

引文格式: 王蕾, 宋叶志, 叶钊, 等. 双天基平台光学测量 GEO 目标的轨道确定 [J]. 测绘科学, 2022, 47(1): 9-14. (WANG Lei, SONG Yezhi, YE Zhao, et al. Orbit determination for GEO objects using space-based optical measurement with double GEO platforms [J]. Science of Surveying and Mapping, 2022, 47(1): 9-14.) DOI: 10.16251/j.cnki.1009-2307.2022.01.002.

双天基平台光学测量 GEO 目标的轨道确定

王蕾^{1,2}, 宋叶志¹, 叶钊³, 曾春平³, 邵瑞^{1,4}

(1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030; 2. 上海科技大学物质科学与技术学院, 上海 201210;
3. 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094; 4. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 针对地基测控系统对 GEO 卫星监测在时间与空间上存在较多盲区、不能实时获取 GEO 目标的空间态势感知信息、无法有效对非合作性质的 GEO 目标进行空间监测的问题, 提出了天基光学相机的双 GEO 平台对 GEO 目标进行轨道确定的技术方案。根据光学可视条件筛选数据, 利用生成的模拟数据对 GEO 目标进行轨道确定, 将所得轨道与参考轨道进行比对分析。仿真结果表明, 平台噪声 5 m, 测量精度 0.5" 的情况下, 定轨弧长 1 h 时, 单 GEO 平台对 GEO 目标进行轨道确定的精度大致在 150 km; 定轨弧长 1 h 时, 双 GEO 平台对 GEO 目标的定轨精度可达 10 m 量级; 测量精度在 5", 定轨弧长在 1 h 时, 双 GEO 平台对 GEO 目标定轨精度也可达百米量级左右。由此可见, 双 GEO 平台联合观测可有效提高对 GEO 空间目标的定轨精度。

关键词: 天基平台; 光学测角; 仿真; 地球同步轨道目标; 空间监视

【中图分类号】P228

【文献标志码】A

【文章编号】1009-2307(2022)01-0009-06

Orbit determination for GEO objects using space-based optical measurement with double GEO platforms

WANG Lei^{1,2}, SONG Yezhi¹, YE Zhao³, ZENG Chunping³, SHAO Rui^{1,4}

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;
2. School of Physical Science and Technology, Shanghai Tech University, Shanghai 201210, China;
3. DFH Satellite Co., Ltd., Beijing 100094, China;
4. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Aiming at the problems of tracking and measuring GEO objects with ground-based space surveillance systems, such as blind spots in space and time, inability to obtain real-time spatial situational awareness information of GEO objects, and ineffective space surveillance for non-cooperative GEO objects, this paper proposed the orbit determination of GEO objects using dual GEO platforms with space-based optical cameras. After data filtering with optical visible conditions, the Geo target orbit is determined according to the generated simulation data and compared with the reference orbit. The simulation results show that under the conditions of platform noise of 5 m and measurement accuracy of 0.5", when the orbit determination arc length is 1 h, the accuracy of the orbit determination of GEO object by a single GEO platform is on the order of 150 kilometers; when the orbit determination arc length is 1 h, the orbit determination accuracy of the dual GEO platforms for the GEO object can reach the order of 10 m; when the measurement accuracy is 5" and the orbit determination arc length is 1 h, the orbit determination accuracy of the dual GEO platforms can reach the order of 100 m. In conclusion, the joint observations by dual GEO platforms can improve the orbit determination accuracy of GEO space objects effectively.

Keywords: space-based platform; optical angle measurement; simulation; GEO objects; space surveillance

作者简介: 王蕾(1996—), 女, 河北保定人, 硕士研究生, 主要研究方向为雷达与光学数据融合轨道确定。

E-mail: wanglei@shao.ac.cn

收稿日期: 2021-06-04

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

通信作者: 宋叶志 高级工程师 E-mail: song.yz@foxmail.com

0 引言

随着航天事业发展,近年来卫星、火箭、空间碎片等空间目标的数目激增,科技发展的同时也引发了轨道资源拥挤和空间碰撞等问题。因此通过空间目标监视系统对空间目标,尤其是非合作性的空间目标进行跟踪、监测或者编目、侦查就显得尤为重要,这是安全有效的空间部署和预警的基础保证。

地球静止卫星有其独特的相对于地球静止的优势,可以长期、稳定地为用户提供信息,地球同步轨道(geosynchronous orbit, GEO)上分布着各种对国家至关重要的通信、预警、气象、定位、侦查卫星, GEO 轨道资源一直是各国的竞争热点^[1]。对 GEO 目标进行空间态势感知的能力反映了一个国家的空间监视与预警能力,也是后续空间安全部署的基础^[2]。通过对 GEO 目标的探测跟踪,可评估其当前运行状态、规避空间碰撞、维护太空安全^[3]。但是 GEO 目标的探测、识别和跟踪、预警与侦查一直是研究的难点^[4]。

传统的地基空间目标监视跟踪系统在地面设置台站,对中低轨卫星的定轨精度比较好。地基台站虽不受探测器的体积、质量限制,但是由于政治、地理等因素,无法实现全球覆盖。此外,探测 GEO 卫星等高轨空间目标时,还受到大气、电离层、气象以及望远镜性能等因素的限制,分辨率受限,精度提升难。近年来,地球静止轨道卫星的战略地位在不断提升,面对地基的缺点,天基空间目标监视开始迅速发展。

天基空间目标监视手段主要有光学、红外和雷达 3 种方式,相比后两种方式,可见光探测技术发展的更为成熟,能够更好的满足对 GEO 目标的天基监测需求^[5]。CCD 可见光相机可全时域观测^[6]。光学探测即将可见光传感器安装在平台卫星上对空间目标进行监测,融合了天基平台与可见光传感器二者的优势,平台卫星机动性强,更容易实现实时跟踪观测,也有利于提高对空间目标的态势感知能力,提高监视效能^[7]。

国外对天基空间监视的研究起步于 20 世纪中期,美国的天基可视计划于 1996 年进行,将天基可见光传感器搭载于“空间中段实验”卫星,验证了天基平台卫星监测 GEO 目标的可行及高效性^[8]。美国还在高轨部署了“同步空间态势感知计划”等卫星来增强天基监视能力,完善天基测控网。此外,为了更有效地监视高轨空间目标,拍

摄 GEO 目标,提高获取空间态势感知信息的能力,美国空军研制了“轨道深空成像系统”^[9]。欧洲航天局开展了低轨天基平台光学观测 GEO 目标的研究并证明了其可行性^[10-11]。

中国对天基测控技术的研究起步晚,截至目前国内利用天基平台的光学测角数据对 GEO 目标定轨的研究也相对较少。文献 [12] 提出了一种低轨天基平台卫星对高轨非合作目标仅测角数据定初轨的方法,精度有公里量级。文献 [13] 提出了一种能够实现 GEO 目标最优覆盖的观测策略。

文献 [14] 提出了基于天基超短弧稀疏光学数据的定轨法,使用两段短弧数据联合定轨,精度达百米。文献 [15] 推导了约束总体最小二乘法,仿真证明了对于 GEO 目标,该方法可提高天基光学定初轨的精度。文献 [16] 提出了一种利用虚拟测距和天基测角数据联合的轨道改进方法,提高了天基单星监测定轨的轨道精度。

本文利用双 GEO 平台对目标 GEO 进行天基光学测量,给出光学可视条件和定轨原理,利用光学测角模拟数据对 GEO 目标进行轨道确定,将所得轨道与参考轨道对比,分析双 GEO 平台联合定轨性能。

1 天基光学测角 GEO 目标轨道确定

1.1 光学几何条件

仿真数据筛选的光学可视条件如图 1 所示,当平台卫星逆太阳光观测目标时,若背景光过于强烈,则会出现观测模糊或目标不可视的现象。定义 θ_{sun} 为目标—平台—太阳的夹角,仿真设定此夹角大于 40° 时, GEO 目标才能被观测,即 $\theta_{\text{sun}} = \arccos\left(\frac{\mathbf{r}_{\text{obj}} - \mathbf{r}_{\text{sta}}}{|\mathbf{r}_{\text{obj}} - \mathbf{r}_{\text{sta}}|} \cdot \frac{\mathbf{r}_{\text{sun}} - \mathbf{r}_{\text{sta}}}{|\mathbf{r}_{\text{sun}} - \mathbf{r}_{\text{sta}}|}\right) > 40^\circ$ 。 \mathbf{r}_{obj} 为地心到空间目标的位置矢量; \mathbf{r}_{sta} 为地心到平台的位置矢量; \mathbf{r}_{sun} 为地心到太阳的位矢。

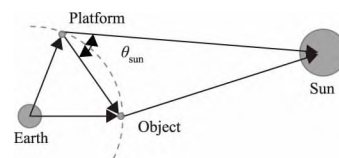


图 1 光学几何条件图

Fig 1 Optical Condition Diagram

1.2 空间目标定轨原理

人造地球卫星等空间目标的运动比较复杂,在其绕地球运行过程中会受到多种摄动力的影响,相应的运动微分方程见式(1)。

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\mathbf{r}} &= \mathbf{F}(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, t, \beta) \\ \mathbf{r}(t_0) &= \mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}(t_0) = \dot{\mathbf{r}}_0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: \mathbf{F} 包括中心天体引力和其他摄动力; \mathbf{r} 是卫星的位置矢量; $\dot{\mathbf{r}}$ 是速度矢量; $\ddot{\mathbf{r}}$ 是摄动加速度; \mathbf{r}_0 与 $\dot{\mathbf{r}}_0$ 分别对应历元 t_0 时刻的位置和速度矢量; β 为待估力模型参数和卫星参数。

空间目标的轨道量和待估参数称为状态向量, 记作 \mathbf{X} , 状态向量 \mathbf{X} 在观测时刻 t 满足微分方程^[17], 见式(2)。

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{X}} &= \mathbf{F}(\mathbf{X}, t) \\ t_0, \mathbf{X}|_{t_0} &= \mathbf{X}_0 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

卫星的测角数据、雷达测距数据和多普勒测速资料等均可作为观测量, 记作 \mathbf{Y} 。测量方程见式(3)。

$$\mathbf{Y}_i = \mathbf{G}(\mathbf{X}_i, t_i) + \varepsilon_i, i = 1, \dots, l \quad (3)$$

式中: \mathbf{Y}_i 是观测值; \mathbf{G} 是相应观测量的理论值; ε_i 是测量误差。

上述方程将目标轨道的精确定轨转换为确定目标的初始状态和相应的力模型参数的问题, 通常用数值方法求解。对动力学方程和观测方程进行线性化处理, 给出精密定轨的基本方程^[17], 见式(4)。

$$\mathbf{y} = \mathbf{H}\mathbf{x}_0 + \varepsilon, \mathbf{H} = \left(\left(\frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}} \right) \left(\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0} \right) \right)_{\mathbf{X}^*} \quad (4)$$

式中: \mathbf{y} 称为残差, 是观测值与理论值之差; \mathbf{x}_0 是待估状态量的改正值, 测量矩阵 $\frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}}$ 是观测量的理论值对状态量的偏导数矩阵。 $\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0}$ 是卫星当前状态向量对初始状态向量的偏导数, 即状态转移矩阵 $\Phi(t, t_0)$ 。

给出一组初始条件 $\mathbf{X}^*(t_0)$, 一个先验估值 $\bar{\mathbf{X}}_0$ 和与之相关联的协方差矩阵 $\bar{\mathbf{P}}_0$, 利用具有先验信息的最小二乘估计, 当 $\mathbf{W} = \mathbf{R}^{-1}$ 时可得法方程, 见式(5)。

$$(\mathbf{H}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{H} + \bar{\mathbf{P}}_0^{-1}) \hat{\mathbf{x}}_0 = \mathbf{H}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{y} + \bar{\mathbf{P}}_0^{-1} \bar{\mathbf{X}}_0 \quad (5)$$

求解得到待估状态向量 $\mathbf{X}^*(t_0)$ 的改进估值 $\hat{\mathbf{x}}_0$, 将改进的状态量 $\mathbf{X}^*(t_0) = \mathbf{X}^*(t_0) + \hat{\mathbf{x}}_0$, $\bar{\mathbf{X}}_0 = \bar{\mathbf{X}}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0$ 再次带入, 重复迭代改进, 得到空间 GEO 目标轨道的最优解。

2 仿真实验与结果分析

2.1 仿真条件

仿真时间如表 1 所示, 数据采样间隔 3 s。

表 1 仿真时间

Tab 1 Simulation Time

Tab 1 Simulation Time	
开始时间(UTC)	15 Nov 2020 04: 00: 00
结束时间(UTC)	19 Nov 2020 04: 00: 00

本文考虑的是 GEO 上的双平台卫星跟踪观测同轨道目标卫星, 可视性需考虑光学几何条件。

2.2 测量误差与平台噪声

天基空间监视的平台卫星轨道一般可以通过地面测控系统或星载 GNSS 接收机获得, 仿真中给平台轨道设置标准差为 5 m 的高斯噪声。

天基光学照相机测角可得到 GEO 目标的角度信息(赤经、赤纬), 对比分析可见光相机光学测角空间目标的测角精度分别为 0.5"、3"和 5"时的定轨精度。

2.3 天基平台及目标的轨道选择

仿真的双 GEO 平台和目标的空间几何分布如图 2 所示。

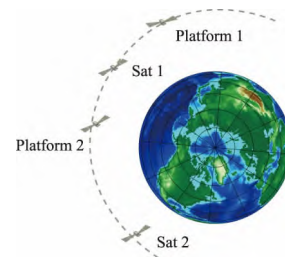


图 2 平台与目标的空间几何分布图

Fig 2 Spatial Geometric Distribution of Platform and Target

图 2 给出了 2020 年 11 月 15 日 4 时星下点经度分别为 100°和 140°的两颗平台 GEO 卫星和星下点经度分别为 120°和 180°的两颗 GEO 目标卫星的空间几何图。表 2 给出了 4 颗 GEO 卫星的初始星历。

表 2 平台与目标初始星历

Tab 2 Platform and Target Initial Ephemeris

星下点经度		位置/km	速度/(km/s)	
平台 1	X	-34 775. 171 279	V_x	1. 738 813
GEO	Y	-23 846. 929 107	V_y	-2. 535 662
100°	Z	69. 323 863	V_z	-0. 003 460
平台 2	X	-11 310. 846 504	V_x	2. 961 897
GEO	Y	-40 620. 901 166	V_y	-0. 824 740
140°	Z	22. 603 515	V_z	-0. 005 900
目标 1	X	-24 521. 857 873	V_x	2. 501 196
GEO	Y	-34 302. 616 009	V_y	-1. 788 033
120°	Z	48. 913 536	V_z	-0. 004 980
目标 2	X	17 445. 949 056	V_x	2. 799 077
GEO	Y	-38 387. 902 118	V_y	1. 272 087
180°	Z	-34. 693 270	V_z	-0. 005 579

对平台与目标的初始星历分别进行外推, 利用生成的观测仿真数据进行轨道确定。

2.4 仿真实验

2.4.1 单 GEO 平台观测 GEO 目标

根据仿真条件，测角精度为 $0.5''$ ，平台噪声水平为 5 m 时，GEO 平台 1 对目标 1 跟踪定轨。定轨弧段 1 h，平台 1 的定轨残差如图 3 所示，残差量级与仿真设定的观测数据噪声大致相当。

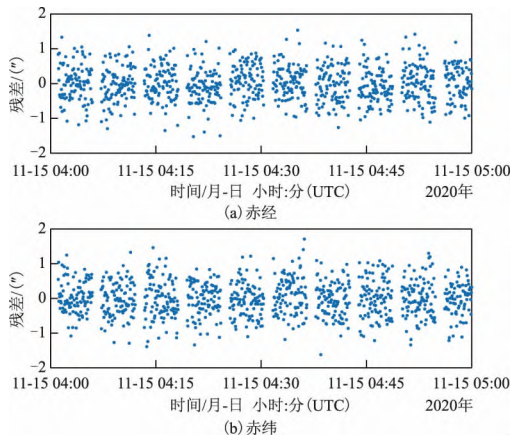


图 3 单 GEO 对 GEO 测量 1 h 弧段定轨残差
Fig 3 POD Residuals GEO-GEO with One Hour

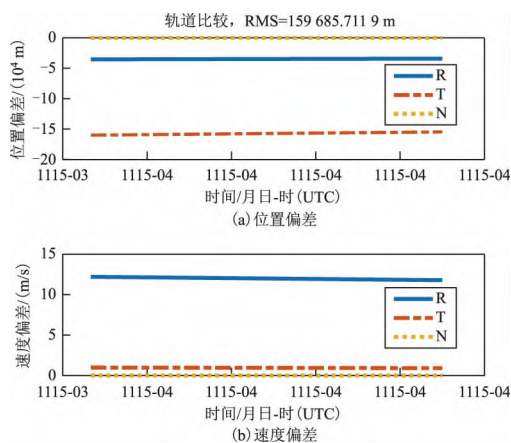


图 4 单 GEO 平台对 GEO 定轨与仿真轨道比较
Fig 4 Comparison of Orbit Determination and Simulation Orbits of Single GEO to GEO Target

图 4 给出了单 GEO 平台对 GEO 目标跟踪定轨与仿真轨道在 RTN 坐标系下的比较结果，定轨弧长取 1 h，精度大约在 150 km，轨道精度较低。

本文的轨道比较是在卫星轨道坐标系即 RTN 坐标系下完成的，其定义见式(6)。

$$u_R = \frac{r}{|r|}, u_N = \frac{r \times \dot{r}}{|r \times \dot{r}|}, u_T = u_N \times u_R \quad (6)$$

式中： u 表示单位向量，R、T、N 标识单位方向，坐标原点为卫星质心。R 轴为径向，由地心指向卫星质心；T 轴与 R 轴垂直，在轨道平面内指向卫星运行方向，称为沿迹方向；N 轴为轨道面正法向。

计算定轨精度时，首先在地心惯性坐标系下对仿真轨道与所得轨道的位置与速度矢量进行比较，随后将比较结果转换到 RTN 坐标系下得到 3 个方向上的误差分量，计算得到仿真轨道与定轨所得轨道在该坐标系下比较的均方根(RMS)误差，给出定轨精度。

2.4.2 双 GEO 平台观测 GEO 目标

根据仿真条件，测角精度 $0.5''$ ，平台噪声水平 5 m，平台 1 和平台 2 位于目标 1 两侧同时观测目标 1，定轨弧长 0.5 h 的残差图如图 5、图 6 所示。

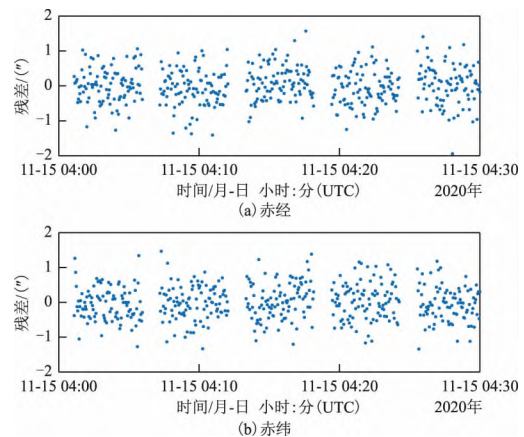


图 5 双 GEO 对 GEO 定轨弧段 0.5 h 平台 1 残差
Fig 5 POD Residuals Dual GEO to GEO with Half An Hour for Platform One

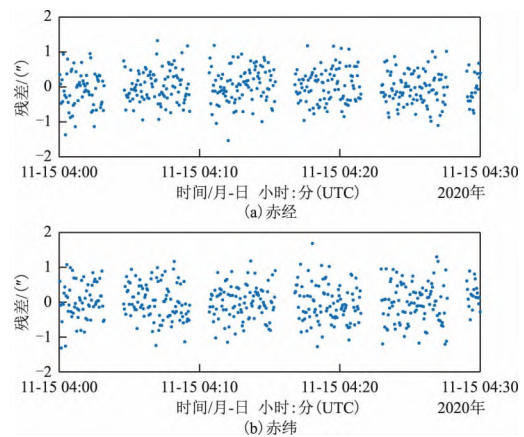


图 6 双 GEO 对 GEO 定轨弧段半小时平台 2 残差
Fig 6 POD Residuals Dual GEO to GEO with Half An Hour for Platform 2

从残差图中可以看出，定轨残差与仿真条件中设置的平台观测数据噪声相当，证明了本次轨道仿真与定轨方法的合理性。

图 7 展示了在 RTN 坐标系下，仿真所得轨道与定轨所得轨道的比较结果，当平台 1、平台 2 位于目标两侧时，定轨弧长 0.5 h 所得的轨道精度大致能达到 10 m 量级。

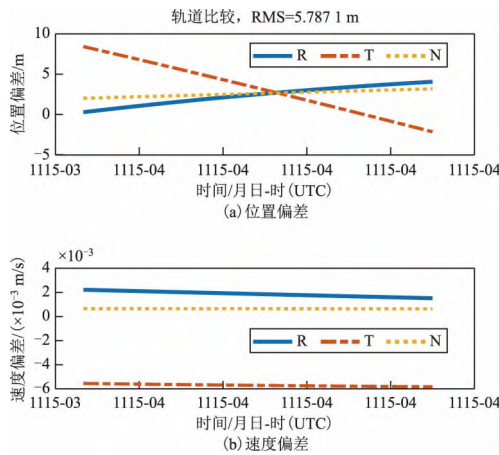


图 7 双 GEO 对 GEO 定轨与仿真轨道比较

Fig 7 Comparison of Orbit Determination and Simulation Orbits of Dual GEO to GEO Target

根据仿真条件, 测角精度分别为 $0.5''$ 、 $3.0''$ 、 $5.0''$ 时, 平台 1 和平台 2 在目标 2 的同侧同时观测, 不同定轨弧长的轨道精度比较结果如表 3 所示。

表 3 3 种测量精度的仿真与定轨结果比较

Tab 3 Comparison of Simulation and Orbit Determination Results of Three Kinds of Measurement Accuracy

测角精度/ $''$	定轨弧长/h	定轨精度/m
0.5	0.5	10.257 5
	1.0	10.039 6
3.0	0.5	66.821 6
	1.0	66.336 7
5.0	0.5	113.313 6
	1.0	112.035 8

从表 3 中可以看出, 测角精度对定轨精度的影响比较明显。测角精度在 $0.5''$ 时, 半小时弧段定轨精度就可达 10 m 量级; 测角精度在 $3.0''$ 时, 定轨弧长半小时轨道精度大致在 70 m; 测角精度为 $5.0''$ 时, 定轨弧长 1 h, 精度大致在百米量级。

2.5 仿真结果分析

综合上述仿真结果, 测角精度 $0.5''$, 定轨弧段 1 h, 单 GEO 天基平台对 GEO 目标进行轨道确定的精度与双 GEO 平台对 GEO 目标定轨精度的比较如表 4 所示。

由表 4 可以看出, 同样定轨 1 小时, 单 GEO 平台对 GEO 目标的定轨精度远远低于双 GEO 平台的定轨结果, 双 GEO 平台定轨的精度均小于百米量级。当双 GEO 平台卫星联合观测定轨时, 跟踪监测效果更好。

本次仿真定轨中, N 体摄动、地球潮汐摄动

等摄动力能够用比较精确的数学模型表示, 非保守力如太阳光压摄动等则难以用力模型精确计算, 但其偏差部分可以被经验力模型吸收, 所以力模型误差在本次仿真中对定轨精度的影响相比测量误差对定轨精度的影响较小。

表 4 单、双 GEO 天基平台对 GEO 目标的仿真与定轨结果比较

Tab 4 Comparison of Simulation and Orbit Determination Results of GEO Targets Using Single and Dual GEO Space-based Platforms

天基平台	星下点经度/ $^{\circ}$	目标星下点经度/ $^{\circ}$	轨道精度/m
单 GEO 平台	100	120	159 685.711 9
	140	120	4.926 2
双 GEO 平台	100	180	10.039 6
	140	200	19.073 4

在相同的测量数据误差和平台噪声条件下, 随着探测的 GEO 目标的距离增大, 定轨精度变化也较明显, 这说明天基 CCD 相机的作用距离也是影响定轨精度的一个重要因素。本次仿真实验中相机系统误差并未作为参数解算, 因此在实际工程中轨道确定精度可能会略有下降。

3 结束语

本文针对地基跟踪观测 GEO 目标的难点, 提出了通过天基光学空间监视系统对 GEO 空间目标测定轨, 观测平台取双 GEO 卫星, 卫星上携带星载 CCD 可见光相机, 考虑光学几何条件, 利用数据筛选后的仿真测角数据定轨。

以上分析可知, 单 GEO 平台对 GEO 目标测定轨的精度较低, 轨道确定时方程接近奇异, 因此不适合作为监测方案; 双 GEO 平台对同 GEO 目标测定轨时, 轨道确定精度可达几十米至百米量级, 可以满足一般的轨道监测需求。

双 GEO 平台监测时的定轨性能较好, 可有效地实现对 GEO 空间目标的监视、对空间态势感知数据的收集和对非合作 GEO 目标的编目或预警。这对弥补我国地基测控网对高轨空间目标定轨的不足和维护我国空间安全等方面都具有重要意义。

参考文献

[1] 范志涵, 蔡亚星, 李凤簪. 针对 GEO 目标的美国天基态势感知技术发展研究[J]. 航天器工程, 2019, 28(6):

- 87-95. (FAN Zhihan, CAI Yaxing, LI Fengzan. Study on development of American space-based situational awareness technology for GEO objects[J]. Spacecraft Engineering, 2019, 28(6): 87-95.)
- [2] 李雁斌, 江利中, 黄勇. 天基目标探测与监视系统发展研究[J]. 制导与引信, 2012, 33(3): 50-60. (LI Yanbin, JIANG Lizhong, HUANG Yong. Development research on space-based target detection and surveillance system [J]. Guidance & Fuze, 2012, 33(3): 50-60.)
- [3] 于涌, 罗浩, 毛银盾, 等. 基于单站 CCD 漂移扫描光电设备的同步轨道目标测定轨[J]. 空间科学学报, 2019, 39(3): 365-372. (YU Yong, LUO Hao, MAO Yindun, et al. Orbit determination for geostationary earth orbit targets based on the CCD drift-scan photoelectric telescope at one single station[J]. Chinese Journal of Space Science, 2019, 39(3): 365-372.)
- [4] 宋叶志, 黄勇, 杨建华, 等. 风云四号卫星双程测距系统精密轨道确定[J]. 宇航学报, 2020, 41(3): 270-275. (SONG Yezhi, HUANG Yong, YANG Jianhua, et al. Orbit determination for FY-4 satellite using two-way ranging system[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(3): 270-275.)
- [5] 余建慧, 苏增立, 谭谦. 空间目标天基光学观测模式分析[J]. 量子电子学报, 2006, 23(6): 772-776. (YU Jianhui, SU Zengli, TAN Qian. Analysis on the space-based optic observation mode for space object[J]. Chinese Journal of Quantum Electronics, 2006, 23(6): 772-776.)
- [6] 杨秀彬, 刘春雨, 范国伟, 等. 空间目标近距离高灵敏度探测技术[J]. 光学精密工程, 2018, 26(4): 825-833. (YANG Xiubin, LIU Chunyu, FAN Guowei, et al. High-sensitivity detection of space targets at close range[J]. Optics and Precision Engineering, 2018, 26(4): 825-833.)
- [7] 王秀红, 李俊峰, 王彦荣. 天基照相机监测空间目标定轨方法及精度分析[J]. 光学精密工程, 2013, 21(6): 1394-1403. (WANG Xiuhong, LI Junfeng, WANG Yanrong. Orbit determination and precision analysis of space object with space-based camera[J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(6): 1394-1403.)
- [8] 周一宇, 李骏, 安玮. 天基光学空间目标监视信息处理技术分析[J]. 光电工程, 2008, 35(4): 43-48. (ZHOU Yiyu, LI Jun, AN Wei. Information processing technology in optical space-based space surveillance [J]. Opto-Electronic Engineering, 2008, 35(4): 43-48.)
- [9] 汤泽滢, 黄贤锋, 蔡宗宝. 国外天基空间目标监视系统发展现状与启示[J]. 航天电子对抗, 2015, 31(2): 24-26. (TANG Zeying, HUANG Xianfeng, CAI Zongbao. Development status and enlightenment of foreign space-based space surveillance systems[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2015, 31(2): 24-26.)
- [10] 牛照东, 汪琳, 段宇, 等. 国外地球同步轨道目标天基光学监视策略[J]. 中国光学, 2017, 10(3): 310-320. (NIU Zhaodong, WANG Lin, DUAN Yu, et al. Review of foreign space-based optical surveillance strategies for GEO objects [J]. Chinese Optics, 2017, 10(3): 310-320.)
- [11] 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.
- [12] 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 orbitsatellite by low orbit satellite [J]. Flight Dynamics, 2020, 38(1): 80-83.)
- [13] 徐伟. GEO 目标的天基观测任务规划研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014. (XU Wei. Space-based observation mission research of GEO targets [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014.)
- [14] 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): 40-45. (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): 40-45.)
- [15] 孙杰, 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. (SUN Jie, LI Dong. Orbit determination for GEO objects using space-based optical observations [J]. Aerospace Shanghai, 2015, 32(6): 34-38.)
- [16] 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.)
- [17] 刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000: 415-431. (LIU Lin. Orbit theory of spacecraft [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000: 415-431.)

(责任编辑: 邓国臣)