

引用格式: 宋叶志, 杨旭海, 黄勇, 等. 空间目标的星载光学天文定位轨道确定研究[J]. 飞行器测控学报, 2019, 38(6): .Song Yezhi, Yang Xuhai, Huang Yong, et al. Title[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2019, 38(6): .

空间目标的星载光学天文定位轨道确定研究

宋叶志^{1, 2, 3}, 杨旭海¹, 黄勇³, 杨建华^{2, 3}, 胡小工³, 尧敏⁴, 于涌³

(1. 中国科学院国家授时中心, 陕西西安 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. 江西省高速公路联网管理中心, 江西南昌 330036)

摘要: 对空间目标进行跟踪和轨道确定是编目等一些任务中必不可少的环节。文章针对天基平台的空间目标跟踪问题, 给出了 CCD 天文定位原理和轨道改进方法。分别对 LEO 平台跟踪 MEO 和 GEO 的情况进行仿真分析, 在平台轨道误差 20 米, 测量精度 5 角秒的条件下, 通过数据处理其轨道精度约能达到百米量级。

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

文献标识码: A

文章编号:

DOI:

Orbit Determination for Space Objects Using Space-based Astronomical Observations

SONG Ye-zhi^{1, 2, 3}, HUANG Yong¹, SHAN Quan, HU Xiao-gong¹, YANG Xu-hai²

(1. National Time Service Centre, Chinese Academy of Sciences, Xi'an, shaanxi 710600

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049

3. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030;

4. Highway Network Management Center of Jiangxi Province, Nanchang, Jiangxi 330036)

Abstract: Space objects tracking and orbit determination are indispensable in some tasks such as cataloguing. Aiming at the space target tracking problem of space-based platform, this paper presents the CCD astronomical positioning principle and orbit adjustment method. The tracking MEO and GEO of LEO platform were simulated and analyzed respectively. Under the condition that the orbit error of the platform was 20 meters and the measurement accuracy was 5 arcseconds, the orbit accuracy of the data processing could reach about 100 meters.

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 9000 个可跟踪的空间目标。这项任务

* 收稿日期: 2015-XX-XX; 修回日期: 2015-XX-XX; 网络出版时间: 2015-XX-XX

网络出版地址:

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

第一作者简介: 宋叶志 (出生年-), 男, 博士, 高级工程师, 主要从事空间飞行器精密定轨及其应用研究;

E-mail: song.yz@foxmail.com

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 6000 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，传统的方法在地面布设测控网。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，又相位测量精度较高，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^[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^[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。

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

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

其中 (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

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

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

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

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

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

其中 (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

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

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。

$$\begin{bmatrix} S_E \\ S_N \\ S_Z \end{bmatrix} = \mathbf{E} (\mathbf{r}_{track} - \mathbf{r}_{sat}) \quad (6)$$

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

$$\mathbf{A} = \arctan \left(\frac{S_E}{S_N} \right), \mathbf{E} = \arctan \left(\frac{S_Z}{\sqrt{S_E^2 + S_N^2}} \right) \quad (8)$$

其中 λ, φ 为卫星大地坐标纬度、经度, 仿真时当 E 小于一定门限, 如 15° , 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以下方程描述:

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

\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

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

动力系统线性化方程为

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

其中 Φ 称为状态转移矩阵。其满足以下的微分方程。

$$\Phi(t, t_0) = \begin{bmatrix} \phi_1(t, t_0) \\ \phi_2(t, t_0) \\ \phi_3(t, t_0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{r}(t)}{\partial \mathbf{X}_0} \\ \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}(t)}{\partial \mathbf{X}_0} \\ \frac{\partial \boldsymbol{\beta}(t)}{\partial \mathbf{X}_0} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \dot{\phi}_1(t, t_0) = \phi_2(t, t_0) \\ \dot{\phi}_2(t, t_0) = \frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}(t)}{\partial \mathbf{r}(t)} \phi_1(t, t_0) + \frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}(t)}{\partial \dot{\mathbf{r}}(t)} \phi_2(t, t_0) + \frac{\partial \ddot{\mathbf{r}}(t)}{\partial \boldsymbol{\beta}(t)} \phi_3(t, t_0) \\ \dot{\phi}_3(t, t_0) = 0 \end{cases} \quad (13)$$

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

Table1 Perturbations and strategies of orbit determination

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	参数化后牛顿改正
地球潮汐	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	3 σ 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, 升交点赤经变率在一个周期内进动为

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

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

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

其中

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

$$B_2(i) = \left(\frac{R_e}{a(1-e^2)} \right)^4 (q_0' + q_2' \sin^2 i) \quad (17)$$

$q_{2k}^{(j)}$ 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 800km 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 定轨试验与分析

4.1 LEO 平台对 MEO 进行轨道跟踪测定

LEO 平台搭载相机对 MEO 进行跟踪时, 仿真条件如下: 测角精度: $5''$ (1σ), 轨道平台误差 20 米。数据采样率 60s。计算 MEO 在 LEO 视角的 A,E, 当 $E < 15^\circ$ 时剔除。

定轨弧段: UTCG: 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

Tab.2 initial ephemeris of LEO

		位置(km)	速度(km/s)
LEO	X 方向	-4792.65064	-2.416608
	Y 方向	6050.09266	-1.662465
	Z 方向	220.02201	-6.558854
MEO	X 方向	-7708.09645	-3.616809
	Y 方向	15238.4444	-0.903868
	Z 方向	-22050.1679	0.639492

对两颗星轨道积分, 其星间相对距离见图 1。

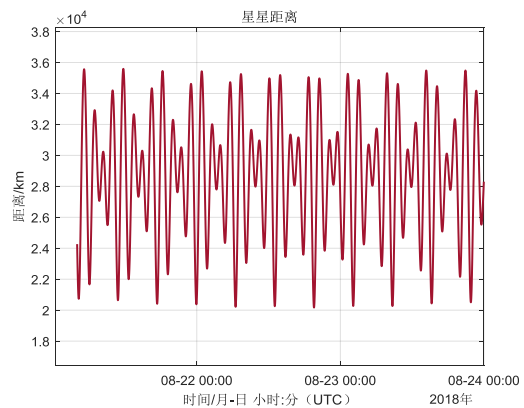


图 1 两颗星相对距离

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, 两天弧段残差如图 2 所示。

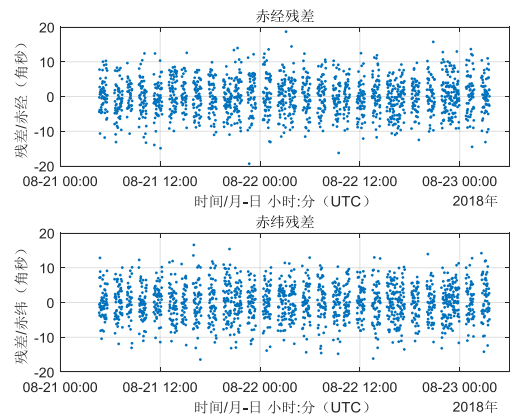


图 2 两天弧段残差

Fig.2 POD residuals with 2 days

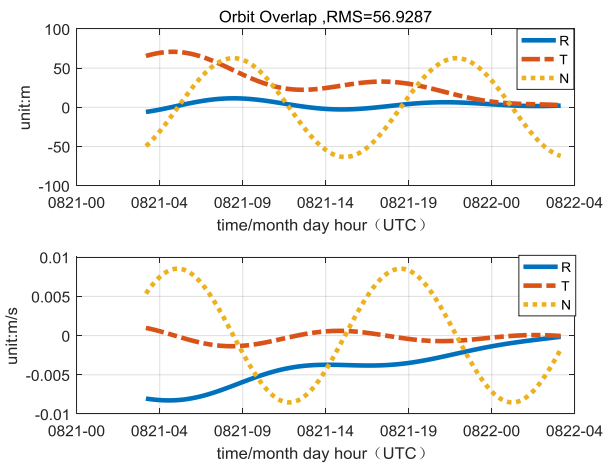


图 3 LEO 对 MEO 定轨与仿真轨道比较

Fig.3 Overlap of POD by LEO-MEO and simulation orbit

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 RTN 坐标系下的轨道比较, 其轨道精度在百米量级。

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4所示

表 4 GEO 初始星历

Tab.4 initial ephemeris of GEO

		位置(km)	速度(km/s)
GEO	X 方向	-27642.840929	-2.320181
	Y 方向	31865.330065	-2.014856
	Z 方向	1299.031498	0.011994

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

利用仿真数据数据进行轨道确定。测量弧长2小时, 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。

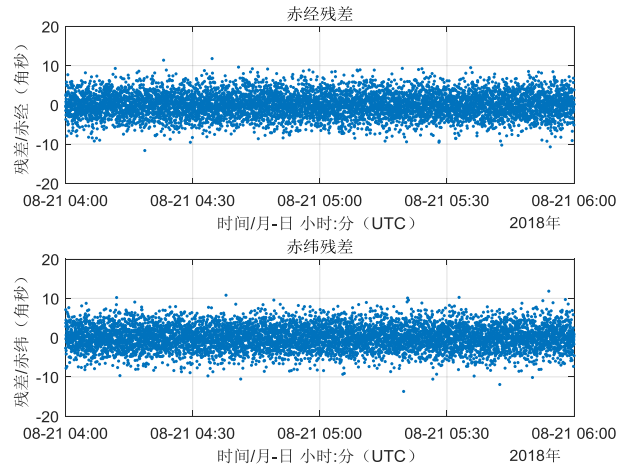


图 4 LEO 对 GEO 测量两小时弧段定轨残差

Fig.4 POD residuals LEO-GEO with 2 hours

轨道外推两小时与仿真轨道比较如下图 5 所示。

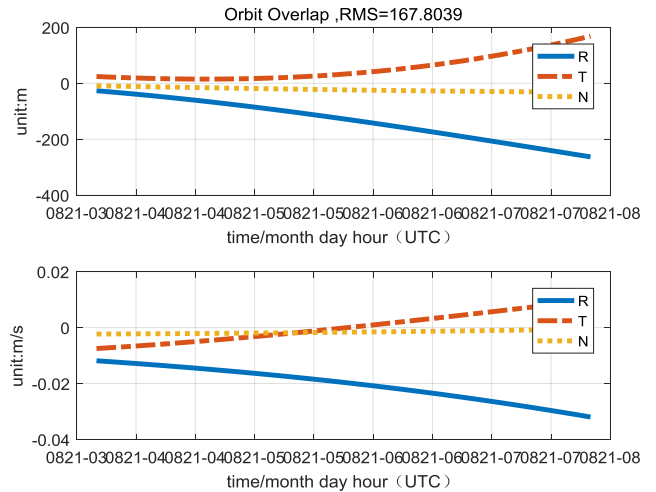


图 5 LEO 对 MEO 定轨与仿真轨道比较

Fig.5 Overlap of POD by LEO-GEO and simulation orbit

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小时结果与仿真轨道在RTN坐标系下差异RMS在百米量级。

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一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30s。对GEO进行三个圈次的观测。定轨残差图如图6所示

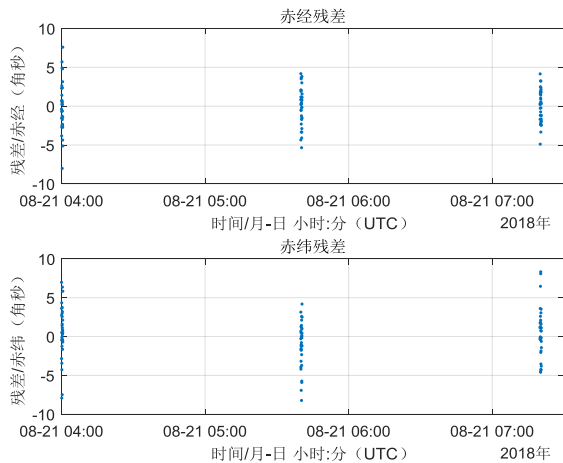


图 6 LEO 对 GEO 三圈测量定轨残差

Fig.6 POD residuals by LEO-GEO in three pass

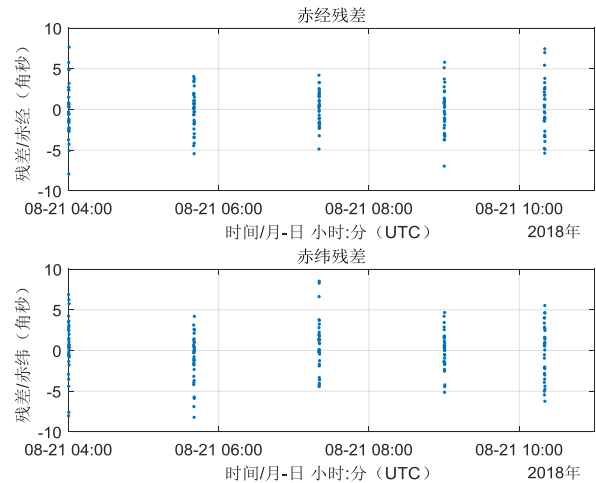


图 8 LEO 对 GEO 五圈测量定轨残差

Fig. 8 POD residuals by LEO-GEO in five pass

轨道确定与仿真轨道差异如图7所示

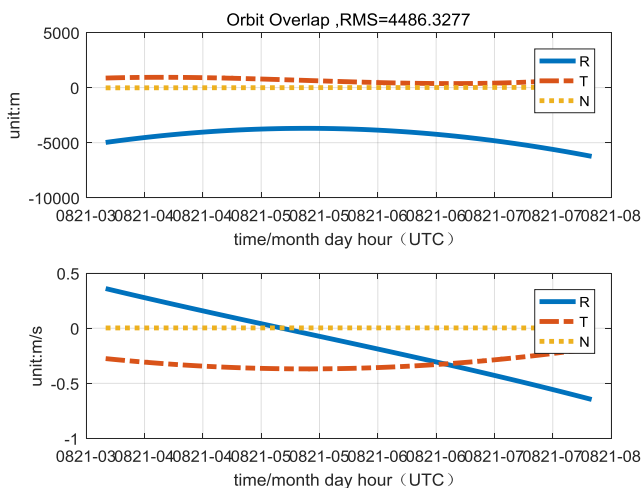


图 7 LEO 对 GEO 三圈测定轨与仿真轨道比较

Fig. 7 Overlap of POD by LEO-GEO and simulation orbit in three pass

通过轨道比较可见,在只观测三个圈次的情况下,定轨精度达到了几公里。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30s。定轨残差如图8所示。

轨道确定与仿真轨道差异比较如图9所示。

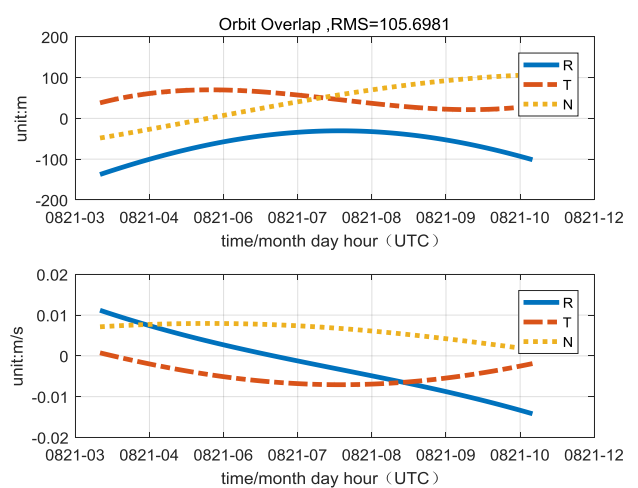


图 9 LEO 对 GEO 五圈测定轨与仿真轨道比较

Fig.9 Overlap of POD by LEO-GEO and simulation orbit in five pass

在每圈30s情况下,观测5圈次,定轨精度能够达到百米量级。

5 结论

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米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, 其空间几何一直在变化, 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。

参考文献 (References)

- [1] Heiner Klinkrad. 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 (第二版). 北京:中国科学技术出版社,2012:293-294
- [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(03):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
- [5] K. Fujimoto, J. Maruskin , D.J.Scheeres. Circular and zero-inclination solutions for optical observations of Earth-orbiting objects. *Celest Mech Dyn Astr* (2010) 106:157–182
- [6] Thomas Schildknecht. Optical surveys for space debris. *Astron Astrophys Rev* (2007) 14:41–111
- [7] A. N. Chulin .A Navigation Method for an Automated Interplanetary Probe on a Quasi Satellite Orbit in a Three Body Problem Based on Optical Measurements. *Solar System Research*, 2014, Vol. 48, No. 7, pp. 574–581.
- [8] 王秀红,李俊峰,高彦平,高景丽,安芳红.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(07):1541-1549.
- [9] Günter Seeber. *Satellite Geodesy*(2nd edition), Berlin: Springer,2003:172-174.