

## APOSOS 光电望远镜空间目标观测精度分析

于欢欢, 沈 鸣, 高鹏骐, 孙明国, 郭效忠, 赵 有

(1. 中国科学院国家天文台, 北京 100012; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

**摘 要:** 利用内符合精度和外符合精度两种精度判定方法, 对国内首台基于 APOSOS 亚太地基光学空间物体观测系统) 项目安装在国外的 15 cm 地基空间碎片光电观测望远镜获得的观测数据进行了观测精度计算分析。经过计算分析, 得到内符合精度在 5" 左右; 利用全球激光测距服务系统提供的综合激光测距数据格式标准点资料对 Lageos1、Lageos2 和 Ajisai 卫星进行精密定轨, 进而获得这些卫星的精密轨道, 并以此精密轨道作为 APOSOS 15 cm 光电望远镜观测数据外符合精度的评定依据, 得到外符合精度大约在 6" 左右。计算分析结果表明: 系统的观测精度较高, 达到了设计指标, 能够满足科研和工程应用的需要。

**关键词:** 观测精度; 中误差; 空间目标; 激光测距; 天文定位

**中图分类号:** P207 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201746.0117002

## Observational accuracy analysis of space object with APOSOS photo-electric telescope

Yu Huanhuan, Shen Ming, Gao Pengqi, Sun Mingguo, Guo Xiaozhong, Zhao You

(1. National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012, China;

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

**Abstract:** Based on APOSOS (asia-pacific ground-based optical space observation system) project, the first 15 cm ground-based space debris photo-electric telescope manufactured by China was firstly installed abroad and obtained much observational data. The paper calculated and analyzed the observational accuracy of observational data using two accuracy estimation criterion—internal fitting accuracy and external fitting accuracy estimation, and the result of internal fitting accuracy is on 5 arc seconds; then, obtained precise orbit of satellite Lageos1, Lageos2 and Ajisai derived from precise orbit determination which made use of satellite laser ranging normal point data from International Laser Ranging Service (ILRS), and the analysis of external fitting accuracy was based on the precise orbit, the result of external fitting accuracy was around 6 arc seconds. All the results indicate that APOSOS 15 cm

收稿日期: 2016-05-10; 修订日期: 2016-06-20

基金项目: 国家自然科学基金天文联合基金(U1231114); 国家重大科研装备研制项目(ZDYZ2013-2)

作者简介: 于欢欢(1981-), 女, 博士生, 主要从事空间碎片监测与预警、精密定轨方面的研究。Email: hhyu@bao.ac.cn

导师简介: 赵有(1964-), 男, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事空间目标与碎片的监测和预警方面的研究工作。

Email: youzhao@bao.ac.cn

opto-electric telescope has relatively high observational accuracy and reaches the design specification, which can satisfy the demands for science and engineering application.

**Key words:** observational accuracy; root mean square error; space object; satellite laser ranging; celestial positioning

## 0 引言

随着人类航天活动的日益增多,空间碎片的存在对在轨运行的应用卫星及将来的航天计划均造成严重的威胁,空间目标监测系统将发挥基础性和关键性的作用。而对空间碎片的精准预警依赖于空间监测系统获得的高精度的轨道数据,因此,对空间目标进行精确探测和跟踪以及空间目标的精确定位成为空间目标监测活动的主要内容<sup>[1-2]</sup>。

在空间目标监视领域,许多国家或组织建立了由光学观测和雷达设备组成的空间目标监视系统,如美国的空间监视网、俄罗斯的空间监视系统(SSS)等。各个监测网相对独立,都有对目标进行监视、跟踪、定轨和编目的能力。但是数据一般是不对外开放的。亚太地基光学空间物体观测系统 APOSOS(asia-pacific ground-based optical space observation system)是亚太空间合作组织 APSCO (asia-pacific space cooperation organization) 设立和支持运行的项目,意在联合其成员国,发挥各国的经济、技术及地域优势,建立一个区域性乃至全球性的光学空间观测网络来实现空间目标的捕获、跟踪与测量,以提供高精度的目标测量数据,为在轨航天器的管理、使用与安全运行提供保障,为未来航天器的发射提供服务<sup>[3]</sup>。随着项目的发展,首批口径 15 cm 的地平式光电望远镜已经研制完毕,并开始试验观测。由于是首次使用,其观测精度是笔者所关心的问题,对光电望远镜进行实时定位精度分析,可随时掌握望远镜的运行稳定程度,也有利于定位精度实时改进的提高,对于数据的应用,具有非常重要的意义。

对光电监测系统获得的观测数据精度评估主要有两种方式:外符精度评估和内符精度评估<sup>[4-5]</sup>。外符精度评估一般是指利用与待估设备相互独立的观测手段(得到广大认可的)得到的高精度精密星历与待估设备实测的观测数据做比较,以确定待估设备的测量精度。常用的评估方法有:预报比较法、用

GPS 定位结果法和用卫星激光测距 SLR (satellite laser ranging) 技术获得的高精度精密星历法等。内符精度即指轨道拟合或轨道改进后残差的均方根值 (Root Mean Square, RMS)。它是轨道精度的一个重要的、但不是绝对可靠的标志。卫星激光测距 (SLR) 是目前空间目标观测手段中精度最高的一种,其获得的观测数据观测精度已达到厘米级,经过精密定轨计算得到的定轨精度 (RMS) 可达到亚厘米级,定轨精度非常高。因此,以利用全球激光跟踪站的 SLR 观测数据通过精密定轨软件计算得到的精密轨道(可认为是真实轨道、理论真值)作为外符精度评定依据,得到的评定结果具有合理性以及可靠性。

## 1 望远镜系统及观测数据简介

APOSOS 利用 APSCO 各成员国的地域优势,致力于建立自己的空间目标监测系统。该监测系统由 APSCO 成员国的 9 个国家观测站点组成,分别为:秘鲁、土耳其、中国、泰国、孟加拉、蒙古、巴基斯坦、伊朗,还有签约国印尼,以及可能还有观察员国乌克兰、巴西和墨西哥等。这些国家的地域分布图如图 1 所示。

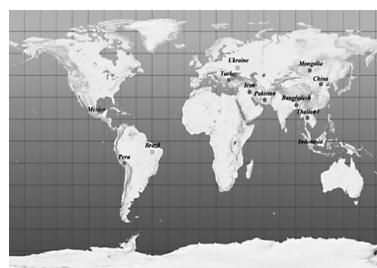


图 1 APSCO 成员国分布

Fig.1 Distribution of member states in APSCO

目前, APOSOS 所用的首批观测设备为国内中国科学院长春光学精密机械与物理研究所研制的 15 cm 折射式地基空间碎片光电观测望远镜,分别放置在巴基斯坦、秘鲁和伊朗的观测站点中。这也是由国内独立研制的地基空间碎片光电观测望远镜首次安装在国外观测站点中。

该光电望远镜系统主要由折射光学系统、CCD 探测器、望远镜机架、GPS 时钟、稳压电源以及主控计算机等组成。各部件具体参数见表 1,理论分析望远镜可达到的观测精度为 5"左右。其主要设备如图 2 所示。

表 1 150 mm 望远镜参数

Tab.1 Parameters of 150 mm telescope

Item	Function	Parameter
Tube	Optical system	Aperture: 150 mm refractor Focus length: 300 mm Image size : radius 6.5 μm
CCD	Image sensor	Resolution:: 2 048×2 048 (binning mode, 1 024×1 024) FOV: 2.5 °×2.5 ° Frame frequency: >10 frames
Mount(A/H)	Support part	Track speed: 5 °/s Track acceleration: 2 °/s <sup>2</sup>
GPS	Frequency & clock	Frequency: 10 MHz/s Accuracy: 10 <sup>-11</sup>
IPC	Controller	Main-stream computer



图 2 望远镜系统组成

Fig.2 Component of telescope system

现代光电望远镜对空间目标观测获得观测数据有两种方式:轴系定位和天文定位。轴系定位给出的结果是在地平坐标系中的方位角和高度角,难以保证每个测站、观测的不同时间,均属于同一个不变的坐标系;其精度与望远镜轴系精度、目标在 CCD 上读数的精度、望远镜指向模型的精度及大气折射改正的精度等密切相关,难以保证高精度的定位数据。天文定位给出的结果是在天球坐标系中的赤经和赤纬,对于每个测站、观测的不同时间,均属于一个非常稳定的坐标系。与轴系定位方法相比,天文定位的

精度不受望远镜轴系误差和大气折射改正误差等因素的影响,定位精度比较高,是目前光电望远镜观测跟踪空间目标采用的主要方法<sup>[6-12]</sup>。

由于天气等因素的影响,秘鲁观测站尚未获得观测数据;巴基斯坦站获得的观测数据较多。因此文中所用观测数据即为巴基斯坦观测站观测得到的天文定位数据赤经和赤纬值。其他站点的观测情况及发展尚待后续介绍。

## 2 精度评估原理

### 2.1 精度外符评估原理

利用 SLR 数据经过精密定轨解算(具体解算过程及结果见下节)得到的卫星精密轨道是在 J2000.0 惯性系中。假设在  $i$  时刻,空间目标在 J2000.0 惯性坐标系的位置矢量为  $R_i(x_i, y_i, z_i)$ ,测站在该坐标系中的位置矢量为  $R_{si}(x_{si}, y_{si}, z_{si})$ ,则空间目标在站心历元平赤道坐标系的位置矢量  $R_c(x_c, y_c, z_c)$ 为:

$$R_c(x_c, y_c, z_c) = R_i(x_i, y_i, z_i) - R_{si}(x_{si}, y_{si}, z_{si}) \quad (1)$$

空间目标在这一时刻的赤经赤纬理论值  $\alpha_c$  和  $\delta_c$  为:

$$\begin{cases} \alpha_c = \arctan(y_c / x_c) \\ \delta_c = \arcsin(z_c / \sqrt{x_c^2 + y_c^2 + z_c^2}) \end{cases} \quad (2)$$

其中,测站在 J2000.0 惯性坐标系中的位置矢量  $R_{si}(x_{si}, y_{si}, z_{si})$ 由测站在地固坐标系的位置矢量  $\vec{r}(x, y, z)$ 经过极移矩阵、地球自转矩阵、章动矩阵和岁差矩阵这一系列矩阵变换得到。而  $\vec{r}(x, y, z)$ 由测站在大地坐标系中的位置矢量  $(\lambda, \varphi, h)$ 转换而来:

$$\vec{r} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N+h)\cos\varphi\cos\lambda \\ (N+h)\cos\varphi\sin\lambda \\ [N(1-e^2)+h]\sin\varphi \end{pmatrix} \quad (3)$$

其中

$$N = \frac{a_e}{\sqrt{1-e^2\sin^2\varphi}} \quad (4)$$

而

$$e^2 = 2f - f^2 \quad (5)$$

式中: $\lambda, \varphi, h$ 分别为测站的经度、纬度和海拔高度; $a_e$ 为地球赤道半径; $f$ 为地球扁率。

望远镜在  $t_i'$ 接收到的信号是空间目标在  $t_i$ 时刻发出的,因此要对观测时间进行光行时改正,即:

$$t_i' = t_i - \frac{Rc}{c} \quad (6)$$

式中:  $Rc$  为卫星在  $t_i$  时刻到测站之间的距离;  $c$  为光速。

为了将卫星精密轨道的时刻与观测时刻统一起来, 对卫星的精密轨道星历做  $t_i'$  时刻的插值计算, 利用插值后的卫星精密轨道由公式(3)计算得到理论的赤经赤纬值  $\alpha_c$  和  $\delta_c$ 。由中误差公式分别求出赤经  $\alpha$  和赤纬  $\delta$  的中误差  $\sigma_\alpha$  和  $\sigma_\delta$ :

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_i)^2}{n-1}} \quad (7)$$

式中:  $y_i$  为观测值与理论值之间的残差;  $\alpha_i$  的残差用  $[\alpha_i - (\alpha_c)_i] \cos \delta_i$  来表示。总的中误差为  $\sigma = \sqrt{\sigma_\alpha^2 + \sigma_\delta^2}$ 。这就是外符观测精度的判定依据。

### 2.2 精度内符评估原理

假设已知空间目标在历元时刻  $t_0$  的轨道参数为  $X_0$ , 则其在  $t$  时刻的状态  $X$  (包括空间目标的开普勒根数或位置、速度的矢量的 3 个分量和一些待估物理参数) 可由运动方程求出<sup>[13-14]</sup>:

$$\begin{cases} \dot{X} = F(X, t) \\ X(t_0) = X_0 \end{cases} \quad (8)$$

式中:  $F(X, t)$  为状态函数, 公式(8)为一个由  $n$  个非线性一阶常微分方程组成的方程组, 其解( $t_i$  时刻)一般可写为:

$$X_i = \theta_i(X_0, t_0, t_i) \quad (9)$$

空间目标的观测量是状态量的非线性函数, 可表示为:

$$Y_i = G(X_i, t_i) + \varepsilon_i \quad i=1, \dots, l \quad (10)$$

式中:  $X_i$ 、 $Y_i$ 、 $\varepsilon_i$  分别为  $t_i$  时刻的状态、观测以及观测噪声。

将公式(9)带入(10)可得:

$$Y_i = G(\theta_i(X_0, t_0, t_i), t_i) + \varepsilon_i = \tilde{G}(X_0, t_0, t_i) + \varepsilon_i \quad (11)$$

轨道改进就是使用带有随机误差的观测数据  $Y$  以及不够精确的初始状态  $X_0$  来求解初始状态量的最佳值  $\hat{X}_0$ 。广泛采用的最佳判据为加权的观测残差的平方和为最小。即使得函数  $J$  为最小,  $W$  为权矩阵。

$$J = \varepsilon^T \varepsilon = [Y - \tilde{G}(X_0, t_0, t)]^T W [Y - \tilde{G}(X_0, t_0, t)] \quad (12)$$

若  $\hat{X}_0$  为  $X_0$  的最佳估值, 则有:

$$\left. \frac{\partial J}{\partial X_0} \right|_{X_0 = \hat{X}_0} = -2[Y - \tilde{G}(X_0, t_0, t)]^T W \left. \frac{\partial \tilde{G}}{\partial X_0} \right|_{X_0 = \hat{X}_0} = 0 \quad (13)$$

实际上, 公式(13)为具有  $n$  个未知量的  $n$  个非线性代数方程组, 很难得到所要求的的状态估值  $X_0$ 。因此, 需要将上述轨道确定过程线性化。

假定状态矢量的初始值  $X_0^*$  与实际轨道 (即最佳估值  $\hat{X}_0$ ) 足够接近, 则可以将公式(11)中的  $\tilde{G}(X_0, t_0, t)$  在  $X_0^*$  处泰勒展开并略去高阶项, 得:

$$Y = \tilde{G}(X_0^*, t_0, t) + \left. \frac{\partial \tilde{G}}{\partial X_0} \right|_{X_0 = X_0^*} (\hat{X}_0 - X_0^*) + \varepsilon \quad (14)$$

令

$$y = Y - \tilde{G}(X_0^*, t_0, t) \quad (15)$$

$$x = \hat{X}_0 - X_0^* \quad (16)$$

$$Q = \left. \frac{\partial \tilde{G}}{\partial X_0} \right|_{X_0 = X_0^*} \quad (17)$$

则公式(14)可构成一个线性系统:

$$y = Qx + \varepsilon \quad (18)$$

由公式(15)根据加权最小二乘估计, 可以得到:

$$x = (Q^T W Q)^{-1} Q^T W y \quad (19)$$

从而得到更精确的状态(轨道根数), 再根据包含摄动的星历计算, 得出任一时刻  $t$  的状态矢量(位置和速度矢量), 由公式(2)求出理论真值: 赤经  $\alpha_c$  和赤纬  $\delta_c$ , 由公式(7)求出  $\alpha$  和  $\delta$  的中误差。

## 3 卫星激光测距资料精密定轨

### 3.1 目标选取

作为外符精度评定标准的目标卫星应该满足以下条件: 在光电望远镜探测能力范围之内, 属 ILRS 空间计划观测目标, 待估望远镜及国内外 SLR 网均能正常观测; 目标轨道形状规则, 轨道精密程度较高, 所选目标具有代表性。基于以上原则, 文中选取了 Lageos1、Lageos2 以及 Ajisai 卫星为目标卫星, 三颗卫星的基本介绍如下:

Lageos1 和 Lageos2 分别由 NASA 于 1976 年 5 月和意大利空间局于 1992 年 10 月发射。它们是两颗装有激光后向反射器, 用激光观测, 专门用于地球动力学研究的被动卫星。两颗星形状非常相似。均为直径 60 cm 的正球形, 两颗卫星均为中高轨卫星, Lageos1 轨道高度 5860 km, Lageos2 轨道高度 5620 km, 均为

圆形轨道。只是, Lageos1 是逆行轨道, Lageos2 是顺行轨道。它们的优点是:轨道非常稳定,精密定轨精度很高,且在 SLR 卫星常规观测计划中。

Ajisai 卫星由日本国家宇宙开发局 (JAXA) 于 1986 年 8 月发射。卫星特征为:直径为 214 cm 的正球形,轨道高度 1 500 km,圆形轨道,带有立体角后向反射棱镜和平面反射镜,卫星亮度在 1.5~3.5 星等。其优点是:亮度很大,极容易观测;在激光测距卫星中,这颗星为被动卫星,没有轨道机动,结构简单,易于精密定轨。

### 3.2 精密定轨的基本原理及方法

精密定轨的基本原理为:利用含有误差的观测量和建立的数学模型来得到卫星的精确状态及有关参数(例如影响卫星运动的力学模型中的有关参数、测站的精确位置、影响测站位置描述的地球自转参数等)的最佳估值。定轨计算一般采用的是基于线性无偏最小方差估计技术的统计动力学方法,因此精密定轨也被称为统计定轨。对该定轨方法,采用的算

法主要有成批处理算法和序贯处理算法。二者的递推原理是一致的,此处应用的是成批处理算法。在精密轨道确定过程中,采用的收敛判据为:(1)卫星位置矢量最新估值的方差小于预先指定的判据  $POS_{min}$ ; (2)观测残差的均方根满足:  $|RMS_j - RMS_{p1}| / RMS_j$  小于预先指定的一个量。当这两个条件满足其中一个时,即认为程序正常收敛而终止。其中,  $RMS_j$  为第  $j$  次迭代中全部观测残差之带权中误差,定义为:

$$RMS_j = \left[ \frac{\sum_{i=1}^n (w_{ij})(y_{ij})^2}{\sum_{i=1}^n (w_{ij})} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (20)$$

式中:  $n$  为观测数据总数;  $y_{ij}$  为第  $j$  次迭代中观测数据的残差;  $w_{ij}$  为对应的权重;  $RMS_j$  为观测残差均方根的线性预报值,在数值上等于  $RMS_{j+1}$ 。

精密定轨过程中采用的天文常数、参考系、力学模型和测量模型均参照 IERS 规范,如表 2 所示。

表 2 SLR 精密定轨模型与参考系

Tab.2 Models of high precision orbit determination and reference frame with SLR data

Reference frame	Force model	Measurement model
J2000.0 reference system	Earth nonspherical perturbation ; JGM3 earth gravity model , 70×70	Marini-murray atmospheric refraction
	N-body perturbation ; JPL DE 405 Ephemeris, including solar, lunar and planetary gravitations	Tracking station displacement caused by solid earth tides
Observation station position and velocity ; ITRF97	Solar and lunar gravitations tides ; DE405/LE405 ephemeris	Permanent tides effect on tracking station
IAU2000 precession model	Solid earth tides perturbation ; IERS1996 convention , wahr model	
Nutation model and IERS nutation correction	Ocean tides perturbation ; CSR3.0 model	Load tides effect on tracking station
	Solar radiation pressure and earth radiation pressure perturbation	Earth rotation deformation effect on tracking station
Plate model ; ITRF97	Earth rotation deformation perturbation	
	DE405/LE405 ephemeris	Relativistic perturbation ; recommended model
Periodic RTN perturbation ; empirical force model		
	Empirical drag perturbation	

在测量模型中,对 Lageos 卫星的归心改正为: 0.251 m;对 Ajisai 卫星的归心改正为: 1.010 m。

### 3.3 精密定轨结果

针对 Lageos1、Lageos2 和 Ajisai 卫星,选择其 2015 年 11 月 2 日至 4 日 3 天的全球卫星激光测距数据作精密定轨分析。根据 3.2 节所描述的程序收

敛标准,将这次精密定轨计算的收敛标准设定为:卫星在 3 天轨道内的初始位置的改正小于 1 cm 或者 3 天内观测残差与预报残差的相对误差小于 0.01。

通过精密定轨计算得到:Ajisai 的定轨精度 (RMS) 小于 10 cm,定轨结果准确可靠。Lageos1 的定轨精度 (RMS) 为: 0.0125 m;Lageos2 的定轨精度

(RMS)为:0.0118 m;同时期段中莫斯科 MCC(mission control center) LAGEOS 每周分析报告发布的 Lageos 残差报告中,利用 2015 年 11 月 2 日~4 日,3 天的观测数据进行精密定轨得到的 Lageos1 和 Lageos2 残差均分跟均为 0.014m。定轨结果精度相当。

## 4 光电望远镜测量精度分析

### 4.1 外符合精度分析

在观测数据预处理阶段,利用“ $3\sigma$  准则”剔除原始数据中的野值,然后用外符合精度判定依据对观测数据做外符精度分析。得到的处理结果如表 3 所示。

表 3 Ajisai、Lageos1 和 Lageos2 卫星天文定位数据外符精度

Tab.3 External fitting accuracy of Ajisai, Lageos1 and Lageos2 from their celestial positioning data

Satellite	Obs.time (UTC)	Data qtn	Data reduced	$\sigma_a(^{\circ})$	$\sigma_b(^{\circ})$	$\sigma(^{\circ})$
Lageos2	2015/11/2 15 h 50 m 51 s	262	252	3.124	3.453	4.657
	2015/11/3 16 h 59 m 53 s	391	308	1.965	2.651	3.299
Lageos1	2015/11/3 23 h 50 m 57 s	366	313	4.070	4.232	5.872
Ajisai	2015/11/2 16 h 47 m 26 s	24	22	3.243	4.708	5.717
	2015/11/3 15 h 53 m 13 s	287	229	4.762	1.402	4.964

### 4.2 内符精度分析

利用内符合判定方法,对光电望远镜观测获得的观测数据进行编程处理,并对所有观测数据求中误差,计算过程中野值剔除遵循“3 准则”。经过计算得到的处理结果如表 4 所示。

表 4 Ajisai、Lageos1 和 Lageos2 卫星天文定位数据内符精度

Tab.4 Internal fitting accuracy of Ajisai, Lageos1 and Lageos2 from their celestial positioning data

Sat.	Obs.time (UTC)	Data qtn	Data reduced	$\sigma_a(^{\circ})$	$\sigma_b(^{\circ})$	$\sigma(^{\circ})$
Lageos2	2015/11/2 15 h 50 m 51 s	262	240	2.473	2.707	3.667
	2015/11/3 16 h 59 m 53 s	391	296	2.450	1.601	2.927
Lageos1	2015/11/3 23 h 50 m 57 s	366	292	3.668	3.739	5.238
Ajisai	2015/11/2 16 h 47 m 26 s	24	20	1.707	5.166	5.441
	2015/11/3 15 h 53 m 13 s	287	217	4.664	1.407	4.872

## 5 结论

对于 APOSOS 15 cm 光电望远镜获得的天文定位观测数据,采用外符合精度和内符合精度判定两种判定方法对其观测精度进行分析,得到的分析结

果如下:  
 表3 第 2 列为各卫星观测弧段的起始时刻,第 3 列和第 4 列测到的总数据数和有效数据数,第 5~7 列分别为对应的赤经、赤纬中误差和总的中误差。从表 2 可以看出,对于 Lageos1,赤经和赤纬的中误差在 4~4.5",总的中误差不到 6";对于 Lageos2,第一个弧段,赤经赤纬中误差在 3.5"以内,总的中误差在 5"以内,第二个弧段,赤经中误差为 2",赤纬中误差小于 3",总的中误差为 3"。总体来说,对于 Lageos2,赤经和赤纬的中误差不超过 3.5",总的中误差不超过 5";对于 Ajisai,赤经赤纬中误差不超过 5",总的中误差不超过 6"。

从表 4 可以看出,对于 Lageos1,赤经和赤纬的中误差不到 4",总的中误差大约为 5";对于 Lageos2,赤经和赤纬的中误差不超过 3",总的中误差为 3"左右;对于 Ajisai,赤经赤纬中误差为 5"左右,总的中误差不超过 5.5"。

果如下:

(1) 外符合精度:赤经中误差约为 4",赤纬中误差约为 4",总的总误差在 6"左右。

(2) 内符合精度:赤经中误差约为 3",赤纬中误差约为 3",总的中误差约为 5"。

(3) Ajisai 观测数据的精度比 Lageos 卫星的观测精度差一些。初步分析是由于 Ajisai 卫星轨道较低, 卫星运行速度快, 同时亮度变化较快, 从而导致目标跟踪时星象中心计算误差变大, 影响到观测误差。

结果表明: 望远镜在总体设计精度(5") 的范围内正常运行, 满足望远镜跟踪观测目标的预期测量精度。而影响观测精度的误差来源(如: 系统偏差, 测站坐标的误差等)有待于进一步的研究分析。

#### 参考文献:

- [1] Li Yuqiang, Li Rongwang, Li Zhulian, et al. Application research on space debris laser ranging [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(11): 3324–3329. (in Chinese)  
李语强, 李荣旺, 李祝莲, 等. 空间碎片激光测距应用研究[J]. 红外与激光工程, 2015, 44 (11): 3324–3329.
- [2] Zhu Feihu, Wang Li, Guo Shaogang, et al. Large dynamic range laser ranging system for non-cooperative target [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43 (S1): 8–12. (in Chinese)  
朱飞虎, 王立, 郭绍刚, 等. 面向非合作目标的大动态范围激光测距系统[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(S1): 8–12.
- [3] Gao Pengqi, Zhao You, Zhang Wei, et al. Progress and outlook of APOSOS project [C]// Proceedings of Seventh National Conference on Space Debris, 2013: 37–40. (in Chinese)  
高鹏骐, 赵有, 张伟, 等. 亚太地基光学空间物体观测系统项目进展与展望[C]// 第七届空间碎片会议论文集, 2013: 37–40.
- [4] Sun Mingguo, Liu Chengzhi, Fan Cunbo, et al. Analysis on the accuracy of celestial positioning based on SLR precise orbit [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2012, 53 (2): 153–160. (in Chinese)  
孙明国, 刘承志, 范存波, 等. 基于 SLR 精密轨道的天文定位精度分析[J]. 天文学报, 2012, 53(2): 153–160.
- [5] Li Yuqiang, Xiong Yaoheng. Observational accuracy analysis of space debris [J]. *Astronomical Research & Technology*, 2006, 3(1): 21–27. (in Chinese)  
李语强, 熊耀恒. 空间碎片观测精度分析 [J]. 天文研究与技术, 2006, 3(1): 21–27.
- [6] Han Xuebing, Zhang Jingxu, Zhao Jinyu, et al. Forecast for orientation errors of alt-alt photo electric telescope [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2010, 18 (70): 1595–1604. (in Chinese)  
韩雪冰, 张景旭, 赵金宇, 等. 平式光电望远镜目标定位误差的预测[J]. 光学 精密工程, 2010, 18(7): 1595–1604.
- [7] Ma Yue, Yang Fanlin, Lu Xiushan, et al. Elevation error analysis of spaceborne laser altimeter for earth observation[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44 (3): 1042–1047. (in Chinese)  
马跃, 阳凡林, 卢秀山, 等. 对地观测星载激光测高系统高程误差分析[J]. 红外与激光工程, 2015. 44(3): 1042–1047.
- [8] Lu Chunlin, Zhang Xiaoxiang, Gu Guangde. Real-time celestial positioning method of space object [P]. Chinese Patent: CN1710377, 2005. 12. 2. (in Chinese)  
鲁春林, 张晓祥, 顾光德. 空间目标实时天文定位方法[P]. 中国专利: CN1710377, 2005.12.2
- [9] Gao Xin, Wang Jianli, Tang Jia. Mobile telescope with large FOV for searching and tracking low-orbit micro-satellites and space debris[J]. *Chinese Optics*, 2011, 4(2): 124–128. (in Chinese)  
高昕, 王建立, 唐嘉. 低轨微小卫星及小碎片搜索/跟踪机动式大视场光电望远镜[J]. 中国光学, 2011, 4(2): 124–128.
- [10] Li Zhenwei, Yang Wenbo, Zhang Nan. Static pointing error of level mounting optoelectronic telescope[J]. *Chinese Optics*, 2015, 8(2): 263–269. (in Chinese)  
李振伟, 杨文波, 张楠. 水平式光电望远镜静态指向误差的修正[J]. 中国光学, 2015, 8(2): 263–269.
- [11] Chen Yanling, Huang Yong, Hu Xiaogong, et al. Space target's orbit determination using CCD and SLR techniques [J]. *Annals of Shanghai Astronomical Observatory*, 2014 (35): 112–121. (in Chinese)  
陈艳玲, 黄勇, 胡小工, 等. CCD 测角与激光测距技术综合测定空间目标的轨道 [J]. 中国科学院上海天文台, 2014 (35): 112–121.
- [12] Li Zhenwei, Zhang Tao, Sun Mingguo. Fast recognition and precise orientation of space objects in star background [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23 (2): 589–599. (in Chinese)  
李振伟, 张涛, 孙明国. 星空背景下空间目标的快速识别与精密定位[J]. 光学 精密工程, 2015, 23(2): 589–599.
- [13] Li Jisheng. Orbit Determination of Spacecraft [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 260–280. (in Chinese)  
李济生. 航天器轨道确定[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 260–280.
- [14] Wu Lianda. Orbit and Detection of Satellite and Space Debris [M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2011: 264–293. (in Chinese)  
吴连大. 人造卫星与空间碎片的轨道和探测[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2011: 264–293.