



上海科技大学  
ShanghaiTech University

## 硕士学位论文

天基光学观测近地小行星轨道确定

作者姓名: 刘佳

指导教师: 黄乘利 研究员 中国科学院上海天文台

指导教师: 宋叶志 高级工程师 中国科学院上海天文台

学位类别: 理学硕士

一级学科: 物理学

学校/学院名称: 上海科技大学物质科学与技术学院

2023年6月



**Near-Earth asteroids orbit determination**  
**by space-based optical observations**

**A thesis submitted to**  
**ShanghaiTech University**  
**in partial fulfillment of the requirement**  
**for the degree of**  
**Master of Natural Science**  
**in Physics**

**By**

**Liu Jia**

**Supervisor :** **Professor Huang Chengli**  
**Senior Engineer Song Yezhi**

**ShanghaiTech University School of Physical Science and Technology**

**June 2023**



## 上海科技大学

### 研究生学位论文原创性声明

本人郑重声明：所呈交的学位论文是本人在导师的指导下独立进行研究工作所取得的成果。尽我所知，除文中已经注明引用的内容外，本论文不包含任何其他个人或集体已经发表或撰写过的研究成果。对论文所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明或致谢。

作者签名：

刘佳

日期：

2023.3.8

## 上海科技大学

### 学位论文授权使用声明

本人完全了解并同意遵守上海科技大学有关保存和使用学位论文的规定，即上海科技大学有权保留送交学位论文的副本，允许该论文被查阅，可以按照学术研究公开原则和保护知识产权的原则公布该论文的全部或部分內容，可以采用影印、缩印或其他复制手段保存、汇编本学位论文。

涉密及延迟公开的学位论文在解密或延迟期后适用本声明。

作者签名：

刘佳

导师签名：

黄乘利

日期：

2023.3.8

日期：

2023.3.8



## 摘要

近地小行星监测预警工作是防御小行星撞击的基础，而精确的轨道信息是监测工作进行的前提。地基光学望远镜是观测近地小行星的主要设备，但易受大气等条件制约，且在近太阳方向存在监测盲区。与地基监测系统相比，天基光学观测系统观测范围广、观测效率高，有效弥补了地基观测设备不足，是未来监测近地小行星的发展趋势。在天基光学跟踪定轨近地小行星背景下，论文主要研究内容如下：

首先实现了太阳系质心天球坐标系与地心天球坐标系间的转换，并建立了近地小行星在日心惯性系的精确力学模型，考虑了大行星引力摄动和后牛顿效应两个摄动项。构建了天基平台对目标天体的光学观测约束模型，在空间几何、太阳光干扰、观测视场和极限视星等等约束条件下，分析了近地小行星的光学可见性。

其次基于测角型广义 Laplace 方法开发了新发现小行星初轨计算软件。通过利用国际小行星中心（Minor Planet Center, MPC）提供的地基光学观测数据对小行星库内已编目近地小行星进行初轨计算，将计算结果分别与 MPC、美国宇航局喷气推进实验室（Jet Propulsion Laboratory, JPL）提供的日心黄道坐标系下的轨道根数进行比较，完成了对此软件的验证。在地基定初轨的基础上，完成了天基光学初轨计算。在仿真实验中，使用低中高三种不同轨道高度平台跟踪监测近地小行星，分析了定轨弧长和观测精度对初轨精度的影响。结果表明，观测精度越高，初轨精度越高。同时对于近地小行星初轨计算，并非定轨弧长越长，初轨精度越高。

再次基于近地小行星精确的力学模型，利用光学约束条件筛选仿真观测数据，分析不同仿真场景下单天基平台与 LEO 天基平台多星组网对近地小行星跟踪定轨情况。仿真结果表明，天基单平台对近地小行星的可观测性不够，平台数目由一颗增加到两颗，定轨精度改善最明显，在后续搭建天基平台监测近地小行星时，可以优先考虑组建天基双星组网平台。相同仿真条件下，测角精度越高，定轨精度越高，近地小行星定轨精度均在百公里级别以内，满足近地小行星监测预警需求。相同观

测弧长下，采样时间间隔越短，定轨精度越高，当观测弧长足够长时，采样时间间隔对定轨精度影响不再明显。

最后提出了地月 DRO 平台跟踪定轨近地小行星方案，仿真分析地月 DRO 平台对四颗不同轨道类型的近地小行星跟踪定轨性能，在测量精度 2 角秒、定轨弧长 3 年的情况下，DRO 平台对仿真算例中所选择的近地小行星的定轨精度可以达到几十公里量级，其中 Atira 型轨道精度可达 10 公里以内。由此说明地月 DRO 平台对近地小行星具有较好的监测能力，能实现对目标小行星的精确跟踪。

**关键词：**近地小行星监测，天基光学观测，初轨确定，轨道改进



## Abstract

Asteroid monitoring and warning is the basis of preventing asteroid impact, and accurate orbit information is the premise of monitoring work. The ground-based optical telescope is the main equipment for observing near-Earth asteroids, but it is susceptible to atmospheric conditions, and there is a monitoring blind area near the direction of the sun. Compared with ground-based monitoring system, space-based optical observation system has a wide observation range and high observation efficiency, and is an effective complement to ground-based observation equipment, which is the development trend of near-Earth asteroid monitoring in the future. On the background of space-based optical tracking and orbit determination of near-Earth asteroids, the main research contents of this paper are as follows:

Firstly, the precise mechanical model of near-Earth asteroids in the heliocentric inertial system is studied, taking into account the two perturbations of the gravitational perturbation and the post-Newtonian effect. The optical observation constraint model of the space-based platform to the target asteroids is constructed, and the optical visibility of the near-Earth asteroids is analyzed under the constraints of space geometry, solar interference, observation field of view and the limit of apparent magnitude.

Secondly, an initial orbit calculation software for newly discovered asteroids based on the angular generalized Laplace method is developed. The ground-based optical observation data provided by Minor Planet Center (MPC) are used to calculate the initial orbit of the cataloged near-Earth asteroids in the asteroid library, and the calculated results are compared with the orbital elements in the heliocentric ecliptic coordinate system provided by MPC and Jet Propulsion Laboratory (JPL) respectively to verify the correctness of the initial orbit determination method. Based on the ground-based initial orbit determination method, the space-based optical initial orbit determination method is realized. In the simulation, three platforms with different

orbital heights of low, medium and high are used to track and monitor near-Earth asteroids. The influence of orbit determination arc length, and observation accuracy on initial orbit accuracy is analyzed. The results show that for the calculation of the initial orbit of near-Earth asteroids, a longer arc length of the orbit is not always better, while the higher the observation accuracy, the higher the initial orbit accuracy.

Thirdly, based on the precise mechanical model of near-Earth asteroids, the simulation observation data are filtered by optical constraints, and the tracking and orbit determination of near-Earth asteroids by a single space-based platform and multi-satellite network of LEO space-based platform under different simulation conditions are analyzed. The simulation results show that the observability of a single space-based platform for near-Earth asteroids is not enough, and the orbit determination accuracy greatly improves as the number of platforms increases from one to two. Therefore, in the future building of a space-based platform for near-Earth asteroids, a binary-platform system should be first considered. Under same simulation conditions, the accuracy of near-Earth asteroid orbit determination is always within 100 kilometers and improves with higher angle measurement accuracy, which meets the needs of asteroid monitoring and warning. The orbit determination accuracy also improves with shorter sampling intervals, however, if the arc length of the orbit is long enough, the influence of the sampling interval is no longer obvious.

Finally, the scheme of tracking and orbit determination of near-Earth asteroids with the Earth-Moon DRO platform is designed, and the tracking and orbit determination performances of the Earth-Moon DRO platform for four different types of near-Earth asteroids are analyzed. With a measurement accuracy of two arcseconds and an arc length of three years, the orbit determination accuracy of near-Earth asteroids in the simulation example can reach tens of kilometers, especially the asteroids with Atira orbits to an accuracy of fewer than ten kilometers. In conclusion, the Earth-Moon DRO platform has good monitoring capability for near-Earth asteroids and can achieve accurate tracking of the target asteroids.

**Key Words:** Asteroid monitoring, Space-based optical observation, Initial Orbit Determination, Precise orbit determination



目 录

<b>第 1 章 绪论</b> .....	<b>1</b>
1.1 研究背景和意义 .....	1
1.2 国内外主要研究现状 .....	2
1.2.1 近地小行星的监测现状.....	2
1.2.2 轨道确定方法研究现状.....	6
1.3 论文主要研究内容 .....	9
<b>第 2 章 时空系统与动力学模型</b> .....	<b>11</b>
2.1 引言 .....	11
2.2 时间系统及其转换 .....	11
2.2.1 时间系统.....	11
2.2.2 时间系统间的转换.....	12
2.3 坐标系统及转换 .....	14
2.3.1 坐标系统.....	14
2.3.2 坐标系统间的转换.....	17
2.4 近地小行星动力学模型 .....	19
2.5 本章小结 .....	21
<b>第 3 章 近地小行星天基光学观测模型</b> .....	<b>23</b>
3.1 引言 .....	23
3.2 空间几何约束 .....	23
3.3 太阳光干扰约束 .....	24
3.4 观测视场约束 .....	25
3.5 极限视星等约束 .....	26
3.6 本章小结 .....	27
<b>第 4 章 太阳系小行星初轨确定方法</b> .....	<b>28</b>
4.1 引言 .....	28

4.2 小行星光学测量初轨确定方法 .....	28
4.2.1 几何关系 .....	29
4.2.2 动力关系 .....	30
4.2.3 初轨计算流程 .....	30
4.3 MPC 小行星实测数据初轨确定 .....	31
4.4 天基平台小行星初轨确定 .....	36
4.5 本章小结 .....	38
<b>第 5 章 天基平台小行星轨道确定 .....</b>	<b>39</b>
5.1 引言 .....	39
5.2 近地小行星轨道改进方法 .....	39
5.3 天基单平台跟踪观测近地小行星轨道改进 .....	41
5.3.1 测角精度对定轨精度的影响 .....	42
5.3.2 采样时间间隔对定轨精度的影响 .....	44
5.3.3 观测几何对定轨精度影响 .....	46
5.4 LEO 平台多星组网测量近地小行星定轨 .....	48
5.5 本章小结 .....	53
<b>第 6 章 地月 DRO 轨道监测小行星 .....</b>	<b>55</b>
6.1 引言 .....	55
6.2 DRO 轨道动力学 .....	55
6.3 地月 DRO 平台监测太阳系小行星 .....	57
6.3.1 DRO 平台观测近地小行星 08567 .....	57
6.3.2 DRO 平台观测近地小行星 01620 .....	59
6.3.3 DRO 平台观测小行星 2013 JX28 .....	60
6.3.4 DRO 平台观测小行星 66146 .....	61
6.4 本章小结 .....	64
<b>第 7 章 总结 .....</b>	<b>65</b>
<b>参考文献 .....</b>	<b>67</b>
<b>致 谢 .....</b>	<b>71</b>

作者简历及攻读学位期间发表的学术论文与研究成果.....72





## 图目录

图 2.1	时间系统转换示意图 .....	13
图 2.2	质心会合坐标系 .....	16
图 2.3	坐标系转换示意图 .....	17
图 3.1	空间几何条件 .....	23
图 3.2	太阳光干扰约束 .....	24
图 3.3	观测视场约束 .....	25
图 3.4	相位角示意图 .....	26
图 4.1	观测几何 .....	29
图 4.2	初轨确定流程图 .....	31
图 4.3	测角精度对初轨精度影响 .....	38
图 5.1	近地小行星轨道改进流程图 .....	41
图 5.2	单天基平台对小行星 01620 定轨 2 个月定轨结果 .....	43
图 5.3	单天基平台对小行星 01620 定轨 1 年定轨结果 .....	44
图 5.4	单天基平台对小行星 01620 定轨 2 个月定轨结果 .....	45
图 5.5	单天基平台对小行星 01620 定轨 1 年定轨结果 .....	46
图 5.6	近地小行星 08567 定轨精度对比 .....	52
图 5.7	近地小行星 01620 定轨精度对比 .....	52
图 5.8	近地小行星 2013 JX28 定轨精度对比 .....	52
图 5.9	近地小行星 66146 定轨精度对比 .....	53
图 6.1	HILL 限制性三体问题 .....	56
图 6.2	单 DRO 对 08567 测量 3 年定轨残差 .....	58
图 6.3	双 DRO 对 08567 测量 3 年定轨残差 .....	58
图 6.4	单 DRO 对小行星 08567 定轨与仿真结果比较 .....	59
图 6.5	双 DRO 对小行星 08567 定轨与仿真结果比较 .....	59
图 6.6	单 DRO 对小行星 01620 定轨与仿真结果比较 .....	60
图 6.7	双 DRO 对小行星 01620 定轨与仿真结果比较 .....	60
图 6.8	单 DRO 对小行星 2013 JX28 定轨与仿真结果比较 .....	61
图 6.9	双 DRO 对小行星 2013 JX28 定轨与仿真结果比较 .....	61
图 6.10	单 DRO 对小行星 66146 定轨与仿真结果比较 .....	62

图 6.11 双 DRO 对小行星 66146 定轨与仿真结果比较 .....62

## 表目录

表 4.1	地面台站坐标 .....	32
表 4.2	小行星 01862 初轨计算结果与 MPC、JPL 提供的轨道根数比较.....	32
表 4.3	小行星 01862 初轨结果统计 .....	33
表 4.4	小行星 01620 初轨计算结果与 MPC、JPL 提供的轨道根数比较.....	34
表 4.5	小行星 01620 初轨结果统计 .....	34
表 4.6	小行星 08567 初轨计算结果与 MPC、JPL 提供的轨道根数比较.....	34
表 4.7	小行星 08567 初轨结果统计 .....	35
表 4.8	平台卫星初始时刻轨道参数 .....	36
表 4.9	目标天体初始时刻仿真轨道参数 .....	37
表 4.10	初轨结果统计 .....	37
表 5.1	定轨策略 .....	40
表 5.2	平台卫星轨道初始轨道参数信息 .....	42
表 5.3	小行星 01620 初始轨道参数 .....	42
表 5.4	定轨结果统计 .....	44
表 5.5	不同采样时间间隔下定轨结果统计 .....	46
表 5.6	近地小行星初始轨道根数 .....	47
表 5.7	平台初始轨道参数 .....	47
表 5.8	不同目标天体定轨精度 .....	48
表 5.9	多星组网平台初始轨道参数 .....	49
表 5.10	小行星 08567 定轨精度 .....	49
表 5.11	小行星 01620 定轨精度.....	50
表 5.12	小行星 2013 JX28 定轨精度 .....	51
表 5.13	小行星 66146 定轨精度.....	51
表 6.1	DRO 对不同轨道类型小行星定轨结果统计.....	62
表 6.2	定轨结果统计 .....	63



## 第1章 绪论

### 1.1 研究背景和意义

作为太阳系内一类特殊的天体，近地小行星的轨道在距离太阳 1.3 AU 内，与地球轨道距离小于 0.3 AU。近地小行星的轨道类型分为阿莫尔（Amor）型、阿波罗（Apollo）型、阿登（Aten）型、地内（Atira）型四类，其中 Apollo 型小行星与 Aten 型小行星的轨道会与地球轨道相交（朱进 等，2021；马鹏斌 等，2016）。0.05 AU 是小行星与地球距离的安全值临界，当距离小于此临界值，存在碰撞风险，国际上将此类小行星划分为潜在危险小行星。截止到 2023 年 4 月 7 日，国际小行星中心（Minor Planet Center, MPC）公布国际上已发现 31894 颗近地小行星，其中包括 2333 颗潜在危险小行星。

小行星撞击地球事件并不罕见，每一次的撞击都可能会引起地球发生各种灾难，甚至导致地球环境的变化，对人类和其他生物构成严重的威胁。6500 年前发生的小行星撞击 Yucaton 半岛事件，是目前被认为造成恐龙灭绝的原因（杨志根 等，2007）。1908 年，在俄罗斯通古斯地区发生了小行星撞击事件，其威力是广岛原子弹的 1000 倍，波及范围达到 2000 km<sup>2</sup>（阮宁娟 等，2022），类似通古斯大爆炸这类小行星撞击事件平均每世纪就会发生一次。2013 年俄罗斯车里雅宾斯克地区同样发生了一起小行星撞击事件，造成上千人受伤，是继通古斯爆炸以来最大的撞击事件（Borovička 等., 2013）。在我国境内发生的小行星爆炸事件也时有发生，1976 年在我国吉林省发生了迄今为止可观测到的最大的一场陨石雨（宗普和 等，1990）。在 2014 年至 2018 年之间，我国曾多次出现火流星事件，引发国内高度关注。

为防御小行星的撞击威胁，各国大力开展小行星监测预警工作。目前对小行

星的监测方式主要为地基、天基监测两种，常见技术手段分为可见光、雷达和红外光谱三种。地基光学望远镜技术较为成熟、成本较低、观测距离较远，是目前监测小行星的主要设备。但此类观测设备易受大气制约，在近太阳方向存在监测盲区，即使改善监测能力，扩大覆盖范围，也很难提前发现和预警，车里雅宾斯克爆炸就是因为地基望远镜未及时观测到小行星而造成严重损失（杨旭等，2021）。2020年3月15日，直径约26 m的小行星从向阳方向靠近地球，距离地球仅有32.8万公里，在最接近地球两天后才被发现；随后在6月5日同样来自向阳方向的小行星2020 LD，直径在89-200 m之间，从距离地球306675公里处飞过，在最接近地球两天后才被发现（Wang等，2022）<sup>1</sup>。与地基光学观测设备相比，天基观测平台布置灵活、监测范围广，受大气和日光影响较小，能有效弥补地基观测设备的不足。

本文以近地小行星监测预警为背景，针对小行星监测预警问题，提出天基光学跟踪观测近地小行星定轨，研究了对于新目标小行星仅采用光学测角的短弧段定初轨方法，以及天基光学测量近地小行星精密定轨方法，分析了不同天基平台对不同轨道类型的近地小行星的定轨情况。本文首先以地面台站观测近地小行星进行初轨计算，利用MPC提供的地基实测数据验证了小行星初轨计算方法的正确性，然后在考虑天基平台观测性能以及平台对目标可视性的约束下，进行天基单平台和多星组网平台光学观测近地小行星的初轨确定和轨道改进，设计了地月DRO轨道平台跟踪监测近地小行星方案。

## 1.2 国内外主要研究现状

### 1.2.1 近地小行星的监测现状

#### （1）地基光学监测系统

地基光学望远镜是目前观测小行星的主要设备，全球各观测台站将观测数据传给 MPC，MPC 通过数据收集与处理，公布各台站观测数据以及小行星的轨道信息。

美国是第一个启动地基小行星监测预警项目的国家，在 2005 年开展了 5 个基于地基光学观测的近地天体搜索计划，分别是林肯近地小行星研究项目 (Lincoln Near-Earth Asteroid Research, LINEAR)、卡特琳娜巡天系统 (Catalina Sky Survey, CSS)、泛星计划 (Panoramic Survey Telescope And Rapid Response System, Pan-STARRS)、Spacewatch 和 NEAT、探索信道望远镜 (Discovery Channel Telescope, DCT)，以及下一代近地天体巡天计划-大型综合巡天望远镜 (Large Synoptic Survey Telescope, LSST) (龚自正 等, 2020)<sup>352</sup>。为进一步发现跟踪潜在危险小行星和彗星，美国组还组建了在国际上较有影响力的近地天体研究中心 (孙海彬 等, 2020)<sup>198</sup>。

LINEAR 计划 (Stokes 等., 2000) 旨在进行近地小行星探测、识别和定轨等工作，其首要任务是论证发展地球同步轨道卫星监视技术，同时探测、监视和编目对地球有威胁的近地小行星。该计划建造了两个基于 CCD 光学传感器的地基光电深空探测望远镜。从 1998 年起，每年绝大多数新近地小行星探测数据都出自 LINEAR 计划。

CSS 系统 (Larson 等., 1998) 主要用于监测直径大于 140 m 的近地天体。该系统由三架望远镜组成，为美国国家航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 探测和编目近地天体提供了支持。CSS 系统安装了两个 10 K×10 K 探测器构建的相机，取代了巡天望远镜可靠但老化的 4 K×4 K 相机，这些新相机将 0.7 米施密特望远镜视场提高了 2.4 倍，1.5 米望远镜视场提高了 4 倍。近几年来，每年新发现的近地小行星约 2/3 来自此系统，并且对一些小行星

撞击事件均做出了准确预报。

Pan-STARRS 计划 (Jewitt, 2003) 由 4 个口径 1.8 m 的望远镜组成阵列进行观测。4 座望远镜同步观测同一天区, 可产生相当于口径 3.6 m 望远镜的分辨率。每晚 Pan-STARRS 计划中的望远镜通过获取四幅图像序列来搜索天空中的移动目标, 时间间隔大约一小时。Pan-STARRS 计划建立一个最暗 24 星等的天体数据库。2010 年 5 月 13 日, 该计划的第一颗望远镜正式开始工作, 目前已经发现了 140 米以上大小的天体中的 40%, 已成为两个领先的近地天体发现计划之一, 另一个是 CSS 系统。

1995 年中国首次提出“中国近地天体探测”计划, 2016 年在盱眙建立了第一台 1 m 口径的望远镜, 该望远镜安装了 4 K×4 K CCD 探测器, 像素在 1600 万以上 (孙海彬 等, 2020)<sup>200</sup>。截止 2012 年 8 月, 利用该望远镜已观测了 149971 颗小行星, 发现了 1279 颗临时编目小行星, 编目了 251 颗小行星。如今我国已有多多个台站具备观测小行星的能力, 可以探测到最暗 20 星等的天体。国家航天局于 2022 年 4 月 24 日提出重点关注小行星防御问题, 完善天地基小行星监测预警工作。

## (2) 天基监测系统

目前只有加拿大发射的近地观测卫星 (Near Earth Observation Surveillance Satellite, NEOSAT) 专门用于跟踪监测小行星, 其他天基平台像日本的“光”卫星 (Astro-F)、美国的广域红外探测器等空间望远镜 (wide-field infrared survey explorer, WISE) 对小行星观测也起到了辅助作用。

Astro-F 由 JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)、欧洲国家以及韩国部分研究机构在 2016 年研制发射至太阳同步轨道。该观测设备采用不同谱段的红外光谱的技术手段进行观测, 工作 5 年多发现了 50 多万颗小行星。2011 年, 日本根据 Astro-F 的观测数据发布了世界上最大的太阳系小行星数据库 (龚自正



等, 2020)<sup>353</sup>。

WISE (Mainzer 等., 2011) 是由 NASA 负责的天基红外望远镜, 旨在以 4 个红外波长, 即 3.4 微米、4.6 微米、12 微米和 22 微米测量整个天空。此望远镜于 2009 年 12 月发射至太阳同步轨道, 利用三个分光镜和一个扫描镜同时观察。此望远镜最初并不用于近地小行星监测预警, 在 2010 年提出了 NEOWISE 任务, 成功开展了小行星及彗星观测, 该任务已获得超过 157000 颗小行星的观测数据。在 2011 年 6 月, WISE 发现了首颗地球特洛伊小行星 2010 TK7。在整个任务期间, 该探测器共发现了 34000 颗小行星, 其中包括了 19 颗危险小行星。

NEOSSAT 在 2013 年由加拿大发射于 800 km 的低轨轨道 (Low Earth Orbit, LEO), 是国际上第一颗专门用于搜寻、监测近地天体的天基望远镜。该卫星使用了一个反射式马克苏托夫望远镜进行观测, 其口径为 15 cm, 视野为  $0.86^\circ$ , 能够观测到 19.5 到 20 星等的小行星 (龚自正 等, 2020)<sup>353-354</sup>。

平台卫星发射轨道主要有太阳同步轨道、类金星轨道、地球领航轨道、日地系统 DRO 轨道等轨道。SHAO 等 (2017) 提出类金星轨道近地小行星搜索计划; “哨兵” 计划原计划在 2019 年发射红外波段望远镜至金星太阳轨道探测近地小天体, 但目前已被取消 (龚自正 等, 2020)<sup>354</sup>。美国的近地天体望远镜 (The Near-Earth Object Camera, NEOCam) 计划预计 2025 年发射卫星到日地系统 L1 点轨道, 计划 10 年内观测到 90% 以上直径超过 140 m 的对地球构成碰撞威胁的小行星 (王新涛 等, 2020)。Valsecchi 等 (2012) 首次提出在日地 DRO 轨道上部署一个由 3 颗卫星组成的星座, 但没有进一步评估其探测能力。Stramacchia 等 (2016) 对位于日地系统 DRO 轨道上的监测星座的能力进行分析, 并介绍了该轨道卫星的特点。

与国外相比, 我国天基监测预警小行星的研究起步较晚。“嫦娥二号” 月球

探测器实现了我国对小行星的首次探测（曹建峰 等，2014）。2016 年，国内钱学森空间技术实验室提出了构建天基异构星座的 NEA 普查与定位系统（Constellation of Heterogeneous Wide-field Near-Earth Object Surveyors, CROWN）方案，该方案计划在类金星轨道部署数颗小卫星，用于搜寻潜在危险近地小天体，并进行光谱详查（孙海彬 等，2020）<sup>200</sup>。2022 年，李明涛团队和赵海斌团队提出了地球领航轨道近地小行星天基临近预警任务概念（Wang 等., 2022）<sup>1-11</sup>，计划将两台望远镜部署在地球前后方约 1000 万公里的日心轨道上，监测预警从向阳方向接近地球的小行星。

### 1.2.2 轨道确定方法研究现状

#### （1）初轨确定方法

近地小行星初轨确定分为初轨计算和轨道改进两部分。初轨计算是指在二体问题基础上利用短弧资料确定没有任何轨道信息的目标天体轨道。对于新发现的近地小行星，首先需要利用观测数据对其进行初轨确定。轨道改进是通过建立相对完整的力学模型，结合大量的观测资料获得更加精确的轨道。针对光学测角资料，初轨计算的方法本质上分为两类：Laplace 型方法和 Gauss 型方法。Gauss 型方法是计算三次观测时刻相对应的位置速度得到历元时刻的轨道根数，Laplace 型方法是利用三次光学观测数据求得历元时刻的位置速度，进而得到对应历元的轨道根数。

随着观测手段的不断提高，获得的目标天体的观测数据数量和种类也越来越多，因此为充分利用观测数据并提高定轨精度，原始初轨计算方法也在不断改进。Sokolaskaya M J（1997）提出了一种根据 CCD 观测确认小行星的初始轨道改进方法，通过多次观测数据的拟合残差，提高了测角观测数据的一二阶导数的精度。戎鹏志（1991）针对轨道半长径精度较差和初值选择不适用于大偏心率的问题，

从变换条件方程形式和改善初值选择两方面,对 Laplace 方法进行改进,改进方法提高了初轨确定精度并适用于任意偏心率的椭圆轨道。刘林(2015)对 Laplace 方法进行改进,在利用光学测角数据进行初轨计算中消除了目标天体到测站的距离这个不必要物理量。针对绕地运动的卫星,刘林(2003)在二体问题的基础上添加了地球扁率摄动项,提高了初轨结果的精度。

天基观测平台与地基观测平台的空间运动不同,因此在初定轨方法上也存在一定差异。在地基台站测量初轨确定方法基础上,对天基平台测量定初轨方法上也进行了相关研究。在地基定初轨基础上, Milani 等(2005)基于太阳系内小行星在二体运动条件下存在日心二体运动约束,提出了由观测平台与目标天体的相对距离及其变化率构成的约束域概念。李俊等(2008)针对天基可见光传感器对地球静止卫星目标的短弧初轨计算问题,通过推导短弧测量方程系数矩阵及分析初轨误差,得出单星短弧测量条件下,初轨计算具有病态性,观测弧长对初轨精度有较大影响的结论。Li 等(2012)提出基于两个天基光学观测短弧的定初轨方法,基于两个短弧段的测量属性和角动量偏心率矢量守恒方程,构造罚函数并优化求解该约束非线性优化问题。刘光明(2015)基于单位矢量法提出了一种考虑摄动的单位矢量法定初轨方法,在天基单平台光学测角条件下利用连续同伦算法求解观测条件方程组,通过数值仿真证实此方法可有效提高迭代收敛速度和空间目标的初定轨精度。

对于轨道偏心率大的小行星,传统的 Laplace 和 Gauss 方法在极短弧段内对其定初轨会存在弊端。Milani(2004)首次提出解决极短弧观测目标定轨的解决方案,提出使用“可归属”的概念,这是一个由两个或多个观测值定义的四维量,并综合了极短弧中的有用信息。刘磊等(2009)构建了双  $\rho$  迭代模型,基于遗传算法解决天基初轨计算在稀疏测向数据下出现不收敛和平凡解的问题。Gronchi

等(2010)提出了二体积分确定轨道的方法,利用二体轨道的角动量和能量积分常数建立关于行星的距离和径向速度的方程组,由该方程的解计算行星的初轨,并利用 Pan-STARRS 项目的大量模拟观测数据,研究该方法的性能。Luigi 和 Fabio (2013)开发了一种解决极短弧定轨问题的遗传算法,将定轨问题转换为变量观测开始时刻和结束时刻的斜距的优化问题,仿真模拟了单次观测 60 秒条件下,太阳同步轨道确定目标轨道参数,证实了算法的正确性。李鑫冉和赵海斌(2021)将进化算法引入小行星极短弧定轨问题,构建计算框架,采用三变量的 $(a, e, M)$ 优选法,以差分进化算法为代表采用模拟资料进行计算验证,算法在小偏心率问题中表现较好。

## (2) 轨道改进方法

统计定轨(批处理)一般情况下,通过较少量的观测数据,仅能对目标天体初定轨,获得精度粗略的初始轨道信息,因此需再对目标天体进行连续定轨,提高轨道精度。轨道改进是基于较长弧段,考虑完整的力学模型,利用大量观测资料,改进粗略轨道,获得高精度轨道的过程。定轨精度和定轨时效性是评价轨道改进方法的指标。定轨精度与定轨方法、观测平台的观测精度、动力学模型精度、观测数据精度、目标天体的可视性弧段等有着密切关系。近地天体的观测模型和动力学模型都是非线性的,合理的估计算法可以有效提高定轨的精度和时效。参数估计算法主要分为批处理方法和序贯滤波法两类。序贯处理法是一旦有观测值就立即解算出目标轨道,可以快速、实时定轨。但此方法存在递推发散问题,计算轨道会逐步偏离真实轨道。批处理方法是利用大量观测数据求解相应时刻的轨道以及相关参数,适用于事后处理。由于观测数据较多,一般解算精度较高,并且定轨结果稳定,符合目前航天任务高稳定性和高精度的要求(周建华,1993)。杨遵龙等(2013)提出了整网批处理定轨算法,将精密定轨转化为解决线性的最小二乘问题,基于整网平差原理和联合定轨理论,介绍了批处理定轨流程。王文

彬等(2014)研究了基于星载双频观测数据,利用简化动力学最小二乘批处理方法进行轨道改进。

在利用天基平台光学观测数据定轨方面,近地小行星轨道确定方法借鉴了人造卫星天基光学定轨方法。目前利用天基光学设备跟踪定轨人造卫星技术已逐渐成熟,陈务深(2008)等验证了天基测角数据定轨的方法的可行性。张雪敏(2018)研究了基于空间群目标超短弧稀疏光学数据,低轨天基平台跟踪定轨中高轨非合作空间目标,半长轴精度可达百米量级。冯朝(2022)研究了仅用天基光学测角数据对空间目标定轨问题,分析了影响定轨精度情况,提出了对大视场天基观测设备,采用短重访周期监视整个轨道同步计划。李兴国(2016)<sup>1-74</sup>研究了天基光学跟踪定轨近地天体中的轨道漂移问题,提出了基于协方差交叉估计融合算法的联合定轨方法。对于天基平台跟踪观测近地天体时,天基平台自身的轨道精度也会影响目标天体的定轨精度,目前一些卫星平台的轨道参数可以通过地面测控站或星载 GNSS 接收机获得。

### 1.3 论文主要研究内容

本文针对地基监测近地小行星存在盲区问题,研究了天基光学跟踪定轨近地小行星,设计了地月 DRO 天基平台跟踪监测近地小行星方案,论文章节内容安排如下:

第一章介绍了论文的研究背景和意义,总结了国内外在地基和天基两方面提出的近地小行星观测系统以及初轨确定方法和轨道改进方法的研究现状。

第二章列举了近地小行星初轨确定和轨道改进中涉及的时间系统和坐标系,并介绍了近地小行星在日心惯性系下的动力学模型。

第三章研究了在空间几何、太阳光干扰、观测视场和极限视星等的约束下,

目标天体的可视性条件，用于后续仿真模拟中筛选观测数据。

第四章研究了基于测角型广义 Laplace 方法，近地小行星的初轨确定问题。利用地基光学实测数据和天基光学仿真数据，分别对近地小行星进行初轨确定。分析了定轨弧长和观测精度对小行星初轨精度的影响。

第五章基于统计定轨方法，利用大量光学仿真观测数据，从天基单平台和天基平台多星组网两方面开展，分析了测角精度、采样时间间隔和观测几何对定轨精度的影响，并研究了 LEO 多星组网不同卫星数对四颗不同轨道类型的近地小行星的定轨性能。

第六章提出了利用地月 DRO 天基平台监测近地小行星方案，从地月 DRO 单平台和双平台两方面，研究地月 DRO 平台对四颗不同轨道类型的近地小行星的定轨精度，分析此轨道平台卫星对近地小行星的监测能力。

## 第2章 时空系统与动力学模型

### 2.1 引言

在讨论近地天体的运动，对目标天体进行初轨确定和轨道改进时，首先涉及到的就是时间与空间系统的选择与转换问题，本章对近地天体轨道计算中涉及到的时空系统做了简要介绍。同时给出了近地天体在日心惯性系下轨道动力学模型，为后续初轨确定和轨道改进提供了理论基础。

### 2.2 时间系统及其转换

对于近地天体的运动而言，不仅需要用一个确定时刻描述目标位置，还需要用均匀的时间间隔描述目标天体的运动。由于地球自转不均匀，不再单纯使用地球自转作为描述时间的唯一基准，下面介绍了近地天体轨道计算中涉及到的时间系统以及相互转换关系（赵铭，2006）。

#### 2.2.1 时间系统

##### （1）原子时（International Atomic Time, TAI）

原子时与地球自转无关，其秒长由铯原子基态超精细能级跃迁决定，由不同国家地面的原子钟共同维护，是现今最均匀的计时标准，计时精度已接近  $10^{-16}$  s，10 亿年里误差不超过 1 s。为方便卫星数据处理，不同卫星基于原子时制定了多种时间系统。

##### （2）世界时

世界时与原子时不同，它根据地球自转速率的变化调节时间长度，是一个长度可变的时间单位。随着计时精度的提高，国际天文学联合会（International

Astronomical Union, IAU) 提出了三种不同的世界时, 将直接观测确定的时间称为 UT0, 消除极移影响后获得时间 UT1, 再进一步消除地球自转速率季节变化的影响后得到时间 UT2。

UT1 相对于 TAI 是连续变化的, 为协调两种时标, 定义了协调世界时 (UTC, Coordinated Universal Time), 它在一定程度上体现了地球自转的变化, UTC 与 TAI 的差保持为整数秒, 并且通过加入闰秒, 使 UTC 与 UT1 之差的绝对值始终小于 0.9s。由于地球自转的长期变慢, 随着时间的推移, UT1 和 UTC 的计时已经逐渐落后于 TAI。

### (3) 力学时

动力学时用于反映引力场中天体的运动, 通常在解算天体的运动方程时使用。

太阳系质心力学时 (Barycentric Dynamical Time, TDB) 是日心惯性系中的时间尺度, 主要用于描述太阳、月球和行星的运动, 以及岁差、章动公式中。

地球质心力学时 TDT (Terrestrial Dynamical Time) 是把原子钟放在地球质心得到的时间, 用于描述人造卫星等绕地天体。TDT 现改称地球时 TT (Terrestrial Time), 成为了太阳系天体地心视历表所用时间。

### (4) 儒略日 (JD)

儒略日 JD 是一种不涉及年、月概念的长时间连续计日方法, 该方法以公元前 4713 年 1 月 1 日正午为起点, 向后连续计日。为方便使用, IAU 在 1973 年定义了简化儒略日 MJD,

$$\text{MJD} = \text{JD} - 2400000.5 \quad (2.1)$$

相应的起点为 1858 年 11 月 17 日世界时 0 时。

## 2.2.2 时间系统间的转换

### (1) TAI 与 TT



$$TT = TAI + 32.184s \quad (2.2)$$

### (2) UTC 与 UT1

UTC 与 UT1 之间的差值  $\Delta UT1$  的绝对值始终小于 0.9 s，具体数值由 IERS 提供。

### (3) UT1 与 UT2

UT1 与 UT2 的转换与地球自转速度相关的季节性改正  $\Delta TS$  有关，其表达式为：

$$\Delta TS = 0s.022 \sin 2\pi t - 0s.012 \cos 2\pi t - 0s.006 \sin 4\pi t + 0s.007 \cos 4\pi t \quad (2.3)$$

### (4) TT、TCG、TDB、TCB

TT 与 TDB 之间只有由相对论效应引起的周期项差异，TT 与 TCG、TDB 与 TCB 之间均相差一个恒定速率。TCB 与 TCG 之间的四维时间变化基于 BCRS 与 GCRS 间的变换。

综合以上转换关系，各时间系统的转化示意图如下：

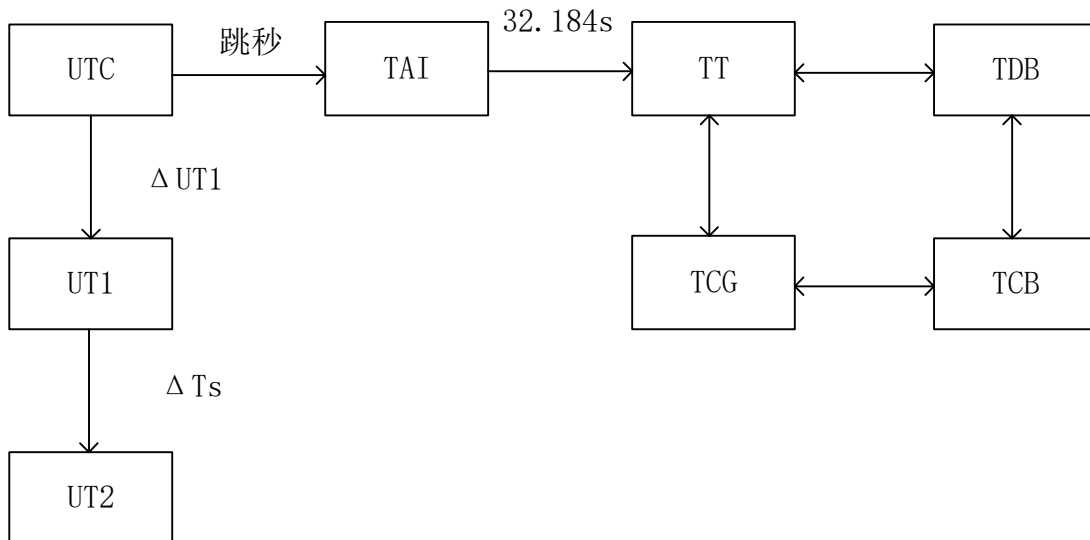


图 2.1 时间系统转换示意图

Figure 2.1 Schematic diagram of the time system conversion

## 2.3 坐标系统及转换

通常用位置矢量随时间的变化来反映近地小行星的运动，而不同坐标系下，目标小行星的位置矢量表达并不相同，以下介绍了近地小行星跟踪定轨过程中涉及的坐标系以及各系统间的转换关系。

### 2.3.1 坐标系统

#### (1) 地固坐标系

地基光学望远镜是目前观测近地小行星的主要设备，地面台站固定在地球上随地球一起旋转，因此通常用地固系下的坐标描述地面台站的位置。将此坐标系的坐标原点取为地球质心，Z轴由坐标原点指向地球北极，X轴在与Z轴垂直的平面内由地球质心指向格林尼治子午圈。Y轴与X、Z轴成右手系。

#### (2) 地心天球坐标系

在近地小行星的观测任务中，天基观测平台处于以地球为中心的轨道上，在地心天球坐标系中方便描述天基观测平台的运动。J2000地心天球坐标系是目前常用的地心天球坐标系，该坐标系同样以地球质心为坐标原点，X轴在J2000地球平赤道面内由地球质心指向J2000平春分点，Z轴垂直于J2000地球平赤道面，由坐标原点指向北极，符合右手定则。地心天球参考系的度规张量为：

$$\begin{cases} G_{00} = -1 + \frac{2}{c}W - \frac{2}{c^4}W^2 + O(c^{-5}) \\ G_{0i} = -\frac{4}{c^3}W^a + O(c^{-5}) \\ G_{ij} = \delta_{ij} \left( 1 - \frac{2}{c^2}W \right) + O(c^{-4}) \end{cases} \quad (2.4)$$

其中引力位 $W$ 与 $W^a$ 为：

$$\begin{aligned} W(T, \mathbf{X}) &= W_E(T, \mathbf{X}) + W_{\text{ext}}(T, \mathbf{X}) \\ W^a(T, \mathbf{X}) &= W_E^a(T, \mathbf{X}) + W_{\text{ext}}^a(T, \mathbf{X}) \end{aligned} \quad (2.5)$$

这里的  $W$  与  $W^a$  为地球引力势度规。

### (3) 太阳系质心天球坐标系

根据 IAU 决议, 用来描述太阳系内天体运动的坐标系统。本文涉及的太阳系质心天球坐标系有 J2000 日心黄道惯性坐标系和 J2000 日心赤道惯性坐标系, 它们的坐标原点均为太阳质心, 基本平面分别为黄道面和地球赤道面, X 轴指向 J2000 定义的平春分点, Z 轴指向 J2000 定义的平天极, Y 轴与 X 轴、Z 轴构成右手坐标系。太阳系质心天球坐标系的度规张量与地心天球参考系形式相似:

$$\begin{cases} g_{00} = -1 + \frac{2}{c^2}w - \frac{2}{c^4}w^2 + O(c^{-5}) \\ g_{0i} = -\frac{4}{c^3}w^i + O(c^{-5}) \\ g_{ij} = \delta_{ij}\left(1 - \frac{2}{c^2}w\right) + O(c^{-4}) \end{cases} \quad (2.6)$$

其中, 后牛顿引力位  $w^i$  与  $w$  分别为:

$$\begin{aligned} w(t, \mathbf{x}) &= G \int d^3x' \frac{\sigma(t, \mathbf{x}')}{|\mathbf{x} - \mathbf{x}'|} + \frac{1}{2c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int d^3x' \sigma(t, \mathbf{x}') |\mathbf{x} - \mathbf{x}'| \\ w^i(t, \mathbf{x}) &= G \int d^3x' \frac{\sigma^i(t, \mathbf{x}')}{|\mathbf{x} - \mathbf{x}'|} \end{aligned} \quad (2.7)$$

这里的  $\sigma$  与  $\sigma^i$  分别为后牛顿意义下的密度和向量密度。其对应的能量张量为:

$$\begin{aligned} \sigma &= \frac{1}{2}(T^{00} + T^{kk}) \\ \sigma^i &= \frac{1}{c}T^0 \end{aligned} \quad (2.8)$$

### (4) 站心坐标系

观测平台的观测量通常是相对于测站的, 站心坐标系以站心为坐标原点, 包括站心赤道坐标系和站心地平坐标系两种。

站心赤道坐标系, 基本平面与地固系的基本平面相平行, 主方向指向顺时针

春分点方向。

与站心赤道坐标系不同，站心地平坐标系的基本平面为过台站观测点与地球参考椭球体相切的平面，主方向是基本平面中朝北的方向（杨志涛，2012）。

#### (5) RTN 坐标系

本文在 RTN 坐标系下分析近地小行星的定轨精度，该坐标系以卫星平台的质心为原点，R 轴方向为径向，与地心到卫星平台质心的向径方向一致；T 轴方向为横向，在轨道平面内与 R 轴垂直，指向卫星运动方向；N 轴方向为轨道平面正法向，成右手系（刘靖雨，2021）。

#### (6) 质心会合坐标系（旋转坐标系）

圆型限制性三体问题通常在旋转坐标系下进行研究，以地月空间轨道模型为例，将地球和月球两个天体看成质点，两个大质量天体围绕共同质心做圆周运动，第三体航天器在该模型中同时受到两个天体的共同引力作用，如图 2.2 所示：

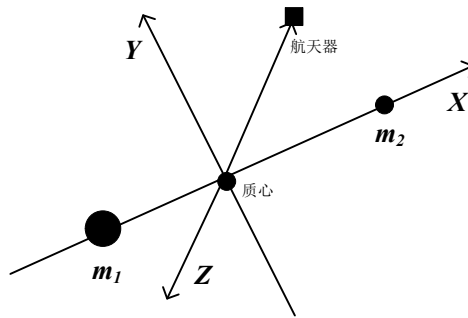


图 2.2 质心会合坐标系

Figure 2.2 Centre of mass rotation coordinate system

质心会合坐标系以地月两天体的质心为坐标原点， $m_1$  为质量较大天体地球， $m_2$  为质量较小天体月球， $X$  轴由  $m_1$  指向  $m_2$ ， $Y$  轴与  $m_2$  的速度方向平行， $Z$  轴垂直于  $XY$  平面，构成右手坐标系（曾豪 等，2020）。

### 2.3.2 坐标系统间的转换

#### (1) 地固系与 J2000 地心天球坐标系转换

分别用  $\vec{r}$  和  $\vec{R}$  表示探测器在地心天球坐标系  $o-xyz$  和地固坐标系  $O-XYZ$  中的位置矢量。探测器的位置矢量在这两个坐标系之间的转换关系为

$$\vec{R} = (HG)\vec{r} \quad (2.9)$$

其中坐标转换矩阵 (HG) 包含了四个旋转矩阵,有

$$(HG) = (EP)(ER)(NR)(PR) \quad (2.10)$$

这里 (PR) 是岁差矩阵, (NR) 是章动矩阵, (ER) 是地球自转矩阵, (EP) 是地球极移矩阵。

J2000 地心天球坐标系间的相互转换关系示意图如下:

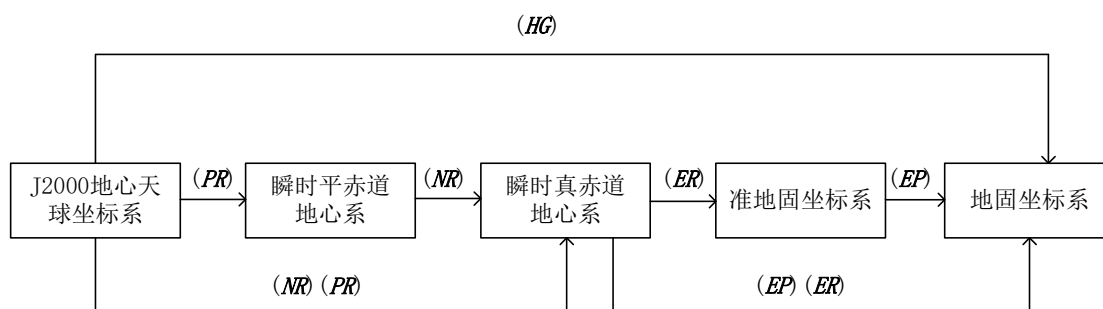


图 2.3 坐标系转换示意图

Figure 2.3 Schematic diagram of coordinate system transformation

#### (2) RTN 坐标系与 J2000 地心天球坐标系转换

RTN 坐标系三个坐标轴之单位向量为:

$$\hat{R} = \frac{\vec{R}}{|\vec{R}|}, \hat{T} = \hat{N} \times \hat{R}, \hat{N} = \frac{\vec{R} \times \dot{\vec{R}}}{|\vec{R} \times \dot{\vec{R}}|} \quad (2.11)$$

式中  $\vec{R}$ 、 $\dot{\vec{R}}$  为卫星在 J2000 地心天球坐标系中的位置与速度。

J2000 地心天球坐标系至 RTN 坐标系的旋转矩阵为:

$$(RTN) = \begin{pmatrix} \hat{R}_x & \hat{R}_y & \hat{R}_z \\ \hat{T}_x & \hat{T}_y & \hat{T}_z \\ \hat{N}_x & \hat{N}_y & \hat{N}_z \end{pmatrix} \quad (2.12)$$

则 J2000 地心天球坐标系转至 RTN 坐标系的表达式为:

$$\begin{pmatrix} A_R \\ A_T \\ A_N \end{pmatrix} = RTN \begin{pmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{pmatrix} \quad (2.13)$$

### (3) 太阳系质心天球坐标系与地心天球坐标系转换

地心天球参考系的时间与坐标是  $t=TCB$  时间引数的函数, 其形式如下:

$$\begin{aligned} T = t - \frac{1}{c^2} [A(t) + v_E^i r_E^i] + \frac{1}{c^4} [B(t) + B^i(t) r_E^i + B^{ij}(t) r_E^i r_E^j + C(t, \mathbf{x})] + O(c^{-5}) \\ \left[ r_E^i + \frac{1}{c^2} \left( \frac{1}{2} v_E^i v_E^j r_E^j + w_{ext}(\mathbf{x}_E) r_E^i + r_E^i a_E^j r_E^j - \frac{1}{2} a_E^i r_E^2 \right) \right] + O(c^{-4}) \end{aligned} \quad (2.14)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_E &= \mathbf{x} - \mathbf{x}_E \\ \frac{d}{dt} A(t) &= \frac{1}{2} v_E^2 + w_{ext}(\mathbf{x}_E) \\ \frac{d}{dt} B(t) &= -\frac{1}{8} v_E^4 - \frac{3}{2} v_E^2 w_{ext}(\mathbf{x}_E) + 4 v_E^i w_{ext}^i(\mathbf{x}_E) + \frac{1}{2} w_{ext}^2(\mathbf{x}_E) \\ B^i(t) &= -\frac{1}{2} v_E^2 v_E^i + 4 w_{ext}^i(\mathbf{x}_E) - 3 v_E^i w_{ext}(\mathbf{x}_E) \\ B^{ij}(t) &= -v_E^i \delta_{aj} Q^a + 2 \frac{\partial}{\partial x^j} w_{ext}^i(\mathbf{x}_E) - v_E^i \frac{\partial}{\partial x^j} w_{ext}(\mathbf{x}_E) + \frac{1}{2} \delta^{ij} \dot{w}_{ext}(\mathbf{x}_E) \\ C(t, \mathbf{x}) &= -\frac{1}{10} r_E^2 (\dot{a}_E^i r_E^i) \end{aligned} \quad (2.15)$$

这里  $x_E^i, v_E^i, a_E^i$  为地球在太阳系质心坐标系下的位置、速度和加速度分量。

### (4) 地月质心会合坐标系与 J2000 地心天球坐标系转换

设  $\mathbf{r}_B$  和  $\mathbf{v}_B$  为第三体航天器在地月会合坐标系中的位置速度矢量;  $\mathbf{r}_E$  和  $\mathbf{v}_E$  为航天器在 J2000 地心天球坐标系中的位置速度矢量;  $\mathbf{r}_M$  和  $\mathbf{v}_M$  为月球在 J2000 地心天球坐标系下的位置速度矢量, 可以利用行星历表获得。地月质心会合坐标系

以地月共同质心为坐标原点，首先需要通过平移转移到以地心为坐标原点，成为地心会合坐标系，即：

$$\mathbf{r}_B = \mathbf{r}_B + (R \ 0 \ 0)^T \quad (2.16)$$

地心会合坐标系转为 J2000 地心天球坐标系的位置矢量转换矩阵为：

$$\mathbf{H} = [\mathbf{I} \ \mathbf{J} \ \mathbf{K}] \quad (2.17)$$

其中，

$$\begin{aligned} \mathbf{I} &= \frac{\mathbf{r}_M}{|\mathbf{r}_M|} \\ \mathbf{K} &= \frac{\mathbf{r}_M \times \mathbf{v}_M}{|\mathbf{r}_M \times \mathbf{v}_M|} \\ \mathbf{J} &= \mathbf{K} \times \mathbf{I} \end{aligned} \quad (2.18)$$

则地月质心会合坐标系到 J2000 地心天球坐标系的转换系为：

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_E &= \mathbf{H} \cdot \mathbf{r}_B \\ \mathbf{v}_E &= \mathbf{H} \cdot \mathbf{v}_B + \mathbf{H} \cdot (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_B) = \mathbf{H} \cdot \begin{bmatrix} \dot{X}_B - nY_B \\ \dot{Y}_B + nX_B \\ \dot{Z}_B \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.19)$$

J2000 地心天球坐标系到地月质心会合坐标系的转换关系为：

首先由 J2000 地心天球坐标系转移到地心会合坐标系，即：

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_B &= \mathbf{H}^T \cdot \mathbf{r}_E \\ \mathbf{v}_B &= \mathbf{H}^T \cdot \mathbf{v}_E - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_B = \mathbf{H}^T \cdot \mathbf{v}_E - \begin{bmatrix} -nY_B \\ nX_B \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.20)$$

然后通过平移将坐标原点转移到地月共同质心，即：

$$\mathbf{r}_B = \mathbf{r}_B - (R \ 0 \ 0)^T \quad (2.21)$$

## 2.4 近地小行星动力学模型

近地小行星围绕太阳运动的运动方程为:

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} \\ t_0 : \mathbf{r}_0 = \mathbf{r}(t_0), \mathbf{r}'_0 = \dot{\mathbf{r}}(t_0) \end{cases} \quad (2.22)$$

其中  $\mu = GM$  为中心天体太阳的引力常数, 取值为  $1.327178 \times 10^{20} m^3 / s^2$ ;  $\mathbf{r}$  和  $\dot{\mathbf{r}}$  分别为位置和速度矢量。

近地小行星在围绕太阳运动时, 除受到中心天体太阳的引力外, 还会受到其他摄动力影响, 导致轨道并不随时间稳定不变, 只有建立高精度的力学模型, 才能保证对目标小行星的长时间跟踪。太阳系近地小行星绕日运动的受力环境与地球卫星的受力环境不同, 不仅会受到中心天体太阳的引力, 还会受到太阳系内其他大行星的引力摄动 (刘林 等, 2019)。由于太阳辐射较小, 在近地小行星定轨过程中可以忽略不计 (马建波 等, 2000)。

在计算  $N$  体摄动时, 由于近地天体质量相对较小, 可以将其质量忽略, 为简化计算, 使各物理量的单位归一化, 长度单位、质量单位和时间单位分别设为:

$$\begin{cases} [L] = AU = 1.45997870700 \times 10^8 km \\ [M] = M_s \\ [T] = (AU^3 / GS)^{1/2} = 58^d.1324408672547 \end{cases} \quad (2.23)$$

于是, 目标天体轨道运动的受摄运动方程为:

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mathbf{r}}{r^3} - m'_i \sum_{i=1}^N \left( \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_i}{(r - r_i)^3} + \frac{\mathbf{r}'_i}{r_i'^3} \right) + \mathbf{A}_{PN} + \mathbf{A}_{\text{非}} \\ t_0 : \mathbf{r}_0 = \mathbf{r}(t_0), \mathbf{r}'_0 = \dot{\mathbf{r}}(t_0) \end{cases} \quad (2.24)$$

在此归一化无量纲单位系统中,  $\mu=1$ ,  $m'$  为各大行星的无量纲质量,  $\mathbf{r}'$  为日心距离, 记为:

$$m'_i = \frac{m_i}{M_s}, r'_i = \frac{r_i}{AU} (i=1, 2, \dots) \quad (2.25)$$

该式中的摄动项  $\mathbf{A}_{PN}$  是源于太阳引力的后牛顿效应产生的摄动加速度, 表达



形式如下:

$$\mathbf{A}_{PN} = \frac{\mu}{c^2 r^2} \left[ \left( \frac{4\mu}{r} - v^2 \right) \left( \frac{\mathbf{r}}{r} \right) + 4\dot{r}\mathbf{v} \left( \frac{\mathbf{r}}{r} \right) \right] \quad (2.26)$$

$$\mu = 1, v^2 = \dot{\mathbf{r}}^2, \dot{r} = \dot{\mathbf{r}} \cdot \left( \frac{\mathbf{r}}{r} \right) \quad (2.27)$$

摄动项  $\mathbf{A}_{\#}$  是源于行星非球形引力场产生的摄动加速度, 当目标天体进入影响球后考虑此摄动项。当目标小行星长时间绕地球运动时, 研究其轨道动力学演化时, 需要考虑地球和月球等天体的非球形引力场对其轨道的影响。以地球为例, 非球形引力场  $W(r, \theta, \lambda)$  在地心地固参考系下由一组 Stokes 系数  $(C_{lm}, S_{lm})$  来表示:

$$W(r, \theta, \lambda) = \frac{\mu_E}{r} \times \left[ \sum_{l=1}^{L_{\max}} \sum_{m=0}^l \left( \frac{R_E}{r} \right)^l P_l^m(\cos \theta) (C_{lm} \cos m\lambda + S_{lm} \sin m\lambda) \right] \quad (2.28)$$

其中  $\mu_E$  和  $R_E$  分别是地球质量与引力常数的乘积和平均地球半径,  $L_{\max}$  为该天体非球形引力场的截断阶数,  $(r, \theta, \lambda)$  为某场点 P 在地心地固坐标系下的球坐标,  $P_l^m(\cos \theta)$  是  $l$  阶  $m$  次的 Legendre 函数。点质量天体 B (主要天体) 在场点 P 受到的非球形引力场作用产生的加速度为 (在笛卡尔直角坐标系下):

$$\mathbf{a}_B^{fig,E} = - \frac{\partial W(r, \theta, \lambda)}{\partial(r, \theta, \lambda)} \frac{\partial(r, \theta, \lambda)}{\partial(X, Y, Z)} \quad (2.29)$$

其中上式右边第 2 个偏导数矩阵可通过球坐标  $(r, \theta, \lambda)$  和笛卡尔直角坐标  $(X, Y, Z)$  之间的转换关系式直接计算。与  $\mathbf{a}_B^{fig,E}$  相对应, 非球形天体因受到点质量天体 B 的反作用力而产生的反向加速度表示为:

$$\mathbf{a}_E^{fig,B} = - \frac{\mu_B}{\mu_E} \mathbf{a}_B^{fig,E} \quad (2.30)$$

除地球的非球形引力场外, 还考虑了月球的非球形引力场, 计算公式与上式计算类似 (田伟, 2021)。

## 2.5 本章小结

本章介绍了研究近地小行星跟踪定轨中所涉及到的时间、空间系统及相互转换关系，并建立了近地天体在日心惯性系下的动力学模型，在力学模型中考虑了  $N$  体摄动和后牛顿效应，给出了  $N$  体摄动和后牛顿效应的表达式，为后续章节中近地小行星的初轨确定、轨道改进提供了理论基础。当目标天体进入影响球后还应考虑行星非球形引力场摄动，主要考虑地球月球等非球形引力场引起的摄动。

## 第3章 近地小行星天基光学观测模型

### 3.1 引言

在天基光学跟踪观测近地小行星的过程中，目标小行星的可观测性会受到自然条件和观测设备两类约束条件的制约。与地基观测近地小行星和天基观测人造航天器和空间碎片的光学可见性不同，天基观测平台与地基观测台站运动轨道特性不同，并且相比于航天器和空间碎片，近地小行星距离较远，不易观测。

本节基于地基观测系统监测近地小行星和天基观测系统观测航天器、空间碎片（王秀红 等，2013；刘磊，2010；蓝朝楨，2009），从空间几何、太阳光干扰、观测视场以及极限视星等四方面约束条件对天基光学观测近地小行星进行可视性分析。

### 3.2 空间几何约束

空间几何约束是指由于观测平台与目标小行星存在相对运动，观测平台的观测视线在某些时刻会被地球、火星、月球等天体遮挡，导致无法观测到目标小行星或观测精度较差。不同天体遮挡约束原理相同，本节以地球遮挡约束为例介绍空间几何约束原理，观测平台与目标天体的观测几何示意图如图 3.1 所示：

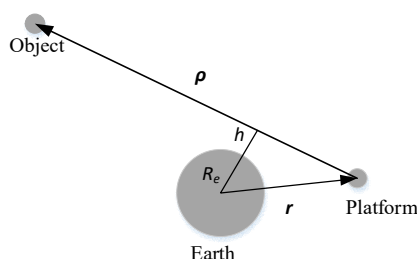


图 3.1 空间几何条件

Figure 3.1 Spatial geometry

观测平台和目标天体距离较远，可以将其看作质点。当观测平台的观测视线与地球相交时，视为观测视线被遮挡，本文选取视线相切为可观测临界，即目标天体的可视性条件为：

$$\arccos\left(-\frac{\boldsymbol{\rho}}{|\boldsymbol{\rho}|} \cdot \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|}\right) > \arcsin\left(\frac{R_e + h}{|\mathbf{r}|}\right) \quad (3.1)$$

式中  $\boldsymbol{\rho}$  为视线矢量； $\mathbf{r}$  为观测平台相对于地球的位置矢量； $R_e$  为地球半径。当观测平台的观测视线贴近地表时，大气层反射的强太阳光也会干扰观测，因此实际工程中，还会考虑到大气的影响， $h$  为大气层高度。

### 3.3 太阳光干扰约束

在天基平台观测近地小行星时，会受到太阳光、地球边缘辐射、极光等光源干扰，其中太阳光是最主要的干扰光源，本文仅对太阳光约束进行研究，其他光源约束忽略不计。

当平台卫星逆太阳光观测目标天体时，会因背景光过亮无法观测到目标。通常将目标—平台—太阳的夹角  $\theta_{\min}$  作为评定条件如图 3.2：

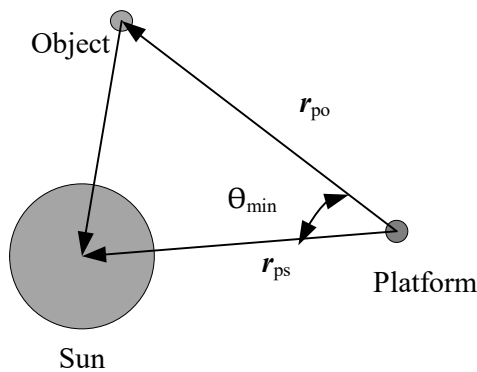


图 3.2 太阳光干扰约束

Figure 3.2 Sunlight disturbance constraint

$\theta_{\min}$  为设定的目标天体可视性条件，为接近实际工程中相机观测性能，本论

文研究中设定  $\theta_{\min}$  大于  $40^\circ$  时，视为目标天体可以被观测到，即

$$\theta_{\min} = \arccos \left( \frac{\mathbf{r}_{po} \cdot \mathbf{r}_{ps}}{|\mathbf{r}_{po}| |\mathbf{r}_{ps}|} \right) > 40^\circ \quad (3.2)$$

### 3.4 观测视场约束

近地小行星是否在观测设备视场内也是近地小行星能否被观测的判断条件，因此观测设备的自身条件也会约束平台对目标天体的观测，平台的观测视场决定了探测目标的可见性，视场越大，可见性越好。但观测视场受到观测平台和技术手段制约，不能过大。探测视场越大，探测数据精度就会越低。因此观测近地小行星需要分析观测视场的约束（李兴国，2016）<sup>18-19</sup>。

光学传感器的安装模式分为带转台安装和固定安装两种，当光学传感器为固定安装模型时，其观测范围只受自身的而观测视场限制，无需过多考虑天基平台的姿态控制。固定安装模式下，观测平台观测目标天体的示意图如图 3.3 所示：

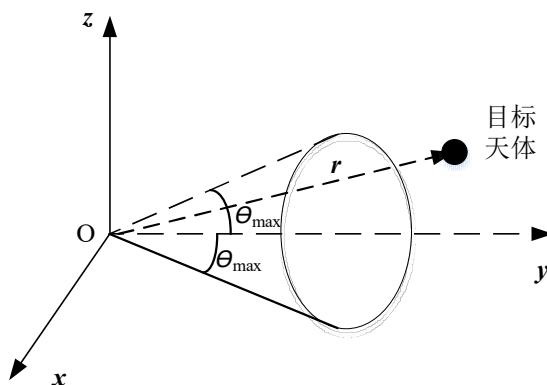


图 3.3 观测视场约束

Figure 3.3 Field of view constraints

定义相机设备的最大视场角为  $\theta_{\max}$ ， $\hat{\mathbf{R}}$  为观测设备的光轴指向在平台固坐标系的单位位置矢量， $\hat{\mathbf{r}}$  为目标天体相对观测平台的单位矢量，则近地小行星的可视性条件为：

$$\hat{\mathbf{R}} \cdot \hat{\mathbf{r}} > \cos \theta_{\max} \quad (3.3)$$

### 3.5 极限视星等约束

光学传感器通过目标天体反射的太阳光观测到目标。天基平台观测近地小行星时，由于没有消光，因此探测星等和探测视星等相等。观测设备对目标天体的可观测性受到设备可观测极限视星等大小的约束，光学望远镜口径越大，越易观测更暗的目标，但考虑实际工程的可操作性，望远镜口径不能过大。此外，目标天体的视星等还与相位角有关（李兴国，2016）<sup>19-20</sup>，如图 3.4 所示，即

$$m = H(\chi) + 2.5 \log_{10} \left( \frac{r_{os}^2 r_{po}^2}{f(\chi) AU^4} \right) \quad (3.4)$$

其中  $H(\chi)$  为目标小行星的绝对星等，相位角为：

$$\chi = \arccos \frac{r_{os}^2 + r_{po}^2 - r_{ps}^2}{2r_{os}r_{po}} \quad (3.5)$$

$f(\chi)$  为目标天体的相位积分，对于太阳系内近地小行星：

$$f(\chi) = \frac{2}{3} \left( \left( 1 - \frac{\chi}{\pi} \right) \cos \chi + \frac{1}{\pi} \sin \chi \right) \quad (3.6)$$

$f(\chi)$  与相位角呈正相关关系； $r_{os}$  为目标天体与太阳的距离， $r_{po}$  为目标小行星与平台卫星的距离， $r_{ps}$  为平台卫星与太阳的距离； $AU = 1.4957 \times 10^{11} \text{m}$ 。

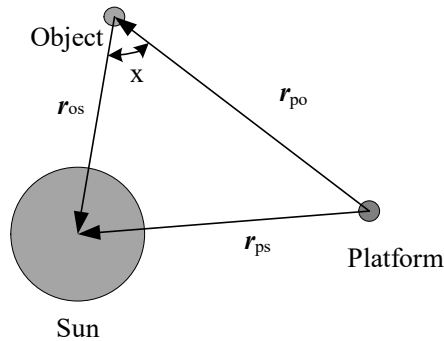


图 3.4 相位角示意图

Figure 3.4 Schematic diagram of phase angle

目标天体的可视性条件为：

$$m_{\max} > m_o \quad (3.7)$$

其中  $m_{\max}$  为光学观测设备可探测的极限视星等， $m_o$  为探测目标小行星的视星等。

### 3.6 本章小结

本章详细介绍了光学观测设备在观测目标小行星时，会受到空间几何、太阳光干扰、观测设备的观测视场和极限视星等的条件约束，在后续仿真观测数据时，需要对观测数据进行筛选，使仿真情况更加接近真实观测情况。

## 第4章 太阳系小行星初轨确定方法

### 4.1 引言

对于小行星而言，精确的轨道根数能够有效准确预测出小行星的撞击概率。因此为了有效开展小行星监测预警工作，首先要确定小行星的轨道。利用不同观测手段获得观测数据，通过建立数学模型，便可以获得 6 个轨道根数表示的小行星轨道，继而可以算出小行星在任意时刻的位置。MPC 收集并公布了各个台站的地基光学观测数据，对发现的小行星进行编号，通过计算处理，公布小行星的轨道信息；美国宇航局喷气推进实验室（Jet Propulsion Laboratory, JPL）公开提供了 Horizons 太阳系数据和历表服务，以及包括小行星在内的太阳系内天体的各种数据资源，如轨道根数、星历等（陈姗姗 等，2010）。

由于小行星为自然天体，缺少先验的轨道信息，需要先利用观测数据确定小行星初轨。初轨计算方法主要分为 Gauss 型和 Laplace 型两种。Gauss 方法是计算三次观测时刻相对应的位置速度得到历元时刻的轨道根数，Laplace 型方法是利用三次光学观测数据求得历元时刻的位置速度，进而求得对应的轨道根数。本文在广义 Laplace 方法的基础上（刘林，2000）<sup>66-69</sup>，基于光学测角数据开发了小行星初轨确定软件，利用 MPC 提供的实测数据验证了小行星初轨确定的正确性。并以此为基础，实现了小行星天基光学初轨确定软件。

### 4.2 小行星光学测量初轨确定方法

由于小行星为自然天体，缺少先验的轨道信息，对于新发现小行星，首先需要计算小行星的初轨。本文初轨计算采用的是基于光学测角数据的广义 Laplace 方法，提高初轨计算的精度，有利于提高轨道改进的收敛性和计算速度。



## 4.2.1 几何关系

对于小行星，在 J2000 日心天球坐标系下几何观测图如图 4.1 所示：

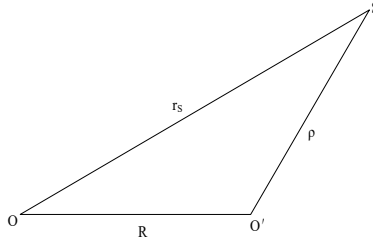


图 4.1 观测几何

Figure 4.1 Observation Geometry

图中 O 表示中心天体太阳，O' 表示观测平台，S 表示目标天体。相应的几何测量关系表达式为：

$$\mathbf{r}_s = \boldsymbol{\rho} + \mathbf{R} \quad (4.1)$$

其中  $\mathbf{r}_s$  为目标天体相对于日心的位置矢量， $\mathbf{S}$  为观测矢量， $\mathbf{R}$  为观测平台相对于日心的观测矢量。 $\boldsymbol{\rho}$  为观测平台对目标天体的观测矢量，在坐标系  $O-xyz$  中， $\bar{\boldsymbol{\rho}}$  可写成下列形式：

$$\bar{\boldsymbol{\rho}} = \rho \hat{\mathbf{L}}, \quad \hat{\mathbf{L}} = (\lambda, \mu, \nu)^T \quad (4.2)$$

符号“ $T$ ”为转置，直角坐标分量  $(\lambda, \mu, \nu)$  可由测角量  $(\alpha, \delta)$  或  $(A, h)$  经坐标系转换给出。对于光学观测手段，观测数据为测角量  $(\alpha, \delta)$ ，通常采样获得的  $(\alpha, \delta)$  与上述选取的坐标系  $O-xyz$  是对应的，因此有

$$\hat{\mathbf{L}} = \begin{pmatrix} \lambda \\ \mu \\ \nu \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \delta \cos \alpha \\ \cos \delta \sin \alpha \\ \sin \delta \end{pmatrix} \quad (4.3)$$

对于地基观测平台的位置矢量还需考虑

$$\mathbf{R} = \mathbf{r}_E + \mathbf{E} \quad (4.4)$$

$r_e$  为观测平台相对于地心的位置矢量， $E$  为地心相对于日心的位置矢量。

#### 4.2.2 动力关系

在 J2000 日心天球坐标系中，近地小行星相对于太阳的运动方程为：

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{F}_e(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, t; \varepsilon) \\ t_0: \mathbf{r}_0 = \mathbf{r}(t_0), \dot{\mathbf{r}}_0 = \dot{\mathbf{r}}(t_0) \end{cases} \quad (4.5)$$

其中， $\mu = GM$  为中心天体的引力常数， $\mathbf{F}_e$  为摄动力。

#### 4.2.3 初轨计算流程

测量采样的基本特征是短弧，具体地说即弧段  $s = n \Delta t < 1$ ，短弧初轨确定中“短弧”的特定含义由此而来。在此前提下，将时间间隔  $\Delta t = t - t_0$  的幂级数解作为动力学条件，其在短弧意义下包含了轨道的全部信息，以此建立初轨确定的基本方程，转为通过求解一个简单的线性代数方程组获得所需要的结果  $t_0: \vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0$ 。

目标天体运动方程的幂级数解为：

$$\vec{r}(t) = F^*(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\vec{r}_0 + G^*(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\dot{\vec{r}}_0 \quad (4.6)$$

其中  $F^*$  和  $G^*$  由  $\Delta t$  的幂级数表达， $F^*, G^*$  的  $x, y$  分量相同，具体表达式见（刘林等，2009）。以此解代入测量几何关系即得

$$\hat{L} \times (F^* \vec{r}_0 + G^* \dot{\vec{r}}_0) = \hat{L} \times \vec{R} \quad (4.7)$$

这就是定轨的基本方程，按分量书写形式为：

$$\begin{cases} (Fv)x_0 - (F_z\lambda)z_0 + (Gv)\dot{x}_0 - (G_z\lambda)\dot{z}_0 = (vX_e - \lambda Z_e) \\ (Fv)y_0 - (F_z\mu)z_0 + (Gv)\dot{y}_0 - (G_z\mu)\dot{z}_0 = (vY_e - \mu Z_e) \\ (F\mu)x_0 - (F\lambda)y_0 + (G\mu)\dot{x}_0 - (G\lambda)\dot{y}_0 = (\mu X_e - \lambda Y_e) \end{cases} \quad (4.8)$$

对于一次测角采样资料，式（4.8）对应的三个方程只有两个是独立的，至少需要三次采样才能定轨，给出定轨历元  $t_0$  时刻的  $\vec{r}_0(x_0, y_0, z_0)$  和  $\dot{\vec{r}}_0(\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 。

由于  $F, G, F_z, G_z$  均是  $\bar{r}_0, \dot{\bar{r}}_0$  的函数，因此可以通过迭代方法获得满足定轨精度的  $\bar{r}_0, \dot{\bar{r}}_0$ ，其中迭代初值选为：

$$F^{(0)} = 1, \quad G^{(0)} = \tau, \quad F_z^{(0)} = F^{(0)}, \quad G_z^{(0)} = G^{(0)} \quad (4.9)$$

对于测角资料，尽管只要三次采样就可定轨，但通常都是尽量利用多资料定轨。综合上述描述，基于光学测角资料的定初轨流程图如下：

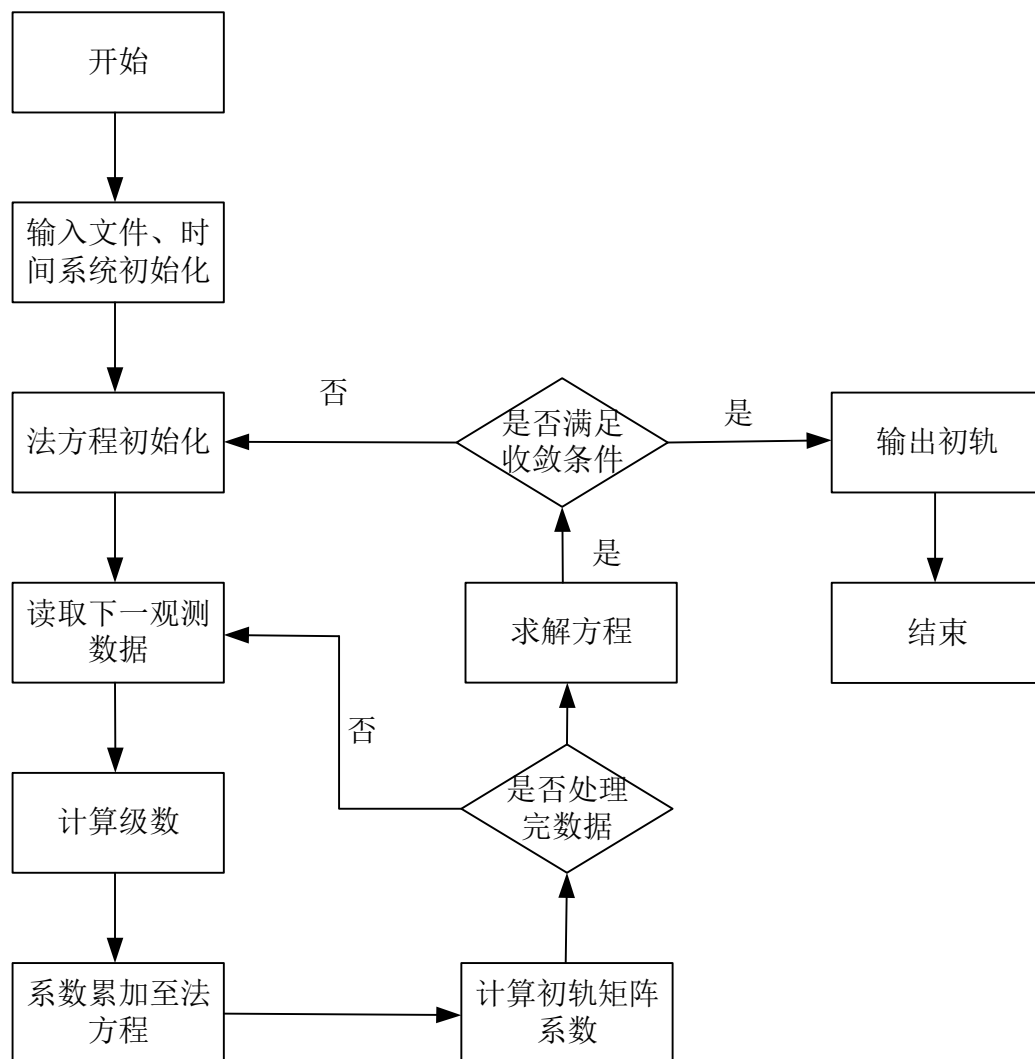


图 4.2 初轨确定流程图

Figure 4.2 Initial orbit determination flow chart

### 4.3 MPC 小行星实测数据初轨确定

本文为验证上述基于光学观测数据设计的小行星初轨确定软件的正确性, 利用 MPC 提供的编号为 H21 的地基台站对小行星的光学观测数据, 选取小行星库内已编目的三颗近地小行星进行初轨计算, 将计算结果与 MPC、JPL 公布的小行星的轨道信息进行比较分析, 完成初轨计算程序的验证。

台站 H21 在地固系下的坐标如表 4.1:

表 4.1 地面台站坐标

Table 4.1 Station coordinate

	纬度/ $^{\circ}$	经度/ $^{\circ}$	高度/m
台站 H21	39.294	272.032	212.000

地基光学观测近地小行星初轨确定, 需先将地面台站坐标进行坐标系转换, 从地固系转至太阳系质心天球坐标系。

小行星 1862 Apollo (01862) 在 1932 年 4 月 24 日由 K. Reinmuth 在海森堡发现, 是一颗轨道类型为 Apollo 型的潜在危险小行星, 也是首次发现穿过地球的小行星。利用 4.2.3 节介绍的初轨计算流程, 选取 MPC 提供的 2021 年 1 月 19 日至 2021 年 4 月 4 日台站 H21 的光学观测数据, 对小行星 01862 进行了初轨确定, 得到了初始历元 2021-02-05 20:31:43.10 时刻的日心黄道坐标系的轨道根数。计算结果和 MPC、JPL 提供不同初始历元下提供的轨道根数比较见表 4.2。

表 4.2 小行星 01862 初轨计算结果与 MPC、JPL 提供的轨道根数比较

Table 4.2 The initial orbit results of 01862 and the orbital elements provided by MPC and

JPL

结果	Epoch	$a/AU$	$e$	$i/^{\circ}$	$\Omega/^{\circ}$	$\omega/^{\circ}$	$M/^{\circ}$
初轨 计算	2021-02-05T20:31:43.10	1.473	0.566	6.401	35.291	286.223	228.164
MPC	2022-01-21T00:00:00.00	1.471	0.560	6.353	35.569	286.039	60.202
JPL	2015-11-15T00:00:00.00	1.470	0.560	6.354	35.643	285.964	251.212

初轨计算结果与 MPC、JPL 分别提供的初轨的半长轴  $a$ 、偏心率  $e$ 、轨道倾

角  $i$ 、升交点赤经  $\Omega$  和近日点幅角  $\omega$  的差值为：

表 4.3 小行星 01862 初轨结果统计

Table 4.3 Initial orbit results of asteroids 01862

结果	$\Delta a/\text{AU}$	$\Delta e$	$\Delta i/^\circ$	$\Delta \Omega/^\circ$	$\Delta \omega/^\circ$
MPC	0.002	0.006	0.048	0.278	0.184
JPL	0.003	0.006	0.047	0.433	0.259

由表 4.3 可以看出，小行星初轨计算得到的小行星轨道根数与 MPC 和 JPL 官方公布的轨道根数无显著差异，半长轴、偏心率和轨道倾角初轨计算精度要好于升交点赤经、近日点幅角的精度，主要原因是仅用光学观测数据对升交点赤经、近日点幅角的约束较弱。平近点角  $M$  与时间是线性关系的，根据公式 4.10，将平近点角归算到同一历元下，定初轨软件的计算结果与 MPC 和 JPL 提供的值精度相当。

$$M = M_0 + n(t - t_0) \quad (4.10)$$

采用相同初轨计算方法，确定另外两颗潜在危险小行星 1951 RA (01620) 和 1996 HW1 (08567) 的初轨。

小行星 1951 RA (01620) 在 1951 年 9 月 14 日由 A.G.Wilson 和 R.Minkowski 在帕洛玛发现，轨道周期为 1.39 年。该小行星直径大于 150 米，其轨道与地球轨道交叉，与地球的最近轨道交汇距离小于 0.05AU，是阿波罗小行星群成员。计算小行星 01620 初轨时，选取的是 2015 年 9 月 2 日至 2015 年 10 月 29 日的观测数据，初始历元选为 2015-09-02 09:07:30.64。

小行星 1996 HW1 (08567) 是 1996 年 4 月 23 日太空监测计划中的基特峰天文台所发现的一颗轨道类型为 Amor 型的近地小行星，绕日轨道周期为 2.93 年，此小行星距离地球和太阳均较远。计算小行星 08567 初轨时，选取的是 2014

年11月9日至2014年12月13日的观测数据,初始历元选为2014-11-09 9:07:30.64。

上述两颗小行星的初轨计算结果和 MPC、JPL 提供的轨道根数分别见表 4.4、表 4.6:

表 4.4 小行星 01620 初轨计算结果与 MPC、JPL 提供的轨道根数比较

Table 4.4 The initial orbit results of 01620 and the orbital elements provided by MPC and JPL

结果	Epoch	$a/AU$	$e$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\omega/^\circ$	$M/^\circ$
初轨 计算	2015-09-02T09:07:30.64	1.220	0.334	13.038	336.141	275.150	89.446
MPC	2021-07-05T00:00:00.00	1.246	0.335	13.338	337.185	276.952	158.699
JPL	2014-04-07T00:00:00.00	1.246	0.335	13.335	337.258	276.806	104.715

表 4.5 小行星 01620 初轨结果统计

Table 4.5 Initial orbit results of asteroids 01620

结果	$\Delta a/AU$	$\Delta e$	$\Delta i/^\circ$	$\Delta \Omega/^\circ$	$\Delta \omega/^\circ$
MPC	0.026	0.001	0.300	1.044	1.802
JPL	0.026	0.001	0.297	1.117	1.656

表 4.6 小行星 08567 初轨计算结果与 MPC、JPL 提供的轨道根数比较

Table 4.6 The initial orbit results of 08567 and the orbital elements provided by MPC and JPL

结果	Epoch	$a/AU$	$e$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\omega/^\circ$	$M/^\circ$
初轨 计算	2014-11-09T09:07:30.64	2.044	0.448	8.441	177.170	176.970	37.169
MPC	2020-12-17T00:00:00.00	2.046	0.449	8.450	177.106	177.256	67.911
JPL	2014-04-07T00:00:00.00	2.046	0.449	8.437	177.171	177.063	324.140

表 4.7 小行星 08567 初轨结果统计

Table 4.7 Initial orbit results of asteroids 08567

结果	$\Delta a/\text{AU}$	$\Delta e$	$\Delta i/^\circ$	$\Delta \Omega/^\circ$	$\Delta \omega/^\circ$
MPC	0.027	0.001	0.031	1.219	2.599
JPL	0.027	0.001	0.031	1.251	2.509

由表 4.5 和表 4.7 可知,两颗潜在危险小行星初轨计算结果同 MPC 和 JPL 提供的值相比,轨道根数无明显差异,初轨精度满足后续轨道改进要求。

根据上述三颗小行星的初轨计算结果分析,说明了本文设计的基于广义 Laplace 方法计算近地小行星初轨软件的正确性,可应用于新发现小行星的初轨确定。但与 MPC、JPL 提供的轨道根数相比,初轨计算的结果精度较差,需要进行轨道改进,获得精确轨道。初轨结果只是为轨道改进提供初值,本文初轨计算满足后续轨道改进的需求。

#### 4.4 天基平台小行星初轨确定

虽然目前地基光学观测系统方法成熟、建设成本较低，但是其在近太阳方向存在监测盲区，即使提高监测能力，扩大覆盖范围，也很难提前发现和预警。此外地基监测设备还受到地域限制，由于地基监测系统分布不均，西半球、北半球设备多，而东半球、南半球设备少，导致从南半球飞来的小行星容易遗漏。与地基光学监测系统相比，天基光学监测系统监测范围广、观测精度高，满足对目标连续跟踪监视的需求，可用来弥补地基观测设备的不足。

天基光学定初轨与地基光学定初轨均采用广义 Laplace 方法，但也存在一些差异。与地面固定台站相比，天基平台时刻在运动，因此在进行目标初轨确定之前，需要先进行平台轨道计算。本文提出了对平台初始轨道积分，利用切比雪夫插值方法计算相应轨道历元的平台轨道的计算方法。

以 4.3 节提及的近地小行星 08567 初轨计算为例，分析天基光学初轨计算精度。选择低轨、中轨、高轨三种观测平台进行观测，观测平台和目标天体在初始历元 2014 年 11 月 9 日 09:07:30.64 的轨道参数分别见表 4.8 和 4.9，观测平台的轨道参数是在 J2000 地心天球坐标系下给出的，目标天体的轨道参数是在日心黄道坐标系下给出的。在测角精度 2 角秒、采样时间间隔 10 分钟的仿真条件下，根据第 3 章介绍的可视性分析仿真出平台观测近地小行星的观测数据，将仿真得到的目标天体轨道作为参考轨道。基于天基光学初轨确定方法，利用仿真观测数据，计算目标天体的初轨。

表 4.8 平台卫星初始时刻轨道参数

Table 4.8 The orbit parameters of the platform satellites at the initial moment

平台	$a/\text{km}$	$e_x \cdot 10^{-8}$	$e_y \cdot 10^{-8}$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\lambda/^\circ$	备注
LEO	6878.137	3.050	0.731	97.470	48.268	359.946	晨昏 轨道
MEO	26578.135	-7.083	3.136	45.000	359.892	359.883	
GEO	42166.250	20.596	16.008	0.083	88.190	356.960	



表 4.9 目标天体初始时刻仿真轨道参数

Table 4.9 The simulated orbital parameters of the target at the initial moment

目标 天体	$X/\text{km}$	$Y/\text{km}$	$Z/\text{km}$	$V_x/$ (km/s)	$V_y/$ (km/s)	$V_z/$ (km/s)
仿真 初轨	43090236.257	229171326.579	-34282493.111	-24.850	14.518	-1.992

目标 天体	$a/\text{AU}$	$e$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\omega/^\circ$	$M/^\circ$
仿真 初轨	2.044	0.448	8.441	177.170	176.971	37.169

表 4.10 比较了低中高轨平台卫星跟踪观测目标天体初始轨道计算，定轨弧长选为 0.5 个月、1.0 个月、1.5 个月时初轨计算结果与仿真参考轨道的偏差。

表 4.10 初轨结果统计

Table 4.10 Initial orbit determination results statistics

观测平 台	定轨弧 长	$\Delta a/\text{AU}$	$\Delta e$	$\Delta i/^\circ$	$\Delta \Omega/^\circ$	$\Delta \omega/^\circ$	$\Delta M/^\circ$
LEO	0.5 个月	0.017	0.004	0.018	0.024	0.182	-0.597
	1.0 个月	0.002	0.001	-0.001	0.034	0.083	-0.162
	1.5 个月	0.006	0.001	-0.008	0.044	0.258	-0.359
MEO	0.5 个月	0.020	0.004	0.020	0.255	0.206	-0.677
	1.0 个月	0.003	0.001	-0.001	0.036	0.084	-0.166
	1.5 个月	0.006	0.001	-0.008	0.044	0.258	-0.359
GEO	0.5 个月	0.019	0.004	0.020	0.252	0.204	-0.668
	1.0 个月	0.003	0.001	-0.001	0.035	0.083	-0.164
	1.5 个月	0.006	0.001	-0.008	0.044	0.258	-0.359

由表 4.10 可以看出，定轨弧长会影响初轨确定精度。对于选择的目标近地

小行星而言，在测角精度 2 角秒，采样时间间隔 10 分钟的仿真条件下，定轨弧长选为 1 个月，初轨确定结果最优，与仿真参考轨道最接近，半长轴差值在 0.003AU 左右，满足后续精密定轨的要求。对于以地球为中心的天基观测平台，不同平台对目标天体的定初轨精度大致相同，但 LEO 平台的要稍好于 MEO 和 GEO 平台，主要原因是观测平台轨道越低，运行速度越快，与目标天体相对速度也就越大，有利于构成较好的观测几何。除了定轨弧长外，还分析了观测精度对定初轨精度的影响。

仿真条件设为测角精度由 0.5 角秒到 4 角秒，间隔为 0.5 角秒，其他条件不变，对近地小行星进行初轨计算，结果如图 4.3 所示：

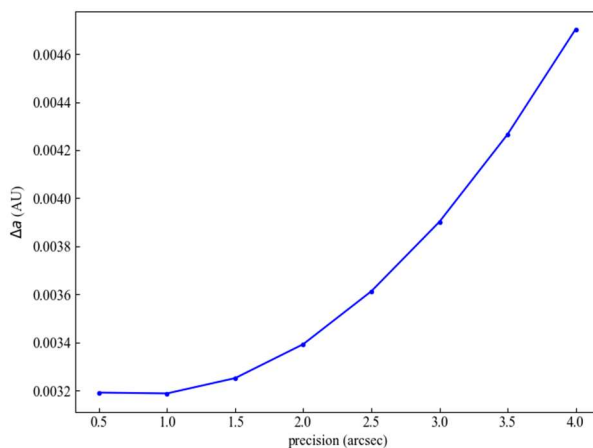


图 4.3 测角精度对初轨精度影响

Figure 4.3 Influence of observation accuracy on initial orbit accuracy

由图 4.3 可以看出，目标天体的初轨确定精度随观测精度降低而降低，说明观测平台的观测误差会影响初轨计算的精度，可以通过提高观测平台的观测精度提高初轨计算精度。

#### 4.5 本章小结

本章基于测角型广义 Laplace 方法设计了近地小行星初轨计算软件，利用 MPC 提供的地基实测数据，实现了近地小行星地基光学初轨计算，将计算结果与 MPC 和 JPL 提供的轨道进行比较，验证了近地小行星光学定初轨软件的正确性。在地基定初轨的基础上，完成了天基光学定初轨计算，在低中高三种轨道平台观测下进行仿真，分析了观测精度和定轨弧长对初轨确定精度的影响。

## 第5章 天基平台小行星轨道确定

### 5.1 引言

对于新发现小行星，初轨确定可以作为目标的初始状态，预报下一时刻目标天体所在位置，但初轨计算获得的近地小行星的轨道精度一般较差，还需要利用大量观测数据，构建精确的力学模型以及高效的参数方法，进一步完成轨道改进，得到更加精确的轨道。本章利用统计定轨方法，从天基单平台和 LEO 平台多星组网两方面跟踪定轨近地小行星，分析不同仿真场景下的定轨精度。

### 5.2 近地小行星轨道改进方法

近地小行星在围绕太阳运动时除了会受到中心天体太阳的引力外，还受到其它力的作用。这些力大致分为保守力和非保守力两类。保守力不会引起系统能量损耗，主要包括中心天体引力、地月等大天体对近地小行星的引力等。非保守力会导致系统能量损耗，主要包括太阳光压等。

近地小行星围绕太阳运动的运动学方程为：

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{F}_\varepsilon \\ t_0 : \mathbf{r}_0 = \mathbf{r}(t_0), \mathbf{r}_0 = \dot{\mathbf{r}}(t_0) \end{cases} \quad (5.1)$$

其中  $\mu = GM$  为中心天体太阳的引力常数，取值为  $1.327178 \times 10^{20} m^3 / s^2$ ； $\mathbf{r}$  和  $\dot{\mathbf{r}}$  分别为位置和速度矢量。 $\mathbf{F}_\varepsilon$  为其他各种摄动力。对于近地小行星，本文考虑了 N 体摄动和广义相对论效应，2.4 节列举了这两种摄动产生的摄动加速度的表达式，当目标天体进入影响球后还应考虑行星非球型引力。

本文基于动力学定轨方法，对近地小行星进行轨道改进。在轨道改进中，将目标天体的待求轨道参数称为状态量  $\mathbf{X}$ ，满足以下状态微分方程：

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}(\mathbf{X}, t) \\ t_0 : \mathbf{X}|_{t_0} = \mathbf{X}_0 \end{cases} \quad (5.2)$$

观测台站的观测数据记为观测量  $\mathbf{Y}_i$ ，（本文仅考虑光学测角数据即赤经、赤

纬) 满足的观测方程为:

$$\mathbf{Y}_i = \mathbf{G}(\mathbf{X}_i, t_i) + \boldsymbol{\varepsilon}_i \quad (5.3)$$

式中  $\mathbf{Y}_i$  是观测值,  $\mathbf{G}$  是相应观测量的理论值,  $\boldsymbol{\varepsilon}_i$  是测量误差。

状态方程和观测方程均为非线性化方程, 线性化处理后得到轨道改进的基本方程 (刘林, 2000) <sup>414-446</sup>:

$$\begin{cases} \mathbf{y} = \mathbf{H}\Delta\mathbf{X} + \boldsymbol{\varepsilon} \\ \mathbf{H} = \left( \left( \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}} \right) \left( \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0} \right) \right)_{\mathbf{X}=\mathbf{X}^*} \\ \Delta\mathbf{X} = \mathbf{X}_0 - \mathbf{X}_0^* \end{cases} \quad (5.4)$$

式中  $\mathbf{y}$  为残差, 是观测值与理论值之差;  $\Delta\mathbf{X}$  是待估状态量的改正值;  $\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0}$  为状态转移矩阵, 是目标当前状态向量对初始状态向量的偏导数, 通常用  $\boldsymbol{\Phi}(t, t_0)$  表示。

目标天体轨道改进就是给出一个精度较差的初始值  $\mathbf{X}_0^*$ , 利用大量采样数据  $\mathbf{Y}_i$ , 通过最小二乘批处理的方法, 解算轨道改进的基本方程, 得到待估状态量改正值  $\Delta\mathbf{X}$ , 进而得到改进后的待估状态量  $\mathbf{X} = \mathbf{X}_0^* + \Delta\mathbf{X}$  的过程。通过迭代计算, 重复计算过程, 直到获得满足精度的待估状态量。

对于近地小行星采用的策略如表 5.1 所示:

表 5.1 定轨策略

Table 5.1 Strategy for the orbit determination

项目	策略
坐标系	太阳系质心天球坐标系
N 体摄动	JPL 行星历表 DE405
广义相对论	参数化后牛顿改正
行星非球型引力	进入影响球后考虑

续表

项目	策略
参数估计	QR 分解计算最小二乘批处理定轨
野值处理	3 $\sigma$ 规则剔除
积分器	KSG 积分器

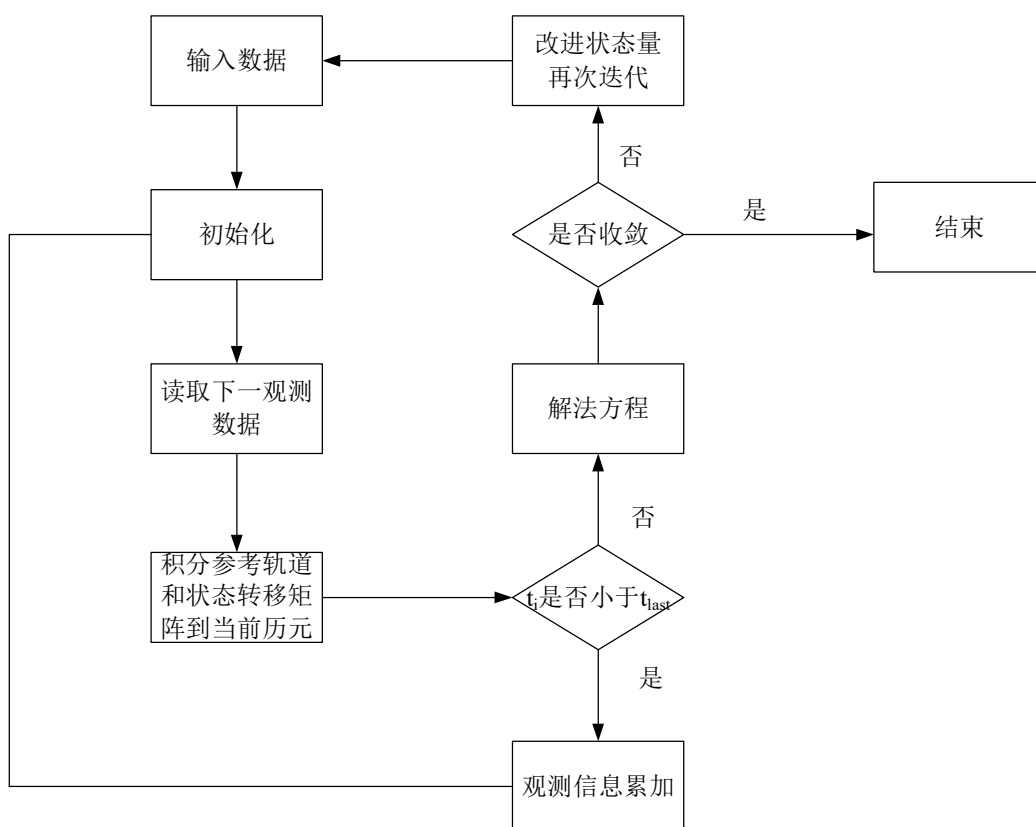


图 5.1 近地小行星轨道改进流程图

Figure 5.1 Precision orbit determination flow chart

### 5.3 天基单平台跟踪观测近地小行星轨道改进

为探究影响天基单平台跟踪定轨近地小行星的定轨精度的原因,天基平台选取了位于晨昏轨道高度为 500 km 的低轨卫星,目标天体选择 4.3 节介绍的 Apollo 型潜在危险小行星 01620。观测平台和目标天体的轨道历元选为 2011 年 7 月 28 日 00:00:00。初始时刻观测平台在地心惯性系下的轨道参数为:

表 5.2 平台卫星轨道初始轨道参数信息

**Table 5.2** The initial orbital parameters of the platform satellites

$a/\text{km}$	$e_x \cdot 10^{-8}$	$e_y \cdot 10^{-8}$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\lambda/^\circ$
6878.137	-3.091	2.049	44.946	305.203	359.945

JPL 提供了近地小行星 01620 在初始轨道历元时刻日心黄道惯性系下的轨道参数:

表 5.3 小行星 01620 初始轨道参数

**Table 5.3** The initial orbital parameters of the asteroids 01620

目标 天体	$a/\text{AU}$	$e$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\omega/^\circ$	$M/^\circ$
仿真 初轨	1.246	0.335	13.337	337.258	276.806	104.715

### 5.3.1 测角精度对定轨精度的影响

仿真条件设为采样时间间隔为 1 min, 测角精度分别设为 0.5" 和 1", 观测弧段为 2011 年 7 月 28 日 00: 00: 00 至 2011 年 9 月 28 日 00: 00: 00, 考虑第 3 章提到的目标天体的可视性进行仿真, 得到观测数据。基于仿真得到的观测数据, 考虑水星、金星、地球等大行星的引力摄动和后牛顿效应, 利用 5.2 节提到的轨道改进方法分别进行轨道改进, 得到测角精度为 0.5" (上) 和 1" (下) 的定轨精度分别为:

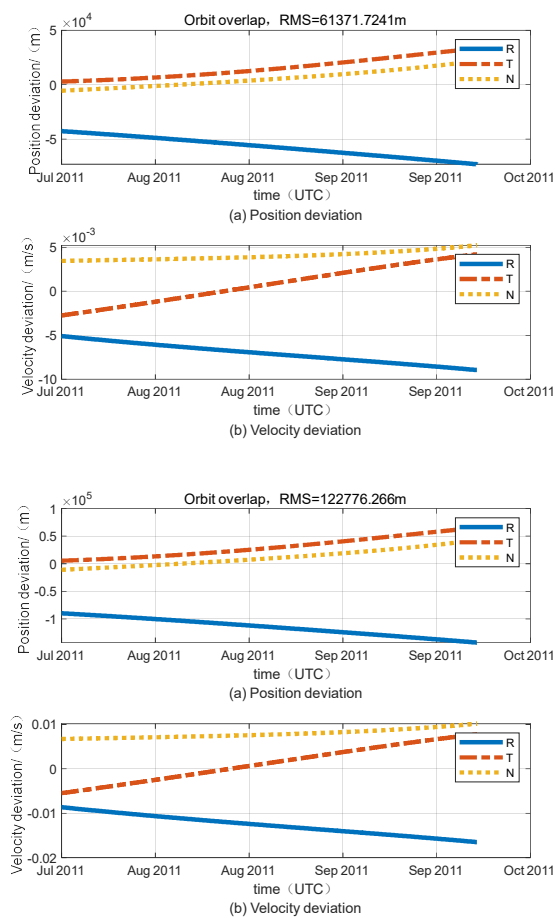
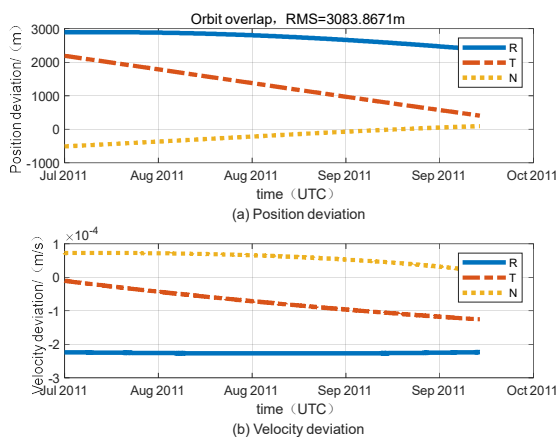


图 5.2 单天基平台对小行星 01620 定轨 2 个月定轨结果

Figure 5.2 The orbit determination result for 01620 by single space-based platform

其他条件不变，定轨弧长改为 1 年，测角精度为  $0.5''$ （上）和  $1''$ （下）的定轨精度分别为：



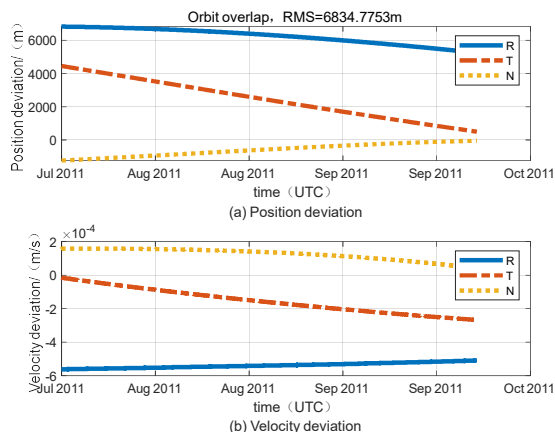


图 5.3 单天基平台对小行星 01620 定轨 1 年定轨结果

Figure 5.3 The orbit determination result for 01620 by single space-based platform

表 5.4 定轨结果统计

Table 5.4 POD results statistics

定轨弧长	测角精度/"	定轨精度/km
2 个月	0.5	61.371
	1.0	122.776
1 年	0.5	3.084
	1.0	6.835

从图 5.1~5.4 和表 5.4 可以看出，相同观测弧段下，提高测角精度，可以有效提高目标天体的定轨精度，但观测弧段增长后，测角精度对定轨精度的影响不再显著。

### 5.3.2 采样时间间隔对定轨精度的影响

为验证观测平台的采样时间间隔对定轨精度是否有影响，利用上述提到的太阳同步轨道卫星平台对目标近地小行星 01620 进行了仿真跟踪定轨。仿真条件设为测角精度为  $0.5''$ ，未考虑平台的轨道误差，采样时间间隔分别取 5 min 和 10 min。基于平台对目标天体的可视性条件，进行仿真得到观测数据，通过仿真观测数据，对目标天体进行跟踪定轨。

天基平台跟踪定轨 2 个月，不同采样时间间隔定轨结果如下图所示：



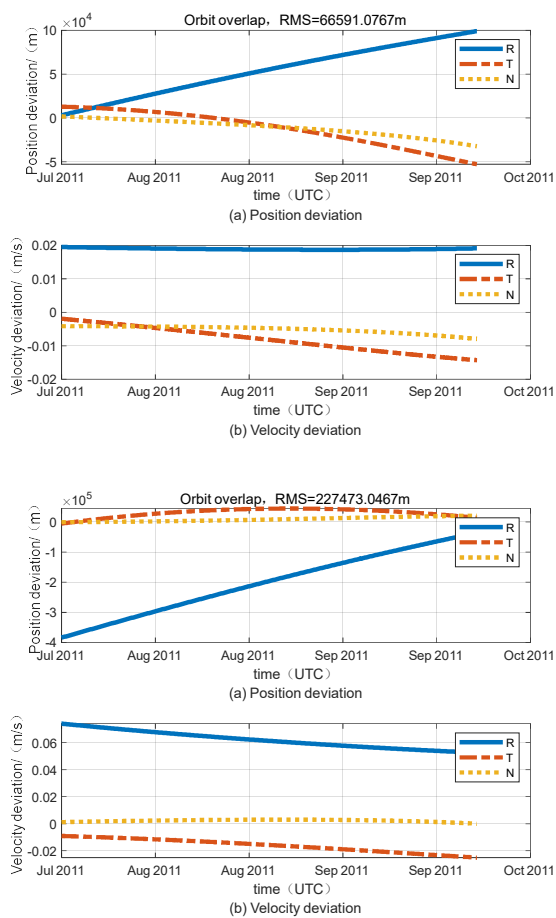
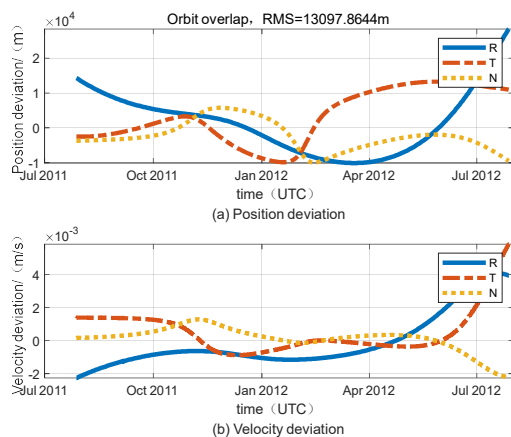


图 5.4 单天基平台对小行星 01620 定轨 2 个月定轨结果

Figure 5.4 The orbit determination result for 01620 by single space-based platform

天基平台跟踪定轨 1 年，采样时间间隔为 5 min（上）和 10 min（下），定轨结果如图所示：



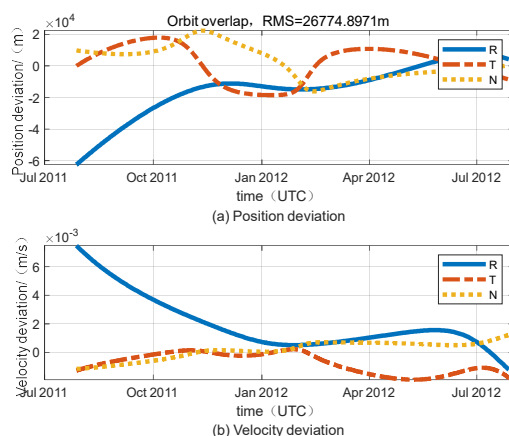


图 5.5 单天基平台对小行星 01620 定轨 1 年定轨结果

Figure 5.5 The orbit determination result for 01620 by single space-based platform

表 5.5 不同采样时间间隔下定轨结果统计

Table 5.5 POD results statistics with different observation time intervals

定轨弧长	采样时间间隔/min	定轨精度/km
2 个月	5	66.591
	10	227.473
1 年	5	13.098
	10	26.779

从图 5.6~5.9 和表 5.5 可以看出，采样时间间隔会影响定轨精度。短期观测过程中，采样时间间隔缩短，相同观测时间内获得的观测数据越多，观测信息越快接近饱和，但随着观测时间增长，观测数据量增加，采样时间间隔长短对定轨精度的影响并不显著。近地小行星轨道演化复杂，采样时间间隔过长，可能会导致预报轨道与真实轨道存在较大偏差，影响后续继续跟踪到目标天体，因此缩短时间间隔可以有效提高定轨精度。

### 5.3.3 观测几何对定轨精度影响

为验证观测几何对近地天体定轨精度的影响，选择利用同一天基平台跟踪定轨不同轨道类型的近地小行星，分析不同目标天体的定轨精度。

选择 Amor 型近地小行星 08567、Apollo 型近地小行星 01620、Atria 型近地小行星 2013 JX28 以及 Aten 型近地小行星 66146 作为目标天体，表 5.6 为 JPL

提供的每颗小行星在日心黄道坐标系下的初始轨道参数。

表 5.6 近地小行星初始轨道根数

Table 5.6 Initial orbit parameters of the target asteroids

近地 小行星	轨道 类型	轨道历元	a/AU	e	i/°	$\Omega$ /°	$\omega$ /°	M/°
08567	Amor	2014-04-07T00:00:00.00	2.046	0.449	8.437	177.171	177.063	324.180
01620	Apollo	2011-07-28T00:00:00.00	1.246	0.335	13.337	337.258	276.806	104.715
2013 JX28	Atira	2013-12-08T00:00:00.00	0.601	0.564	10.767	39.992	354.848	257.287
66146	Aten	2014-04-15T00:00:00.00	0.787	0.484	5.413	102.209	84.674	215.513

选择 500 km 的晨昏轨道卫星作为天基平台，由于 JPL 提供的近地小行星的初始轨道历元不同，因此表 5.7 列举了天基平台针对 08567、01620、2013 JX28、66146 四颗近地小行星不同初始轨道历元时刻的 J2000 地心天球坐标系轨道参数：

表 5.7 平台初始轨道参数

Table 5.7 Initial orbit parameters of platform satellites

轨道历元	a/km	e	i/°	$\Omega$ /°	$\omega$ /°	M/°
2014-04-07T00:00:00.00	6878.137	0.000	97.383	195.017	156.078	203.999
2011-07-28T00:00:00.00	6878.137	0.000	97.352	305.159	8.967	350.994
2013-12-08T00:00:00.00	6878.137	0.000	97.484	76.732	280.166	79.818
2014-04-15T00:00:00.00	6878.137	0.000	97.973	202.901	19.940	340.134

仿真条件设为测角精度 0.5'' 采样时间间隔 10 min，跟踪观测 2 个月。将平台轨道外推，通过第 3 章介绍的可观测条件筛选数据，进行轨道改进，四个目标天体的定轨精度见表 5.8：

表 5.8 不同目标天体定轨精度

**Table 5.8** Orbit determination accuracy of different target

近地小行星	轨道类型	定轨精度/km
08567	Amor	62.682
01620	Apollo	227.473
2013 JX28	Atira	17.921
66146	Aten	224.320

表 5.8 表明同一观测平台观测不同轨道类型的近地小行星定轨精度不同。对于晨昏轨道卫星平台跟踪定轨近地小行星，Atira 型近地小行星 2013 JX28 定轨精度最高为 17.921 km，Apollo 型小行星 01620 和 Aten 型小行星 66146 定轨精度最差，大约为 200 多公里。四个目标天体定轨精度不同的原因，一方面每颗小行星运行速度不同，相同观测时间内获得的观测数据量不同；另一方面，四颗小行星轨道高度不同，与天基平台构成的观测几何不同，导致定轨精度不同。

#### 5.4 LEO 平台多星组网测量近地小行星定轨

本节选取了位于 500 km 高度的晨昏轨道卫星天基平台，设置了 2 颗、4 颗和 6 颗卫星组成 LEO 平台多星组网跟踪监测近地小行星，每组多星组网中卫星都均匀部署在轨道面上，平台相机垂直于轨道平面放置。本节选取 5.3.3 提及的四颗不同轨道类型的近地小行星作为目标天体，分析 LEO 平台多星组网对不同轨道类型的近地小行星的跟踪定轨情况。

将 2 颗、4 颗、6 颗低轨卫星组网平台按真近点角分别均匀部署在晨昏轨道上。以六星组网为例，从  $0^\circ$  开始，真近点角每隔  $60^\circ$  设置一个卫星平台。表 5.9 列举了近地小行星 08567 在轨道历元 2014 年 4 月 7 日 00:00:00 时刻的初始轨道参数，观测平台在 J2000 地心天球坐标系下的初始轨道参数见表 5.9:

表 5.9 多星组网平台初始轨道参数

Table 5.9 Initial orbit parameters of the target satellites

轨道	观测平台	$a/\text{km}$	$e$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\omega/^\circ$	$M/^\circ$
	LEO1					156.078	203.999
	LEO2					258.763	161.315
	LEO3					249.968	200.109
晨昏轨道	LEO4	6878.137	0.000	97.383	195.017	50.072	70.005
	LEO5					336.078	203.999
	LEO6					78.763	161.315
	LEO7					69.968	200.109
	LEO8					230.072	70.005

外推平台轨道，根据仿真条件测角精度  $0.5''$ 、采样时间间隔 10 min，数据观测弧段选为 2014 年 4 月 7 日 00: 00: 00 至 2014 年 6 月 7 日 00: 00: 00，仿真生成卫星组网对近地小行星 08567 的观测数据。考虑第 3 章提及的可视性条件，筛选可观测数据，基于轨道改进方法，对目标天体进行轨道改进。LEO 平台双星组网、LEO 平台四星组网和 LEO 平台六星组网对近地小行星 08567 的跟踪定轨，跟踪定轨 1 个月和 2 个月定轨精度如下：

表 5.10 小行星 08567 定轨精度

Table 5.10 Orbit determination accuracy of asteroid 08567

LEO 多星组网	定轨弧长/月	定轨精度/km
双星组网	1.0	55.555
	2.0	18.010
四星组网	1.0	34.765
	2.0	14.354
六星组网	1.0	22.903
	2.0	7.947

由表 5.10 可以看出, 对于 Amor 型近地小行星 08567, 对于相同卫星颗数的多星组网, 跟踪定轨时长增加, 会提高定轨精度, 尤其是对于双星组网, 定轨精度明显改进。同时相同跟踪定轨时长下, 多星组网中卫星颗数越多, 定轨精度越高, 主要原因是卫星颗数增加, 一方面相同时间内可以获得更多的观测数据, 另一方面多颗卫星可以组建更好的观测几何, 减少观测盲区。LEO 平台多星组网对 Amor 型近地小行星 08567 的定轨精度可以达到 10 km 以内, 可以满足后续对此轨道类型近地小行星的跟踪监测。

按照上述提到的平台卫星部署方法, 在 500 km 高度的晨昏轨道放置多颗卫星组成多星组网监测预警 Apollo 型近地小行星 01620。数据观测弧段选为 2011 年 7 月 28 日 00:00:00 至 2011 年 9 月 28 日 00:00:00, 采用相同的仿真条件, 仿真多星组网对近地小行星的观测数据。根据可视性约束筛选数据, 利用轨道改进原理, 对目标天体进行轨道改进。LEO 平台双星组网、LEO 平台四星组网和 LEO 六星组网对近地小行星 01620 的跟踪定轨, 跟踪定轨 1 个月和 2 个月定轨精度如表 5.11 所示:

表 5.11 小行星 01620 定轨精度

Table 5.11 Orbit determination accuracy of asteroid 01620

LEO 多星组网	定轨弧长/月	定轨精度/km
双星组网	1.0	151.431
	2.0	57.910
四星组网	1.0	101.412
	2.0	32.627
六星组网	1.0	83.100
	2.0	28.616

由表 5.11 可以看出对于 Apollo 型近地小行星 01620, 六星组网平台跟踪定轨精度最高, 可以达到 28 km 左右, 满足后续监测预警需求。

近地小行星 2013 JX28 在 2016 年第一次被发现, 是一颗轨道类型为 Atira 型的近地小行星, 绕日轨道周期为 0.47 年。观测数据弧段选为 2013 年 12 月 8 日 00:00:00.00 至 2013 年 12 月 8 日 00:00:00.00, LEO 平台双星组网、LEO 平台四

星组网和 LEO 六星组网对近地小行星 2013 JX28 的跟踪定轨，跟踪定轨 1 个月和 2 个月定轨精度如表 5.12 所示：

表 5.12 小行星 2013 JX28 定轨精度

Table 5.12 Orbit determination accuracy of asteroid 2013 JX28

LEO 多星组网	定轨弧长/月	定轨精度/km
双星组网	1.0	132.560
	2.0	10.844
四星组网	1.0	65.870
	2.0	7.964
六星组网	1.0	34.332
	2.0	4.603

小行星 66146 在 1998 年 10 月 13 日由 LINEAR 发现，是一颗轨道类型为 Aten 的近地小行星，绕日轨道周期为 0.7 年。观测数据弧段选为 2013 年 12 月 8 日 00:00:00.00 至 2013 年 12 月 8 日 00:00:00.00，LEO 平台双星组网、LEO 平台四星组网和 LEO 平台六星组网对近地小行星 66146 的跟踪定轨，跟踪定轨 1 个月和 2 个月定轨精度如表 5.13 所示：

表 5.13 小行星 66146 定轨精度

Table 5.13 Orbit determination accuracy of asteroid 66146

LEO 多星组网	定轨弧长/月	定轨精度/km
双星组网	1.0	163.656
	2.0	66.993
四星组网	1.0	127.852
	2.0	57.311
六星组网	1.0	55.538
	2.0	10.100

图 5.10~5.13 展示了对于四颗不同轨道类型的近地小行星，LEO 单平台与 LEO 多星组网跟踪定轨 1 个月和 2 个月，目标天体的定轨精度比较：

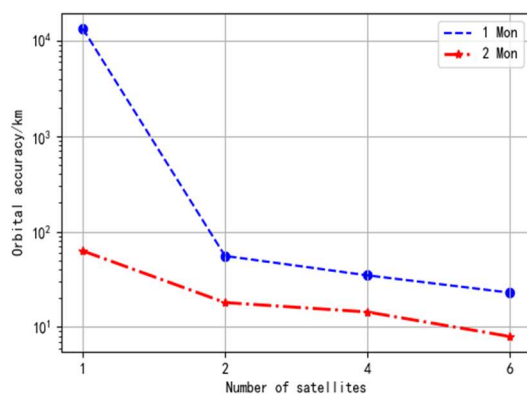


图 5.6 近地小行星 08567 定轨精度对比

Figure 5.6 The Orbital accuracy of 08567

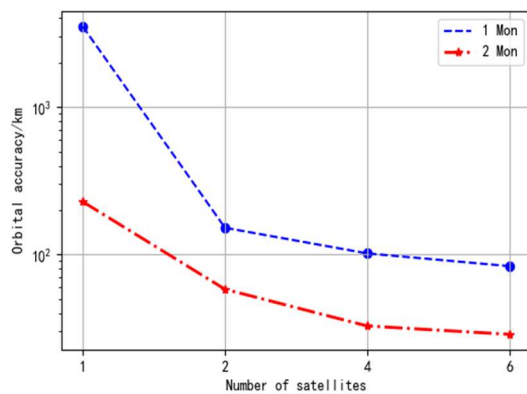


图 5.7 近地小行星 01620 定轨精度对比

Figure 5.7 The Orbital accuracy of 01620

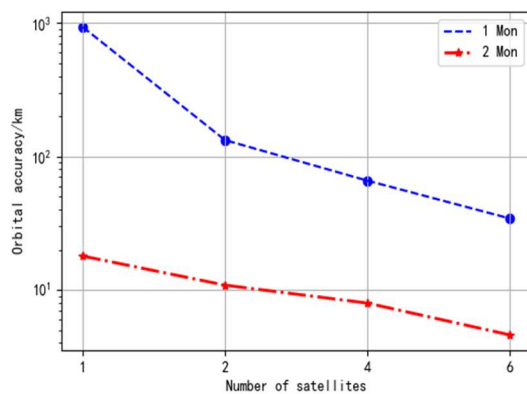


图 5.8 近地小行星 2013 JX28 定轨精度对比



Figure 5.8 The Orbital accuracy of 2013 JX28

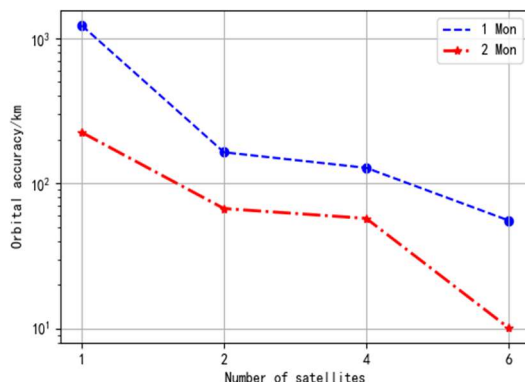


图 5.9 近地小行星 66146 定轨精度对比

Figure 5.9 The Orbital accuracy of 66146

由图 5.10~5.13 和表 5.10~5.13 可以看出：

- (1) 在相同仿真观测条件下，不同轨道类型的近地小行星定轨精度不同，主要原因是目标天体轨道类型不同，与平台构成的观测几何不同，并且在选择的四颗近地小行星中，Atira 型近地小行星 2013 JX28 定轨精度最高，此小行星与另外其他三颗近地小行星相比，运行速度最快，相同跟踪观测获得观测数据最多，获得信息量越多，即天基平台对不同轨道类型的近地小行星定轨精度并不相同。
- (2) 在仿真算例中，位于晨昏轨道的 LEO 平台多星组网跟踪定轨的四种不同轨道类型的近地小行星，定轨精度随着卫星平台数目增加而提高，定轨精度都会在 10 km 以内。尤其是对于短时间跟踪观测，平台卫星由单颗增加到两颗，目标定轨精度显著提升，双星组网可以满足对近地小行星的监测预警。说明天基单平台对于近地小行星的观测性有限，可以利用多星组网监测预警近地小行星，改善观测性。当平台卫星数目由两个增加到四个时，轨道精度提高幅度很小，其中 Amor 型近地小行星 08567 和 Aten 型近地小行星 66146 改善幅度最小。因此在后续设计天基平台监测预警近地小行星时，可以优先考虑两颗平台卫星监测。

## 5.5 本章小结

本章针对近地小行星的跟踪定轨问题，介绍了利用最小二乘批处理方法，在考虑  $N$  体摄动和后牛顿效应的情况下，对近地小行星进行轨道改进。通过利用位于晨昏轨道的低轨卫星单平台和多星组网平台，对四种不同轨道类型的近地小行星进行定轨仿真，分析了测角精度、采样时间间隔以及观测几何对定轨精度的影响。仿真结果表明：短时间观测时，天基单平台对近地小行星的可观测性不够，需要增加平台卫星数目，双星组网平台可以有效改善对近地天体的观测性。

## 第6章 地月 DRO 轨道监测小行星

### 6.1 引言

地月 DRO 属于逆行环绕月球的共振周期轨道，放置于此轨道上的飞行器能够长期保持稳定，并且长期的轨道保持只需要较低的燃料成本。地月 DRO 距离地球及月球的距离适中，可与地球保持连续通信，适用于深空探测、小行星预警与防护等长期隔离轨道任务，本章设计了将天基平台放置在地月 DRO 轨道上监测近地小行星，分析了该天基平台对四种不同轨道类型的近地小行星的定轨性能。

### 6.2 DRO 轨道动力学

圆型限制性三体问题是研究地月空间轨道的常用模型，地球  $m_1$  和月球  $m_2$  两个主天体看成质点，围绕彼此做圆周运动，第三体航天器受两个主天体引力影响，但不影响两个主天体的运动。采用质心会合坐标系  $\mathbf{X-Y-Z}$  描述圆型限制性三体问题，选取地月质心为坐标系原点， $\mathbf{X}$  轴由地心指向月心， $\mathbf{Z}$  轴取地月轨道方向。

对此问题研究进行无量纲化，引入质量参数  $\mu = \frac{m_2}{m_1 + m_2}$  表征圆型限制性三体问题，

地球和月球则分别位于  $-\mu$  和  $1-\mu$  处，航天器在此系统中状态矢量为

$\phi = [x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z]^T$ ，则其动力学方程为（陈冠华 等，2020）：

$$\dot{\phi} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ x + 2v_y - \frac{(1-\mu)(x+\mu)}{r_1^3} - \frac{\mu(x+\mu-1)}{r_2^3} \\ y - 2v_x - \frac{(1-\mu)y}{r_1^3} - \frac{\mu y}{r_2^3} \\ -\frac{(1-\mu)z}{r_1^3} - \frac{\mu z}{r_2^3} \end{bmatrix} \quad (6.1)$$

Hill 限制性三体问题是一种特殊的圆型限制性三体问题，适用于  $\mu$  值小并且

航天器轨道接近较小主天体的系统 (Stramacchia 等., 2016)。  $\mu = 0$  时, 可以将圆型限制性三体问题简化为旋转坐标系中的开普勒模型。Hénon 提出考虑  $\mu$  趋近于 0, 将方程组简化。与圆型限制性三体问题中采用的会合坐标系不同, Hill 问题采用的会合坐标系  $\xi$ - $\eta$ - $\zeta$ , 选取月球为坐标系原点, 地球在  $\xi$  轴负方向。图 6.1 展示了 Hill 问题采用的月心旋转坐标系。

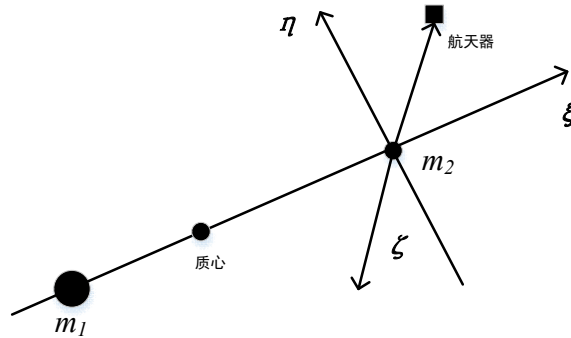


图 6.1 Hill 限制性三体问题

Figure 6.1 Hill' s problem

在 Hill 问题中, 第三体航天器的运动方程为:

$$\begin{cases} \ddot{\xi} - 2\dot{\eta} - 3\xi = \frac{\partial W}{\partial \xi} \\ \dot{\eta} + 2\dot{\xi} = \frac{\partial W}{\partial \eta} \\ \ddot{\zeta} + \zeta = \frac{\partial W}{\partial \zeta} \end{cases} \quad (6.2)$$

式中  $W = \frac{1}{\sqrt{\xi^2 + \eta^2 + \zeta^2}}$ , Hill 系统中雅可比积分为

$$\Gamma = 3\xi^2 + \zeta^2 + \frac{2}{\sqrt{\xi^2 + \eta^2 + \zeta^2}} - (\dot{\xi}^2 + \dot{\eta}^2 + \dot{\zeta}^2) \quad (6.3)$$

Hénon (1969) 对圆型限制性三体问题中的周期性轨道进行分类, 分为 f 族、g 族、a 族、c 族, DRO 轨道族属于 f 族, 是圆型限制性三体问题中的一类特殊平面对称轨道族, 具有 Lyapunov 稳定性。地月系统的 DRO 绕月逆行, 对地球和月球有良好的覆盖性, 且轨道稳定, 适合深空中长期执行的任务。(陈冠华 等,

2022) 以圆型限制性三体问题为动力学模型研究了 DRO 轨道族周边的动力系统结构; 吴小婧等 (2020) 研究了以地月为背景的 DRO 设计方法, 分析了在实际力环境下地月 DRO 逆周期轨道的轨道特性和主要摄动因素。DRO 轨道幅值范围较大, 当幅值较小时, DRO 可以看作低轨的环月轨道, 此时月球为中心天体, 地球引力为摄动力; 而对于大幅值 DRO, 地球影响显著, 经典轨道根数不再适用, 徐明等 (2009) 对其进行了相关研究。本文中 DRO 轨道设计考虑了完整的力学模型, 运用数值方法进行计算。在以月球中心为原点的旋转坐标系中, 用 DRO 的初始  $x$  振幅表示 DRO 的大小, 本文选取了 DRO 轨道族中初始  $x$  振幅为 30000 km 的一个稳定轨道上放置卫星监测近地小行星。

### 6.3 地月 DRO 平台监测太阳系小行星

本文选取 5.4 节介绍的四颗不同轨道类型的小行星分别进行轨道确定, 小行星在日心黄道惯性系下的轨道根数见表 5.6。由于选择的四颗小行星中, 近地小行星 08567 的轨道周期最长, 为 2.93 年, 因此为观测到小行星完整的周期运动, 定轨弧长选为 3 年, 为避免数据量过多, 将采样时间间隔提升至 1 小时。根据仿真条件测角精度 2 角秒, 数据采样间隔 1 小时, 观测近地小行星, 仿真生成观测数据。此仿真条件考虑了第 3 章中介绍的可视性条件。在实际工程中可获取的测量数据还受到相机的工作模式和星上载荷的约束。此仿真条件仅用于理论分析地月 DRO 天基平台跟踪定轨性能, 在实际工程中, 仿真条件将根据相机工作模式进行修改。

#### 6.3.1 DRO 平台观测近地小行星 08567

对于近地小行星 08567, 定轨弧段选为 2014 年 4 月 7 日 0 点至 2017 年 4 月 7 日 0 点。根据仿真条件, 仿真生成观测数据, 利用观测数据进行跟踪定轨, 图 6.2 展示了定轨弧长 3 年地月 DRO 单天基平台观测残差, 图 6.3 给出了在相同仿真条件下, 平台 1 (左) 和平台 2 (右) 双 DRO 平台观测小行星 08567 的残差图。

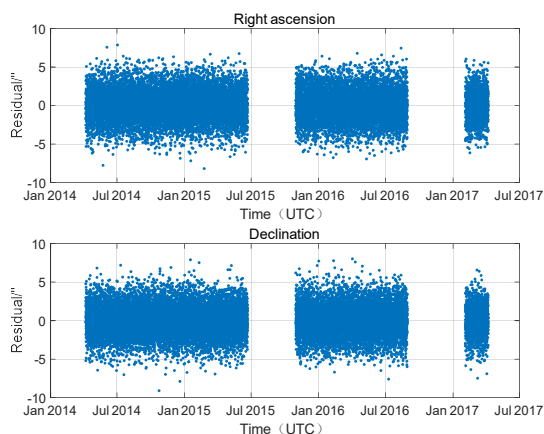


图 6.2 单 DRO 对 08567 测量 3 年定轨残差

Figure 6.2 POD residuals single DRO to 08567 with three years

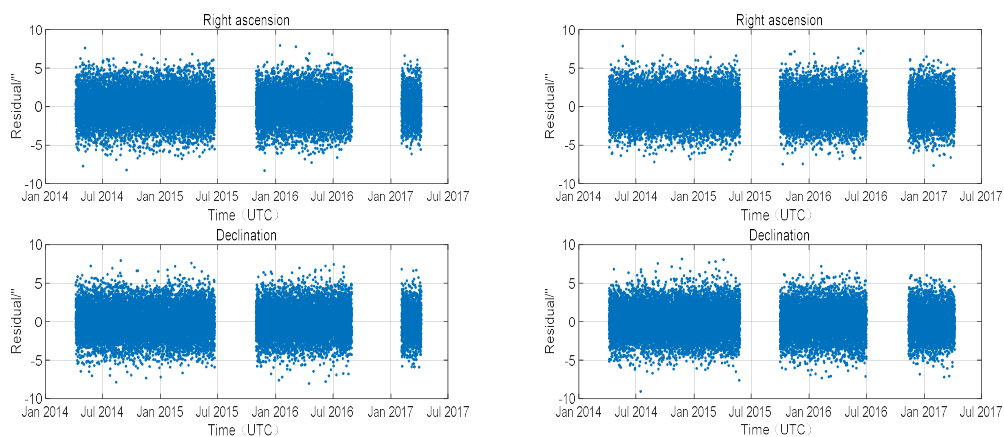


图 6.3 双 DRO 对 08567 测量 3 年定轨残差

Figure 6.3 POD residuals Dual DRO to 08567 with three years

由图 6.2 和图 6.3 看出，天基平台的定轨残差与仿真噪声大体相当，说明地月 DRO 天基单平台和双平台对近地小行星 08567 定轨的正确性。

图 6.4 给出了单 DRO 对小行星 08567 跟踪定轨与仿真轨道在 RTN 坐标系下的比较结果，定轨精度大约在 30 km。图 6.5 展示了在 RTN 坐标系下，双 DRO 对 08567 小行星跟踪定轨所得轨道与仿真轨道的比较结果，轨道精度大约在 30 km 左右。

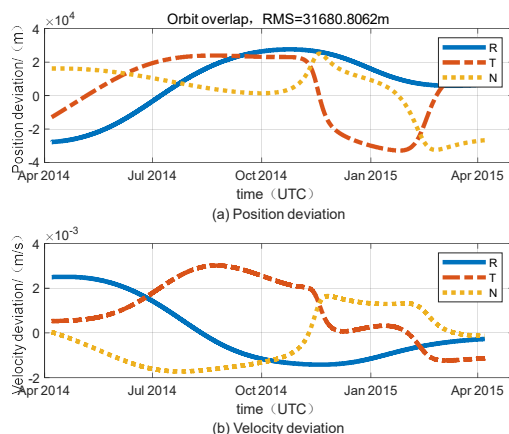


图 6.4 单 DRO 对小行星 08567 定轨与仿真结果比较

Figure 6.4 Comparison of orbit determination and simulation orbit of single DRO to 08567

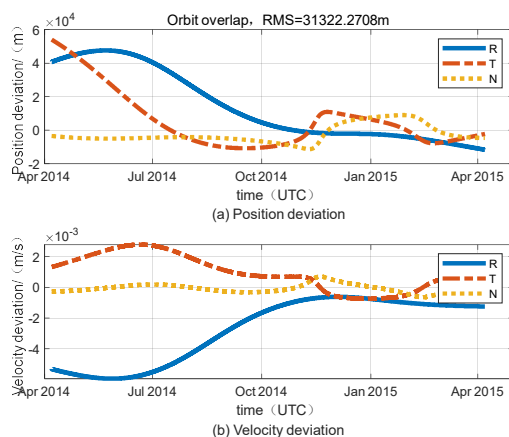


图 6.5 双 DRO 对小行星 08567 定轨与仿真结果比较

Figure 6.5 Comparison of orbit determination and simulation orbit of dual DRO to 08567

### 6.3.2 DRO 平台观测近地小行星 01620

近地小行星 01620 的定轨弧段为 2011 年 7 月 28 日 0 点至 2014 年 7 月 28 日 0 点。根据仿真条件，仿真生成观测数据，利用观测数据进行跟踪定轨，单平台和双平台定轨残差与仿真设置的观测噪声大致一致。

图 6.6 给出了单 DRO 对小行星 01620 跟踪定轨与仿真轨道在 RTN 坐标系下的比较结果，定轨精度大约在 100 km 左右。图 6.7 展示了在 RTN 坐标系下，双 DRO 对小行星 01620 跟踪定轨所得轨道与仿真轨道的比较结果，轨道精度大约在 20 km 左右。

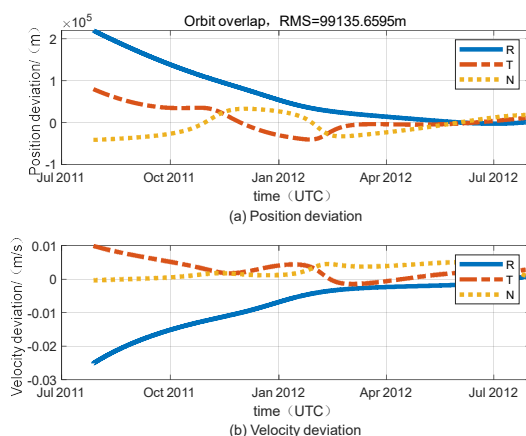


图 6.6 单 DRO 对小行星 01620 定轨与仿真结果比较

Figure 6.6 Comparison of orbit determination and simulation orbit of single DRO to 01620

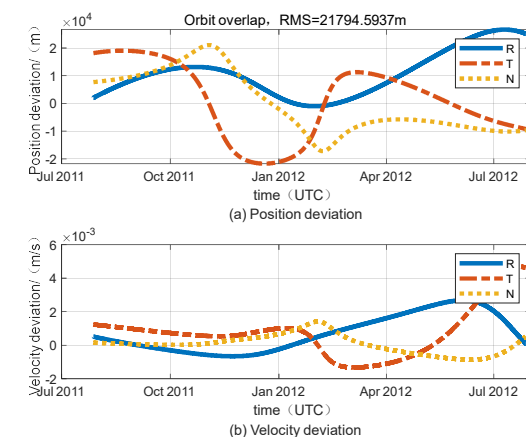


图 6.7 双 DRO 对小行星 01620 定轨与仿真结果比较

Figure 6.7 Comparison of orbit determination and simulation orbit of dual DRO to 01620

### 6.3.3 DRO 平台观测小行星 2013 JX28

近地小行星 2013 JX28 的定轨弧段取为 2013 年 12 月 08 日 0 点至 2016 年 12 月 08 日 0 点。根据仿真条件，仿真生成观测数据，利用观测数据进行跟踪定轨，平台定轨残差与仿真设置大体相当。

图 6.8 给出了单 DRO 对小行星 2013 JX28 跟踪定轨与仿真轨道在 RTN 坐标系下的比较结果，定轨精度大约为 28 km 左右。图 6.9 展示了在 RTN 坐标系下，双 DRO 对 2013 JX28 跟踪定轨所得轨道与仿真轨道的比较结果，轨道精度大约在 9 km 左右。



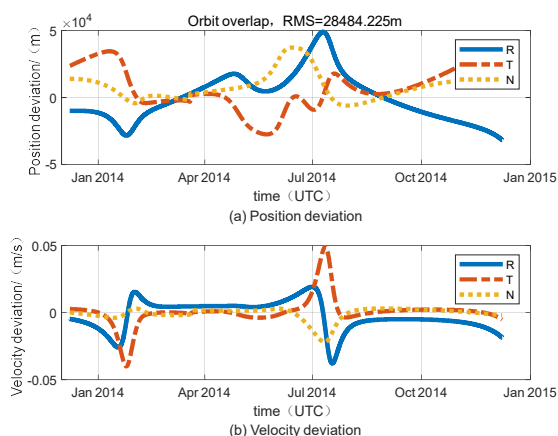


图 6.8 单 DRO 对小行星 2013 JX28 定轨与仿真结果比较

Figure 6.8 Comparison of orbit determination and simulation orbit of single DRO to 2013 JX28

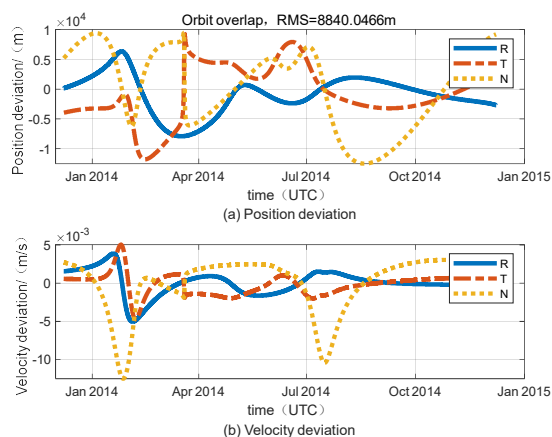


图 6.9 双 DRO 对小行星 2013 JX28 定轨与仿真结果比较

Figure 6.9 Comparison of orbit determination and simulation orbit of dual DRO to 2013 JX28

### 6.3.4 DRO 平台观测小行星 66146

近地小行星 66146 的定轨弧段取为 2014 年 04 月 15 日 0 点至 2017 年 04 月 15 日 0 点。根据仿真条件，仿真生成观测数据，利用筛选的可观测数据进行跟踪定轨，残差与仿真噪声大致一致。

图 6.10 给出了单 DRO 对小行星 66146 跟踪定轨与仿真轨道在 RTN 坐标系下的比较结果，定轨精度大约为 46 km 左右。图 6.11 展示了在 RTN 坐标系下，双 DRO 对小行星 66146 跟踪定轨所得轨道与仿真轨道的比较结果，轨道精度大约在 29 km 左右。

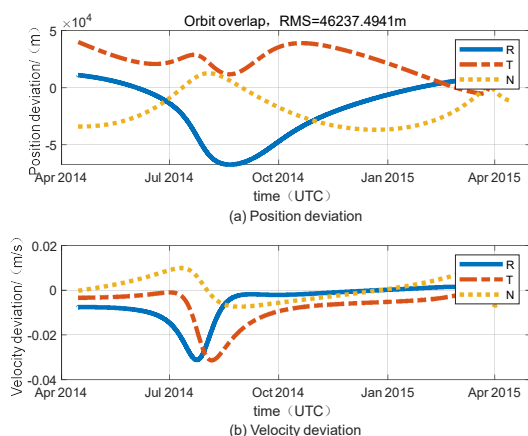


图 6.10 单 DRO 对小行星 66146 定轨与仿真结果比较

Figure 6.10 Comparison of orbit determination and simulation orbit of single DRO to 66146

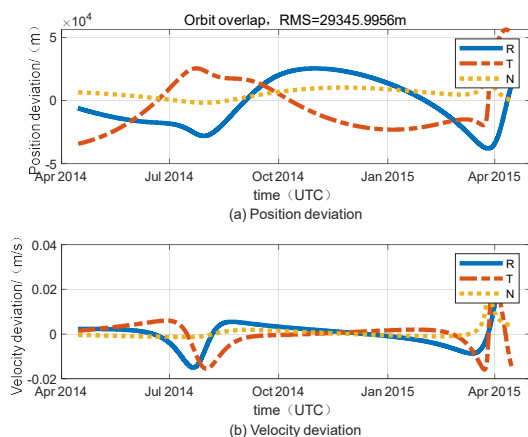


图 6.11 双 DRO 对小行星 66146 定轨与仿真结果比较

Figure 6.11 Comparison of orbit determination and simulation orbit of dual DRO to 66146

综合以上仿真结果,测角精度 2 角秒、数据采样间隔 1 小时、定轨弧长 3 年,单 DRO 天基平台和双 DRO 天基平台对不同轨道类型的小行星进行轨道确定,不同仿真算例中各台站的残差与仿真噪声大致相当,各定轨结果比较如表 6.1 所示:

表 6.1 DRO 对不同轨道类型小行星定轨结果统计

Table 6.1 POD results statistics of asteroids of different orbital types using DRO

近地小行星	轨道类型	单星定轨精度/km	双星定轨精度/km
08567	Amor	31.681	31.322
01620	Apollo	99.136	21.795
2013 JX28	Atira	28.484	8.840

续表

近地小行星	轨道类型	单星定轨精度/km	双星定轨精度/km
66146	Aten	46.237	29.346

由表 6.1 可以看出,对于 Amor 型小行星 08567,单 DRO 定轨精度和双 DRO 定轨精度无显著差异,均在 30 km 左右;Apollo 型小行星 01620 和 Aten 型小行星 66146, DRO 天基平台数目由一个增加到两个时,定轨精度改善明显,可达 30 km 左右;Atria 型小行星 2013 JX28 定轨精度最高,双 DRO 定轨精度可达 10 km 以内,定轨精度均满足一般的轨道监测需求。DRO 天基平台对四类轨道类型的小行星的定轨精度不同,主要原因是不同轨道类型的近地小行星构造的观测几何不同,并且由于不同小行星运动周期不同,导致观测弧长占整个轨道的比例也不同。本章选择四类不同类型的小行星轨道进行计算分析,具有一定代表性,可以作为相关任务的初步参考。在具体工程中,不同小行星轨道确定精度会有一定差异。

本章还仿真了数据采样间隔 0.5 小时的情景,在相同的测角精度和定轨弧长的仿真条件下,单 DRO 天基平台和双 DRO 天基平台对四颗不同轨道类型的小行星定轨精度如表 6.2 所示:

表 6.2 定轨结果统计

Table 6.2 POD results statistics

近地小行星	轨道类型	单星定轨精度/km	双星定轨精度/km
08567	Amor	26.962	22.175
01620	Apollo	30.440	13.095
2013 JX28	Atira	27.160	4.340
66146	Aten	22.309	20.754

从表 6.1 和表 6.2 可以看出,采样时间间隔会影响近地小行星的定轨精度,相同的观测弧长下,采样时间间隔越短,获得的观测数据越多,定轨精度也就越好。对于地月 DRO 单平台跟踪定轨 Apollo 型近地小行星 01620,缩短采样时间间隔,定轨精度改善最明显,但对于轨道周期最短的 Atira 型近地小行星,采样时间间隔缩短,定轨精度改善并不显著。因此对于长期观测情况,观测弧段足够长,采样时间间隔对定轨精度不会有显著影响。在一些情况下,减小采样时间间隔可以提高定轨精度。

## 6.4 本章小结

本章设计了地月 DRO 天基平台跟踪监测近地小行星，对四颗不同轨道类型的近地小行星分别进行仿真定轨。仿真结果表明：地月 DRO 天基平台对不同轨道类型的近地小行星定轨精度不同。在测量精度 2 角秒、定轨弧长 3 年的情况下，地月 DRO 平台对仿真算例中所选择的近地小行星的定轨精度可以达到几十公里量级，其中 Atira 型轨道精度可达 10 公里以内。由此可见，地月 DRO 平台有效弥补地基光学监测系统监测盲区，对近地小行星具有较好的监测能力，定轨精度能实现对目标小行星的精确跟踪，并对其位置进行预报。通过优化部署可对来自太阳方向的近地小行星实现更长时间提前预警，对小行星的编目与监测预警具有一定意义。

## 第7章 总结

近几年,各国大力开展对近地小行星的监测预警工作,小行星轨道确定是有效开展监测工作的前提,精确的轨道根数能够有效计算出碰撞概率。本文研究内容主要分为三个部分:首先利用测角型广义 Laplace 方法实现对新发现小行星进行初轨确定,其次在考虑近地小行星可视性条件的基础上,基于统计定轨方法,仿真分析了天基单平台以及 LEO 平台多星组网对近地小行星跟踪定轨情况,最后设计了地月 DRO 天基平台跟踪观测近地小行星,通过对四颗不同轨道类型的近地小行星跟踪定轨,分析地月 DRO 平台的跟踪监测能力。文章主要内容概括如下:

1.基于广义 Laplace 光学测角方法,设计了新发现小行星初轨确定软件,为验证此软件初轨计算结果是否合理,利用 MPC 提供的地基实测数据,选取小行星库内已编目近地小行星进行初轨确定,将计算结果与 MPC 和 JPL 提供的轨道信息进行比较,验证软件的正确性。由于地面台站观测小行星存在盲区,提出天基平台跟踪观测近地小行星方案。仿真分析天基平台观测近地小行星的观测数据,并剔除由于空间几何约束、太阳光约束、观测视场约束以及极限视星等约束等条件导致无法观测到的观测数据,保证仿真场景更加接近实测场景,完成天基平台初轨确定,同时分析了观测精度和定轨弧长对天基初轨确定精度的影响。

2.建立完整的力学模型,基于统计定轨方法,通过仿真模拟天基单平台和 LEO 平台多星组网观测近地小行星的观测数据,对近地小行星进行轨道改进。研究了测角精度、采样时间间隔、观测几何对定轨精度的影响。仿真结果表明,相同观测弧长下,提高测角精度,可以有效提高目标天体的定轨精度;采样时间间隔越短短,定轨精度越高,但对于长时间观测,采样时间间隔缩短对定轨精度改善并不显著,但采样时间间隔也不宜过长,否则会导致预报轨道与实际轨道偏差较大;目标天体与观测平台形成的观测几何会影响目标天体的定轨精度;天基平台数目由一颗增加到两颗时,定轨精度改善最明显。

3.地月 DRO 轨道具有长期稳定性,适用于监测小行星,因此提出了利用地

月 DRO 天基平台跟踪监测近地小行星。仿真模拟了地月 DRO 单平台和双平台对四颗不同轨道类型的近地小行星定轨情况。仿真结果表明，地月 DRO 平台对仿真算例中选择的近地小行星定轨精度均在几十公里量级，满足对近地小行星的监测预警。

综上所述，论文实现了在短弧观测下，仅用光学测角数据对新目标近地小行星初轨确定，以及利用天基光学监测平台观测数据对目标天体进行轨道改进，研究分析了地月 DRO 平台跟踪定轨近地小行星的定轨精度。

论文中涉及的观测方式和观测数据较为单一，仅使用光学测角数据进行计算，后续可以添加不同类型的观测数据，分析天地基联合定轨情况。针对不同轨道类型的近地小行星跟踪定轨，可以设计多种不同轨道类型的天基平台联合定轨，提高定轨精度。同时在后续工作中应在定轨基础上加入预报功能分析，并与国内外成果进行比较分析。

## 参考文献

- 陈务深, 甘庆波, 掌静, 等. 利用天基测角资料进行定轨的方法初探[J]. 天文学报, 2008, 49(01): 81-92.
- 陈冠华, 杨驰航, 张晨, 等. 地月空间的远距离逆行轨道族及其分岔研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(12): 2576-2588.
- 陈姗姗, 尹红星. 小行星初轨计算的 Fortran 程序设计[J]. 天文研究与技术, 2010, 7(02) : 106-114.
- 曹建峰, 胡松杰, 刘磊, 等. “嫦娥二号”小行星探测试验定轨计算与分析[J].北京航空航天大学学报, 2014, 40(08): 1095-1101.
- 冯朝. 天基空间目标光学定轨方法研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2022.
- 龚自正, 李明, 陈川, 等. 小行星监测预警、安全防御和资源利用的前沿科学问题及关键技术 [J]. 科学通报, 2020, 65(05): 346-372.
- 刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- 刘林. 航天器定轨理论与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2015.
- 刘林, 王歆. 考虑地球扁率摄动影响的初轨计算方法[J]. 天文学报, 2003, 44(02): 175-179.
- 刘林, 张巍. 关于各种类型数据的初轨计算方法[J]. 飞行器测控学报, 2009, 28(03): 70-76.
- 刘林, 杨志涛. 太阳系近地天体轨道运动的几个问题[J]. 空间碎片研究, 2019, 19(03): 22-27.
- 刘光明. 基于连续同伦算法的天基仅测角初定轨方法[J]. 飞行器测控学报, 2015, 34(05): 453-458.
- 刘磊, 郗晓宁, 戎鹏志, 等. 一种稀疏测向数据下的天基初轨确定模型及其算法[J]. 宇航学报, 2009, 30(03): 870-876.
- 刘磊. 基于天基监视的空间目标测向初轨确定研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- 刘靖雨. 基于遥感图像的无固定标志点卫星自主定轨技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- 李俊, 安玮, 周一宁. SBV 对 GEO 短弧初轨确定误差分析[J]. 航天控制, 2008, 26(4): 21-25
- 李鑫冉, 赵海斌. 近地小行星极短弧定轨的进化算法研究[J]. 力学学报, 2021, 53(3): 902-911.

- 李兴国. 天基光学观测的近地天体定轨与跟踪方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- 蓝朝桢. 空间目标天基光学观测系统建模与探测能力分析[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2009.
- 马鹏斌, 宝音贺西. 近地小行星威胁与防御研究现状[J]. 深空探测学报, 2016, 3(1): 10 - 17.
- 马剑波, 刘林. 关于太阳系中光压对各种天体运动的影响问题[J]. 紫金山天文台台刊, 2000(02): 36-41.
- 戎鹏志, 陆本魁. 一种改进型的拉普拉斯轨道计算方法[J]. 天文学报, 1991, 32(01): 62-72.
- 阮宁娟, 刘志敏, 郑永超. 天基近地天体探测技术与实践[J]. 空间碎片研究, 2022, 22(01): 18-31.
- 孙海彬, 孙胜利. 近地小行星观测技术分析[J]. 深空探测学报, 2020, 7(02): 197-205.
- 田伟. 小行星(469219)Kamo`oalewa 轨道的确定与误差分析[J]. 天文学报, 2021, 62(02): 56-64.
- 王文彬, 刘荣芳. 基于双频 GPS 观测的简化动力学最小二乘批处理精密定轨[J]. 空间科学学报, 2014, 34(04): 460-467.
- 王新涛, 郑建华, 李明涛. 地球公转轨道危地小行星天基光学监测仿真研究[J]. 光学精密工程, 2020, 28(11): 2563-2571.
- 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(06): 1394-1403.
- 吴小婧, 曾凌川, 巩应奎. DRO 计算及其在地月系中的摄动力研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(05): 883-892.
- 徐明, 徐世杰. 绕月飞行的大幅值逆行轨道研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(05): 1785-1791.
- 杨志根, 林清. 地球上的天体撞击事件[J]. 科学前沿, 2007, 53(04): 12-16.
- 杨旭, 赵柯昕, 甘庆波, 等. 近地小行星天地基光学监测系统预警能力分析[J]. 北京理工大学学报, 2021, 41(12): 1307-1313.
- 杨遵龙, 董绪荣, 李晓宇. 基于星间星地链路的整网批处理定轨算法仿真研究[J]. 全球定位系统, 2013, 38(01): 35-39.
- 杨志涛. 航天器轨道力学在空间目标监测中的应用[D]. 南京: 南京大学, 2012.
- 朱进, 杨志涛, 甘庆波, 等. 短期威胁小行星[J]. 天文学报, 2021, 62(05): 128-135.



- 宗普和, 周小霞. 吉林陨石雨[M]. 长春: 吉林科学技术出版社, 1990.
- 周建华. 序贯处理与成批处理在定轨应用中的一些问题[J]. 测绘学报, 1993(02): 142-148.
- 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(03): 40-45+51.
- 赵铭. 天体测量学导论[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2006.
- 曾豪, 李朝玉, 彭坤等. 地月空月 NRHO 与 DRO 在月球探测中的应用研究[J]. 宇航学报, 2020, 41(07): 911-919.
- Borovička J, Spurný P, Brown P, et al. The trajectory, structure and origin of the Chelyabinsk asteroidal impactor[J]. Nature, 2013, 503: 235-237.
- Gronchi GF, Dimare L, Milani A. Orbit determination with the two-body integrals[J]. Celest Mech Dyn Astr, 2010, 107: 299-318.
- He'non, M., 1969. Numerical exploration of the restricted problem, V[J]. Astronomy and Astrophysics, 1969, 1: 223-238.
- Jewitt D. Project Pan-STARRS and the outer solar system[J]. Earth Moon Planets, 2003, 92: 465-476
- Larson S, Brownlee J, Hergenrother C, et al. The Catalina Sky Survey for NEOs[J]. Bull Am Astron Soc, 1998, 30: 1037
- Li D, Yi D. Initial Orbit Determination of the space object using space-based optical observation[C]//Computer Science and Electronics Engineering, 2012 International Conference on. IEEE, 2012, 1: 128-132.
- Luigi A, Fabio C. A genetic algorithm for Initial Orbit Determination from a too short arc optical observation[J]. Advances in Space Research, 2013, 52(03): 477-489.
- Mainzer A, Grav T, Bauer J, et al. NEOWISE observations of near-Earth objects: Preliminary results[J]. Astrophys J, 2011, 743(02): 156-162.
- Milani A, Gronchi GF, Vitturi MDM, et al. Orbit determination with very short arcs. I admissible regions[J]. Celestial Mech Dyn Astr, 2004, 90(01-02): 57-85.
- Milani A, Gronchi GF, Knežević Z, et al. Orbit determination with very short arcs[J]. Icarus, 2005, 179(02): 350-374.

- Stokes GH, Evans JB, Viggh HEM, et al. Lincoln Near-Earth Asteroid Program (LINEAR)[J].  
Icarus, 2000, 148: 21-28.
- Sokolskaya MJ. On the Laplacian orbit determination of asteroids[J]. Planetary & Space Science,  
1997, 45(12): 1565-1580.
- SHAO M, TURYSHEV S G, SPANGELO S, et al. A constellation of CubeSats with synthetic  
tracking cameras to search for 90% of potentially hazardous near Earth objects[J].  
Astronomy&Astrophysics, 2017, 603: 126-141.
- Stramacchia M, Colombo C, Bernellizaaera F. Distant retrograde orbits for space-based near  
Earth objects detection[J]. Advances in Space Research, 2016(58): 967-988.
- Valsecchi GB, Perozzi E, Rossi A. A space mission to detect imminent Earth impactors[J].  
Proceedings of the International Astronomical Union, 2012(16): 488-489.
- WANG XT, ZHENG JH, LI MT, et al. Warning of asteroids approaching Earth from the sunward  
direction using two Earth-leading heliocentric orbiting telescopes[J]. Icarus, 2022, 377,  
114906.

## 致 谢

行文至此，意味着三年研究生生活即将结束，人生也将迈入下一个阶段。三年学生期间，疫情占掉一大半，但还好一切都已结束。很幸运能够在国科大进行一年的学习，在那里我系统学习了理论知识，并且接触了解了其他领域的知识，结识了来自全国不同研究所、不同研究领域的老师和同学。天文台的两年科研期间，也遇到了许多热爱科研的老师同学。在此向帮助关心过我的老师、家人、同学以及朋友真诚的表达感谢。

首先要感谢我的导师黄乘利老师和宋叶志老师。感谢黄老师在我的科研学习中提出的指导意见。感谢宋老师对我科研学习和生活中的提供的帮助。刚开始接触到轨道力学时，对这个方向完全不了解，对软件也是无从下手，宋老师一直很有耐心地给我讲解理论知识，一遍遍教我学习软件，不厌其烦地带我学习代码。

然后要感谢我的父母，感谢他们对我学业的支持，感谢他们在物质和精神上给了我支持。每次遇到不开心的事，家人总是给与我最大的安慰，让我意识到没有什么问题是无法解决的，正是这样，让我学会了乐观地生活，积极勇敢面对生活中出现的每一个问题。

最后要感谢三年学习中遇到的每位师兄、师姐和同学。感谢邵瑞师兄对我学业的帮助，帮助我解决小行星初轨计算问题。感谢王蕾师姐对我生活上的帮助，总是给我投喂各种零食，告诉我学校的相关学业要求。感谢林如秋、刘桂梅、曾琪、郑思琪、秦松梅、曾艾玲等同学，不仅陪我完成科研学习，还在生活中一起玩耍，让枯燥的科研生活变得丰富，很幸运能够在三年生活中碰到如此多温柔善良的人。感谢张景栋同学，帮我校对小论文和大论文的英文摘要，耐心帮我解决编程中遇到的问题，容忍我生活中的各种小脾气，在我伤心难过时，安慰宽解我。

研究生毕业意味着我的学生时代即将落下帷幕，即将迈入人生的另一阶段，虽不知前路如何，但无畏前行。希望未来的我可以一直做到以一生温暖纯良，不舍爱与自由。

2023 年 3 月

## 作者简历及攻读学位期间发表的学术论文与研究成果

### 作者简历:

2016年9月——2020年7月,在河北师范大学物理科学与信息工程学院获得学士学位。

2020年9月——2023年7月,在上海科技大学物质科学与技术学院攻读硕士学位。

### 已发表(或正式接受)的学术论文:

刘佳,宋叶志,黄乘利等.地月DRO星载光学测量近地小行星轨道确定[J].天文学报.(已录用,核心)

宋叶志,杨旭海,陈倩,谭龙玉,刘佳.《星载光学天文定位的空间目标轨道确定方法》[J].测绘科学,2023,48(02):101-105

宋叶志,邵瑞,王蕾,胡小工,叶钊,曾春平,刘佳,姜庭威.空间碎片天基多星组网高精度测定轨[J].空间碎片研究,2022,22(01):40-48

宋叶志,邵瑞,王蕾,杨建华,刘佳,胡小工,黄勇,尧敏.低轨星载光学测量确定静止卫星轨道的方法[J].航天返回与遥感,2021,42(01):28-38.

### 申请或已获得的专利:

宋叶志,刘佳,叶钊等.天基组网小行星监测系统:202210737798.2[P].(专利公开阶段)

### 参加的研究项目及获奖情况:

1. 兼顾近地小行星和空间碎片的低轨低成本光学监测技术(国防科工局)
2. 高轨卫星碰撞风险分析与规避技术研究(北京空间飞行器总体设计部)
3. 基于光学测量信息的空间目标轨道确定与预报技术研究(中国运载火箭技术研究院)