

引文格式: 宋叶志, 杨旭海, 陈倩, 等. 星载光学天文定位的空间目标轨道确定方法 [J]. 测绘科学, 2023, 48(2): 100-105, 114. (SONG Yezhi, YANG Xuhai, CHEN Qian, et al. Orbit determination for space objects using space-based astronomical observations [J]. Science of Surveying and Mapping, 2023, 48(2): 100-105, 114.) DOI: 10.16251/j.cnki.1009-2307.2023.02.013.

星载光学天文定位的空间目标轨道确定方法

宋叶志^{1,2,3}, 杨旭海¹, 陈倩⁴, 谭龙玉⁵, 刘佳^{2,3}

(1. 中国科学院 国家授时中心, 西安 710600; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;
3. 中国科学院 上海天文台, 上海 200030; 4. 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094;
5. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

摘要: 针对地基测量存在时间与空间上的盲区问题, 该文研究了天基光学跟踪轨道确定方法, 对天基光学测量天文图像处理原理、平台轨道设计问题进行了研究。详细给出了数值法天基光学轨道确定的动力学定轨过程。通过低轨地球轨道(LEO)卫星对中轨地球轨道(MEO)卫星测定轨, 在平台轨道误差 20 m, 测量精度 5", 2 d 弧长定轨情况下定轨精度达到几十米。LEO 平台对地球静止轨道(GEO)平台在平台轨道误差 20 m, 测量精度 5", 轨道确定精度在 200 m 以内。在 LEO 跟踪 GEO 时候, 因任务的需求可能会存在单圈只能短时测量的情况, 针对只有单圈 30 s 的测量弧段, 3 圈可以达到千米量级, 而 5 圈则可以达到几百米定轨精度。通过对不同场景下的轨道确定精度分析, 证实了该文方法的有效性, 为相关非合作目标定轨提供一定的参考。

关键词: 天文定位; 轨道确定; 空间目标; 星基测角

【中图分类号】 P207

【文献标志码】 A

【文章编号】 1009-2307(2023)02-0100-06

Orbit determination for space objects using space-based astronomical observations

SONG Yezhi^{1,2,3}, YANG Xuhai¹, CHEN Qian⁴, TAN Longyu⁵, LIU Jia^{2,3}

(1. National Time Service Centre, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710600, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
3. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;
4. DFH Satellite Co., Ltd., Beijing 100094, China;
5. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: Aiming at the problem of blind areas in time and space in ground-based measurement, the determination method of space-based optical tracking orbit was studied, and the astronomical image processing principle and platform orbit design of space-based optical measurement were studied in this paper. The dynamic orbit determination process of space-based optical orbit determination by numerical method was given in detail. The results showed that under the conditions of platform orbit error of 20 meters, measurement accuracy of 5 arcseconds, and 2-day arc length orbit determination, the accuracy of the orbit determination of LEO (low earth orbit) to MEO (medium earth orbit) could reach tens of meters. Under the conditions of platform orbit error of 20 meters, measurement accuracy of 5 arcseconds, the accuracy of the orbit determination of LEO to GEO (geostationary orbit) was within 200 meters. In the case of LEO tracking GEO, there may be cases where only short measurements could be taken in a single lap due to the demands of the task. For the measurement arc segment with only a single lap of 30 seconds, three laps could reach the kilometer level, while five laps could reach the orbit determination

作者简介: 宋叶志(1981—), 男, 江苏盱眙人, 高级工程师, 博士, 主要研究方向为空间飞行器精密定轨。

E-mail: song.yz@foxmail.com

收稿日期: 2022-07-18

基金项目: 民用航天“十四五”技术预先研究项目(KJSP2020020203); 上海天文台重点培育项目(N20210601003)

accuracy of hundreds of meters. By analyzing the accuracy of orbit determination in different scenarios, the effectiveness of the method was confirmed, which provided a certain reference for the orbit determination of related non-cooperative targets.

Keywords: astronomical positioning; orbit determination; space target; space based angle tracking

0 引言

天基平台轨道确定研究是源于一些航天任务的需求,如跟踪与数据中继卫星系统(tracking and data relay satellite system)是以中继为主要任务的综合航天测控系统。卫星导航系统对用户星载接收机的轨道确定支持也属于天基平台测控手段。

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 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,会定期采用地基电荷耦合器件(charge coupled device, 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,传统的方法在地面布设测控网。地面跟踪网技术相对较为成熟,设备故障维修也较为便捷。但是地面跟踪网对空间目标监测存在时间与空间上的可视盲区,在不少关键弧段无法对空间目标进行测量,因此有其固有的局限性。

现考虑如果把望远镜安装在平台卫星上,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,同样口径的望远镜,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]。

目前国内外对星载 GNSS 接收机轨道确定研究较多,星载 GNSS 接收机可以接收到来自导航星座多颗卫星的信号,有充分好的几何条件,相位测量精度较高,因而该类问题研究较为成熟。

国内对天基测角资料的轨道确定研究较少。文献 [3-4] 给出了天基条件下光学测定轨的短弧轨道确定分析。国内外对地基光学测量轨道确定的研究较多^[5-7]。文献 [8] 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。

美国自 20 世纪 90 年代开展空间相机研制,并

在之后对卫星进行更新换代,提升对空间目标,尤其是地球静止轨道(geostationary orbit, GEO)的监测能力^[9-11]。文献 [12] 对低轨平台监测 GEO 的可行性进行了研究和论证。针对天基监测中的初轨确定,短弧处理情况,文献 [10]、文献 [11-15] 做了一定的研究。

本文针对轨道平台通过其他途径获得的情况下,用户目标的轨道确定问题,先给出天文定位原理,进而给出轨道确定策略和一种平台轨道设计方法,最后通过仿真数据对算法进行验证分析。

1 空间目标星载天文定位测量

1.1 天文定位方法

20 世纪后期光电定位传感器得到了快速发展,其中 CCD 技术在天体测量和卫星大地测量得到了较为广泛的应用,逐步取代传统的照相底片^[9]。

经过处理的 CCD 可以提供一些时间标记的信息,包括光学探测统计、目标亮度及其变化、相对望远镜安装轴的方向角度或星空背景下的方向角度。

天文定位利用 CCD 图像中的目标和背景恒星的相对位置,通过数学处理可以给出目标的位置。主要有以下几个步骤: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。其计算公式为式(1)。

$$\begin{cases} \xi = \frac{\cos \delta \sin(\alpha - \alpha_0)}{\sin \delta_0 \sin \delta + \cos \delta_0 \cos \delta \cos(\alpha - \alpha_0)} \\ \eta = \frac{\cos \delta_0 \sin \delta - \sin \delta_0 \cos \delta \cos(\alpha - \alpha_0)}{\sin \delta_0 \sin \delta + \cos \delta_0 \cos \delta \cos(\alpha - \alpha_0)} \end{cases} \quad (1)$$

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式(2)。

$$\begin{cases} \xi = \sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^m a_{ij} x^i y^j \\ \eta = \sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^m b_{ij} x^i y^j \end{cases} \quad (2)$$

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法,通过使理想坐标和量度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,进一步得到其观测坐标,见式(3)。

$$\begin{cases} \alpha = \alpha_0 + \arctan\left(\frac{\xi \sec \delta_0}{1 - \eta \tan \delta_0}\right) \\ \delta = \arctan\left[\frac{\eta + \tan \delta_0}{1 - \eta \tan \delta_0} \cos(\alpha - \alpha_0)\right] \end{cases} \quad (3)$$

1.2 星载天文定位测量数学模型

赤经赤纬观测类型有站心和地心之分,通常归算到地心,其测量方程为式(4)。

$$\begin{cases} \alpha = \begin{cases} \arctan\left(\frac{y}{x}\right), x \geq 0 \\ \arctan\left(\frac{y}{x}\right) + \pi, x < 0 \end{cases} \\ \delta = \arctan\left(\frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right) \end{cases} \quad (4)$$

式中:\$(x, y, z)\$为目标航天器在天球参考系下的坐标分量。相应观测偏导数为式(5)。

$$\begin{cases} \frac{\partial \alpha}{\partial(x, y, z)} = \frac{x^2}{x^2 + y^2} \left(-\frac{y}{x^2}, \frac{1}{x}, 0\right) \\ \frac{\partial \delta}{\partial(x, y, z)} = \frac{1}{\sqrt{x^2 + y^2} (x^2 + y^2 + z^2)} \\ (-xz, -yz, x^2 + y^2) \end{cases} \quad (5)$$

空间目标需在平台视场范围内才可能被观测到。局部切线坐标系中空间目标可以通过将地固坐标系中的平台-目标矢量投影到E、N和Z方向。其中E、N分别为参考椭球体东向和北向,Z指向大地天顶。

$$\begin{bmatrix} s_E \\ s_N \\ s_Z \end{bmatrix} = \mathbf{E}(\mathbf{r}_{\text{track}} - \mathbf{r}_{\text{sat}}) \quad (6)$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\sin \lambda \cos \lambda & -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi \\ \cos \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$A = \arctan\left(\frac{s_E}{s_N}\right), E = \arctan\left(\frac{s_Z}{\sqrt{s_E^2 + s_N^2}}\right) \quad (8)$$

式中:\$\lambda, \varphi\$分别为卫星大地坐标纬度、经度;仿真时当\$E\$小于一定门限,如\$15^\circ\$,可认为观测不到。

2 空间目标星载光学测角轨道确定方法

2.1 轨道确定方法

空间目标围绕地球运行过程中会受到多种作用力的共同影响。地球卫星在天球坐标系下的运动方程可以由式(9)描述。

$$\dot{\mathbf{X}} = \sum \mathbf{a}_g + \sum \mathbf{a}_{ng} + \sum \mathbf{a}_{emp} \quad (9)$$

式中:\$\mathbf{X}\$是卫星轨道状态量位置速度;\$\sum \mathbf{a}_g\$是作用于卫星的保守力的总和;\$\sum \mathbf{a}_{ng}\$是作用于卫星表面的非保守力的总和;\$\sum \mathbf{a}_{emp}\$是经验加速度力,包括函数模型的误差和未模型化摄动力的总和。

定轨问题可以描述为一个带测量方程的动力系统的最优估值问题,见式(10)。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}(\mathbf{X}, t) \\ \mathbf{Y}_i = \mathbf{G}(\mathbf{X}_i, t_i) + \mathbf{V}_i, i = 1, 2, \dots, L \end{cases} \quad (10)$$

动力系统线性化方程为式(11)。

$$\mathbf{O} - \mathbf{C} = \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}} \boldsymbol{\Phi} \Delta \mathbf{X} \quad (11)$$

式中:\$\mathbf{O}\$为观测值;\$\mathbf{C}\$为理论值;\$\Delta \mathbf{X}\$为待估状态量的改正值;\$\frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}}\$为测量矩阵;\$\boldsymbol{\Phi}\$称为状态转移矩阵。其满足以下的微分方程式(12)、式(13)。

$$\boldsymbol{\Phi}(t, t_0) = \begin{bmatrix} \varphi_1(t, t_0) \\ \varphi_2(t, t_0) \\ \varphi_3(t, t_0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{r}(t)}{\partial \mathbf{X}_0} \\ \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}(t)}{\partial \mathbf{X}_0} \\ \frac{\partial \boldsymbol{\beta}(t)}{\partial \mathbf{X}_0} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \dot{\varphi}_1(t, t_0) = \varphi_2(t, t_0) \\ \dot{\varphi}_2(t, t_0) = \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}(t)}{\partial \mathbf{r}(t)} \varphi_1(t, t_0) + \\ \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}(t)}{\partial \dot{\mathbf{r}}(t)} \varphi_2(t, t_0) + \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}(t)}{\partial \boldsymbol{\beta}(t)} \varphi_3(t, t_0) \\ \dot{\varphi}_3(t, t_0) = 0 \end{cases} \quad (13)$$

采用数值解时,可以把对轨道动力学方程和状态转移矩阵的微分方程同步积分。在环绕型空间目标计算中,也可以采用轨道根数作为状态量,进而用解析法求解轨道根数关于初轨的偏导数。采用解析法求解状态转移矩阵。

2.2 轨道计算策略

轨道计算采用动力学方法,其主要模型与策略如表1所示。

表 1 摄动力及定轨策略

参考系、摄动力及轨道计算策略	描述
天球坐标系	J2000 地心天球坐标系
地球坐标系	ITRS 地固坐标系
岁差模型	IAU 1976
章动模型	黄经章动、交角章动由 DE405 历表读出并插值得到
恒星时	平恒星时 (Kaplan, 1981), 真恒星时 (McCarthy, 1996)
测站改正	IERS2010 规范固体潮、海潮改正
引力场	JGM70 * 70(GEO 截断至 10 * 10)
N 体摄动	JPL 的 DE405 历表
辐射压摄动	Box-Wing
广义相对论地球潮汐	参数化后牛顿改正 日月引起的二阶潮汐摄动位变化
经验力	RTN 方向常值与三角调和函数
参数估计方法	QR 分解计算最小二乘批处理定轨
野值处理	3σ 规则剔除
积分器	KSG(Krough-Shampine-Gordon) 积分器

3 平台轨道设计

为了保证望远镜探测有较好的位相, 对天基平台通常选择太阳同步轨道。

对于近圆轨道, 在只考虑 J_2 项情况下, 升交点赤经变率 $\dot{\Omega}$ 在一个周期内进动为式(14)。

$$\dot{\Omega} = nJ_2A_2 \cos i, A_2 = -\frac{3}{2} \left(\frac{R_e}{a(1-e^2)} \right)^2 \quad (14)$$

式中: i 为轨道倾角; R_e 为地球半径; a 为轨道半长轴; e 为轨道离心率。可以选择合适的轨道半长轴与倾角使轨道升交点赤经变率与地球绕太阳周年转动的方向和速率相同, 构成太阳同步轨道。

考虑高阶带谐项式(15)。

$$\dot{\Omega} = n \left[J_2A_2 + J_2^2B_2(i) + \sum_{j=2}^m J_{2j}A_{2j}(i) \right] \cos i \quad (15)$$

式中:

$$A_{2j}(i) = \left(\frac{R_e}{a(1-e^2)} \right)^{2j} \sum_{k=0}^{j-1} q_{2k}^{(j)} \sin^{2k} i \quad (16)$$

$$B_2(i) = \left(\frac{R_e}{a(1-e^2)} \right)^4 (q'_0 + q'_2 \sin^2 i) \quad (17)$$

式中: $q_{2k}^{(j)}$ 与 q'_2 是偏心率的函数。

以上 a, e, i 均为平根数。通常在设计太阳同步轨道时仅需要考虑 J_2 项。对于 800 km 高的近圆轨道, 考虑 J_2, J_4 时轨道倾角为 98.628° , 而考虑 J_2

项时轨道倾角为 98.603° , 差异较小。

4 定轨试验与结果分析

4.1 低轨地球轨道平台对中轨地球轨道进行轨道跟踪测定

低轨地球轨道(low earth orbit, LEO)平台搭载相机对中轨地球轨道(medium earth orbit, MEO)进行跟踪时, 仿真条件如下: 测角精度为 $5''(1\sigma)$, 轨道平台误差 20 m。数据采样率 60 s。计算 MEO 在 LEO 视角的 A, E , 当 $E < 15^\circ$ 时剔除。

定轨弧段为协调世界时(universal time coordinated, UTC): 2018 年 8 月 21 日 04:00:00 至 2018 年 8 月 23 日 04:00:00。

初始历元卫星 LEO 与 MEO 星历如表 2 所示。

表 2 LEO 初始星历

卫星	方向	位置/km	速度/(km · s ⁻¹)
LEO	X 方向	-4 792.650 64	-2.416 608
	Y 方向	6 050.092 66	-1.662 465
	Z 方向	220.022 01	-6.558 854
MEO	X 方向	-7 708.096 45	-3.616 809
	Y 方向	15 238.444 4	-0.903 868
	Z 方向	-22 050.167 9	0.639 492

对两颗星轨道积分, 其星间相对距离见图 1。

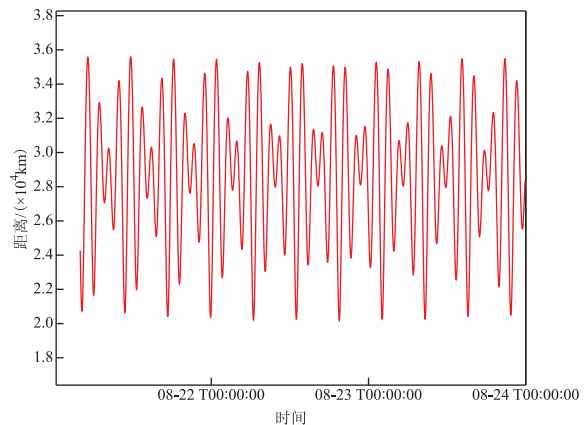


图 1 两颗星相对距离(2018 年)

Fig. 1 Distance between LEO and GEO

根据仿真条件, 生成仿真观测数据, 并利用该数据进行轨道确定, 2 d 弧段残差如图 2 所示。

由图 2 可见, 其残差与仿真噪声大体相当。图 3 给出了轨道确定的结果与仿真轨道在卫星轨道坐标系(radial, transverse, normal, RTN)下的轨道比较, 其轨道精度在百米量级。

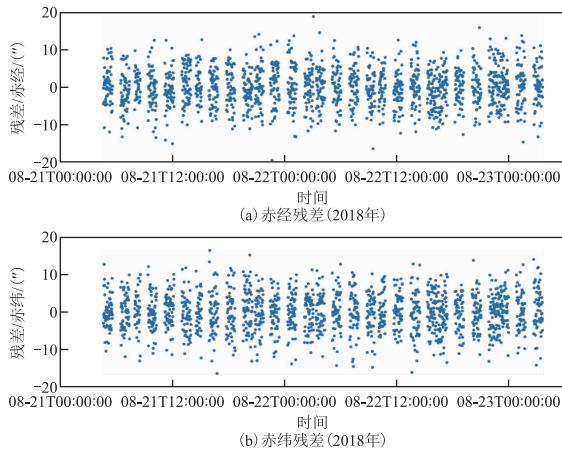


图 2 两天弧段残差

Fig. 2 POD Residuals with 2 Days

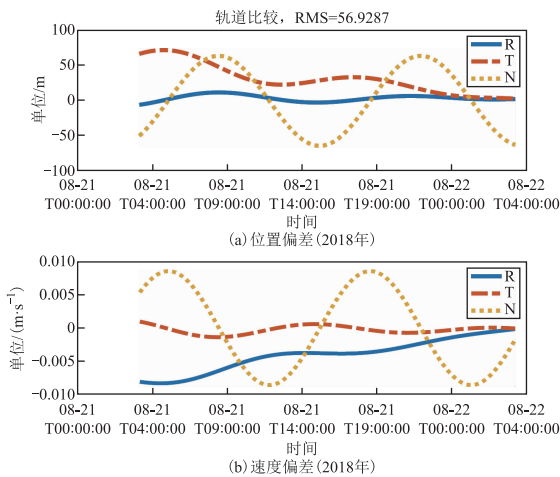


图 3 LEO 对 MEO 定轨与仿真轨道比较

Fig. 3 Overlap of POD by LEO-MEO and Simulation Orbit

4.2 LEO 对 GEO 的轨道连续跟踪测定

LEO 平台对 GEO 跟踪的轨道跟踪测定仿真中。LEO 初始星历同 4.1 节。GEO 初始星历如表 3 所示。

表 3 GEO 初始星历

Tab. 3 Initial Ephemeris of GEO

卫星	方向	位置/km	速度/(km·s ⁻¹)
GEO	X 方向	-27 642.840 929	-2.320 181
	Y 方向	31 865.330 065	-2.014 856
	Z 方向	1 299.031 498	0.011 994

仿真条件为：测角精度 5'' (1σ)，轨道平台误差 20 m，数据采样率 1 s。

利用仿真数据数据进行轨道确定。测量弧长 2 h，残差如图 4 所示。

从残差图可见，定轨残差与仿真的测量噪声相当，验证了轨道仿真与确定方法的正确性。

轨道外推 2 h 与仿真轨道比较如图 5 所示。

从图 5 可见，对 GEO 的连续跟踪测量情况下，轨道确定并外推 2 h 结果与仿真轨道在 RTN 坐标系下差异均方根 (root mean square, RMS) 在百米量级。

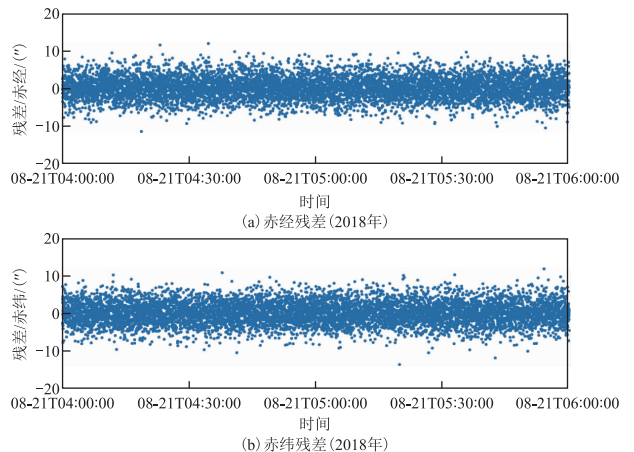


图 4 LEO 对 GEO 测量 2 h 弧段定轨残差

Fig. 4 POD Residuals LEO-GEO with 2 Hours

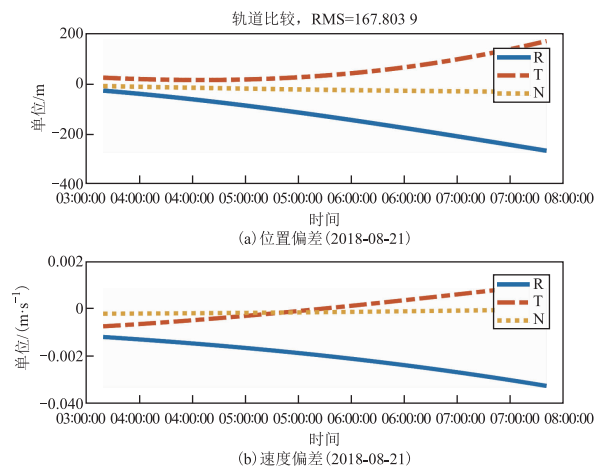


图 5 LEO 对 MEO 定轨与仿真轨道比较

Fig. 5 Overlap of POD by LEO-GEO and Simulation Orbit

4.3 LEO 对 GEO 的轨道间断多圈次跟踪测定

由于观测资源的限制，在特定情况下可能对关注的目标在 1 个圈次可能只能进行有限时间的观测。根据特定要求，仿真时每圈次观测 30 s。对 GEO 进行 3 个圈次的观测。定轨残差图如图 6 所示。

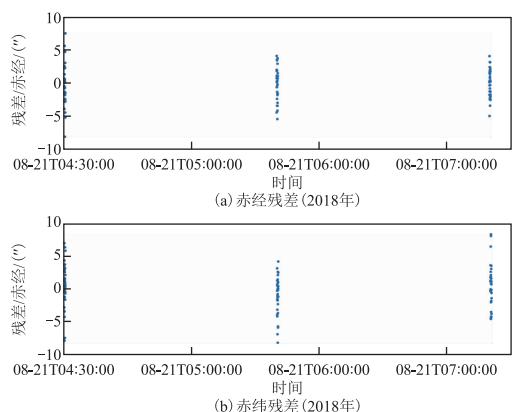


图 6 LEO 对 GEO 三圈测量定轨残差

Fig. 6 POD Residuals by LEO-GEO in Three Pass

轨道确定与仿真轨道差异如图 7 所示。

通过轨道比较可见，在只观测 3 个圈次的情况

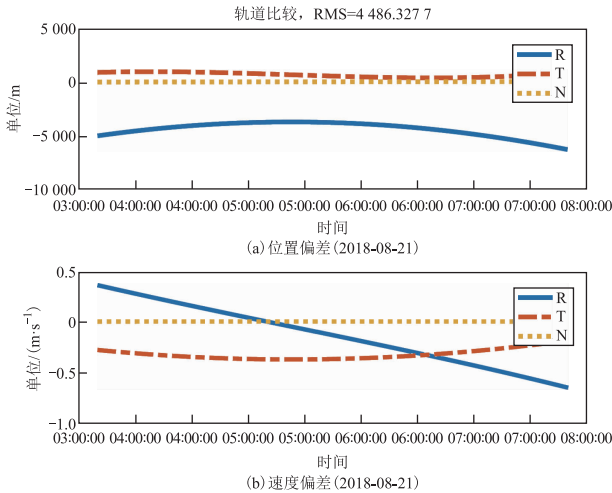


图 7 LEO 对 GEO 三圈测定轨与仿真轨道比较
 Fig. 7 Overlap of POD by LEO-GEO and Simulation Orbit in Three Pass

下, 定轨精度达到了几千米。如果圈次更少的话, 精度会更低, 甚至定轨失败。

观测 5 个圈次, 每个圈次 30 s。定轨残差如图 8 所示。

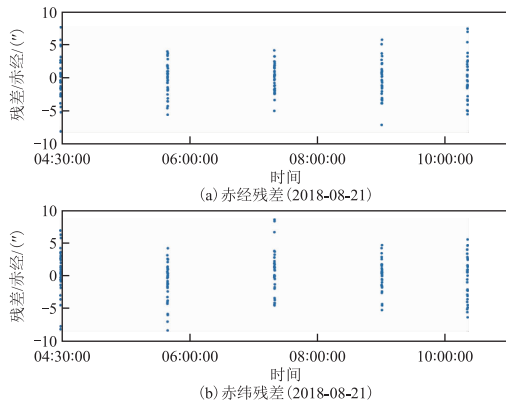


图 8 LEO 对 GEO 五圈测定轨残差
 Fig. 8 POD Residuals by LEO-GEO in Five Pass

轨道确定与仿真轨道差异比较如图 9 所示。

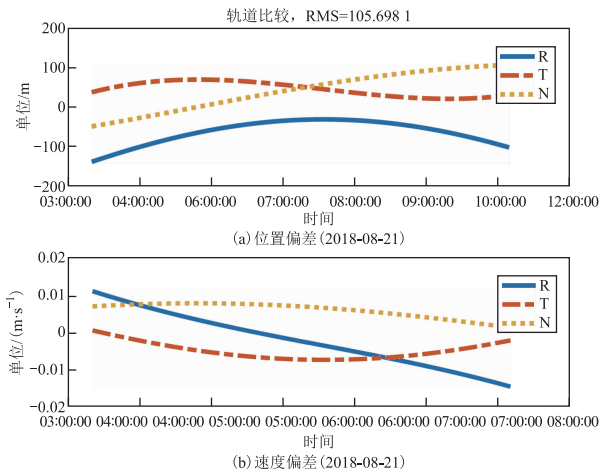


图 9 LEO 对 GEO 五圈测定轨与仿真轨道比较
 Fig. 9 Overlap of POD by LEO-GEO and Simulation Orbit in Five Pass

在每圈 30 s 情况下, 观测 5 圈次, 定轨精度能够达到百米量级。

5 结束语

文章针对星载 CCD 相机对空间目标进行轨道确定进行研究。在实际任务中, 平台轨道可以采用星载 GNSS 技术或地面测控网进行轨道确定。GNSS 技术由于精度高、全天候、成本低等多种优点, 可以作为主要考虑的技术手段。目前星载 GNSS 轨道确定技术已经较为成熟, 对于文中考虑仿真的平台误差 20 m 的条件是较为容易满足的。

通过本文的仿真数据处理, 以 LEO 为平台对 MEO 和 GEO 进行轨道跟踪测定, 其精度约都能达到百米量级。对于 GEO 卫星而言, 相比于地基的 CCD 观测, 其空间几何在一直变化, 对其轨道确定是有利的一面。但是如果观测的弧段较短, 依然容易出现精度很差的情况。可以通过多圈的数据积累进行动力学轨道确定。

天基光学监测技术的发展极大地拓展了空间目标的监测时空覆盖性。同时由于相机无需发射电磁信号, 因此成为非合作目标重要监测手段之一。另外, 除了可以对人造卫星进行跟踪测定轨以外, 还可以对空间碎片进行探测。当然, 单星光学测量也同样可能会存在一定的监测盲区。因此, 可以多星组网对空间目标进行测量, 将大幅提升空间目标状态监测性能。

参考文献

- [1] KLINKRAD H. 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. (WU Lianda. Orbit and detection of artificial satellites and space debris [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2012.)
- [3] 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.)
- [4] 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.)

(下转第 114 页)

- route planning of multi-rotor single-lens UAVs [J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2020(3):105-108.)
- [17] 王柳. 消费级无人机倾斜摄影航线规划及地面站研究 [D]. 北京: 北京建筑大学, 2018. (WANG Liu. Consumer UAV inclining photography route planning and ground station research [D]. Beijing: Beijing University of Civil Engineering and Architecture, 2018.)
- [18] 李秀丽. 基于 Google 地图数据的可视化无人机航线规划研究 [J]. 测绘通报, 2014(1):74-76. (LI Xiuli. Study of visual UAV trajectory planing based on google map data [J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2014(1): 74-76.)
- [19] 盛辉, 李凌昊, 刘树生, 等. 面向城市复杂区域的无人机倾斜摄影航线规划方法 [J]. 测绘通报, 2021(1): 47-52. (SHENG Hui, LI Linghao, LIU Shusheng, et al. Route planning method for UAV inclined photography in complex urban areas [J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2021(1):47-52.)
- [20] 陈鹏宇. 建筑密集区低空无人机航迹规划算法研究 [D]. 长春: 长春理工大学, 2021. (CHEN Pengyu. Research on path planning algorithm of low-altitude UAV in densely built-up area [D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2021.)
- [21] 辛守庭, 赵冠宇, 王晓光, 等. 基于改进粒子群算法的旋翼无人机三维航迹规划 [J]. 飞行力学, 2022, 40(5): 47-52. (XIN Shouting, ZHAO Guanyu, WANG Xiaoguang, et al. 3D trajectory planning of rotor UAV based on improved PSO algorithm [J]. Flight Dynamics, 2022, 40(5):47-52.)
- [22] 张其文, 王杨婷. 综合维度学习的多群协作粒子群优化算法 [J]. 计算机应用研究, 2022, 39(8): 2369-2375. (ZHANG Qiwen, WANG Yangting. Multi-swarm collaborative particle swarm optimization algorithm based on comprehensive dimensional learning [J]. Application Research of Computers, 2022, 39(8): 2369-2375.)
- [23] 黄兴旺. 基于多子域分组粒子群优化算法的小型无人船路径规划 [J]. 船舶工程, 2021, 43(12): 158-165. (HUANG Xingwang. Multi-area grouping-based particle swarm optimization for path-planning of small unmanned surface vehicle [J]. Ship Engineering, 2021, 43(12):158-165.)

(责任编辑:路素军)

(上接第 105 页)

- [5] FUJIMOTO K, MARUSKIN J M, SCHEERES D J. Circular and zero-inclination solutions for optical observations of Earth-orbiting objects [J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2010, 106(2):157-182.
- [6] SCHILDKNECHT T. Optical surveys for space debris [J]. The Astronomy and Astrophysics Review, 2007, 14(1):41-111.
- [7] 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.
- [8] 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.)
- [9] HUEBSCHMAN R K. The MSX spacecraft system design [J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 1996, 17(1):41-48.
- [10] STOKES G H, BRAUN C V, SRIDHARAN R, et al. The space-based visible program [J]. Lincoln Laboratory Journal, 1998, 11(2):205-238.
- [11] 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.
- [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(6):1029-1042.
- [13] SOKOLSKAYA M J. On the Laplacian orbit determination of asteroids [J]. Planetary and Space Science, 1997, 45(12):1575-1580.
- [14] MILANI A, GRONCHI G, KNEZEVIC Z, et al. Orbit determination with very short arcs II. Identifications [J]. Icarus, 2005, 179(2):350-374.
- [15] HARRISON D C, CHOW J C. The space-based visible sensor [J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 1996, 17(2):226-236.

(责任编辑:程锦)