



上海科技大学  
ShanghaiTech University

# 硕士学位论文

## 天基光学空间目标定轨监测

作者姓名: \_\_\_\_\_ 王蕾 \_\_\_\_\_

指导教师: \_\_\_\_\_ 廖新浩 研究员 上海天文台 \_\_\_\_\_

指导教师: \_\_\_\_\_ 宋叶志 高级工程师 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 \_\_\_\_\_

2022年6月

**Orbit determination of space target based on space-based optical  
surveillance**

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

**By  
Wang Lei**

**Supervisor :  
Professor Liao Xinhao  
Senior Engineer Song Yezhi**

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

**June 2022**

## 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：

王蕾

日期：

2022.3.7

## 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：

王蕾

日期：

2022.3.7

导师签名：

齐永浩

日期：

2022.3.7

## 摘 要

天基空间目标监视系统的建设在提高空间态势感知能力和维护太空安全等方面有着重要的意义。在天基监视手段中,光学探测技术发展的较为成熟,是当前主要的发展方向。天基光学定轨监视效能受到观测设备与平台部署等诸多因素的影响,当前我国在天基光学非合作目标卫星初轨确定、利用天基平台跟踪观测 GEO 卫星和多天基平台联合观测等方面的研究资料并不丰富,在提高空间目标监视能力方面有着局限性。

针对以上问题,论文主要从两个方面展开研究,首先是基于广义 Laplace 方法利用光学测角数据对非合作性质的目标卫星进行初轨确定的仿真实验,仿真结果表明此方法所得初轨精度虽不能满足现代天基监视任务需求但基本可以满足精密定轨的初值要求。通过对仿真实验所得定轨精度的分析,测角数据的采样间隔越短,初轨精度越高;LEO 平台观测 LEO 目标定轨时短弧为必然要求,精度大致在十几公里;最佳定轨弧段会随着目标轨道高度的增加而延长,对 GEO 目标定轨弧段累计至 25 min 左右,初轨精度最优可达两百米;相同条件下,平台与目标间的相对距离越远,定轨精度越低;LEO 天基平台观测 MEO 目标卫星定初轨时,太阳同步轨道为平台的最佳部署轨道。

其次是根据构建的天基光学监视约束模型对初始仿真测角数据进行筛选,利用生成的模拟数据从单天基平台观测定轨与多天基平台组网联合定轨两方面对目标卫星进行跟踪定轨,将所得轨道与参考轨道进行对比分析。仿真结果表明,可见光相机的测角精度、平台的部署方式、平台与目标间的距离及天基平台的数目均会影响到定轨结果。单 LEO 天基平台与多 LEO 天基平台组网联合对零倾角 LEO 目标测定轨时的最优平台轨道一致;单 LEO、MEO 平台观测零倾角的 MEO 目标与 GEO 目标定轨时,当平台部署于零倾角轨道上时,定轨精度更高。除此之外,天基平台组网观测目标定轨时的轨道精度较单平台观测时有大幅提升,如单 GEO 天基平台测定轨的精度较差,而采用双 GEO 平台联合监测 GEO 目标定轨时,轨道精度可达几十米至百米量级,可以满足一般的轨道监测需求。

论文从卫星初轨确定与精密定轨两方面入手,针对不同轨道高度的空间目标提出了多种天基平台的部署方案并测试了其可行性与合理性,如针对 GEO 目标提出的双 GEO 天基平台联合跟踪定轨的技术方案可有效提高定轨精度且可以为未来 GEO 目标的实时监测提供一种参考。此外本文还重点研究了不同天基观测平台对目标卫星的定轨监测性能及定轨精度的影响因素,在空间目标测定轨精度的提高与我国天基空间目标监视系统未来的建设等方面提供了一些有意义的参考数据。

**关键词:** 天基平台, 光学测角, 空间监视, 初轨确定, 精密定轨

## Abstract

The construction of space-based space object surveillance system is of great significance in improving space situational awareness and maintaining space security. Among space-based surveillance means, optical detection technology is the main development direction at present. The performance of the orbit determination by space-based optical surveillance system is affected by many factors such as observation equipment and the deployment of platform. At present, the research data in the initial orbit determination of the non-cooperative target satellites by space-based optical, as well as the tracking and observation of GEO satellites by space-based platform and the joint observation of multi-space-based platform, is not abundant in China, limiting the improvement of space target surveillance.

In order to resolve those problems, the thesis conducted a research on two aspects. In the first part of this thesis, a simulation, based on the generalized Laplace method, of determining the initial orbit of the non-cooperative target satellite is carried out by using the optical angle measurement data. The results show that although the initial orbit accuracy obtained by this method cannot meet the requirements of modern space-based surveillance tasks, it can meet the basic requirement of precise orbit determination on the initial value. The analysis of orbit determination accuracy shows that the shorter the sampling interval of angle measurement data is, the higher the initial orbit accuracy can be obtained. Short arc is the necessary condition when LEO platform observes LEO target and the accuracy is about a dozen kilometers. The optimal orbit determination arc segment will be lengthened with the increase of the orbit height of the target. The accumulated arc segment of GEO target is about 25 mins, resulting in the initial orbit determination accuracy can reach 100 meters. Under the same conditions, the farther the relative distance between the platform and the target, the lower the orbit determination accuracy. When LEO platform observes MEO target for the determination of initial orbit, the sun synchronous orbit is the best orbit of platform.

In the second part of this thesis, the initial simulation data of angle measurement are filtered according to the constraint model of the space-based optical surveillance, and the generated simulation data is used to track and determine the target satellite from two aspects: the orbit determination by single space-based platform and the joint orbit determination by multi-space-based platform. Compared the obtained orbit with the reference orbit, the simulation shows that the angle measurement accuracy of the camera, the deployment of the platform, the distance between the platform and the target, and the number of space-based platforms will affect the result of the orbit determination. Regarding the orbit determination of zero-tilt LEO target, the optimal orbit of single LEO space-based platform and multi-LEO space-based platform are consistent. When single LEO and MEO platform observe zero-tilt MEO targets and GEO targets, the orbit determination accuracy is higher when the platform is deployed on zero-tilt orbit. In addition, the orbit accuracy of the joint space-based platform observation target is significantly improved compared with the single platform. For example, the accuracy of the orbit determination of the single GEO space-based platform is poor, while the orbit accuracy of the order of tens of meters to 100 meters when the double GEO platforms are used to jointly monitor the orbit determination of GEO targets, which can meet the general orbit surveillance requirements.

Starting from the two aspects of initial orbit determination and precise orbit determination of satellites, this thesis proposes several deployment schemes of space-based platforms for space targets with different orbital altitudes and tests their feasibility and rationality. For example, the scheme of dual GEO space-based platforms joint tracking for GEO target can effectively improve the orbit determination accuracy and provide a reference for real-time monitoring of the GEO target in the future. In addition, this thesis focuses on the influencing factors of performance on the orbit determination accuracy and monitoring of the targets by different space-based platforms, which provides helpful reference data for improving the orbit determination accuracy of space targets and constructing the space-based target surveillance system

in the future.

**Key Words:** Space-Based Platform, Optical Angle Measurement, Space Surveillance, Initial Orbit Determination, Precise Orbit Determination



---

## 目 录

第 1 章 绪论.....	1
1.1 研究背景及意义.....	1
1.2 天基目标监视系统发展现状.....	3
1.2.1 国外发展现状.....	3
1.2.2 国内发展现状.....	7
1.3 相关技术研究现状.....	7
1.3.1 初始轨道确定方法.....	7
1.3.2 轨道跟踪确定方法.....	10
1.4 本章小结.....	11
第 2 章 时空系统与轨道动力学模型.....	13
2.1 引言.....	13
2.2 时间系统及其转换关系.....	13
2.2.1 时间系统定义.....	13
2.2.2 时间系统的转换.....	14
2.3 坐标系统及其转换关系.....	15
2.3.1 坐标系统.....	15
2.3.2 坐标系统的转换.....	15
2.4 摄动力模型.....	16
2.5 论文结构.....	17
2.6 本章小结.....	18
第 3 章 空间目标光学监视模型.....	19
3.1 引言.....	19
3.2 光学监视约束模型.....	19
3.2.1 太阳光干扰约束.....	19
3.2.2 地球遮挡约束.....	20
3.2.3 地光条件约束.....	21

3.2.4 地影约束.....	21
3.2.5 月光干扰约束.....	22
3.2.6 观测视场角约束.....	23
3.3 本章小结.....	24
<b>第 4 章 天基光学非合作目标初轨确定.....</b>	<b>25</b>
4.1 初始轨道确定原理.....	25
4.2 天基初轨确定仿真条件.....	27
4.3 初定轨仿真结果及精度分析.....	29
4.3.1 低轨平台观测空间目标定初轨.....	29
4.3.2 中轨平台观测空间目标定初轨.....	32
4.4 本章小结.....	34
<b>第 5 章 基于光学测角资料的空间目标跟踪定轨.....</b>	<b>36</b>
5.1 卫星精密定轨原理.....	36
5.2 单平台单星精密定轨.....	38
5.2.1 仿真条件.....	38
5.2.2 低轨平台跟踪目标卫星精密定轨.....	39
5.2.3 中轨平台观测目标卫星精密定轨.....	42
5.3 多平台多星组网精密定轨.....	44
5.3.1 低轨平台多星组网对低轨目标定轨.....	44
5.3.2 低轨平台多星组网对高轨目标定轨.....	56
5.3.3 高轨平台多星组网对高轨目标定轨.....	59
5.4 本章小结.....	66
<b>第 6 章 总结.....</b>	<b>69</b>
参考文献.....	73
致谢.....	79
作者简介及攻读学位期间发表的学术论文与研究成果.....	81

## 图目录

图 2.1 时间系统转换示意图 .....	15
图 2.2 坐标系转换示意图 .....	16
图 3.1 光学几何条件 .....	20
图 3.2 地球遮挡示意图 .....	21
图 3.3 地影约束 .....	22
图 3.4 月光干扰约束 .....	23
图 3.5 观测视场角约束 .....	24
图 4.1 目标与平台间的测量几何关系 .....	25
图 4.2 初轨确定流程图 .....	27
图 5.1 卫星精密定轨流程图 .....	38
图 5.2 天基平台与目标卫星在 GEO 上的空间分布 .....	60
图 5.3 单 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨 1 小时残差 .....	62
图 5.4 单 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨结果 .....	62
图 5.5 双 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨时平台 1 定轨残差 .....	63
图 5.6 双 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨时平台 2 定轨残差 .....	63
图 5.7 双 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨结果 .....	64



## 表目录

表 2.1	常见坐标系 .....	15
表 2.2	摄动力模型与解算策略 .....	17
表 4.1	仿真时间 .....	27
表 4.2	平台卫星初始时刻的仿真轨道参数 .....	28
表 4.3	目标卫星初始时刻的仿真轨道参数 .....	28
表 4.4	LEO 平台 1 对 LEO 目标 1 初定轨结果 .....	29
表 4.5	LEO 平台 1 对 LEO 目标 1 初定轨的轨道根数 .....	29
表 4.6	LEO 目标 1 初轨轨道根数 .....	30
表 4.7	LEO 平台 4 对 LEO 目标 3 初定轨结果 .....	30
表 4.8	LEO 平台对 LEO 目标定初轨结果 .....	30
表 4.9	LEO 平台 2 对 MEO 目标 3 初定轨结果 .....	31
表 4.10	LEO 平台 2 对 GEO 目标定初轨结果 .....	32
表 4.11	MEO 平台 1 对目标卫星定初轨结果 .....	33
表 4.12	MEO 平台 2 对目标卫星定初轨结果 .....	33
表 5.1	平台卫星的初始轨道参数 .....	39
表 5.2	目标卫星的初始轨道参数 .....	39
表 5.3	LEO 平台 1 与 LEO 平台 2 对目标卫星的定轨结果 .....	40
表 5.4	MEO 目标的初始轨道参数 .....	41
表 5.5	LEO 平台 1 与平台 2 对 MEO 目标的定轨结果 .....	41
表 5.6	MEO 平台对目标卫星的定轨结果 .....	42
表 5.7	天基单 LEO 平台、MEO 平台对 GEO 目标的定轨结果 .....	44
表 5.8	天基平台组网卫星的初始轨道参数 .....	45
表 5.9	目标卫星的初始轨道参数 .....	46
表 5.10	双 LEO 天基平台对 LEO 目标定轨结果比较 .....	47
表 5.11	不同观测视场下的双 LEO 天基平台对 LEO 目标的定轨结果比较 .....	48
表 5.12	四 LEO 天基平台对 LEO 目标的定轨结果比较 .....	51
表 5.13	六 LEO 天基平台对 LEO 目标的定轨结果比较 .....	53
表 5.14	单 LEO 天基平台对 GEO 目标定轨的结果比较 .....	56

表 5.15	多 LEO 平台组网对 GEO 目标 1 的定轨结果比较 .....	56
表 5.16	多 LEO 平台组网对 GEO 目标 2 的定轨结果比较 .....	58
表 5.17	仿真时间 .....	60
表 5.18	平台与目标的初始星历 .....	61
表 5.19	三种测角精度下的定轨结果比较 .....	64
表 5.20	单、双 GEO 天基平台对 GEO 目标的定轨结果 .....	65

## 第1章 绪论

### 1.1 研究背景及意义

在第三次科技革命的时代背景下，随着空间技术的发展，太空安全对国家领土、领海和领空这类传统意义上的国家安全的影响增大，逐渐成为了国家安全的一个重要的组成部分。维护太空安全是我国新型总体国家安全观的一部分，是国家的重要安全战略之一，影响着我国未来的发展与生存。

近些年来随着现代航天技术的迅速发展，世界各国在太空这个战略制高点的竞争愈发激烈，太空军事化加剧，太空霸权论甚嚣尘上，空间环境随着各国的开发与利用而不断恶化，随之而来的轨道资源拥挤和空间碰撞等太空安全问题也日趋严重（宫经刚 等，2021）<sup>1</sup>。美国已经实现了以空间攻防为核心的空间安全领域军事化，其正在进行的各类空间态势感知项目，对包括我国在内的各航天大国的空间安全均产生了严重的威胁。面对愈发复杂的空间环境，空间态势感知能力作为构建太空优势的一项重要的基础能力，在维护太空安全的任务上起着至关重要的作用，提升此能力显然已经是各国研究自己空间领域的发展与建设时的一个重要且不容忽视的方向。

空间态势感知包括使用各种监视手段对空间目标进行识别与跟踪探测，判断目标的行动意图以及评估空间事件的安全性等，它包括对整个空间状态的监视，意在为保障空间安全提供理论及技术支撑（刘翔春，2018）<sup>1</sup>。对空间态势感知能力的应用可以具体到对空间目标的编目、预警以及空间部署、对抗、环境监测等各个方面，如果要判断任何一个国家的空间作战能力，衡量标准里一定包括空间监视、部署、攻防等方面的能力，空间目标监视也是空间控制中必不可少也无法被替代的技能（吴小华，2011）。

空间目标监视指通过地基或者天基监视系统跟踪、观测和识别包括自然天体和卫星、导弹和空间碎片等重要的人造天体在内的各类空间目标，获取其轨道参数、质量、尺寸等各类测量信息。空间目标监视是后续空间部署、对抗等成功开展的基础，通过空间目标监视系统跟踪侦察重要的、非合作性质的或具有危险性

的目标,获取较为精准的轨道数据这一任务的关键性和重要性在空间态势感知中十分突出(桑吉章等,2016)。

空间目标监视系统分为地基与天基监视系统两类,区别在于观测台站的位置。传统的地基监视系统依靠地面台站观测,雷达和光学是其主要的监视方式,观测不受探测器的体积、质量等因素的限制,对部署于中低轨的空间目标的定轨性能良好,但始终受到地理环境及政治等因素的限制,无法实现台站的全球覆盖,始终存在监视盲区(余建慧等,2006)<sup>772-773</sup>。

地球同步轨道(Geosynchronous Orbit, GEO)上分布着各类对国家至关重要的通讯、预警、定位、气象、侦查卫星和一些尺寸较小的空间碎片等高轨目标,地球静止卫星可以稳定为用户提供信息,战略地位随着GEO资源的紧张在不断提升。对GEO目标进行空间态势感知的能力反应了一个国家的空间监视与预警能力(王秀红等,2013)。对GEO目标的探测识别一直是空间监视的重难点,美国连续部署了四代GEO目标天基态势感知卫星(范志涵等,2019)<sup>88-94</sup>。对于GEO目标,雷达探测距离有限,光学探测的距离虽然足够远但是会同时受到电离层、对流层和大气环境等因素的影响,探测器分辨率会受到限制,对其进行高精度的轨道确定是当前的研究难点(宋叶志等,2020)<sup>271</sup>。

面对地基系统这些短时间内难以解决的问题,各国都开始建设自己的天基目标监视系统,试图利用天、地基空间监视系统联合观测空间目标,以构建一体化的监视网络。相比地基监视系统,天基监测系统的卫星平台不受地理位置的约束,可将单天基平台部署在不同高度的轨道上,甚至多天基平台多星组网进行空间观测,理论上可以覆盖地球周围所有空间,减少监测盲区,弥补地基监视网的不足。

天基空间监视的主要监视手段有光学、红外、雷达三种,当前在探测和成像等实际工程任务中,可见光技术发展的更为成熟一些,天基光学观测是目前天基空间目标监视系统发展的一个主要方向(余建慧等,2006)<sup>772</sup>。天基光学观测将天基平台和可见光传感器二者的优势融合,在利用星载CCD相机监视卫星等空间目标时,天基相机可对空间目标进行连续观测,且天基平台卫星的强机动性,使其在实时监测空间目标,提高对空间目标定轨效能和对空间目标的态势感知能力等方面颇具优势(牛照东等,2017)。

天基光学观测除了上述的优势外在跟踪观测空间目标时也存在着问题,比如: 1.如何确定目标卫星甚至是非合作目标卫星的初始轨道信息; 2.天基光学测定轨性能受平台卫星与各天体的空间相对位置的影响,也受观测设备性能的影响。这些问题都会直接影响到天基光学测定轨的精度甚至是可行性。

综上所述,在地基监控方面国内外的空间定位定轨的技术已经发展的比较成熟了,但在天基监测方面显然仍有较大的发展空间,天基光学空间目标监视也是未来实现对 GEO 目标实时观测的一个重要途径。

本文以空间目标中卫星的天基光学定轨监测为背景,提出了一些天基定轨的技术方案,在考虑天基观测设备的性能与多种天基光学监视约束的情况下,从初轨确定和精密定轨两个方面进行天基光学卫星测定轨的仿真分析。通过对仿真定轨精度的对比与分析,测试各种天基平台部署方案的可行性和定轨性能,尤其是多天基平台组网联合对目标卫星测定轨时的定轨性能,这一方面当前的研究资料较少。本文主要内容全部围绕天基光学空间目标的定轨仿真展开,为目前我国正在建设的天基空间目标监视系统的完善提供一些有意义的参考数据。

## 1.2 天基目标监视系统发展现状

### 1.2.1 国外发展现状

#### 1.2.1.1 美国

由于空间态势感知能力的重要性的太空高速发展的可预见性,美国是最早开始发展天基观测的国家,天基空间目标监视作为当前的一个比较重要的发展方向,美国早于二十世纪末就开始研究建设,这些年也在太空中开展了大量的天基试验项目,如天基可视计划 SBV (Space-Based Visible Program)、空间跟踪与监视系统等。

近些年来随着太空格局的变化,美国空间态势感知建设的重点从早期的主要放在感知在轨的空间目标的运动规律,保证航天安全逐渐升级为感知在轨运行空间目标的运动、能力和意图,保证空间资产免受潜在威胁,以及提高美军应对现代化战争的实力(宫经刚等,2021)<sup>2</sup>。为此美国在早期天基项目的基础上逐步建成了包括气象与环境监测、空天预警探测、空间攻防与对抗、陆海侦察与监测

等在内的全方位、多样化的天基信息系统（杨艳洲 等，2020）。目前美国对外公开的具有代表性的空间态势感知项目主要有天基红外预警系统 SBIRS（Space Based Infrared System）、EAGLE/MyCroft（ESPA Augmented Geostationary Laboratory Experiment）以及太空监视小卫星系统 S5 等。

### （1）天基可视计划

1996 年 4 月，美国发射了一颗空间中段试验卫星 MSX（Midcourse Space Experiment），主要任务是导弹中段预警，卫星上搭载了天基可见光传感器 SBV（汤泽滢 等，2015）。SBV 探测器作为 MSX 卫星上搭载的核心探测器之一，能够对空间目标反射的太阳光线辐射实现被动探测，以达到对空间目标探测、捕获和跟踪的目的，用来验证天基空间监视的功能和技术（Sharma, 2000）。SBV 相机具备高度抑制杂光的能力，其光学系统单片 CCD 视场为  $1.4^{\circ} \times 1.4^{\circ}$ ，系统的总视场为  $1.4^{\circ} \times 6.6^{\circ}$ ，设计重点侧重深空监视（周一宇 等，2008；Harrison and Joseph, 1996）。

MSX 卫星在轨运行前期主要任务之一是评估 SBV 的具体工作性能。SBV 探测器在 2000 年真正成为美国空间监视网的组成部分，可以使美空间司令部对重点目标的重访率提高一半（李雁斌 等，2012）。

SBV 作为小型遥感器，它不仅在试验工程中展示了其在深空探测等方面的探测能力，同时也让天基空间目标监视系统相对地基测控的优势得到了明显的展示，尤其是在面对高轨目标时（张科科 等，2005）。天基可视计划的成功则充分展示了天基空间目标监视比预计中更加明显的优势和潜力，也为美国后续天基空间监视系统的建立和完善奠定了基础。

### （2）天基太空监视系统

在 MSX 卫星的基础上，美国在 2002 年启动了 SBSS 项目，目的是建造一个部署在低轨道的光学遥感卫星星座。SBSS 系统的优势主要体现在卫星成像能力显著提高、跟踪监测的目标多、重访周期短、定轨精度高、深空探测能力强和全天候、全时段工作等方面，这些优势意味着此系统可以十分有效的加快美国对空间目标编目信息的更新，加快天、地一体化的空间目标监视系统的形成，提高美军的空间态势感知能力（崔潇潇 等，2011）。

SBSS 系统原预计分两个阶段完成，首先为了代替 MSX 卫星以及监视 GEO 目标，美国发射了作为 SBSS 系统先导星的 Block 10 卫星，命名为“探路者”。之后美国于 2015 年启动 SBSS 后续星研制计划，计划用三星低轨星座接替现有的天基空间监视系统，当前 SBSS 项目将推迟完成，但据悉当 SBSS 系统的部署彻底落实后，美国对 GEO 卫星的跟踪能力又将大幅提升（刘佳 等，2019）。

### （3） 微卫星技术实验卫星

微卫星计划是在 2006 年秘密实施的，两颗 MiTE<sub>x</sub> 卫星发射升空的主要任务之一是抵近侦查高轨目标。MiTE<sub>x</sub> 卫星进入 GEO 后开始轨道机动试验，成功进行了空间目标的抵近侦察等任务，验证了 GEO 微小卫星相关巡视技术（宋博，2014）。

### （4） 地球同步轨道空间态势感知计划卫星

随着地球同步轨道战略地位不断提升，2014 年 7 月美国将两颗 GSSAP 卫星和一颗 ANGELS 卫星发射入轨，将天基空间态势感知能力从低轨拓展至了高轨。GSSAP 是美国在 MiTE<sub>x</sub> 的基础上发展的高轨巡视卫星，运行在近 GEO 上，具备较强的轨道机动能力，能够按需求抵近 GEO 目标进行详细侦察，能够以最佳视场获得目标高清图像，极大的提升了美军在高轨空间目标方面的空间态势感知能力（刁华飞 等，2019）。2016 年 8 月，美国再次成功将 GSSAP-3 和 GSSAP-4 送入太空。GAASP 四星组网加强了其对 GEO 目标的实时监测能力。

### （5） EAGLE/MyCroft

2018 年 4 月，增强型地球同步试验卫星 EAGLE 发射，作为第四代空间态势感知试验的技术验证星，EAGLE 的任务包括对在轨空间目标的监测、对敌方的威胁行为进行识别等试验（范志涵 等，2019）<sup>90-92</sup>。

EAGLE 卫星携带一颗小卫星（MyCroft）和四个试验载荷，试验载荷主要可应用在空间态势感知与威胁探测技术验证等方面，而 MyCroft 卫星作为 ANGELS 后续星，同样也是一颗 GEO 态势感知卫星，并且可以在轨发射。根据美军数据，MyCroft 卫星已在坟墓轨道开展了相关实验，美国已具备了巡视坟墓轨道的能力（宫经刚 等，2021）<sup>4</sup>。

### （6） 太空监视小卫星系统

2019年,高轨空间态势感知小卫星星座技术试验卫星 S5 发射入轨,开展对 GEO 目标的监视试验。美国想通过 S5 来验证一些低成本方法的可操作性与适用性,主要目的是提高空间目标编目信息的更新速度,它预计部署在坟墓轨道。以 S5 作为试验星,美国计划在后续部署微小卫星监视星座,跟踪监测包括坟墓轨道在内的整个高轨区域,该星座一旦部署完成将会在极大程度上提高美国高轨态势感知系统的隐蔽性,增大我国空间态势感知系统发现非合作空间目标的难度(宫经刚等,2021)<sup>4-5</sup>。

### 1.2.1.2 其他国家

除美国外,各发达国家也先后开展了天基空间目标监视系统的建设,其中俄罗斯拥有世界第二大空间目标监视系统,是最早部署导弹预警系统的国家之一。俄罗斯的天基导弹预警系统以卫星为主,大致发展了三代。第一代的代号为“眼睛”,以大椭圆轨道卫星为主,对低纬地区的监视效能较差;第二代预警卫星代号“预报”,主要以 GEO 卫星为主,进一步提高了俄罗斯的导弹预警能力;新一代天基导弹预警卫星“统一空间系统”(EKS)于 2015 年开始部署(代科学等,2016;魏晨曦等,2006)。2021 年 5 月,第五颗 Tundra 系列导弹预警卫星“宇宙-2552”发射入轨,与另外四颗 EKS 卫星组网运行。天基导弹预警卫星侦察视角高、观测范围广、有其独特的优势,后续如能按计划于 2024 年前实现 EKS 卫星十星组网运行即成功部署“穹顶”(Kupol)系统,俄罗斯将拥有全球导弹预警能力,实现天基预警卫星和地基预警雷达一体化协同工作,真正意义上实现空间监视的全球覆盖(赵荣等,2020)。

作为北美防空联合司令部(NORAD)的成员,加拿大积极开展天基光学监视技术的研究,利用微小卫星平台进行空间目标探测。2003 年加拿大发射了用于天文科学实验的“恒星微振动观测”(Microvariability and Oscillations of Stars, MOST)卫星,完成了首次微型卫星探测深空目标的试验,检验了开展天基空间目标监视系统建设的关键性的技术(Scott 等.,2006)。此后,加拿大在 MOST 的基础上以地球卫星的跟踪观测和对近地小行星的跟踪搜索为研究目的,开展了近地空间目标监视系统的研制(韩洪涛等,2015)。2013 年,加拿大国防部将研制计划开始于 2007 年的“蓝宝石”(Sapphire)卫星成功发射入轨,其光学系统的

设计类似美国 1996 年发射的 MSX 卫星上搭载的 SBV 传感器，光学传感器的视场角为  $1.4^{\circ} \times 1.4^{\circ}$ ，对中高轨深空目标的探测能力更为突出(Hackett 等., 2012)。与此同时，加拿大为了验证微型卫星执行深空目标监视任务的可行性，将 NEOSSat 卫星同时发射 (Wallace 等., 2004)。

除美国、俄罗斯、加拿大等国家外，日本于 2013 加入了美国反导弹作战系统，加强与美国在太空领域的交流与合作。同年日本发射了一颗回收太空垃圾的卫星，并展示了此卫星较为理想的空间目标监视能力。

### 1.2.2 国内发展现状

我国在空间目标监视方面发展迅速，但毕竟起步落后于美俄等发达国家，在空间目标监视系统尤其是天基系统的实际部署上仍旧远远落后于美国。2000 年我国的“空间碎片行动计划”开始实施，对危险的空间碎片的天基观测研究也提上日程，除此之外还提出了空间多波束测量雷达思想。2009 年，建设于南京的空间目标与碎片观测实验室竣工，地址坐落在紫金山天文台。我国还在 2008 年神州七号发射和 2016 年天宫二号发射这两次载人航天任务中利用伴星一号和伴星二号进行了天基光学成像监视方面的试验，也验证了伴星与主星间近距离绕飞能力。

除了这些，我国在空间环境探测方面的进步也十分明显，空间环境天基监测目前已具备一定的规模，探测要素基本齐全，已经对近地空间环境形成了初步的稳定的监测能力，空间环境监测平台进入天、地融和发展阶段。预计中欧合作的太阳风-磁层相互作用全景成像卫星等计划会促进天基监测能力再一次大幅提升 (王赤 等, 2021)。

2018 年 12 月，中国科学院空间环境态势感知技术重点实验室成立，空间环境态势信息获取技术是该机构的研究方向之一。2020 年 5 月，“行云二号”发射入轨，作为中国航天科工天基物联网星座的首发星，目前正在开展卫星应用测试与在轨技术验证。

## 1.3 相关技术研究现状

### 1.3.1 初始轨道确定方法

在航天测控任务中,我们常常需要对无任何初始信息的空间目标进行实时监控,也就是获取非合作空间目标的初始轨道信息,初定轨结果还可以作为后续轨道改进即精密定轨的迭代初值。传统意义下的初定轨模型实质上就是用简单的动力学模型解决一个无摄二体运动问题,一般是短弧定轨,将复杂多变元迭代问题转换为简单迭代问题求解。关于初轨的计算问题,考虑到观测资料一般为测角资料,所以绝大多数初定轨方法的研究是针对测角型资料展开的,基本可以归纳为 Laplace 型和 Gauss 型两类,利用测角资料定初轨的关键在于利用角度信息获取目标在某一历元时刻的位置和速度。

在 Laplace 方法上, Sokolaskaya MJ (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,这种改进基于 Laplace 方法框架中的球坐标和轨道根数坐标的导数的改进,对观测数据的拟合残差进行了多次拟合迭代。徐品新 (1981) 改革了 Laplace 轨道算法,在利用短弧光学观测资料定初轨的过程中,让轨道的半长径与其他轨道根数分离,用优选法预先确定其最优值,改善整个计算过程的收敛性。戎鹏志 (1991) 改进了 Laplace 初轨计算的条件方程的形式及初值的选择方式,改进后的方法可适用于任意轨道偏心率的目标,且可显著改善迭代收敛性。之后随着光学测量精度逐渐提高到角秒量级,各种目标轨道的初轨探测需求相继出现,传统定初轨的方法也在不断的改进,摄动影响需要被考虑。刘林 (2003) 改进了定轨模型,给出了包含地球扁率摄动的改进的 Laplace 初轨计算方法,证明可有效提高卫星初轨计算精度。刘林 (2009) 总结了各种类型的测量数据的初轨确定问题,把推广的 Laplace 方法应用于一般受摄二体问题,可适应高精度定轨资料,且不受轨道类型的限制。

除上述基于传统 Laplace 方法改进的初轨确定方法外,利用测角资料定初轨的研究上,还出现了一些比较新颖的方法。王志胜等 (2002) 提出了图解法,设计了十进制浮点数编码遗传算法。李骏等 (2019) 提出了约束微分修正方法,利用间隔时间较短的两短弧测量数据确定新目标初轨,仿真证明了该方法有利于增强迭代的收敛与稳定性。Vitarius PJ 等 (2006) 根据开普勒定律推导出一种对测量噪声十分敏感但是对引力常数、中心天体质量及时间尺度无要求的确定空间目标倾斜距离的方法。为解决极短弧无法有效进行初轨确定等问题, Milani 等 (2005)

基于传统的初轨确定方法，使用了一种新的方法表示轨道参数。陈龙等（2021）则提出了一种定位 LEO 目标的新方法，即非协同共视观测技术，与单站测角数据初轨确定相比，此方法结果更加可靠。

除上述仅利用测角数据定轨的方法外，还有一些结合目标测距或测速信息确定初轨的方法，如雷祥旭（2020）提出距离搜索法，基于甚短弧初轨确定的关键技术，结合长春人卫站地基光电阵的测角资料和天基光学仿真测角资料验证了该方法的有效性，结果表明此方法完全可满足空间目标定初轨的需求。王西京等（2004）首次将遗传算法运用于定轨实践，依靠单站测速数据，实现了对无初值目标的初轨确定且能满足收敛要求。但由于测角资料更易获得，所以此类方法在实际空间目标测定轨中并不被广泛使用。

以上对空间目标初轨确定的方法研究大多建立在地基观测的基础上，并不完全适用于天基初轨确定问题，使用 Laplace 方法进行初轨计算时常常会出现平凡解的情况，即对目标的定轨结果为观测平台的轨道，这种现象在天基平台与目标高度接近以及观测资料稀疏时最为严重。为了解决地基 Laplace 直接应用于天基定初轨，在轨道确定中出现的定轨失败和平凡解的问题，刘磊（2009）提出了一种双  $\rho$  迭代模型，可以得到较好的初定轨结果。甘庆波等（2007）研究了单天基平台对目标定初轨的问题，提出了一套针对中低轨目标的计算方法，即优先确定轨道面参数再确定其余轨道根数，此方法并不适用于定轨精度要求比较高的时候。根据地基定初轨的经验，只有改进天基光学仅测角定轨方法，将轨道摄动力一起考虑，才能实现天基短弧定初轨精度的提升。由此刘光明等（2015）参考单位矢量法提出了一种考虑摄动的单位矢量法来定初轨，在天基单平台仅测角条件下，引入连续同伦算法来求解观测条件方程组，经数值仿真验证，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。同样基于单位矢量法，孙杰（2015）重点研究了天基光学观测 GEO 目标定初轨的方法，推导了约束总体最小二乘法，用于提高初轨精度，此方法可以同时解算空间目标的轨道信息以及测量系统的误差。当前在有关天基定初轨精度的研究上，基于 Laplace 方法改进而来的方法不少，大部分研究结果都是基于数值仿真实验得到的，但仍可以为天基空间目标监视技术的发展提供一定的参考价值，这也是本文研究的意义。

### 1.3.2 轨道跟踪确定方法

对空间目标进行初轨确定得到的轨道参数一般精度有限,为了满足航天任务或是工程的需求,还需要以初始轨道为基础结合大量观测资料和更加精确的轨道动力学模型来进行轨道改进,这种轨道跟踪确定方法称为轨道改进,也可直接叫做精密定轨。精密定轨实质上与观测设备的测角精度、定轨方法、动力学模型精度和观测数据量都有着密切关系,通常是通过较长弧段的跟踪观测资料来对空间目标进行轨道确定,根据实时确定目标状态与否而选择卡尔曼滤波算法或者最小二乘批处理算法。在当前的天基空间目标监视跟踪任务中,平台卫星的精确轨道信息一般可以通过地面测控系统或是星载 GNSS 接收机获得。

目前利用天基光学测角资料研究空间目标精密定轨的文献不如地基丰富,在天基光学测定轨方面,陈务深(2008)等初步对使用天基测角数据定轨的方法进行了研究,验证了该定轨方法的可行性。在此之后陆续也出现了一系列使用天基光学单星测角数据进行轨道确定的研究。如张雪敏(2018)在天基单平台仅测角条件下,针对空间目标的超短弧稀疏光学数据的定轨问题展开了研究,建立了低轨天基平台对中高轨非合作空间目标的跟踪定轨模型,联合两段短弧数据定轨半长轴的精度可达百米量级。宋叶志等(2021)采用高精度的数值法研究了低轨星载光学测量技术对 GEO 卫星进行轨道跟踪确定的能力。这对空间目标监测和空间安全评估都有着重要的意义。刘磊等(2021)针对 GEO 目标的跟踪测量问题,基于天基光学测角数据,测试了初轨确定以及角度和观测方向矢量结算两种轨道改进方法的性能,证明了观测量的构造形式以及观测弧段长度对高轨目标的定轨精度均有影响,后续也将进一步对更多类型的空间目标进行测试以提高我国天基光学载荷的空间监视能力。

上述研究大多建立在单天基平台的基础上,单平台跟踪观测空间目标进行轨道确定,如单 GEO 卫星观测 GEO 目标定轨时,轨道确定即精密定轨的过程中方程十分接近奇异,这会造成定轨失败。面对此类定轨缺陷问题,王秀红等(2016)提出了一种利用虚拟测距的轨道改进方法,结合天基测角资料可在很大程度上提高单星天基光学测定轨的定轨精度。闫瑞东等(2021)开展了基于 Gooding 算法的低轨天基平台光学监测低轨、中轨和高轨目标的轨道改进研究,通过仿真实验

得到了较为理想的轨道精度。

上述提到的有关轨道跟踪确定的研究基本都基于传统的天基监测平台的轨道信息已知的情况。近年来,也出现了一些研究是建立在平台轨道信息未知的条件下的。如潘晓刚等(2009)提出的天、地基联合定轨方法,参考 SBV 构建了一种将平台卫星和 GEO 目标的轨道参数都作为待估状态量同时解算的天基测控模型,经验证能通过抑制天基平台的星历误差,十分有效的提高定轨精度。胡云鹏等(2021)提出了天基空间目标自主监视的概念,实现自主定轨仅需要通过天基平台获取的惯性系下的测角信息。

在实际探测任务中,由于受到地球遮挡等条件的限制,单星平台的探测能力十分有限。因此为进一步提升轨道跟踪性能,获取更加精确的观测结果,多天基平台多星组网联合观测空间目标也逐渐成为了天基空间目标监视的一个研究热点。如周庆勇等(2010)通过天基光学监视平台对不同空间目标的定轨仿真实验展示了两种监视平台组网监测更有利于空间目标的轨道确定。以及为了提高天基光学传感器观测空间目标的定位精度,赵巨波等(2021)提出了天基空间目标双星立体天文定位方法,为天基空间目标的高精度检测定位提供了参考,此方法首先建立目标在光学传感器上的成像模型,其次精确提取目标在二维像平面上位置,然后建立地球惯性系下目标的观测矢量模型,最后结合最小二乘法,解算空间目标位置参数,实验结果表明了该算法的定轨误差足以满足定位需求。

综上我国在利用天基光学测角资料测定轨的研究方面起步较晚,尤其是在多天基平台卫星组网联合对目标卫星测定轨以及天基平台卫星对 GEO 目标卫星跟踪定轨等方面的研究资料相对较少,非常值得继续深入研究。

#### 1.4 本章小结

综上所述,目前通过天基光学测角资料对空间目标进行初轨确定和轨道改进的研究相对地基较少,利用多天基平台组网联合观测定轨的研究资料更少且仍有较大的发展空间。此外地基监视系统对 GEO 目标的跟踪观测具有一定的局限性,利用天基光学测定轨实现对非合作性质 GEO 目标的有效预警以及 GEO 目标的跟踪监测对于维护我国空间安全具有重要的意义。在此背景下,本文基于天基光

学监视约束与天基观测设备性能，利用卫星初轨确定软件、卫星轨道预报与精密定轨软件，对不同场景下空间目标初轨的确定和精密轨道的确定进行仿真实验，通过对定轨结果的精度分析来测试各种天基平台部署方案的可行性与合理性，尤其是多天基平台组网联合对目标卫星测定轨时的定轨性能，希望能在天基光学空间目标测定轨精度的提高以及天基空间目标监视系统的部署等方面提供一些设计方案，同时为我国正在大力发展的天基空间目标监视系统的建设与完善提供一些有意义的参考数据。

## 第2章 时空系统与轨道动力学模型

### 2.1 引言

空间目标初始轨道的确定和精密轨道的确定过程中都涉及到了较为复杂的时间与空间系统的转换,本章节主要对天基光学空间目标定轨仿真的过程中使用到的时间系统、空间系统、时空坐标系的转换和定轨仿真中相关动力学模型进行了介绍与梳理,对论文中目标卫星精密定轨仿真中定轨精度的计算方法进行了说明,最后简单介绍了论文结构及主要研究内容。

### 2.2 时间系统及其转换关系

#### 2.2.1 时间系统定义

时间是物质运动持续性的表现,通常包括时刻与时段两种含义。空间目标的轨道计算通常需要确定某时刻具体的状态向量,这个过程中涉及到各时间系统间的转换。空间目标初轨确定与精密定轨的算法准确性在很大的程度上受到时间系统的准确性和各系统间转换关系正确性的影响。

##### (1) 原子时系统

原子时系统是一类均匀的时间系统。国际计量局分析处理了取自全球各实验室的大量的原子钟数据,明确国际原子时 TAI(International Atomic Time)。在 TAI 的初始历元时刻,其与世界时的差值为 0.0039 s。之后受到地球自转的影响,国际原子时 TAI 与世界时 UT(Universal Time)之间的时间差值在逐年累计。

##### (2) 世界时系统

世界时系统与原子时系统不同,它作为时间系统并不是均匀的。通常直接观测即可测得 UT0,作为世界时的初始值。经极移改正得到 UT1,再改正地球自转速度导致的季节不均匀性,得到 UT2。

此外,协调世界时 UTC(Coordinated Universal Time)是 TAI 的具体实现。UTC 在时刻上接近世界时,十分特殊的是时间尺度的均匀性在 UTC 上可以保持,但是 UTC 同时能够在一定的程度上体现出地球自转的变化。且由于地球自转逐

渐变慢，为了确保其与 UT1 的差值始终要小于 0.9 s，因此加入了闰秒。

### (3) 力学时系统

1979 年，国际天文学联合会 IAU (International Astronomical Union) 定义了太阳系质心力学时 TDB (Barycentric Dynamical Time) 和地球质心力学时 TDT (Terrestrial Dynamical Time)，两种时间系统可以看作是行星绕日和卫星绕地的天体运动方程中的时间变量，分别对应着质心天球参考系和地心天球参考系。

TDB 主要可用于太阳系历表等，与 TDT 之间只存在由相对论效应引起的周期项。而视地心历表主要使用 TDT。之后 IAU 给出时空度规，定义了地球质心坐标时 TCG (Geocentric Coordinate Time) 与太阳系质心坐标时 TCB (Barycentric Coordinate Time)，同时地球时 TT (Terrestrial Time) 成为了太阳系天体地心视历表所用时间 (索菲 等, 2015)。

## 2.2.2 时间系统的转换

### (1) 儒略日

儒略日 JD 是一种长期记日法。自 1984 年起，2451545.0 为历元 J2000.0 对应的儒略日。

IAU 于 1973 年定义了简化儒略日 MJD，其定义为：

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

### (2) TAI 与 TT 的转换

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

### (3) 时间系统转换示意图

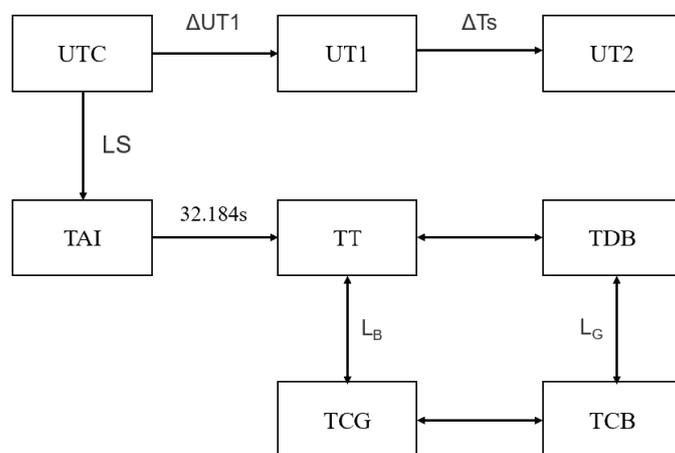


图 2.1 时间系统转换示意图

Figure 2.1 Schematic diagram of the time system conversion

图 2.1 中  $\Delta UT1$  由 IERS 提供,  $LS$  为跳秒数,  $\Delta TS$  为与地球自转速度相关的季节性改正, 公式如下:

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

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, 而 TCB 与 TCG 之间的四维时间变化基于 BCRS 与 GCRS 间的变换。

## 2.3 坐标系统及其转换关系

### 2.3.1 坐标系统

坐标系是一种数学工具, 空间目标随时间变化的位置矢量是在坐标系下表达的, 表 2.1 列出了常用的几类坐标系的原点、基本面对应的具体信息 (赵铭, 2006)。

表 2.1 常见坐标系

Table 2.1 Common coordinate system

坐标系	原点	基本面对	X 轴指向	坐标
赤道坐标系	地心	天赤道	春分点	赤经、赤纬
时角坐标系	地心 (测站)	天赤道	子午圈与基本面对交点	时角、赤纬
黄道坐标系	太阳系质心	黄道面	春分点	黄经、黄纬
银道坐标系	太阳系质心	银道面	银河系中心	银经、银纬
地平坐标系	观测者	地平圈	北点	方位角、高度角
地固坐标系	地心	赤道	本初子午线	

赤道坐标系还可细分为瞬时真、平赤道坐标系和历元平赤道坐标系等。本文定轨中应用到的坐标系主要有地心天球、地固、和 RTN 坐标系等。

### 2.3.2 坐标系统的转换

#### 2.3.2.1 地固坐标系与地心天球坐标系

空间目标的位置矢量在这两个坐标系之间的转换关系如图 2.2 所示 (刘林, 2000)。

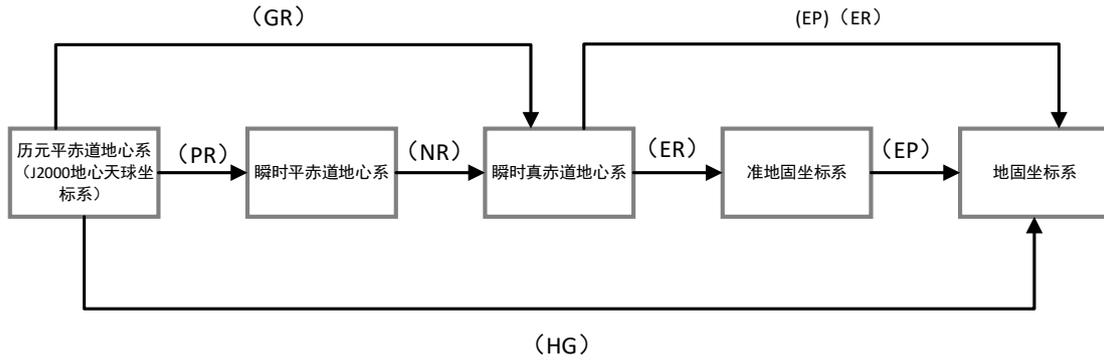


图 2.2 坐标系转换示意图

Figure 2.2 Schematic diagram of coordinate system transformation

图 2.2 中 (PR)、(NR)、(ER) 和 (EP) 分别表示岁差、章动、地球自转和极移矩阵。

### 2.3.2.2 RTN 坐标系与地心天球坐标系

本文仿真定轨实验中的轨道精度分析是在 RTN 坐标系下进行的，定义如下：

$$\mathbf{u}_R = \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|}, \mathbf{u}_N = \frac{\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}}{|\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}|}, \mathbf{u}_T = \mathbf{u}_N \times \mathbf{u}_R \quad (2.4)$$

卫星等空间目标的质心为轨道坐标系即 RTN 坐标系的原点，其中 N 轴为轨道面正法向；R 轴自地心指向空间目标的质心，通常为径向；T 轴则在空间上垂直于 R 轴，在轨道平面内指向空间目标的运动方向，一般为沿迹方向。

论文中在比对和分析天基光学空间目标测定轨的轨道精度时，首先要判断定轨残差，定轨精度评定的一个指标设置为判断残差分布是否符合定轨仿真实验中设定的噪声水平，因为这个指标从某方面来说能够证明论文实验与定轨方法是否合理。然后将参考轨道与精密定轨轨道的重叠比对结果从地心坐标系转换到上述轨道坐标系，通过计算得到 RTN 坐标系下的比较结果，这也是论文精密定轨仿真实验中对空间目标的轨道精度与天基平台测定轨性能进行评判的指标。

## 2.4 摄动力模型

轨道计算采用动力学方法，在一般的动力学定轨中 N 体摄动、地球潮汐摄动等摄动力等都可用精确的力模型表示，太阳光压等则很难高精度的表示，为补偿无法模型化的微小摄动力影响有时会引入经验力模型。论文中使用的主要摄动

力模型及定轨中的解算策略如下表所示（宋叶志 等，2020）<sup>273</sup>。

表 2.2 摄动力模型与解算策略

**Table 2.2** Perturbation force model and solution strategy

摄动力模型	描述
引力场	JGM70*70 (GEO 截断至 10*10)
N 体摄动	JPL 的 DE405 历表
辐射压摄动	Box-Wing
广义相对论摄动	参数化后牛顿改正
地球潮汐摄动	日月引起的二阶潮汐摄动位变化
参数估计方法	QR 分解、最小二乘批处理
积分器	KSG 积分器

## 2.5 论文结构

论文的第一章介绍了天基光学空间目标测定轨的研究背景及意义，总结了天基光学空间监视在国内外的发展与研究现状，指出了本文的研究方向。第二章梳理了定轨仿真中涉及到的时空系统、动力学模型及定轨解算策略，前两章的内容为论文的研究重点即后续天基光学空间目标定轨仿真实验及精度分析的研究提供了部分理论支撑，论文后续主要研究内容如下。

第三章主要介绍了天基平台观测目标卫星定轨仿真实验中用来筛选初始测角资料，使测角数据更加接近真实观测的光学监视约束模型，对空间目标即卫星相对天基观测平台不可视的情况做出了详细说明。

第四章的主要研究内容是利用基于天基光学测角数据和广义 Laplace 方法开发的天基初始轨道确定软件，对无初始轨道信息的非合作目标卫星进行初轨确定仿真实验，分析天基观测平台对目标卫星的定初轨性能及定轨精度的影响因素。

第五章的主要研究内容为利用大量天基光学仿真测角数据进行空间目标的精密定轨仿真实验，主要从单天基平台与多天基平台组网联合观测两部分开展，将天基平台与目标卫星再细分为低轨、中轨、高轨等多种情况，分析天基观测平台的数目、高度、部署情况、测角精度等对目标卫星定轨精度的影响，测试天基

平台卫星对目标卫星的定轨监测性能,以及探究不同天基平台组网设计方案的可行性与优劣性。

## 2.6 本章小结

本章介绍了天文研究中常用的时间、坐标系统及其转换关系,对本文空间目标跟踪定轨中涉及到的几类时空系统进行了重点说明,简单说明了论文中天基光学卫星测定轨仿真时定轨精度的计算方法,梳理了定轨软件编写中使用到的重要的动力学模型及定轨的解算策略,为后续章节中的初轨及精密定轨的研究提供了部分理论基础。最后对论文结构及第三章空间目标光学监视约束模型、第四章天基光学非合作目标初轨确定及第五章基于光学测角资料的空间目标跟踪定轨中的主要研究内容进行了简单说明。

## 第3章 空间目标光学监视模型

### 3.1 引言

我国对天基空间目标探测技术的研究尚且处于发展阶段,研究资料相对较少,可参考文献多以天基监视平台卫星轨道理论设计为主,其中空间目标的可见性始终是空间目标天基光学监视系统的理论设计中需要重点讨论的问题。在实际探测过程中,对空间目标的监测定轨会受到各种约束条件的影响。这些约束可大致分为空间几何约束和光学传感器性能两种,其中空间几何约束主要指天体相对于目标卫星和天基平台间的几何关系,如地球遮挡约束等,而光学传感器的性能约束则主要包括视场角约束等(陈阳等,2021)。

本文主要参考了蓝朝桢(2009)、刘骏(2009)、刘磊(2010)、刘翔春(2018)<sup>14-17</sup>等多位学者的研究,建立了光学监视约束模型,用以研究天基单平台或天基多平台组网联合观测目标卫星时各类几何和光学约束条件对目标卫星光学可观测性的影响。此外利用光学监视约束模型对仿真的初始测角数据进行筛选,使后续用于定轨仿真的测角数据更加接近真实观测。

### 3.2 光学监视约束模型

#### 3.2.1 太阳光干扰约束

在空间观测任务中,当天基平台逆向太阳光观测目标卫星时,过强的环境光会导致空间目标不可视或目标无法被清晰观测的现象出现。光学可视条件如图3.1,定义 Earth、Sun、Platform、Object 分别代表地球、太阳、观测平台与目标卫星,  $\theta_{\text{sun}}$  为目标—平台—太阳之间的夹角。经调研,对于夹角  $\theta_{\text{sun}}$ ,光学相机有典型角度  $30^\circ$ ,为了使仿真数据更加贴近真实观测,论文中设定此夹角阈值范围为大于  $40^\circ$ ,即当  $\theta_{\text{sun}}$  大于  $40^\circ$  时,目标卫星才能被观测到,计算公式如下:

$$\theta_{\text{sun}} = \arccos \left( \frac{\mathbf{r}_{\text{obj}} - \mathbf{r}_{\text{sta}}}{|\mathbf{r}_{\text{obj}} - \mathbf{r}_{\text{sta}}|} \cdot \frac{\mathbf{r}_{\text{sun}} - \mathbf{r}_{\text{sta}}}{|\mathbf{r}_{\text{sun}} - \mathbf{r}_{\text{sta}}|} \right) \quad (3.1)$$

其中  $r_{obj}$  为地心到空间目标的位置矢量,  $r_{sta}$  为地心到平台的位置矢量,  $r_{sun}$  为地心到太阳的位置矢量。

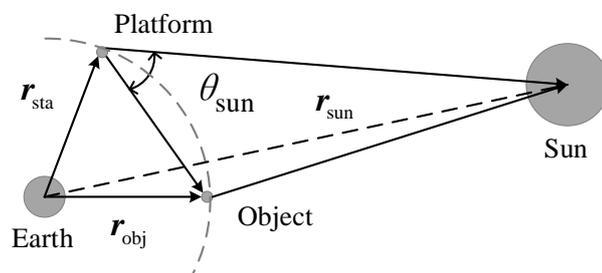


图 3.1 光学几何条件

Figure 3.1 Optical geometry condition

### 3.2.2 地球遮挡约束

天基光学观测要求携带光学传感器的观测平台与目标在环绕地球运动的过程中不能有其他任何物体的遮挡, 对于卫星而言, 这一约束通常针对中心天体地球。当目标卫星、天基平台与地球的相对位置在一条直线且地球位于中间时, 目标卫星相对天基平台被地球遮挡, 不满足观测条件。地球、卫星、平台间的相对位置关系如图 3.2 所示, 图 3.2 中  $O$  表示地心, Platform 和 Object 分别表示天基平台和目标卫星,  $\beta$  为天基平台—地心—空间目标间的夹角,  $r_s$  和  $r_{obj}$  分别表示观测平台与目标卫星在 J2000 惯性坐标系下的位置矢量。

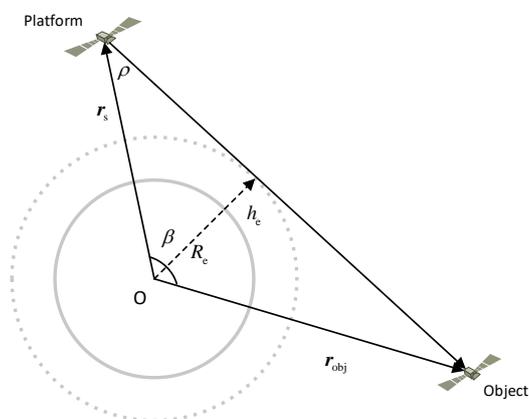


图 3.2 地球遮挡示意图

Figure 3.2 Schematic diagram of earth occlusion

对于地球遮挡的判断,考虑到本文仿真实验中天基平台的轨道高度均低于目标卫星,则需要判断地心到平台与目标间连线的距离 $d$ 是否大于地球半径 $R_e$ ,当 $d > R_e$ 时,满足观测条件。

$$\rho' = \arccos \left( \frac{r_s}{|r_s|} \cdot \frac{r_{obj} - r_s}{|r_{obj} - r_s|} \right) \quad (3.2)$$

$$d = |r_s| \cdot \sin \rho \quad (3.3)$$

### 3.2.3 地光条件约束

与地球遮挡类似,当观测平台与目标卫星连线贴近地表时,同样会被大气层反射的强太阳光影响,不满足观测条件,此项限制条件可合并至地球遮挡约束,如图 3.2 所示在地球半径外增加大气层厚度 $h_e$ 。当平台与目标间连线到地心的距离 $d$ 大于 $R_e + h_e$ 时,目标才能被平台观测。

### 3.2.4 地影约束

空间目标位于可见光照射区域是天基光学观测开展的一个必要条件,参考地基空间目标监视中对地影模型的研究,假设从无穷远处射向地球的太阳光为平行光束,则因背向太阳光而形成的地球阴影为圆柱状地影。当处于圆柱状地影区域时,空间目标不可反射太阳光,不能被光学传感器捕获,因此不满足观测条件。对于天基可见光传感器来说,地影的影响是不可忽视的,地影约束下的空间目标可见性如图 3.3 所示。

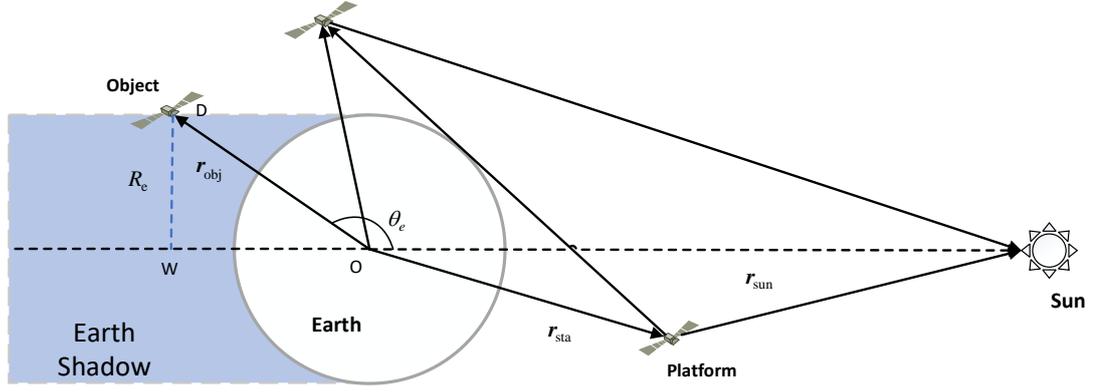


图 3.3 地影约束

Figure 3.3 Earth shadow constraint

图 3.3 中  $r_{\text{sun}}$  为地心到太阳的位置矢量， $R_{\text{sun}}$  为地心到太阳的单位矢量， $r_{\text{obj}}$  为地心到目标卫星的位置矢量， $R_{\text{OBJ}}$  为其单位矢量。将矢量  $r_{\text{sun}}$  与矢量  $r_{\text{obj}}$  间的夹角  $\theta_e$  定义为：

$$\theta_e = \arccos \left( \frac{\mathbf{r}_{\text{obj}} \cdot \mathbf{r}_{\text{sun}}}{|\mathbf{r}_{\text{obj}}| \cdot |\mathbf{r}_{\text{sun}}|} \right) \quad (3.4)$$

当  $\theta_e < 90^\circ$  时，目标位于地影区域外。当  $\theta_e \geq 90^\circ$  时，由公式 3.5 判断距离 DW 是否小于地球半径，如果 DW 小于地球半径  $R_e$  则可直接确定观测目标位于柱状地影区域内，不可观测；如果 DW 大于  $R_e$ ，则满足观测条件。

$$DW = |\mathbf{r}_{\text{obj}}| \cdot \sin \theta_e \quad (3.5)$$

综上所述，地影的约束条件为  $\theta_e < 90^\circ$  或  $\theta_e \geq 90^\circ$  且  $DW \geq R_e$ 。

### 3.2.5 月光干扰约束

与太阳光干扰约束条件类似，月球会反射太阳光，所以月光干扰约束条件也应当作为完整的光学监视约束模型的一部分。当空间目标运行在月球视圆面及其附近时，不满足光学传感器的观测要求，目标卫星相对观测平台不可测。月光干扰约束条件中的空间目标、观测平台与月球位置示意图见图 3.4，设定临界月光

约束角  $\varphi$  为月球视半径和光散射角之和，当目标—平台—月球时间的夹角  $\theta_{\text{moon}}$  大于角  $\varphi$  时，目标卫星相对天基平台可观测。

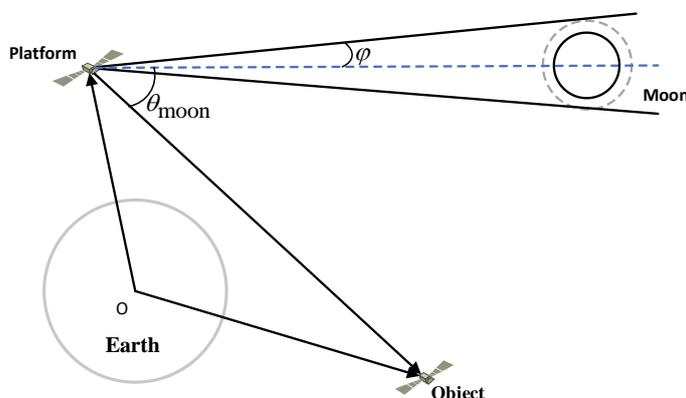


图 3.4 月光干扰约束

Figure 3.4 Moonlight disturbance constraint

### 3.2.6 观测视场角约束

是否位于 CCD 相机的观测视场内是空间目标的光学可见条件之一，观测视场的大小除了受到观测设备自身性能的影响，也受到天基相机安装模式的影响。通常情况下，观测视场角越小，探测数据的精度越高，但空间目标的可见性越差。国外很多天基探测器比如 SBV 探测器，采取的望远镜视场角都比较小，虽然获得的观测数据精度较高，但是通过这些探测器获得的探测数据较少、对 GEO 目标不能实现全覆盖且探测弧段较短，对于仅能通过天基测角数据定轨的空间目标来说，会在很大程度影响其定轨精度。

除此之外由于受到技术水平的限制，望远镜光学视场的大小有一定的上限，且除了锥形视场外，还有一些特殊的光学系统如 SBV 探测器和离轴三反式望远镜采用的光学视场为长方形。因此探测设备的视场角对空间目标可见性的影响也需要作为光学监视约束模型的一部分。探测设备在观测平台上可以选用多种安装模式，本文选择固定安装模型，不过多的考虑天基平台的姿态控制、仅依靠天基探测设备自身的观测视场角来判断探测范围。文中考虑不同的观测模式，根据设定的仿真场景采用不同视场角与观测精度进行定轨仿真。

定义  $\theta$  为相机视场的锥角半角， $\xi$  为地心到平台的位置矢量与平台到空间目

标的位置矢量间的夹角，则相机视场为锥角时的可视条件如图 3.5 所示。当  $\xi \leq \theta$  时，空间目标确定位于相机视场内。如果相机视场为长方形视场  $\theta_1 \times \theta_2$ ，则结合轨道平面法向量计算公式和球面三角函数计算公式分别判断目标在垂直轨道面与平行轨道面的两个方向上是否均满足观测约束条件。

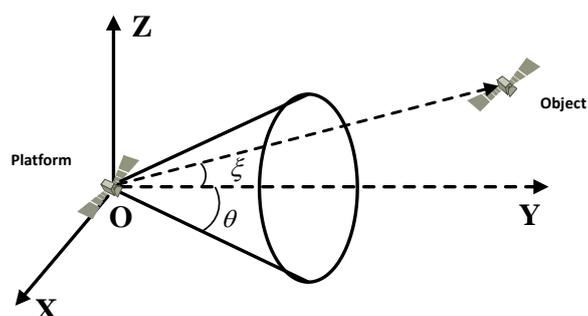


图 3.5 观测视场角约束

Figure 3.5 Field of view constraints

### 3.3本章小结

本章从太阳光干扰、地球遮挡、地光条件、地影约束、月光干扰、观测视场角六个方面详细介绍了本文定轨仿真中用到的光学监视约束模型，此模型主要用于筛选初始光学测角资料，使仿真的光学测角数据更加接近真实观测。

## 第4章 天基光学非合作目标初轨确定

本文对空间目标的定轨仿真实验分为两部分,本章的主要内容是研究无任何初始信息前提下的非合作目标卫星的初始轨道确定。采用广义 Laplace 方法进行天基光学卫星定初轨的本质就是仅利用观测平台的多段短弧测角数据计算得到目标卫星的轨道,即目标卫星在某一定轨历元时刻的坐标和速度矢量,这体现了 Laplace 方法的简洁有效。本文在广义 Laplace 方法(刘林, 2015)<sup>94-115</sup>的基础上,利用基于天基光学测角数据研制的天基初始轨道确定软件,分析不同条件下天基平台对目标卫星的初轨确定性能及初定轨精度的影响因素。

### 4.1 初始轨道确定原理

本文对于初轨确定的研究基于天基光学测角数据展开,由于空间目标为人造地球卫星,所以空间坐标系选取 J2000 地心天球坐标系,初始轨道的确定主要涉及到对应几何关系的测量方程和对应动力学关系的状态方程。在选取的 J2000 地心天球坐标系下,测量几何关系如图 4.1 所示,满足  $\vec{r} = \vec{\rho} + \vec{R}$ , 其中 E 表地心, S 代表天基观测平台, O 是目标卫星,  $\vec{r}$  代表目标卫星相对地心的位置矢量,  $\vec{\rho}$  代表平台对目标的观测矢量,  $\vec{R}$  为天基观测平台相对地心的位置矢量。

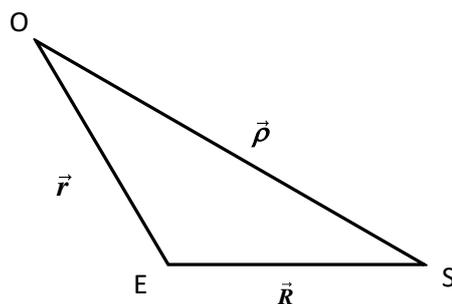


图 4.1 目标与平台间的测量几何关系

Figure 4.1 Measurement geometry between target and platform

对于  $(\alpha, \delta)$  型测角资料而言, 直角坐标转换公式如下:

$$\vec{\rho} = \rho \hat{L}, \quad \hat{L} = (\lambda, \mu, \nu)^T \quad (4.1)$$

$$\hat{L} = \begin{pmatrix} \lambda \\ \mu \\ \nu \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \delta \cos \alpha \\ \cos \delta \sin \alpha \\ \sin \delta \end{pmatrix} \quad (4.2)$$

定初轨时除了上述测量几何关系外还需要结合动力学条件，在 J2000 地心惯性坐标系下，目标卫星相对于地球的运动微分方程如下：

$$\begin{cases} \ddot{\vec{r}} = -\frac{GM}{r^3}\vec{r} + \vec{F}_\varepsilon(\vec{r}, \dot{\vec{r}}, t; \varepsilon) \\ t_0 : \vec{r}_0 = \vec{r}(t_0), \quad \dot{\vec{r}}_0 = \dot{\vec{r}}(t_0) \end{cases} \quad (4.3)$$

利用时间间隔  $\Delta t = t - t_0$  的幂级数解作为动力学条件，以此建立初轨确定的基本方程，在短弧定轨的前提下，此解包含轨道的全部信息。在简化第三体引力摄动，仅考虑地球扁率 J2 摄动项时，地球卫星运动方程的时间幂级数解的公式可以表示为（刘林，2015）<sup>94-115</sup>：

$$\vec{r}(t) = F^*(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\vec{r}_0 + G^*(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\dot{\vec{r}}_0 \quad (4.4)$$

此时  $F^*$  和  $G^*$  在 X、Y 方向上的分量相同，代入测量几何关系可以得到：

$$\hat{L} \times (F^* \vec{r}_0 + G^* \dot{\vec{r}}_0) = \hat{L} \times \vec{R} \quad (4.5)$$

式 4.5 即为使用测角资料定初轨的基本方程，按分量形式书写如下：

$$\begin{cases} (F\nu)x_0 - (F_z\lambda)z_0 + (G\nu)\dot{x}_0 - (G_z\lambda)\dot{z}_0 = (\nu X_e - \lambda Z_e) \\ (F\nu)y_0 - (F_z\mu)z_0 + (G\nu)\dot{y}_0 - (G_z\mu)\dot{z}_0 = (\nu Y_e - \mu Z_e) \\ (F\mu)x_0 - (F\lambda)y_0 + (G\mu)\dot{x}_0 - (G\lambda)\dot{y}_0 = (\mu X_e - \lambda Y_e) \end{cases} \quad (4.6)$$

考虑到本文研究是基于非合作性质的目标卫星展开的，因此选择式 4.7 作为迭代初值，通过数次迭代来获取满足精度条件的  $F^*$  和  $G^*$ ，同时得到某一历元时刻的位置和速度矢量（刘林，2015）<sup>96-98</sup>：

$$F^{(0)} = 1, \quad G^{(0)} = \tau, \quad F_z^{(0)} = F^{(0)}, \quad G_z^{(0)} = G^{(0)} \quad (4.7)$$

结合上述公式，考虑到一般使用测角资料定初轨时不会仅局限于最低要求的三次数据采样，则完整的初轨确定流程如图 4.2 所示，图 4.2 中在目标卫星的初始轨道信息未知时，F、G 级数在首次迭代时直接采用式 4.7 赋初值。

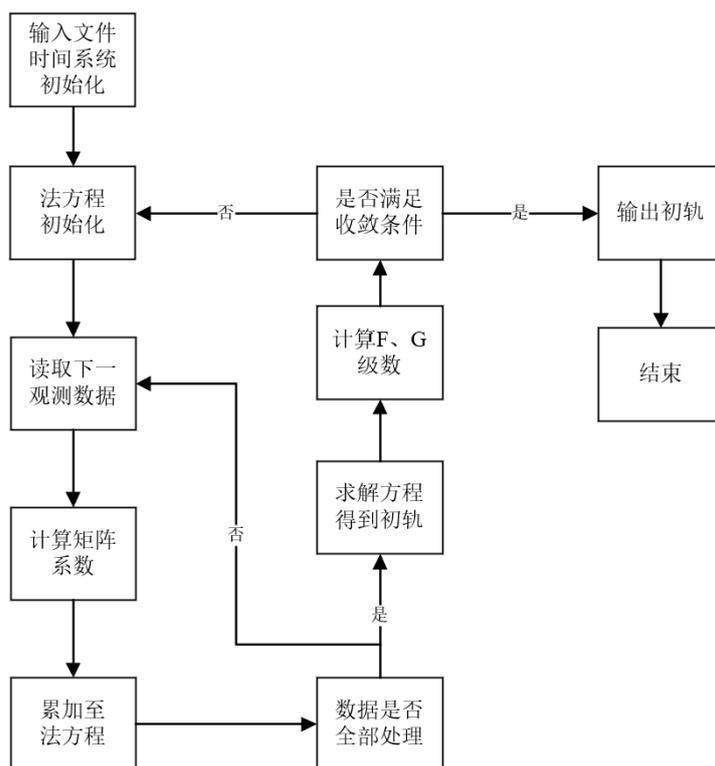


图 4.2 初轨确定流程图

Figure 4.2 Initial orbit determination flow chart

#### 4.2 天基初轨确定仿真条件

对目标卫星定初轨的轨道精度受到诸多因素的影响，如轨道高度、定轨弧段的长度、测角精度以及天基平台的轨道参数等。4.2 节与 4.3 节中选择了多组不同轨道高度的观测平台与卫星目标，利用天基光学测角数据进行目标卫星初始轨道确定的仿真实验，对得到的定轨结果进行精度分析。主要分析低轨天基平台观测低轨、中轨、高轨目标卫星以及中、高轨天基平台跟踪观测高轨卫星定初轨时的定轨性能，判断定轨结果是否可以满足后续精密轨道改进的初值需求。

光学测角资料的采样间隔为 2 s，测角精度取 0.5″，总仿真时间见表 4.1。

表 4.1 仿真时间

Table 4.1 Simulation time

开始时间 (UTC)	14 May 2021 04:00:00.000
结束时间 (UTC)	18 May 2021 04:00:00.000

初轨确定的仿真实验中涉及到的天基平台卫星的初始轨道参数如表 4.2 所示,通常平台轨道可以由地面测控系统或星载 GNSS 接收机提供,仿真中为平台轨道设置标准差为 3 m 的高斯噪声。目标卫星在初始时刻的轨道参数参照表 4.3。

表 4.2 平台卫星初始时刻的仿真轨道参数

Table 4.2 The simulated orbit parameters of the platform satellites at the initial moment

平台卫星	$a/\text{km}$	$e$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\omega/^\circ$	$M_0/^\circ$	备注说明
LEO 平台 1	6778.137	0.000	44.999	359.848	0.000	359.835	400 km 45°
LEO 平台 2	7428.137	0.00	99.786	141.866	0.000	0.093	降交点 6 时
LEO 平台 3	7428.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	倾角 0°
LEO 平台 4	7428.137	0.000	54.999	359.813	0.000	359.857	倾角 55°
MEO 平台 1	14378.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	8000 km 0°
MEO 平台 2	14378.137	0.000	54.999	359.813	0.000	359.857	8000 km 55°

表 4.3 目标卫星初始时刻的仿真轨道参数

Table 4.3 The simulated orbital parameters of the target satellites at the initial moment

目标卫星	$a/\text{km}$	$e$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\omega/^\circ$	$M_0/^\circ$	备注说明
LEO 目标 1	7178.137	0.000	69.999	359.773	0.000	359.875	800 km 70°
LEO 目标 2	7778.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	1400 km 0°
LEO 目标 3	7778.137	0.000	69.999	359.773	0.000	359.875	1400 km 70°
MEO 目标 1	21378.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	15,000 km 0°
MEO 目标 2	21378.137	0.000	54.999	359.813	0.000	359.857	15,000 km 55°
MEO 目标 3	26378.137	0.000	54.999	359.813	0.000	359.857	20,000 km 55°
GEO 目标 1	42166.258	0.000	0.117	90.230	0.000	261.620	GEO 0°

由表 4.3 中可以看出,天基低轨探测平台选择了包括晨昏轨道在内的多种轨道类型。参考国内外有关天基光学空间监视系统发展的研究,当观测平台部署在太阳同步轨道上时,轨道平面与太阳之间保持着固定的取向,平台三轴对地稳定。本节选择的晨昏轨道即降交点为 6 时的太阳同步轨道,也称作明暗界限轨道。当平台位于晨昏轨道上时,相机的指向垂直于当前轨道平面,其余平台卫星携带的光学相机的观测方向则沿径向向外。

### 4.3 初定轨仿真结果及精度分析

空间目标初轨精度受到定轨弧段长短、采样间隔、观测目标的轨道高度、平台与目标间距离等诸多因素的影响。为测试 4.1 节中提到的广义 Laplace 方法定初轨的可行性和有效性，以及分析上述影响因素对天基光学定初轨性能的影响，本节利用选定的观测平台与目标卫星匹配进行了大量的天基单平台观测目标卫星定初轨的仿真实验，各组算例的具体定轨结果及精度分析如下。

#### 4.3.1 低轨平台观测空间目标定初轨

##### 4.3.1.1 低轨目标

首先仿真平台与目标均采用低轨 (LEO) 位置，为近圆轨道，采样间隔 2 s。定轨弧长分别为 2 min 和 4 min 时，LEO 平台 1 对 LEO 目标 1 定初轨所得轨道与仿真轨道的对比如表 4.4 所示，其开普勒轨道根数的对比结果如表 4.5 所示。表 4.5 中定轨所得轨道与参考轨道之间的近地点幅角相差较大，这是由于定轨仿真中的观测平台与目标卫星均为近圆轨道，偏心率为 0 导致的，此时的近地点幅角不确定，与之有关的平近点角也不确定。

因此本节中后续在对比初轨精度时均将开普勒根数转换为第一类无奇点根数，由表 4.5 中轨道根数计算得到第一类无奇点轨道根数的对比表 4.6，从表 4.6 可以看出当定初轨弧长取 2 min 时，轨道精度更优，而当定轨弧长继续延长至 4 min 时，轨道精度反而随之降低。

表 4.4 LEO 平台 1 对 LEO 目标 1 初定轨结果

Table 4.4 Initial orbit determination result of LEO target 1 by LEO platform 1

目标轨道	定轨弧长/min	X/km	Y/km	Z/km	$V_x$ /km/s	$V_y$ /km/s	$V_z$ /km/s
参考轨道		7178.042	-33.738	-14.660	0.026	2.549	7.002
定轨轨道	2	7171.283	-33.716	-14.643	0.026	2.598	6.976
定轨轨道	4	7167.088	-33.826	-14.625	0.025	2.630	6.959

表 4.5 LEO 平台 1 对 LEO 目标 1 初定轨的轨道根数

Table 4.5 Orbit parameters obtained from the initial orbit determination of LEO target 1 by LEO platform 1

目标轨道	定轨弧长/min	$a/\text{km}$	$e$	$i/^\circ$	$\omega/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$M_0/^\circ$
参考轨道		7178.137	0.000	69.999	0.000	359.773	359.875
定轨轨道	2	7148.885	0.003	69.574	178.864	359.774	181.017
定轨轨道	4	7131.637	0.005	69.297	178.864	359.774	182.246

表 4.6 LEO 目标 1 初轨轨道根数

Table 4.6 Initial orbit parameters of the LEO target 1

目标轨道	定轨弧长/min	$a/\text{km}$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\zeta$	$\eta$	$\lambda/^\circ$
参考		7178.13700	69.99900	359.77300	0.00000	0.00000	359.87500
定轨	2	7148.88536	69.57458	359.77419	-0.00315	0.00006	359.88154
定轨	4	7131.63718	69.29737	359.77377	-0.00498	0.00020	359.89727

选择轨道高度 1050 km、轨道倾角  $55^\circ$  的 LEO 平台 4 对轨道高度为 1400 km、轨道倾角为  $70^\circ$  的 LEO 目标 3 定轨 2.5 min 时所得初轨与参考轨道之间的对比结果如表 4.7 所示。

表 4.7 LEO 平台 4 对 LEO 目标 3 初定轨结果

Table 4.7 Initial orbit determination result of LEO target 3 by LEO platform 4

	$\Delta a/\text{km}$	$\Delta i/^\circ$	$\Delta \Omega/^\circ$	$\Delta \zeta$	$\Delta \eta$	$\Delta \lambda/^\circ$
定轨轨道	39.38358	0.64992	0.00168	0.00311	0.00003	0.00527

由表 4.6、表 4.7 中的轨道比对结果可以看出，LEO 平台对 LEO 目标定初轨要求定轨弧段较短，经测试对 LEO 目标 3 的定轨弧段达到 7 min 时定轨便开始不再收敛。同时对比轨道根数与位置误差，在给定的仿真条件下 LEO 平台 1 对 LEO 目标 1 定轨 2 min 时所得初轨的半长轴与参考轨道间的误差在 30 km 左右，在该定轨时刻的位置误差大致为 6.76 km。LEO 平台 4 对 LEO 目标 3 初定轨的半长轴与参考轨道间的误差在 40 km 左右，在该定轨时刻的位置误差大致为 15 km。除上述典型情况，表 4.1 中列举的其余 LEO 观测平台对 LEO 目标卫星定初轨的定轨结果如表 4.8 所示。

表 4.8 LEO 平台对 LEO 目标定初轨结果

Table 4.8 Initial orbit results of the LEO platform for the LEO target

	低轨目标 2	低轨目标 3
低轨平台 2	收敛至平台	不收敛
低轨平台 3	收敛至平台	不收敛

表 4.8 的结果证明了使用 Laplace 方法进行 LEO 平台对 LEO 卫星定初轨时，易出现平凡解（定轨收敛但结果为平台的轨道参数）或者迭代不收敛的现象，这与天基平台自身的运动特质有关系，而且在平台与目标轨道相近、迭代初值粗糙、观测数据稀疏又或是天基平台轨道高于目标轨道观测时更为严重。

#### 4.3.1.2 中轨目标

选择位于太阳同步轨道上的天基 LEO 平台 2 对中轨（MEO）卫星目标 3 定初轨，MEO 目标轨道为近圆轨道，采样间隔 2 s。定轨弧段取 5 min 时，初轨结果与仿真轨道的比对如表 4.9 所示。

表 4.9 LEO 平台 2 对 MEO 目标 3 初定轨结果

Table 4.9 Initial orbit determination result of MEO target 3 by LEO platform 2

	$\Delta a/\text{km}$	$\Delta i/^\circ$	$\Delta \Omega/^\circ$	$\Delta \zeta$	$\Delta \eta$	$\Delta \lambda/^\circ$
定轨轨道	7.41879	0.00665	0.00115	0.00019	0.00091	0.09937

根据表 4.9 中的对比结果，LEO 平台 2 跟踪 MEO 目标 3 定初轨，定轨弧长取 5 min 时，在 RTN 坐标系下的轨道位置误差大致在 1.81 km，轨道半长轴的差距接近 7.5 km。但是采用与 LEO 平台 2 轨道高度相同的 LEO 平台 3 与 LEO 平台 4 对同一目标卫星定初轨时，定轨结果为平凡解。仿真结果说明相同轨道高度的天基平台当其部署的位置不同即轨道参数不同时，对初轨确定的结果也有很大影响。在本文仿真实验选择的几类天基观测平台中，LEO 平台观测 MEO 目标定初轨时，在相同轨道高度的条件下，当天基平台卫星部署在太阳同步轨道上时，定轨优势更为明显。

#### 4.3.1.3 高轨目标

在 LEO 平台探测高轨目标定初轨的仿真实验中，选择的平台卫星为部署于 1050 km、太阳同步轨道的 LEO 平台 2，目标卫星选择的是高轨目标中比较具有代表性的 GEO 目标，平台与目标轨道均为近圆轨道，采样间隔 2 s。定轨弧长分

别取 6 min 和 25 min 时, 在给定时刻的初定轨结果与仿真轨道的轨道根数比对结果如表 4.10 所示。

表 4.10 LEO 平台 2 对 GEO 目标定初轨结果

Table 4.10 Initial orbit determination results of LEO platform 2 for GEO target

目标轨道	$\Delta a/\text{km}$	$\Delta i/^\circ$	$\Delta \Omega/^\circ$	$\Delta \zeta$	$\Delta \eta$	$\Delta \lambda/^\circ$	备注
定轨轨道	13.14727	0.00182	7.75347	0.00180	0.00065	7.97012	6 min (2 s)
定轨轨道	0.29888	0.00003	0.31185	0.00007	0.00000	0.32004	25 min (2 s)
定轨轨道	5.33622	0.00014	0.29167	0.00005	0.00011	0.29877	25 min (4 s)

由表 4.10 的仿真结果可以看出, LEO 平台卫星跟踪 GEO 目标卫星定初轨时, 轨道精度会随着定轨弧长的增加而提高, 定轨弧段取 6 min 左右时, 轨道半长轴误差大致为 13 km, 选择定轨初始时刻的轨道解作为初轨, 则此初轨与参考轨道在 RTN 坐标系下的位置误差约为 2 km; 当连续定轨弧段长度达到 25 min 时, 可以快速收敛, 初定轨精度可达 200 m, 完全可以满足后续轨道改进的要求, 但此类高精度的初定轨结果对数据采样间隔或采样率有要求。采用同样的 LEO 平台观测 GEO 目标的初定轨仿真实验条件, 当采样间隔改为 4 s 时, 定轨弧段选择 25 min 时所得初轨的位置误差大致在 800 m, 长半轴误差大致在 5 km, 明显比采样间隔为 2 s 时的定轨结果要差, 但仍满足后续轨道改进的要求。

#### 4.3.2 中轨平台观测空间目标定初轨

4.3.1 节主要仿真了天基 LEO 平台对 LEO、MEO、GEO 目标卫星定初轨的情况, 可以看出对目标卫星的初定轨精度明显受到天基平台的部署位置、定轨弧段长度以及采样间隔的影响。本节的主要内容为利用天基 MEO 平台对 MEO、GEO 目标进行初轨确定, 结合 LEO 平台的初定轨结果, 补充说明其他的因素如平台与目标间的距离等对天基光学卫星初轨精度的影响。

选择天基 MEO 平台 1、MEO 平台 2、MEO 目标 1、MEO 目标 2 和 GEO 目标 1 进行初定轨仿真实验, 仿真条件同上, 采样间隔为 2 s, 仿真数据筛选时仅考虑地球遮挡和太阳光干扰的影响, MEO 平台 1、MEO 平台 2 对目标的初定轨结果分别如表 4.11、表 4.12 所示。

表 4.11 MEO 平台 1 对目标卫星定初轨结果

**Table 4.11** Initial orbit determination results of MEO platform 1 for target satellites

平台	目标	定轨弧长/min	$\Delta a/\text{km}$	$\Delta i/^\circ$	$\Delta \Omega/^\circ$	$\Delta \zeta$	$\Delta \eta$	$\Delta \lambda/^\circ$
		5	72.01240	0.15623	0.00043	0.00250	0.00040	0.02879
	MEO	10	12.04153	0.02680	0.00004	0.00043	0.00007	0.00755
MEO	目标 2	15	8.65246	0.01633	0.00014	0.00030	0.00001	0.00179
平台 1		20	22.69474	0.04093	0.00059	0.00080	0.00000	0.00085
	GEO	51	1131.69462	0.00000	0.014216	0.04734	0.00031	8.21002
	目标 1	120	100.83123	0.00000	0.047337	0.00031	0.00145	0.00390

表 4.12 MEO 平台 2 对目标卫星定初轨结果

**Table 4.12** Initial orbit determination results of MEO platform 2 for target satellites

平台	目标	定轨弧长	$\Delta a/\text{km}$	$\Delta i/^\circ$	$\Delta \Omega/^\circ$	$\Delta \zeta$	$\Delta \eta$	$\Delta \lambda/^\circ$
	MEO	8 min	4.83515	0.00037	5.15008	0.00002	0.00016	5.14819
	目标 1							
	MEO	9 min	21.93018	0.00912	21.47136	0.00035	0.00068	21.47903
	目标 1							
MEO	MEO	9 min	0.47130	0.00016	0.00001	0.00005	0.00021	0.02342
平台 2	目标 2							
	GEO	9 min	394.09628	0.41920	85.89189	0.00425	0.00383	86.23427
	目标 1							
	GEO	25 min	0.19654	0.00009	0.28070	0.00002	0.00000	0.27800
	目标 1							

首先从表 4.11 中轨道精度的对比可以看出, 同 LEO 平台观测目标时的仿真结果类似, 当 MEO 平台 1 观测 MEO 目标 2 定初轨时, 随着观测弧段的生长, 初定轨的精度是有明显改善的, 最优轨道精度出现在定轨弧长为 15 min 时, 此时位置误差约为 2.16 km。随后当定轨弧段继续延长时初轨精度反而会下降, 这可能是由于观测资料、观测条件的变化或是平台与目标间相对位置的变化引起的。

除此之外,平台与目标间的相对距离对于初轨精度也有着影响,从表 4.12 中展示的 MEO 平台 2 对目标卫星定初轨的仿真数据中可以看出,当定轨弧段为 9 min 时,在保证定轨弧段为不变量的情况下,随着目标轨道高度的增加,同一 MEO 平台对 MEO 目标定初轨的性能明显高于 GEO 目标,而这一差距明显是由观测平台与目标间距离的增加导致的,表 4.9 和表 4.10 中的 LEO 平台 2 分别对 MEO 目标和 GEO 目标定初轨的轨道数据对比也可体现这一结论。由以上分析可知,观测平台与目标卫星的相对距离应有一定的限制,这一现象反映到真实的探测工程中,意味着天基可见光相机的作用距离是影响目标初轨精度的重要因素。

总体而言使用广义 Laplace 方法进行 MEO 平台对 MEO 目标初轨确定仿真实验时所得初轨的位置误差明显可以满足后续轨道改进的需求。

综合以上所有初定轨仿真实验的比对结果,并非所有算例中的目标卫星的初轨都能成功确定,如 MEO 平台 1 与 MEO 平台 2 仅有轨道倾角不同,但 MEO 平台 1 对 MEO 目标 1 定初轨结果收敛至平台矢量,而 MEO 平台 2 对同一 MEO 目标定初轨可以成功收敛。MEO 平台卫星 1 跟踪 GEO 目标时,定轨弧段达到 120 min 时,初定轨精度大致达到最优,半长轴误差仍在百公里外;而 MEO 平台卫星 2 跟踪同一 GEO 时,初定轨弧段达到 25 min 时,位置误差即可达到千米内,半长轴误差接近 200 m。因此可以得出结论,观测平台的轨道参数同样会对目标卫星的初定轨精度造成影响。

#### 4.4 本章小结

本章利用广义 Laplace 方法对无初始信息的非合作目标卫星进行初轨确定,分别在低轨天基平台与中轨天基平台两种观测情况下进行仿真,分析不同条件下的初轨确定性能。一般对目标卫星定初轨时的轨道精度同时受到采样间隔、定轨弧段长度、观测平台与目标卫星间的距离等多种因素影响。对本文仿真实验所得初轨精度进行分析可得,测角数据的采样间隔会影响初轨精度,在 LEO 平台对 LEO 目标定初轨时,采样间隔扩大,轨道精度会随之下降;LEO 平台观测 LEO 目标定轨时,短弧定轨为必然要求;天基观测平台不变时,最佳定轨弧段一般会随着目标轨道高度的增加而延长;在天基平台固定且仿真条件相同的情况下,平

台与目标间的相对距离会影响定初轨精度，轨道精度会随着距离的延长而降低，在实际天基光学跟踪测定轨时，天基相机的作用距离会是初轨精度的一个重要的影响因素；LEO 平台观测 MEO 目标定初轨时，相比仿真中选择的其他类型轨道，太阳同步轨道为 LEO 平台卫星的最佳部署轨道。在给出的仿真观测条件下，初轨精度虽不能满足一般天基探测任务的精度要求，但可满足后续轨道改进的初值要求。仿真中初定轨失败率很高，主要有两种情况：一是平台与目标的相对位置不满足观测需求或二者之间的相对距离过远；二是平台与目标的轨道高度或轨道倾角相近时，初轨确定易出现平凡解现象，这与天基平台自身运动特性有关，也说明了广义 Laplace 算法有仍待改进。

## 第5章 基于光学测角资料的空间目标跟踪定轨

前面提到本文对目标卫星的轨道确定分为两部分进行仿真实验,第四章主要研究非合作的目标卫星的初始轨道确定,而本章的研究内容则是本篇论文的研究重点,即利用大量的天基光学仿真测角数据进行空间目标的跟踪观测与轨道确定,也可称为目标卫星的精密定轨,主要从单天基平台单星精密定轨和多天基平台多星组网联合精密定轨两方面进行分析。

### 5.1 卫星精密定轨原理

精密定轨对应着一个完整的力学系统,人造地球卫星等空间目标的绕地运动过程一般会比较复杂,其定轨问题通常看作受摄二体问题,会受到多种摄动力的影响,其运动微分方程可写为:

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{F}(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, t, \boldsymbol{\beta}) \\ \mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}(t_0) = \dot{\mathbf{r}}_0 \end{cases} \quad (5.1)$$

其中  $\mathbf{F}$  包括中心天体引力和其他摄动力,  $\mathbf{r}$  和  $\dot{\mathbf{r}}$  分别对应卫星的位置和速度矢量,  $\mathbf{r}_0$  与  $\dot{\mathbf{r}}_0$  则分别对应历元  $t_0$  时刻的位置和速度矢量,  $\ddot{\mathbf{r}}$  为摄动加速度,  $\boldsymbol{\beta}$  为待估力模型参数和卫星参数。

空间目标的状态向量涉及轨道状态量和待估参数,记作  $\mathbf{X}$ , 状态向量  $\mathbf{X}$  在观测时刻满足微分方程(刘林, 2015)<sup>117-119</sup>:

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

将目标卫星的测角资料记作  $\mathbf{Y}$ , 称为观测量, 则测量方程如式 5.3 所示:

$$\mathbf{Y}_i = \mathbf{G}(\mathbf{X}_i, t_i) + \boldsymbol{\varepsilon}_i, \quad i = 1, \dots, l \quad (5.3)$$

其中  $\boldsymbol{\varepsilon}_i$  表示测量误差,  $\mathbf{Y}_i$  表示观测值,  $\mathbf{G}$  代表对应观测量的理论值。

此时目标卫星的精密定轨过程实则是一个确定卫星初始状态与力模型参数的过程。线性化处理卫星观测方程与动力学方程, 则卫星精密定轨的基本方程如

式 5.4 所示 (刘林, 2015) <sup>117-120</sup>。

$$\mathbf{y} = \mathbf{H}\mathbf{x}_0 + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad \mathbf{H} = \left( \left( \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}} \right) \left( \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0} \right) \right)_{\mathbf{X}^*} \quad (5.4)$$

式 5.4 中观测值与理论值之差被称作残差, 记为  $\mathbf{y}$ 。待估状态量的改正值记为  $\mathbf{x}_0$ , 观测量的理论值对状态量的偏导数矩阵称为测量矩阵, 记作  $\frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}}$ 。目标当前状态量对初始时刻状态量的偏导数记作  $\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0}$ , 即状态转移矩阵  $\boldsymbol{\Phi}(t, t_0)$ 。

给出一组初始条件  $\mathbf{X}^*(t_0)$ , 一个先验估值  $\bar{\mathbf{X}}_0$  和与之相关联的协方差矩阵  $\bar{\mathbf{P}}_0$ , 利用具有先验信息的最小二乘估计, 当  $\mathbf{W} = \mathbf{R}^{-1}$  时可得法方程为 (Montenbruck and Gill, 2012):

$$\left( \mathbf{H}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{H} + \bar{\mathbf{P}}_0^{-1} \right) \hat{\mathbf{x}}_0 = \mathbf{H}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{y} + \bar{\mathbf{P}}_0^{-1} \bar{\mathbf{X}}_0 \quad (5.5)$$

求解得到待估状态量  $\mathbf{X}^*(t_0)$  的改进估值  $\hat{\mathbf{x}}_0$ , 将改进后的状态量  $\mathbf{X}^*(t_0) = \mathbf{X}^*(t_0) + \hat{\mathbf{x}}_0$ ,  $\bar{\mathbf{X}}_0 = \bar{\mathbf{X}}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0$  再次带入, 多次迭代得到满足收敛条件的空间目标的精密轨道。综合以上定轨步骤, 给出利用批处理算法进行卫星精密定轨的简单流程图。

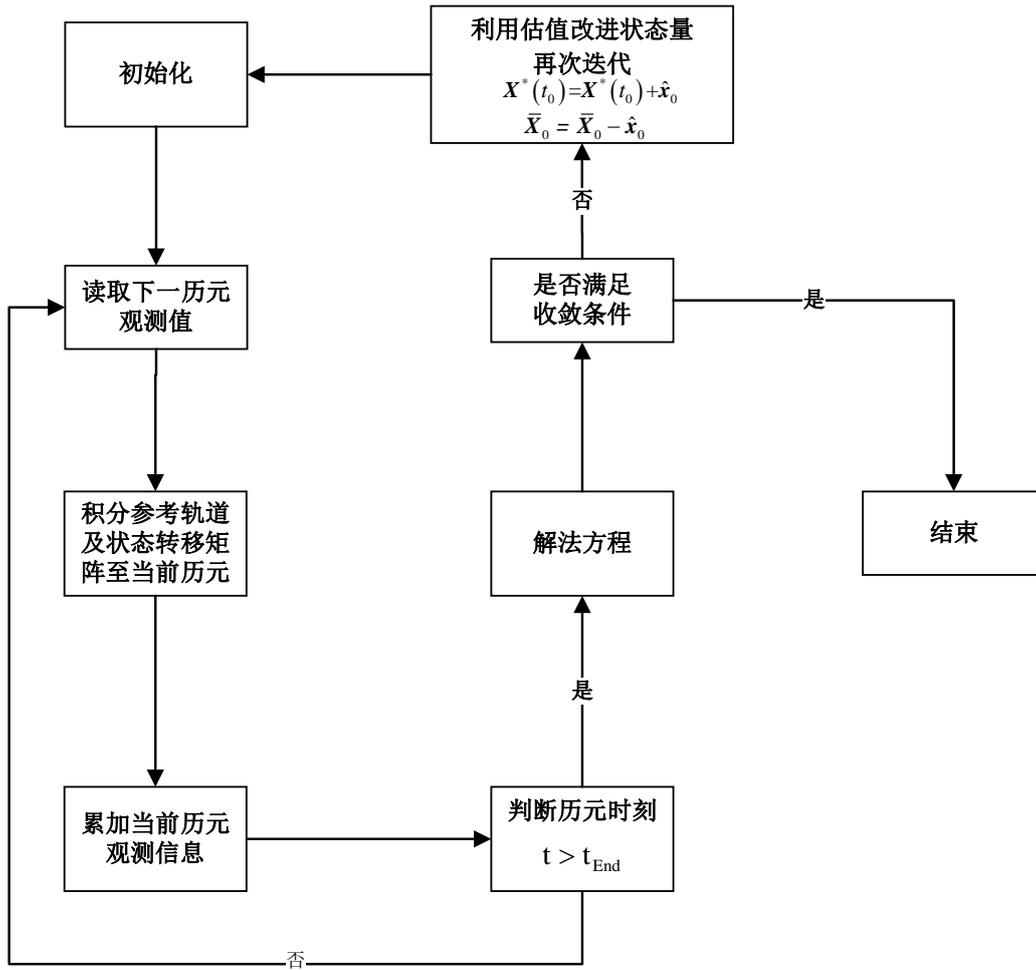


图 5.1 卫星精密定轨流程图

Figure 5.1 Precision orbit determination flow chart

## 5.2 单平台单星精密定轨

### 5.2.1 仿真条件

本节主要进行单天基平台光学观测目标卫星定轨的仿真实验，测试单天基平台对目标卫星的跟踪定轨监测性能，仿真中给出了天基观测平台与目标卫星的初始轨道信息。给平台轨道设置标准差为 15 m 的高斯噪声，测角资料由天基空间目标高精度测定轨软件仿真得到，采样间隔取 3 s，测角精度为 5"，完整的定轨弧段起始时间同表 4.1 一致。

利用第三章给出的完整的光学监视约束模型对测角数据进行筛选处理，获取可观测弧段用于定轨解算。假设可见光相机固定于天基观测平台上，针对光学监视约束中的观测视场角约束，部署于晨昏轨道上的天基可见光相机的指向垂直于

轨道平面,其他平台卫星携带的天基相机的观测方向沿径向向外,均为锥形视场。天基平台与目标卫星的初始轨道参数分别如表 5.1、表 5.2 所示。

表 5.1 平台卫星的初始轨道参数

Table 5.1 The initial orbital parameters of the platform satellites

天基平台	$a/\text{km}$	$e$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\omega/^\circ$	$M_0/^\circ$	备注说明
LEO 平台 1	7428.137	0.000	99.786	141.866	0.000	0.093	1050 km 降交 6 时
LEO 平台 2	7428.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	1050 km $0^\circ$
MEO 平台	14378.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	8000 km $0^\circ$

表 5.2 目标卫星的初始轨道参数

Table 5.2 The initial orbital parameters of the target satellites

目标卫星	$a/\text{km}$	$e$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\omega/^\circ$	$M_0/^\circ$	备注说明
LEO1	7778.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	1400 km $0^\circ$
LEO2	7778.137	0.000	69.999	359.773	0.000	359.875	1400 km $70^\circ$
LEO3	7978.137	0.000	102.453	209.373	0.000	0.105	1600 km 降交点 10:30
MEO1	21378.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	15,000 km $0^\circ$
MEO2	21378.137	0.000	54.999	359.813	0.000	359.857	15,000 km $55^\circ$
MEO3	26378.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	20,000 km $0^\circ$
MEO4	26378.137	0.000	54.999	359.813	0.000	359.857	20,000 km $55^\circ$
GEO	42166.259	0.000	0.117	90.230	0.000	261.620	星下点经度 $60^\circ$

### 5.2.2 低轨平台跟踪目标卫星精密定轨

首先天基平台采用低轨 (LEO) 位置、近圆轨道,LEO 平台观测 LEO 目标定轨时,由于轨道高度比较相近,平台对目标的跟踪观测受地球遮挡和大气影响十分严重,针对当前构造的仿真场景,第一天几乎没有观测数据,所以本节仿真定轨中,凡出现单 LEO 天基平台观测 LEO 目标定轨,均采用长弧定轨模式。

基于以上仿真条件,部署在太阳同步轨道上的 LEO 平台 1 与部署在零倾角轨道上的 LEO 平台 2 利用光学测角数据对 LEO、MEO、GEO 三种目标卫星跟踪定轨时的轨道精度如表 5.3 所示。

表 5.3 LEO 平台 1 与 LEO 平台 2 对目标卫星的定轨结果

Table 5.3 Orbit determination results of LEO platform 1 and LEO platform 2 for the target satellites

目标卫星		LEO 平台 1		LEO 平台 2		备注说明
轨道编号	轨道高度 /km	轨道倾角 /°	定轨弧长 /h	轨道精度 /m	定轨弧长 /h	
LEO 1	1400	0.117	24	数据量少	48	2861.0900
			96	1072.6148	96	322.4186
			24	259.7801		
LEO 2	1400	69.999	48	173.1978		无数据
			96	125.7746		
LEO 3	1600	102.453	数据量少, 定轨失败			无数据
			24	33674.9171	24	
MEO 1	15,000	0.117	48	32387.6793	48	29.8149
			96	5675.1370		
MEO 2	15,000	54.999	定轨失败		96	3351.8723
			48	14937.7885	12	536.2127
GEO	36,000	0.117	96	6073.1626	24	86.9595

由仿真结果可以看出, 单 LEO 天基平台对 LEO 目标卫星监测定轨时, 在天基平台与目标卫星保持轨道高度不变的前提下, 平台部署于太阳同步轨道上时对非零倾角的目标卫星的监视定轨效能更好, 定轨精度明显比平台部署于零倾角轨道时更高。如两颗天基平台卫星分别对目标 LEO2 跟踪定轨, 定轨弧长为 48 h 时, LEO 平台 1 对 LEO2 的定轨精度可达 200 m, 而 LEO 平台 2 在相同定轨时间内无观测数据。而对于零倾角的目标卫星来说, 相比于太阳同步轨道, 天基平台部署于零倾角轨道时, 定轨监视效能更优, 如对 LEO1 跟踪定轨时, 定轨弧长取 4 天, 位于太阳同步轨道的 LEO 平台 1 对其跟踪定轨的精度大致在 1 km, 位于零倾角轨道上的 LEO 平台 2 对 LEO1 的定轨精度则大致在 320 m。

此外不论是 LEO 平台 1 还是 LEO 平台 2 在观测位于太阳同步轨道上的降交

点为 10:30 的 LEO3 时, 在 4 天内均无观测数据, 这可能是因为平台与目标间的相对位置布置的不合理导致目标完全未出现在姿态固定的天基相机的观测视场中, 也可以进一步考虑对于运行在太阳同步轨道上的目标卫星, 是否当单天基平台部署于与其降交点相近的太阳同步轨道或改变光学相机观测模式时, 才能实现更好的跟踪观测, 这一问题还需要进一步的仿真定轨数据来验证。

LEO 平台观测 MEO 目标卫星定轨时, 采用轨道高度 1050 km 的 LEO 平台 1 对 MEO1 观测定轨, 定轨精度在定轨弧长取 96 h 时大致在 5.7 km 左右; 采用 LEO 平台 2 对其观测定轨 24 h 时, 精度即可达百米量级, 将定轨弧段延长至 48 h 时, 轨道精度可达三十米量级。对于目标 MEO2, 平台 1 对其不可视, 平台 2 对目标观测定轨 96 天, 精度可达 4 km。对于不同倾角的目标卫星, 平台部署于太阳同步轨道和零倾角轨道时的定轨性能优劣一致, 为更好的说明结论, 另外选择了一组 8000 km 高度、轨道倾角分别为  $0^\circ$ 、 $55^\circ$  的目标卫星再次进行轨道仿真实验, MEO5 和 MEO6 的初始轨道根数见表 5.4, 定轨结果则如表 5.5 所示。

表 5.4 MEO 目标的初始轨道参数

Table 5.4 The initial orbital parameters of the MEO targets

目标卫星	$a/\text{km}$	$e$	$i/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$\omega/^\circ$	$M_0/^\circ$	备注说明
MEO5	14378.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	8000 km $0^\circ$
MEO6	14378.130	0.000	54.999	359.813	0.000	359.857	8000 km $55^\circ$

表 5.5 LEO 平台 1 与平台 2 对 MEO 目标的定轨结果

Table 5.5 Orbit determination results of LEO platform 1 and LEO platform 2 for the MEO targets

平台卫星	目标卫星	定轨弧长/h	轨道精度/m	备注说明
LEO 平台 1	MEO 5	24		数据量过少
		48	1010.8472	
		96	914.2221	
LEO 平台 2	MEO 6			数据量过少
		12	39.6680	
		24	20.5696	
	MEO 5			数据量过少

表 5.5 中展示了 LEO 平台 1 观测 MEO5 定轨，定轨弧长取 24 h 时，由于光学测角数据量过少，轨道精度并不满足精密定轨的要求，而采用同为零倾角的 LEO 平台 2 对其观测定轨时，定轨弧长取 24 h 时精度可达百米量级。结合表 5.3、表 5.4 和表 5.5 统一分析认为，对于零倾角的 MEO 目标，当 LEO 天基平台同样部署于零倾角轨道上时，对目标卫星的监视定轨性能较晨昏轨道平台更优。

除此之外从本文对轨道倾角为  $55^\circ$  的卫星目标 MEO2 和 MEO6 的定轨结果来看，LEO 平台不论是部署在太阳同步轨道还是零倾角轨道，都极大概率会因目标卫星不可视或者可观测弧段太少而定轨失败，只有零倾角的 LEO 平台 2 观测时有一例外，即对 MEO2 持续跟踪观测 4 天时，定轨精度大致达到 3.4 km，这也从另一方面说明了对于轨道高度为 15,000 km 的 MEO 目标卫星来说，更优观测轨道为零倾角轨道而非太阳同步轨道。

LEO 平台观测 GEO 目标定轨时，由表中数据可以看出，LEO 平台 1 对 GEO 目标定轨 96 h 时，轨道精度约为 6 km，而 LEO 平台 2 对 GEO 目标跟踪定轨仅 24 h 左右精度就可达百米，由此我们可以得出结论，此时的最佳观测轨道也为零倾角轨道。

### 5.2.3 中轨平台观测目标卫星精密定轨

本节主要是测试倾角为  $0^\circ$  且轨道高度为 8000 km 的 MEO 平台对 MEO 目标和 GEO 目标跟踪定轨的性能，仿真了轨道高度 15,000 km 和 20,000 km、轨道倾角分别为  $0^\circ$  和  $55^\circ$  的四颗 MEO 目标卫星进行定轨实验，仿真结果如下。

表 5.6 MEO 平台对目标卫星的定轨结果

Table 5.6 The orbit determination results of the MEO platform for the target satellites

天基平台	观测目标	定轨弧长/h	轨道精度/m	备注说明
	MEO1	48	1010.8472	
	MEO2	48		数据量过少
MEO 平台	MEO3	24	34.8637	
	MEO4	48	25.1333	
	MEO4			数据量过少

续表

天基平台	观测目标	定轨弧长/h	轨道精度/m	备注说明
	GEO 目标	24	108.5226	
		48	68.4108	

根据表 5.6 中的仿真结果, MEO 平台对零倾角的 MEO3 跟踪定轨, 定轨弧长取 24 h 时精度可达百米量级。对  $0^\circ$  倾角的 MEO1、 $55^\circ$  倾角的 MEO2 跟踪定轨时, 同样定轨 48 h, 对 MEO1 的定轨精度大致可达 1 公里, 对 MEO2 定轨时则因数据量太少而失败。结合表 5.3、表 5.5 中的相同情况, 这说明了平台与目标二者空间分布合适与否是决定天基平台对目标的跟踪定轨成功与否的重要条件, 目前在单天基 MEO 平台观测 MEO 目标定轨的情况下, 平台与目标的轨道倾角差距不能过大, 且两种天基平台中对零倾角的 MEO 目标跟踪定轨的最佳观测平台也为零倾角平台。

MEO 平台对上述所有 MEO 目标定轨时, 对近距离的 MEO1 和远距离的 MEO3 同样定轨 48 h, 前者轨道精度大致在一公里, 后者轨道精度则可达百米, 明显对 MEO3 的定轨精度更高, 结合仿真实验中光学数据筛选结果文件和定轨结果来看, 由于此时天基平台保持不变, 目标卫星与天基平台相距较远的时候, 利用光学监视约束模型筛选后得到的可用光学观测资料更丰富, 从而使定轨精度有大幅提升。

综合上述所有定轨结果可以看出, 对于同一 MEO 目标来说, 通过本论文仿真定轨实验所得的仿真结果来看, 存在相同定轨弧长下 LEO 平台的观测精度优于 MEO 平台的现象, 如 LEO 平台 2 对 MEO1 定轨 48 h 时轨道精度可达百米量级, 而 MEO 平台对 MEO1 同样定轨 48 h 时的轨道精度大致在 1 公里左右。经对光学仿真数据的分析, 同样是因为前者的可用测角资料更丰富, 这与上述同一 MEO 平台观测 MEO 目标定轨时所得结论一致。

单天基平台精密定轨的另一个研究重点是对 GEO 目标的轨道确定, 表 5.7 总结了多种不同轨道高度的单天基平台对 GEO 目标的定轨结果。测角精度为  $5''$ , 当天基平台部署在太阳同步轨道上时, LEO 平台 1 对 GEO 目标定 48 h, 轨道精度大致在 15 km。当天基平台部署在零倾角轨道上时, 与 LEO 平台 1 同一轨道

高度的 LEO 平台 2 对同一 GEO 目标定轨 24 h 时, 轨道精度可达百米量级。而零倾角 MEO 平台对 GEO 目标定轨 24 h 时, 轨道精度大致为 110 m。新增的轨道高度为 8000 km、轨道倾角为  $15^\circ$  的 MEO 平台对同一 GEO 目标卫星跟踪定轨 24 h 时的轨道精度大致在 17.5 km 左右, 明显不满足本文对 GEO 目标精密定轨的精度要求。这些定轨精度的对比结果足以说明跟踪观测 GEO 目标定轨时, 单天基平台部署于零倾角轨道时的定轨精度和定轨性能相较其部署于太阳同步轨道及其他倾角轨道时更优, 且根据此时的仿真实验结果来看 1050 km、零倾角的 LEO 天基平台相较 8000 km、零倾角的 MEO 天基平台对于实现 GEO 目标卫星的定轨监测更加有利。

表 5.7 天基单 LEO 平台、MEO 平台对 GEO 目标的定轨结果

Table 5.7 The orbit determination results of the space-based single LEO platform and MEO platform to the GEO target

观测平台	目标卫星	定轨弧长/h	轨道精度/m	备注说明
LEO 平台 1	GEO 目标	12	16647.1669	1050km $99.7^\circ$
		48	14937.7885	
LEO 平台 2		24	86.9595	1050km $0^\circ$
MEO 平台		24	108.5226	8000km $0^\circ$
新增 MEO 平台		24	17563.2731	8000km $15^\circ$
		48	3930.4477	

除上述 LEO 天基平台与 MEO 天基平台外, 当前另外一个研究方向是用 GEO 天基平台跟踪监视 GEO 目标卫星定轨, 但是由于此时平台与目标的轨道面接近赤道且高度一致, 定轨精度受到空间几何构型的影响十分严重, 利用单 GEO 平台对 GEO 目标定轨的方案并不满足一般的定轨监测需求, 这一部分在下一节多天基平台组网联合测定轨中的双 GEO 天基平台光学观测 GEO 目标定轨一节中会有具体仿真结果与定轨精度分析。

### 5.3 多平台多星组网精密定轨

#### 5.3.1 低轨平台多星组网对低轨目标定轨

## 5.3.1.1 仿真条件

首先此处仿真系统的总仿真时间同单星精密定轨及初轨确定时一致,可见表 4.1。参考 SBV, 这里仿真轨道高度为 600 km 的 LEO 天基观测平台, 轨道类型分为零倾角轨道和降交点 6 时的太阳同步轨道两种。LEO 天基平台组网卫星数目分别为 2 颗、4 颗、6 颗三种, 天基平台一般按真近点角均匀部署在轨道, 具体分布根据平台数量略有不同。本节主要研究 LEO 平台多星组网联合观测 LEO 目标定轨性能, 天基平台与目标卫星的初始轨道参数如表 5.8、表 5.9 所示。为便于描述, 部署于晨昏轨道和零倾角轨道的两类平台卫星编号统一设定为 LEO-1 至 LEO-8。外推平台与目标的初始轨道, 利用仿真生成的光学测角数据定轨。

表 5.8 天基平台组网卫星的初始轨道参数

Table 5.8 Initial orbit parameters of space-based platform satellites

平台卫星	编号	$a/\text{km}$	$e$	$i/^\circ$	$\omega/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$M_0/^\circ$	备注说明
	LEO-1						0.093	
	LEO-2						60.093	
	LEO-3						90.093	
晨昏轨道	LEO-4	6978.137	0.000	97.865	0.000	141.862	120.093	600 km
	LEO-5						180.093	降交点 6 时
	LEO-6						240.093	
	LEO-7						270.093	
	LEO-8						300.093	
零倾角	LEO-1						0.093	
	LEO-2						60.093	
	LEO-3						90.093	
	LEO-4	6978.137	0.000	0.117	0.000	90.230	120.093	600 km $0^\circ$
	LEO-5						180.093	
	LEO-6						240.093	
	LEO-7						270.093	
	LEO-8						300.093	

表 5.9 目标卫星的初始轨道参数

Table 5.9 Initial orbit parameters of the target satellites

目标卫星	$a/\text{km}$	$e$	$i/^\circ$	$\omega/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$M_0/^\circ$	备注说明
LEO 1	7378.137	0.000	99.557	141.866	0.000	0.093	1000 km 降交点 6:00
LEO 2	7378.137	0.000	99.427	209.367	0.000	0.104	1000 km 降交点 10:30
LEO 3	8378.137	0.000	104.968	141.875	0.000	0.095	2000 km 降交点 6:00
LEO 4	8378.137	0.000	104.838	209.378	0.000	0.106	2000 km 降交点 10:30
LEO 5	7378.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	1000 km $0^\circ$
LEO 6	7378.137	0.000	48.999	359.832	0.000	359.845	1000 km $49^\circ$
LEO 7	8378.137	0.000	0.117	90.230	0.000	269.500	2000 km $0^\circ$
LEO 8	8378.137	0.000	48.999	359.832	0.000	359.845	2000 km $49^\circ$

在仿真测角数据的处理上,观测视场和测角精度参考光学望远镜的视场选择,主要参考了两种实际情况:1.非球面折射望远镜:视场角大致为  $20^\circ$  的锥形视场,对应的 CCD 相机测角精度约为  $17.58''$ ,这里取  $20''$ ;2.球面折射望远镜:视场角大致为  $12.5^\circ$  的锥形视场,对应的测角精度约为  $7.32''$ ,这里取  $10''$ 。望远镜的安装模式有两种:一为太阳同步轨道,相机指向垂直于轨道平面;二为零倾角轨道,此时相机指向沿地球径向向外。仿真中给平台轨道添加标准差为  $15\text{ m}$  的高斯噪声,且测角数据的采样间隔为  $3\text{ s}$ 。

### 5.3.1.2 LEO 平台双星组网定轨结果及精度分析

双天基平台联合定轨仿真中选择轨道真近点角约为  $0^\circ$  和  $180^\circ$  的两颗 LEO 平台卫星,并且选择零倾角平台卫星和晨昏平台即太阳同步轨道平台卫星两种平台卫星分别进行组网观测,其中晨昏轨道卫星的轨道倾角约为  $97.8^\circ$ 。目标卫星共有轨道高度分别为  $1000\text{ km}$ 、 $2000\text{ km}$  的降交点为 6 时和 10 时 30 分的太阳同步轨道卫星以及轨道高度为  $1000\text{ km}$ 、 $2000\text{ km}$  的零倾角卫星和轨道倾角为  $49^\circ$  的 LEO 目标卫星,表 5.9 给出了上述所有目标卫星的初始轨道参数。根据天基光学测定轨仿真实验中设定的仿真条件,各 LEO 天基平台卫星双星组网联合观测 LEO 目标定轨的结果如表 5.10 所示。

表 5.10 双 LEO 天基平台对 LEO 目标定轨结果比较

Table 5.10 Comparison of orbit determination results for LEO targets by dual LEO space-based platforms

目标卫星		平台卫星		测角精度 10 "		测角精度 20 "		
轨道	轨道	轨道	轨道	定轨	轨道	定轨	轨道	
高度	编号	倾角	类型	弧长	精度	弧长	精度	
/km	/LEO	/°	/LEO	/h	/m	/h	/m	
1000	1	99.557	晨昏	97.865		无数据	无数据	
			零倾角	0.117		无数据	无数据	
	2	99.427	晨昏	97.865	24	数据量少	24	1472.9560
			零倾角	0.117	48	887.9093	48	399.1243
	5	0.117	晨昏	97.865		无数据	无数据	
			零倾角	0.117		无数据	无数据	
	6	48.999	晨昏	97.865	48	10718.4764	48	255.1152
			零倾角	0.117	24	277.2820	24	50.2997
	3	104.968	晨昏	97.865	48	1008.3364	48	11.4723
			零倾角	0.117	48	9.4058	48	11.4723
	4	104.838	晨昏	97.865	24	504.6380	24	504.2649
			零倾角	0.117		无数据	无数据	
	7	0.117	晨昏	97.865		无数据	无数据	
			零倾角	0.117		无数据	无数据	
	8	48.999	晨昏	97.865	48	125.2615	48	293.4999
			零倾角	0.117		无数据	无数据	
2000	7	0.117	晨昏	97.865	24	379.3034	24	1465.9857
			零倾角	0.117	24	22.4734	24	12.8737
8	48.999	晨昏	97.865	48	7.3303			
		零倾角	0.117	48	458.0705	24	122.5006	
						24	10483.6542	

表 5.11 不同观测视场下的双 LEO 天基平台对 LEO 目标的定轨结果比较

Table 5.11 Comparison of orbit determination results of LEO target by dual LEO space-based platforms under different observation fields

测角精度	目标卫星 /LEO	平台卫星 /LEO	观测视场 20°		观测视场 12.5°	
			定轨	轨道	定轨	轨道
			弧长/h	精度/m	弧长/h	精度/m
20"	2	晨昏	24	1472.9560	48	1761.8343
		晨昏	24	1630.0683	24	数据过少
	5	晨昏	96	178.1501	96	539.7867
		零倾角	24	50.2997	24	2047.9735
	6	晨昏	24	504.2649	24	986.7866
	4	晨昏	24	1266.6708	48	255.5638
		晨昏	24	1465.9857	24	700.9602
	7	晨昏	24	1465.9857	24	700.9602
		零倾角	24	12.8737	24	10.8435
	8	晨昏	24	122.5006	24	853.3077
零倾角		24	10483.6542	24	数据过少	

根据表 5.10 中双 LEO 天基平台组网观测 LEO 目标定轨结果，单从双天基平台组网联合测定轨的结果来看，我们可以得到以下结论：

1.从整体的表 5.10 中可以看出，目标卫星的轨道精度明显受到天基平台测角精度与观测视场角二者的影响。通常在天基光学测定轨仿真中，测角精度越高，定轨精度也会越高，但是通过分析本节中利用两种测角精度的光学测角资料定轨的结果，平台不论是部署在太阳同步轨道还是零倾角轨道上，光学相机视场对应的测角精度为 20"时，LEO 平台对 LEO 目标的定轨精度在大部分算例中都要比测角精度取 10"时更高。

典型结果如双晨昏天基平台卫星组网对 2000 km 高度的 LEO8 定轨 24 h 时，测角精度分别为 10"和 20"，定轨精度分别在 460 m 和 122 m 左右；双天基零倾角平台卫星组网联合对 1000 km 高度的 LEO5 定轨 48 h，测角精度分别为 10"和 20"，定轨精度分别在 10.7 km 和 250 m 左右，后者的轨道精度明显要优于前者。

这首先说明了在论文选择的两种观测方案中，测角精度为  $20''$ 、视场角为  $20^\circ$  时 LEO 天基平台对 LEO 目标卫星的定轨精度更高，监视效能更好。

为了更好的说明上述结论，在仿真实验中固定测角精度为  $20''$ ，选择相同的天基平台与目标卫星，观测视场角分别取  $20^\circ$  与  $12.5^\circ$ ，此时在不同的观测视场下的双 LEO 天基平台对 LEO 目标的定轨结果比较如表 5.11 所示，明显前者的定轨精度更高。结合可用光学测角资料文件与表 5.11 中的定轨结果，前述典型算例中的定轨结果与不同的测角精度对应着不同的观测视场有关，本文设定中测角精度的提高伴随着观测视场角的缩减，在 LEO 平台观测 LEO 目标时，目标与平台间的相对距离较近且运动速度很快，视场角缩小会导致可观测弧段和定轨可用的光学测角资料骤减，这一点在单平台定轨时会体现的更为明显。

2. 从两类天基平台组网对不同目标测定轨所得的定轨精度分析，对于同样运行在降交点为 6 时的太阳同步轨道上的目标 LEO1 和 LEO3，当天基平台部署在同为降交点为 6 时的晨昏轨道上时，平台卫星与目标卫星的轨道倾角接近，LEO1 和 LEO3 两目标相对天基平台均不可视，这是由于晨昏轨道平台采用的观测模式，光学相机的指向垂直于轨道平面，因此在 LEO 平台观测 LEO 目标定轨时，若天基平台与目标卫星均为太阳同步轨道卫星且相机固定安装在平台卫星上，则相机观测模式选择不应垂直于轨道平面。

3. 对同样运行在太阳同步轨道上降交点为 10 时 30 分的目标 LEO2 和 LEO4 定轨。当平台部署在晨昏轨道上，测角精度为  $10''$  时，对 1000 km 高度的 LEO2 定轨 48 h 时轨道精度大致在 900 m；对 2000 km 高度的 LEO4 定轨 48 h 时精度大致在 130 m；测角精度  $20''$  时，对 LEO2 定轨 48 h 时精度大致在 400 m 左右，对 LEO4 定轨 48 h 时精度大致在 300 m。从整体定轨数据上看，对目标 LEO2 与目标 LEO4 的定轨精度受到观测平台与目标卫星间几何分布的影响比较明显，由于平台与目标此时并不完全在同一轨道面上，因此考虑到二者此时的几何构型，由定轨结果分析，天基平台对目标卫星 LEO4 跟踪观测时的测角资料更丰富，监视效能更优，定轨精度更高。

4. 当平台部署在零倾角轨道时，不论测角精度取  $10''$  还是  $20''$ ，太阳同步轨道卫星 LEO1、LEO2、LEO3 与 LEO4 相对平台均不可视，这同样与天基平台和

目标卫星二者之间的空间分布有关,也说明零倾角平台不是观测运行在太阳同步轨道上的目标卫星的最佳观测平台,但为了确定零倾角轨道卫星组网是否完全无法监视太阳同步轨道卫星,还需更多天基平台卫星组网联合观测时的定轨数据。

5.对于同样运行在零倾角轨道上的目标 LEO5 和 LEO7 观测定轨。当天基平台部署于晨昏轨道上,测角精度  $10''$ ,对轨道高度 1000 km 的 LEO5 定轨 48 h 时精度大致在 10 km 左右;对 2000 km 的 LEO7 定轨 24 h 时精度便可达 400 m。当平台部署在零倾角轨道上,测角精度  $10''$ ,对 LEO5 定轨 24 h 时,轨道精度大致为 1 km;对 LEO7 定轨 24 h 时,轨道精度可达百米量级。从以上的定轨数据足以说明相较晨昏轨道平台即太阳同步轨道平台,当双 LEO 零倾角天基平台联合对 LEO 零倾角目标进行观测定轨时,跟踪监测效果更好。

6.最后对于运行在  $49^\circ$  倾角轨道上的目标 LEO6 和 LEO8 观测定轨。当平台卫星部署于 600 km 高度的晨昏轨道上,测角精度为  $10''$  时,对 1000 km 高度的 LEO6 定轨 24 h 时,轨道精度大致在 500 m;测角精度为  $20''$ ,对 LEO6 定轨 24 h 时,轨道精度大致也为 500 m。当平台部署于零倾角轨道时,测角精度为  $10''$  时,目标 LEO6 和 LEO8 相对平台均不可视;测角精度为  $20''$  时,定轨弧长选择 24 h,LEO6 相对平台不可视,对 LEO8 的定轨精度大致在 10 km。根据目前双天基平台的定轨结果,对于零倾角卫星和太阳同步轨道卫星外的其他 LEO 目标卫星来说,观测平台部署于晨昏轨道即太阳同步轨道上时的定轨监视效能比部署于零倾角轨道上时更好。

上述的所有分析目前都建立在双 LEO 天基平台光学观测 LEO 目标定轨的前提条件下,是在设定的仿真条件下对表 5.10、表 5.11 中展示的轨道结果进行精度分析得到的,但是仍存在个别在不同观测模式下轨道精度相当的算例和极个别与结论不符的算例。除此之外还存在一些无观测数据的仿真算例,无法深入进行分析,因此为了更好的说明结论,在 LEO 天基平台四星组网观测定轨的基础上,本文还进行了 LEO 天基平台四星组网联合测定轨和 LEO 天基平台六星组网联合测定轨的仿真实验。

### 5.3.1.3 LEO 平台四星组网定轨结果及精度分析

四颗轨道高度为 600 km 的 LEO 天基平台卫星组网联合观测时,平台 1 的轨

道真近点角为近 0°，平台 2 真近点角为近 90°，以此类推，其余仿真条件与目标卫星的选择同上，则 LEO 天基平台卫星四星组网联合观测 LEO 目标定轨的结果如表 5.12 所示。

表 5.12 四 LEO 天基平台对 LEO 目标的定轨结果比较

Table 5.12 Comparison of orbit determination results for LEO targets by four LEO space-based platforms

目标卫星		平台卫星			测角精度 10 "		测角精度 20 "	
轨道高度 /km	轨道编号 /LEO	轨道倾角 /°	轨道类型 /LEO	轨道倾角 /°	定轨弧长 /h	轨道精度 /m	定轨弧长 /h	轨道精度 /m
1000	1	99.557	晨昏	97.865		无数据		无数据
			零倾角	0.117		无数据		无数据
	2	99.427	晨昏	97.865	12	529.6977		
			零倾角	0.117	24	419.2594	24	308.9194
	5	0.117	晨昏	97.865	24	2153.3318	12	524.3579
			零倾角	0.117	96	111.7403	24	134.2510
	6	48.999	晨昏	97.865	12	27.6374	24	27.3343
			零倾角	0.117	12	621.8196	12	289.6881
	3	104.968	晨昏	97.865	24	471.1170	24	229.1141
			零倾角	0.117		无数据		无数据
	4	104.838	晨昏	97.865		无数据		无数据
			零倾角	0.117		无数据		无数据
7	0.117	晨昏	97.865	12	97.0633	12	137.5734	
		零倾角	0.117	12	1674.9389	12	509.0813	
2000		晨昏	97.865	24	159.2837	24	140.1272	
		零倾角	0.117	12	16.2817	12	12.2611	

续表

目标卫星		平台卫星			测角精度 10 "		测角精度 20 "	
轨道	轨道	轨道	轨道	轨道	定轨	轨道	定轨	轨道
高度	编号	倾角	类型	倾角	弧长	精度	弧长	精度
/km	/LEO	/°	/LEO	/°	/h	/m	/h	/m
			晨昏	97.865	12	1297.3757	12	360.0723
	8	48.999			24	420.4704	24	312.2086
			零倾角	0.117			24	956.0682

根据表 5.12 中四颗 LEO 天基平台卫星组网观测 LEO 目标的定轨结果，可以看出，随着 LEO 平台组网卫星数目的增加，定轨精度从总体上看是有所提高的，但是双天基平台组网观测时目标卫星相对于观测平台不可视的算例在四天基平台组网观测中仍旧无数据，下面对仿真结果和定轨精度进行具体分析：

1. 首先表 5.10 中得到的结论 1，即测角精度及观测视场角对定轨精度的影响较为明显，当相机视场为 20°，对应的测角精度为 20" 时，对 LEO 目标的定轨精度在大部分算例中都要比测角精度取 10" 时更高这一点仍然成立。典型的算例如晨昏轨道卫星平台对目标 LEO2 定轨 24h，测角精度为 10" 时，定轨精度约为 420 m；测角精度取 20" 时，定轨精度约为 310 m。对 LEO5 定轨 24h，测角精度分别取 10" 和 20" 时，定轨精度分别为 2.1 km 和 530 m。

2. 平台部署在 600 km 的晨昏轨道上时，目标 LEO1 与 LEO3 相对平台均不可视，这与双天基平台测定轨时结果一致，说明了相机固定于太阳同步轨道平台卫星上并且观测方向垂直于轨道这一监视方案并不适用于跟踪部署在与其降交点相同的太阳同步轨道上的目标卫星。

3. 与双 LEO 平台天基光学测定轨时结果不同的是，表 5.10 中定轨结果显示当平台部署在零倾角轨道时，不论测角精度 10" 还是 20"，太阳同步轨道卫星 LEO1、LEO2、LEO3 与 LEO4 相对双天基平台均不可视，但是表 5.12 中的仿真数据说明 LEO4 对于四零倾角天基平台组网卫星来说是可观测的，由于测角资料较少，测角精度为 20"，连续定轨 96 h 时，轨道精度大致在 800 m。这说明零倾角平台虽不是观测部署于太阳同步轨道上的目标卫星的最佳天基观测平台，但当

平台组网中联合观测的平台卫星数目足够多时,其仍可以实现对目标卫星的跟踪观测。

4.对四天基平台组网联合仿真定轨中选择的其他目标卫星的定轨结果进行分析得到的结论与双天基平台测定轨时并无太大差异,对零倾角的 LEO 目标跟踪定轨时,天基 LEO 平台组网部署于零倾角轨道时的定轨精度明显优于其部署在太阳同步轨道上时;对零倾角目标卫星和太阳同步轨道目标卫星外的其他 LEO 目标卫星来说,天基观测平台部署于晨昏轨道即太阳同步轨道上时的定轨监视效能比部署于零倾角轨道上时更优。

### 5.3.1.4 LEO 平台六星组网定轨结果及精度分析

六颗 LEO 天基平台卫星组网联合观测时,LEO 平台 1 的轨道真近点角为近  $0^\circ$ ,LEO 平台 2 轨道真近点角为近  $60^\circ$ ,其余平台在轨道上的分布以此类推,其余仿真条件与目标卫星的轨道同上,六颗 LEO 平台卫星组网联合观测 LEO 目标定轨的结果如表 5.13 所示。

表 5.13 六 LEO 天基平台对 LEO 目标的定轨结果比较

Table 5.13 Comparison of orbit determination results for LEO targets by six LEO space-based platforms

目标卫星		平台卫星		测角精度 $10''$		测角精度 $20''$		
轨道	轨道	轨道	轨道	轨道	定轨弧	轨道	定轨弧	轨道
高度	编号	倾角	类型	倾角	长	精度	长	精度
/km	/LEO	$^\circ$	/LEO	$^\circ$	/h	/m	/h	/m
	1	99.557	晨昏 零倾角	97.865 0.117	无数据 数据量少定轨失败	无数据	无数据	
							8	1980.6161
1000	2	99.427	晨昏 零倾角	97.865 0.117	12 数据量少定轨失败	89.8681 79.6247	12	178.4826
	5	0.117	晨昏	97.865	数据量少定轨失败		12	584.8401
					24	746.3112	24	241.7598

续表

目标卫星			平台卫星		测角精度 10 "		测角精度 20 "	
轨道高度 /km	轨道编号 /LEO	轨道倾角 /°	轨道类型 /LEO	轨道倾角 /°	定轨弧长 /h	轨道精度 /m	定轨弧长 /h	轨道精度 /m
					48	274.7037		
			零倾角	0.117	8	180.7493	12	156.5676
					24	21.1224	24	30.1071
	6	48.999	晨昏	97.865	8	362.2050	8	207.4429
			零倾角	0.117	96	282.8069	96	3547.1167
	3	104.968	晨昏	97.865	无数据		无数据	
			零倾角	0.117	48	764.8168	48	505.0098
					12	2731.5160	12	559.3939
	4	104.838	晨昏	97.865	24	192.6520		
			零倾角	0.117	数据量少定轨失败		48	336.5820
					8	981.3835	8	691.8437
			晨昏	97.865	12	985.6863	12	544.0100
2000	7	0.117			24	594.4955		
					4	42.3383		
			零倾角	0.117	8	22.1871	12	29.1611
					12	20.8492	24	10.2841
					4	9594.1064	4	1879.6657
			晨昏	97.865	8	991.5955		
	8	48.999			12	630.1814	12	627.3473
							24	130.1849
			零倾角	0.117	96	300.0352	96	113.5672

表 5.13 中展示了六颗 LEO 天基平台卫星组网联合观测 LEO 目标定轨的结果，单从六 LEO 天基平台组网的定轨结果来看，采用测角精度为 20 " 的观测方

案时, LEO 的轨道精度更高这一结论体现的仍较为明显, 但存在极个别数据不符, 典型结果为晨昏平台在测角精度分别为  $10''$  与  $20''$  时对 LEO2 定轨 12 h 所得轨道精度大致为 90 m 和 180 m; 零倾角平台对 LEO6 定轨 96 h 时精度分别在 300 m 和 3.5 km 左右, 此类结果出现的原因经分析为在相同的定轨弧段内可用测角数据量的体量基本持平, 定轨精度受到测角资料精度的影响较为明显, 所以此时采用高测角精度的观测方案进行仿真定轨实验得到的轨道精度更高。

此外对于零度倾角目标 LEO5 和 LEO7, 采用零倾角平台观测定轨的优势也更加突出, 且不论是采用哪一类平台进行观测, 平台对轨道高度为 2000 km 的 LEO7 的定轨精度都较 1000 km 的 LEO5 更高, 这与之前的双星及四星天基平台组网定轨的结论一致。

天基平台六星组网观测的定轨结果与双星、四星平台组网观测明显不一致的地方在于对目标 LEO1、LEO2、LEO3、LEO4 的定轨情况。首先对于目标 LEO1, 双星天基平台与四星天基平台组网观测时采用太阳同步轨道平台或零倾角平台卫星时均无可用测角数据, 但六星天基平台组网对其观测时, 如果选用零倾角平台, 模型筛选后仍留有部分测角数据。在采用 LEO 零倾角平台组网对 LEO2 测定轨时也会出现上述情况, 虽然两种情况最终均因为数据量过少而定轨失败, 但足以证明天基六星平台组网监视部署于太阳同步轨道上的 LEO 目标时的监视效能较双星、四星平台组网时有所提高。

对于部署在降交点为 6 时的太阳同步轨道上的典型目标 LEO3, 零倾角 LEO 平台对其定轨时, 测角精度取  $10''$ , 定轨 48 h 时轨道精度可达 800 m; 测角精度取  $20''$ , 定轨 48 h 时轨道精度可达 500 m 左右。这是第一次对 LEO3 定轨成功, 在之前的天基双星、四星平台组网联合定轨中从未出现。

而对于目标 LEO4, 测角精度取  $20''$ , 同样选用零度倾角平台定轨 96 h, 两颗 LEO 天基平台卫星组网对其定轨时无测角资料, 四颗 LEO 平台卫星组网对其联合定轨时精度可达 800 m, 而六颗 LEO 天基平台卫星组网对其仅定轨 48 h 时轨道精度可达 340 m。相比双 LEO 天基平台及四 LEO 天基平台定轨, 六 LEO 天基平台对相同的 LEO 目标测定轨时, 测角资料明显增多, 获得相同轨道精度所需的定轨弧长明显缩减。此时结合表 5.10、表 5.12、表 5.13 可以看出, 天基 LEO

平台组网观测 LEO 目标时，增加平台数目可以有效的增加可观测弧段，提高定轨精度，优化监视定轨性能。

### 5.3.2 低轨平台多星组网对高轨目标定轨

本节主要研究天基 LEO 平台多星组网对 GEO 目标的测定轨性能，仿真时间从 2021 年 5 月 4 日 4 时 0 分 0 秒起，持续时间为四天。天基平台卫星选择 600 km 高度的零倾角平台卫星和降交点为 6 时的太阳同步轨道平台卫星两类，天基平台组网类型为 2 颗、4 颗、6 颗组网三类。天基平台的分布与 LEO 平台观测 LEO 目标时一致，根据组网中的平台数目均匀分布在轨道面上，天基平台 1 的轨道真近点角为近  $0^\circ$ ，以此类推。

仿真中给平台添加标准差为 15 m 的高斯噪声，测角精度选择  $3''$ ，平台卫星的初始轨道参数如表 5.8 所示，目标卫星取星下点经度为  $60^\circ$  和  $120^\circ$  的 GEO 目标。单 LEO 天基平台和多 LEO 天基平台组网联合对 GEO 目标卫星的定轨结果如下，表 5.14 中展示的定轨结果为不同观测视场下仅 LEO 单星天基平台对 GEO 目标卫星测定轨所得的轨道精度，表 5.15 则展示了观测视场角固定为  $20^\circ$  时，使用仿真所得的高精度光学测角数据与测角精度为  $3''$  的测角数据分别进行 LEO 天基平台卫星组网联合观测 GEO 目标卫星定轨的定轨结果。

**表 5.14** 单 LEO 天基平台卫星对 GEO 目标定轨的结果比较

**Table 5.14** Comparison of orbit determination results by single space-based LEO platform

		satellites for GEO targets			
目标卫星	平台卫星	观测视场 $12.5^\circ$		观测视场 $20^\circ$	
		定轨弧长/h	轨道精度/m	定轨弧长/h	轨道精度/m
GEO1 $60^\circ$	晨昏 LEO	96		96	46391.8555
	零倾角 LEO	96		96	12757.6471
GEO2 $120^\circ$	晨昏 LEO	96	239025.4390	96	354518.5863
	零倾角 LEO	96	2153.7532	96	2095.8017

**表 5.15** 多 LEO 平台组网对 GEO 目标 1 的定轨结果比较

**Table 5.15** Comparison of the orbit determination results for GEO targets 1 by multi-LEO

platforms

目标卫星	平台卫星	平台数目	测角精度 3''		测角精度 0''	
			定轨弧长/h	轨道精度/m	定轨弧长/h	轨道精度/m
GEO1	晨昏 97.865°	2	4	2504.1415	4	17.4055
			8	1056.268	8	16.2641
		4	4	2748.7025	4	15.2612
			8	445.1507	8	13.7311
		6	4	1226.1372	4	17.7237
			8	304.2562	8	14.4142
	60°  零倾角 0.117°	2	4	2740.7886	2	20.2310
			8	349.6399	4	12.6798
		4	4	1811.3981	0.5	54.7439
			8	174.8432	2	17.9136
		6	4	1208.2433	0.5	12.8149
			8	94.3203	2	12.2279

表 5.14 展示了在使用未添加随机误差的高精度测角数据的条件下不同单 LEO 天基平台对 GEO 目标连续定轨 96 h 时的轨道精度,可以看出轨道精度普遍较低,同时当测角精度保持不变时,观测视场角扩大可以有效增加观测资料,进而提升定轨精度。

结合表 5.14、表 5.15 可以看出在平台轨道噪声水平一致,而测角资料的精度相当甚至更差时,多颗 LEO 天基平台卫星组网联合对 GEO 目标测定轨所得的轨道精度明显优于单 LEO 平台。最后,在仿真条件一致的情况下,轨道精度一般会随着定轨弧段的增加而提高。

表 5.14 中的定轨精度虽然不满足天基定轨监测需求但足以证明在单 LEO 平台观测 GEO 目标定轨时,相比太阳同步轨道平台,零倾角平台作为天基观测平台时定轨监视效能更优,这一点在 5.1 节单星精密定轨中曾得到验证,而对表 5.15 中的定轨精度进行对比分析时发现这一结论并不完全适用于多 LEO 天基平台组网对 GEO 目标联合定轨的情况。

从两类平台对目标 GEO1 的定轨精度上看,当测角精度取 3'',双 LEO 平台

联合观测定轨时，采用晨昏轨道对 GEO1 定轨 4 h 时的轨道精度大致在 2.5 km，定轨 8 h 时的轨道精度大致在 1.0 km；采用零倾角轨道对 GEO1 定轨 4 h 时的轨道精度大致在 2.7 km，定轨 8 h 的轨道精度大致在 400 m。四 LEO 天基平台联合观测定轨时，采用晨昏轨道对 GEO1 定轨 4 h 时，轨道精度大致在 2.7 km；采用零倾角轨道对 GEO1 定轨 4 h 时，轨道精度大致在 1.8 km。六平台联合观测定轨时，采用晨昏轨道对 GEO1 定轨 4 h 时，轨道精度大致在 1.226 km；采用零倾角轨道对 GEO1 定轨 4 h 时，精度大致达 1.208 km。

综上所述，在双 LEO 天基平台对 GEO 目标定轨 4 h 时，晨昏轨道平台的定轨精度是略高于零倾角轨道平台的，但是随着平台组网中卫星数目的增加，在相同定轨弧长下，零倾角平台对 GEO 目标的定轨精度又会超过晨昏轨道平台，同时当仿真条件不变，仅增加定轨弧长也会出现同样的结果，所以综合分析下，此时总体上仍是当天基平台组网部署于零倾角轨道上时定轨监视效能更好。

表 5.16 多 LEO 平台组网对 GEO 目标 2 的定轨结果比较

**Table 5.16** Comparison of the orbit determination results for GEO targets 2 by multi-LEO platforms

目标卫星	平台卫星	平台数目	观测视场 12.5°		观测视场 20°		
			定轨弧长/h	轨道精度/m	定轨弧长/h	轨道精度/m	
GEO2 120°	97.865°	2			0.5	16.3419	
					2	14.6266	
		晨昏	4	0.5	15.9208	0.5	16.1296
				2	18.5488	2	14.0060
			6	0.5	16.1828	0.5	15.9126
				2	15.8933	2	13.9649
		零倾角	4	4	29.2571		
				0.5	9159.7658	0.5	7449.4068
		0.117°	2	2	20.8832	2	13.1609
				4	10838.4465	0.5	2044.5077

续表

目标卫星	平台卫星	平台数目	观测视场 12.5°		观测视场 20°	
			定轨弧长/h	轨道精度/m	定轨弧长/h	轨道精度/m
			2	18.2825	2	13.4026
			0.5	9159.7658	0.5	186.5783
		6	2	17.1140	2	17.9774
			4	16.0478		

对目标 GEO2 的定轨结果分析与 GEO1 相似但略有不同, 如表 5.16 所示, 当测角精度保持不变, 平台双星、四星、六星组网等各种情况下, 晨昏平台对目标 GEO2 定轨 0.5 h 时的轨道精度均远高于零倾角轨道, 其对目标 GEO2 定轨 2 h 时的轨道精度也要略高于零倾角轨道或与之相当, 因为此时定轨弧长较短, 平台又均匀分布在完整轨道面, 两类平台与目标 GEO 的空间分布导致此时采用零倾角平台进行定轨弧长为 0.5 h 的定轨仿真时可用测角数据极少, 这是在给出的仿真条件下晨昏轨道平台的观测模式在多星 LEO 组网观测 GEO 目标定轨时的优势, 随着定轨弧长的增加, 测角资料增加, 零倾角平台对 GEO2 的定轨精度逐渐超过晨昏平台。总体上看, 对目标的定轨精度还是很大程度上受平台与目标间的相对几何分布的影响, 如果想在较短的时间内实现对 GEO 目标的监测定轨, 仿真平台的部署和设计方案是否合理是决定定轨能否成功的重要因素。

### 5.3.3 高轨平台多星组网对高轨目标定轨

对高轨空间目标, 特别是 GEO 目标的跟踪探测与预警始终是空间目标跟踪定轨中的一个研究难点, 地基测控系统对 GEO 卫星的监测在时空上始终存在着盲区, 随着 GEO 目标战略地位的不断提升, 如何实现对 GEO 目标的实时观测变得愈发重要。

前面已经提出过天基光学相机的单星和多星 LEO 平台组网对 GEO 目标进行定轨的方案并仿真测试了其定轨性能, 但结果不算特别理想, 单星定轨时轨道精度较低, 需要延长跟踪定轨时间来提高轨道精度, 多 LEO 天基平台组网观测 GEO 目标定轨时需要考虑到如果在真实工程中 LEO 平台与 GEO 目标之间的距

离较远, CCD 相机的作用距离会对定轨精度产生不利影响。为更好的实现对 GEO 目标卫星的跟踪监视, 这里提出一种利用天基光学相机的双 GEO 天基平台对 GEO 目标卫星进行轨道确定的技术方案 (王蕾, 2022)。

### 5.3.3.1 天基平台及目标卫星的轨道选择

表 5.17 展示了双 GEO 天基平台观测 GEO 目标定轨时系统的总仿真时间, 仿真中光学测角数据的采样间隔为 3 s。

表 5.17 仿真时间

Table 5.17 Simulation time

开始时间 (UTC)	15 Nov 2020 04:00:00.000
结束时间 (UTC)	19 Nov 2020 04:00:00.000

本节研究的仍旧是天基光学空间目标的监测定轨性能, 天基平台为双 GEO 平台卫星, 目标卫星与天基平台同轨道。由于天基平台与目标卫星均位于 GEO 上且相对位置保持不变, 因此平台对目标的跟踪采用凝视观测模式, 仿真中给平台轨道设置标准差为 5 m 的高斯噪声, GEO 天基观测平台和 GEO 目标卫星的空间分布如图 5.2 所示。

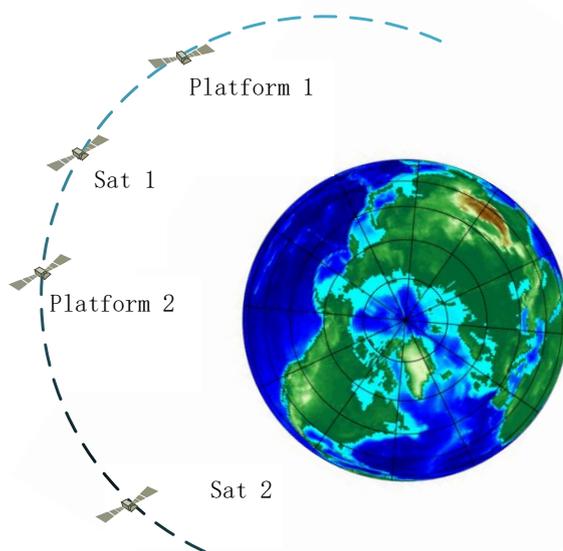


图 5.2 天基平台与目标卫星在 GEO 上的空间分布

Figure 5.2 Spatial distribution of space-based platforms and target satellites on GEO

图 5.2 给出了定轨仿真的初始时刻天基平台与目标卫星在 GEO 上的空间分布。表 5.18 则给出了这四颗 GEO 卫星在该时刻的星历。外推平台卫星与目标卫星的初始星历，并利用生成的光学测角资料对 GEO 目标定轨。

表 5.18 平台与目标的初始星历

**Table 5.18** Initial ephemeris of the platforms and targets

卫星类型	星下点经度/ $^{\circ}$	位置/km	速度/km/s
		-34775.1713	1.7388
GEO 平台 1	100	-23846.9291	-2.5357
		69.3239	-0.0035
		-11310.8465	2.9619
GEO 平台 2	140	-40620.9012	-0.8247
		22.6035	-0.0059
		-24521.8579	2.5012
GEO 目标 1	120	-34302.6160	-1.7880
		48.9135	-0.0050
		17445.9491	2.7991
GEO 目标 2	180	-38387.9021	1.2721
		-34.6933	-0.0056

### 5.3.3.2 单 GEO 天基平台观测 GEO 目标定轨

根据仿真条件，测角精度为  $0.5''$ ，平台噪声水平为 5 m 时，GEO 平台 1 对 GEO 目标 1 跟踪定轨 1 h 时，平台 1 的定轨残差如图 5.3 所示，残差量级与定轨仿真中设定的测角精度大致相当。

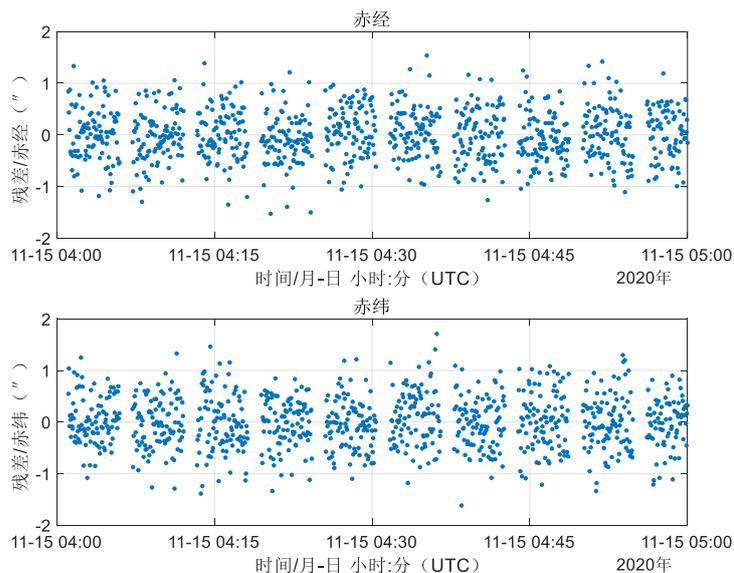


图 5.3 单 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨 1 小时残差

Figure 5.3 The residuals of the orbit determination for GEO target by a single GEO space-based platform

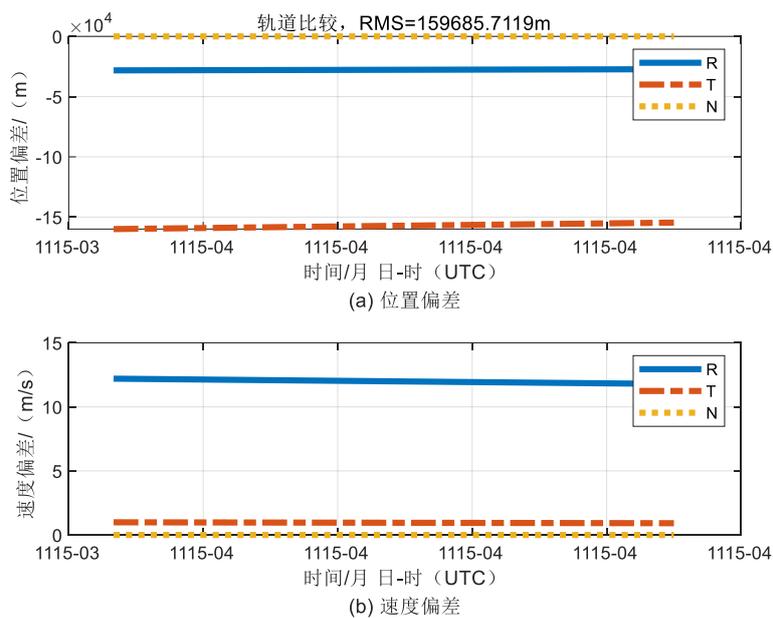


图 5.4 单 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨结果

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

图 5.4 则给出了单 GEO 天基平台 1 对 GEO 目标 1 跟踪定轨 1 h 时的定轨精度，可以看出此时轨道精度比较低，大致在 160 km。

### 5.3.3.3 双 GEO 天基平台观测 GEO 目标定轨

根据仿真条件,测角精度取  $0.5''$ , GEO 平台 1 和 GEO 平台 2 同时位于 GEO 目标 1 的两侧对目标 1 观测定轨 0.5 h 时的定轨残差图如图 5.5、图 5.6 所示。从图 5.5、图 5.6 中的天基平台的定轨残差可以分析出本次仿真定轨方法的合理性,因为其仿真条件中安排的数据噪声在量级上相当。

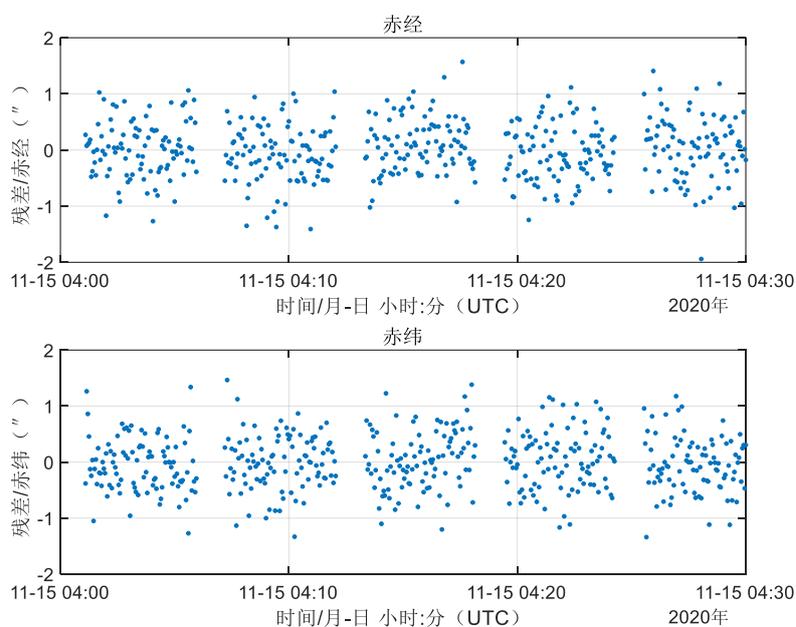


图 5.5 双 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨时平台 1 定轨残差

Figure 5.5 Orbit determination residuals of platform 1 when dual GEO space-based platforms are used to determine the orbit of the GEO target

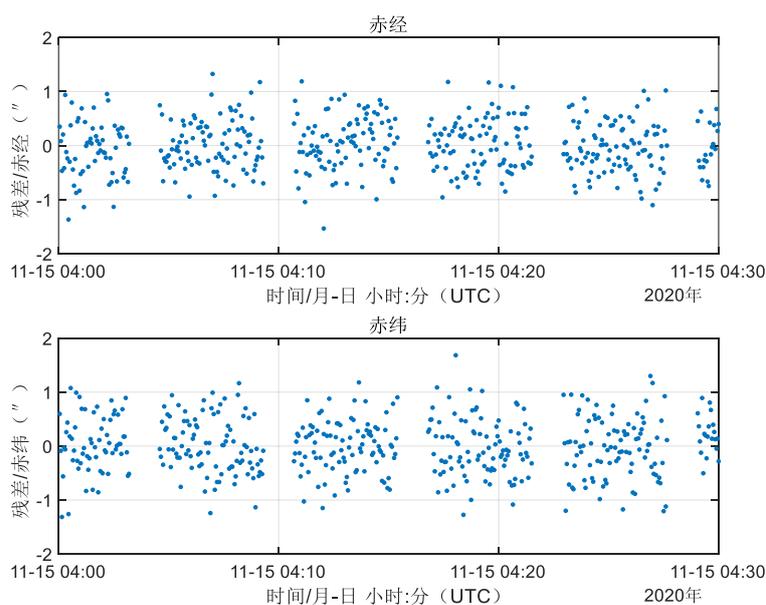
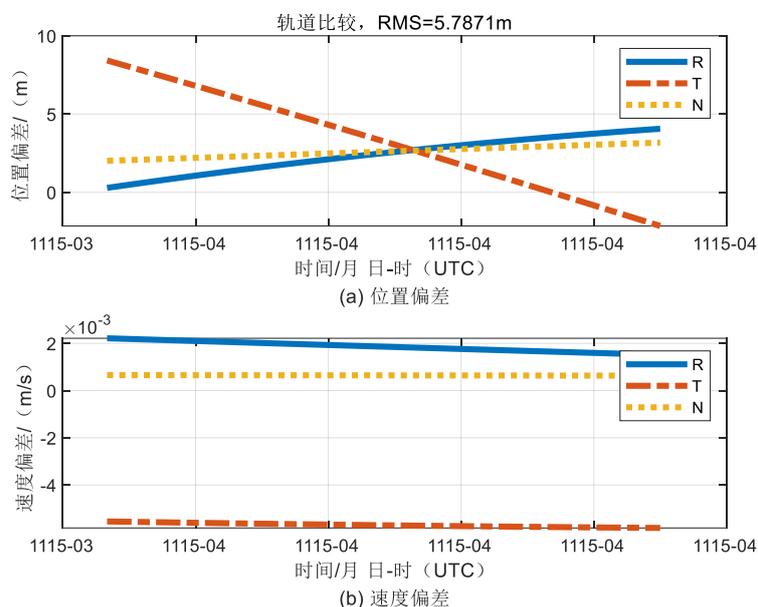


图 5.6 双 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨时平台 2 定轨残差

**Figure 5.6** Orbit determination residuals of platform 2 when dual GEO space-based platforms are used to determine the orbit of the GEO target



**图 5.7** 双 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨结果

**Figure 5.7** The orbit determination result of GEO target by dual GEO space-based platforms

图 5.7 展示了 RTN 坐标系下, GEO 平台 1、平台 2 对 GEO 目标 1 定轨 0.5 h 时, 轨道精度大致能达到 10 m 量级。

除上述仿真算例外, GEO 平台 1 和平台 2 在 GEO 目标 2 的同一侧同时观测, 测角精度分别取 0.5"、3.0"和 5.0", 定轨弧长分别取 0.5 h 和 1 h 时, 对 GEO 目标 2 测定轨所得的轨道精度比较如下表 5.19 所示。

**表 5.19** 三种测角精度下的定轨结果比较

**Table 5.19** Comparison of the orbit determination results under three angular accuracy

测角精度/"	定轨弧长/h	定轨精度/m
0.5	0.5	10.2575
	1.0	10.0396
3.0	0.5	66.8216
	1.0	66.3367
5.0	0.5	113.3136
	1.0	112.0358

对表 5.19 中的定轨结果进行分析, 测角精度取  $0.5''$ , 定轨 1 h 时轨道精度可达 10 m 量级; 测角精度取  $3.0''$ , 定轨 1 h 时轨道精度大致在 66 m; 测角精度取  $5.0''$ , 定轨 1 h 时轨道精度大致在 120 m, 显然 GEO 目标的轨道精度会受到测角精度的影响, 且在测角精度一致时, 定轨弧段延长, 轨道精度也有所改进。

#### 5.3.3.4 仿真结果综合分析

测角精度为  $0.5''$ , 单 GEO 天基平台和双 GEO 天基平台分别对 GEO 目标卫星定轨 1 h 时所得的轨道精度如表 5.20 所示。

表 5.20 单、双 GEO 天基平台对 GEO 目标的定轨结果

Table 5.20 The orbit determination results of GEO targets by single GEO space-based platform and dual GEO space-based platforms

天基平台	星下点经度/ $^{\circ}$	目标星下点经度/ $^{\circ}$	轨道精度/m
单 GEO 平台	100	120	159685.7119
双 GEO 平台	100	120	4.9262
	140		
双 GEO 平台	100	180	10.0396
	140		
双 GEO 平台	100	200	19.0734
	140		

根据表 5.20 中的定轨结果比较, 同样定轨 1 小时, 且定轨仿真条件不变, 双 GEO 天基平台对 GEO 目标的定轨精度均可达百米乃至数十米量级, 而单 GEO 天基平台对 GEO 目标的定轨精度则远低于双 GEO 平台, 明显双 GEO 平台卫星联合观测定轨时, 跟踪监测效果更好。而且在测角精度和平台轨道噪声等仿真条件一致时, 天基 GEO 观测平台与 GEO 目标卫星二者间距离的变化也明显影响到了定轨精度的高低, 这也再次说明天基 CCD 相机的作用距离是影响定轨精度的一个重要因素。本次 GEO 目标光学测定轨仿真算例中定轨所得精度对应到实际工程中必然会有所下降, 因为可见光相机的系统误差并未作为参数解算。

由以上分析可知, 由于方程接近奇异, 单 GEO 天基平台对 GEO 目标测定轨 1 h 时的轨道精度在百公里之上, 将定轨弧段延长至 24 h-48 h 时, 轨道精度也在

数十公里，并不适合作为 GEO 目标的天基跟踪与监测定轨方案，而双 GEO 天基平台对同一 GEO 目标卫星测定轨时精度可达百米量级，足以在一般的空间任务中满足对 GEO 目标卫星的监测定轨需求。

#### 5.4 本章小结

本章作为论文的研究重点，主要内容是基于天基空间目标高精度测定轨软件与光学监视约束模型，利用通过天基平台得到的光学仿真测角数据对目标卫星监测定轨。仿真实验从单平台单星精密定轨和多平台多星组网精密定轨两大方面展开，天基平台与目标卫星的轨道又可细分为 LEO、MEO、GEO 等多种情况，分析不同天基监测平台对不同目标卫星定轨精度的影响因素，测试天基平台卫星对目标卫星的定轨监测性能，以及探究不同天基平台组网部署方案的可行性。

通过本章研究，针对给定的仿真条件，总结上述对仿真定轨结果的精度分析，可以得到以下几点结论：

(1) 当采用单 LEO 天基平台对 LEO 目标跟踪定轨时，对于一般倾角的 LEO 目标，天基平台部署于太阳同步轨道时的定轨精度较部署于零倾角轨道时更高，对 LEO 目标卫星的监视定轨效能更好，但对于零倾角的 LEO 目标来说，平台同样部署于零倾角轨道的监视效能更优。除此之外对于与天基平台同时运行在太阳同步轨道上的 LEO 目标卫星来说，考虑当天基平台部署在与其降交点相近的太阳同步轨道上并改变相机观测模式时，才能实现更好的跟踪观测。

(2) 对于 MEO 目标，当单 LEO 天基平台部署于零倾角轨道上时，相比部署于太阳同步轨道上时对同样部署在零倾角轨道上的 MEO 目标卫星的跟踪观测性能更好，而对于算例中其他 MEO 目标，LEO 天基平台不论是部署在太阳同步轨道还是零倾角轨道，都极大概率会因目标不可视或者数据量太少而定轨失败。在 MEO 平台观测 MEO 目标定轨时也出现了同样的情况，显然平台与目标间的相对几何关系是否合适是决定天基平台对目标卫星的跟踪定轨是否能够成功的重要条件之一，目前通过对定轨精度分析所得的结论为当单 LEO、MEO 天基平台对 MEO 目标卫星定轨时，天基平台与目标卫星的轨道倾角差距不宜过大，且零倾角 MEO 目标卫星的最佳 MEO 观测平台也部署于零倾角轨道上。除此之外

仿真过程中存在定轨弧长与目标卫星一致，但 LEO 天基平台的测定轨精度优于 MEO 平台的现象，主要是由于平台与目标距离较远时，利用模型筛选后的可用光学仿真测角资料更丰富，使轨道精度得到了大幅优化。

(3) 对于 GEO 目标，则单 LEO 天基平台的最佳部署轨道必然为零倾角轨道，其对目标的定轨性能明显优于太阳同步轨道平台，且相较 MEO 天基平台，LEO 平台由于运动速度快、周期短，对实现空间 GEO 目标的定轨监测更加有利。

(4) 多 LEO 天基平台卫星组网联合观测 LEO 目标时，10"和 20"两种测角精度代表的两种观测视场方案中，测角精度为 20"时定轨精度更高，监视效能更好，因为高测角精度对应着小视场，在本文算例 LEO 平台观测 LEO 目标时，目标与平台间的相对距离较近且运动速度快，视场缩小会导致可观测弧段及定轨可用光学测角资料骤减，反而使定轨精度下降。定轨精度受到平台与目标间距离的影响同样比较明显，对比利用光学监视约束模型筛选光学仿真测角资料得到的结果文件和后续仿真定轨精度就可以看出，在其他仿真条件相同时，天基平台对较远距离的目标卫星跟踪观测时的测角资料更丰富，定轨精度更高。

(5) 从不同的天基平台卫星部署方案对应的定轨精度上看，天基平台卫星与目标卫星均位于太阳同步轨道上且天基相机固定安装在平台上时，相机安装模式不应选择垂直于轨道面安装或者需安装二维转台，零倾角天基平台虽不是观测太阳同步轨道目标卫星的最佳观测平台，但当平台组网中卫星数目足够多时，仍旧可以实现对目标卫星的跟踪观测。对 LEO 零倾角目标进行观测定轨时，平台组网同样部署在零倾角轨道上时跟踪监测效能更好，而对于部署在零倾角轨道和太阳同步轨道外的其他 LEO 目标卫星观测定轨时，天基观测平台部署于晨昏轨道即太阳同步轨道上时的定轨监视效能更好。结合全部仿真定轨数据，天基 LEO 平台卫星组网联合观测 LEO 目标卫星定轨时，增加组网中平台卫星的数目可有效增加可观测弧段，提高定轨精度，优化监视定轨性能。

(6) 多 LEO 天基平台卫星组网联合观测 GEO 目标卫星定轨时，若仿真条件一致则采用相机观测视场更广的观测方案时定轨精度更高，且轨道精度随着定轨弧段的延长而提高。经仿真测试，在相同仿真条件下，多 LEO 天基平台组网联合对 GEO 目标卫星测定轨时所得的轨道精度明显优于单 LEO 天基平台的定

轨结果,这再次证明了多天基平台组网联合定轨是提高定轨监视效能的有效途径。对定轨精度的分析也再次证明了单星精密定轨中单 LEO 天基平台观测 GEO 目标定轨时,零倾角平台是最佳的天基监测平台这一结论的正确性。

(7) 天基平台与目标卫星二者的空间几何分布会影响到定轨结果,如晨昏轨道平台卫星在多 LEO 天基平台组网联合观测 GEO 目标定轨时存在一定的优势,即当定轨时间极短而平台组网中卫星数目较少或者分布不合理时,天基平台部署于零倾角轨道会导致其此时平台对 GEO 目标卫星的定轨可用测角数据极少,而随着定轨弧长的增加,测角资料增加,零倾角天基平台对 GEO 目标卫星的定轨精度又会逐渐超过天基晨昏轨道平台。

(8) 相比双 GEO 天基平台对 GEO 目标定轨监测时可达百米量级的精度,单 GEO 天基平台对相同目标的测定轨性能无法满足 GEO 目标的跟踪监测需求,单 GEO 平台更无法作为 GEO 卫星的天基监测方案。由定轨结果分析,显然利用多 GEO 天基平台卫星组网联合对 GEO 目标跟踪定轨的监测方案可有效的实现对 GEO 目标的定轨监测,这也是后续实现对 GEO 目标的实时监测的一个理想方案。

## 第6章 总结

本文主要研究内容可分为三部分,首先对天基光学卫星测定轨仿真中的光学监视约束模型进行梳理,为后续初轨确定和精密定轨仿真实验中初始光学测角数据的处理提供依据,在一定程度上使光学测角资料更加贴近真实观测。其次采用考虑地球扁率 J2 摄动项的广义 Laplace 方法对无初始轨道信息的非合作目标卫星定初轨,分析天基平台对目标的定初轨性能,分析定轨精度与数据采样间隔、定轨弧段、平台与目标间距离等影响因素之间的关系,以及分析初轨确定中存在的问题。最后利用最小二乘批处理对目标卫星进行精密定轨仿真实验,从单天基平台精密定轨和多天基平台卫星组网联合精密定轨两大方面展开,分析不同天基平台部署方案的可行性以及不同天基监测平台对不同空间目标的定轨精度,测试不同天基光学观测条件下天基平台对目标卫星的定轨监测性能。

通过对主要研究内容的展开分析得到的主要工作成果及结论如下:

1.天基光学卫星定轨监测中,目标卫星相对于天基平台并非一直可视,可观测弧段会随着天基平台与目标卫星的轨道高度和相对空间位置变化,为了使初轨确定与精密定轨仿真实验中的光学测角资料更贴近真实观测,才建立了光学监视约束模型来处理初始测角数据。根据仿真实验中光学测角数据筛选结果文件,在太阳光干扰、地球遮挡、地光条件、地影约束、月光干扰、观测视场角六种约束条件中,地球遮挡、地光条件和地影约束在 LEO 天基平台观测 LEO 目标卫星时对可观测弧段的影响非常大,这种影响会随着目标卫星轨道高度的提升而逐渐减弱,但是并不会消失。

2.在天基光学卫星初始轨道确定的仿真中,利用广义 Laplace 方法对无初始轨道信息的非合作目标卫星定初轨,在定轨成功的算例中,初轨精度虽不能满足天基探测任务的高精度要求,但基本可以满足精密定轨的初值要求。第4章测试了采样间隔、测角精度、定轨弧段长度、观测平台与目标卫星间的距离等多种因素对目标卫星初轨精度的影响。仿真结果表明,在 2 s 采样间隔、0.5"测角精度的仿真条件下,LEO 天基平台跟踪 LEO 目标卫星定轨,定轨弧长为 2-3 min 时,

初轨精度约为几公里到十几公里量级。LEO 天基平台跟踪 MEO、GEO 目标卫星定轨，定轨弧段为 5~6 min 时，初轨精度大致在 2 km，若对 GEO 目标的定轨弧长累计至 25 min，则初定轨精度最优可达 200 m。MEO 天基平台跟踪 GEO 目标卫星定轨，定轨弧长为 25 min 时，初轨精度最优可达百米量级。由上述定轨精度分析可知，当 LEO 天基平台对 LEO 目标卫星定初轨时，短弧为必然要求，定轨弧段过长则不收敛，但这一临界值会随着目标卫星轨道高度的增加而提升。在 LEO 天基平台对 MEO、GEO 目标定初轨或是 MEO 平台对 MEO、GEO 目标定初轨时，最长定轨弧段可达 25 min 不止，但当定轨弧段累计过长后，初轨精度会随弧段延长而下降。另外在保证其余仿真条件为不变量时，降低数据采样间隔、缩小天基平台与目标卫星间的相对距离均可提升目标的初轨精度。LEO 天基平台观测 MEO 目标卫星定初轨时，根据仿真实验结果，当平台轨道高度为不变量时，相比零倾角平台，天基平台卫星部署在太阳同步轨道上时，初定轨监视效能更优。

3. 本文初轨确定仿真实验的失败率不低，一方面是因为在选择天基平台与目标卫星时存在初始空间位置就不满足光学观测需求的算例，另一方面与天基平台运动特性有关，这导致 LEO 天基平台对 LEO 目标卫星定初轨，即天基平台与目标卫星轨道相近时或是天基平台与目标卫星的轨道倾角十分接近时，初轨结果易出现平凡解现象，也说明了广义 Laplace 算法仍有待改进。

4. 在天基光学卫星精密定轨仿真实验中，基于受摄二体问题的模型，运用最小二乘批处理算法对目标卫星跟踪定轨，通过计算 RTN 坐标系下的轨道精度来分析天基平台卫星对目标卫星的测定轨性能以及定轨精度的影响因素，探究多天基平台组网部署方案的可行性。综合分析单天基平台与多天基平台组网联合测定轨的轨道对比结果，天基平台卫星组网联合观测目标卫星定轨时的轨道精度相较单天基平台有显著提升，这种定轨性能上的优化在双 GEO 天基平台跟踪观测 GEO 目标卫星定轨时尤为明显，其轨道精度最优可达十几米的量级，这也使多天基平台卫星联合定轨成为了未来实现对 GEO 目标卫星实时监测的一个理想方案。预计多天基平台对 GEO 目标的联合观测定轨可以成为一种解决我国地基系统跟踪监测 GEO 目标时的不足的有效手段，这在实现对 GEO 目标

的有效预警和维护我国空间安全上有着重要意义。

5.天基光学卫星测定轨时,如果观测视场不发生改变,轨道精度一般会随着测角精度的提高而提高,但如果观测视场与测角精度相对应,则在论文仿真实验选择的两种观测视场中,利用观测视场角大而测角精度较低的观测方案获得的测角数据定轨时所得轨道的精度更高。

6.除上述结论,天基光学卫星测定轨的定轨精度也在很大程度上受天基平台与目标卫星二者空间几何分布的影响,不论是采用单天基平台观测部署在 GEO 上的零倾角目标还是采用多 LEO 天基平台卫星组网联合观测 LEO 零倾角目标定轨时,在文中设定的两种天基平台部署方案中,零倾角轨道均为此时天基平台卫星的最佳部署轨道。多 LEO 天基平台组网联合观测 GEO 目标卫星定轨时,最优监测情况又与平台组网中卫星的分布情况有关,如果平台分布不合理,在定轨弧长较短时会出现晨昏轨道上的天基平台测定轨优势更明显的情况,但一旦定轨弧段增加,最佳天基观测平台会变回零倾角平台。

总体上看,基于天基光学测角数据对目标卫星进行初轨确定与精密轨道改进均是可行的。通过对卫星进行天基光学测定轨的仿真实验,本文在测试单天基平台定轨性能的基础上提出了几种多天基平台卫星组网测定轨的技术方案如双 GEO 天基平台光学测量 GEO 目标定轨等,测试了不同天基平台卫星星座设计与部署方案的合理性与可行性,证明了天基平台部署方案是否合理是决定目标定轨能否成功的重要因素之一。同时论文也对测角精度、平台与目标相对位置、观测平台的部署轨道、天基平台组网卫星数目等仿真条件对目标卫星定轨精度的影响分别进行了分析,在天基光学卫星测定轨性能的提高以及天基空间目标监视系统的建设部署等方面提供了一些参考数据与设计方案。

论文仿真实验中仍有很多未考虑到的天基平台部署方案,如可以选择多个不同轨道的天基平台卫星组网联合对同一目标测定轨、部署 MEO 天基平台卫星组网联合观测 GEO 目标定轨,或是测试当单天基平台上同时携带两个观测方向不同的可见光载荷同时观测目标卫星时的测定轨性能等。

除此之外,考虑到现代空间监视任务的需求,实现对 GEO 目标的实时观测也是未来的一个重要的发展方向。在初轨确定方面也存在着问题,如平凡解现象

以及对非合作目标定初轨时仍存在着较大的误差,虽仍在精密定轨初值要求的范围内,但算法仍有改进的空间,未来还可从多天基平台卫星联合部署的方向去提升对空间目标定初轨时的轨道精度。

## 参考文献

- 陈龙, 刘承志, 李振伟, 等. LEO 空间目标的非协同共视观测及初轨确定[J]. 光学学报, 2021, 41(19): 162-167.
- 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.
- 陈阳, 白玉铸, 赵勇. GEO 轨道光学探测建模与仿真[J]. 计算机仿真, 2021, 38(01): 10-13.
- 崔潇潇. 美国天基空间目标监视系统概况[J]. 国际太空, 2011(07): 37-43.
- 代科学, 冯占林, 万歆睿. 俄罗斯空间态势感知体系发展综述[J]. 中国电子科学研究院学报, 2016, 11(03): 233-238.
- 刁华飞, 张雅声. 美国高轨态势感知卫星能力分析[J]. 航天电子对抗, 2019, 35(04): 48-51.
- 范志涵, 蔡亚星, 李凤簪. 针对 GEO 目标的美国天基态势感知技术发展研究[J]. 航天器工程, 2019, 28(06): 87-95.
- 甘庆波, 马静远, 陆本魁, 等. 一种基于星间方向观测的初轨计算方法[J]. 宇航学报, 2007, 28(03): 619-622.
- 宫经刚, 宁宇, 吕楠. 美国高轨天基态势感知技术发展启示[J]. 空间控制技术与应用, 2021, 47(01): 1-7.
- 韩洪涛, 王友利. 国外空间攻防能力现状与趋势分析[J]. 中国航天, 2015(09): 21-25.
- 胡云鹏, 黎克波, 陈磊. 面向空间态势感知的天基可见光空间目标自主跟踪方法[J]. 中国科学: 技术科学, 2021, 51(04): 424-434.
- 蓝朝楨. 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.
- 雷祥旭, 桑吉章, 李振伟, 等. 低轨空间目标甚短弧初轨关联[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2020, 45(10): 1526-1532.
- 李骏. 空间目标天基光学监视跟踪关键技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
- 李骏, 安玮, 周一宇. 天基光学短弧初轨的约束微分修正方法[J]. 宇航学报, 2009, 30(02): 769-774.

- 李雁斌, 江利中, 黄勇. 天基目标探测与监视系统发展研究[J]. 制导与引信, 2012, 33(03): 50-60.
- 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.
- 刘佳, 张恒, 何漫, 等. 美国天基空间监视系统概述与分析[J]. 航天电子对抗, 2019, 35(04): 60-64.
- 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.
- 刘磊, 曹建峰. 基于天基光学测角的高轨空间目标轨道确定[J]. 光学学报, 2021, 41(19): 155-161.
- 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.
- 刘翔春. 空间目标光学监视卫星轨道设计及任务规划[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
- 牛照东, 汪琳, 段宇, 等. 国外地球同步轨道目标天基光学监视策略[J]. 中国光学, 2017, 10(03): 310-320.
- Oliver Montenbruck, Eberhard Gill. 卫星轨道[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- 潘晓刚, 周海银, 王炯琦. 基于天基测控的同步轨道卫星联合定轨方法研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(05): 1854-1860.
- 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.
- 桑吉章, 陈立娟, 李彬, 等. 空间目标轨道信息软件平台的建设[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(01): 1-6.
- 宋博. 美国“一箭三星”发射同步轨道空间态势感知卫星[J]. 国际太空, 2014, 431(11): 60-63.
- 宋叶志, 黄勇, 杨建华, 等. 风云四号卫星双程测距系统精密轨道确定[J]. 宇航学报, 2020, 41(03): 270-275.
- 宋叶志, 邵瑞, 王蕾, 等. 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.
- 孙杰, 李冬. 天基光学观测 GEO 空间目标定轨方法研究[J]. 上海航天, 2015, 32(06): 34-38.
- 索菲, 韩文标. 相对论天体力学和天体测量学[M]. 北京: 科学出版社, 2015.
- 汤泽滢, 黄贤锋, 蔡宗宝. 国外天基空间目标监视系统发展现状与启示[J]. 航天电子对抗, 2015, 31(02): 24-26+30.
- 王赤, 陈志青, 胡连欢, 等. 我国空间环境天/地基监测平台的发展态势和展望[J]. 航天器环境工程, 2021, 38(03): 225-239.
- 王西京, 李栋林, 马鹏斌, 等. 基于遗传算法的单站测速数据定初轨技术研究[J]. 飞行力学, 2004(04): 53-56.
- 王蕾, 宋叶志, 叶钊, 等. 双天基平台光学测量 GEO 目标的轨道确定[J]. 测绘科学, 2022, 47(01): 9-14.
- 王秀红, 李俊峰, 高彦平, 等. 基于虚拟测距的单星光学监测空间目标定轨方法[J]. 光学精密工程, 2016, 24(07): 1541-1549.
- 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.
- 王志胜, 周军, 王道波. 基于角度量观测的卫星初轨计算技术研究[J]. 弹箭与制导学报, 2002(S2): 190-193.
- 魏晨曦. 俄罗斯的空间目标监视、识别、探测与跟踪系统[J]. 中国航天, 2006(08): 39-41.
- 吴小华. 基于天基光学测量的空间目标轨道确定及其精度分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
- 徐品新. 拉普拉斯轨道算法的一种改革[J]. 天文学报, 1981, 22(04): 346-349.
- 闫瑞东, 王荣兰, 龚建村, 等. 基于 Gooding 算法的天基光学目标跟踪定轨[J]. 空间科学学报, 2021, 41(02): 329-336.
- 杨艳洲, 王佳雯, 张玮, 等. 国外天基信息系统装备及技术发展水平研究[J]. 现代信息科技, 2020, 4(06): 53-56+60.
- 余建慧, 苏增立, 谭谦. 空间目标天基光学观测模式分析[J]. 量子电子学报, 2006, 23(06): 772-776.
- 赵巨波, 徐婷婷, 杨秀彬, 等. 空间目标天基双星立体天文定位[J]. 光学精密工程, 2021,

29(12): 2902-2914.

赵铭. 天体测量学导论[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2006.

张科科, 周峰, 傅丹鹰. 天基空间目标监视可见光遥感研究[J]. 航天返回与遥感, 2005, 26(04): 10-14.

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.

赵荣, 张显. 俄罗斯导弹预警卫星系统最新发展[J]. 国际太空, 2020(03): 41-46.

周庆勇, 杜兰, 蓝朝楨. 天基光学监视系统空间目标定轨精度仿真分析[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(11): 2660-2663.

周一宇, 李骏, 安玮. 天基光学空间目标监视信息处理技术分析[J]. 光电工程, 2008, 35(04): 43-48.

Hackett J, Brisby R, Smith K. Overview of the Sapphire payload for space surveillance[J]. Proc Spie, 2012, 8385: 24.

Harrison DC, Chow JC. The space-based visible sensor. Johns Hopkins APL Technical Digest, 1996, 17(2): 226-236.

Milani A, Gronchi GF, Knežević Z, et al. Orbit determination with very short arcs[J]. Icarus, 2005, 179(2): 350-374.

Scott RL, Wallace B, Bedard D. Space-based observations of satellites from the most microsatellite[R]. Defence Research and Development Canada Ottawa (Ontario), 2006.

Sharma J, Stokes GH, von Braun C, et al. Toward operational space-based space surveillance[J]. Lincoln Laboratory Journal, 2002, 13(2): 309-334.

Sokolskaya MJ. On the Laplacian orbit determination of asteroids[J]. Planetary & Space Science, 1997, 45(12): 1575-1580.

Stokes GH, Braun CV, Sridharan R, et al. The space-based visible program[J]. Lincoln Laboratory Journal, 1998, 11(2): 205-238.

Vitarius PJ, Hahs D, Gregory DA. A Keplerian approach to angles-only orbit determination[C] //Spaceborne Sensors III. SPIE, 2006, 6220: 219-225.

Wallace B, Pinkney FL, Scott R, et al. The near earth object surveillance satellite(NEOSSat)[J].

SPIE, 2004, 5578: 1-7.



## 致 谢

三年转瞬即逝，拿到上海科技大学的研究生录取通知仿佛就发生在昨天，然而明天我就将对我的研究生生涯说一声再见，然后转身踏入社会，走向我选择的人生。三年间，不乏有对科研迷茫、焦虑到想放弃的时候，但最终还是坚持了下来走到了最后。

2020 冬到 2022 春，没有远大抱负的我为自己构思了一个简单的未来，我已经很久没有思考过人生的意义了，这种停留在哲学层面并不会有结论的思考对我来说已经不再那么重要了，我远在上海松江区九江公路天鸡路 1365 号很久不见的朋友日常劝说我，生活本身就是一种意义，足够幸运的是我觉得自己好像已经拥有面对困难的勇气与信心。写到这里，我想发自真心的感谢一下帮助过我的每一位老师和同学以及我的朋友们，没有他们的帮助，我想我无法走到今天。

首先衷心感谢我的两位导师，感谢廖新浩老师在学业上提出的指导意见，和提供给我的论文相关书籍，这为我完成论文提供了很大的帮助。感谢宋叶志老师这三年以来的帮助，宋老师对数学的兴趣与编程的能力都令我十分钦佩。感谢宋叶志老师在精密定轨仿真软件学习和小论文发表过程中的细心指导，这些都为我毕业论文的撰写打下了一个好基础，老师为我提供了一个十分良好的科研工作与完成毕业论文撰写的学习环境。感谢上海天文台的黄勇老师、黄乘利老师、王广利老师、齐朝祥老师在研究生一年级时在课程上对我的教导。感谢各位老师开题与中期时的指导。感谢马金老师、储怡老师在学生日常工作中的周到与付出，不仅为我个人解决了很多困惑，还十分关心台里学生们的日常状态，两位老师每次面对问题时轻声细语的耐心回复和每次相遇打招呼时的笑容已经是对部分心理敏感的学生们最好的照顾，每逢传统节日时举办的活动也让我在上海天文台感受到了温暖，我最喜欢冬至。

感谢在国科大集中学习的一年，远离喧嚣的北京市区，沉浸在浓厚的学习氛围中的半年让我从研究生录取后漫长假期的散漫中找回了对学习、对科研该有的尊重，为后来回到上台的工作打下了一个良好的基础，在那里认识的来自全国各地研究所的同学们也为我的科研生活增添了许多色彩，虽最终苦于疫情集中学习

仅有短短半年时间，也足够让我回味。感谢上海科技大学提供给我追求科研梦想的机会，即便作为沪内联培的研究生不在上科大本部学习与生活，短短几次本部之行也让我对上科大物质学院的同学们在科研上的严谨体会深刻。感谢上海天文台的同学们，在日常生活与学习上的相互关心，感谢麦晓枫同学和同组的邵瑞同学，在程序的编写上为我提供了很多帮助。感谢刘佳师妹，帮助我一次又一次的核查论文与材料的格式。感谢我的舍友兼朋友们罗秋怡同学、汪爱玲同学、井鑫同学、朱旭娇同学和黄湘宁同学，在我焦虑时对我的安慰，在我怀疑自己时对我的鼓励，是她们让我不被无谓的焦虑打垮，相信自己有面对的能力。感谢马文骅同学三年的陪伴，不论面对何种情况她总能理解我，她的理解与陪伴让我深刻体会到了友谊的力量。感谢远方的姐妹们，一次又一次的陪伴我度过难关。感谢我的父母在这三年以及过去备考时对我的支持，我妈和我说，除了身体健康，别的其实都没有那么重要，她说我完全不需要有那么大的压力，有些东西需要得到的原因是我想得到而不是我必须得到，正是因为有了家人的支持，我才能在上海和北京这两座城市没有后顾之忧的学习和生活着。

无论过去三年是愉悦收获的还是紧张彷徨的，又或者二者皆而有之，我如今都已走到了最后，我的研究生生涯即将划下句点，过去即将翻篇，我的人生也将踏入新的章节。我希望过去的一切都不再成为我的牵绊，也等待着那些记忆随着2022的夏天封存和远去，也许未来再度提起，2019到2022这三年也只是我漫长人生的寥寥几句。最后再次衷心感谢三年中遇到的所有的老师和同学，我和所有的中国人民一样祝愿疫情早日结束，所有人的生活都步入正轨，希望能和朋友们一起去旅行，拉萨、墨脱、西宁、鼓浪屿、漠河、西沙、伊犁，哪里都好。过去的经历，我都将永远铭记，我希望我有崭新和更加美好的未来！

2022年6月

## 作者简介及攻读学位期间发表的学术论文与研究成果

### 作者简介:

2014年9月——2018年7月,在长江大学信息与数学学院获得学士学位。

2019年9月——2022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:

王蕾,宋叶志,叶钊,等.双天基平台光学测量 GEO 目标的轨道确定[J].测绘科学,2022,47(01):9-14.

宋叶志,邵瑞,王蕾,等.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.

### 参加的研究项目及获奖情况:

1. 多星编队定轨与空间监测研究
2. 卫星目标定轨与轨道预报软件
3. 兼顾近地小行星和空间碎片的的天基低成本光学监测技术