

doi: 10.3969/j.issn.1000-8349.2024.02.10

基于光电阵列系统的空间碎片精密 定轨应用研究

丁一高^{1,2}, 李振伟^{1,3}, 刘承志^{1,3}, 康喆¹, 孙明国¹, 孙建南¹, 陈龙¹

(1. 中国科学院 国家天文台 长春人造卫星观测站, 长春 130117; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;
3. 中国科学院 空间目标与碎片观测重点实验室, 南京 210008)

摘要: 光电阵列系统具有视场大、单元众多、覆盖空域广、可靠性高、实时性好等优点, 在空间碎片探测领域中具有重要的作用。首先, 为了解决空间碎片关联匹配问题, 采用 TLE 数据, 配合 SGP4/SDP4 模型, 实现了光电阵观测空间碎片的数据关联匹配。随后, 研究了空间碎片弹道系数计算方法, 为基于观测数据定轨结果的空间碎片平均弹道系数的计算奠定基础。最后, 基于长春人造卫星建设的光电阵列系统, 验证其数据精度、定轨精度以及弹道系数计算精度, 实验结果表明: 空间碎片关联匹配成功率达到 91.19%; 观测精度可达 7.65"; 对拥有高精度激光测距的空间合作目标 Sentinel-6A 和 HY-2C 进行基于激光测距数据的精密定轨, 并以定轨结果为标准轨道, 对光电阵列观测系统所得光学数据进行精密定轨和 3 d 预报的均方差做精度分析, 三维位置精度分别为 319.11 m、107.25 m, 速度精度分别为 0.26 m/s、0.09 m/s; 计算所得目标 36508 弹道系数生成的新两行根数 3 d 预报均方根误差为 746.84 m, 比公开数据均方根误差 748.68 m 减小 0.25%, 两者精度相近。以上结果说明该系统基本满足常规任务需求。

关键词: 空间碎片; 光电阵; 精密定轨; TLE

中图分类号: P111.5 **文献标识码:** A

1 引言

空间碎片是指除正常运行的航天器外, 空间轨道上的所有人造物体, 包括完成任务的卫星与火箭箭体、火箭的喷出物、执行空间任务过程中的废弃物、空间物体碰撞产生的碎片^[1]。空间碎片的存在对在轨运行的航天器的安全构成严重威胁, 空间碎片的不断产生也将对有限的轨道资源构成严重威胁。未来, 中国的航天活动将日益频繁, 空间碎片的威胁也将日益严重。中国是航天大国, 目前在轨应用卫星承担通信、气象、资源调查、军事应用等任

收稿日期: 2023-10-14; 修回日期: 2024-01-17

资助项目: 国家自然科学基金 (U12273080, U2031129); 中国科学院青年创新促进会 (2018079)

通讯作者: 李振伟, lizw@cho.ac.cn

务。此外,中国载人航天计划已进入长期在轨运行阶段,空间碎片对空间站和在轨工作人员构成巨大威胁。为确保空间活动安全,不断开发利用空间资源,必须不断发展和完善空间目标探测技术,增强对空间环境的分析预测能力。因此,空间碎片探测技术的发展对航天器的安全运行具有重要的现实意义和应用价值。随着国家航空航天工业的不断发展,建立高精度民用航天目标目录库具有非常重要的应用价值。

雷达技术和光电观测技术是空间目标监测技术的主要手段^[2]。雷达技术的优点是可以无视天气情况全天候 24 h 不间断工作。不足之处为雷达的运行成本比光学探测方法的高、能够探测的距离有限、无法探测部分敏感目标,且探测数据大多未对民间开放;由于雷达探测属于主动式探测手段,其发射的信号明显且观测设备体积庞大,故容易被敌对目标发现。光电观测技术的优点为设备的运行成本低、可探测距离远、可获得敏感目标观测数据、测量精度较高、无需发射信号、无需巨大天线,因而隐蔽性好,不易被发现;其缺点在于受环境因素尤其是天气因素制约较大,一般只能在视宁度较好的情况下获得优质观测数据。因此,光电观测作为空间碎片探测领域性价比较高的技术被国内外科研机构及大学广泛采用。

光电阵列作为光电探测技术的一项重要分支,拥有视场大,单元多,空间覆盖面广,可靠性高,实时性好等优点,在空间碎片探测领域发挥着重要作用^[3, 4]。本实验基于中国科学院国家天文台长春人造卫星观测站(简称长春人卫站)建设的阵列结构型空间碎片光电观测系统(简称光电阵列系统)。该光电阵列系统观测到的空间碎片弧段均为短弧段,其长度通常不大于 1% 的轨道周期,基本符合对极短弧段的定义,这样的观测数据给空间碎片的定轨带来了诸多困难。在前人的研究基础之上^[5],本文以长春人卫站光电阵列系统的观测数据为基础,主要研究了基于空间碎片光学测角数据的短弧段关联与匹配方法,空间碎片精确轨道确定并基于该轨道确定结果的空间碎片轨道预报精度,以及基于光学测角数据定轨结果的大面质比空间碎片的弹道系数计算。选取适当的目标对上述 3 个问题进行计算,从而为基于光电观测阵列光学测角数据的空间碎片精确轨道确定的应用研究提供一定的参考。

2 数据和方法

2.1 长春人卫站阵列结构型空间碎片光电观测系统

2017年4月,长春人卫站在吉林省吉林市建设了一套光电阵列系统,该光电阵列系统由 8 台 150 mm 透射式宽视场望远镜组成^[6],如图 1 所示,每台望远镜均配备一台科学级 CCD 相机。该光电阵列系统具备完整的图像采集处理系统和 GPS 时钟系统,各项具体参数指标如表 1 所示。该光电阵列系统监视天区可达 1590 平方度,主要对星等为 10.5 mag 以上的低轨空间碎片进行观测。据相关研究分析表明^[7]:其观测数据量大但弧长较短,大量观测数据的弧长在 40 s 左右;其空间碎片观测数据只提供观测弧段各个数据点的观测时间、数据点对应站心坐标系的赤经和赤纬(J2000)以及数据点的星等信息。由于上述信息中不包含观测弧段所对应空间碎片的其他特征信息,无法直接应用于轨道确定,因此需要进行关联匹配识别处理。



图 1 光电阵列系统外观图

表 1 光电阵列系统主要技术参数

口径/mm	镜筒数量 /个	仰角范围/(°)	设计光谱/nm	监视天区 /平方度	极限探测星等/mag
150±2	8	18~32	500~800	1 590	优于 10.5 (19 mag 天光背景曝光 200 ms)

2.2 空间碎片观测数据的关联匹配

据相关研究分析表明^[3]: 光电阵列系统观测数据量大, 一个晴夜可获得 5 000~9 000 个弧段的数据; 不同于一般光电观测望远镜, 该设备望远镜视场不会跟随观测目标移动, 而是根据三帧视差法从背景星图中辨别出划过固定视场的空间碎片, 再根据背景定标星记录空间碎片的观测弧段数据^[2]; 因此, 该设备所获得的空间碎片的观测弧长较短, 但数据量庞大, 大量观测数据的弧长在 40 s 左右。不同于一般光电观测望远镜的观测方法, 该设备不必提前获得待观测目标的预报数据, 但这也导致了该设备所获得的观测弧段所属空间碎片不明, 需要进行关联匹配识别处理。目前, 对外公开且规模最大的空间碎片编目库主要由美国北美防空联合司令部 (North American Aerospace Defense Command, NORAD) 负责更新维护, 其发布的空间碎片轨道数据主要是基于两行根数 (two line element, TLE)^[8]。该 TLE 为平均根数, 由简化常规摄动模型 (simplified general perturbations version 4, SGP4) 计算得到目标历元时刻的空间碎片位置和速度参量。为了完成光电阵列系统观测数据的关联匹配识别和轨道确定, 需要将空间碎片观测数据与 TLE 目标进行匹配, 空间碎片观测数据的关联匹配流程见图 2。

图 2 中的 O 代表观测值, C 代表利用 SGP4 模型解算 TLE 数据得到的值; TEME 坐标系为轨道坐标系, 其参考平面为瞬时真赤道坐标系, X 轴指向历元的平春分点在真赤道

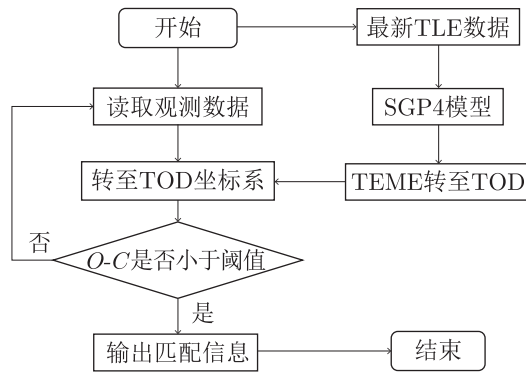


图2 空间碎片观测数据的关联匹配流程图

上的投影；TOD为瞬时真赤道地心坐标系，参考平面为瞬时真赤道， X 轴指向瞬时真春分点。

2.3 基于TLE数据确定空间碎片弹道系数

对于低轨空间碎片，大气阻力是影响其轨道的重要非保守摄动力之一，其计算方法为^[9]：

$$\mathbf{F} = -\frac{1}{2}\rho C_D A v_r^2 \mathbf{e}_{vr} \quad (1)$$

式中， ρ 为大气密度， C_D 是空间碎片的阻力系数， A 是空间碎片垂直于运动速度方向的截面积， v_r 为空间碎片相对于大气的速度， \mathbf{e}_{vr} 为相对于大气速度的单位向量。因此大气阻力产生的加速度可表示为：

$$\mathbf{a}_r = -\frac{1}{2}\rho B v_r^2 \mathbf{e}_{vr} \quad (2)$$

式中， B 为弹道系数(ballistic coefficient)，是描述空间碎片物理特性的一项参数，也是计算空间碎片受到大气阻力影响的一个重要参数，其定义为^[10]：

$$B = C_D \frac{A}{m} \quad (3)$$

式中， m 为卫星质量。通常情况下，空间碎片的弹道系数是未知的，因此很难实现空间碎片的定轨与预报，尤其是低轨空间碎片。因此，开展空间碎片弹道系数的方法研究具有一定的现实意义和应用价值。弹道系数主要受空气动力学、空间碎片所在位置的大气成分以及空间碎片材质等影响。空间碎片阻尼系数的准确计算十分困难，通常情况下，在空间碎片精密定轨过程中，都要评估阻尼系数。一般来说，对于近似球形的空间碎片，其阻尼系数接近常数2.2；因此，若空间碎片阻尼系数未知，可用2.2作为初值。相关研究表明^[11, 12]：当太阳活动较弱($F_{10.7} < 80$)时，低于500 km的高层大气中主要大气成分由O原子变成He分子，空间碎片对O原子的阻尼系数近似为2.2，而对He分子的阻尼系数近似为2.8；高于1500 km的区域，大气中的主要成分是H，此时的阻尼系数大于4.0。面质比(A/m)是空间碎片的重要几何属性之一。空间碎片截面积、大小和质量信息很难获取，本文利用光电阵列

系统的观测数据与经验数值进行定轨计算, 获得待测碎片的位置和速度参量, 计算空间碎片弹道系数, 用于空间碎片的轨道确定与预报, 具有一定应用价值。考虑大气阻力的影响, 空间碎片轨道半长轴 a 随着时间 t 的变化率表示为:

$$\left. \frac{da}{dt} \right|_D = \frac{2a^2 v_S}{\mu} \mathbf{v}_D \cdot \mathbf{e}_v, \quad (4)$$

其中, μ 是万有引力常数和地球质量的乘积, v_S 是空间碎片运动速度, \mathbf{e}_v 是空间碎片运动方向的单位矢量, \mathbf{v}_D 是空间碎片受到阻力的加速度矢量, 其定义如下:

$$\mathbf{v}_D = -\frac{1}{2} \rho B |\mathbf{v} - \mathbf{V}|^2 \mathbf{e}_{v-V}, \quad (5)$$

其中, ρ 是大气密度, \mathbf{v} 是空间碎片的速度矢量, \mathbf{V} 是大气风场的速度矢量, \mathbf{e}_{v-V} 是空间碎片相对于大气风场的单位矢量。将式 (5) 代入式 (4), 则:

$$\left. \frac{da}{dt} \right|_D = -\frac{a^2 v}{\mu} \rho B |\mathbf{v} - \mathbf{V}|^2 \mathbf{e}_{v-V} \cdot \mathbf{e}_v. \quad (6)$$

将式 (6) 进行积分, 得到:

$$\Delta a_{t_1}^{t_2} \Big|_D = -\frac{1}{\mu} \int_{t_2}^{t_1} a^2 v \rho B |\mathbf{v} - \mathbf{V}|^2 \mathbf{e}_{v-V} \cdot \mathbf{e}_v dt, \quad (7)$$

其中, $\Delta a_{t_1}^{t_2} \Big|_D$ 是从 t_1 到 t_2 时刻因阻力导致的半长轴变化量。假设弹道系数是常数, 得到:

$$B = -\frac{\mu \Delta a_{t_1}^{t_2} \Big|_D}{\int_{t_2}^{t_1} a^2 v \rho |\mathbf{v} - \mathbf{V}|^2 \mathbf{e}_{v-V} \cdot \mathbf{e}_v dt}. \quad (8)$$

将式中分母利用数值积分替代, 可得到:

$$B = -\frac{\mu \Delta a_{t_1}^{t_2} \Big|_D}{\sum_{t=t_2}^{t=t_1} a_t^2 v_t \rho_t |\mathbf{v}_t - \mathbf{V}_t|^2 \mathbf{e}_{v_t-V_t} \cdot \mathbf{e}_{v_t} \Delta t}, \quad (9)$$

其中, Δt 是数值积分时间步长, 变量 $\Delta a_{t_1}^{t_2} \Big|_D$ 可以通过 TLE 数据的历元时刻 t_1 和 t_2 计算得到。也就是说, 对于某个空间碎片, 指定 TLE 数据的参考历元、大气密度模型和大气风场模型, 就可以求解该空间碎片的弹道系数。在本次实验中, 对空间碎片定轨所用的弹道系数采用一个固定的经验常数, 定轨所用计算太阳光压的面质比也采用一个固定的经验常数。式 (9) 中所需的历元时刻 t 的速度向量可由定轨结果给出; 瞬时半长轴则由该时刻定轨结果所得的速度向量和位置向量求出; 目标位置处的大气密度通过求解大气密度模型得出, 在本实验中选取 J71、NRLMSISE00 以及 DTM2000 这 3 个大气模型的平均值为目标位置处的大气密度; 目标位置处的风场速度是将定轨结果中的位置参量代入到大气风场模型中求解所得, 本次实验中采用 HWM96 大气风场模型。

2.4 空间碎片极短弧轨道的确定与预报

绕地运行空间碎片的运动方程可表示为如下二阶微分方程^[3]:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{f}(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \mathbf{a}, t) , \quad (10)$$

其中, \mathbf{r} 、 $\dot{\mathbf{r}}$ 和 $\ddot{\mathbf{r}}$ 分别表示空间碎片在地心惯性坐标系中的位置、速度和加速度向量; \mathbf{f} 表示空间碎片单位质量所受的各种力的矢量; \mathbf{a} 表示动力学模型参数, 包括大气阻力、太阳光压系数等; t 表示时间变量。在进行空间碎片轨道的确定和预报时, 考虑的摄动力主要包括地球重力、日月等星体引力、大气阻力、太阳辐射压(光压)、地球潮汐摄动力(固体潮和海潮)以及相对论效应。基于光电阵列系统的观测数据, 对空间碎片进行精密轨道确定与轨道外推预报, 其数据处理流程如图3所示, 主要步骤如下^[7]。

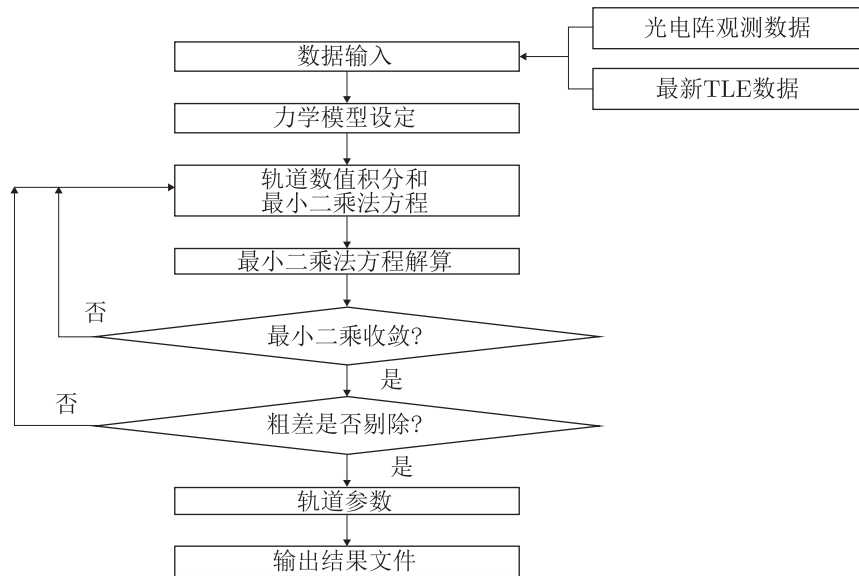


图3 空间碎片精密定轨计算的流程图

(1) 数据输入, 主要包括:

- 1) 物理参数文件, 包括地球重力场模型文件、海潮模型文件、IERS 地球自转参数文件、太阳辐射和地球光压文件、大气质量密度模型文件以及 JPL 行星星历文件等;
- 2) 空间碎片信息文件, 包括目标质量、横截面积、质心改正等;
- 3) 观测站站址信息, 包括测站名称、代号、地固系位置信息等;
- 4) 观测数据, 包括地基光电阵列系统观测数据(测角数据)。

(2) 力学模型设定, 包括地球重力场模型、大气质量密度模型和海潮模型等。

(3) 轨道数值积分和最小二乘法方程的组成, 利用 Cowell 数值积分器产生观测历元时刻的目标状态向量和变分方程。

(4) 最小二乘法方程解算, 获得未知参数的最优估计。

- (5) 最小二乘解的收敛性判断, 标准是前后相邻解的变化是否在规定限制内。
 - (6) 粗差剔除, 以确保参与轨道解算的有效观测值中没有粗差存在。
 - (7) 生成轨道参数至目标历元为止, 并根据参数结果与地面观测站数据, 导出方向观测值、测距观测值以及观测残差。
 - (8) 输出结果文件, 包括观测值残差、精密轨道确定和预报结果, 可用不同格式的文件输出, 例如 CPF 精密预报星历格式和 TOD 坐标系精密预报星历格式等。
- 定轨收敛的条件为初始状态的变化小于给定阈值。本文中收敛控制条件为相邻两次迭代的位置变化小于 0.01 m, 速度变化小于 0.01 m/s。

3 实验结果

3.1 空间碎片关联匹配结果

基于 2021 年 8 月 26 日至 9 月 5 日光电阵列系统的观测数据, 及观测当日的 TLE 数据, 再结合 SGP4/SDP4 模型, 本文实现了光电阵列系统所得空间碎片的观测数据与公开 TLE 数据的关联匹配, 成功率可达 91.19%, 空间碎片关联匹配结果如图 4 所示。

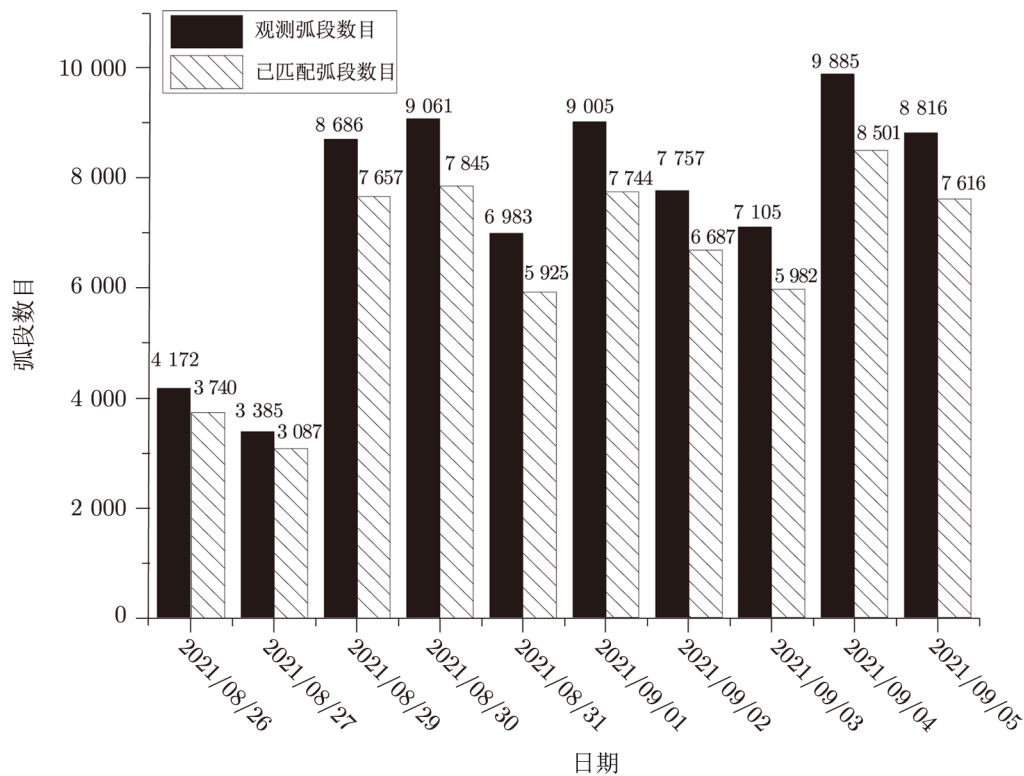


图 4 空间碎片关联匹配结果

3.2 空间碎片的精密定轨与预报结果

目前, 卫星激光测距 (satellite laser ranging, SLR) 全球网提供了 90 余颗激光测距卫星预 (CPF 格式) 和观测数据 (NPT 格式), 其卫星高度从几百千米到几万千米。基于全球卫星激光测距 NPT 数据, 精密定轨后的轨道预报精度一般可达到厘米级水平, 可以作为卫星的标准轨道 (理论真值), 也可为其他设备或者算法提供外符精度评定依据。本文选取一些 SLR 卫星, 利用全球卫星激光测距 NPT 数据进行定轨, 以获取该卫星的精密星历, 作为空间碎片预报数据外符精度判定的标准。基于 2021 年 8 月 26 日至 9 月 5 日光电阵列系统的观测数据, 我们成功匹配关联到激光星 Sentinel-6A (NORADID: 46984), 该目标的轨道高度为 1339.4 km。首先, 我们利用激光星 Sentinel-6A 在全球观测数据网上的 NPT 观测数据进行精密定轨, 生成 Sentinel-6A 标准轨道数据。随后, 将 Sentinel-6A 标准轨道数据转换成站心 J2000 坐标系下的赤经和赤纬数据, 作为该激光星在站心 J2000 坐标系下的真值。最后, 对光电阵列系统的观测数据进行赤经和赤纬方向的检核, 统计分析观测数据残差, 得到光电阵列系统的观测精度最高可达 $7.65''$, 观测精度不低于 $10''$, 观测误差分布如图 5 所示。

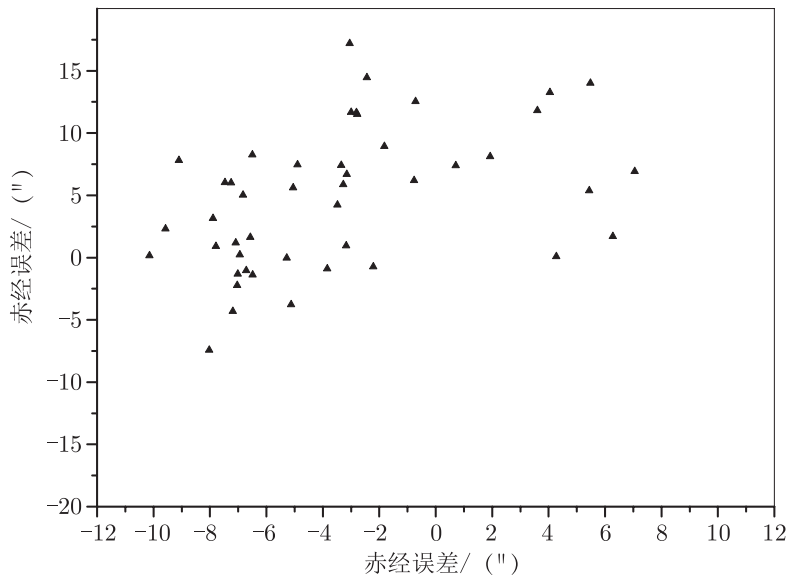


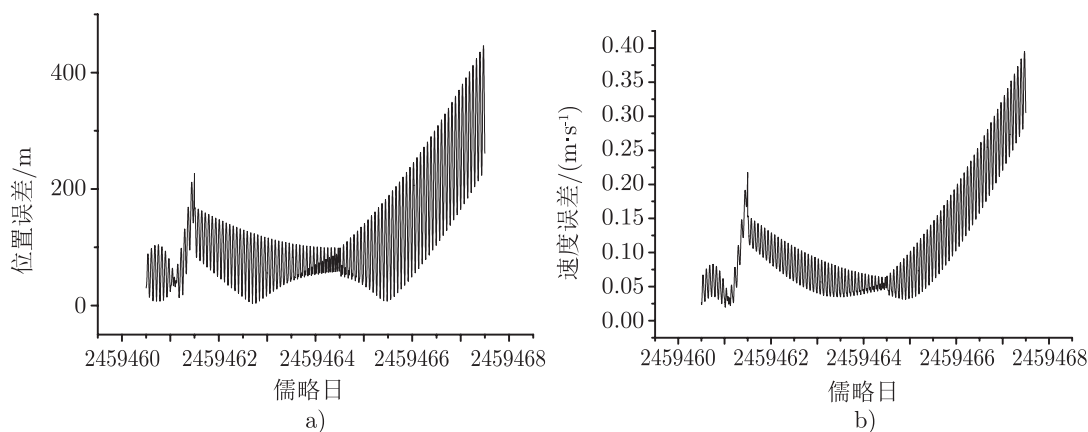
图 5 目标 46984 光电阵列系统的观测数据残差分布图

对光电阵列系统的观测数据精度进行分析, 所得结果如表 2 所示。

基于 2021 年 9 月 1 日至 5 日光电阵列系统的观测数据, 我们成功匹配关联到激光星 HY-2C (NORADID: 46469), 该目标轨道高度为 957 km。随后, 如 2.4 节所述, 我们进行轨道确定并预报; 再利用激光星 HY-2C 的 NPT 数据进行精密定轨, 生成 HY-2C 标准轨道数据。最后, 利用标准轨道数据, 分别对定轨软件生成的预报数据在 X 、 Y 和 Z 轴进行位置和速度检核, 3 d 预报三维位置精度为 107.25 m, 速度精度为 0.09 m/s, 详见图 6。

表 2 光电阵列系统观测数据精度分析

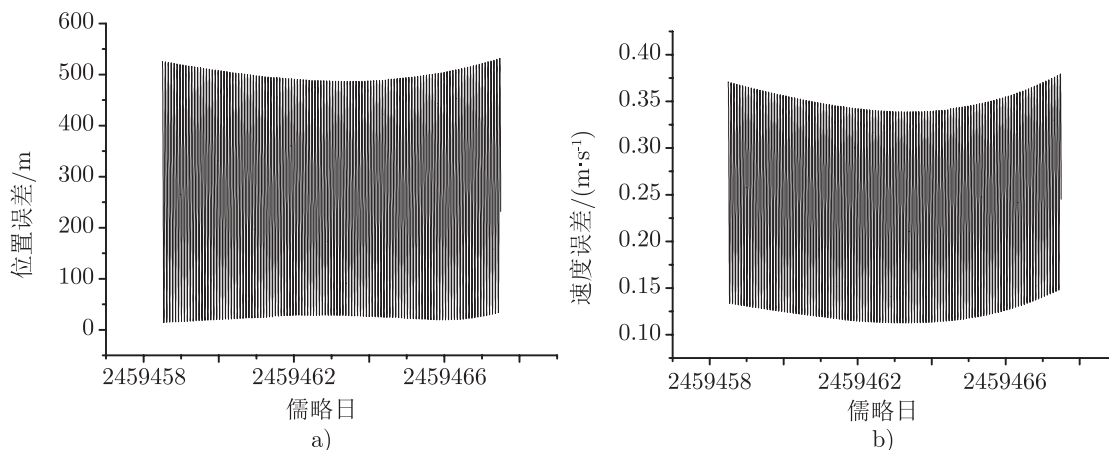
目标名称	轨道高度 /km	观测弧段时间分布 (MJD)	各个观测弧 段精度/($''$)	赤经残差 均值/($''$)	赤经标 准差/($''$)	赤纬残差 均值/($''$)	赤纬标 准差/($''$)	均方根 误差/($''$)
Sentinel-6(46984)	1 339.4	59458.0064545926—59458.0073125405	6.96	-2.87	2.63	2.63	3.26	7.65
		59458.0080233044—59458.0087763218	7.26	-5.28	2.46	1.36	4.11	
		59459.0194309479—59459.021293338	8.29	5.26	2.42	5.23	2.79	
		59460.9736273831—59460.9750492014	8.21	-0.40	3.76	6.67	2.91	
		59461.9878652975—59461.9884719086	7.79	-3.01	3.50	3.43	5.25	
HY-2C(46469)	957	59461.9892665046—59461.9908766319	7.73	-1.83	4.43	5.29	3.17	
		59457.0592631632—59457.0599743461	9.74	-8.56	3.91	-1.86	2.46	9.67
HY-2D(48621)	971	59460.0234449722—59460.0239469838	9.15	-0.51	3.77	-7.20	4.82	
		59459.2830672384—59459.2837193623	8.51	-4.27	3.10	6.14	2.46	8.51
Jason-3(41240)	1 336	59455.0394908148—59455.0411427905	8.54	-3.39	4.89	4.78	3.83	7.89
		59458.0064340243—59458.0085043981	7.99	-5.70	3.17	1.51	4.36	
		59461.9879280602—59461.9899981123	7.25	-2.09	4.69	3.75	3.48	



注: a) 为位置预报误差, b) 为速度预报误差。

图 6 激光星 HY-2C 轨道预报误差

基于 2021 年 9 月 1 日至 5 日光电阵观测数据, 我们还成功匹配关联到激光星 Sentinel-6A (NORADID: 46984)。该目标轨道高度为 1339.4 km。随后, 我们进行轨道确定并预报; 再利用激光星 Sentinel-6 的 NPT 数据进行精密定轨, 生成 Sentinel-6 标准轨道数据。最后, 利用标准轨道数据, 分别对定轨软件生成的预报数据在 X 、 Y 和 Z 轴进行位置检核和速度检核, 3 d 预报三维位置精度为 319.11 m, 速度精度为 0.26 m/s, 详见图 7。



注: a) 为位置预报误差, b) 为速度预报误差。

图 7 激光星 Sentinel-6A 轨道预报误差

3.3 大面质比弹道系数的计算结果分析

根据 2.3 节中所述方法, 我们进行弹道系数计算。对 2021 年 8 月 26 日至 9 月 1 日的观测数据进行精密定轨, 利用 NORAD 公开发布的两行根数获得平动参数的变化量, 反推平均半长轴的变化量, 再进行弹道系数计算, 代入两行根数中形成预报星历。对激光星

Cryosat2 (NORADID: 36508) 公开弹道系数与计算弹道系数所得的预报星历进行比较, 结果如图 8 所示。

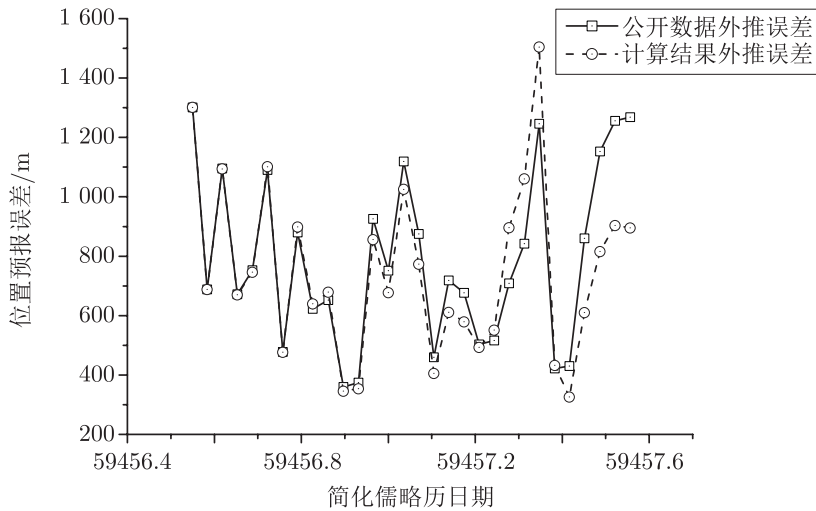


图 8 Cryosat2 弹道系数计算结果与公开数据比较

图 8 中每个数据点时间间隔为 50 min, 圆圈虚线为实验计算所得的弹道系数生成的两行根数:

- (1) 36508U 10013A 21242.54996539 .00000056 00000-0 -21976-3 0 9995;
- (2) 36508 92.0151 213.6864 0007119 138.5085 221.6664 14.51911344603920.

图中方块实线为 NORAD 公开的两行根数:

- (1) 36508U 10013A 21242.54996539 .00000056 00000-0 13008-4 0 9995;
- (2) 36508 92.0151 213.6864 0007119 138.5085 221.6664 14.51911344603920.

将 ILRS 发布的激光测距数据进行精密轨道确定计算, 所得的定轨结果作为标准轨道, 我们对预报误差进行外符精度计算。把两者生成的预报一日均方根误差进行比较, 公开的两行根数预报均方根误差为 748.68 m; 实验计算所得两行根数预报均方根误差为 746.84 m, 较公开弹道系数的预报误差略微减小 0.25%, 两者误差相近。对于轨道高度更低的目标, 利用光学定轨结果作为外符精度的依据。本次试验选取 Starlink1561 (NORADID: 46056) 作为实验对象, 根据公开资料显示, 该目标 2020 年 8 月升空入轨, 2023 年 11 月坠入大气层。对 46056 公开弹道系数与计算弹道系数所得的预报星历进行比较, 结果如图 9 所示。

图 9 中每个数据点时间间隔为 50 min, 图中圆圈虚线为实验计算所得弹道系数生成的两行根数:

- (1) 46056U 20055AF 21138.10331013 .00000989 00000-0 -12660-3 0 9998;
- (2) 46056 53.0567 82.2445 0001530 74.0988 286.0169 15.06398368 43737.

图中方块实线为 NORAD 公开的两行根数:

- (1) 46056U 20055AF 21138.10331013 .00000989 00000-0 85294-4 0 9998;

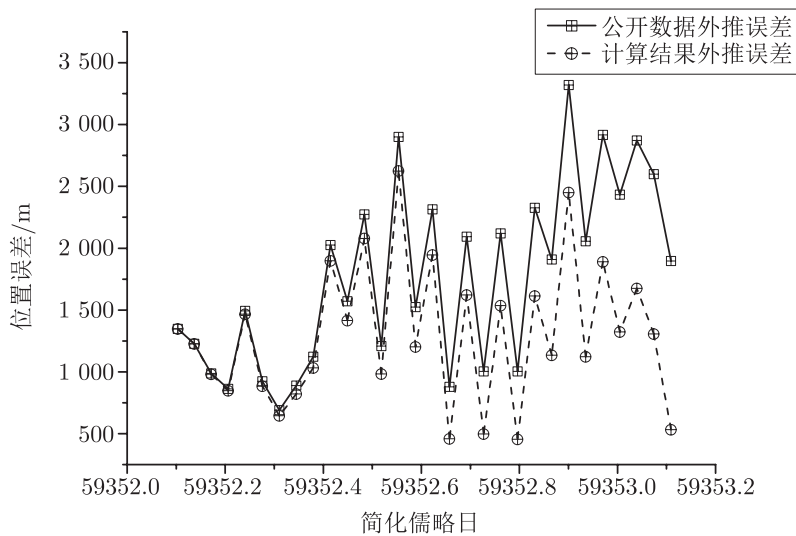


图9 Starlink1561 弹道系数计算结果与公开数据比较

(2) 46056 53.0567 82.2445 0001530 74.0988 286.0169 15.06398368 43737.

将光学定轨结果作为标准轨道，我们对预报误差进行外符精度计算。把两者生成的预报一日均方根误差进行比较，公开的两行根数预报均方根误差为 1912.60 m；实验计算所得两行根数预报均方根误差为 1430.11 m，较公开弹道系数的预报误差减小 25.22%。

上述结果证明，利用该设备的观测结果结合公开的轨道根数数据进行计算，获得的平均弹道系数预报一日误差与 NORAD 公开发表的数据一日预报误差结果相近。

4 结论

根据光电阵列系统观测空间碎片的过程中存在的问题，本文深入研究了空间碎片关联匹配方法、空间碎片弹道系数计算方法和空间碎片精密定轨技术等内容。采用 TLE 数据，再结合 SGP4/SDP4 模型，本文实现空间碎片观测数据关联匹配；深入研究了空间碎片弹道系数计算方法；基于长春人卫站建设的光电阵列系统，采用轨道数值积分和最小二乘法，研究了基于光电阵列系统观测数据的空间碎片精密定轨与轨道预报的精度。实验结果表明：基于光电阵列系统对轨道高度 1339.4 km 的空间碎片的观测精度可达 7.65"，对其他轨道高度的空间碎片的观测精度不大于 10"；利用该观测数据进行精密定轨轨道外推 3 d，轨道高度 957 km 的目标预报精度可达 107.25 m，轨道高度 1339 km 的目标预报精度可达 319.11 m。利用该设备的光学数据定轨结果计算弹道系数，可获得不低于 TLE 公开数据的预报精度。以上结果表明，该设备在实际观测工作中具有较高的应用价值。

参考文献:

- [1] 吴连大. 人造卫星与空间碎片的轨道和探测. 北京: 中国科学技术出版社, 2011: 1
- [2] 李振伟. 博士论文. 长春: 长春光学精密机械与物理研究所, 2014: 14
- [3] 雷祥旭, 桑吉章, 李振伟. 测绘地理信息, 2019, 44(01): 41
- [4] 中国科学院国家天文台长春人造卫星观测站. 中国专利: CN104570319A, 2015. 4. 29
- [5] 李语强. 硕士论文. 昆明: 中国科学院云南天文台, 2006: 18
- [6] 陈龙, 刘承志, 李振伟, 等. 激光与光电子学进展, 2022, 59(03): 74
- [7] 李彬. 博士论文. 武汉: 武汉大学, 2017: 62
- [8] 赵广宇, 桑吉章, 陈俊宇, 等. 测绘地理信息, 2021, 46(S1): 301
- [9] 苗娟. 博士论文. 北京: 中国科学院国家空间科学中心, 2018: 32
- [10] 陈俊宇, 李彬, 章品, 等. 红外与激光工程, 2016, 45(11): 326
- [11] Sang J Z, Bennett J C, Smith C H. Adv Space Res, 2013, 52(1): 117
- [12] 陈俊宇. 测绘学报, 2020, 49(06): 800

Researches on the Application of Orbit Determination of Space debris Based on Photo-Electic Telescope Array

DING Yi-gao^{1,2}, LI Zhen-wei^{1,3}, LIU Cheng-zhi^{1,3}, KANG Zhe¹,
SUN Ming-guo¹, SUN Jian-nan¹, CHEN Long¹

(1. Changchun Observatory, National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130117, China; 2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. Key Laboratory of Space Object and Debris Observation, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210008, China)

Abstract: Photo-Electic Telescope array has many advantages, such as wide field of view, numerous units, wide coverage of space domain, high reliability and strong real-time property, which plays an increasingly important role in space debris survey. The duration of the observation data (arc length) based on photo-electric telescope array is usually less than 1% of the orbital period for space debris, which brings many difficulties to orbit determination (OD) and orbit predication (OP) of space debris. First, in order to solve association of space debris based on photo-electric telescope array, this paper utilizes the TLE data and SGP4/SDP4 model, has achieved association matching of space debris observation data. Subsequently, in order to verify the application accuracy based on photoelectric array system data, a method for calculating the ballistic coefficient of space debris was studied, and the average ballistic coefficient of space debris was calculated using the orbit determination results of observation data. Finally, in order to verify the data accuracy, orbit determination accuracy, and ballistic coefficient calculation accuracy based on the photoelectric array sys-

tem, a verification method using laser ranging data as the real accuracy was designed. The experimental results show that the success rate of space debris association matching reaches 91.19%, and the observation accuracy of mini electro-optical array can reach 7.65". The experimental results also show that the precise orbit determination and three-day prediction for laser ranging satellite SENTINEL6A and HY2C are implemented, and the position prediction accuracy is 319.11 m and 107.25 m, and the velocity prediction accuracy is 0.26 m/s and 0.09 m/s, respectively. The root mean square error of the one-day prediction for the new two line elements generated by the calculated ballistic coefficient of target 36508 is 746.84 m, which is 0.25% less than the root mean square error of the publicly available data of 748.68 m, and the accuracy of the two is similar. The above data indicates that the system basically meets the requirements of conventional tasks.

Key words: space debris; phot-electric telescope array; orbit determination; TLE