来的相位差为 0° 。B星发射入轨时,此时双星相位差为 111° ,则A星经过在轨测试和管道捕获相位调整约 111° 。

1.2 平面窗口

发射场随地球旋转而进入目标轨道的时刻相同则双星轨道共面。假设运载主动段飞行时间一致,由于地球自转,则发射时刻相差1 min带来升交点赤经变化 0.25° 。因此为了保证双星在同一轨道面上,B星发射时刻需与A星发射时刻偏差尽可能小。

陆探一号的轨道可将二阶带谐项视为摄动量中的一阶小量,升交点赤经和平纬度幅角 λ 的一阶

长期摄动项^[13]描述为:

$$\begin{cases} \dot{\Omega} = -\frac{3 J_2 R_e^2}{2a^2(1-e^2)^2} n \cos i \\ \dot{\omega} = \frac{3 J_2 R_e^2}{2a^2(1-e^2)^2} n \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i\right) \\ \dot{M} = \frac{3 J_2 R_e^2}{2a^2(1-e^2)^2} n \sqrt{1-e^2} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i\right) \\ \dot{\lambda} = \dot{\omega} + \dot{M} \end{cases} \quad (2)$$

升交点赤经相对漂移速率和星间相位漂移速率与倾角偏差和半长轴偏差的关系如式(3):

$$\begin{cases} \partial \dot{\Omega} = -\frac{7 \dot{\Omega}}{2a} \partial a - \frac{\sin i \dot{\Omega}}{\cos i} \partial i \\ \partial \dot{\lambda} = -\left(\frac{7 \dot{\lambda}}{2a} + \frac{3n}{2a}\right) \partial a - \frac{3 J_2 R_e^2 n \sin(2i) (5 + 3 \sqrt{1-e^2})}{4a^2(1-e^2)^2} \partial i \end{cases} \quad (3)$$

当双星存在半长轴偏差和倾角偏差,由式中可知升交点赤经与星间相位的变化。一天内,当半长轴相差 1 km,星间相位漂移约 1.15°,升交点赤经变化约 0.0005°;当倾角相差 1°,星间相位漂移约 0.14°,升交点赤经变化约 0.1252°。

B 星由跟飞切换为绕飞,通过半长轴偏置利用开普勒轨道特性间接完成调相,产生升交点赤经偏差,其大小与漂星相位变化量线性相关,B 星在轨采用倾角偏置以补偿升交点赤经漂移,以此减小双星升交点赤经偏差,提高后续任务模式的控制效率和减小燃耗。

2 在轨长期控制结果

参考轨道设计过程仅考虑地球引力场影响,而卫星实际轨道不仅受地球引力场影响,还包括大气阻力、日月三体引力等,故需要管道控制补偿除地球引力场之外的轨道摄动影响。

参考 e/i 矢量相对轨道要素定义,描述空间中实际轨迹和参考轨迹间的相对运动:

$$\begin{pmatrix} \Delta a \\ \Delta e_x \\ \Delta e_y \\ \Delta i_x \\ \Delta i_y \\ \Delta u \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_2 - a_1 \\ e_2 \cos \omega_2 - e_1 \cos \omega_1 \\ e_2 \sin \omega_2 - e_1 \sin \omega_1 \\ i_2 - i_1 \\ (\Omega_2 - \Omega_1) \sin i_1 \\ u_2 - u_1 \end{pmatrix} \quad (4)$$

其中:下标 1 表示参考轨道要素;下标 2 表示实际轨道要素:

$$\begin{cases} \Delta e = \begin{pmatrix} \Delta e_x \\ \Delta e_y \end{pmatrix} = \delta e \begin{pmatrix} \cos \theta \\ \sin \theta \end{pmatrix} \\ \Delta i = \begin{pmatrix} \Delta i_x \\ \Delta i_y \end{pmatrix} = \delta i \begin{pmatrix} \cos \varphi \\ \sin \varphi \end{pmatrix} \end{cases} \quad (5)$$

其中: θ 和 δe 分别为相对偏心率矢量的相位角及幅值大小, φ 和 δi 分别为相对倾角矢量的相位角及幅值大小。可由相对轨道要素获得虚拟编队构形参数^[14]为:

$$\begin{pmatrix} p \\ s \\ \theta \\ \varphi \\ l \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_1 \delta e \\ a_1 \delta i \\ \arctan(\Delta e_y / \Delta e_x) \\ \arctan(\Delta i_y / \Delta i_x) \\ a_1 (\cot i \Delta i_y + \Delta u) \end{pmatrix} \quad (6)$$

其中: p 为轨道平面内尺度参数, s 为轨道平面外尺度参数, l 为航迹向距离。编队构形参数定义在以惯性坐标系参考点为中心的编队坐标系下,为考虑地球自转的影响,定义地固轨迹坐标系的示意如图 1。

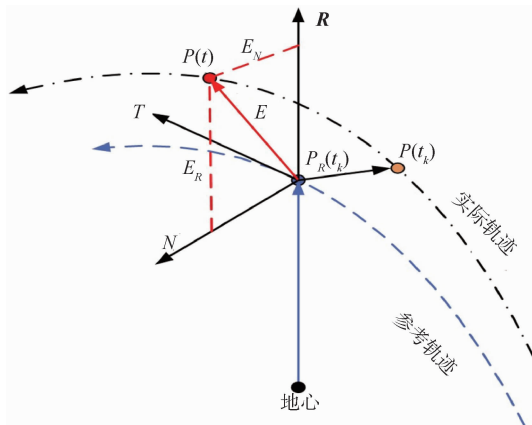


图 1 空间管道示意

图中 t_k 表示当前参考轨迹检验点,参考轨迹点对应的地固系位置坐标 P_R 为原点, R 为从地心指向原点矢量, T 垂直于 R 指向后续的参考轨迹点, N 根据右手法则确定。卫星偏离严格回归轨道参考点的管径偏差包括法向分量 E_N 和径向分量 E_R ,其与虚拟编队构形参数的映射关系如下:

$$\begin{pmatrix} E_R \\ E_N \end{pmatrix} = a_1 \begin{pmatrix} 1 & -\cos u_1 & -\sin u_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin u_1 & -\cos u_1 & \frac{\omega_e \cos u_1}{n_1} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta a/a_1 \\ \Delta e_x \\ \Delta e_y \\ \Delta i_x \\ \Delta i_y \\ \Delta u \end{pmatrix} \quad (7)$$

其中: ω_e 为地球自转角速度, n_1 为参考轨道的平均角速度。管道控制本质上通过将相对轨道根数控制在设计阈值内, 以满足轨迹坐标系下的相对运动状态。径径向、航迹向、法向的速度脉冲增量为 Δv_R , Δv_T 和 Δv_N , 作用下的近圆轨道简化的高斯摄动方程为:

$$\begin{pmatrix} \delta \Delta a \\ \delta \Delta e_x \\ \delta \Delta e_y \\ \delta \Delta i_x \\ \delta \Delta i_y \end{pmatrix} = \frac{1}{n_1 a_1} \begin{pmatrix} 0 & 2a_1 & 0 \\ \sin u_1 & 2\cos u_1 & 0 \\ -\cos u_1 & 2\sin u_1 & 0 \\ 0 & 0 & \cos u_1 \\ 0 & 0 & \sin u_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta v_R \\ \Delta v_T \\ \Delta v_N \end{pmatrix} \quad (8)$$

由式(8)可知, 为提高控制效率, 在轨采用沿切向控制调整平面内参数。同时, 轨道面外和轨道面内控制解耦。采用独立的法向控制调整平面外参数。

统计 A 星 2 月 9 日至 10 月 25 日内约 260 d 的在轨遥测。通过基于 GNSS 测量数据的管道导航^[15]数据, 获取卫星相对参考轨道采样点的相位时间偏差和卫星在参考轨道编队坐标系切航迹向平面内的相对运动轨迹, 进而反应真实轨迹相对于参考轨迹的运动状态, 验证在轨道控制效果。

2.1 面内控制

面内控制主要抵消大气阻力摄动对半长轴的影响, 地面轨迹维持一般采用半长轴超调控制^[3]策略, 尽可能利用自然摄动, 减少轨道保持频次。面内控制的频次与管径阈值及半长轴衰减率相关。

面内半长轴控制量与管道法向偏差的关系由式(9)确定:

$$\Delta a = \sqrt{\frac{-16\dot{a}E_{Na}}{3\pi}} \quad (9)$$

其中: \dot{a} 为半长轴衰减率, 单位为 m/d, E_{Na} 为相对半长轴偏差带来管径法向偏差边界值, 单位为 m。

半长轴控制量与相位改变量的关系由式(10)确定:

$$\delta \Delta u = -\frac{3n_1}{2a_1} \Delta a \Delta t \quad (10)$$

联合式(9)和(10)可得相位、半长轴和法向偏差间的关系, 半长轴的控制纬度幅角点由相对偏心率矢量决定。因此根据偏置相位确定半长轴偏置量, 选择合适的控制点通过面内切向脉冲实现半长轴、偏心率矢量的联合修正。

2.1.1 半长轴控制

卫星的相对运动轨迹在垂直于航迹向轨平面内为一椭圆^[15], 椭圆中心相对于参考轨道采样点的径向偏置大小就是真实半长轴与参考半长轴的差值。

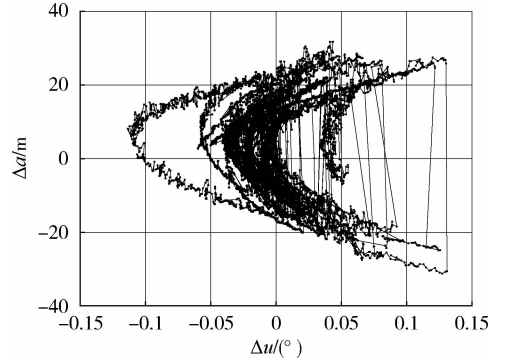


图 2 半长轴控制

图 2 表示大气阻力摄动下, 相对半长轴偏差与相位的超前和滞后的关系变化, 此时极限环中心在参考轨道检验点的中心上, 前后相位距离约在 20 km 范围内。期间半长轴衰减率约 3 m/d。半长轴最大控制量约为 58 m, 最小约 21 m, 平均控制间隔约 12 d。

2.1.2 相对偏心率矢量控制

图 3 表示相对偏心率矢量偏差长期在稳定状态, 面内控制使偏心率矢量的大小维持在 70 ~ 90 m 范围内, 相位角维持在约 100° ~ 130° 范围内。

2.2 面外控制

日月引力及固液体潮等摄动会使轨道面的旋转引起升交点赤经和轨道倾角的漂移。由式(7)可知, 升交点赤经偏差和倾角偏差对管径法向偏差的

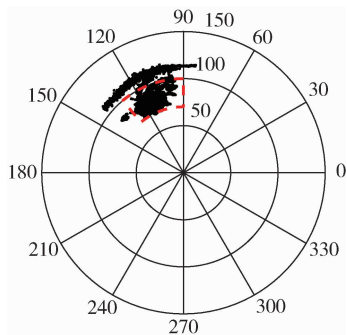


图 3 相对偏心率矢量

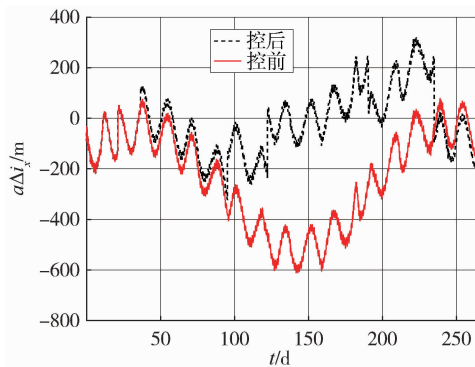


图 5 倾角偏差的演化和控制

影响与纬度幅角相关,法向偏差在 0°或 180°纬度幅角,表现为升交点赤经偏差,在 90°或 270°纬度幅角,表现为倾角偏差。

2.2.1 升交点赤经偏差控制

对于升交点赤经偏差采用间接控制的方式,通过相位偏置抵消升交点偏差产生的管径法向误差,标称相位偏置大小由式(11)确定:

$$\Delta u_0 = \frac{\Delta i_y}{a_1 \omega_e} = \frac{ssin\phi}{a_1 \omega_e} \quad (11)$$

图 4 表示了轨道相位跟随升交点赤经偏差的漂移变化。

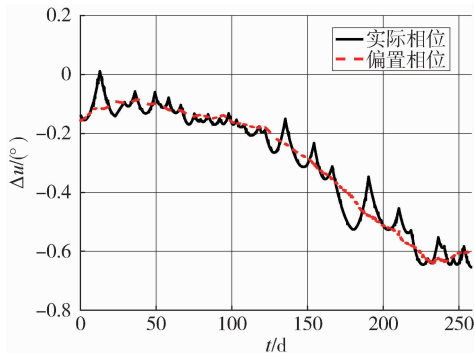


图 4 相位偏差标称值和实际值

2.2.2 倾角偏差控制

管径倾角偏差项无法通过相位补偿,在轨通过直接控制消除。图 5 表示了轨道倾角控制的变化过程,近地卫星日月摄动量级较小,因此在轨倾角控制频率较低。卫星在 3 月 23 日、5 月 16 日、6 月 10 日、8 月 16 日和 9 月 29 日分别进行了 5 次面外控制,将倾角偏差控制在约 200 m 的范围内。单次的控制量分别约为 57.30 m,190.45 m,248.94 m,-213.23 m 和 -334.19 m。

卫星的轨道降交点地方时为 6:00 am,因此太阳引力对轨道倾角的长期摄动可以忽略,而日月引

力带来的周期性摄动占主要部分。通过对控制效果的补偿,图 5 中还还原了倾角摄动过程,倾角摄动反映出日周期项、半月周期项和长周期项,振幅分别为 12 m,85 m 和 270 m。

2.3 在轨管道控制结果

在轨管径按照径向和法向 2 个维度分析,由式(5)知,管径径向偏差 E_R 包括相对偏心率矢量在径向的周期性振动和相对半长轴偏差 Δa ,分别表征相对运动椭圆的面内尺度大小及椭圆中心的偏置位置。由图 6 可知,径向误差最大不超过 150 m,均方根误差约为 64 m。

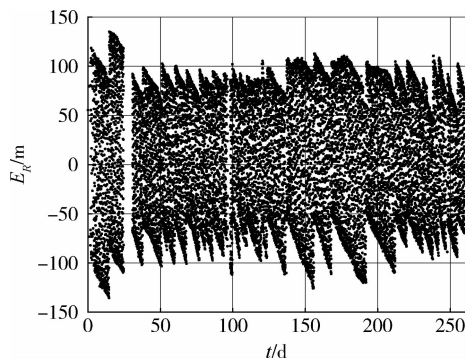


图 6 管径径向偏差

管径法向偏差 E_N 由相对倾角矢量在轨道面法向上的周期变化以及半长轴偏差 Δa 引起的累积偏差 Δu 对法向偏差的综合影响组成。如图 7 所示,最大法向偏差为 1082 m,均方根误差为 250 m,倾角偏差对 E_N 的影响占比为 36%,相位偏差 Δu 对法向偏差的影响占主导地位。

由于卫星轨道具备冻结特性,偏心率矢量演化是相对缓慢的,引起管道半径超出设定的管道边界的因素主要为管径法向分量 E_N 的变化。由图 7 可知,在前 25 d、第 150~180 d 等时间内,控制间隔周期变大导致半长轴偏置量增大,进而影响到相位偏

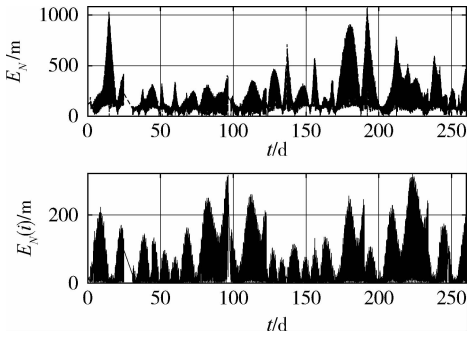


图7 管径法向偏差

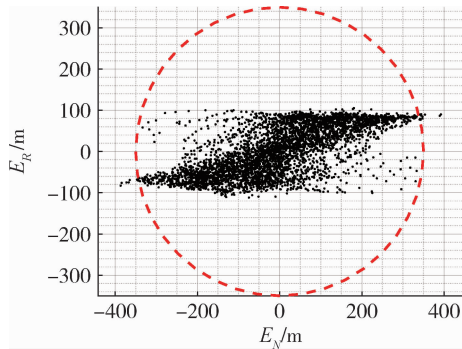


图8 管径偏差

差 Δu , 直接导致法向分量 E_N 的增大。而第 50 ~ 100 d 内面内控制间隔周期较短, 半长轴偏置量较小, 分析统计此区间内 7332 个采样数据, 由图 8 所示, 在轨管径 E 最大值 402 m, 均方根误差值约 151 m, 满足 350 m 管径的概率为 99.76%。

3 结论

1) 陆探一号卫星星组在轨飞行任务规划以及严格回归轨道的轨道特性决定着 B 星的发射窗口。通过发射窗口的精确匹配和倾角偏置被动补偿, 能够减少组网控制消耗和提升组网的控制效率;

2) 陆探一号卫星实现了百米管道的捕获并完成了长期的管道保持。基于遥测数据, 对在轨长期的管道面内外控制效果进行了分析, 管径能够维持在百米的范围内, 而轨道面内控制的不及时导致了管径的超差。

参 考 文 献

[1] 周拥军, 羌丽, 李元祥. 国外高分辨率对地成像观测系统现状与发展趋势[J]. 飞控与探测, 2021, 4(5): 1-8. (Zhou Yongjun, Qiang Li, Li Yuanxiang. Status and development trends of foreign space-borne

high-resolution imaging remote sensing systems [J]. Flight Control & Detection. 2021, 4(5): 1-8.)

[2] 陈筠力, 李威. 国外 SAR 卫星最新进展与趋势展望 [J]. 上海航天, 2016, 33(6): 1-19. (Chen Junli, Li Wei. Recent advances and trends of SAR satellites in foreign countries [J]. Aerospace Shanghai, 2016, 33(6): 1-19.)

[3] 赵坚. 太阳同步(准)回归轨道卫星的轨道保持方法研究 [J]. 中国空间科学技术, 2004, 24(4): 60-64. (Zhao Jian. Research on the orbit keeping of sun-synchronous repeating orbit [J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 24(4): 60-64.)

[4] Fu X F, Wu M P, Tang Y. Design and maintenance of low-earth repeat-ground track successive-coverage orbits [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2012, 35(2): 686-691.

[5] Bargellini P, Matatoros M G, Ventimiglia L, et al. Envisat attitude and orbit control in-orbit performance: an operational view [C] // Proceedings of 6th International Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, Loutraki, Greece, October 17-20, 2005.

[6] Simone D A, Arbinger C, Kireschner M, et al. Generation of an optimum target trajectory for the TerraSAR-X repeat observation satellite [C] // Proceedings of the 18th International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, Germany, October 11-15, 2004.

[7] Aorpimai M, Palmer P L. Repeat-groundtrack orbit acquisition and maintenance for earth observation satellites [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(3): 654-659.

[8] 杨盛庆, 杜耀珂, 陈筠力. 基于迭代修正方法的严格回归轨道设计 [J]. 宇航学报, 2016, 37(4): 420-426. (Yang Shengqing, Du Yaoke, Chen Junli. Design of strictly regressive orbit based on iterative adjustment method [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(4): 420-426.)

[9] Yamamoto T, Yoshihisa A, Yasushi U, et al. Autonomous precision orbit control considering observation planning: ALOS-2 flight results [J]. Journal of Guidance Control and Dynamic, 2016, 39(6): 1244-1264.

[10] Barat, I, Prats, P, Duesmann, B, et al. Sentinel-1: link between orbit control and interferometric SAR baselines performance [C] // Proceedings of the 25th International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, Germany, October 19-23, 2015.

[11] Kahle R, Simone D A. The TerraSAR-X precise orbit control-concept and flight results [C] // Proceedings of the 24th International Symposium on Space Flight Dy-

- namics, Laurel, Maryland, May 5-9, 2014.
- [12] Iwata T, Shimada M, Precision orbit control of the advanced land observing satellite (ALOS) for SAR interferometry[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, 2009, 7(26): 19-28.
- [13] 刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京:国防工业出版社, 2000:120-125.
- [14] Sergio D F, Simone D A, Radice G. Virtual formation method for precise autonomous absolute orbit control [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2014, 27(2): 25-438.
- [15] 杨盛庆, 杜耀珂, 王文妍, 等. 严格回归轨道的管道导航方法研究[J]. 中国空间科学技术, 2017, 37(6): 10-16. (Yang Shengqing, Du Yaoke, Wang Wenyang, et al. Study on the tube navigation of strictly-regressive orbit[J]. Chinese Space Science and Technology, 2017, 37(6): 10-16.)