

LAO Zhendi, XIA Shengfu, LIU Lei, LEI Xiangxu, SANG Jizhang, ZHAO You. Experimental Study on Short-arc Initial Orbit Determination of Space Debris Based on Commercial Space-based and Ground-based Electro-optical Monitoring Data (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2025, **45**(5): 1407–1415. CSTR:32142.14.cjss.2024-0129. DOI:10.11728/cjss2025.05.2024-0129

基于商业天地基光电监测数据的空间 碎片短弧初轨确定试验*

劳振迪¹ 夏胜夫² 刘磊²
雷祥旭^{1,3,4} 桑吉章² 赵有⁴

1(山东理工大学建筑工程与空间信息学院 淄博 255000)

2(武汉大学测绘学院 武汉 430079)

3(中国科学院精密测量科学与技术创新研究院 精密大地测量与定位全国重点实验室 武汉 430071)

4(中国科学院国家天文台 北京 100101)

摘要 随着国内空间碎片监测设备的不断增多, 如何有效利用大量观测数据以发挥商业航天的价值, 成为一个值得深入研究的重要课题. 利用中国商业航天公司的仰望一号天基观测数据和烛龙地基观测网的数据, 开展了地球同步轨道 (GEO) 目标和低地球轨道 (LEO) 目标的初轨确定 (IOD), 并通过两行轨道根数 (TLE) 作为已知值来估计初轨误差. 得到 GEO 目标的观测弧长约为 249 s, 初轨半长轴误差为 84.4 km, 倾角误差为 0.40°; LEO 目标的观测弧长约为 40 s, 初轨半长轴误差为 26.0 km, 倾角误差为 0.13°. 结果表明, 本文采用的初轨确定算法是可行的, 并展示了商业航天领域中天地基光电监测设备的巨大潜力.

关键词 商业航天, 空间碎片, 天基监测, 地基监测, 初轨确定

中图分类号 V412.41

Experimental Study on Short-arc Initial Orbit Determination of Space Debris Based on Commercial Space-based and Ground-based Electro-optical Monitoring Data

LAO Zhendi¹ XIA Shengfu² LIU Lei²
LEI Xiangxu^{1,3,4} SANG Jizhang² ZHAO You⁴

* 国家自然科学基金青年项目 (12403083), 山东省自然科学基金面上项目 (ZR2023MD098), 国家重点研发计划项目 (2020YFA0406500), 中国科学院精密测量科学与技术创新研究院精密大地测量与定位全国重点实验室开放基金项目 (SKLGED2024-3-5) 和空间目标感知全国重点实验室 2024 年度开放基金项目 (STA2024ZCA0102) 共同资助

2024-10-17 收到原稿, 2025-04-28 收到修定稿

©The Author(s) 2025. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License
(<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

1(School of Civil Engineering and Geomatics, Shandong University of Technology, Zibo 255000)

2(School of Geodesy and Geomatics, Wuhan University, Wuhan 430079)

3(State Key Laboratory of Precision Geodesy, Innovation Academy for Precision Measurement Science and Technology,
Chinese Academy of Sciences, Wuhan 430071)

4(National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100101)

Abstract With the development of domestic commercial spaceflight and the increasing number of space debris monitoring equipment, how to make full use of the observed data from commercial spaceflight has become an important subject worthy of further study. Initial orbit determination of space targets is not only an important basis for space mission planning and space situational awareness, but also a prerequisite for key technologies such as satellite operations, collision warning, orbit maintenance, etc. This study uses data obtained from the Yangwang-1 space-based observatory system and the Zhulong ground-based observatory network developed by China's commercial spaceflight companies to conduct Initial Orbit Determination (IOD) for Geosynchronous Earth Orbit (GEO) targets and Low Earth Orbit (LEO) targets, respectively. The Yangwang-1 satellite carries advanced electro-optical sensors that enable long duration, high precision continuous observations of GEO targets, while the Zhulong ground-based observation network consists of multiple electro-optical telescopes distributed at various locations across the country, capable of short arc, high frequency observations of LEO targets. In this study, we used the method of initial orbit determination based on optical goniometry observations, using the range searching method and iterative improvement strategy to estimate the initial orbits of GEO and LEO targets, and used Two-Line Element (TLE) data as a benchmark to evaluate the error of the calculated results. Experimental results show that for GEO targets, the observed arc length is about 249 s, the semi-major axis error determined by the initial orbit is 84.4 km, and the inclination error is 0.40° ; For LEO targets, the observed arc is about 40 s, the semi-major axis error of the initial orbit is 26.0 km, and the inclination error is 0.13° . The results show that the method of initial orbit determination adopted in this study is feasible in the data processing of commercial spaceflight observations, and the great potential of space-based electro-optical monitoring equipment in the field of orbit determination is verified.

Key words Commercial space, Space debris, Space-based surveillance, Ground-based surveillance, Initial orbit determination

0 引言

随着商业航天监测技术的发展,空间碎片的追踪和管理变得更加高效.空间碎片作为轨道上的废弃物,对在轨卫星和航天器构成了严重威胁.有效的轨道预测和碎片管理对于保护航天资产至关重要.短弧轨道确定,尤其是在碎片的初期观测阶段,利用有限的观测数据推算碎片的轨道,是确保空间安全的重要步骤.本文将探讨基于商业航天监测数据进行空间碎片短弧初轨确定的方法,旨在提供一种有效的解决方案来实现高成功率的初轨确定.

近些年,空间碎片问题越来越受到关注,研究强调保护地球轨道、防止“公海失误”^[1]以及避免凯斯

勒级联效应,以实现空间的可持续利用^[2,3].空间碎片的监测、跟踪和编目是空间态势感知的关键,建立和维护目标数据库对环境治理、碎片减缓、碰撞预警至关重要^[4].

截至2025年3月31日,欧洲空间局(ESA)统计数据显示,自1957年人类首次进入空间时代以来,全球已累计成功实施约6890次火箭发射任务,将约21320颗卫星送入空间轨道.目前在轨卫星约14050颗,其中工作卫星约11200颗.累计发生超过650次解体或爆炸事件,近地轨道目标总质量超过13900 t.空间碎片按尺寸分类:10 cm以上约40500个,1~10 cm约110万个,1 mm~1 cm约1.3亿个.同时,根据美国空间监视网(SSN)公开发

布的空间目标编目数据,截至2025年3月,共记录在轨空间目标36090个。统计分析表明,空间碎片构成了目标总数的主要部分,而在轨工作卫星仅占27.8%。图1给出了自1957年以来空间目标(包括碎片和在轨航天器)的数量变化^[5]。

图1中UI表示未识别、RM表示火箭任务相关目标、RD表示火箭碎片、RF表示火箭碎裂碎片、RB表示火箭主体、PM表示有效载荷任务相关目标、PD表示有效载荷碎片、PF表示有效载荷碎裂碎片、PL表示有效载荷。

近年来,近地轨道空间环境因频繁的空间事件而持续恶化。典型案例包括2021年2月云海一号02星与NOAA-17退役卫星的碰撞事件;2021年11月COSMOS-1408反卫星试验,该试验产生约1800个可跟踪碎片;2022年Galaxy-11卫星的异常解体事件;2024年6月26日Resurs-P1卫星爆炸事件,产生250余个碎片并威胁国际空间站安全。研究表明,若碎片每年增加10%,70年后近地空间将不可用^[6,7]。ESA统计了历年各类空间事件的数量^[5],如图2所示。

图2中Unknown表示未知原因导致的碎片化、Accidental表示意外事件导致的碎片化、Collision表示碰撞事件导致的碎片化、Electrical表示电气故障导致的碎片化、Aerodynamics表示空气动力学相关问题导致的碎片化、Deliberate表示人为故意造成的碎片化、Anomalous表示异常情况导致的碎片化、Propulsion表示推进系统问题导致的碎片化。

基于过去20年的观测数据,空间环境中解体事件的年均发生频率为10.6起,该频率总体保持稳定,但单次事件的环境影响存在显著差异。在风险评估

中,需要区分不同类型的解体事件:全部记录事件为年均10.6起;考虑碎片轨道衰减和长期环境效应的有效事件为年均1.8起;排除偶发性和成因不明事件后的核心威胁事件为年均0.4起。这种差异主要源于空间碎片受地球引力场和大气阻力等摄动力影响而发生的轨道衰减效应。

空间碎片的增加使在轨航天器碰撞概率上升,不仅低轨卫星需要频繁规避碎片,中高轨的导航卫星也受到影响。2021年3月6日, Galileo 卫星 GSAT0219 在欧洲空间监视系统支持下进行首次碰撞规避^[8]。2023年12月1日至2024年5月31日, SpaceX 的 Star-link 卫星为规避空间目标机动了49384次,每颗卫星平均机动8次,约每月一次,如图3所示^[9]。机动次数较过去6个月翻番,并保持快速增长态势。

当前,中国商业航天空间碎片监测领域呈现蓬勃发展态势。随着监测技术的持续创新、设备性能的不断提升以及市场需求的快速增长,该领域展现出巨大的发展潜力和广阔的应用前景。

在此背景下,本文利用中国商业航天公司的天基、地基监测数据,开展空间碎片初轨确定工作。介绍本文用到的数据和方法,分别对LEO和GEO目标观测数据开展初轨确定,最后是结果和讨论。

1 监测数据与定轨算法

1.1 监测数据

1.1.1 仰望一号卫星天基监测数据

2021年6月11日发射的仰望一号卫星是中国首个商业天基光学天文望远镜项目,旨在为空资源开发

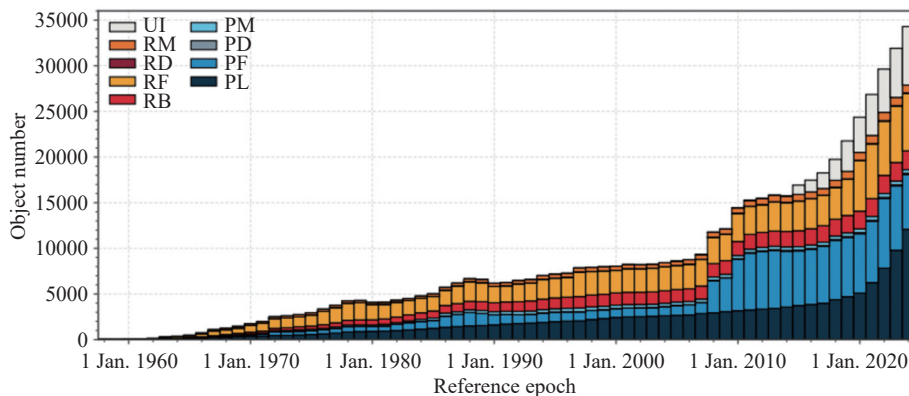


图1 空间目标的数量变化

Fig. 1 Number of objects in Earth orbit

积累数据^[10], 其短弧观测数据可以用于开展空间目标的初轨确定. 仰望一号卫星同时配备了光学相机和紫外相机. 其中光学相机口径为 75 mm, 分辨率为 $15'' \cdot \text{pixel}^{-1}$, 视场大小为 $8.8^\circ \times 8.8^\circ$; 紫外相机口径为 90 mm, 分辨率为 $11'' \cdot \text{pixel}^{-1}$, 视场大小为 $5.7^\circ \times 5.7^\circ$. 两个相机同时配备了科学级 CMOS(图像传感器) 的探测器^[11]. 图 4 所示为仰望一号卫星, 图 5 所示为烛龙地面监测设备.

1.1.2 烛龙地基监测数据

该设备采用集成化设计, 将圆顶、配电和望远镜进行整合, 望远镜口径为 150 mm, 如图 5 所示. 探测视场 $6.5^\circ \times 6.5^\circ$; 装备口径 150 mm; 探测能力 15 MV (20 MV 天光); 光度测量精度优于 0.3 MV; 定位精度优于 $3''$. 观测数据可从 CREAT Union 网站获取,

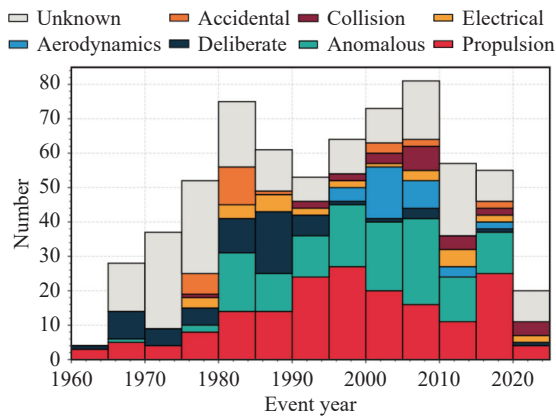


图 2 不同类型空间事件数量及变化趋势 (截至 2023 年, 以 5 年为时间段)

Fig. 2 Number and trends of different types of space events (as to 2023, 5-year bins)

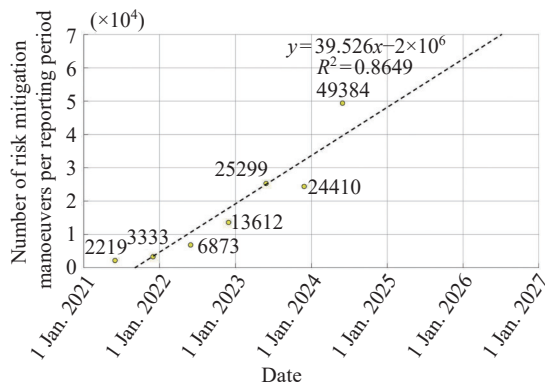


图 3 星链卫星机动次数

Fig. 3 Maneuvers of Starlink satellites

LEO 目标观测弧段观测值采样间隔为 1 s, 平均弧长约为 86 s.

1.2 初轨确定算法

目前, 初轨确定的方法包括高斯 (Gauss) 方法、拉普拉斯 (Laplace) 方法、古丁 (Gooding) 方法以及距离搜索算法.

Laplace 方法^[12] 只需要被观测目标的三次光学测量数据即可进行求解. 通过构造方程, 利用首尾两时刻的观测资料, 计算中间时刻的位置和速度, 然后通过经典二体问题求解初轨参数. 因此, Laplace 方法只需要初始的光学观测资料, 不需要任何初始值信息.

Gauss 方法^[13] 假设三个位置矢量都位于同一平面上, 并根据几何关系引入 f 和 g 级数, 建立关于目标位置矢量的方程式并求解. 根据三个位置矢量 $\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2, \mathbf{r}_3$ 都位于同一平面上的假设, 引入未知系数 c_1, c_2, c_3 , 有

$$c_1 \mathbf{r}_1 + c_2 \mathbf{r}_2 + c_3 \mathbf{r}_3 = 0. \quad (1)$$

$\mathbf{r}_1$ 和 $\mathbf{r}_3$ 分别交叉乘以式 (1), 可得

$$\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_3 (c_1) = \mathbf{r}_2 \times \mathbf{r}_3 (-c_2), \quad (2)$$

$$\mathbf{r}_3 \times \mathbf{r}_1 (c_3) = \mathbf{r}_2 \times \mathbf{r}_1 (-c_2). \quad (3)$$

通过引入 f 和 g 级数的方式, 可以把首尾两时刻的位置矢量 $\mathbf{r}_1$ 和 $\mathbf{r}_3$ 表示为中间时刻位置矢量 $\mathbf{r}_2$ 和速度矢量 $\dot{\mathbf{r}}_2$ 的函数, 通过变换处理, 最终可通过类似于兰伯特 (Lambert) 问题的方式求解空间目标的轨道根数解.

测距迭代方法是通过观测距离的迭代估计, 将角度问题转换为 Lambert 问题 (已知两个时刻的位置矢量求解开普勒轨道参数). Gooding 方法^[14] 在测距迭代方法的基础上进行了改进.

上述方法适用于几分钟到几十分钟的观测弧段. 本文中的商业航天设备的监测数据弧长较短, 因此本文采用距离搜索算法进行初轨确定. 距离搜索算法实

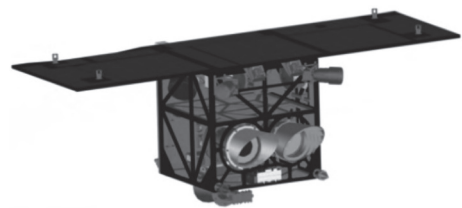


图 4 天地基监测设备中的仰望一号卫星

Fig. 4 Yangwang-1 satellite in ground-based and space-based monitoring equipment



图 5 天地基监测设备中的烛龙设备

Fig. 5 Zhulong observatory in ground-based and space-based monitoring equipment

现过程如下.

在一段观测弧段中, 取二个观测时刻 (一般为首尾时刻), 在一定范围内以一定步长分别假设这两个时刻的距离值, 根据每组距离值的组合, 可以得到这两个时刻的空间碎片相对地心的位置矢量, 继而可以确定一组轨道参数. 根据这组轨道参数, 可以计算出其他时刻的角度观测值, 并与实际角度观测值进行比较, 已得到的残差作为检核标准, 从而筛选出合适的初始轨道确定结果. 这一方法受观测弧段长度影响较小, 只要多次求解 Lambert 问题即可, 且解的质量可用其他角度观测值来控制.

距离搜索算法的计算过程如下^[15]. 假设在某时刻获得空间目标的角度观测值——赤经 (θ_{RA}) 和赤纬 (θ_{Dec}). 通过下列公式可以计算出测站至空间目标的单位矢量坐标:

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \cos(\theta_{Dec}) \cos(\theta_{RA}) \\ \cos(\theta_{Dec}) \sin(\theta_{RA}) \\ \sin(\theta_{Dec}) \end{bmatrix}. \quad (4)$$

其中, $\mathbf{u}$ 为天球坐标系中的单位方向矢量, 其分量分别为 x, y, z .

利用一组假设的距离观测值可得到轨道参数, 从

而推算在该轨道上某时刻的空间目标位置矢量 $\mathbf{r}(t)$. 假设天基望远镜在时刻 t_0 的位置为 $\mathbf{r}_{obs}(t_0)$, 则目标与观测站之间的几何距离为

$$d = \|\mathbf{r}(t) - \mathbf{r}_{obs}(t_0)\|. \quad (5)$$

光学信号从目标反射后传播至望远镜的时间为

$$\Delta t = \frac{d}{c}. \quad (6)$$

其中, c 为光速, 单位 $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$. 光信号在 t_0 被望远镜接收, 但最初在 $t_0 - \Delta t$ 时刻由目标发出. 基于轨道参数, 可以计算在 $t_0 - \Delta t$ 时目标的位置矢量为 $\mathbf{r}(t_0 - \Delta t)$. 由此推导出的方向观测值为

$$\mathbf{u}_{calc} = \frac{\mathbf{r}(t_0 - \Delta t) - \mathbf{r}_{obs}(t_0)}{\|\mathbf{r}(t_0 - \Delta t) - \mathbf{r}_{obs}(t_0)\|}. \quad (7)$$

1.3 TLE 及 SGP4 模型

采用 TLE 数据作为初轨误差估计的基础数据源. TLE 是由北美防空司令部 (NORAD) 制定的标准化轨道参数编码格式, 可通过目标的 NORAD 唯一识别码从 CelesTrak 平台获取. TLE 提供了在特定历元时刻下, 绕地球运行的空间目标的轨道根数. 借助适当的预测模型, 可以以一定精度估算目标在轨道上的任意位置和速度. TLE 格式示例如图 6 所示.

TLE 描述空间编目目标轨道的标准格式, 其通过两行数据提供了详细的轨道信息. 第一行包含多个关键参数, 包括行号、目标编号、目标的 NORAD ID、发射年份的后两位、TLE 历时 (即轨道的时间)、平均运动速度的导数 (运动变化率, 表示轨道的细微变化), 以及 B' (BSTAR drag term, 空气阻力参数, 表征轨道衰减的程度) 等. 这些数据为精确计算空间目标的轨道提供了基础. 第二行则包含轨道倾角、轨道偏心率等轨道根数, 以及目标每天绕地球运行的圈数等重要信息.

Xu 和 Xiong^[16] 对 LEO 和 GEO 目标分别进行了 TLE 的预报误差分析, 其中 LEO 目标、GEO 目标在沿轨、径向、法向三个方向上一天预报误差标准差分别为 0.33, 0.02, 0.03 km 和 2.25, 0.29, 1.23 km. TLE 预报一天的精度较高, 能够满足本文验证定轨精度的需求. 关于 TLE 的更多详细信息可以从 CellesTrak 平台获取.

在空间碎片的监测和分析中, TLE 数据扮演着至关重要的角色. 对于空间碎片的轨道传播, 通常采用 SGP4 方法. SGP4 是简化摄动模型的一部分, 该模型家族还包括 SGP, SDP4, SGP8, SDP8 等. 简化普适模型通过简化实际轨道计算中的复杂扰动因素, 能够有效地预测目标的轨道变化. SGP4 模型特别适用于 LEO 目标, 其能够处理地球大气阻力、引力扰动以及其他轨道效应. 通过将 TLE 数据与这些简化

模型算法相结合, 可以在较高精度下估算空间目标在未来某一时刻的轨道根数.

1.4 初轨确定方法研究现状

对近年来中国初轨确定相关文献进行了梳理, 归纳了不同方法及其处理效果, 并统计了各方法的精度 (见表 1).

2 结果

2.1 仰望一号卫星监测数据初轨确定结果

选取 2023 年 5 月 NORAD 编号为 27954, 42736, 45344 的 GEO 目标短弧观测数据开展初轨确定, 目标信息列于表 2. 数据的采样间隔为 5 s, 弧长平均值约为 249 s.

由表 3 可知, 观测弧长的平均值约为 GEO 目标运行周期的 0.29%. 半长轴误差的平均值约为 68.5 km, RMS 约为 84.4 km; 倾角误差平均值约为 0.35°, RMS 约为 0.40°. RMS 计算公式如下:

$$E_{\text{RMS}} = \sqrt{(A_1^2 + A_2^2 + A_3^2 + \cdots + A_n^2)/n}. \quad (8)$$

其中, A_1, A_2, A_3, A_n 表示计算均方根的值, n 表示值的个数.

2.2 烛龙地基监测数据初轨确定结果

选择编号为 1328, 41240, 46984, 47764, 48621, 49414, 54754, 54777 的 LEO 近圆轨道目标观测数据

```
1 20170U 89062C 24350.39686408 .00002921 00000-0 37317-2 0 9990
2 20170 7.6650 6.2914 7077397 231.1490 41.5758 2.48522583301359
```

图 6 TLE 格式示例

Fig. 6 TLE example

表 1 近几年初轨确定方法及其精度

Table 1 Initial orbit determination methods and their precision in recent years

方法	数据来源	精度统计
基于改进 Gauss 方程的初轨确定新方法 ^[17]	仿真观测数据. LEO, MEO, HEO 和 GEO 各一条数据, 弧段长度分别为 15, 120, 160, 180 s, 并分别增加 5" 的随机误差	半长轴误差分别为 50.0, 15.0, 55.0 和 2.0 km
光学短弧初轨确定的轨道偏心率判定方法 ^[18]	仿真观测数据. LEO ₁ 和 LEO ₂ 的弧段长度为 120 s; MEO, HEO 和 GEO 目标的弧段长度为 240 s	LEO ₁ , MEO, GEO 轨道半长轴误差的均方根 (RMS) 值分别为 55.9, 46.6, 150.2 km, 倾角误差的 RMS 分别为 0.18°, 0.05°, 0.14°. LEO ₂ 和 HEO 半长轴误差的 RMS 分别为 86.9 和 419.5 km, 倾角误差的 RMS 分别为 0.16° 和 0.90°
多约束初轨确定算法 ^[19]	实测数据. 2021 年 5 月 15 日中国科学院国家天文台长春人造卫星观测站的 GEO 目标观测数据	弧长大于 60 s 时, 误差小于 200 km 的占比为 93.6%; 弧长小于 60 s 时, 误差小于 200 km 的占比为 65.8%

开展测试, 目标详细信息列于表 4. 根据图 7 可知, 近地点高度为 400~1400 km, 远地点高度小于 2000 km, 倾角为 40°~80°. 观测值采样间隔为 1 s. 表 5 中第二列为该目标的观测弧段数量, 如果该值不是 1, 则该表第 3~6 列的内容为多个弧段计算结果的算术平均值. 半长轴误差的平均值约为 29.3 km, 误差的 RMS 约为 26.0 km; 倾角误差的平均值约为 0.09°, RMS 约为 0.13°.

表 2 GEO 目标信息
Table 2 Information of GEO objects

目标编号	目标名称	发射时间	国家	近/远地点高度/km
27954	GALAXY 13 (HORIZONS-1)	2003-10-01	美国	35781.6/35806.4
42763	ZHONGXING-9 A	2017-06-18	中国	35912.1/35944.7
45344	BEIDOU-3 G2	2020-03-09	中国	35774.1/35813.9

表 3 GEO 目标初轨确定文件及误差
Table 3 Initial orbit determination document and associated errors for GEO objects

序号	观测文件	弧长/s	误差		
			半长轴/km	偏心率	倾角/(°)
1	27954_1123062202.Dat	290	31.5	-0.00012	0.48
2	27954_1123062203.Dat	290	24.4	0.00026	0.55
3	27954_1123062204.Dat	275	25.5	-0.00007	0.52
4	42763_1123061711.Dat	90	-115.1	0.00077	0.11
5	42763_1123061712.Dat	210	-109.1	-0.00032	0.23
6	42763_1123061713.Dat	275	-112.6	-0.00055	0.42
7	42763_1123061714.Dat	255	159.9	-0.00046	0.69
8	42763_1123061715.Dat	185	-105.8	-0.00055	0.40
9	45344_1123061806.Dat	290	22.6	0.00006	0.23
10	45344_1123061807.Dat	290	24.2	0.00005	0.18
11	45344_1123061808.Dat	290	22.4	-0.00015	0.02
平均值	—	249	68.5	0.00031	0.35

表 4 LEO 目标信息
Table 4 Information of LEO objects

目标编号	目标名称	发射时间	国家及机构	近/远地点高度/km
1328	EXPLORER 27	1965-04-29	美国	935.7/1305.6
41240	JASON-3	2016-01-17	美国	1339.2/1350.6
46984	SENTINEL-6	2020-11-21	欧洲航天局	1338.9/1350.8
47764	STARLINK-2182	2021-03-04	美国	390.7/392.5
48621	HAIYANG-2D	2021-05-19	中国	951.7/966.4
49414	STARLINK-3146	2021-11-13	美国	545.8/548.0
54754	SWOT	2022-12-16	美国	900.0/900.7
54777	STARLINK-5468	2022-12-17	美国	546.0/547.8

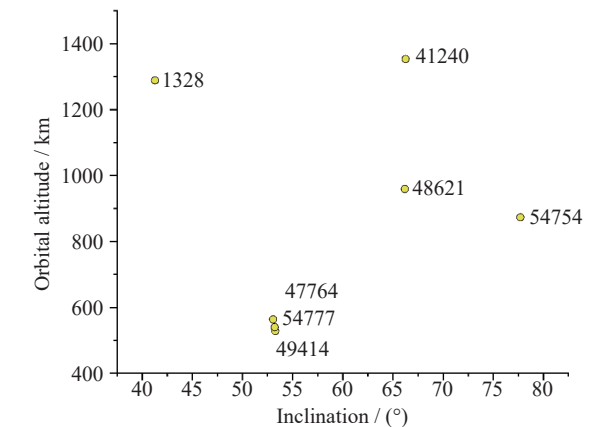


图 7 LEO 目标的轨道分布
Fig. 7 Orbital distribution of LEO objects

表 5 LEO 目标初轨确定误差
Table 5 IOD errors of LEO objects

NORAD ID	弧段数量	弧长/s	轨道根数误差		
			半长轴/km	偏心率	倾角/(°)
1328	2	39	134.2	0.02213	0.12
41240	31	51	17.1	0.00187	0.10
46984	21	47	19.6	0.00202	0.12
47764	2	30	16.1	0.00215	0.02
48621	11	37	18.6	0.00158	0.14
49414	1	44	13.5	0.00255	0.08
54754	6	45	12.6	0.00236	0.14
54777	1	28	2.7	0.00206	0.03
平均值	9.4	40	29.3	0.00459	0.09

3 结论与讨论

分析空间碎片的商业监测进展情况, 利用中国两家商业航天公司提供的天地基空间碎片监测数据, 基于距离搜索法, 分别对 GEO 和 LEO 目标开展了初轨确定, 并用 TLE 评估了初轨误差. 结果显示, LEO 目标和 GEO 目标的初轨半长轴误差分别约为 26.0 km 和 84.4 km. 初轨确定试验结果验证了该算法在商业航天监测空间碎片数据中应用的可行性, 同时也展示了商业航天监测设备在空间碎片观测中的潜在价值和应用前景.

致谢 观测数据由北京开运平行空间技术有限公司和起源太空 (南京) 科技有限公司提供.

参考文献

[1] NAPPER I E, DAVIES A J, JAH M, *et al.* Protect Earth's orbit: avoid high seas mistakes[J]. *Science*, 2023, **379**(6636): 990-991

[2] BOLEY A, BYERS M. U. S. policy puts the safe development of space at risk[J]. *Science*, 2020, **370**(6513): 174-175

[3] BUCHANAN M. It's time to tackle space debris[J]. *Nature Physics*, 2024, **20**(5): 680

[4] LITTLE B D, FRUEH C E. Space situational awareness sensor tasking: comparison of machine learning with classical optimization methods[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2020, **43**(2): 262-273

[5] ESA. ESA'S Annual Space Environment Report[R]. ESA Space Debris Office, [2025-03-21] <https://sdup.esoc.esa.int/discosweb/statistics>

[6] PELTON J N. A path forward to better space security: finding new solutions to space debris, space situational awareness and space traffic management[J]. *Journal of Space Safety Engineering*, 2019, **6**(2): 92-100

[7] FANG Yong. Major trends and implications of space traffic management in the United States[J]. *Space Debris Research*, 2021, **21**(1): 37-41 (方勇. 美国太空交通管理主要动向及影响 [J]. 空间碎片研究, 2021, **21**(1): 37-41)

[8] LEI Xiangxu, XIA Shengfu, LIU Hongkang, *et al.* Analysis of the first space debris collision avoidance event of Galileo satellite[C]//Proceedings of the 14th China Satellite Navigation Annual Conference—S03 Satellite orbit and precise positioning. Jinan: China Satellite Navigation Office Academic Exchange Center, 2024: 50-56. DOI: 10.26914/c.cnkihy.2024.000175 (雷祥旭, 夏胜夫, 刘宏康, 等. 伽利略卫星首次轨道机动规避空间碎片事件分析 [C]//第十四届中国卫星导航年会论文集--S03 卫星轨道与精密定位. 济南: 中国卫星导航系统管理办公室学术交流中心, 2024: 50-56. DOI: 10.26914/c.cnkihy.2024.000175)

[9] LEWIS H. Starlink manoeuvre update July 2024[EB/OL]. LinkedIn, 2024-07[2025-04-27] <https://www.linkedin.com/pulse/starlink-manoevre-update-july-2024-hugh-lewis-vq4be>

[10] SHI Peng, BAI Qingjiang, WANG Qin, *et al.* Review of 2021 global space science activities[J]. *Science & Technology Review*, 2022, **40**(1): 64-95. DOI: 10.3981/j.issn.1000-7857 (时蓬, 白青江, 王琴, 等. 2021 年空间科学与深空探测热点回眸 [J]. 科技导报, 2022, **40**(1): 64-95)

[11] NIU Shu, SU Meng, ZHANG Xiaojia, *et al.* YangWang-1 space telescope space in-orbit comprehensive applications [J]. *Space Debris Research*, 2023, **23**(2): 13-20. DOI: 10/19963/j.cnki.2096-4099.2023.02.002 (牛书, 苏萌, 张晓佳, 等. “仰望一号”太空望远镜在轨综合应用 [J]. 空间碎片研究, 2023, **23**(2): 13-20. DOI: 10/19963/j.cnki.2096-4099.2023.02.002)

[12] TANG Jingshi, CHENG Haowen. Initial orbit determina-

- tion using the generalized Laplacian method with differential correction and circular-orbit constraint[J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2022, 52(6): 269511. DOI: 10.1360/SSPMA-2021-0224 (汤靖师, 程昊文. 基于微分改正和圆轨道约束的广义 Laplace 方法初轨确定[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2022, 52(6): 269511. DOI: 10.1360/SSPMA-2021-0224)
- [13] VALLADO D A, MCCLAIN W D. Fundamentals of Astrodynamics and Applications[M]. 2nd ed. Boston: Kluwer Academic, 2001. DOI: 10.2514/2.4291
- [14] GOODING R H. A new procedure for the solution of the classical problem of minimal orbit determination from three lines of sight[J]. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 1996, 66(4): 387-423
- [15] ZHANG Pin, SANG Jizhang, PAN Teng, *et al.* Initial orbit determination method based on range searching for LEO space debris[J]. *Spacecraft Engineering*, 2017, 26(2): 22-28 (章品, 桑吉章, 潘腾, 等. 应用距离搜索的低轨空间碎片初始轨道确定方法[J]. 航天器工程, 2017, 26(2): 22-28)
- [16] XU Xiaoli, XIONG Yongqing. Study on orbit prediction error of space objects based on historical TLE[J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2019, 60(4): 28-40 (许晓丽, 熊永清. 基于历史 TLE 的空间目标轨道预报误差演化规律研究[J]. 天文学报, 2019, 60(4): 28-40)
- [17] ZHAO Kexin, GAN Qingbo, LIU Jing. A new initial orbit determination method based on space-based three lines of sight[J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2022, 63(5): 69-79 (赵柯昕, 甘庆波, 刘静. 利用 3 次方位观测天基初轨确定新方法[J]. 天文学报, 2022, 63(5): 69-79)
- [18] ZHANG Zhengyuan, LI Bin, ZHAO Guangyu, *et al.* A method to determine orbit eccentricity determined from short-arc angles-only initial orbit determination[J]. *Space Debris Research*, 2023, 23(4): 46-55 (张郑元, 李彬, 赵广宇, 等. 一种光学短弧初轨确定的轨道偏心率判定方法[J]. 空间碎片研究, 2023, 23(4): 46-55)
- [19] YIN Yewen, LI Zhenwei, LIU Chengzhi, *et al.* Initial orbit determination for GEO space objects based on ground-based optical telescopes[J]. *Progress in Astronomy*, 2024, 42(3): 506-518 (尹业文, 李振伟, 刘承志, 等. 基于地基光电望远镜的地球同步轨道卫星空间目标初轨确定研究[J]. 天文学进展, 2024, 42(3): 506-518)

作者简介



劳振迪 男, 2000 年 9 月出生于山东省滨州市, 现为山东理工大学硕士研究生, 主要研究方向为空间目标的机动探测、空间碎片监测.

E-mail: 23507020866@stunmail.sdut.edu.cn



雷祥旭 (通信作者) 男, 1989 年 1 月出生于山东省泰安市, 现为山东理工大学测绘工程系讲师, 主要研究方向为空间碎片监测数据定轨编目等.

E-mail: xxlei@whu.edu.cn