

低轨星载光学测量确定静止卫星轨道的方法

宋叶志¹ 邵瑞^{1,2} 王蕾^{1,2} 杨建华^{1,2} 刘佳^{1,2} 胡小工¹ 黄勇¹ 尧敏³

(1 中国科学院上海天文台, 上海 200030)

(2 中国科学院大学, 北京 100049)

(3 江西省高速公路联网管理中心, 南昌 330036)

摘要 为了研究低地球轨道(LEO)卫星对地球静止轨道(GEO)卫星的跟踪定轨能力, 文章提出利用LEO星载光学测量技术对GEO卫星进行轨道确定。文章充分考虑光学可视条件与星载相机的观测区域, 对LEO卫星跟踪GEO卫星的空间环境以及测量模式进行模拟。利用模拟得到的测角数据采用数值方法对GEO卫星进行定轨并与参考轨道进行重叠对比。通过仿真算例对单圈及多圈跟踪情况下GEO目标定轨精度进行分析, 结果表明, 在平台轨道误差3m、测量精度5"情况下, 随着观测圈数的叠加, GEO卫星的轨道确定精度可由500m量级提升至百米量级。若提升平台精度和测量精度, 则轨道确定性可进一步提高。

关键词 光学测量 天文定位 星基测角 轨道确定 卫星相机

中图分类号: P207

文献标志码: A

文章编号: 1009-8518(2021)01-0028-11

DOI: 10.3969/j.issn.1009-8518.2021.01.004

Geostationary Satellite Orbit Determination by LEO Space-based Optical Observations

SONG Yezhi¹ SHAO Rui¹ WANG Lei^{1,2} YANG Jianhua^{1,2} LIU Jia^{1,2} HU Xiaogong¹
HUANG Yong¹ YAO Min³

(1 Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China)

(2 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

(3 Highway Network Management Center of Jiangxi Province, Nanchang 330036, China)

Abstract To analyze the tracking and orbit determination ability of LEO satellites to GEO satellites, a method using the LEO spaceborne optical measurement technology is proposed. The space environment and measurement mode of LEO satellite in tracking GEO satellite are simulated with the optical visual conditions and the observation mode of the camera considered. The GEO is determined by the numerical method and the simulated angle measurement data and then compared with the reference orbit. Through these simulation examples, the GEO target orbit determination accuracy is analyzed under the conditions of single-turn and multi-turn tracking. The results show that the orbit determination accuracy of GEO can be improved from 500 meters to 100 meters with the superposition of observation loops under the condition of a platform orbit error of 3m and a measurement accuracy of 5". The track certainty can be further increased with the improvement of the

收稿日期: 2021-01-06

基金项目: 国家自然科学基金(11473056); 上海市自然科学基金(17ZR1435700)

引用格式: 宋叶志, 邵瑞, 王蕾, 等. 低轨星载光学测量确定静止卫星轨道的方法[J]. 航天返回与遥感, 2021, 42(1): 28-38.

SONG Yezhi, SHAO Rui, WANG Lei, et al. Geostationary Satellite Orbit Determination by LEO Space-based Optical Observations[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2021, 42(1): 28-38. (in Chinese)

platform accuracy and measurement accuracy.

Keywords optical observations; astronomical positioning; space based angle tracking; orbit determination; satellite cameras

0 引言

从上世纪 50、60 年代以来, 由于空间大地测量技术的发展催生了一系列高精度空间目标测量技术, 具有代表性的有多普勒无线电定轨定位系统、星载全球导航卫星系统 (GNSS) 导航技术、甚长基线干涉测量、多普勒测量等, 这些技术典型特点是测量精度较高、应用也较为广泛。对于非科学类卫星, 得益于无线电技术的发展, 应答机模式双程与三程测量在一些航天工程中得到广泛应用, 以测距为例, 典型测量精度可以达到分米级, 这为高精度轨道或弹道计算提供了一定的数据基础。鉴于以上技术的进步, 其应用范围也不断向多领域拓展。然而, 有一类航天轨道测量技术是典型空间大地测量技术所无法取代的, 这就是非合作目标的跟踪。非合作目标的跟踪测量技术, 目前通常采用光学测量与雷达跟踪模式, 这两种模式都有各自的优缺点及适用场景。

非合作目标的跟踪测量技术拓展应用, 关乎到国家空间安全, 成为必须要掌握的技术。因此, 欧美诸国都在积极发展自己的空间监测能力。美国空间监视网的观测数据和轨道确定方法目前已编目约有 9 000 个可跟踪的空间目标。这项任务主要由地基雷达和光学望远镜完成。除美国以外, 俄罗斯的空间监视系统也具备空间编目能力, 其编目包含约 6 000 个目标的轨道和特征信息。欧洲从 1999 年开始, 会定期采用地基 CCD 相机对高轨目标进行轨道监测, 并利用观测数据进行初轨确定和轨道改进^[1]。

在空间目标编目任务中, 传统的方法是在地面布设测控网。现考虑如果把望远镜安装在卫星平台上, 对空间目标进行观测, 有诸多优点。如可以 24 小时连续观测、不受白天黑夜影响、不受阴雨天气影响、天基观测没有背景天光影响等。同样口径的望远镜, 天基探测能力比地基观测强。因此, 天基探测可能会成为该领域的一个重要发展方向^[2]。

发达国家对于天基光学监视的研究开展较早。以美国为例, 自上个世纪 90 年代中期开始, 就着手相关研究, 发射了“空间中段实验”卫星, 首次搭载天基测量相机, 验证了天基平台的监测以及编目的能力^[3-6]; 之后不断对技术进行改性, 直至 2010 年开始搭建天基太空监视系统 (Space Based Space Surveillance, SBSS)^[7], 目前已经取得了阶段性的成果。加拿大、德国和欧洲航天局相继开展了天基平台对空间目标追踪监测的相关研究^[8-12]。整体来看, 发达国家已经在天基光学监测上取得了一定的成果, 并且具备了空间编目的能力。中国对天基测角资料的轨道确定研究较少。文献[13-14]给出了天基条件下光学测定轨的短弧轨道确定分析, 采用桁架平衡法, 对初轨可以成功解算最小二乘轨道。全球对地基光学测量轨道确定的研究较多^[15-17]。文献[18]中利用天基测角资料进行定轨的方法初探, 在一定的精度和稀疏度下, 验证了利用天基测角资料进行定轨的可行性和稳健性; 文献[19]中对天基可见光相机探测距离进行了仿真分析, 为天基光学探测的性能评估和传感器设计提供了一定的参考; 文献[20]中, 利用约束最小二乘以及估计测量系统误差的轨道改进方法对地球静止轨道 (GEO) 卫星进行天基光学观测定轨, 可以提高定轨精度; 文献[21]中, 利用天基单星测角跟踪条件下对空间非合作目标进行定轨, 联合两段短弧数据, 精度可达百米; 文献[22]中, 利用测角数据实现低轨卫星对高轨卫星初轨计算; 文献[23]分析了天基测角的可观测性问题, 并采用虚拟测距进行轨道确定仿真。

通过对天基平台的测量定轨技术研究, 可以对地基光学与地基雷达技术形成互补。可以有效增强空间安全监测性能, 为相关决策指挥提供技术支撑。

1 天基光学测量与天文定位

天基目标跟踪主要采用安装在平台卫星上的光学测量 CCD 相机, 其天文定位图像处理是目标跟踪轨道确定的前提。因此, 天基天文定位主要任务是: 处理 CCD 观测图像, 提取背景恒星与空间目标, 建立快速的恒星匹配算法, 通过参考星确定 CCD 量度坐标的模式, 进而计算得到空间目标的天球位置, 为 GEO 目标的精密定轨和编目提供基础数据。天文定位通常分为 3 个模块: 星象提取、背景恒星匹配与空间目标位置及亮度计算。

在底片上以 C 点为原点建立一个直角坐标系, 纵轴 η 为赤纬圈的投影, 取赤纬增加的方向为正向; 横轴 ξ 垂直于 η 轴, 取赤经增加的方向为正向。 $C-\xi\eta$ 则称为理想坐标系。对于一张底片来说, 理想坐标系是唯一的, 星像在此坐标系中的理想坐标 (ξ, η) 。与其赤道坐标 (α, δ) 是一一对应的。其计算公式为

$$\left. \begin{aligned} \xi &= \frac{\cos \delta \sin(\alpha - \alpha_0)}{\sin \delta_0 \sin \delta + \cos \delta_0 \cos \delta \cos(\alpha - \alpha_0)} \\ \eta &= \frac{\cos \delta_0 \sin \delta - \sin \delta_0 \cos \delta \cos(\alpha - \alpha_0)}{\sin \delta_0 \sin \delta + \cos \delta_0 \cos \delta \cos(\alpha - \alpha_0)} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中 (α_0, δ_0) 是望远镜视场平面与天球的切点的轨道坐标。理想坐标系是按照理想的投影定律建立起来的, 而量度坐标系中所量度的星像受物镜像差、底片变形等因素的影响。可以用多项式描述理想坐标和度量坐标之间的映射关系。

理想坐标可以表示为度量坐标的多项式函数。其系数称为底片模型参数。

对于底片模型参数的求解多采用最小二乘方法, 通过使理想坐标和度量坐标之间的转换误差残差平方和达到最小, 求解出底片模型参数。在选定底片参数模型类型的情况下, 利用参考星的量度坐标和理想坐标确定出底片模型参数。可以得到观测目标的理想坐标, 进一步的得到其观测坐标

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \alpha_0 + \arctan\left(\frac{\xi \sec \delta_0}{1 - \eta \tan \delta_0}\right) \\ \delta &= \arctan\left[\frac{\eta + \tan \delta_0}{1 - \eta \tan \delta_0} \cos(\alpha - \alpha_0)\right] \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

2 天基光学跟踪轨道确定方法

利用天基光学测量对目标精密定轨是通过目标轨道动力学进行力学建模, 结合平台星载相机对目标的测量数据进行联合解算。目标轨道动力学满足微分方程, 而测量则联系了飞行器轨道与观测量之间的几何关系。由于测量关于轨道是非线性函数, 当前轨道关于轨道初值也是非线性, 因此轨道确定的过程需要进行微分改正。

探测器运动满足的微分方程可以表示为

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\mathbf{r}} &= -\frac{GM}{r^3} \mathbf{r} + \mathbf{P}(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \mathbf{p}, t) \\ \mathbf{r}(t_0) &= \mathbf{r}_0, \quad \dot{\mathbf{r}}(t_0) = \dot{\mathbf{r}}_0 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中 G 为万有引力常数; M 为地球质量。方程右边第一项为地球的质点引力, \mathbf{r} 为空间目标的位置矢量, $\dot{\mathbf{r}}$ 为空间目标的速度, $\ddot{\mathbf{r}}$ 为空间目标的加速度矢量; \mathbf{r}_0 和 $\dot{\mathbf{r}}_0$ 是初始时刻的状态量。 $\mathbf{P}(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \mathbf{p}, t)$ 主要包括: 地球非球形引力场摄动、日月及大行星摄动、太阳光辐射压摄动、地球固体潮汐与海潮摄动、广

义相对论效应、经验加速度等。

其状态转移矩阵满足的微分方程为

$$\dot{\Phi}(t, t_0) = A(t)\Phi(t, t_0), \Phi(t_0, t_0) = I \tag{4}$$

式中 t_0 为初始时刻; t 为当前时刻; I 为单位矩阵。

$$\Phi = \frac{\partial X}{\partial X_0} = \begin{pmatrix} \frac{\partial r}{\partial r_0} & \frac{\partial r}{\partial \dot{r}_0} & \frac{\partial r}{\partial p_d} & 0 \\ \frac{\partial \dot{r}}{\partial r_0} & \frac{\partial \dot{r}}{\partial \dot{r}_0} & \frac{\partial \dot{r}}{\partial p_d} & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I \end{pmatrix} \tag{5}$$

式中 X 为状态矢量; X_0 为状态矢量的初始值; p_d 为大气阻力系数。

$$X = \begin{pmatrix} r \\ \dot{r} \\ p_d \\ p_g \end{pmatrix}, F = \begin{pmatrix} \dot{r} \\ \ddot{r} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, X_0 = \begin{pmatrix} r \\ \dot{r} \\ p_d \\ p_g \end{pmatrix}_0 \tag{6}$$

式中 F 为 X 对时间 t 的导数; p_g 为太阳光压系数。

状态转移矩阵 $A(t)$ 为

$$A(t) = \left(\frac{\partial F}{\partial X} \right)^* = \begin{pmatrix} 0 & I & 0 & 0 \\ \frac{\partial F}{\partial r} & \frac{\partial F}{\partial \dot{r}} & \frac{\partial F}{\partial p_d} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^* \tag{7}$$

式中 * 代表 t 时刻的参考状态。

由此可以把卫星运动方程与状态转移矩阵满足的微分方程同步进行数值积分。

$$\left. \begin{aligned} \frac{d^2}{dt^2} \left(\frac{\partial r}{\partial r_0} \right) &= \frac{\partial F}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial r_0} + \frac{\partial F}{\partial \dot{r}} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial r}{\partial r_0} \right) \\ \frac{d^2}{dt^2} \left(\frac{\partial r}{\partial \dot{r}_0} \right) &= \frac{\partial F}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial \dot{r}_0} + \frac{\partial F}{\partial \dot{r}} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial r}{\partial \dot{r}_0} \right) \\ \frac{d^2}{dt^2} \left(\frac{\partial r}{\partial p_d} \right) &= \frac{\partial F}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial p_d} + \frac{\partial F}{\partial \dot{r}} \frac{d}{dt^2} \left(\frac{\partial r}{\partial p_d} \right) + \frac{\partial F}{\partial p_d} \end{aligned} \right\} \tag{8}$$

其初始条件为

$$\left. \begin{aligned} \left(\frac{\partial r}{\partial r_0} \right)_{t=t_0} &= I_{3 \times 3} \\ \left(\frac{\partial r}{\partial \dot{r}_0} \right)_{t=t_0} &= 0 \\ \left(\frac{\partial r}{\partial p_d} \right)_{t=t_0} &= 0 \end{aligned} \right\}, \left. \begin{aligned} \left[\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial r}{\partial r_0} \right) \right]_{t=t_0} &= 0 \\ \left[\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial r}{\partial p_d} \right) \right]_{t=t_0} &= 0 \\ \left[\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial r}{\partial \dot{r}_0} \right) \right]_{t=t_0} &= I_{3 \times 3} \end{aligned} \right\} \tag{9}$$

式中 $I_{3 \times 3}$ 为 3×3 的单位矩阵。根据天基光学测量数据，建立卫星轨道与其的函数关系，通过求解非线性系统可以解算出相对于历元时刻的轨道状态以及与非线性系统有关的动力学参数与几何参数。

观测量与卫星状态量之间一般由如下简单的非线性方程描述

$$Y = H(X, t) + V \quad (10)$$

式中 Y 是观测量的测量值； $H(X, t)$ 为相应观测量的理论值； V 为测量误差。轨道确定的线性化方程为

$$O - T = \frac{\partial H}{\partial X} \frac{\partial X}{\partial X_0} \Delta X \quad (11)$$

式中 $\frac{\partial X}{\partial X_0}$ 由变分方程通过数值积分得到； ΔX 为轨道改进量； O 为观测值； T 为理论值。

卫星定轨中动力学方程与测量方程均为非线性系统，因此线性化后可以利用线性估值问题进行最优参数估值，得到每次轨道改进量。以上就是动力学轨道改进的基本原理。

3 定轨试验与分析

3.1 可视性条件

在实测数据处理中，系统只要针对已经采集到的数据进行数据处理即可，无需考虑光学可视条件。搭建仿真平台时，为使得仿真尽可能接近真实情况，需要对相机可探测条件进行数学建模。

为方便讨论先约定以下符号含义：平台轨道在天球坐标系下位置为 r_s ；目标轨道在天球坐标系下位置为 r_{obj} ；太阳在天球坐标系下位置 r_{sun} 。

(1) 作用距离

对于不同的 CCD 相机，其作用距离有一定的差异。设作用距离为 ρ ，则可视条件为

$$\|r_s - r_{obj}\| < \rho$$

(2) 太阳光照条件

考虑太阳、平台和目标的几何关系，当在太阳光和平台视向距离处于一定条件下，目标会出现不可视现象。

太阳相对于目标的单位矢量为 $\frac{r_{sun} - r_{obj}}{\|r_{sun} - r_{obj}\|}$ ，目标相对平台单位矢量为 $\frac{r_{obj} - r_s}{\|r_{obj} - r_s\|}$ 。当以上两个矢量角度大于一定角度时则不可视，典型角度如 105° 。其角度 ϕ 的余弦为

$$\cos \phi = \frac{r_{obj} - r_s}{\|r_{obj} - r_s\|} \cdot \frac{r_{sun} - r_{obj}}{\|r_{sun} - r_{obj}\|} \quad (12)$$

(3) 锥角模式下可视条件

设相机锥角半角为 λ ，可视条件为

$$\theta = \arccos \left(\frac{r_s}{\|r_s\|} \cdot \frac{r_{obj}}{\|r_{obj}\|} \right), \quad |\theta| < \lambda \quad (13)$$

式中 θ 是目标相对平台单位矢量与平台站心的天顶单位矢量之间的夹角。

测量数据仿真是多重可视条件约束。这里主要考虑锥角测量模式下的条件，实际工程中还可能是带状测量模式，其可视条件可以利用球面三角及空间立体几何关系得到。

3.2 平台为低地球轨道 (LEO) 卫星对 GEO 测量

仿真条件如下:

LEO 平台选取: 轨道倾角 42° , 轨道高度 400km。

GEO 目标选取: 为分析对 GEO 轨道可视弧段, 分别选取定点于地理经度 120° 与 -100° 范围内多颗目标进行可视性分析, 其可视弧段基本呈现类似的情况。因此, 这里仅考虑目标经度为 120° 情况。

仿真弧段: 仿真弧段 2020-09-03 04:00:00 至 2020-09-06 04:00:00 (UTC)。对地理经度为 120° 的卫星最大持续时间为第 29 弧段, 持续时间为 3 542.729s, 最小持续时间为第 1 弧段持续时间为 664.716s, 平均持续时间为 3 333.691s。空间站高度为 400km, 轨道周期约为 92.56min。由于测量采取凝视模式, 几乎每一个轨道周期 GEO 都对其可视, 可视弧长约为 59min。

轨道仿真误差: x 、 y 、 z (轨道坐标系的三个空间指向) 方向振幅 3m, 把三维振幅分配到各个分量。按照卫星的轨道周期和半周期两个谐波, 按照 $\pi/4$ 相位变化作为噪声, 加入原始的星历文件, 生成仿真星历。

单圈弧长 50min。仿真测角精度 $5''$, 采样率 3s。低轨卫星一圈 (约 92.56min), 各圈次定轨结果为:

1) 一圈仿真与定轨残差 (2020-09-03) 如图 1 所示。

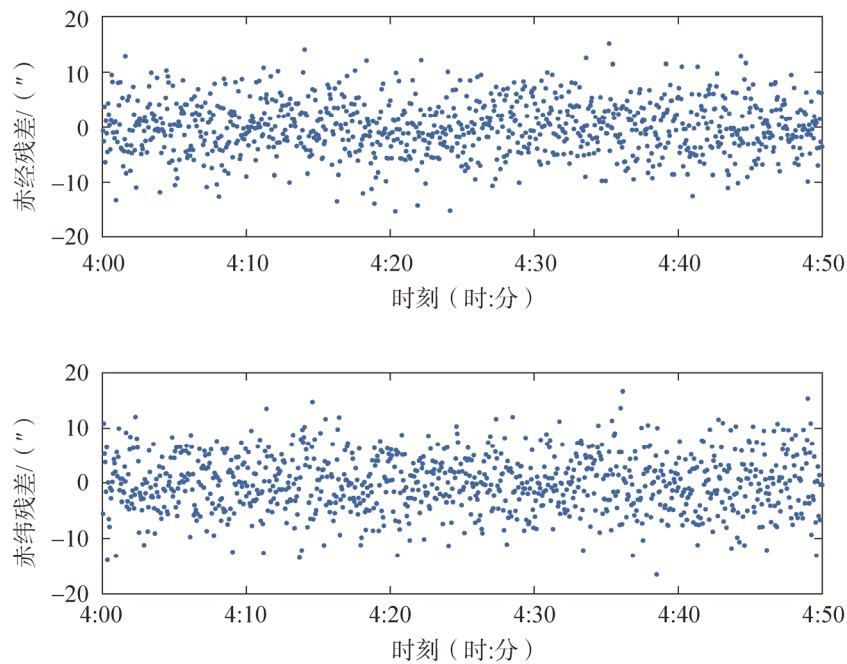


图 1 1 圈轨道确定残差

Fig.1 Residuals of POD in one pass

由图 1 可见, 定轨残差基本呈随机噪声。定轨结果与仿真轨道 $R-T-N$ 坐标系下在 2020-09-03 比较如图 2 所示。其中 $R-T-N$ 坐标系定义如下

$$\mathbf{u}_R = \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|}, \mathbf{u}_N = \frac{\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}}{|\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}|}, \mathbf{u}_T = \mathbf{u}_N \times \mathbf{u}_R \quad (14)$$

式中 \mathbf{u} 表示单位向量, R 、 T 、 N 是单位方向的标识。

由图 2 可见, 平台一圈对目标定轨结果在千米量级。

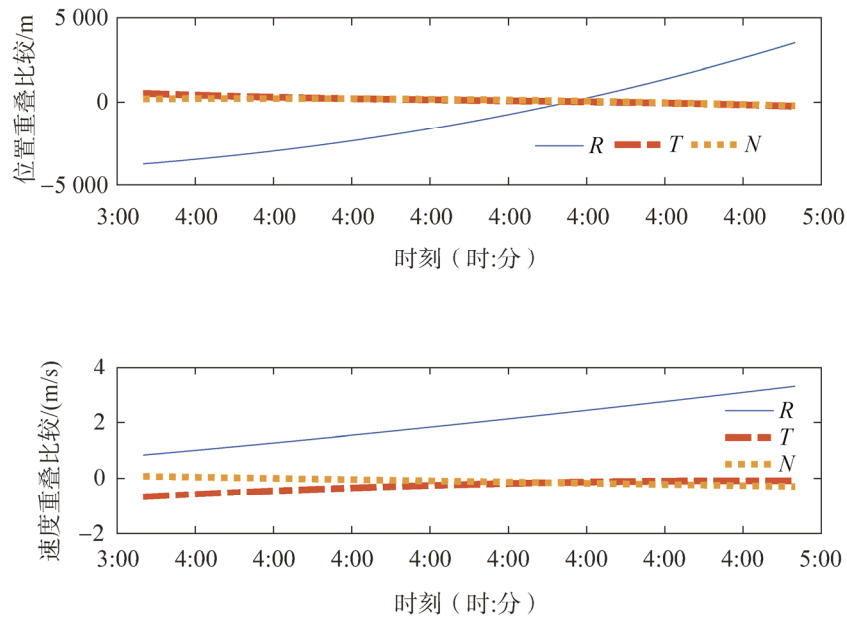


图2 一圈定轨与仿真轨道重叠比较
Fig.2 Overlap of POD and the simulation orbit in one pass

2) 二圈定轨残差(2020-09-03)如图3所示。

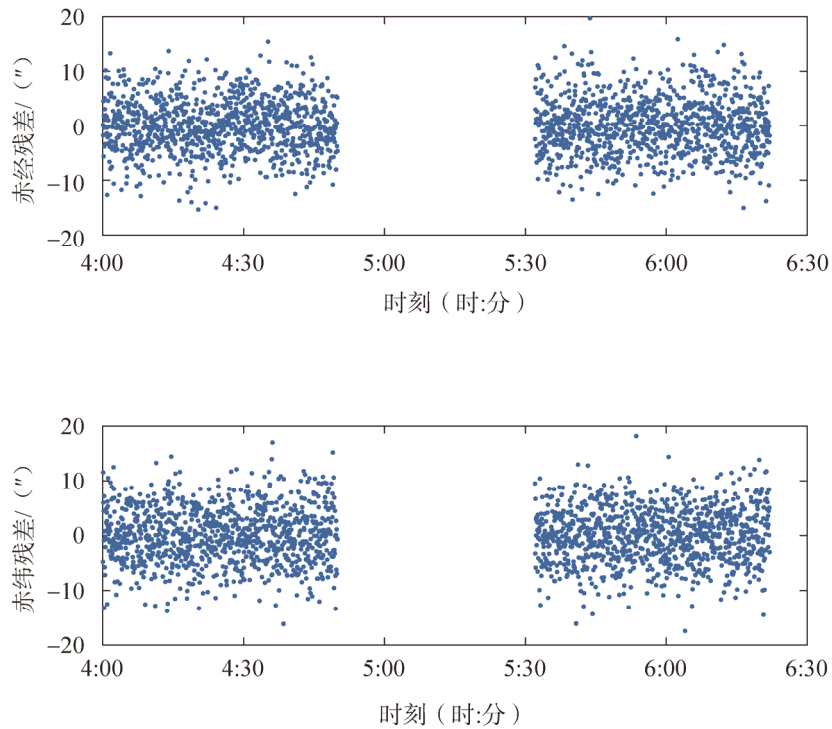


图3 二圈轨道确定残差
Fig.3 Residuals of POD in two passes

由图3可见,平台二圈定轨结果残差亦呈随机分布,基本达到仿真噪声水平。轨道(2020-09-03)比较如图4所示。

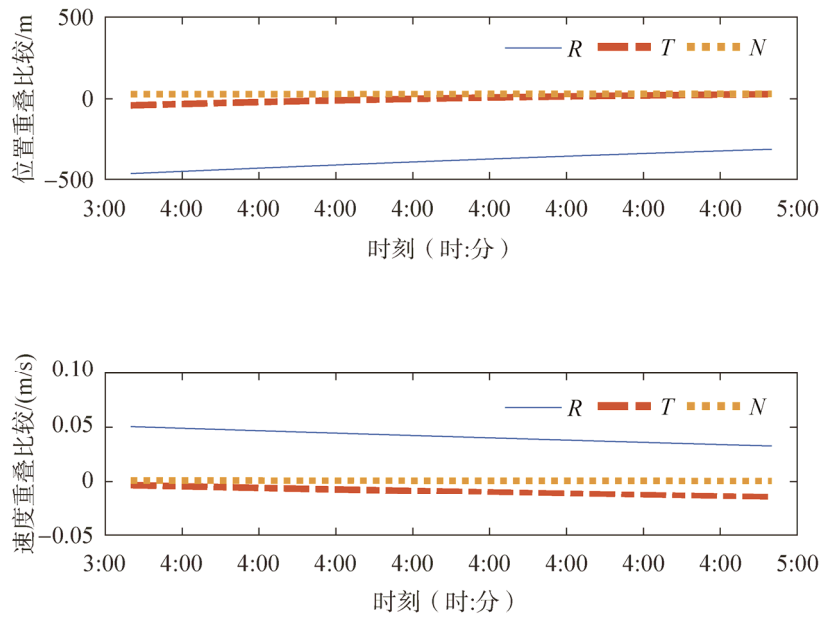


图 4 二圈定轨与仿真轨道重叠比较

Fig.4 Overlap of POD and the simulation orbit in two passes

由图 4 可见, 平台两圈情况下, 定轨结果与仿真轨道达到几百米水平。在时效性较高情况下, 下可以满足千米级以下轨道计算需求。

3) 三圈残差 (2020-09-03) 如图 5 所示。

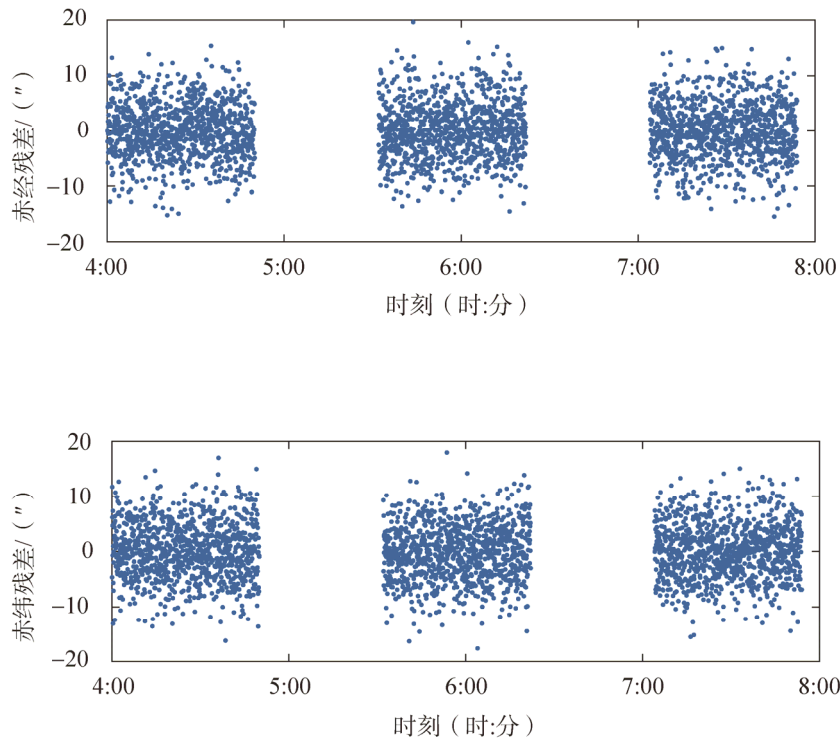


图 5 三圈轨道确定残差

Fig.5 Residuals of POD in three passes

由图 5 可见, 平台三圈情况下残差水平也与一圈及两圈大致相当。轨道 R 、 T 、 N (2020-09-03) 比

较如图6所示。

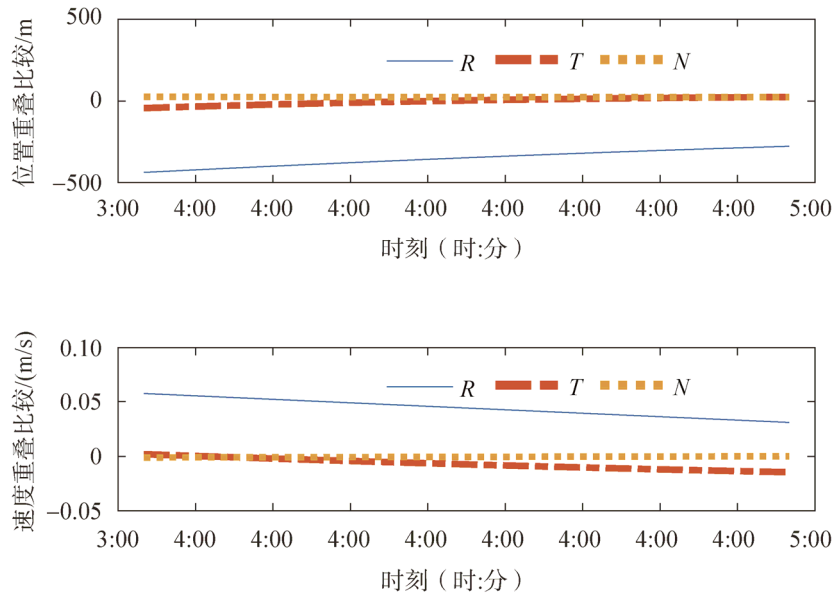


图6 3圈定轨与仿真轨道轨道重叠比较
Fig.6 Overlap of POD and the simulation orbit in three passes

从图6可以看出，三圈情况下定轨结果与仿真轨道差异在几百米。

4) 四圈残差 (2020-09-03) 如图7所示。

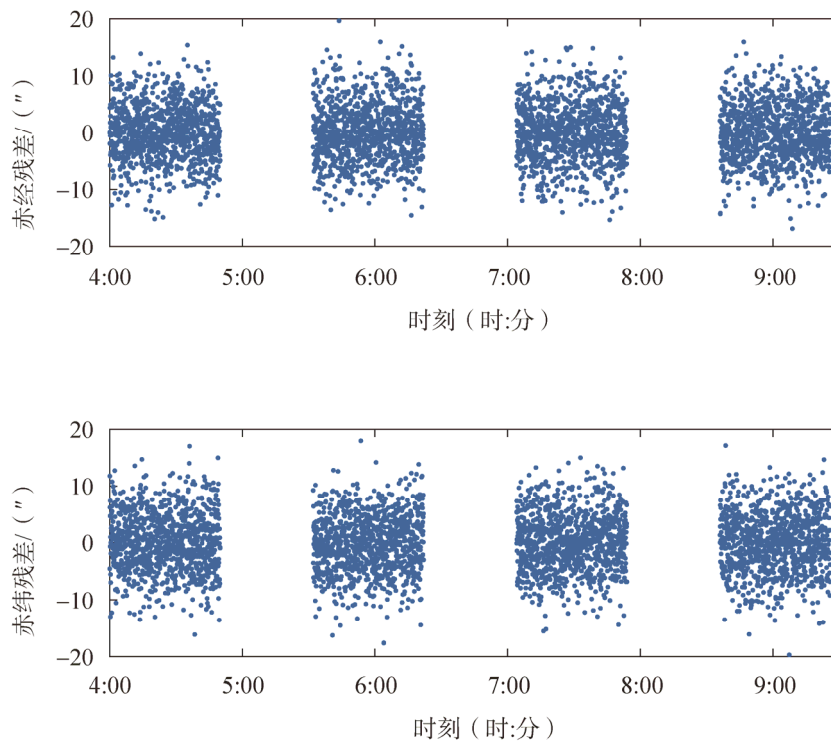


图7 四圈轨道确定残差
Fig.7 Residuals of POD in four passes

从图7可见，平台四圈情况下，定轨残差水平与一、二及三圈情况相当。轨道R、T、N (2020-09-03)

比较如图 8 所示。

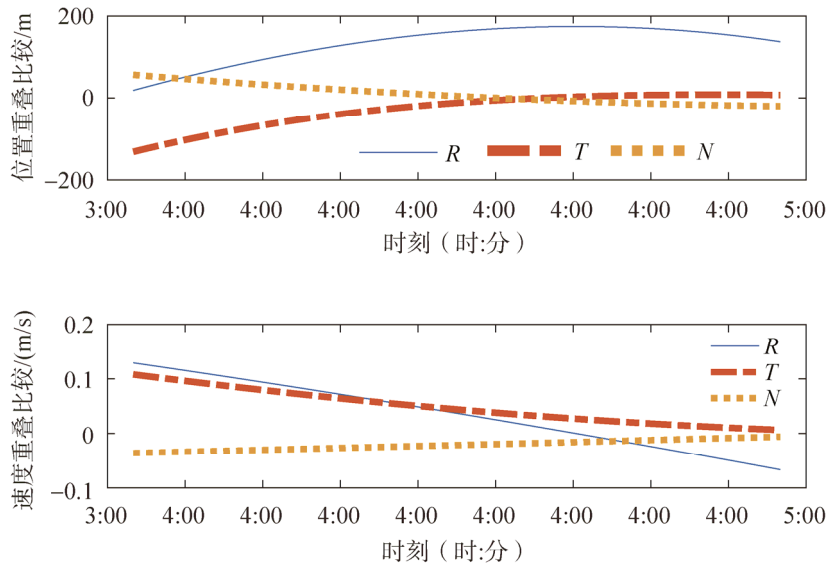


图 8 四圈定轨与仿真轨道重叠比较

Fig.8 Overlap of POD and the simulation orbit in four passes

从图 8 可见, 四圈后轨道确定水平达到百米左右。

在以上仿真条件下, 各圈定轨结果与仿真轨道比较均方根误差 RMS 值如表 1。

可见, 四圈轨道稳定在 150m 左右。为了接近真实情况, 仿真报告中的噪声设置偏大。如果适当减少加入的模拟噪声, 则定轨精度会提高到百米以内。

当测量精度随机差为 0.5" 的时候, 同等条件下, 单圈轨道确定精度就已达百米。

表 1 各圈定轨结果与仿真轨道对比
Tab.1 Overlap of POD and the simulation orbit in different passes

圈数/圈	定轨精度/m
1	2 283.179
2	390.222
3	357.377
4	151.287

4 结束语

低轨星载光学测量对 GEO 目标进行轨道跟踪是一种典型的天基空间测量模式。在工程应用中, 低轨目标的轨道可以通过星载 GNSS 测量或地面网进行轨道跟踪测定。由于星载导航接收机可以全天候的接收导航信号, 因此可以满足平台轨道计算的需求。且星载导航接收机轨道确定方法可以达到较高的精度, 这为天基光学测量提供了一定的有利条件。

本文采用数值法进行轨道确定, 该方法具有精度高的特点, 且方法上不限于目标的轨道类型, 因此被监测目标可以是静止轨道或者中轨地球卫星、大偏心率轨道等其他类型目标。不同场景下的轨道性能需要针对具体的约束条件进行数值试验。在工程应用中, 可以根据对目标的空间覆盖需求, 考虑是否利用多星平台对目标进行测轨跟踪。LEO 星载光学测量由于不需要对目标主动发射信号, 因此将成为空间非合作目标监测的重要技术手段。

星载光学测量对空间目标监测、空间安全评估都有重要意义, 其轨道计算是数据处理的核心技术之一, 为空间任务决策提供基础技术支撑。

参考文献(References)

[1] HEINER K. Space Debris—Models and Risk Analysis[M]. Berlin: Springer, 2006: 27-29.

- [2] 吴连大. 人造卫星与空间碎片的轨道和探测[M]. 2版. 北京: 中国科学技术出版社, 2012: 293-294.
WU Lianda. Artificial Satellite and Space Debris's Orbit and Detection[M]. 2nd ed. Beijing: China Science and Technology Press, 2012: 293-294. (in Chinese)
- [3] HUEBSCHMAN R K. The MSX Spacecraft System Design[J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 1996, 17(1): 41-48.
- [4] SHARMA J, STOKES G H, BRAUN C V, et al. Toward Operational Space-based Space Surveillance[J]. Lincoln Laboratory Journal, 2002, 13(2): 309-334.
- [5] STOKES G H, BRAUN C V, SRIDHARAN R, et al. The Space-based Visible Program[J]. Lincoln Laboratory Journal, 1998, 11(2): 205-238.
- [6] HARRISON D C, CHOW J C. The Space-based Visible Sensor[J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 1996, 17(2): 226-236.
- [7] HACKETT J, BRISBY R, SMITH K. Overview of the Sapphire Payload for Space Surveillance[J]. SPIE, 2012, 8385: 83850W-11.
- [8] WALLACE B, SCOTT R, BEDARD D, et al. The Near-earth Orbit Surveillance Satellite[J]. SPIE, 2006, 6265: 626526.1-626526.9.
- [9] KRUTZ U, JAHN H, KÜHRT E, et al. Radiometric Considerations for the Detection of Space Debris with an Optical Sensor in LEO as a Secondary Goal of the Asteroid Finder Mission[J]. Acta Astronautica, 2011, 69: 297-306.
- [10] FINDLAY R, EBMANN O, GRUNDANN J T, et al. A Space-based Mission to Characterize the IEO Population[J]. Acta Astronautica, 2013, 90: 33-40.
- [11] FLOHRER T, PELTONEN J, KRAMER A, et al. Space-based Optical Observations of Space Debris[C]//4th European Conference on Space Debris, January 1, 2005, Darmstadt, Germany. ECSD, 2005: 165-170.
- [12] FLOHRER T, KRAG H, KLINKRAD H, et al. Feasibility of Performing Space Surveillance Tasks with a Proposed Space-based Optical Architecture[J]. Advances in Space Research, 2011, 47: 1029-1042.
- [13] 李冬, 易东云, 程洪玮. 天基光学监视的 GEO 空间目标短弧段定轨方法[J]. 中国空间科学技术, 2011, 31(3): 1-7.
LI Dong, YI Dongyun, CHENG Hongwei. Orbit Determination for GEO Objects with Short Arcs of Space-based Optical Observations[J]. Chinese Space Science and Technology, 2011, 31(3): 1-7. (in Chinese)
- [14] 李冬, 易东云, 程洪玮. 天基空间目标监视的短弧段定轨技术[J]. 宇航学报, 2011, 32(11): 2339-2345.
LI Dong, YI Dongyun, CHENG Hongwei. Orbit Determination with Short Arcs for Space-based Space Object Surveillance[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(11): 2339-2345. (in Chinese)
- [15] FUJIMOTO K, MARUSKIN J, SCHEERES D J. Circular and Zero-inclination Solutions for Optical Observations of Earth-orbiting Objects[J]. Celest Mech Dyn Astr, 2010, 106(2): 157-182.
- [16] THOMAS S. Optical Surveys for Space Debris[J]. Astron Astrophys Rev, 2007, 14(1): 41-111.
- [17] CHULIN A N. A Navigation Method for an Automated Interplanetary Probe on a Quasi Satellite Orbit in a Three Body Problem Based on Optical Measurements[J]. Solar System Research, 2014, 48(7): 574-581.
- [18] 陈务深, 甘庆波, 掌静, 等. 利用天基测角资料进行定轨的方法初探[J]. 天文学报, 2008, 49(1): 81-92.
CHEN Wushen, GAN Qingbo, ZHANG Jing, et al. An Orbit Determination Method Using Space-based Angle Measured Data[J]. Acta Astronomica Sinica, 2008, 49(1): 81-92. (in Chinese)
- [19] 卢栋, 张占月, 郝大功, 等. 天基可见光相机探测距离仿真分析[J]. 光机电信息, 2011, 28(10): 39-43.
LU Dong, ZHANG Zhanyue, HAO Dagong, et al. Simulation and Analysis of Detection Ability for Space-based Optical Camera[J]. OME Information, 2011, 28(10): 39-43. (in Chinese)
- [20] 张杰, 李冬. 天基光学观测 GEO 空间目标定轨方法研究[J]. 上海航天, 2015, 32(6): 34-38.
ZHANG Jie, LI Dong. Orbit Determination for GEO Objects Using Space-based Optical Observations[J]. Aerospace Shanghai(Chinese & English), 2015, 32(6): 34-38. (in Chinese)
- [21] 张雪敏, 李萌, 熊超. 天基单星测角跟踪条件下的空间非合作目标定轨[J]. 航天控制, 2018, 36(3): 40-51.
ZHANG Xuemin, LI Meng, XIONG Chao. Orbit Determination of Non-cooperative Space Target with Space Based Single-satellite Angle Tracking[J]. Aerospace Control, 2018, 36(3): 40-51. (in Chinese)
- [22] 黄普, 郭璞, 张国雪. 低轨卫星对高轨卫星仅测角初轨计算方法[J]. 飞行力学, 2020, 38(1): 80-83.
HUANG Pu, GUO Pu, ZHANG Guoxue. A Method to Calculate Bearings-only Initial Orbit of High Orbit Satellite by Low Orbit Satellite[J]. Flight Dynamics, 2020, 38(1): 80-83. (in Chinese)
- [23] 王秀红, 李俊峰, 高彦平, 等. 基于虚拟测距的单星光学监测空间目标定轨方法[J]. 光学精密工程, 2016, 24(7): 1541-1549.
WANG Xiuhong, LI Junfeng, GAO Yanping, et al. Orbit Determination of Space Objects with Single Satellite Optical Observations and Virtual Range[J]. Optics and Precision Engineering, 2016, 24(7): 1541-1549. (in Chinese)

作者简介

宋叶志, 男, 1981年生, 2020年获中国科学院大学天体测量与天体力学专业博士学位, 高级工程师。主研究方向为空间飞行器精密定轨及其应用研究。E-mail: song.yz@foxmail.com。

(编辑: 庞冰)