

基于卫星激光测距的 Jason-2 卫星定轨光压参数对轨道精度的影响

桂维振¹, 张小强^{2*}, 盛传贞³

¹北京工业职业技术学院建筑与测绘工程学院, 北京 100042;

²中国航天科工信息技术研究院, 北京 100070;

³中国电子科技集团公司第五十四研究所, 河北 石家庄 050081

摘要 光压摄动模型是卫星动力学模型的主要误差源之一, 定轨时是否考虑光压参数将影响轨道估计精度。在光压摄动的理论基础上, 采用统计定轨方法, 利用全球 8 个卫星激光测距 (SLR) 站观测值, 对 Jason-2 卫星进行动力学定轨。采用内符合精度、外符合精度和重叠弧段比较三种评估手段, 定量分析光压参数估计与否对轨道精度的影响。结果表明: 三天估计一组光压参数计算的卫星轨道比不估计光压参数计算的卫星轨道的精度更高, 且估计的轨道参数变化更平稳。

关键词 测量; 卫星激光测距; Jason-2 卫星; 动力学定轨; 光压参数

中图分类号 P228.5 **文献标识码** A

doi: 10.3788/LOP54.111202

Influence of Radiation Pressure Parameters on Orbit Accuracy of Jason-2 Satellite Orbit Determination Based on Satellite Laser Ranging

Gui Weizheng¹, Zhang Xiaoqiang², Sheng Chuanzhen³

¹ School of Civil and Surveying Engineering, Beijing Polytechnic College, Beijing 100042, China;

² Science & Industry Academy of Information Technology, China Aerospace Corp., Beijing 100070, China;

³ The 54th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Shijiazhuang, Hebei 050081, China

Abstract Radiation pressure perturbation model is one of the main error sources of satellite dynamics model. Taking radiation pressure parameters into consideration or not affects the accuracy of orbit estimation while determining the orbit. Based on the radiation pressure perturbation theory, Jason-2 satellite dynamics orbit is determined by using the statistical orbit determination method and observations of 8 satellite laser ranging (SLR) stations in this paper. The influence of taking radiation pressure parameters into consideration or not on orbit accuracy is quantitatively analyzed with three evaluation methods: inner accord accuracy, outer accord accuracy, overlapping arc evaluation. The result shows that the satellite orbit calculated by estimating one group radiation pressure parameters in three days is more accurate than the one without estimating radiation pressure parameters, and the change of the orbit parameters is more stable.

Key words measurement; satellite laser ranging; Jason-2 satellite; dynamic orbit determination; radiation pressure parameter

OCIS codes 120.0280; 140.3460

1 引言

随着卫星激光测距 (SLR) 观测站点和数据量的增加, 以及作用在卫星上各力学模型的优化和改进, SLR

收稿日期: 2017-01-03; 收到修改稿日期: 2017-04-13

基金项目: 北京工业职业技术学院重点课题 (bgzyky201703z)

作者简介: 桂维振 (1986—), 男, 硕士, 讲师, 主要从事卫星导航与大地测量学方面的研究。

E-mail: guiweizhen1029@126.com

* 通信联系人。E-mail: zxqiang105@126.com

对低轨卫星的精密定轨精度不断提高,使其成为目前高精度卫星测定轨方式之一以及卫星轨道精度校核的主要手段之一^[1-2]。

Jason-2 卫星是 T/P 和 Jason-1 的后续测高卫星,为了实现三颗卫星测高数据的衔接,Jason-2 卫星的轨道精度必须达到 1.5 cm。因此,在进行 Jason-2 卫星的轨道设计时,通过提高轨道高度以减小定轨时地球引力场和大气阻力的影响,同时搭载全球定位系统(GPS)、SLR 和星载多普勒无线电定轨定位系统(DORIS)等多项测定轨设备来提高定轨的精度^[3-4]。

基于全球 SLR 观测网的低轨卫星精密轨道的确定,需要估计其运动学参数和动力学参数,太阳光压模型误差作为定轨的主要误差源之一,其可使卫星位置产生较大的漂移^[5-6]。要想提高基于 SLR 的低轨卫星精密定轨精度,必须研究分析光压模型参数对低轨卫星 SLR 精密定轨的影响。关于估计光压参数对卫星轨道确定精度的影响,国内外大部分学者的研究均集中在中轨导航卫星中,如李铁映等^[7]分析了导航卫星光压建模及表面光学特性,周杨森等^[8]提出了一种适用于导航卫星自主运行的高精度光压模型,宋小勇等^[9]分析了 BERNESE ECOM 光压模型参数估计方法,以及该模型对于三种不同类型 GPS 卫星的适用性,Vigue 等^[10]通过改进光压模型,提高了 GPS 卫星的定轨精度。近年来,国内外部分学者针对光压模型摄动开展了模型改进及影响分析,并将中轨卫星光压模型经改进后推广至低轨卫星精密定轨中,如崔文等^[11]通过仿真计算分析评估了 Boxing-Wing 模型运行中光压对卫星轨道半长轴和姿态的影响,Steigenberger 等^[12]将太阳辐射压力先验模型应用于 GIOVE-B,显著提高了低轨卫星 SLR 测距精度。不同构型卫星太阳光压摄动模型存在一定差异,因此,本文利用 Jason-2 卫星的 SLR 观测资料,定量研究了光压模型对低轨卫星 SLR 定轨精度的影响,并得出了一些可供参考的结论。

2 光压模型及其摄动原理

2.1 光压模型

由于太阳光压对卫星的影响与卫星相对于太阳的位置、姿态、太阳能帆板形状和帆板材料物理性质等多种因素有关,因此很难建立精确的太阳光压动力学模型。目前太阳光压模型多采用半经验模型,即采用简化的卫星光压模型加上经验力改正项。常用的光压模型有 ROCK 模型,COLOMBO 模型、美国喷气实验室(JPL)光压模型、BERNESE 的 ECOM 模型及 BERNESE 的 SPRINGER 模型等。BERNESE 的 ECOM 模型是基于 ROCK 模型建立的一种改进光压模型,与 COLOMBO 卫星动力学模型中经验力参数设置方法类似,该模型在卫星的三个相互正交方向(R, T 和 N 方向)上分别使用三组参数来吸收残余摄动力影响(未模型化的光压摄动力),可使定轨精度达到厘米级^[13]。

2.2 光压摄动原理

太阳光压是太阳光子撞击卫星星体和太阳帆板后反射或被吸收后的能量转化形成的,其使卫星受到光压摄动力的影响。分析太阳光压摄动力的影响时,需要描述卫星的受照特性。由于一般装配了帆板的卫星表面相对复杂,因此,在轨道确定时,对卫星的建模一般会采用 Box-Wing 的简化模型。在该模型中,卫星本体被简化为长方体,卫星的太阳能帆板被当作一个围绕卫星 Y 轴旋转的长方体。在处理类似于长方体的卫星太阳光压摄动时,可以将卫星分为星体部分和太阳帆板部分分别进行处理。

光压摄动加速度由两部分组成^[14],即:

$$\mathbf{a}_{SR} = \mathbf{a}_{SRB} + \mathbf{a}_{SRP}, \quad (1)$$

式中 \mathbf{a}_{SRB} 是卫星星体部分的太阳光压摄动加速度, \mathbf{a}_{SRP} 是卫星太阳帆板部分的太阳光压摄动加速度。

星体部分的太阳光压摄动加速度可表示为:

$$\mathbf{a}_{SRB} = -F\rho_{SR} \left(\frac{R_{AU}}{\Delta_S} \right)^2 (1 + \eta + \eta\Delta T) \left(\frac{A}{m} \right) \frac{\Delta_S}{\Delta_S}, \quad (2)$$

式中 F 为阴影因子; $\rho_{SR} = 4.5605 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$, 为地球附近太阳光压强常数; R_{AU} 为地球至太阳的距离; Δ_S 为卫星至太阳的距离; η 为卫星受照表面的反射系数, η 的取值范围为: $0 < \eta < 1$, 一般可取 $\eta = 0.5$ 。 η 可作为太阳辐射压力摄动的校正因子。 $\dot{\eta}$ 为 η 的时间变化率; ΔT 为时间间隔, 当 η 和 $\dot{\eta}$ 为弧段相关参数时, ΔT 为 t 到本弧段起始时刻的时间间隔; 当 η 和 $\dot{\eta}$ 为全局参数时, ΔT 为 t 到卫星状态历元时刻的时间间隔。 m 为卫

星的质量; Δ_s 为卫星至太阳的矢量; A 为垂直于 Δ_s 的卫星横截面积。

对于不同的卫星,其太阳帆板的安装角度和对太阳定向的控制方式可能是不同的。因此,太阳光压对太阳帆板压力的方向也不同。假设太阳帆板的法向始终指向太阳,太阳帆板部分的太阳光压摄动加速度为:

$$\mathbf{a}_{\text{SRP}} = -F\rho_{\text{SR}} \left(\frac{A_U}{\Delta_s}\right)^2 \left(\frac{A_P}{m}\right) (1 + \beta) \frac{\Delta_s}{\Delta_s}, \quad (3)$$

式中 A_P 为太阳帆板的面积, β 为太阳帆板对太阳辐射的反射系数,可作为被估值量。

2.3 经验摄动模型

为了弥补部分作用在卫星上但未能精确模型化的力学因素,通常在轨道方程求解中引入一些经验性参数,其中包括径向、切向及法向的线性经验摄动参数和周期性经验摄动参数。 R 、 T 、 N 三个方向的经验摄动模型可表示为^[15]:

$$a_i = A_i \cos(\omega + f + \phi_i), \quad i = R, T, N, \quad (4)$$

式中 A 为振幅(待估参数), ω 为卫星的近地点交角, f 为卫星的真近点角, ϕ 为相位(待估参数), R 为径向, T 为沿轨道切线方向, N 为轨道法向。

3 轨道确定方案

基于SLR全球均匀分布的激光测距站,采用卫星动力学方法求解轨道参数及其他力学参数。轨道确定内容包括:1)剔除观测数据系统误差,如站点固体潮、海潮和地球板块运动等影响;2)卫星摄动模型,并同时估计模型参数,如 N 体摄动、太阳光压摄动、大气阻力摄动、潮汐摄动等;3)估计卫星初始状态,同时分弧段准确估计其他动力学模型参数。轨道确定方案如表1所示,ILRS为国际激光测距服务。

表1 精密轨道确定方案

Table 1 Method of precise orbit determination

Item	Perturbation model /parameter	Description	Remark
	Solar radiation pressure perturbation	Box-Wing	
	Earth gravity field	JGM3	
	N body perturbation	Lunisolar gravitational perturbation	
Geophysical model	Atmospheric drag perturbation	DTM94	Estimated atmospheric resistance coefficient
	Tidal perturbation	GOT99.2	
	Periodic R , T , N perturbation		Estimated of T and N parameters
Observation data	SLR distance observation data	January 21, 2009-January 26, 2009	
Measurement model	Phase center	Satellite fixed coordinate system (SBF X, Y, Z): (1.194, -0.598, 0.684 m)	
	SLR station coordinates	ILRS	
	Mechanical parameters	Satellite position and speed, estimated a group of atmospheric resistance and empirical acceleration(T and N) every day	Method 1: three days to estimate a group of solar pressure parameters Method 2: do not estimate solar pressure parameters
Estimated parameters	Arc length	3 days	
	Earth orientation parameters	Estimated XPOLE, YPOLE, DXPOLE, DYXPOLE, UT1 and DUT1	

本研究采用短弧定轨,选用三天一个弧段,基于统计定轨理论,利用批处理方法求解初始历元的轨道状态和各种参数。

在参数的选择方面,主要有两类,分别是运动学参数和动力学参数,其中运动学参数包括卫星初始坐标参数、跟踪站参数和速度参数;动力学参数包括力学模型参数和地球参数。选取待估参数的一般原则是:既能有效地吸收模型中的误差,又要使各参数之间的相关性尽量减弱。为了提高参数求解精度,将参数分为局部参数和全局参数,对不同的参数根据其性质和变化特征选取不同长度的弧段。三天弧段精密定轨时解算的参数为:1) 6个轨道参数;2) 太阳光压系数及变率;3) 类阻力系数及变率;4) 经验加速度的 R 、 T 分量。

对参数进行估计时采用两种方案:1) 24 h 估计一组大气阻力,三天估计一组光压参数;2) 24 h 估计一组大气阻力,不估计光压参数。

4 算例分析

4.1 观测数据及轨道评估方式

数据处理软件为自研软件,共采用了全球均匀分布的 8 个激光测距站,测站分布及大体位置如图 1 所示。观测时间为 2009 年 1 月 21 日到 2009 年 1 月 26 日。三天一个弧段,共 4 组弧段,分别为 21 弧段、22 弧段、23 弧段和 24 弧段。

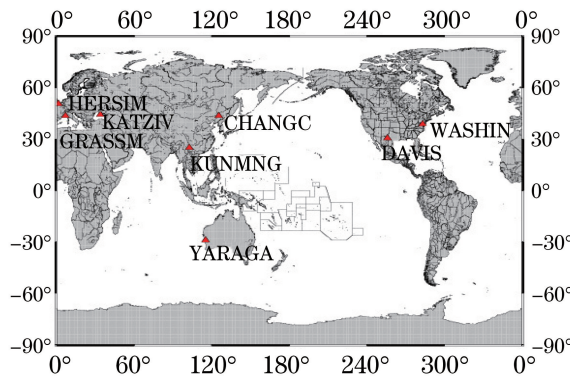


图 1 测站分布示意图

Fig. 1 Sketch map of observation station location

轨道评估方式可分为三种,一种方式是将计算的弧段与法国 LCA (Laboratoire d'Etudes en Géophysique et Océanographie Spatiale in cooperation with Collecte Localisation par Satellite) 标准轨道进行比较;另一种方式是将所计算弧段之间的重叠弧段进行比较;第三种方式是将每个弧段的观测数目和估计轨道的内符合精度进行比较。其中,重叠弧段比较方式如图 2 所示。

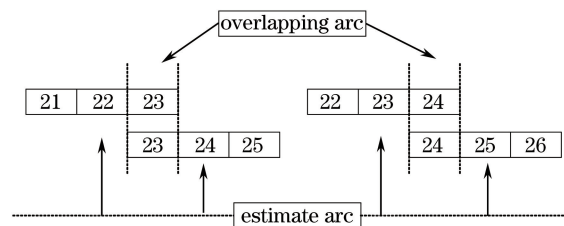


图 2 重叠弧段比较方法

Fig. 2 Comparison method of arc in the overlapping location

4.2 数据处理结果分析

方案一,估计参数:24 h 估计一组大气阻力,三天估计一组光压参数。

实验结果与 LCA 标准轨道比较,是将 24 h 估计一组大气阻力,三天估计一组光压参数定轨的结果与同一时间段的 LCA 标准轨道进行比较,结果如图 3 和表 2 所示(采样时间间隔为 45 s)。

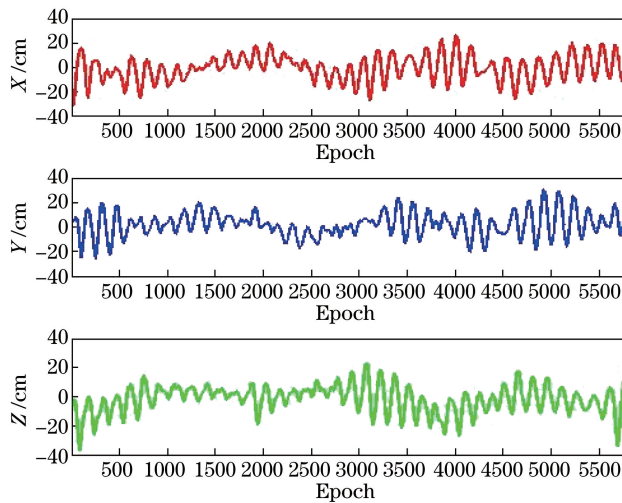


图3 方案一:21弧段轨道与法国LCA标准轨道比较结果

Fig. 3 Method 1: comparison results between 21-arc orbit and French LCA standard orbit

表2 方案一:4组弧段轨道比较结果统计表

Table 2 Method 1: statistics of comparison results of 4 groups of arc orbits

cm

Arc	Coordinate	Average value	Standard deviation	Maximum value
21	X	-1.665	10.641	32.310
	Y	1.412	9.861	30.620
	Z	-2.616	9.672	36.640
22	X	-0.324	8.908	28.301
	Y	-0.146	8.136	25.205
	Z	0.132	7.510	25.302
23	X	-0.288	8.038	22.700
	Y	1.142	7.592	24.503
	Z	1.351	5.869	17.540
24	X	-0.281	8.502	22.440
	Y	1.816	8.171	29.602
	Z	4.686	7.708	31.701

从图3和表2可以看出,4组弧段估计的Jason-2卫星轨道三个方向的差值基本在20 cm内,X,Y,Z方向的标准差最大值不超过10.65 cm,单方向的最大差值为36.6 cm,4组弧段估计轨道的位置误差分别为17.44,14.21,12.52,14.09 cm。

重叠弧段比较,是将弧段21估计的最后一天(23日)的轨道与弧段23估计的第一天(23日)的轨道进行比较。同理,将弧段22估计的最后一天(24日)的轨道与弧段24估计的第一天(24日)的轨道进行比较,结果如图4和表3所示(采样时间间隔为1 s)。

表3 方案一:重叠弧段比较统计表

Table 3 Method 1: statistics of comparison results of the arc in the overlapping location

cm

Overlapping arc	Coordinate	Average value	Standard deviation	Maximum value
21-23	X	0.537	6.369	17.268
	Y	-0.532	7.925	23.263
	Z	4.057	8.464	44.564
22-24	X	-1.025	7.639	22.332
	Y	1.395	7.235	23.422
	Z	2.364	5.432	17.972

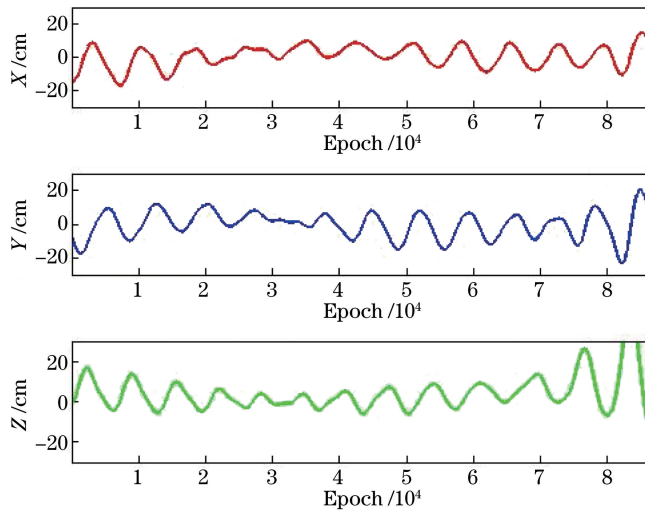


图4 方案一:弧段 21 和弧段 23 重叠部分比较结果

Fig. 4 Method 1: comparison results of the overlapping part between arc 21 and arc 23

从图 4 和表 3 可以看出,重叠弧段三个方向的差值基本在 20 cm 之内,三个方向的标准差不超过 8.5 cm,单方向最大差值为 44.56 cm,重叠弧段的位置误差分别为 13.23,11.84 cm。

最后进行标准差统计,4 组弧段的标准点(NP)个数及内符合精度如表 4 所示。

表 4 方案一:NP 的观测数目及标准差统计表

Table 4 Method 1: statistics of the observed numbers of NP and standard deviation

Arc	Numbers of NP	Standard deviation /m
21	779	0.054
22	697	0.057
23	671	0.056
24	619	0.048

从表 4 可以看出,4 组弧段 NP 个数都在 600 以上,均方根(RMS)值都在 0.054 m 左右。

方案二,估计参数:24 h 估计一组大气阻力,不估计光压参数。

实验结果与标准轨道比较,是将 24 h 估计一组大气阻力,不估计光压参数定轨的结果与同一天的 LCA 标准轨道进行比较,结果如图 5 和表 5 所示(采样时间间隔为 45 s)。

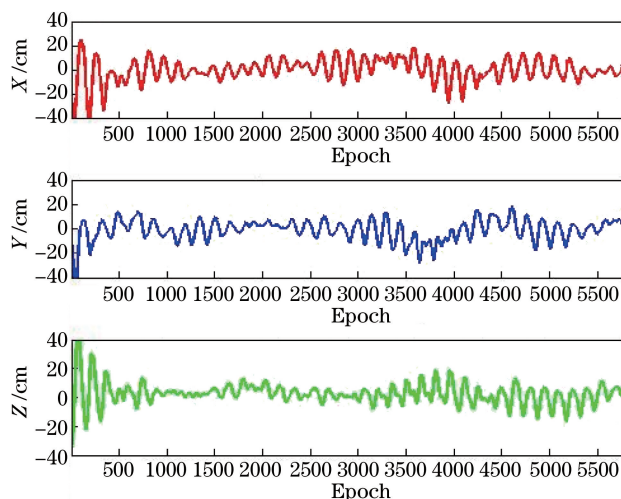


图5 方案二:21 弧段与法国 LCA 标准轨道比较结果

Fig. 5 Method 2: comparison results between 21-arc orbit and French LCA standard orbit

表 5 方案二:4组弧段轨道比较结果统计表

Table 5 Method 2: statistics of comparison results between 4 groups of arc orbits

cm

Arc	Coordinate	Average value	Standard deviation	Maximum value
21	X	-0.881	9.919	47.100
	Y	-1.524	9.126	55.901
	Z	2.039	7.596	45.001
22	X	0.974	9.104	24.941
	Y	-1.226	9.167	31.805
	Z	1.064	6.444	19.521
23	X	-0.103	10.195	29.710
	Y	-0.345	9.564	31.124
	Z	2.853	7.773	31.414
24	X	0.852	11.726	47.721
	Y	-0.781	13.696	99.301
	Z	9.180	13.386	98.805

从图 5 和表 5 可以看出,4 组弧段估计的 Jason-2 卫星轨道三个方向的差值除第 4 弧段外基本在 20 cm 内,X,Y,Z 方向的标准差最大值不超过 13.70 cm,单方向的最大差值为 99.3 cm,4 组弧段估计轨道的位置误差分别为 15.47,14.44,15.99,50.91 cm。

重叠弧段比较,是将弧段 21 估计的最后一天(23 日)的轨道与弧段 23 估计的第一天(23 日)的轨道进行比较。同理,将弧段 22 估计的最后一天(24 日)的轨道与弧段 24 估计的第一天(24 日)的轨道进行比较,结果如图 6 和表 6 所示(采样时间间隔为 1 s)。

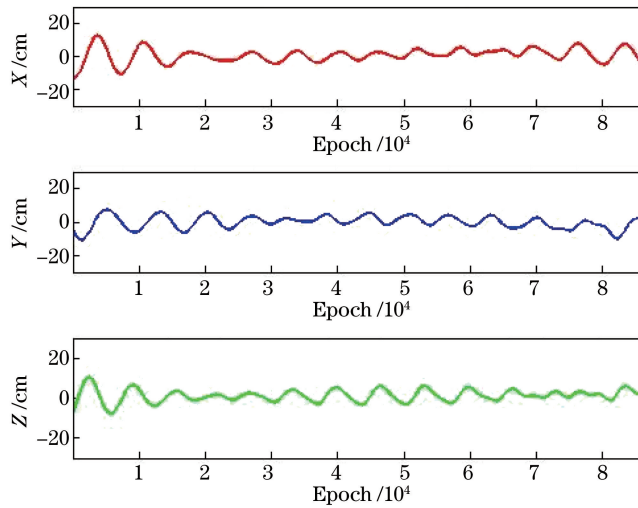


图 6 方案二:弧段 21 和弧段 23 重叠部分比较结果

Fig. 6 Method 2: comparison results of the overlapping part between arc 21 and arc 23

表 6 方案二:重叠弧段比较统计表

Table 6 Method 2: statistics of comparison results of the arc in the overlapping location

cm

Overlapping arc	Coordinate	Average value	Standard deviation	Maximum value
21-23	X	0.629	4.123	12.824
	Y	-0.208	3.714	10.811
	Z	1.184	2.995	10.471
22-24	X	-1.170	9.127	27.219
	Y	0.353	9.446	35.460
	Z	3.007	6.750	20.750

从图 6 和表 6 可以看出,重叠弧段三个方向的差值基本在 20 cm 之内,三个方向的标准差不超过 9.50 cm,单方向的最大差值为 35.46 cm,重叠弧段的位置误差分别为 6.31,14.77 cm。

最后进行标准差统计,4 组弧段的 NP 个数及内符合精度如表 7 所示。

表 7 方案二:NP 的观测数目及标准差统计表

Table 7 Method 2: statistics of the observed numbers of NP and standard deviation

Arc	Numbers of NP	Standard deviation /m
21	779	0.066
22	697	0.066
23	671	0.062
24	619	0.058

从表 6 可以看出,4 组弧段 NP 数都在 600 以上,RMS 值都在 0.063 m 左右。

5 结 论

使用自研软件,利用 8 个 SLR 站,对 Jason-2 卫星轨道进行确定,并对定轨结果进行比较分析。实验结果表明,与 LCA 标准轨道进行比较时,24 h 估计一组大气阻力,三天估计一组光压参数定轨结果的 4 组弧段,整体上比不估计光压参数定轨结果更稳定,平均位置误差比不估计光压参数定轨的结果小 9.63 cm。进行重叠弧段比较时,三天估计一组光压参数定轨结果与不估计光压参数定轨结果无显著的差距。在内符合精度上,24 h 估计一组大气阻力,三天估计一组光压参数定轨结果的内符合精度最大值不超过 0.057 m,而 24 h 估计一组大气阻力,不估计光压参数定轨结果的内符合精度最小值为 0.058 m,估计光压参数比不估计光压参数定轨的结果更理想。总体来说,基于 SLR 卫星定轨时,估计光压参数后计算的卫星轨道结果比不估计光压参数的结果更稳定,且精度更优。

参 考 文 献

- [1] He Shiqiang, Peng Dongju, Wu bin. Analysis of orbit determination accuracy for LEO satellite using global and regional SLR measurements[J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(3): 25-31.
何仕强, 彭冬菊, 吴斌. 基于全球网和区域网 SLR 数据的低轨卫星定轨精度分析[J]. 航天器工程, 2011, 20(3): 25-31.
- [2] Zhong Luping, Zou Xiancai, Wu Linchong, *et al.* Evaluation of GOCE precise orbit using SLR[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2016, 36(8): 719-722.
衷路萍, 邹贤才, 吴林冲, 等. 利用 SLR 检核 GOCE 卫星精密轨道[J]. 大地测量与地球动力学, 2016, 36(8): 719-722.
- [3] CNES. JASON 1 & 2[EB/OL]. <http://smc.cnes.fr/JASON2/>.
- [4] Sheng Chuazhen, Gan Weijun, Zhao Chunmei, *et al.* Precise orbit determination of JASON-2 satellite: analysis of GPS, SLR and DORIS[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2013, 43(2): 219-224.
盛传贞, 甘卫军, 赵春梅, 等. JASON-2 卫星精密轨道确定: GPS, SLR 和 DORIS 分析[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2013, 43(2): 219-224.
- [5] Kaplan E D, Hegarty C. Understanding GPS principles and applications[M]. London: Artech House Inc, 2005.
- [6] Wang Hongbo, Xiong Yongqing, Zhao Changyin. The new calibration method of accelerometer in GRACE satellites based on precise solar radiation model[J]. Acta Astronomica Sinica, 2016, 9(5): 544-559.
汪宏波, 熊永清, 赵长印. 基于精密光压模型的 GRACE 卫星加速度计校准新方法[J]. 天文学报, 2016, 9(5): 544-559.
- [7] Li Tiejing, Yang Hui, Wang Haihong. Navigation satellite solar radiation pressure modeling and analysis of the effect of surface optical parameters[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(6): 731-738.
李铁映, 杨慧, 王海红. 导航卫星光压建模及表面光学特性参数影响分析[J]. 宇航学报, 2015, 36(6): 731-738.
- [8] Zhou Yangmiao, Wang Ling, Huang Wende. A high precision model of solar radiation pressure suitable for satellites autonomous navigation[J]. Progress in Astronomy, 2015, 33(4): 521-530.

- 周杨森, 王玲, 黄文德. 一种适用于导航卫星自主运行的高精度光压模型[J]. 天文学进展, 2015, 33(4): 521-530.
- [9] Song Xiaoyong, Mao Yue, Jia Xiaolin. Analysis of parameter of BERNESE radiation force model by statistic method [J]. Science of Surveying and Mapping, 2009, 34(3): 25-27.
宋小勇, 毛悦, 贾小林. BERNESE 光压模型参数的统计分析[J]. 测绘科学, 2009, 34(3): 25-27.
- [10] Vigue Y, Lichten S M, Muellerschoen R J, *et al.* Improved GPS solar radiation pressure modeling for precise orbit determination[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(5): 830-833.
- [11] Cui Wen, Wang Jiasong, Baoyin Hexi. Analysis of solar pressure perturbation impacting on satellite attitude-orbit coupling[J]. Chin J Space Sci, 2012, 32(3): 424-429.
崔文, 王家松, 宝音贺西. 光压摄动对卫星姿态轨道耦合的影响分析[J]. 空间科学学报, 2012, 32(3): 424-429.
- [12] Steigenberger P, Montenbruck O, Hugentobler U. GIOVE-B solar radiation pressure modeling for precise orbit determination[J]. Advances in Space Research, 2015, 55(5): 1422-1431.
- [13] Dong Danan. Improved solar radiation pressure modelling research of Beidou satellites[J]. Satellite & Network, 2012, 121(10): 34-35.
董大南. 北斗卫星光压模型改进研究[J]. 卫星与网络, 2012, 121(10): 34-35.
- [14] Li Jisheng. Precision orbit determination of artificial satellite[M]. Beijing: People's Liberation Army Press, 1995.
李济生. 人造卫星精密轨道确定[M]. 北京: 解放军出版社, 1995.
- [15] Zhu Yuanlan. Analysis of orbit determination accuracy of Chinese SLR regional network [J]. Annals of Shanghai Observatory Academia Sinica, 2008(29): 52-58.
朱元兰. 中国 SLR 区域网定轨精度的分析[J]. 中国科学院上海天文台年刊, 2008(29): 52-58.