



中国科学院大学

University of Chinese Academy of Sciences

硕士学位论文

远望测量船光学数据卫星跟踪定轨

作者

邵瑞

指导

宋叶志 高级工程师 中国科学院上海天文台

学位

理学硕士

学科

天体测量与天体力学

培养

中国科学院上海天文台

2022年6月

**Research on Tracking and Orbit Determination by Optical
Observation from Yuan Wang**

**A thesis submitted to
University of Chinese Academy of Sciences
in partial fulfillment of the requirement
for the degree of
Master of Philosophy
in Astrometry and Celestial Mechanics**

By

Shao Rui

Supervisor:

Professor Song Yezhi

Shanghai Astronomical Observatory

June 2022

中国科学院大学 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：

日 期：

中国科学院大学 学位论文授权使用声明

本人完全了解并同意遵守中国科学院有关保存和使用学位论文的规定，即中国科学院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：

日 期：

导师签名：

日 期：

摘 要

近年来各大国对空间资源的竞争愈发激烈，使得轨道资源愈发紧张，尤其是拥有重要战略地位的地球同步轨道资源。因此各国都对空间目标的精密定轨提出了更高的要求，除了要对已知的合作目标进行精密跟踪，还需要对非合作的空间目标进行监测。传统的地基监测系统在时间、空间的监测上均存在监视盲区，无法满足我国当前对空间态势感知能力的高要求。目前我国的天基监视系统尚未建成，在空间覆盖上还需要其他的手段来进行补充。海基观测可以在海域进行，包括我国的领海以及公海，所以海基观测在一定程度上可以弥补地基观测的不足。我国天基观测系统建成后，海基观测依然可以作为一个重要组成部分，为航天测控提供有力的支持。

本文基于移动测量船的实测数据，对 CCD 底片进行处理分析，提取 GEO 目标星象并解算其位置，再通过惯导设备以及形变测量设备测算出船姿、形变数据，以此来构建数据预处理过程中涉及的各个坐标系之间的关系，从而完成坐标系的转换，得到定轨可用的数据。

实现了海基移动单站对空间目标初轨的确定。采用 Laplace 方法在不同场景下对初始轨道进行确定。在仿真实验中，使用测距加测角观测资料对初轨确定具有良好的准确性以及成功率。在实测场景下，单纯使用测角资料，准确性和成功率欠佳，且对定轨数据的弧长选择较为苛刻。实测的测角数据需要粗略的测距数据进行约束，才能初轨确定成功，并且在超短弧段下也可达到工程应用的精度。

实现了海基移动单站对空间目标的精密定轨。针对实测的高轨目标，对使用 Laplace 初轨确定方法得到的粗略轨道用实测数据进行改进。选取了四颗非合作的 GEO 目标作为定轨对象，在三小时非连续观测弧段下，四颗 GEO 均能轨道改进成功，且残差基本与船载设备的观测噪声一致；按照实测的场景进行仿真，定轨精度约在 700-800m 之间，对于单站短弧段动平台观测而言，较为合理。以此验证了海基移动单站在短弧观测情况下对空间目标轨道确定的可行性。

关键词：海基测量，CCD 底片处理，初轨确定，数据关联，轨道改进

Abstract

In recent years, the competition for space resources among major countries has become more and more fierce, which leads to a shortage of orbit resources, especially the GEO which is an important strategic resource. Therefore, all countries put higher requirements on precise orbit determination of space targets. Besides precise tracking of known cooperative targets, it is also necessary to monitor non-cooperative space targets. The traditional ground-based monitoring system has spatiotemporal blind area, which can not meet the current high demand of our country for spatial situation awareness. The space-based monitoring systems in China is under construction, so other means were needed to supplement the space coverage. Sea-based observation can be carried out in sea areas, including China's territorial sea and high seas, therefore sea-based observation can make up for the deficiency of ground-based observation to a certain extent. After the completion of China's space-based monitoring system, sea-based observation can still be an important component, providing strong support for space TT&C.

In this thesis, based on the data of the Yuan Wang, the CCD negative film is processed and analyzed to extract the image of the GEO target and afterwards calculate its position. The ship attitude and deformation data are measured by inertial navigation and deformation equipment, so as to reconstruct the relationship among the coordinate systems involved in the data preprocessing in order to complete the coordinate system conversion and obtain the usable data for orbit determination.

The initial orbit determination by single sea-based mobile station is implemented. The Laplace method is used to determine the initial orbit in different scenarios. The initial orbit determination using data of ranging and angle measurement has good accuracy and success rate in the simulation. However, the accuracy and success rate are not good using only angle measurement data with rather strict selection of the arc length in the measured scenario. The angle measurement data need to be constrained by rough ranging data, so that the initial orbit can be determined successfully even in the ultra-short arc segment, and the accuracy can meet the demand of engineering application.

The precise orbit determination by single sea-based mobile station is implemented. For GEO targets, the measured data are used to improve the rough orbit calculated by the Laplace method. Four non-cooperative GEO targets are selected as objects, under the three-hour discontinuous observation arc, all the orbits of four GEOs can be

successfully improved, and the residual error is basically consistent with the observation noise of the ship-borne equipment. According to the scene of actual measurement, the simulation shows that the accuracy of POD is about 700-800m, which is reasonable for the observation of single station short arc mobile platform. Thus, precise orbit determination of space target by single sea-based mobile station under short arc observation is feasible.

Keywords: Sea-based survey, CCD image processing, Initial orbit determination, Data association, Precise orbit determination

目 录

第 1 章	绪论.....	1
1.1	近地环境及空间态势概述.....	1
1.2	海基测控的背景和意义.....	2
1.3	本文研究目的及内容.....	6
第 2 章	平台数据预处理及误差修正分析.....	7
2.1	望远镜底片数据处理.....	7
2.2	测量系统及数据.....	14
2.3	坐标系转换.....	16
2.4	本章小结.....	18
第 3 章	海基测量新目标初轨确定及目标匹配.....	19
3.1	初轨确定方法.....	19
3.2	海基测控目标初轨确定.....	22
3.3	海基测控目标编目技术.....	28
3.4	本章小结.....	36
第 4 章	海基测量精密定轨.....	38
4.1	统计定轨批处理方法.....	38
4.2	定轨动力学模型.....	40
4.3	定轨涉及的时空系统.....	43
4.4	船载设备实测数据分析.....	46
4.5	定轨结果评定.....	51
4.6	本章小结.....	54
第 5 章	结论与展望.....	55
5.1	本文主要工作内容总结.....	55
5.2	后续工作展望.....	56

图目录

图 1.1	地基、天基、天文测定轨示意图.....	4
图 1.2	海基测控示意图.....	5
图 2.1	连通域法示意图.....	7
图 2.2	背景 B 与门限 T 的比较	9
图 2.3	部分底片处理识别 GEO 目标标定	10
图 2.4	海基测控涉及主要坐标系.....	16
图 3.1	初轨确定计算流程.....	22
图 3.2	低轨目标初轨确定统计.....	24
图 3.3	中高轨目标初轨确定统计.....	25
图 3.4	高轨目标初轨确定统计.....	26
图 3.5	自主编目数据处理流程.....	30
图 3.6	人工处理流程 1.....	32
图 3.7	人工处理流程 2.....	34
图 4.1	精密定轨批处理流程.....	40
图 4.2	三体摄动示意图.....	42
图 4.3	各个坐标系转换关系.....	45
图 4.4	编号 32767 目标定轨残差.....	48
图 4.5	编号 37234 目标定轨残差.....	49
图 4.6	编号 37804 目标定轨残差.....	50
图 4.7	编号 41043 目标定轨残差.....	51
图 4.8	仿真目标定轨残差.....	52
图 4.9	仿真目标轨道重叠精度.....	53
图 4.10	仿真目标定轨残差.....	53
图 4.11	仿真目标轨道重叠精度.....	54

表目录

表 3.1	低轨目标初始信息.....	23
表 3.2	低轨目标初轨确定结果.....	23
表 3.3	中高轨目标初轨信息.....	24
表 3.4	中高轨目标初轨确定结果.....	25
表 3.5	高轨目标初轨信息.....	25
表 3.6	高轨目标初轨确定结果.....	26
表 3.7	NORAD 编号为 32767 目标初轨确定结果	27
表 3.8	NORAD 编号为 37234 目标初轨确定结果	27
表 3.9	NORAD 编号为 37804 目标初轨确定结果	27
表 3.10	NORAD 编号为 41043 目标初轨确定结果	27
表 4.1	实测目标初轨信息.....	47
表 4.2	摄动力以及定轨策略.....	47
表 4.3	仿真 GEO 目标初轨信息	51
表 4.4	仿真台站起始坐标.....	51

第1章 绪论

1.1 近地环境及空间态势概述

近地空间环境通常是指大气高度在平流层之上的空间区域(韩波等, 2014), 随着人类对宇宙探索脚步的延伸, “空间”一词的物理定义也随之得到了扩展, 目前人类主要研究和探索的空间为整个太阳系, 更广阔的空间还包括我们人类居住的银河系等。对于人造卫星以及人类常见的空间活动而言, 近地空间指的是海平面以上 100 至 3.6×10^4 公里的空间区域, 包括中高大气层、电离层等(胡程等, 2018)。常见的空间活动例如: 火箭发射, 导弹打击也发生在该区域。

随着航天技术日新月异的发展, 越来越多的空间目标发射进太空, 2021 年全球各国共计发射 145 次, 总发射航天器合计入轨数量高达 1732 枚, 总质量接近 770 吨, 刷新了历史记录。尤其是中、美、俄三国, 航天事业在 2021 年迎来爆发, 较之于 2020 年有着较大幅度的提升, 占据全球航天发射的大比重(刘李辉等, 2021)。

距离人类初次进入太空已经过去了近 60 年, 空间目标的数量也随之发生了爆炸增长。空间碰撞事件频繁发生, 迄今为止发生的较为严重的太空碰撞事件有: 2009 年, 美国的“铱星”与俄罗斯的废弃卫星发生碰撞, 瞬间释放了 2300 余枚碎片(PARDINI 等, 2009); 2005 年美国“雷神”火箭废弃物, 和中国的长征四号火箭残骸发生碰撞, 美国的火箭废弃物一分为四; 1991 年, 俄罗斯“宇宙 1934”与本国的“宇宙 926”相撞释放出大量碎片(龚自正等, 2009)。

拥挤的空间环境使得空间态势日益严峻, 这也为卫星的在轨运行带来了极大的考验。除了毁灭性的碰撞以外, 空间碰撞造成的飞行器功能性的损伤案例也时常发生。1996 年, 一块美国“阿丽亚娜”火箭的残骸撞断了法国一颗正在工作的电子侦察卫星的重力梯度稳定杆, 致使后者翻滚失效; 2014 年, 我国在轨的 170 余颗卫星收到碰撞预警 54 次, 2015 年高达 87 次(夏胜夫等, 2020); 国际空间站需要频繁的机动来调整轨道以规避空间碰撞。

愈发频繁且剧烈的空间碰撞事件产生的空间碎片, 使得近地空间环境变得严峻以及脆弱(LEWIS 等, 2011), 一旦发生链式碰撞(KESSLER 等, 1978), 很有可能造成大片区域的轨道资源不可用。为了规避正常运转的航天器以及空间碎片的威

胁，需要时空覆盖更广的测控系统对己方目标和未知目标进行追踪观测。

1.2 海基测控的背景和意义

自上世纪 50 年代第一颗人造卫星发射成功以来，航天事业在民用、军用以及国防领域都发挥了重大的作用(李向阳, 2018)。到了 21 世纪，航天活动呈现出繁荣发展的趋势，主要的航天大国都开始制定航天发展的规划与目标，如美国开始对上一代 GPS 进行升级规划以及火星等深空探测；俄罗斯的全球导航系统“GLONASS”开始在俄罗斯境内提供定位以及导航服务；欧盟开始“GALILEO”导航系统的在轨试验。与此同时，我国的航天事业也进入蓬勃发展时期，“嫦娥”探月、载人航天成功实施以及“北斗”导航系统的建设，推动我国航天进入一个新的纪元。以上发展进程说明了，人类在太空领域已经开展了积极的开发与探索，而航天测控贯穿整个航天任务，是航天领域必不可少的重要环节。随着航天技术的飞速发展，航天测控手段也日益增多，不同的测控手段在运用上有不同的优点和不足。

传统的地基测量是通过地面台站的观测设备对空间目标进行观测定轨，观测量包括距离、角度以及速度等。测角技术一般分为两类，一类是通过光学测量仪器观测，另一类是射电干涉仪测量角度(董磊 等, 2021, 舒逢春 等, 2003)；测距的方式有利用雷达设备、激光设备进行测量或者载波相位、伪码测距等；测速方式则是利用多普勒效应进行测速(蓝海江, 1998)。

目前地基测控研究已经有了诸多成果，于涌等基于上海天文台佘山站 1.56m 望远镜，利用单站 CCD 漂移扫描技术对北斗同步卫星进行定轨，单圈精度为数千千米量级，多圈精度可达 50m(于涌 等, 2019)。宋叶志等利用多台站，采用双频双程测距模式，对风云四号进行定轨，非变轨期间精度优于 20m(宋叶志 等, 2020)。YongHuang 等利用 VLBI 测轨数据对 GEO 进行定轨分析，在 VLBI 时延测量精度为 3.6ns 的情况下，得到定轨精度约为 20 米(HUANG YONG 等, 2011)。但是地基测量具有一定的局限性，在时空覆盖上明显存在着短板。

为了突破地基观测手段的地域限制，人们逐渐将地基台站转移到天基平台上。目前天基测控系统主要以天基空间监视系统(SBSS)、跟踪与数据中继卫星系统(TDRSS)以及全球导航系统(GNSS)为主。

天基空间监视系统(SBSS)是美国空军掌控的监视系统，目的是为了探测太空

碎片的空间位置信息，并将数据传输给美国国家航天局（NASA），实行重点空间飞行器的变轨，以达到空间碰撞事件的规避(刘佳 等, 2019)。

跟踪与数据中继卫星系统（TDRSS）是建立在“天基”思想上的卫星传输系统，主要目的是为了解决通信卫星在测控覆盖率上的问题，也解决了高速数传和多目标测控通信的难题。可以对其他航天器进行追踪、测量等操作，是 20 世纪航天测控技术的重大突破(王磊 等, 2022)。

全球卫星导航系统概念的最先提出源自于美国军方，于上个世纪 60 年开始建设，经历了 50 多年的发展，目前美国的 GPS 系统已经发展成为当下应用最广泛的导航系统，全球覆盖率高达 98%(韩改宁 等, 2013)。除了美国的 GPS 以外，目前全球卫星导航系统还有欧盟的伽利略（GALILEO），俄罗斯的格洛纳斯（GLOANSS）以及中国的北斗（BDS）。此外还有一些区域导航系统包括日本的准天顶卫星系统(QZSS)以及印度区域导航卫星系统(IRNSS)(李广侠 等, 2009)。通过星载 GNSS 接收机，接受来自导航星座的信号，即可对轨道进行确定。但是天基测站的轨道测算与维持依赖于地面测站，因此天基测定轨技术不是完全意义上的自主定轨(乔凯 等, 2006)。

天文测定轨依赖的是已知位置的自然天体来进行自身方位的确定，该技术可以达到完全自主定轨的水准，不需要依赖地面测控和人为干扰，即可完成独立自主的轨道确定(樊士伟 等, 2013)。天文测定轨的主要方式分为利用星敏感器识别恒星的光学定轨以及利用脉冲星信号进行定轨，但是星敏感器测定轨精度受地平仪测量精度的影响，精度较差 (章仁为, 1998)。而脉冲星的信号特性以及背景噪声的复杂性，为脉冲星导航的实际工程应用带来了挑战。虽然国内外的研究团队已经投入大量的研究精力，但是实验研究距离实际应用的差距还是很大。

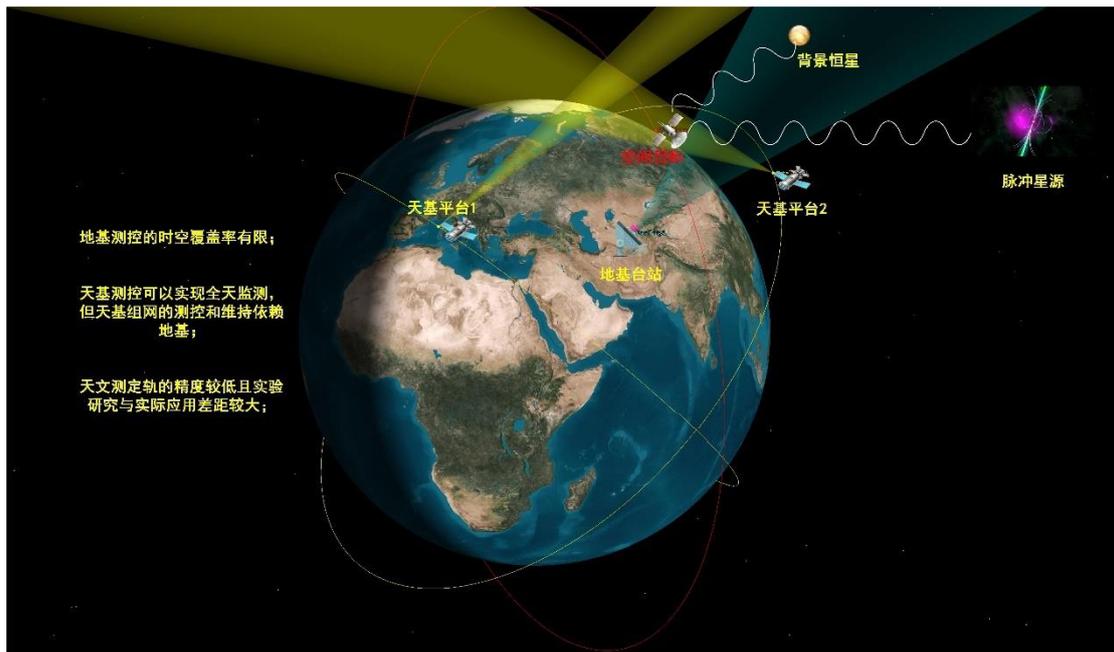


图 1.1 地基、天基、天文测定轨示意图

为了弥补地基测控网的时空覆盖有限、天基测控系统需要地基测控进行维持以及天文定位的精度低、技术不成熟等问题。将测站从陆地转移到海洋是很好的选择。地球表面有着近七成的水域面积，具有海岸线的国家可以在大范围的海域内布设测量船，达到空间目标先知、先觉、先测的目的。海基测控的需求诞生于早期的导弹靶场实验中，随着导弹的打击距离不断提升，陆地的测量已经无法对其进行远距离的追踪。美国于上个世纪六十年代将地面站的主要设备安置在船上，在指定的海域进行导弹测控任务，这样海上的靶场测量船就应运而生。由于海上测量船能够很好地提升飞行器的测控通信覆盖率，美国与前苏联纷纷投入精力建设海上测量船，并且在实际工程中充分地利用了海上的空间资源，以此奠定了航天大国的位置(简仕龙, 2009)。

常规的测量船是由普通舰船和测控系统组成。普通舰船需要具有承载、航海、动力等功能；测控系统包括外测设备、遥测设备、船姿船位测量设备、数据处理设备、通信设备以及气象观测设备等。在测控过程中，外测设备和船姿船位测量设备是核心设备。外测设备主要有雷达、光学望远镜等；船姿船位测量设备包括惯导设备、GPS 信号接收装置、光电经纬仪以及形变测量设备等(刘兴堂, 2010)。

目前海基测控广泛运用于远程导弹的跟踪测量，尤其是再入弹道的过程。在卫星发射过程中，对三级运载火箭进行跟踪，确定航天器的轨道，以及航天器在轨的工作状态以及变轨情况。发射载人航天时，可以对末级运载火箭、入轨、机

动等过程进行测控支持。除此以外还可提供海上返回舱回收救援等任务(张志兵, 2009)。

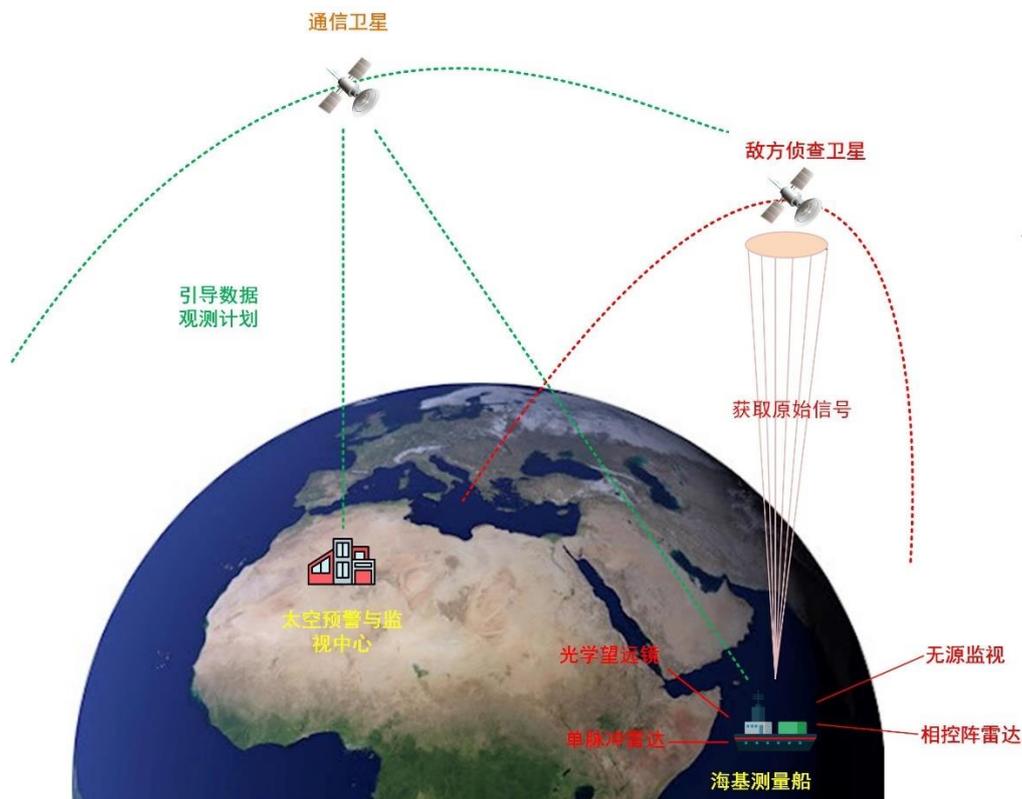


图 1.2 海基测控示意图

我国共计拥有 7 艘海上测量船以及 2 艘火箭运载船, 测量船的命名为远望 1 号至 7 号, 火箭运载船的命名分别为远望 21 号以及远望 22 号。由于我国受到国土和政治等因素的限制, 无法将地基观测覆盖到全球。另外, 我国的天基监测网建设尚未完全。因此海基测控系统成为航天测控网很好的补充, 在执行我国航天任务中发挥了重要的作用, 利用本国的领海以及公海区域可以极大的拓展我国航天测控网覆盖的时空区域。在我国的诸多航天任务中均有远望号的身影, 例如: 2018 年, 嫦娥四号中继星“鹊桥”的发射, 远望号在太平洋海域对其进行测控; 2020 年, 火星探测器“天问一号”的发射, 3 艘远望号顺利完成海上测控任务。由此可见, 海基测控在我国的航天事业中发挥的重要作用, 即便我国的天基监测系统建设完成, 依然可以通过海基测控进行维持, 海基测控依然是我国航天测控网中不可或缺的一部分。

海基测控的相关研究在国内起步较晚, 康德勇等人在 2005 年提出, 海上移动站精密测轨的方法, 并对低轨卫星进行了定轨(康德勇等, 2005)。在 2010 年, 分析了船位误差对船载外测数据的影响, 随着距离的增加对定轨结果的影响逐渐

减弱(康德勇 等, 2010)。朱伟康等建立测速数据的船姿船速修正模型等一系列优化途径, 使得初轨计算半长轴外符合精度提高 3 倍(朱伟康 等, 2012)。陈红英等使用最小二乘法解算双站目标坐标的数据处理方法, 提高了弹道状态估计精度(陈红英 等, 2015)。倪兴等提出在航天测控数据处理中使用简化的大气折射公式, 得到的轨道精度满足要求, 同时满足实时数据处理数据的计算速度(倪兴 等, 2016)。

1.3 本文研究目的及内容

本文的主要研究内容为对船载设备采集的数据进行处理, 利用实测数据对空间目标进行轨道确定, 以验证海基移动单站在短弧段情况下对空间目标进行轨道确定的可行性。论文的主要章节安排以及对应的内容为: 第一章主要介绍空间目标所处的环境以及空间目标跟踪测量技术在国内外发展的历史和现状; 第二章主要介绍动平台下的数据处理, 主要包括 CCD 底片处理, 船摇、形变数据的处理以及数据处理过程中各个坐标系之间的转化; 第三章对空间目标初始轨道的确定进行研究, 分别用仿真和实测数据进行了初始轨道的计算并且对空间目标编目技术进行研究; 第四章对空间目标的精密定轨进行研究, 利用实测数据对目标进行轨道改进, 并且按照实测情况进行仿真以此来验证轨道精度; 第五章为全文的内容总结以及对于海基测控未来的展望。

第2章 平台数据预处理及误差修正分析

为了得到定轨计算可用的观测数据，需要对原始数据进行处理。本文的原始数据是船载光学望远镜所拍摄到的底片，将底片数据中的目标进行提取并且计算其位置。由于测站是移动站，船姿处于不断变化的状态以及各个设备之间的物理距离会产生形变，因此在归算到地平坐标系的过程中，还要考虑船姿以及形变因素对观测量的影响，具体处理操作如下：

2.1 望远镜底片数据处理

本文的原始观测数据是 CCD 相机拍摄的底片，底片处理需要使用天文定位的方法，对原始 CCD 中的 GEO 目标以及背景恒星进行分辨和提取，通过建立恒星目标与精密星表之间的匹配算法以及 CCD 度量坐标的模式，即可计算出 GEO 目标在天球上的位置。

2.1.1 星象提取

检测 CCD 底片中的星象确定其中心以及亮度，并且对背景恒星以及 GEO 目标进行区分，首先需要检测识别出底片中的星象个数以及每个星象包含的像元个数，采用的方法为是图像处理中广泛运用的连通域法(聂饶, 2012)。

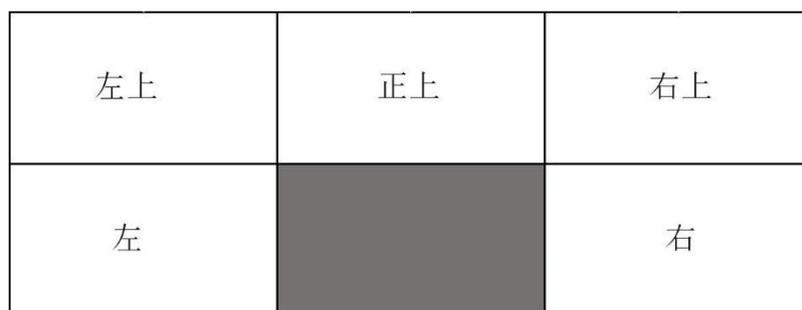


图 2.1 连通域法示意图

当某个像元像素点的强度值满足二值化处理准则，定义该像素点为目标 1，并且该像元为目标 1 的一个像元，记做像元 1。检查该像元的左上、正上、右上以及左方向像元，如若其中有一个像元为非零，即有满足二值化处理准则的像素点，统计为该像元为当前目标的多个像元之一，更新该目标的像元数，增加 1。如若四个方向都为 0，则该像素点将被认定成是一个新目标，相应的将目标数目增加 1，并且将当前目标所含像元数置 0 以重新计数。对整幅图像进行标号后，

可能依然会存在同一区域各部分标号不一致的情况。待重新扫描全图后，完成不一致标号的更正即可完成连通域方法识别星象。

提取出星象之后，采用二维修正矩方法对星象的中心进行确定，二维修正矩法是在二维矩方法基础上，用一个高于实际背景的门限水平消除掉背景的影响，在星象中心定位过程中，只考虑高于此门限的数据，以此减少了矩方法对天空背景水平的好坏的依赖(季凯帆 等, 1996)，二维矩公式如下：

$$\begin{cases} x_0 = \frac{\sum \sum x[I(x, y) - B]}{\sum \sum I(x, y)} \\ y_0 = \frac{\sum \sum y[I(x, y) - B]}{\sum \sum I(x, y)} \end{cases} \quad (2.1)$$

x, y 表示像素点在整个图像中的位置， $I(x, y)$ 表示该点亮度分布， B 是背景天光。 x_0, y_0 为星象质心。在二维修正矩方法中，设 $T = B + 3\sigma$

$$I'(x, y) = \begin{cases} I(x, y) - T & \text{for } I(x, y) > T \\ 0 & \text{for } I(x, y) \leq T \end{cases} \quad (2.2)$$

则二维矩公式变形为：

$$\begin{cases} x_0 = \frac{\sum \sum xI'(x, y)}{\sum \sum I'(x, y)} \\ y_0 = \frac{\sum \sum yI'(x, y)}{\sum \sum I'(x, y)} \end{cases} \quad (2.3)$$

虽然 T 和 B 之间只有 3σ 的差，但是效果不同，如图 2-2 所示，若仅仅减去 B ，那么所求的星象中心为阴影 N 与信号 S 的中心的加权平均值，其权重分别为 N 和 S 的面积及两区域所含象元的强度值大小，由于光学系统的离散采样特性及 S 区并非严格对称（尤其是在旁边有亮源时），就导致了两区域的主星不一定重合，就会引入一定误差。而如果减去 T 大小的背景的话，就有可能避免这种误差，减少由于局部背景不均匀和旁边亮源的影响。这一方法对星象的形状适应性比较好，能够较为准确的给出其重心位置。

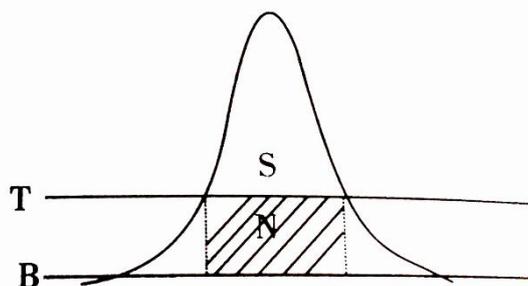


图 2.2 背景 B 与门限 T 的比较

确定了星象质心后，需要对目标 GEO 进行识别。在一张底片上有百颗以上的背景恒星，但是 GEO 的数量只有若干颗，背景恒星与 GEO 的成像几乎没有形状特征的差异。由于 GEO 对地相对静止的特性，在连续帧观测的情况下，背景恒星会表现出相同的运动特征，或整体直线运动，或整体静止，具体由观测模式决定。这也造成了 GEO 与背景恒星的相对运动，利用这种运动特性的差别，来对 GEO 目标和背景恒星进行区分，采用相邻帧差分的方法来进行目标识别(欧阳旖旎等, 2021)。具体方法如下：

首先在一次连续观测中，选取第一帧和最后一帧图像中的共同星，并且计算出星象的位移 d_x ， d_y ，根据首末帧底片的间隔时间，计算出星象的移动速度 v_x ， v_y 。

其次选取两个相邻帧做差分，例如第 i 帧与第 $i-1$ 帧，两帧之间的时间间隔为 Δt ，根据星象的移动速度，计算出两帧图像之间的位移 Δx ， Δy 。平移第 $i-1$ 帧星象图片和第 i 帧星象图片使其恒星星象重合。因为 GEO 位置在短时间内几乎不变，因此平移之后 GEO 目标的星象会错开，能够重合匹配的认为是背景恒星。对于其他的相邻两帧图片，重复上述操作，挑选出 GEO 目标星象即可。

区占有面积,以此来确定在以方形球面中心为切点的平面上理想横纵坐标的取值范围。

其次对于指定的切点坐标,从星表中选取满足条件的恒星。若切点的坐标为 (α_0, δ_0) , 恒星坐标为 $(\alpha_0 + \Delta\alpha, \delta_0 + \Delta\delta)$, 可以确定星在切平面上投影点的理想坐标公式:

$$\begin{aligned}\xi &= \frac{\cos(\delta_0 + \Delta\delta) \sin \Delta\alpha}{\sin \delta_0 \sin(\delta_0 + \Delta\delta) + \cos \delta_0 \cos(\delta_0 + \Delta\delta) \cos \Delta\alpha} \\ \eta &= \frac{\cos \delta_0 \sin(\delta_0 + \Delta\delta) - \sin \delta_0 \cos(\delta_0 + \Delta\delta) \cos \Delta\alpha}{\sin \delta_0 \sin(\delta_0 + \Delta\delta) + \cos \delta_0 \cos(\delta_0 + \Delta\delta) \cos \Delta\alpha}\end{aligned}\quad (2.4)$$

结合横纵坐标范围,从输入星表中选取天区内的所有恒星,选取中间亮度最高的作为导航星。依次设定切点坐标,逐个选取导航星,构成到导航星库(唐君等, 2019)。

实现 GEO 天文定位的前提是 CCD 观测图像中恒星星象与导航星的正确匹配。拟采用弧长匹配的方法,通过观测到的星座弧长与星表中的星座弧长匹配,得到星象所对应的恒星。该方法不依赖于望远镜的精确指向,而且星座弧长也与 CCD 的姿态无关。为了提高匹配效率,需要事先构建一个弧长星库,里面保存每个天区中最亮 3 颗恒星的弧长和天球坐标,这 3 颗星构成的三角形需要具有一定的面积,以避免两颗星靠的过近的情况出现。当作导航星匹配时,可计算观测图像中的最亮的 3 颗星象的弧长,然后与恒星弧长库进行比较,快速匹配出这 3 颗星的天球坐标。

2.1.3 GEO 目标位置计算

根据视场内背景恒星的匹配结果,对 CCD 底片的参数模型进行解算,以此来作为 GEO 目标的量度坐标。解算过程中首先要考虑各种观测效应的影响,由于星表中的位置是参考历元平位置,需要考虑地球自转以及姿态的影响、自行、视向速度、周年光行差、引力偏折、周年视差等效应的改正(王洪振, 2012)。

(1) 自行和视向速度的改正

$$\vec{r}'_1 = \vec{r}_0 + \Delta\vec{r}_1 = \vec{r}_0 + \vec{V}(t - t_0) \quad (2.5)$$

t_0 为星表位置对应的历元, t 为观测时刻对应的历元, 据此可得天体的位置和速度矢量展开为下式:

$$\begin{aligned}\vec{r}_0 &= \frac{1}{\pi \text{arc}1''} [N_0] \begin{pmatrix} \cos \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \delta_0 \end{pmatrix} \text{ if } \pi > 0 \\ \vec{r}_0 &= [N_0] \begin{pmatrix} \cos \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \delta_0 \end{pmatrix} \text{ if } \pi = 0\end{aligned}\quad (2.6)$$

$$\begin{aligned}\vec{V} &= [N_0] \bar{R}_3(-90^\circ - \alpha_0) \bar{R}_1(-90^\circ + \delta_0) \begin{pmatrix} \mu_\alpha \cos \delta_0 / \pi \\ \mu_\delta / \pi \\ V_r \end{pmatrix} \text{ if } \pi > 0 \\ \vec{V} &= [N_0] \bar{R}_3(-90^\circ - \alpha_0) \bar{R}_1(-90^\circ + \delta_0) \begin{pmatrix} \mu_\alpha \cos \delta_0 \\ \mu_\delta \\ V_r \end{pmatrix} \text{ if } \pi = 0\end{aligned}\quad (2.7)$$

其中, $[N_0]$ 为星表初始历元的质心平赤道坐标系,一般为J2000.0时刻的ICRS坐标系, π 为天体的视差角、 μ_α , μ_δ 为天体自行参数、 V_r 为天体视向速度。做完此项修正后,需要将恒星位置矢量 \vec{r}'_1 化为单位方向矢量 \vec{r}_1 。

(2) 周年视差改正

$$\vec{r}_2 = \vec{r}_1 + \Delta \vec{r}_2 = \vec{r}_1 + \pi \vec{r}_1 \times (\vec{r}_1 \times \vec{R}_\oplus) \quad (2.8)$$

其中, π 为天体的视差角, \vec{R}_\oplus 地球质心相对于太阳系质心的坐标矢量,此位置矢量可以读取太阳系数值历表获取。

(3) 引力偏折

$$\vec{r}_3 = \vec{r}_2 + \Delta \vec{r}_3 = \vec{r}_2 + \theta \vec{r}_2 \times (\vec{r}_2 \times \vec{R}_\odot) \quad (2.9)$$

其中 $\theta = 0''.00407 \tan \frac{D}{2}$, D 为地心处太阳方向和被测恒星方向矢量夹角的补角, \vec{R}_\odot 为太阳相对于地心的单位方向矢量。

(4) 周年光行差

$$\vec{r}_4 = \vec{r}_3 + \Delta \vec{r}_4 = \vec{r}_3 + \frac{-1}{c} \vec{r}_3 \times (\vec{r}_3 \times \dot{\vec{R}}_\oplus) \quad (2.10)$$

其中, c 为光速, $\dot{\vec{R}}_\oplus$ 为地球质心相对于太阳系质心的瞬时速度矢量,此速度矢量可以读取太阳系数值历表获取。

(5) 地球姿态以及自转

$$\vec{r}_5 = \vec{r}_4 + \Delta \vec{r}_5 = \vec{r}_4 + (\bar{P} \bar{N}) \vec{r}_4 \quad (2.11)$$

其中,岁差矩阵 \bar{P} 和章动矩阵 \bar{N} 为

$$\begin{aligned}\bar{P} &= R_z(-Z_A)R_y(\theta_A)R_z(-\zeta_A) \\ \bar{N} &= R_x(-\varepsilon - \Delta\varepsilon)R_z(-\Delta\psi)R_x(\varepsilon)\end{aligned}\quad (2.12)$$

其中 ζ_A 为平春分点在初始历元平赤道上的移动分量； θ_A 为瞬时平天极距初始平天极的总位移量，也是平春分点移动的赤纬分量； Z_A 为平春分点在瞬时赤道上的移动分量； $\Delta\psi$ 和 $\Delta\varepsilon$ 为黄经章动和交角章动。它们的表达式和具体数值由天文常数系统提供。

以上修正完成之后，可以对 GEO 的位置进行解算。在焦平面上的底片取一点 C ，以其为原点建立直角坐标系 $C-\xi\eta$ 。 η 为赤纬圈投影， ξ 与 η 垂直，为赤经圈投影，正方向取赤经赤纬增加的方向，该坐标系为理想坐标系。照相机的光轴为 CO 轴，其延长线与天球的交点为 (α_0, δ_0) (VAN ALTENA, 2012)。空间目标在该坐标系中的投影坐标 (ξ, η) 与其赤道坐标 (α, δ) 的转换公式如下：

$$\begin{cases} \xi = \frac{\cos \delta \sin(\alpha - \alpha_0)}{\sin \delta_0 \sin \delta + \cos \delta_0 \cos \delta \cos(\alpha - \alpha_0)} \\ \eta = \frac{\cos \delta_0 \sin \delta - \sin \delta_0 \cos \delta \cos(\alpha - \alpha_0)}{\sin \delta_0 \sin \delta + \cos \delta_0 \cos \delta \cos(\alpha - \alpha_0)} \end{cases} \quad (2.13)$$

理想坐标系和量度坐标系由于设备参数的原因在中心原点、坐标轴比例以及坐标轴平行等方面存在差异，需要通过以下的多项式建立二者之间的关联：

$$\begin{cases} \xi = \sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^m a_{ij} x^i y^j \\ \eta = \sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^m b_{ij} x^i y^j \end{cases} \quad (2.14)$$

a_{ij}, b_{ij} 为底片模型参数，是通过理想坐标和量度坐标之间建立方程，利用最小二乘原理求得。利用底片模型参数，可以得到观测目标在理想坐标系下的坐标，进而得到其观测坐标，即赤经、赤纬。

$$\begin{cases} \alpha = \alpha_0 + \arctan \frac{\xi}{\cos \delta_0 \cdot (1 - \eta \tan \delta_0)} \\ \delta = \arctan \frac{\cos(\alpha - \alpha_0) \cdot (\eta + \tan \delta_0)}{1 - \eta \tan \delta_0} \end{cases} \quad (2.15)$$

由于光线传播到卫星需要一定的时间，在光线传播的同时，观测平台与目标卫星存在相对运动，因此需要进行光行时改正(刘庆会 等, 2019)。

设拍照历元图像处理得到的数据为 t_i, α_i, δ_i 。则光线传播到 CCD 相机时间为

$$\tau_i = \frac{|\mathbf{r}(t_i) - \mathbf{R}(t_i + \tau_i)|}{c} \quad (2.16)$$

其中 \mathbf{r} 为目标在天球坐标系下的位置， \mathbf{R} 为平台在天球坐标系下的位置。以上方程为关于 τ_i 的隐函数，可以迭代处理。当迭代的相邻两次光行时误差绝对值小于一定容限则认为收敛，即 $|\tau_i| < \varepsilon$ 停止迭代。

利用修正后的观测量，建立观测方程为：

$$\left\{ \begin{array}{l} \alpha = \begin{cases} \arctan\left(\frac{\Delta y}{\Delta x}\right), \Delta x \geq 0 \\ \arctan\left(\frac{\Delta y}{\Delta x}\right) + \pi, \Delta x < 0 \end{cases} \\ \delta = \arctan\left(\frac{\Delta z}{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}}\right) \end{array} \right. \quad (2.17)$$

$$\begin{aligned} \Delta x &= x - x_s \\ \Delta y &= y - y_s \\ \Delta z &= z - z_s \end{aligned} \quad (2.18)$$

其中 $(x, y, z), (x_s, y_s, z_s)$ 分别为目标卫星和观测平台在天球参考系下的坐标分量。

2.2 测量系统及数据

海基测量船在海上航行往往会受到风、浪、涌等自然因素的影响，这就使得船体在测量的过程中出现姿态的变化，进而造成观测设备姿态的不稳定。在归算数据时，需要进行船位船姿修正(季勤超等, 2019)；此外船体并非真正意义上的刚体，因此也会发生形变，这些因素都会对海基测量造成影响。

2.2.1 船姿船位测量系统

目前主流的姿态测量的方式是通过惯性导航设备结合 GPS 接收机来完成，通过惯导来输出姿态和位置信息。但是由于惯导陀螺长时间运行存在“长漂”效应，因此舍弃位置信息，保留姿态信息，位置信息由 GPS 接收机提供。此外还有经纬仪和计程仪等设备。

2.2.2 船体形变测量系统

船载测量设备在船上的分布基本是船头到船尾，设备与设备之间存在一段几

何距离，而船体是非刚体，几何距离会产生形变。在不同设备之间的数据归算，例如，将 GPS 接收机的位置归算到望远镜的光学中心等。不仅需要考虑设备间的距离，同时也需要考虑形变因素。惯导测量的姿态角其实只是惯导基座的摇摆角，其他设备基座的摇摆角在形变作用下会与惯导基座的摇摆角不同，其它设备与惯导基座之间的差值即为船体形变，可通过光电设备进行测量。

2.2.3 外测系统

航天测量船的外测系统是由多个观测设备组成的复杂系统，对火箭、导弹以及卫星等目标在外部对其运动状态进行测量。航天测量船上配备了诸多的测量设备，常用的测量系统有跟踪测量雷达、光学望远镜等，本文使用的实测数据是光学望远镜测得的光学测角数据。

2.2.4 测量数据类型

根据船载设备的实际使用情况以及海基测定轨的数据需求类型，可以将本文的数据分为以下几类：

(1) 船身姿态数据

船身姿态数据由惯导仪器测定，分为航向角 K_c ，纵摇角 ψ_c ，横摇角 θ_c ，航向角是艏艉线在水平面投影与真北方向夹角；纵摇角是绕节线相对水平面转角；横摇角是艏艉线相对于水平面转角(张忠华, 2009)。

(2) 船身位置数据 (GPS 接收机)

船身位置实际是 GPS 相位中心对应的位置，位置以地理经度、地理纬度和水准高表示。

(3) 船速数据

船速数据由计程仪测定，分为船行方向速度 v_k 以及升降速度 v_l 。

(4) 船身形变数据

船体的形变实质上是动坐标系相对于固定点坐标系的旋转偏差，在本文可认为是设备坐标系相对于惯导甲板坐标系的旋转偏差，分为艏摇形变角 K_{bc} ，纵摇形变角 Ψ_{bc} ，横摇形变角 θ_{bc} 。

(5) 测量数据

本次测量的设备是光学望远镜，测量的数据类型是测角数据，分为高度角 A 方位角 h 组合以及赤经 α 赤纬 δ 组合，两者可以相互转换，本文实测数据选取赤

经赤纬组作为观测量。

2.3 坐标系转换

2.3.1 涉及坐标系

海上测量的情况复杂，需要针对每个测量设备建设相应的坐标系，例如雷达测量坐标系、光学望远镜测量坐标系等，以此来描述设备与设备之间的关联，除此之外，还有惯导地平坐标系以及惯导甲板坐标系。

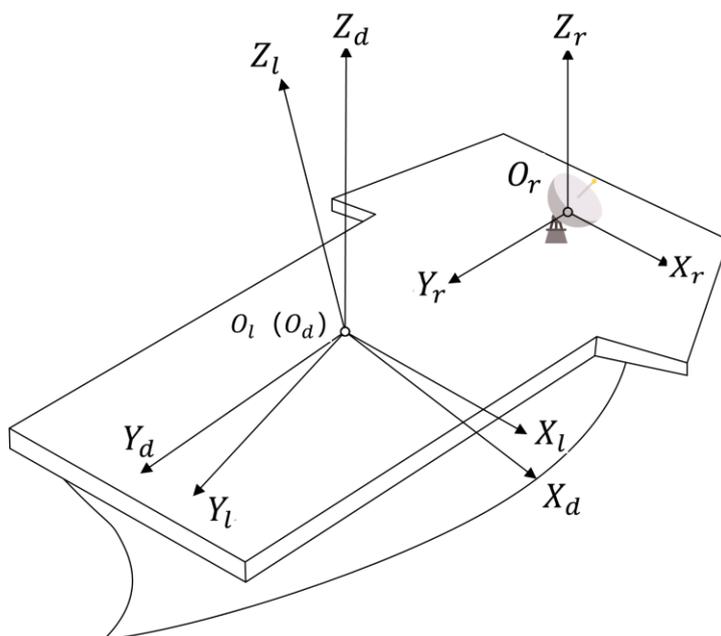


图 2.4 海基测控涉及主要坐标系

2.3.1.1 惯导地平坐标系 $O_l - X_l Y_l Z_l$

惯导地平坐标系 $O_l - X_l Y_l Z_l$ 的基准面是由惯导设备所提供的水平基准面，与当地水平面重合，原点由惯导设备三个敏感轴的交点给出。三轴指向分别为： $O_l X_l$ 指向正东， $O_l Y_l$ 指向正北， $O_l Z_l$ 指向由 $O_l X_l$ ， $O_l Y_l$ 按右手螺旋规则确定。

2.3.1.2 惯导甲板坐标系 $O_d - X_d Y_d Z_d$

惯导甲板坐标系以包含惯导三轴交点的甲板平面做基准面定义，它与船体固连。其坐标原点与惯导地平坐标系重合， $O_d Y_d$ 指向与艏艉线一致， $O_d X_d$ 指向垂直 $O_d Y_d$ ，平行于甲板面，以右舷为正， $O_d Z_d$ 指向由 $O_d X_d$ 和 $O_d Y_d$ 按照右手螺旋规则确定。

2.3.1.3 测量坐标系 $O_r - X_r Y_r Z_r$

测量坐标系是用来描述观测资料的，测量设备方位旋转轴，俯仰旋转轴的交点为坐标系中心，基准面平行于“甲板基准面”，三轴指向与惯导坐标系的空间指向保持一致。

2.3.2 外测数据处理以及坐标系转化

外测数据的预处理过程就是把不同的设备测量量转换到惯导地平坐标系下，这样才能用于轨道计算，总的处理内容大致如下：

- 零值、系统误差修正；
- 时间误差修正；
- 方位角跨零处理；
- 野值检验；
- 大气折射修正；

因测量设备的不同，需要预处理的内容也不尽相同，本文中，着重介绍与测量船紧密相关的内容。

测量船在海浪下作用下的船身姿态数据决定甲板测量坐标系与甲板地平坐标系的差异，同时，由于测量船并非严格意义上的刚体，在风浪的作用下会产生形变，测量设备不在 GPS 接收机质心，因此还必须考虑船体形变对测量资料的影响。将测量资料 (α, δ) 转到惯导地平坐标系的具体操作如下：

首先将观测资料化成直角坐标系，对于角度观测即为观测方向的单位矢量。通过变形旋转矩阵 B 以及观测设备测量坐标系原点在惯导甲板坐标系中位置 $(x_{delt}, y_{delt}, z_{delt})$ 即可转到惯导甲板坐标系。再通过船摇旋转矩阵 C 的矩阵变换，转到惯导地平坐标系。假设目标在测量坐标系中的位置为 (x_r, y_r, z_r) ，在惯导甲板坐标系的位置为 (x_d, y_d, z_d) ，则测量坐标系到惯导甲板坐标系的变换为：

$$\begin{bmatrix} x_d \\ y_d \\ z_d \end{bmatrix} = B \begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{delt} \\ y_{delt} \\ z_{delt} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

其中 B 矩阵的表达形式为：

$$\begin{bmatrix} \cos K_{hc} & 0 & -\sin K_{hc} \\ \sin K_{hc} & 0 & \cos K_{hc} \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

$$\begin{pmatrix} \cos\Psi_{bc} & -\sin\Psi_{bc} & 0 \\ \sin\Psi_{bc} & \cos\Psi_{bc} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_{bc} & -\sin\theta_{bc} \\ 0 & \sin\theta_{bc} & \cos\theta_{bc} \end{pmatrix}$$

因此目标在惯导地平坐标系的位置 (x_l, y_l, z_l) 为

$$\begin{bmatrix} x_l \\ y_l \\ z_l \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} x_d \\ y_d \\ z_d \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

其中 C 矩阵的表达形式为:

$$C = \begin{pmatrix} \cos Kc & 0 & -\sin Kc \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin Kc & 0 & \cos Kc \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \cos\psi c & -\sin\psi c & 0 \\ \sin\psi c & \cos\psi c & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta c & -\sin\theta c \\ 0 & \sin\theta c & \cos\theta c \end{pmatrix} \quad (2.22)$$

2.4 本章小结

本章介绍了 CCD 底片的处理方法, 通过星象提取与背景恒星的匹配, 计算出 GEO 目标的位置; 介绍了海上测量船观测空间目标所涉及的坐标系统, 并且针对观测过程中船姿、形变等因素对观测值的影响进行分析。利用船姿、形变等数据构建各个坐标系之间的关系矩阵, 实现观测资料从测量坐标系到惯导地平坐标系的转化。最后得到观测值与观测台站位置一一对应的关于时间序列化的观测资料, 用于后续的轨道确定。

第3章 海基测量新目标初轨确定及目标匹配

在得到定轨可用的观测数据之后即可以对卫星的轨道进行计算,数值方法定轨的过程主要包括两个部分,首先是初始轨道的确定,其次是精密定轨,也称之为轨道改进。初始轨道的确定常常用于未知目标的测控场景,由于没有可靠的先验信息,因此需要确定一条粗略的轨道以供后续的改进使用。

3.1 初轨确定方法

初轨确定方法指的是在二体问题下的轨道确定,该方法较之其他的初轨确定方法具有简洁有效的特点(刘林等, 2009)。需要同时考虑观测的几何条件以及空间目标运动的动力学条件。

3.1.1 几何条件

人造卫星坐标系的选取,使用的是惯性系,常用的惯性坐标系是历元(J2000)地心天球坐标系,对应J2000的地球平赤道面和平春分点。根据定轨问题的提法,定轨问题需要考虑两类方程,一类是观测量对应几何关系的测量方程,另一类是决定空间目标飞行状态所对应力学关系的状态微分方程。

对于台站与目标的空间几何关系,在所选取的坐标系中,测量几何满足如下关系:

$$\vec{r} = \vec{\rho} + \vec{R} \quad (3.1)$$

其中 \vec{r} 是卫星的位置矢量, $\vec{\rho}$ 是测站到该卫星的观测矢量,即 $\vec{\rho}(\rho, \alpha, \delta)$ 或 $\vec{\rho}(\rho, A, h)$,其中测角量 (α, δ) 或 (A, h) 即赤经赤纬或方位角高度角。在坐标系 $O-xyz$ 中, $\vec{\rho}$ 可写成下列形式:

$$\vec{\rho} = \rho \hat{L}, \hat{L} = (\lambda, \mu, \nu)^T \quad (3.2)$$

测站至目标的空间指向分量 (λ, μ, ν) 可由测角量 (α, δ) 或 (A, h) 经一系列坐标系转换给出。 (α, δ) 与选取的坐标系 $O-xyz$ 是对应的,因此:

$$\hat{L} = \begin{pmatrix} \lambda \\ \mu \\ \nu \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\delta\cos\alpha \\ \cos\delta\sin\alpha \\ \sin\delta \end{pmatrix} \quad (3.3)$$

而 (A, h) 对应的是瞬时真地平坐标系,于是有

$$\hat{L} = \begin{pmatrix} \lambda \\ \mu \\ \nu \end{pmatrix} = (GR)^T(ZR) \begin{pmatrix} \cosh \cos A \\ -\cosh \sin A \\ \sinh \end{pmatrix} \quad (3.4)$$

其中 (GR) 是岁差章动矩阵、通过 (ZR) 矩阵可以实现地平坐标系与赤道坐标系之间的转换(张捍卫等, 2005)。

$$(ZR) = R_z(180^\circ - S)R_y(90^\circ - \varphi) \quad (3.5)$$

其中 S 和 φ 分别为跟踪站的地方恒星时和大地纬度(伍吉仓等, 2005)。

测站坐标矢量 \vec{R} 是确定的, 有

$$\vec{R} = (X_e, Y_e, Z_e)^T \quad (3.6)$$

事实上, 上述测量几何关系就对应方程的第一类: $Y = Y(X, t)$, 即观测量 Y 与状态量 X 的关系。例如测距量 ρ 对应的关系式即

$$\rho = |\vec{r} - \vec{R}| \quad (3.7)$$

其中 ρ 和 \vec{r} 就分别为观测量 Y 和状态量 X 。

3.1.2 动力学条件

在坐标系 $O-xyz$ 中, 人造卫星相对中心天体(质心)的运动微分方程即

$$\begin{cases} \ddot{\vec{r}} = -\frac{GM}{r^3}\vec{r} + \vec{F}_\varepsilon(\vec{r}, \dot{\vec{r}}, t, \varepsilon) \\ t_0: \vec{r}_0 = \vec{r}(t_0), \dot{\vec{r}}_0 = \dot{\vec{r}}(t_0) \end{cases} \quad (3.8)$$

其中 GM 是中心天体的引力常数, 对于地球而言即地心引力常数。 \vec{F}_ε 是摄动加速度, 不管是什么类型, 只要能写出相应摄动因素的数学模型即可。对于这一力学模型, 初轨计算可以得到历元 t_0 时刻的卫星瞬时椭圆轨道。

上述运动微分方程满足初始条件的解

$$\begin{cases} \vec{r} = \vec{r}(t; t_0; \vec{r}_0; \dot{\vec{r}}_0) \\ \dot{\vec{r}} = \dot{\vec{r}}(t; t_0; \vec{r}_0; \dot{\vec{r}}_0) \end{cases} \quad (3.9)$$

就对应方程的第二类: $X(t) = X(t; t_0; X_0)$, 即状态转移方程, 其中状态量 X 即

$$X = \begin{pmatrix} \vec{r} \\ \dot{\vec{r}} \end{pmatrix} \quad (3.10)$$

3.1.3 初轨计算基本方程

数值方法计算轨道的原理是在空间目标遵守的动力学条件里引入测量的几何条件。动力学条件对应的是一种幂级数解, 即短弧对应的时间间隔 $\Delta t = t - t_0$

的幂级数解(刘林等, 2015), 表达形式如下:

$$\vec{r}(t) = F^*(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\vec{r}_0 + G^*(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\dot{\vec{r}}_0 \quad (3.11)$$

分量表达形式如下, 其中 x , y 方向分量相同, z 方向分量记做 F_z 和 G_z :

$$\begin{cases} x = F(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)x_0 + G(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\dot{x}_0 \\ y = F(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)y_0 + G(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\dot{y}_0 \\ z = F_z(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)z_0 + G_z(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\dot{z}_0 \end{cases} \quad (3.12)$$

其中 F^* 与 G^* 由 Δt 的幂级数表达, 以此解代入测角型观测资料的测量几何关系即得:

$$\hat{L} \times (F^*\vec{r}_0 + G^*\dot{\vec{r}}_0) = \hat{L} \times \vec{R} \quad (3.13)$$

$$\begin{cases} (Fv)x_0 - (F_z\lambda)z_0 + (Gv)\dot{x}_0 - (G_z\lambda)\dot{z}_0 = (vX_e - \lambda Z_e) \\ (Fv)y_0 - (F_z\mu)z_0 + (Gv)\dot{y}_0 - (G_z\mu)\dot{z}_0 = (vY_e - \mu Z_e) \\ (F\mu)x_0 - (F\lambda)y_0 + (G\mu)\dot{x}_0 - (G\lambda)\dot{y}_0 = (\mu X_e - \mu Y_e) \end{cases} \quad (3.14)$$

代入测量资料为测角和测距的测量几何关系即得:

$$\begin{cases} F(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)x_0 + G(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\dot{x}_0 = (\rho\lambda + X_e) \\ F(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)y_0 + G(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\dot{y}_0 = (\rho\mu + Y_e) \\ F_z(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)z_0 + G_z(\vec{r}_0, \dot{\vec{r}}_0, \Delta t)\dot{z}_0 = (\rho\nu + Z_e) \end{cases} \quad (3.15)$$

其中 F , G 以及 F_z , G_z 是 Δt 的幂级数展开, 具体形式参考(刘林等, 2009)

这就是测角量定初轨的基本方程, 该方程一次测量采样形成的三个分量表达式只有两个是独立的, 即可由其中任意两个组成第三个。但是考虑到测量采样的随机性, 不宜人为地消去其中任何一个分量表达式, 三个均保留不仅不会影响该问题在多资料情况下的求解过程, 而且可以充分吸取统计信息, 有利于改善定轨精度。初轨计算的流程如下:

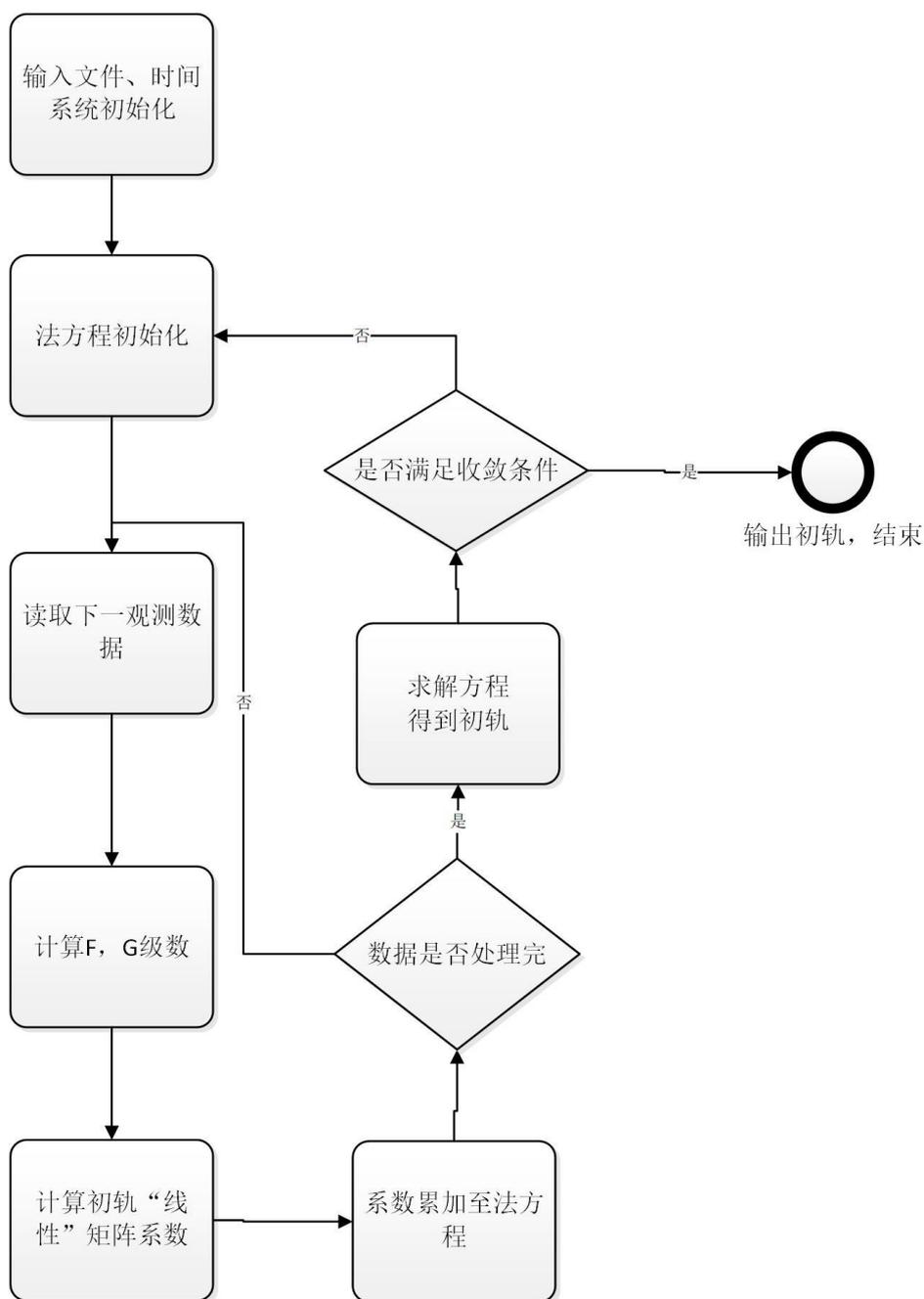


图 3.1 初轨确定计算流程

3.2 海基测控目标初轨确定

对海基测控初轨确定进行验证，分别采用实测数据以及仿真数据进行解算。在仿真案例中选取低轨目标、中高轨目标以及高轨道目标进行初轨确定的研究对象。在固定台站上附加噪声数据以此来模拟船在海上的位置变化情况，利用仿真得到的测距和测角数据进行定轨，其中测角数据的噪声是 3 角秒，系统差为 0.5 角秒，测角数据的噪声是 3m，系统差 0.5m，各种类算例结果如下：

3.2.1 低轨目标仿真算例

选取的低轨目标的轨道高度为 500km，轨道倾角为 15 度。初轨时刻 2022.3.13.4:00:00 对应的具体轨道根数以及在 J2000.0 地心坐标系下的位置如下表所示：

表 3.1 低轨目标初始信息

轨道根数					
a	e	$i/^\circ$	$\omega/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$M/^\circ$
6878140.000	0	15	0	0	0
位置速度					
X(m)	Y(m)	Z(m)	Vx(m/s)	Vy(m/s)	Vz(m/s)
6878038.689	-33728.456	-14655.265	40.256	7353.170	1970.042

初轨确定数据弧段分别选择 2、4、6、8、10 分钟长度，得到的定轨解算结果如下：

表 3.2 低轨目标初轨确定结果

	a	e	$i/^\circ$	$\omega/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$M/^\circ$
仿真初轨	6878140.000	0	15	0	0	0
2min 结果	6878330.876	0.00003	14.998	33.969	0.175	325.559
4min 结果	6878679.229	0.00007	14.999	10.451	0.175	349.076
6min 结果	6880447.376	0.0003	15.000	6.394	0.175	353.135
8min 结果	6885065.241	0.001	15.001	6.570	0.176	352.964
10min 结果	6894989.728	0.002	15.003	8.073	0.178	351.480

各个弧段定轨结果位置速度偏差如下：

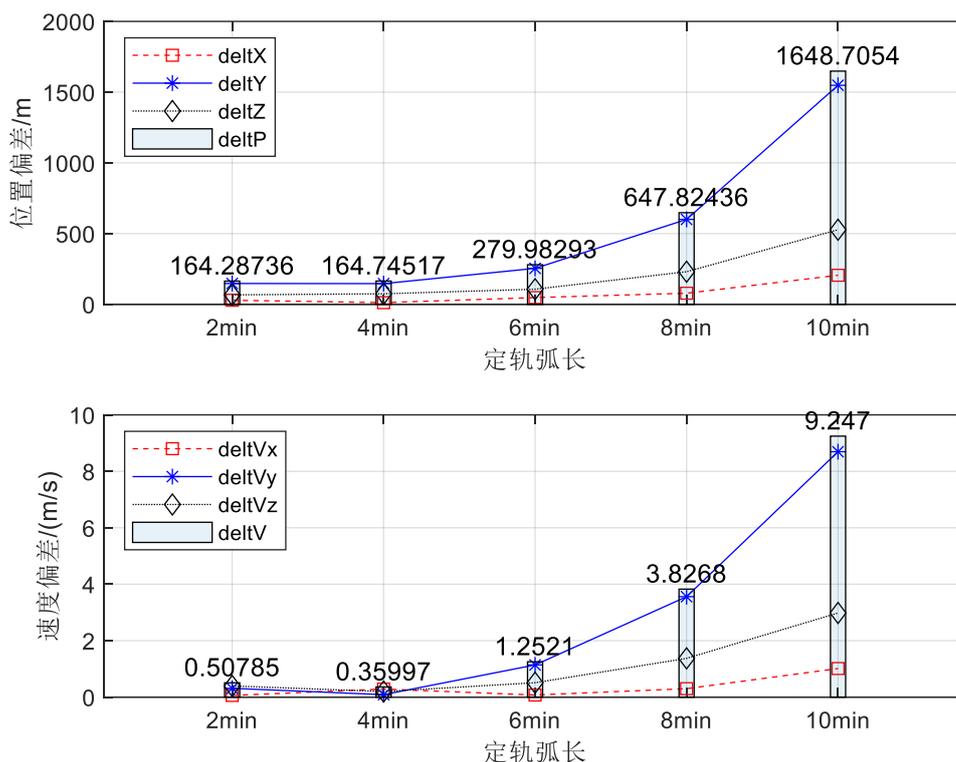


图 3.2 低轨目标初轨确定统计

对于低轨卫星而言，在仿真案例中，最优定轨结果对应的弧段长为 2 分钟，此时的定轨的位置偏差在百米量级，速度偏差在 1 米每秒内。随着弧长增加，整体结果偏移量变大。但是在此案例下，精度对于后续的轨道改进依然可以满足。

3.2.2 中高轨目标仿真算例

选取的中高轨目标的轨道高度为 8000km，轨道倾角为 45 度。初轨时刻 2022.3.13.4:00:00 对应的具体轨道根数以及在 J2000.0 地心坐标系下的位置如下表所示：

表 3.3 中高轨目标初轨信息

轨道根数					
a	e	$i/^\circ$	$\omega/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$M/^\circ$
14378100.000	0	45	0	0	0
位置速度					
X(m)	Y(m)	Z(m)	Vx(m/s)	Vy(m/s)	Vz(m/s)
14377931.489	-70506.353	-30635.535	26.190	3723.120	3722.951

初轨确定数据弧段分别选择 2、4、6、8、10 分钟长度，得到的定轨解算结

果如下：

表 3.4 中高轨目标初轨确定结果

	a	e	$i/^\circ$	$\omega/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$M/^\circ$
仿真初轨	14378100.000	0	45	0	0	0
2min 结果	14377821.022	0.00003	44.995	137.487	359.841	222.341
4min 结果	14378081.593	0.000008	44.997	120.673	359.841	239.153
6min 结果	14378430.553	0.00002	44.997	18.267	359.841	341.560
8min 结果	14378750.466	0.00004	44.998	3.021	359.841	356.804
10min 结果	14378932.085	0.00005	44.998	2.497	359.841	357.328

各个弧段定轨结果位置速度偏差如下：

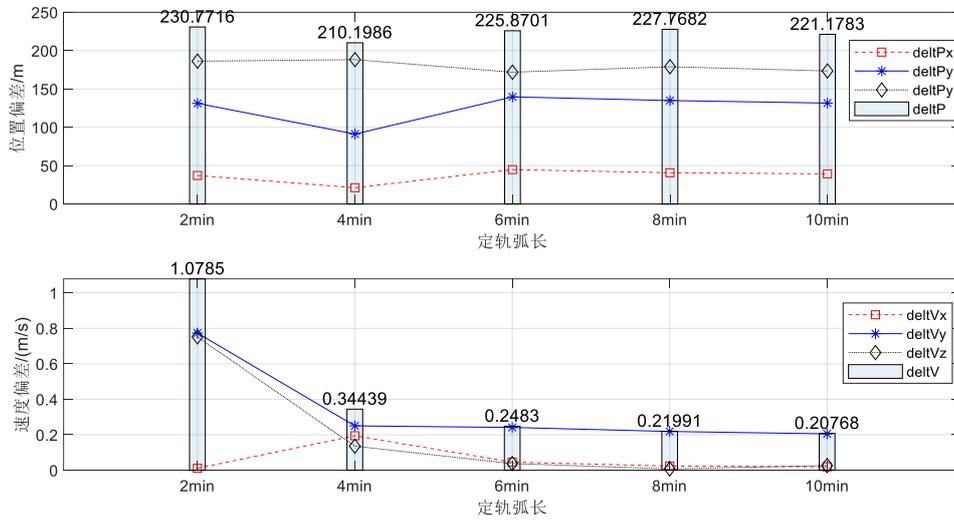


图 3.3 中高轨目标初轨确定统计

对于中高轨卫星而言，在仿真案例中，最优定轨接轨对应的弧段长为 4 分钟，此时的定轨的位置偏差在 200 米量级，速度偏差在 1 米每秒内，10 分钟内定轨的位置偏差基本持平。在此案例下，整体精度满足后续轨道改进要求。

3.2.3 高轨目标仿真算例

选取的高轨目标的轨道高度为静止卫星。初轨时刻 2022.3.13.4:00:00 对应的具体轨道根数以及在 J2000.0 地心坐标系下的位置如下表所示：

表 3.5 高轨目标初轨信息

轨道根数						
a	e	$i/^\circ$	$\omega/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$M/^\circ$	
42166300.000	0	0	0	130.772	0	

位置速度					
X(m)	Y(m)	Z(m)	Vx(m/s)	Vy(m/s)	Vz(m/s)
-27379641.531	32067823.126	57625.561	-2338.244	-1996.411	5.027

初轨确定数据弧段分别选择 2、4、6、8、10 分钟长度，得到的定轨解算结果如下：

表 3.6 高轨目标初轨确定结果

	a	e	$i/^\circ$	$\omega/^\circ$	$\Omega/^\circ$	$M/^\circ$
仿真初轨	14378100.000	0	45	0	0	0
2min 结果	14377821.022	0.00003	44.995	137.487	359.841	222.341
4min 结果	14378081.593	0.000008	44.997	120.673	359.841	239.153
6min 结果	14378430.553	0.00002	44.997	18.267	359.841	341.560
8min 结果	14378750.466	0.00004	44.998	3.021	359.841	356.804
10min 结果	14378932.085	0.00005	44.998	2.497	359.841	357.328

各个弧段定轨结果位置速度偏差如下：

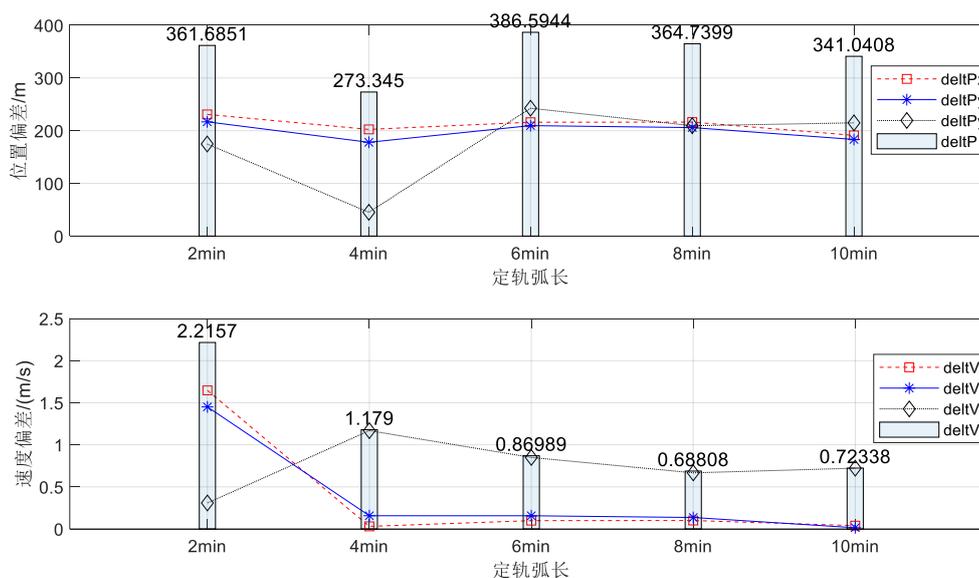


图 3.4 高轨目标初轨确定统计

对于高轨卫星而言，在仿真案例中，最优定轨接轨对应的弧段长为 4 分钟，此时的定轨的位置偏差在 300 米量级，速度偏差在 1 米每秒左右，10 分钟内，定轨的位置偏差基本持平。在此案例下，整体精度满足后续轨道改进要求。

3.2.4 实测目标初轨确定

选取四个实测的高轨目标作为研究对象，其 NORAD 编号分别为 32767、37234、37804 以及 41043。因为对于高轨目标而言（静止卫星），纯测角的观测

资料用于初轨的确定不理想，一是成功率较低，二是对于弧段长度的选择较为苛刻。为了提升初轨确定的成功率以及时效性，采取测距加测角的模式进行初轨确定。测角数据来源于实测，测距数据可以用 TLE 两行根数外推得到的轨道与地面台站的位置进行粗略的解算，并且加上与仿真一致的噪声与系统差。虽然得到的测距数据误差较大，但是用于初轨的确定时可以减少迭代收敛的次数并且准确性依然可以满足后续工作的要求。四颗高轨目标的初轨确定结果如下（对应的历元为 2021 年 6 月 5 日 14 时，定轨使用数据弧长为 1min）：

表 3.7 NORAD 编号为 32767 目标初轨确定结果

状态分量	TLE 外推结果	初轨确定结果	偏移量
X(m)	-23639887.433	-23638559.536	1327.897
Y(m)	-34918967.359	-34919818.004	850.645
Z(m)	33978.367	32213.090	1765.277
Vx(m/s)	2545.704	2545.428	0.276
Vy(m/s)	-1723.720	-1723.329	0.391
Vz(m/s)	-5.857	-5.408	0.449

位置偏移总量
为 1576.993m

速度偏移总量
为 0.478 m/s

表 3.8 NORAD 编号为 37234 目标初轨确定结果

状态分量	TLE 外推结果	初轨确定结果	偏移量
X(m)	-26872494.903	-26870568.493	1926.41
Y(m)	-32493367.701	-32498208.455	4840.754
Z(m)	887781.910	886128.282	1653.628
Vx(m/s)	2366.660	2369.944	3.284
Vy(m/s)	-1960.241	-1956.789	3.452
Vz(m/s)	-73.218	-72.834	0.384

位置偏移总量
为 5466.117m

速度偏移总量
为 4.78 m/s

表 3.9 NORAD 编号为 37804 目标初轨确定结果

状态分量	TLE 外推结果	初轨确定结果	偏移量
X(m)	-24908211.150	-24906009.551	2201.599
Y(m)	-34025411.886	-34026548.610	1136.724
Z(m)	27472.432	24899.287	2573.145
Vx(m/s)	2480.852	2480.408	0.444
Vy(m/s)	-1815.859	-1815.951	0.092
Vz(m/s)	-3.136	-2.438	0.698

位置偏移总量
为 3572.149m

速度偏移总量
为 0.832m/s

表 3.10 NORAD 编号为 41043 目标初轨确定结果

状态分量	TLE 外推结果	初轨确定结果	偏移量
X(m)	-25695039.806	-25694370.068	669.738
Y(m)	-33439449.385	-33440737.640	1288.255
Z(m)	45629.651	58750.010	13120.36
Vx(m/s)	2437.693	2437.539	0.154
Vy(m/s)	-1873.080	-1873.073	0.007
Vz(m/s)	-5.263	-4.885	0.378

由上述结果可以看出，实测的测角数据融合粗略的测距数据，可以对高轨目标进轨道确定，并且所使用的数据弧长仅为 1 分钟，位置偏移量最小的在 1 公里左右，最大的在 10 公里左右，速度偏移量基本在米每秒量级。在精密定轨过程中，初始轨道的偏移量在公里级甚至是十公里级都能通过观测数据进行改进。因此，在超短弧段下通过该方法计算的初始轨道能够满足实际工程的需求。

3.3 海基测控目标编目技术

3.3.1 数据关联与航迹管理

3.3.1.1 跟踪门

跟踪门指的是用来判断观测值与目标位置之间的相关性门限，以被观测目标的预测位置为中心，来确定观测目标下一个时刻可能出现的区域范围。当有且只有一个回波落入该观测目标设定的跟踪门限内，那么此回波将会直接用于航迹更新。如若有多于一个的回波落入门限内，通过跟踪门逻辑可以粗略确定用于航迹更新的回波集合。最终通过数据关联技术来确定用于航迹更新的回波。常用的是矩形及椭（圆）球跟踪门。

(1) 矩形跟踪门

设新息 $v(k+1)$ 、转换量测 $Z_c(k+1)$ 的预测值 $\hat{Z}_c(k+1|k)$ ，当量测 $Z_c(k+1)$ 的所有分量满足如下关系：

$$|Z_c(k+1) - \hat{Z}_c(k+1|k)| < K_G \sqrt{S_{ii}} \quad (3.16)$$

则称转换量测值落入矩形跟踪门内，该量测为候选回波，其中 K_G 为常数， S 为新息协方差阵。

(2) 椭（圆）球跟踪门

若测量的目标在直角坐标系下的转换量测值 $Z_c(k+1)$ 满足：

$$[Z_c(k+1) - \hat{Z}_c(k+1|k)]^T S^{-1}(k+1)[Z_c(k+1) - \hat{Z}_c(k+1|k)] \leq \gamma \quad (3.17)$$

则称转换量测值 $Z_c(k+1)$ 为候选回波，上式称为椭（圆）球跟踪门规则。其中 γ 可以由 χ^2 分布表获得。对应于不同的 γ 和量测维数，真实转换量测落入跟踪门的概率 P_G 就不同。

n 维椭球（圆）的跟踪门面（体）积为：

$$V = C_n \gamma^{\frac{n}{2}} |S(k+1)|^{\frac{1}{2}} \quad (3.18)$$

其中

$$C_n = \begin{cases} \frac{\pi^{\frac{n}{2}}}{(n/2)!} & n \text{为偶数} \\ \frac{2^{n+1} \left(\frac{n+1}{2}\right)! \pi^{\frac{n-1}{2}}}{(n+1)!} & n \text{为奇数} \end{cases} \quad (3.19)$$

3.3.1.2 航迹关联

在对多个目标进行跟踪的时候，需要对不同的目标进行目标分类以及数据关联，其过程就是将候选回波与已知目标轨迹相比较并且最后确定正确观测轨迹匹配的过程。

当单个观测回波位于某个观测目标的跟踪门限内时，配对过程即可实现。对于多回波环境，特别是轨迹交叉目标，此时，有两种可能情况，一是多回波位于同一跟踪门内，二是单回波位于多个跟踪门的交集内。关于航迹关联有很多种方法，最简单的最邻近方法的原理如下：

计算残差的范数：

$$g_i(k) = v_i^T(k) S^{-1}(k) v_i(k) \quad (3.20)$$

式中 $v_i(k)$ 为第 i 个量测的残差即新息， S 为新息协方差阵。所接收到的联测满足

$$g_i(k) < \gamma \quad (3.21)$$

则保留，否则舍弃， γ 为跟踪门限。

若跟踪门内量测数大于1，则比较门限内各测量的残差，使 $g_i(k)$ 最小者被看作目标量测，并用于更新被跟踪目标的状态。由于在一定假设条件下残差的概率密度是高斯的，因此上述方法等效于选择使得残差概率密度最大的量测。

3.3.1.3 多目标跟踪与航迹管理

多目标跟踪情况下除了对于单颗卫星的轨道确定之外，还要有一套较为有效的航迹管理与数据处理流程。针对这一方面的研究，可以使得跟踪匹配的效率与运算执行效率、匹配准确率等问题得到较大幅度的提升。

自主编目：不依赖外部数据，只依靠设备自身观测的数据进行编目。数据处理流程如下图：

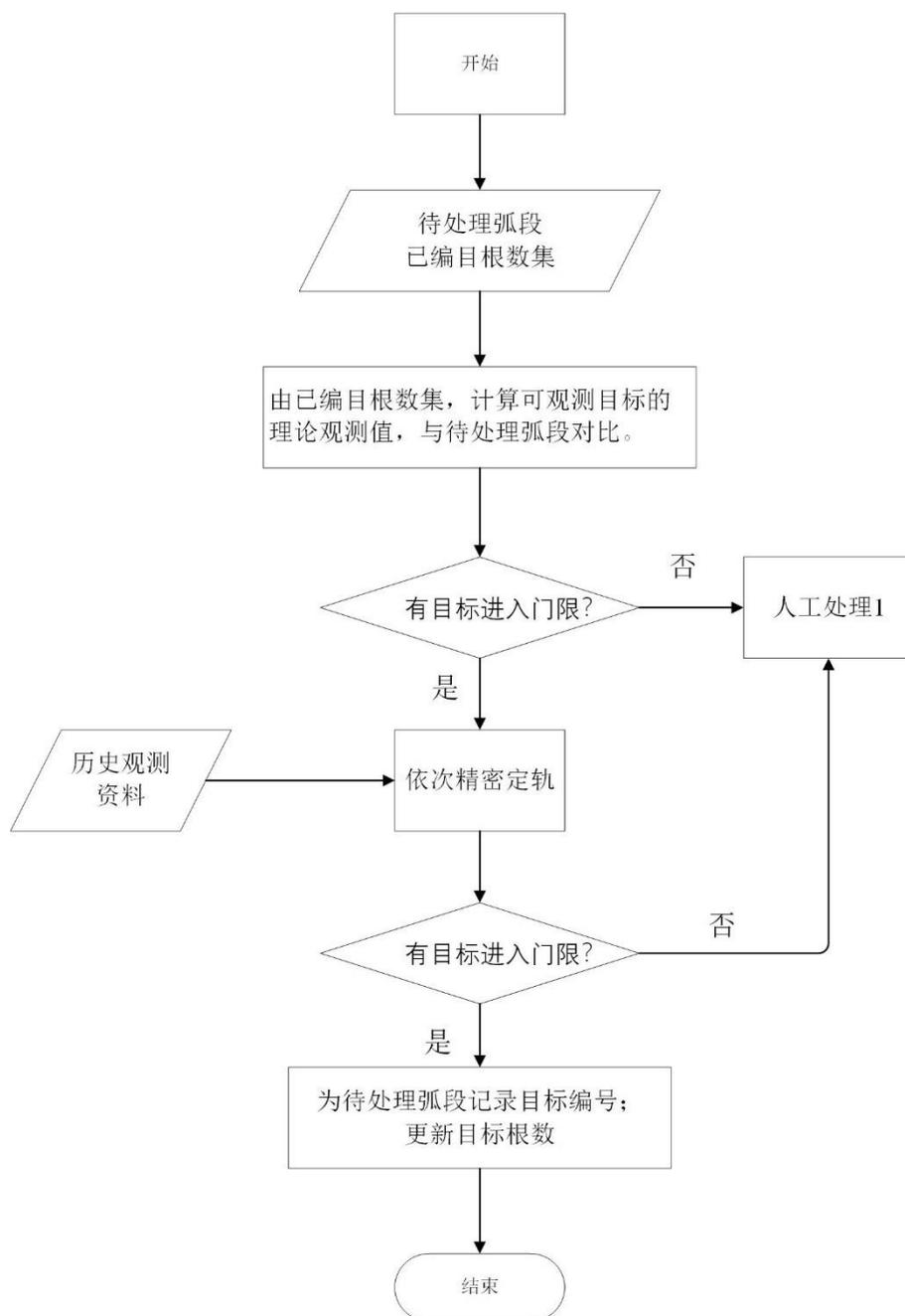


图 3.5 自主编目数据处理流程

适用情况：

已编目目标，目标根数较新，根数精度较好，待处理弧段精度较好，目标没有变轨。

处理流程：

根据待处理弧段的起止时间，从编目库中筛选出对测站可观测的目标集；

对可观测目标集按照待处理弧段的时间点进行预报，获得理论观测值，再与实测值比较，得到“O-C”的值；

统计“O-C”，与预设的自动处理门限比较，若无目标符合门限，提交人工处理，如果有目标进入门限（可能不止一颗），进入下一步处理；

对进入自动处理门限的目标集依次进行精密定轨，定轨依赖历史观测弧段；在定轨收敛的结果集中，取残差最小的值，与预设的门限进行比较；若无目标进入门限，提交人工处理 1，如果有目标进入门限，进入下一步处理；

为待处理弧段记录目标编号，用新产生的根数更新旧的根数。

人工处理 1（弧段与根数的关联）流程如下：

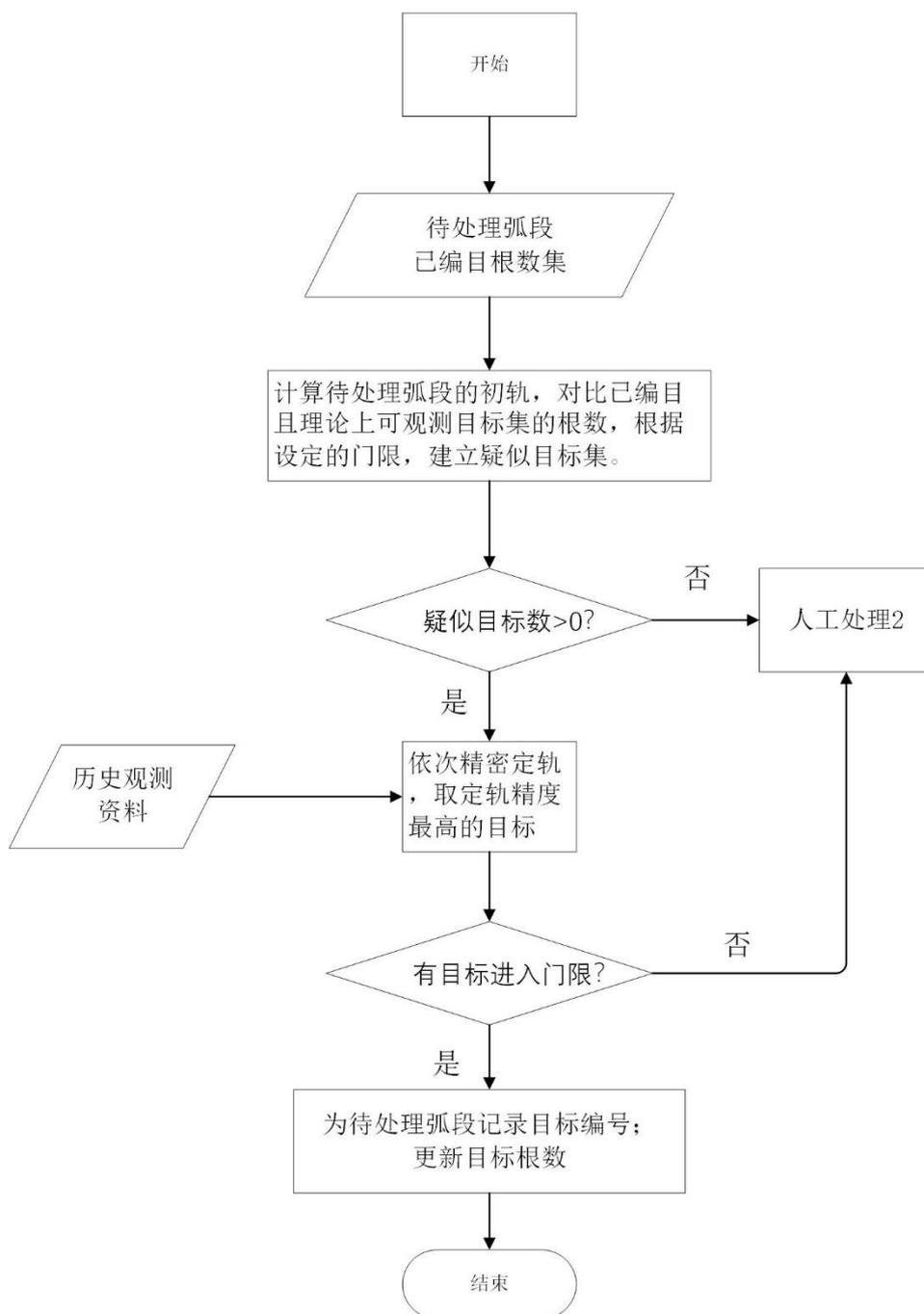


图 3.6 人工处理流程 1

适用情况:

编目库中存在此目标, 目标根数较旧, 根数精度较差, 待处理弧段精度较好, 目标没有变轨。

处理流程:

根据待处理弧段的起止时间, 从编目库中筛选出对测站可观测的目标集; 计算待处理弧段初轨, 与可观测目标集的轨道根数进行比较, 人工设定门限, 建立疑似目标集, 如果没有目标进入门限, 提交人工处理 2, 如果有目标进入门

限，进入下一步处理；

对进入门限的疑似目标集依次进行精密定轨，定轨依赖历史观测弧段；在定轨收敛的结果集中，取残差最小的值，与预设的门限进行比较；若无目标进入门限，提交人工处理 2，如果有目标进入门限，进入下一步处理；

为待处理弧段记录目标编号，用新产生的根数更新旧的根数。

人工处理 2（弧段与弧段的关联）流程如下：

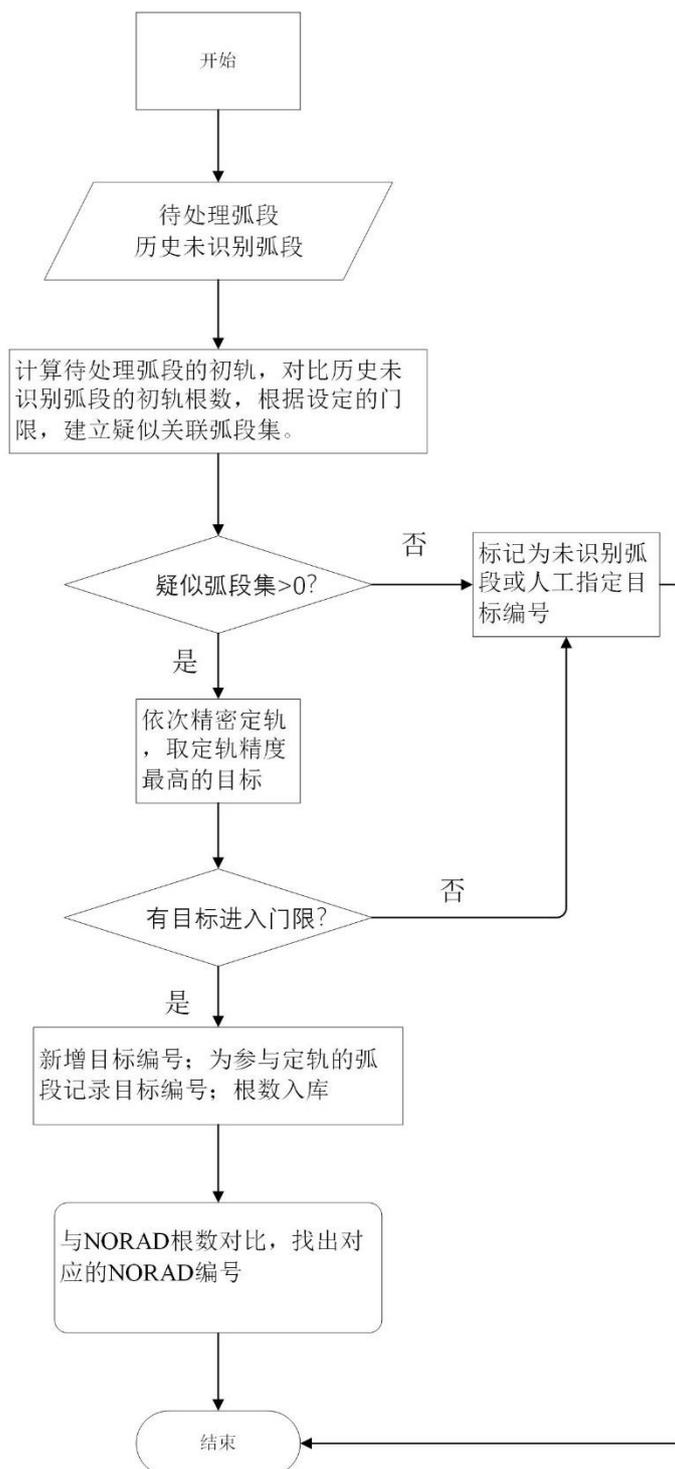


图 3.7 人工处理流程 2

适用情况:

新发射目标、未编目目标、已编目但已变轨目标。

处理流程:

比较待处理弧段和历史未识别弧段的初轨,人工设定门限,建立疑似关联集;如果疑似关联集中的数量为零,可将待处理弧段标记为未识别弧段,或者人工根据经验判断,人工标记此待处理弧段目标编号,处理结束;如果疑似关联集数量大于零,则进入下一步处理;

待处理弧段与疑似关联集中的弧段依次做精密定轨;在定轨收敛的结果集中,取残差最小的值,与预设的门限进行比较;如果无目标进入门限,可将待处理弧段标记为未识别弧段,或者人工根据经验判断,人工标记此待处理弧段目标编号,处理结束;如果有目标进入门限,进入下一步处理;

新增目标编号,为参与定轨的待处理弧段和未识别弧段标记此编号,新的目标编号和根数存入编目库;

(可选)将新增目标根数与 NORAD 发布的根数进行对比,找出对应的 NORAD 编号。(少量目标 NORAD 并未公布)

3.3.2 新目标编目

空间目标的编目就是基于探测设备不断获取目标的多圈观测数据,建立目标的精密轨道参数库,并不断进行轨道改进更新以保持编目根数的精度。在编目库建库初期、航天活动频繁时时,探测设备会观测到大量与编目库根数无法关联的目标,这些目标对于编目库来说即新目标。传感器获取新目标的观测数据后,大量目标的观测数据混叠在一起,无法区分属于同一目标的各圈观测数据,不能直接用于生成编目根数,必须首先针对传感器获取的大量观测数据进行关联处理,通过关联处理对属于各个不同目标的观测数据进行正确区分和集合,在此基础上进行编目处理。新目标由于没有轨道先验信息的引导,且在建库初期数量众多,这给新目标的编目造成了几个难题:一是需要处理的未关联航迹数据量大,数据关联工作量大;二是目标初轨根数精度差,容易造成误关联;三是目标无精密轨道根数,即便是同一目标的多圈数据,利用初轨根数做初值,精密轨道改进很可能失败,导致新目标无法正确进行确认。

3.3.2.1 相邻目标搜索链表

为了解决建库初期，未关联航迹较多，搜索困难的问题，利用目标初轨根数进行比较，判断哪些航迹所属目标是相邻，把这些目标的航迹放到一个搜索链表中进行搜索，这可以极大减少新目标搜索的计算量。其步骤分为两部：

(1) 初轨计算

针对光学或雷达探测数据，可以采用分系统设计中的相关算法计算初轨根数。

(2) 相邻轨道目标判断

通过初轨计算后，按照下式将两条航迹的初轨根数预报至同一时刻。

$$\begin{aligned}
 i_t &= i_0 \\
 a_t &= a_0 \\
 \Omega_t &= \Omega_0 - \frac{3J_2}{2p^2} n(2 - 2.5 \sin^2 i_0)(t - t_0) \\
 p &= a_0(1 - e_0^2) \\
 n &= a_0^{-1.5}
 \end{aligned} \tag{3.22}$$

按照下式计算轨道面法向矢量 \vec{W}

$$\vec{W} = \begin{pmatrix} \sin i \sin \Omega \\ -\sin i \cos \Omega \\ \cos i \end{pmatrix} \tag{3.23}$$

计算当前航迹和历史航迹的轨道半长径差别 da ，并按下式计算轨道面法向矢量差别 $d\theta$ ：

$$d\theta = \cos^{-1}(\vec{W}_1 \cdot \vec{W}_2) \tag{3.24}$$

式中 \vec{W}_1 、 \vec{W}_2 分别为当前航迹和历史航迹初轨根数在同一时刻的轨道法向矢量。根据下式判断两条航迹是否为相邻轨道目标的航迹，判断依据如下：

$$\begin{aligned}
 da &< k_a(\delta a_1 + \delta a_2) \\
 d\theta &< k_\theta(\delta \theta_1 + \delta \theta_2)
 \end{aligned} \tag{3.25}$$

δa_1 和 δa_2 分别为两条航迹的轨道半长径估计误差， $\delta \theta_1$ 和 $\delta \theta_2$ 分别为两条航迹的轨道面矢量估计误差， k_a 为半长径差别允许系数，可取为 10， k_θ 为轨道面法向差别允许系数，可取为 5，对于低轨卫星当上述条件同时满足时，两条航迹被判断为相邻轨道目标航迹，被放入搜索链表中进行新目标搜索。对于高轨卫星，特别是同步轨道卫星，很多目标轨道面相近，实际上通过轨道面筛选作用不大，

这时考虑到目标轨道运动周期较长,增加两条轨迹根数预报至同一时刻的沿迹差别小于一定门限这一条件。

3.3.2.2 精密轨道确定

在相邻轨道目标的轨迹中进行新目标搜索时,由于空间目标分布密集,大量轨道相近的目标聚集在一起,不能简单的通过 2 条轨迹来判断他们是否属于同一目标,而需要通过多假设的方法,生成一系列的组合,最终采用精密轨道确定的方法来确定。当某一组合中多天多圈轨迹的精密轨道改进收敛,且残差小于一定值时,才认为这些轨迹属于同一个目标,并将精密轨道改进获得的根数放入待控库,通过引导捕获到目标后进行新目标的编目确认。

3.3.2.3 初轨根数确定

在上述进行多天多圈精密轨道改进时,由于目标的初轨根数精度较差,即便是同一目标的多圈航迹也可能因为用作初值的初轨根数精度较差导致定轨不收敛,因此要在精密轨道改进前想办法改进初轨根数。由于空间目标的 Kepler 运动特性,轨道半长径误差会导致沿迹预报误差迅速增大,很容易导致精密轨道改进不收敛,因此需要着重考虑轨道半长径的改进办法。对于每个观测弧段,不管是雷达还是光学,都可以计算出初轨根 (t_i, σ_i) ,其中沿迹位置 λ_i 与升交点赤经 Ω_i 、近地点幅角 ω_i 和平近点角 M_i 的关系为:

$$\lambda_i = \Omega_i + \omega_i + M_i \quad (3.26)$$

利用 (t_0, σ_0) 进行预报至后续时刻 t_i 的沿迹位置误差与轨道半长径误差的关系可以近似表示为:

$$\Delta\lambda_i \approx \sqrt{\mu} \frac{3}{2} \frac{\Delta a_0}{a_0} n_0 (t_i - t_0) \quad i = 1, 2 \dots l \quad (3.27)$$

通过采用上述条件方程,当有多条轨迹时,则可以通过最小二乘方法获得半长径的改正量 Δa_0 ,通过迭代改进轨道半长径。采用这种方法改进半长径后一般可以保证同一目标的多圈轨迹在进行精密轨道改进确认时收敛。

3.4 本章小结

本章介绍了 Laplace 初轨确定方法所需的几何条件以及动力学条件,并且使用仿真和实测数据对该方法进行验证。首先利用精密的力学模型对观测资料进行

仿真, 利用仿真数据对目标进行初始轨道确定, 得出该方法确定具有良好稳定性和精确性的结论; 其次对实测的高轨目标采用实测的测角数据加粗略的测距数据进行轨道确定, 在超短的观测弧段下即可获得满足要求的初始轨道。此外, 研究了空间目标编目技术, 阐述了空间目标是否属于编目库的判别方法以及如何对新观测的目标进行编目的方法。

第4章 海基测量精密定轨

通过初始轨道确定得到粗略的轨道信息之后,即可在此基础上进行轨道改进,采用大量的观测数据,依照更严格的规范,包括完整的力学模型、测量模型,时空系统的转换以及高效的参数估计方法,对存在较大偏差的初始轨道进行改进。

4.1 统计定轨批处理方法

动力学法是在精确的力学模型下利用带有误差的观测量,通过测站与目标之间的关系构建观测方程来得到卫星状态及有关参数的最佳估值,一般采用基于线性估计技术的统计方法,也称为统计定轨(宋叶志,2019)。动力学定轨的误差来源主要有以下几类:力学模型的误差、测量误差,测量方式,测站分布以及观测弧长。优点是效率高、精度高,可以对轨道进行外推预报。

空间目标在围绕地球进行运行的过程中会受到许多力的作用。这些力大致可以分为两类,一类是保守力,系统能量不损耗,一类是耗散力,则系统能量损耗,对于卫星而言,常常表现为卫星轨道高度降低等现象。保守力主要有中心天体的引力,日、月等大型天体对卫星的引力,潮汐变化引起的地球引力场变化等;耗散力主要是大气阻力、太阳光压、地球红外辐射等(刘思语等,2021)。

在惯性系中,空间目标的运动方程可以表示为:

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{f}_0 + \mathbf{f}_\varepsilon \\ t_0 : \mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}(t_0) = \dot{\mathbf{r}}_0 \end{cases} \quad (4.1)$$

\mathbf{r} 为空间目标的位置矢量, $\ddot{\mathbf{r}}$ 为空间目标的加速度矢量,方程右端为作用在卫星单位质量上力的总和。其中, \mathbf{f}_0 为中心引力, \mathbf{f}_ε 为各种摄动加速度。

设在 t_i 时刻有一组观测量 \mathbf{Y}_i :

$$\begin{cases} \mathbf{Y}_i = (\alpha_i, \delta_i)^T \\ \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}(\mathbf{X}, t) \\ \mathbf{Y}_i = \mathbf{G}(\mathbf{X}_i, t_i) + \varepsilon_i \end{cases} \quad (4.2)$$

其中 $\mathbf{X}_i = (\mathbf{r} \ \dot{\mathbf{r}} \ \mathbf{p})$ 是空间目标在 t_i 时刻的状态矢量, $\dot{\mathbf{r}}$ 为空间目标的速度矢量, \mathbf{p} 为待估参数,包括大气阻力系数、太阳光压系数等。 $\mathbf{G}(\mathbf{X}_i, t_i)$ 是 t_i 时刻观测量的理论值, ε_i 为测量误差。

由于观测方程是非线性方程,将其在某一参考时刻状态 $\mathbf{X}^*(t)$ 进行泰勒展开,略去高阶项有:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}(\mathbf{X}^*, t) + \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right]^* [\mathbf{X}(t) - \mathbf{X}^*(t)] \\ \mathbf{Y}_i = \mathbf{G}(\mathbf{X}_i^*, t_i) + \left[\frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}} \right]^* [\mathbf{X}(t_i) - \mathbf{X}^*(t_i)] + \varepsilon_i \end{cases} \quad (4.3)$$

对上式进行变形可得：

其中 $[\]^*$ 是对参考状态 $\mathbf{X}^*(t)$ 的偏导数，而 $\mathbf{X}^*(t)$ 又是根据给定的初始状态 $\mathbf{X}^*(t_0)$ 数值积分而来，令 $\mathbf{x}(t) = \mathbf{X}(t) - \mathbf{X}^*(t)$ ， $\mathbf{y}(t) = \mathbf{Y}(t) - \mathbf{Y}^*(t)$ ，公式 4.3 可以记作如下：

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) \\ \mathbf{y}_i = \tilde{\mathbf{H}}_i \mathbf{x}_i + \varepsilon_i \end{cases} \quad (4.4)$$

其中：

$$\begin{cases} \mathbf{A}(t) = \left[\frac{\partial \mathbf{F}(t)}{\partial \mathbf{X}(t)} \right] \\ \tilde{\mathbf{H}}_i = \left[\frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{X}} \right]^* \end{cases} \quad (4.5)$$

卫星精密定轨的工作基于上述过程进行，通过大量采样数据 \mathbf{Y}_j 求解条件方程，可给出待估状态量 \mathbf{x}_0 的改正值 $\hat{\mathbf{x}}_0$ ，从而得到改进的历元状态量 $\hat{\mathbf{X}}_0 = \mathbf{X}_0^* + \hat{\mathbf{x}}_0$ 。定轨过程是一个迭代过程，将每次得到 $\hat{\mathbf{X}}_0$ 作为估计量 \mathbf{X}_0^* 重复前面的过程，直至满足精度为止(TAPLEY, B D 等, 2004)。

轨道估值的本质就是对一个其微分方程并不精确知道的动力学过程，使用带有误差的观测数据以及不够精确的初始状态 \mathbf{X}_0^* ，求解在某种意义之下卫星运动状态的“最佳”估值 $\hat{\mathbf{X}}_0$ 。

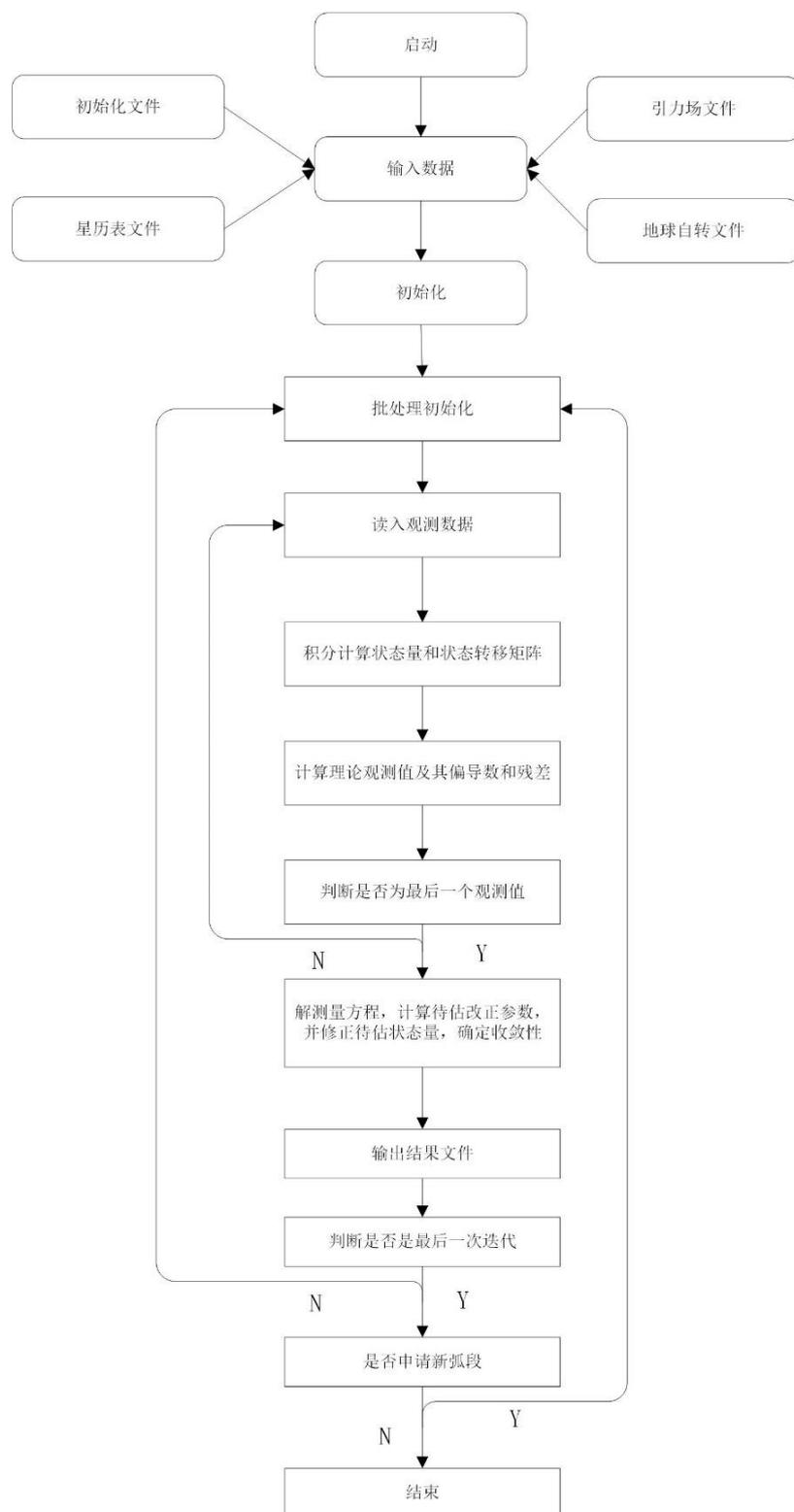


图 4.1 精密定轨批处理流程

4.2 定轨动力学模型

地球卫星在飞行过程中除了受到中心天体引力外, 还受到各种摄动力的影响。这些摄动力主要包括: 地球非球形引力摄动和潮汐 (大气潮、海潮、固体潮等)

摄动、大气阻力摄动、N 体摄动、广义相对论、太阳辐射压摄动以及地球反射压等等。

$$\vec{A} = -\frac{GE}{R^2} \frac{\vec{R}}{R} + \vec{P} \quad (4.6)$$

其中右端第一项为中心引力加速度， \vec{P} 为摄动加速度。

4.2.1 中心引力加速度

中心引力加速度计算公式为：

$$\vec{A} = -\frac{GE}{R^2} \frac{\vec{R}}{R} \quad (4.7)$$

其中：GE 是中心天体的引力常数。 \vec{R} 为人造卫星在惯性系中的位置矢量。

4.2.2 地球引力场摄动

地球不规则形状及质量分布不均造成的附加摄动(汪宏波 等, 2015)。在地固坐标系中，该摄动对应的引力势为：

$$\Delta V = \frac{GM}{r} \sum_{i=2}^N \sum_{m=0}^i \left(\frac{a_e}{r}\right)^i \bar{P}_{lm}(\sin\varphi) (\bar{C}_{lm} \cos m\lambda + \bar{S}_{lm} \sin m\lambda) \quad (4.8)$$

其中：

GM 是中心天体的引力常数；

a_e 是是中心天体的参考椭球体的赤道半径；

r, λ, φ 是地固坐标系中空间点的向径、纬度和经度；

\bar{P}_{lm} 是 1 次 m 阶缩合勒让德多项式, $m=0$ 对应简单的勒让德多项式, 记作 \bar{P}_l ；

\bar{C}_{lm} 、 \bar{S}_{lm} 是归一化的 1 次 m 阶谐系数。

4.2.3 N 体摄动

对于地球卫星，太阳、月球、木星等太阳系大天体分别会对其产生摄动(刘媛琪 等, 2016)。由于这些天体的空间位置作为已知的，这些天体对卫星产生的 N 体摄动加速度为：

$$\vec{A}_N = \sum_{i=1}^N (-GM_i) \left(\frac{\vec{R}_i}{R_i^3} + \frac{\vec{\Delta}_i}{\Delta_i^3} \right) \quad (4.9)$$

式中 GM_i 是第 i 个摄动体的引力常数；

\vec{R}_i ：第 i 个摄动体在地心惯性系中的位置矢量；

$\vec{\Delta}_i$: 卫星相对第 i 个摄动体的位置矢量。

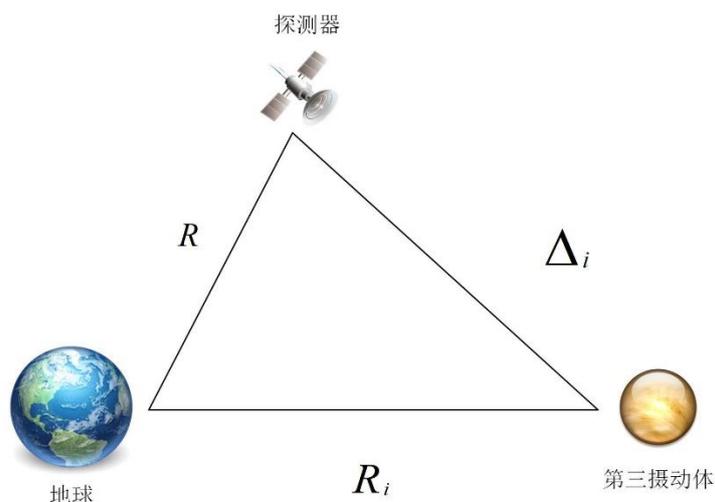


图 4.2 三体摄动示意图

天体位置可以利用 JPL 生成的 DE 历表进行计算。

4.2.4 太阳直射光压摄动

太阳在单位时间内发出的光子量基本相同。太阳辐射压与卫星帆板以及形状有关，较为复杂。一般球形卫星太阳辐射压摄动加速度可用下式计算(韩意等, 2020):

$$\vec{A}_R = P_{SR} a_U^2 C_R \left(\frac{A}{m} \right) \gamma \frac{\vec{\Delta}_S}{|\Delta_S|^3} \quad (4.10)$$

P_{SR} : 作用在离太阳一个天文单位处黑体上的太阳辐射压强，为 $4.56 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$;

C_R : 卫星的表面反射系数;

au: 日地距离，为 $1.49597870691 \times 10^{11} \text{ m}$;

$\vec{\Delta}_S$: 卫星相对于太阳矢量;

γ : 地影因子。1 表示卫星在日光中; 0 表示卫星在日影中。

4.2.5 经验加速度

在轨道计算中，由于力学模型不可能做到完全精细准确，因此可以估计一些经验参数来吸收未被完全模型化的力学因素。在定轨理论中常用且有效的经验加速度包括：沿迹、径向和垂直轨道面法向（右手定则）的常数加速度，以及在这 3 个方向上周期为轨道周期的时变加速度(MONTENBRUCK 等, 2005)，时变加速

度模型为:

$$a_i = A_i \cos(\omega t) + B_i \sin(\omega t), \quad i = R, T, N \quad (4.11)$$

其中 A_i, B_i 为时变模型的待估参数, $\omega = 2\pi/T$, T 为轨道周期, R, T, N 分别代表分别代表径向、沿迹方向和轨道面法向。

4.3 定轨涉及的时空系统

在整个定轨过程中,不同的源数据,解算数据都处理过程中都会遇到对应的不同时间和空间尺度,在整个计算郭晨各种,也涉及了很多的时间、空间转换。

4.3.1 时间系统

在地面台站换算到惯性参考系的过程中,需要对地球自转参数进行归算,过程涉及的时间尺度为(雷伟伟等,2016):

1. 质心动力学时 (TDB)

在爱因斯坦广义相对论中引进了一种名为坐标时 t 的时间尺度,改时间尺度是存在于整个参考框架中的均匀时间系统。不同的坐标系有不同的坐标时,坐标变换时它将与空间坐标一起变换。它是时空框架的一个重要分量,同时是描述物理事件特别是力学运动的主要参量,因而它又称为力学时。质心动力学时的定义是相对太阳系质心的运动方程的时间尺度,记为 TDB。行星、太阳以及月球历表都是以 TDB 为独立变量,此外岁差、章动的计算公式也是依据质心动力学时尺度的。

2. 地球时 (TT)

地球动力学时的定义是当原子钟放在地球质心,所测得的时间为视地心历书时。1991年召开的 IAU 第 21 届大会又把地球动力学时改名为地球时 (TT)。卫星的运动方程是以 TT 为独立变量。

3. 协调世界时 (UTC)

协调世界时是一种经修正过的原子时,以原子时秒长为基准,在时刻上尽可能接近世界时。在定轨计算中,观测数据的记录历元以及卫星状态的记录历元都是以协调世界时作为输入、输出的历元时间。

4. 格林尼治恒星时 (GAST)

GAST 是根据地球自转时角所规定的时间,它是真赤道坐标系转换到准地固

坐标系前所必需的时间尺度。地球自转的不均匀性就是通过它与均匀时间尺度比较来测定的。我们常用 θ_g 来表示 GAST。

其它时间尺度，如国际原子时 TAI、世界时 UT1、扣除了极向惯量矩主潮汐变形引起的 UT1 短周期变化的世界时 UT1R 等将作为上述四种时间尺度转换的中间桥梁出现的。

首先将资料记录时刻由协调世界时转化为地球动力学时，提供卫星动力学方程的积分时间；而在计算第三体引力摄动时，需要用到太阳系质心动力学时。

设记录时刻的协调世界时为 UTC，首先将它转化为国际综合原子时 TAI

$$TAI = UTC + KS \quad (4.12)$$

其中 KS 为整秒数，其值可查 IERS 公报获得。其次将 TAI 转化为地球时 TT。

$$TT = TAI + 32^s.184 \quad (4.13)$$

根据相对论原理可以得到地球时 TT 与太阳系质心动力学时(TDB)之间的转换关系，忽略高阶项有：

$$TDB = TT + 0.001658\text{sing} + 0^s.000014\text{sin}2g \quad (4.14)$$

其中 g 为地球轨道的平近点角。

4.3.2 坐标系统

在轨道解算过程中，会遇到不同时空坐标系，例如台站位置在地固坐标系下描述，行星历表在 J2000.0 太阳系质心天球坐标系下描述。然而定轨解算需要将所有的时空坐标统一到同一个参考系下，因此需要进行坐标系的转换。

定轨过程中主要涉及到的坐标系有描述人造卫星位置的 J2000.0 地心天球坐标系、瞬时平赤道地心系、瞬时真赤道地心系、准地固系等过程坐标系以及描述地面台站位置的地固系(杜建丽, 2018)。各个坐标系之间的转换如下：

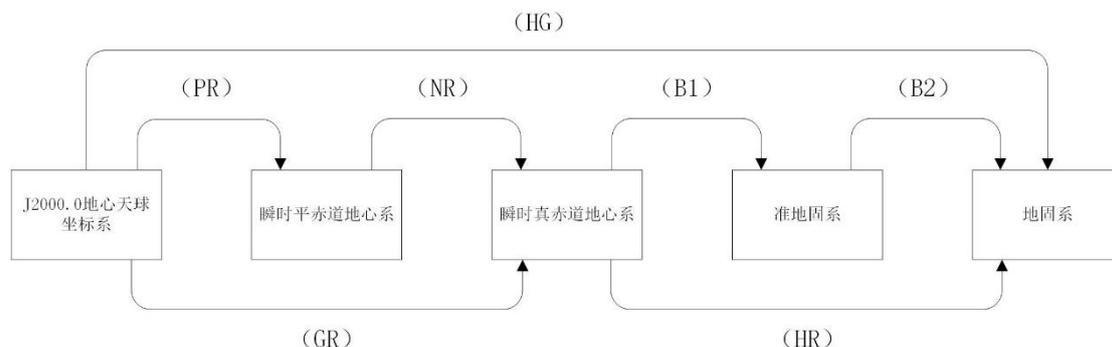


图 4.3 各个坐标系转换关系

J2000.0 地心天球坐标系与瞬时平赤道地心系之间通过岁差进行关联转换，PR 为岁差矩阵，具体的计算如下：

$$(PR) = R_x(-Z_A)R_y(\theta_A)R_z(-\zeta_A) \quad (4.15)$$

$$\begin{cases} \zeta_A = 2306''.2181T + 0''.30188T^2 + 0''.017998T^3 \\ \theta_A = 2004''.3109T + 0''.42665T^2 - 0''.041833T^3 \\ Z_A = 2306''.2181T + 1''.09468T^2 + 0''.18203T^3 \end{cases} \quad (4.16)$$

$$T = \frac{TJD(TDB) - 2451545.0}{36525.0} \quad (4.17)$$

TJD(TDB) 为儒略日形式的质心动力学时。

瞬时平赤道坐标系与瞬时真赤道坐标系之间的通过章动进行关联转化，NR 为章动矩阵，具体计算如下：

$$(NR) = R_x(-(\bar{\varepsilon} + \Delta\varepsilon))R_z(-\Delta\psi)R_x(\bar{\varepsilon}) \quad (4.18)$$

其中 $\Delta\psi$ 为黄经章动、 $\Delta\varepsilon$ 为交角章动、 $\bar{\varepsilon}$ 为平黄赤交角。

瞬时真赤道地心系与准地固系的差别体现在自转，BI 为自转矩阵，具体计算如下：

$$\begin{aligned} (B1) &= R_z(\theta_g) \\ \theta_g &= GMST + \Delta\psi \cos(\bar{\varepsilon} + \Delta\varepsilon) \end{aligned} \quad (4.19)$$

GMST 指的是格林尼治平恒星时。

准地固坐标系与地固坐标系相差的是极移矩阵 B2,，表达形式如下：

$$(B2) = R_y(-x_p)R_x(-y_p) \quad (4.20)$$

其中 x_p ， y_p 为极移量。

GR、HR 以及 HG 矩阵则是由相应的过程矩阵相乘获得。

除此之外还会涉及站心坐标系与地固坐标系的转换、地固坐标与大地坐标系的转换。若某个采样时刻测量船的大地坐标系用 h 、 λ 、 φ 表示，则大地坐标到地固坐标的转换为：

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N + h)\cos\varphi\cos\lambda \\ (N + h)\cos\varphi\sin\lambda \\ [N(1 - e^2) + h]\sin\varphi \end{pmatrix} \quad (4.21)$$

其中

$$N = \frac{a_e}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}} \quad (4.22)$$

而

$$e^2 = 2f - f^2 \quad f \text{ 为地球扁率} \quad (4.23)$$

地固坐标系到大地坐标的转换如下：

$$\lambda = \operatorname{tg}^{-1}\left(\frac{y}{x}\right) \quad \lambda \in [0, 2\pi] \quad (4.24)$$

h 以及 φ 通过迭代求得，取 z_i 的初始值为 $z_i = -e^2 z$ ，然后对以下的公式进行迭代：

$$\begin{cases} \tilde{z}_i = z - z_i \\ N + h = \sqrt{x^2 + y^2 + \tilde{z}_i^2} \\ \sin \varphi = \tilde{z}_i / (N + h) \\ N = a_e / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi} \\ z_i = -N e^2 \sin \varphi \end{cases} \quad (4.25)$$

另外还引进了 RTN 坐标系地心轨道平面坐标系， \mathbf{R} 为地心到空间目标的位矢，称为径向， \mathbf{N} 为轨道面的法向，有位置矢量和速度矢量确定， \mathbf{T} 由 \mathbf{R} 和 \mathbf{N} 确定，遵守右手定则，称为迹向。

$$\hat{\mathbf{R}} = \frac{\vec{\mathbf{R}}}{R}, \hat{\mathbf{T}} = \hat{\mathbf{N}} \times \hat{\mathbf{R}}, \hat{\mathbf{N}} = \frac{\vec{\mathbf{R}} \times \dot{\vec{\mathbf{R}}}}{|\vec{\mathbf{R}} \times \dot{\vec{\mathbf{R}}}|} \quad (4.26)$$

$$(\text{RTN}) = \begin{pmatrix} \hat{R}_x & \hat{R}_y & \hat{R}_z \\ \hat{T}_x & \hat{T}_y & \hat{T}_z \\ \hat{N}_x & \hat{N}_y & \hat{N}_z \end{pmatrix} \quad (4.27)$$

其与 J2000.0 地心天球坐标系之间的转换关系为：

$$\begin{pmatrix} A_R \\ A_T \\ A_N \end{pmatrix} = (\text{RTN}) \begin{pmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{pmatrix} \quad (4.28)$$

4.4 船载设备实测数据分析

本文的观测数据来源于远望测量船所搭载的光学望远镜，观测对象为非合作的静止卫星，经过处理归算得到的数据为赤经赤纬。选取 4 颗非合作静止卫星作

为研究对象进行轨道改进，使用的观测弧段为 2021 年 6 月 5 日 14:00-15:00 以及 16:00-17:30。轨道改进的初始轨道信息是根据 3.2.4 节实测目标初轨确定获得，转化成在历元 2021 年 6 月 5 日 14 时的轨道根数信息如下：

表 4.1 实测目标初轨信息

ID	32767	37234	37804	41043
a/km	42152.907	42179.477	42155.986	42164.410
$i/^\circ$	0.109	1.813	0.056	0.121
e	0.00037	0.0011	0.0002	0.0002
$\omega/^\circ$	345.935	226.277	343.724	332.125
$\Omega/^\circ$	79.372	91.996	90.462	93.701
$M/^\circ$	170.589	272.263	159.599	166.631

其中 a 为轨道半长轴， i 为轨道倾角， e 为轨道偏心率， ω 为近地点幅角， Ω 为升交点赤经， M 为平近地点角。测站位置信息在平台数据预处理阶段与观测资料一同生成，观测资料的格式是观测历元、该历元下台站位置以及该历元观测数据一一对应的。对于 GEO 目标的定轨策略如下表所示：

表 4.2 摄动力以及定轨策略

分类	描述
参考系及 模型	天球坐标系 J2000 地心天球坐标系
	地球坐标系 ITRS 地固坐标系
	岁差模型 IAU1976
	章动模型 黄经章动、交角章动由 DE405 历表读出并插值得到
	恒星时 平恒星时 (Kaplan,1981)，真恒星时 (McCarthy, 1996)
摄动力	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 参数化后牛顿改正
	地球潮汐 日月引起二阶潮汐摄动位变化
	经验力 RTN 方向常值与三角调和函数
	参数估计方法 QR 分解计算最小二乘批处理定轨
定轨方法	野值处理 3σ 规则剔除
	积分器 KSG 积分器

4.4.1 NORAD 编号 32767 目标的定轨结果

NORAD 编号为 32767 号的卫星名是 VINASAT-1, 为越南的通信卫星。测量设备从 2021 年 6 月 5 日 14 点 09 分 16 秒开始至 2021 年 6 月 5 日 14 点 50 分 56 秒, 再由 2021 年 6 月 5 日 16 点 29 分 12 秒至 2021 年 6 月 5 日 17 点 28 分 36 秒对其进行观测, 具体定轨的残差如下:

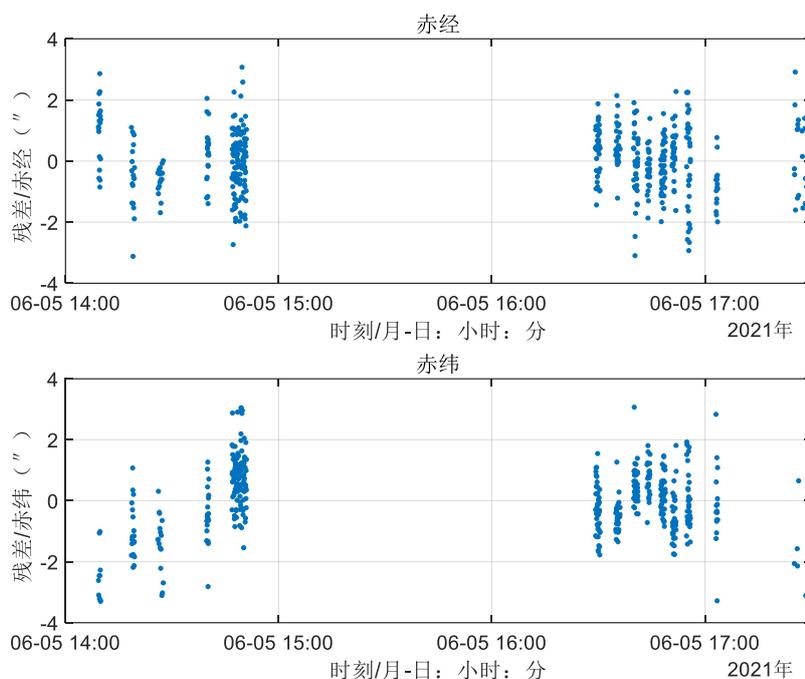


图 4.4 编号 32767 目标定轨残差

从残差的结果可以看出, 对 32767 目标定轨的赤经赤纬残差大多数在 2 角秒以内, 少数在 2-4 角秒, 这个结果与船载的光学测量设备的观测噪声基本符合。

4.4.2 NORAD 编号 37234 目标的定轨结果

NORAD 编号为 37234 号的卫星名是 CHINASAT-20A, 为中国的神通一号卫星。测量设备从 2021 年 6 月 5 日 14 点 09 分 16 秒开始至 2021 年 6 月 5 日 14 点 50 分 56 秒, 再由 2021 年 6 月 5 日 16 点 17 分 42 秒至 2021 年 6 月 5 日 17 点 03 分 35 秒对其进行观测, 具体定轨的残差如下:

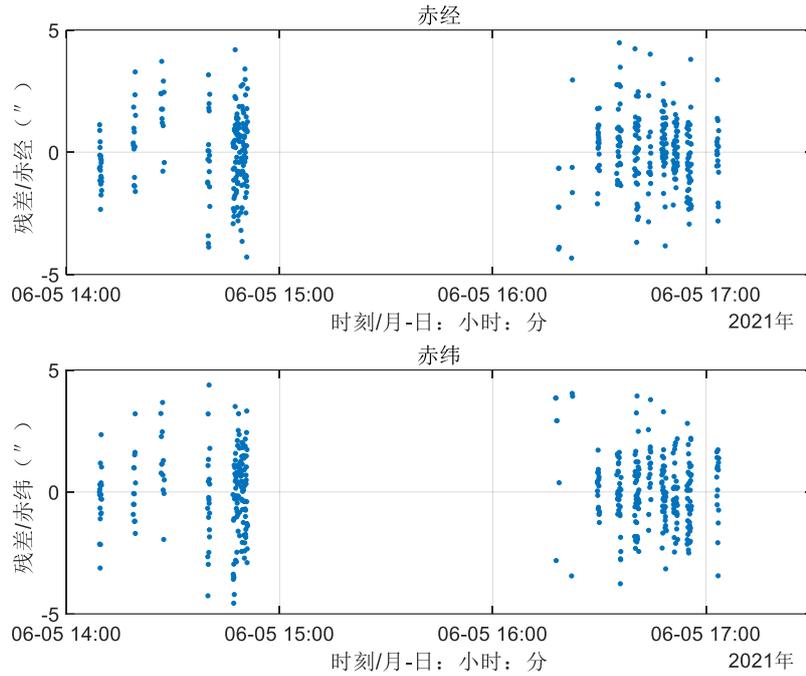


图 4.5 编号 37234 目标定轨残差

从残差的结果可以看出,对 37234 目标定轨的赤经赤纬残差基本在 5 角秒以内,这个结果与船载的光学测量设备的观测噪声基本符合。

4.4.3 NORAD 编号 37804 目标的定轨结果

NORAD 编号为 37804 号的卫星名是 CHINASAT-1A,为中国的烽火二号卫星。测量设备从 2021 年 6 月 5 日 14 点 09 分 16 秒开始至 2021 年 6 月 5 日 14 点 50 分 56 秒,再由 2021 年 6 月 5 日 16 点 29 分 12 秒至 2021 年 6 月 5 日 17 点 27 分 53 秒对其进行观测,具体定轨的残差如下:

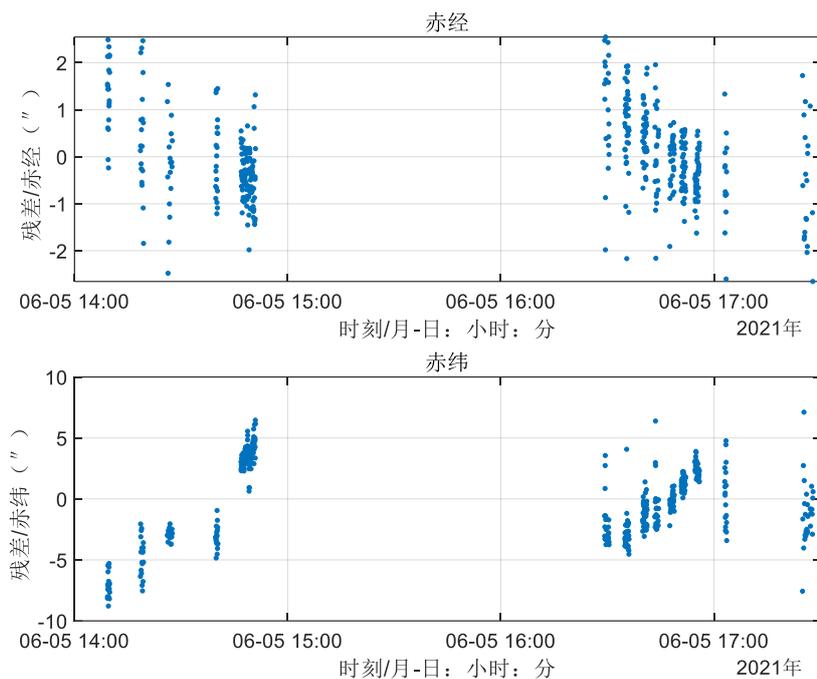


图 4.6 编号 37804 目标定轨残差

从残差的结果可以看出，对 37804 目标定轨的赤经残差基本在 2 角秒以内；赤纬残差大多数在 5 角秒以内，少数在 5-10 角秒，出现这种原因多数是由于惯导、形变测量在某些时刻未能完全修正船姿。但是整体来看依旧与船载的光学测量设备的观测噪声基本符合。

4.4.4 NORAD 编号 41043 目标的定轨结果

NORAD 编号为 41043 号的卫星名是 LAOSAT-1，为老挝的通信卫星。测量设备从 2021 年 6 月 5 日 14 点 09 分 16 秒开始至 2021 年 6 月 5 日 14 点 50 分 49 秒，再由 2021 年 6 月 5 日 16 点 29 分 12 秒至 2021 年 6 月 5 日 17 点 03 分 01 秒对其进行观测，具体定轨的残差如下：

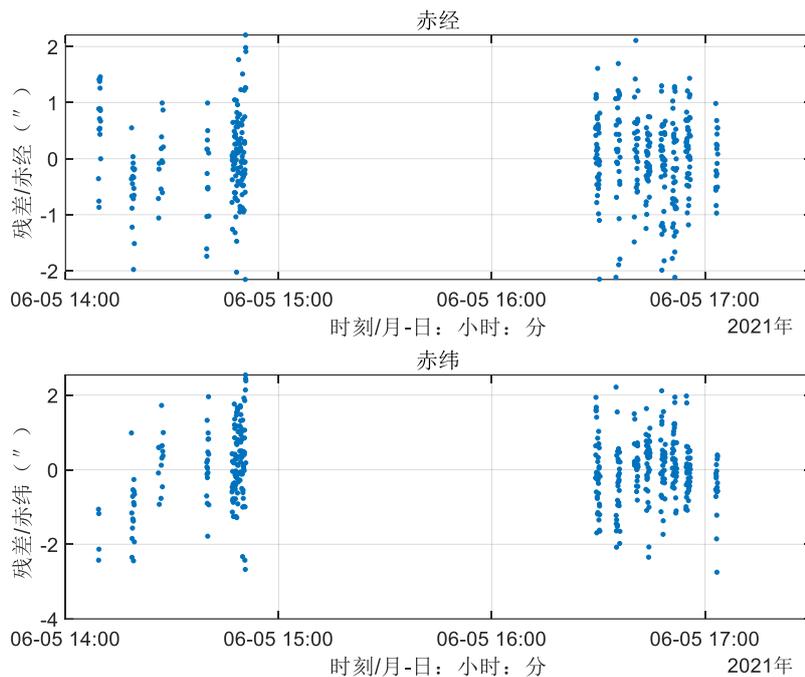


图 4.7 编号 41043 目标定轨残差

从残差的结果可以看出，对 41043 目标的定轨残差基本在 2 角秒以内，这个船载的光学测量设备的观测噪声基本符合。

4.5 定轨结果评定

由于实际观测的目标是非合作目标，无法得到专业机构发布的精密星历，因此按照海上观测的实际因素，以及本文所有实测数据的分布弧段以及测角精度对场景进行仿真，具体仿真条件如下：

初始历元为 2021 年 6 月 5 日 14 时，台站（船载设备）的初始位置以及目标 GEO 卫星的初始星历如下表所示（船载设备的位置以经纬度、高程表示，GEO 卫星的初轨以无奇点轨道根数表示）：

表 4.3 仿真 GEO 目标初轨信息

	a/km	h	k	$\xi/10^{-5}$	$\eta/10^{-5}$	$\lambda/^\circ$
GEO 目标	42165.273	0.0004	-0.002	-2.046	-9.788	235.893

表 4.4 仿真台站起始坐标

	Lat/ $^\circ$	Long/ $^\circ$	Height/m
台站	17.970	133.216	19.560

仿真的测量数据与实测数据类型一致，为测角数据，测量误差为 3 角秒，该

误差为随机误差，服从高斯分布，采样率为 3 秒，模拟的观测弧段为 2021 年 6 月 5 日 14:00-15:00 以及 16:00-17:30，观测不连续。

4.5.1 台站位置噪声为 50 米

将台站位置在地固系下三个方向上的分量依次加上 50 米噪声，使用时间序列化的台站位置和模拟的观测数据进行定轨，定轨得到的残差如下：

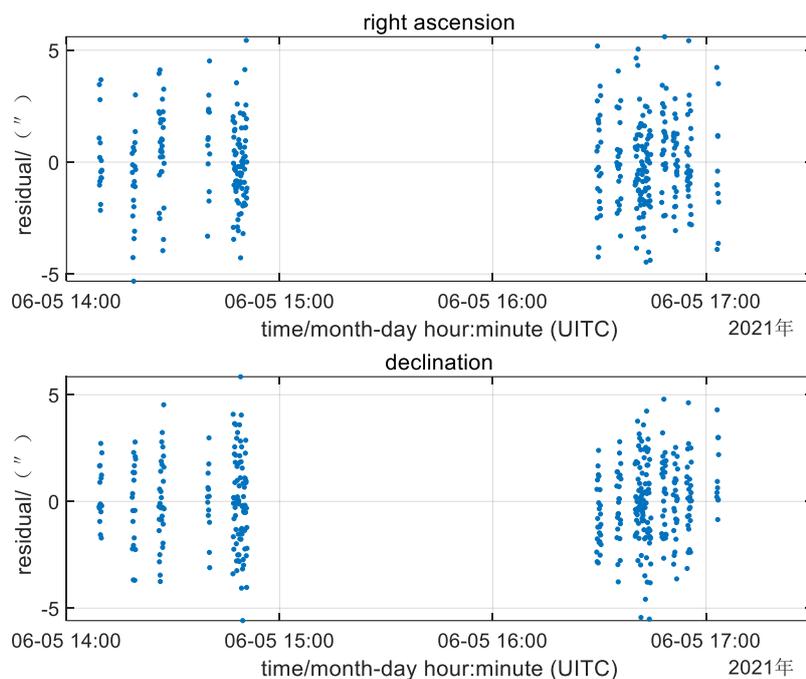


图 4.8 仿真目标定轨残差

改进后的轨道和仿真参考轨道在观测弧段内的轨道精度如下：

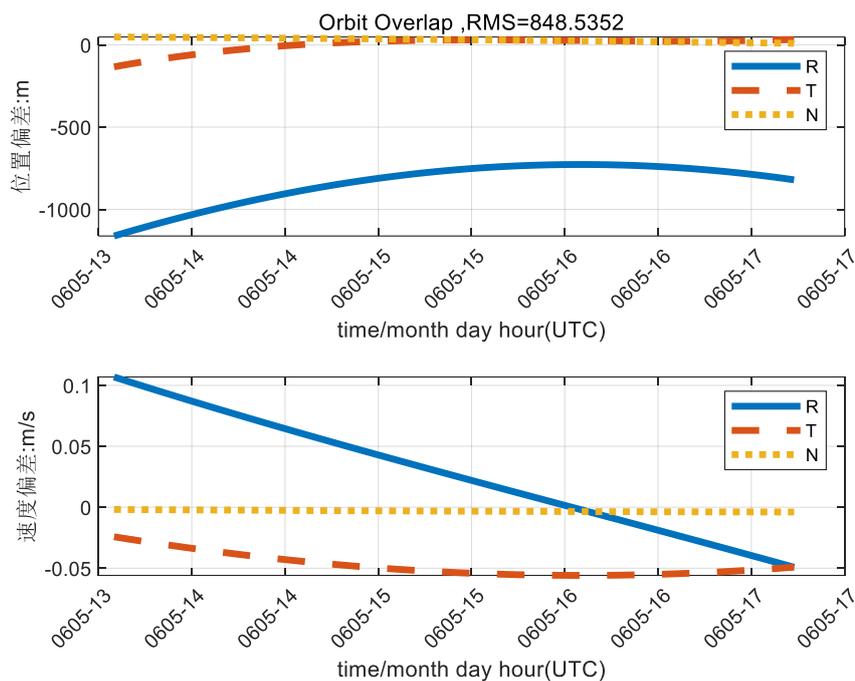


图 4.9 仿真目标轨道重叠精度

4.5.2 台站噪声位置为 10 米

将台站位置在地固系下三个方向上的分量依次加上 10 米噪声，同样使用时间序列化的台站位置和模拟的观测数据进行定轨，定轨得到的残差如下：

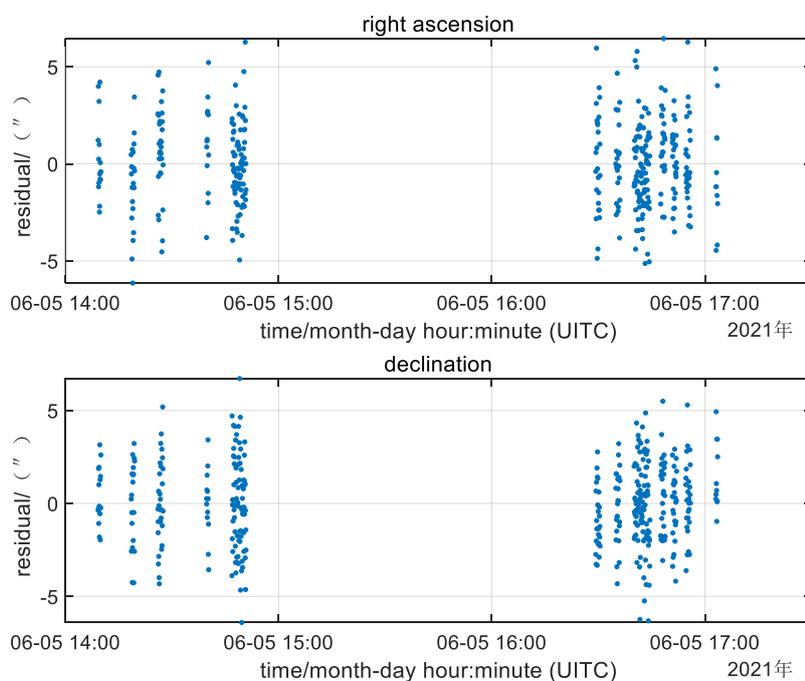


图 4.10 仿真目标定轨残差

改进后的轨道和参考轨道在观测弧段内的轨道精度如下：

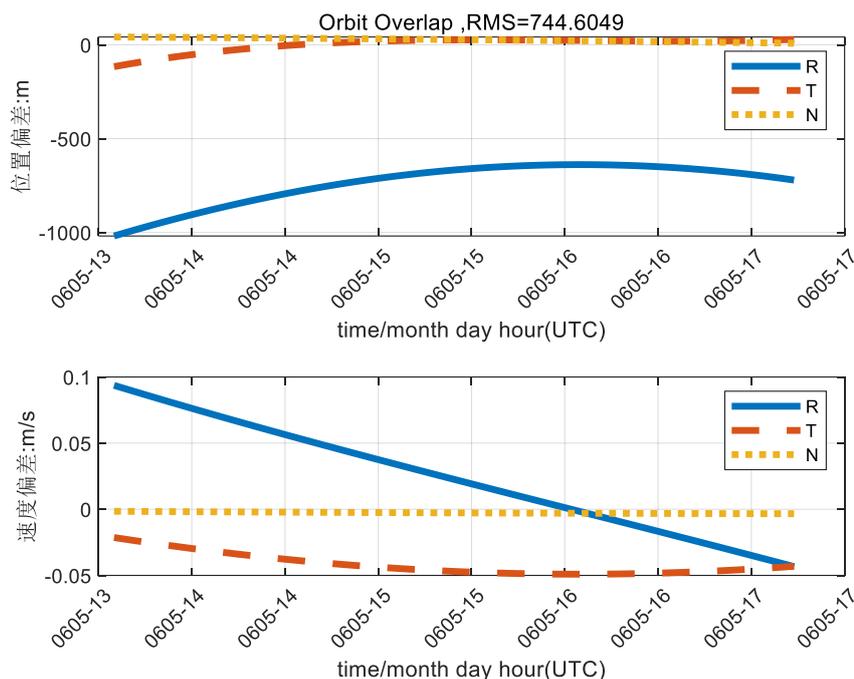


图 4.11 仿真目标轨道重叠精度

对比台站位置噪声振幅 50 米和 10 米的定轨结果可以看出：不同的随机噪声振幅对于定轨残差的影响较小，这可能是由较小的台站位置偏移和台站到目标的长距离所共同决定；不同的噪声振幅对于轨道重叠的精度影响有所差异，但是基本处于相同的量级，相比较于其他观测手段在相同条件下，精度也基本符合。

4.6 本章小结

本章首先介绍了统计定轨批处理的方法，确定了定轨是统计意义下二阶常微分方程组的初值问题。详细介绍了定轨的动力学模型以及在轨道确定过程中涉及的时间和空间系统。利用先前处理得到的观测数据，对四颗非合作的 GEO 目标进行轨道确定，分析其定轨残差。按照实测的真实场景对海基观测进行模拟，在相同的观测噪声、等量的数据分布下，对 GEO 目标进行定轨仿真，并得到轨道精度。验证了实测场景定轨的可行性以及定轨的精度结果，即在 3 小时非连续弧段以及 3 角秒测角误差的情况下，对 GEO 目标定轨精度在千米以内。

第5章 结论与展望

5.1 本文主要工作内容总结

海基测控对于拓展我国航天测控网的时空覆盖有着重要的意义,本文基于单个测量船的实际观测对空间目标轨道确定及其编目进行研究。内容涵盖了原始数据的处理、空间目标初始轨道的确定和数据关联以及空间目标的精密定轨。在实测数据的基础上加以仿真模拟对海基单站短弧段跟踪空间目标的可行性和精度进行了验证和分析。具体内容概括如下:

1. 结合实测得到的 CCD 底片数据,通过星象提取、背景恒星匹配来得到 GEO 目标的位置,同时考虑船姿、形变数据,对原始数据进行归算处理,经过坐标变换得到定轨常用的惯导地平坐标系下的观测量,为接下来的轨道确定提供数据支持。
2. 研究海基移动站对空间目标初始轨道确定情况,利用广义 Laplace 方法对无初始轨道信息的非合作目标定初轨。分为仿真和实测两部分,仿真算例使用测距加测角的观测数据对目标进行初始轨道确定。使用该数据类型进行初轨确定时具有很高的成功率以及精度,并且对数据弧段长短敏感性不高;实测部分采用的是粗略的测距数据以及实测的测角数据,在超短弧段下即可对初始轨道进行确定,结果偏差在数公里,完全满足后续工作的精度要求。此外还对目标编目技术进行了研究,判断观测目标是否属于编目库,并且对未录入编目库的目标进行编目。
3. 利用实测数据以及初轨计算的结果对观测到的非合作目标进行轨道改进,采用的方法是统计定轨的方法,即在完善的力学模型下,利用高精度的测量数据对轨道进行最小二乘处理。并且按照实测场景,还原数据类型、观测数据的时间分布、观测噪声以及台站移动方式等进行海基单站光学跟踪 GEO 进行轨道确定,以此来评估实测 GEO 的定轨精度。实测数据的定轨残差基本和船载设备的观测噪声一致,仿真案例中海基单站光学测角数据在 3 小时短弧段不连续观测下的轨道精度在 700-800m 之间。

5.2 后续工作展望

本文针对海上单个移动站对空间目标跟踪定轨进行了研究,虽然验证了该方法的可行性以及精度量级,但是在研究中依然存在不足之处尚未解决,需要进一步的研究与分析:

1.关于初始轨道确定采用的广义的 Laplace 方法,在不同的观测资料下,该方法的成功率以及稳定度呈现出差异。对于有测距约束的测角资料,该方法的稳定度和精确度表现良好,且对观测弧段的选取呈现出不敏感;然而对于测角资料,则在稳定度和精确度上较差,对于观测数据弧段的选取也较为敏感。但是在实际工程项目中,需要考虑应对各种类型观测资料的情况,因此需要改进该方法对不同观测资料的适配性,或者采用多个移动台站进行联测来提升使用各种观测资料进行初轨确定的稳定性和精确度。

2.本文采用的实测数据种类较为单一、弧段较短,并且数据来源于单一台站,因此在轨道改进的精度上有所欠缺。后期可以使用不同测站、不同数据类型、不同长度观测弧段对空间目标进行轨道确定,尤其是多台站和多种观测资料的方式组合。可以进行海基和地基联测或者是多海基台站联测,以此来实现对空间目标的尽早观测,快速以及高精度轨道确定。

参考文献

- 陈红英, 郭才发, 向颖, 等. 2015. 基于最小二乘法的海基双站测量数据综合处理[J]. 电讯技术, 55(12): 1413-1416.
- 董磊, 阮宇翔, 王建立, 等. 2021. 基于计算干涉测量的远距离目标高精度角度测量技术研究进展[J]. 激光与光电子学进展, 58(18): 335-341.
- 杜建丽. 2018. 面向空间碎片编目的天基监测系统研究[D]. 武汉大学.
- 樊士伟, 孟轶男, 高为广, 等. 2013. 航天器测定轨技术发展综述[J]. 测绘科学技术学报, 30(06): 549-554.
- 龚自正, 李明. 2009. 美俄卫星太空碰撞事件及对航天活动的影响[J]. 航天器环境工程, 26(02): 101-106+97.
- 韩波, 陈琦, 崔晓婷, 等. 2014. 近地空间环境[J]. 科技创新导报, 11(30): 17-19.
- 韩改宁, 李永锋. 2013. GPS 导航系统的应用与设计[J]. 计算机系统应用, 22(10): 210-212+107.
- 韩意, 陈明, 段成林, 等. 2020. 基于目标特性的航天器太阳光压面积计算方法[J]. 空间科学学报, 40(06): 1109-1116.
- 胡程, 董锡超, 李元昊. 2018. 大气层效应对地球同步轨道 SAR 系统性能影响研究[J]. 雷达学报, 7(04): 412-424.
- 季凯帆, 王锋. 1996. CCD 图像的二维修正矩定心方法[J]. 天文学报(01): 85-90.
- 季勤超, 赵建军, 贺林波, 等. 2019. 舰船姿态测量误差对雷达探测精度的影响分析[J]. 计算机与数字工程, 47(02): 330-333+353.
- 简仕龙. 2009. 航天测量船海上测控技术概论[M].
- 康德勇, 李晓勇, 王旭良, 等. 2010. 船位误差对外弹道测量及定轨精度的影响[J]. 电讯技术, 50(09): 106-109.
- 康德勇, 徐劲, 茅永兴. 2005. 海上移动站精密测轨方法[J]. 天文学报(03): 314-321.
- 蓝海江. 1998. 浅谈多普勒效应与多普勒测速[J]. 柳州师专学报(03): 76-81.
- 雷伟伟, 张捍卫, 李凯. 2016. 天体测量与空间科学中的时间尺度及其转换[J]. 飞行器测控学报, 35(03): 212-221.
- 李广侠, 潘巍, 戴卫恒, 等. 2009. 全球导航卫星系统的现状及其产业发展综述[J]. 数字通信世界(09): 21-24.
- 李向阳. 2018. 我国航天领域军民融合深度发展策略研究[J]. 西北工业大学学报(社会科学版)(02): 81-87.
- 刘丹. 2021. 天基广域监视系统中空间目标检测技术研究[D]. 中国科学院大学(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所).
- 刘佳, 张恒, 何漫, 等. 2019. 美国天基空间监视系统概述与分析[J]. 航天电子对抗,

35(04): 60-64.

刘李辉, 王昊, 姚飞. 2021. 2021 全球航天发射活动分析报告[J]. 卫星与网络(12): 19-40+18.

刘林, 胡松杰, 曹建峰. 2015. 航天器定轨理论与应用[M]. 电子工业出版社.

刘林, 张巍. 2009. 关于各种类型数据的初轨计算方法[J]. 飞行器测控学报, 28(03): 70-76.

刘庆会, 赵融冰, 舒逢春, 等. 2019. 大型射电望远镜的火星探测器跟踪技术[J]. 中国科学:信息科学, 49(06): 775-782.

刘思语, 黄勇, 毛银盾, 等. 2021. 基于光学测角数据的风云四号同步轨道卫星精密定轨[J]. 中国空间科学技术, 41(06): 54-62.

刘兴堂. 2010. 现代导航、制导与测控技术[M]. 科学出版社.

刘媛琪, 周珊羽, 巩子嘉. 2016. N 体问题下日地三角拉格朗日点的数值研究[J]. 导航定位学报, 4(04): 5-11.

倪兴, 李晓勇, 杨磊, 等. 2016. 近似公式在航天测控中的应用[J]. 兵器装备工程学报, 37(06): 174-176.

聂饶. 2012. 基于 CCD 星敏感器的星图识别[D]. 国防科学技术大学.

欧阳旖旎, 罗浩, 唐正宏, 等. 2021. 基于亚像素图像平移叠加提高大倾角同步卫星信噪比的方法研究[J]. 天文学报, 62(04): 127-142.

乔凯, 王治乐, 丛明煜. 2006. 空间目标天基与地基监视系统对比分析[J]. 光学技术(05): 744-746+749.

宋叶志. 2019. 月球探测器软着陆弹道及地月平动点卫星轨道确定研究[D]. 中国科学院大学(中国科学院国家授时中心).

宋叶志, 黄勇, 杨建华, 等. 2020. 风云四号卫星双程测距系统精密轨道确定[J]. 宇航学报, 41(03): 270-275.

唐君, 李伟. 2019. 天文自动导航系统星库构造方法研究[J]. 舰船电子工程, 39(08): 56-59.

汪宏波, 赵长印, 张伟, 等. 2015. 利用低轨卫星激光资料检验地球引力场模型的精度[J]. 天文学报, 56(05): 463-473.

王洪振. 2012. 航用天体位置计算及自动选星研究[D]. 大连海事大学.

王磊, 姬涛, 郑军, 等. 2022. 中继卫星系统发展应用分析及建议[J]. 中国科学:技术科学, 52(02): 303-317.

伍吉仓, 邓康伟, 陈永奇. 2005. 地心坐标系与站心坐标系中的速度转换及误差传播[J]. 大地测量与地球动力学(03): 13-18.

夏胜夫, 陈俊宇, 雷祥旭, 等. 2020. 空间碎片天基监测图像仿真研究[J]. 空间科学学报, 40(06): 1084-1090.

于涌, 罗浩, 毛银盾, 等. 2019. 基于单站 CCD 漂移扫描光电设备的同步轨道目标测定轨[J]. 空间科学学报, 39(03): 365-372.

张捍卫, 许厚泽, 王爱生. 2005. 天球参考系与地球参考系之间的坐标转换研究进展[J]. 测绘科学(05): 105-109+8.

张志兵. 2009. 航天测量船航海保障技术[M]. 国防工业出版社.

张忠华. 2009. 航天测量船船姿数据处理方法[M]. 国防工业出版社.

章仁为. 1998. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北航出版社

朱伟康, 李辉芬, 陈德明, 等. 2012. 提高航天测量船定轨精度的途径[J]. 电讯技术, 52(05): 658-662.

HUANG YONG, HU XIAOGONG. 2011. Improvement of orbit determination for geostationary satellites with VLBI tracking[J]. Chinese Science Bulletin, 56(26): 2765-2772.

KESSLER D J, COUR-PALAIS B G. 1978. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt[J]. Journal of Geophysical Research: Space Physics, 83(A6): 2637-2646.

LEWIS H G, SWINERD G G, NEWLAND R J. 2011. The space debris environment: future evolution[J]. The Aeronautical Journal, 115(1166): 241-247.

MONTENBRUCK O, VAN HELLEPUTTE T, KROES R, et al. 2005. Reduced dynamic orbit determination using GPS code and carrier measurements[J]. Aerospace Science and Technology, 9(3): 261-271.

PARDINI C, ANSELMO L. 2009. USA-193 decay predictions using public domain trajectory data and assessment of the post-intercept orbital debris cloud[J]. Acta Astronautica, 64(7): 787-795.

TAPLEY, B D, BOB, E S, GEORGE, H B. 2004. Statistical Orbit Determination Theory[M]. Austin: Elsevier Academic Press.

VAN ALTENA W F. 2012. Astrometry for Astrophysics: Methods, Models, and Applications[M]. Cambridge: Cambridge University Press.

致 谢

落笔至此，正好赶上上海的春天，一个疫情肆虐横行的季节，我的三年研究生时光也即将落下帷幕。硕士三年，科研学习和疫情反复总是纠葛在一起，特殊的时光里总会有特殊的收获，再回首，感慨良多。从本科导师口中第一次听说上海天文台到融入这个大家庭，用了四年的时光，过程虽说曲折倒也乐在其中。天文台提供了一个良好的科研环境，让我能在知识的海洋里尽情翱翔。台里的老师以及同学秉承着严谨的科研态度，也对我产生了深远的影响。而今即将毕业，在此献上我衷心的感谢。

感谢我的导师宋叶志老师，在研究生三年的时光里，为我传道授业解惑。学业的开展、知识的学习以及论文顺利的完成都离不开宋老师的指导。宋老师治学严谨、知识渊博，总能在我不知所措的时候给我带来了醍醐灌顶的指导。不论在科研学习上还是日常生活中宋老师都给我带来了很大的帮助和宽容的理解，于我而言，宋老师是导师也是朋友，希望这份情谊可以长长久久。感谢胡小工老师以及唐成盼老师，对我职业上的帮助，未来无论我身在何方都会铭记这份情谊。

感谢我的父母，生我养我。在我的同龄人都着眼于成家立业，在周边的人对我深造学习产生质疑之时，毅然决然地相信我、支持我、鼓励我和帮助我。此等恩情，无以言表，只愿接下来的日子里，尽我所能，好好报答。感谢我的大伯一直以来的以我为傲，纵有千种遗憾，唯有将其化为奋斗的动力，不负所望。感谢麦晓枫、王智韬、王蕾、高晨旭、朱旭娇、陈修宇、杨帅、汪爱玲等同学，你们既是陪我完成学业的同窗，也是生活中知冷知热的弟弟妹妹，与你们相遇，万分有幸。感谢常捷、王志超等同学，同龄人的陪伴总会给我带来安全感和踏实感，雁栖湖的日子是夕阳下的奔跑也是炽热的青春。感谢付乃锋师兄、武剑鸣师兄以及杨建华师兄，在学业上对我的帮助，在生活上给予的陪伴，你们是我人生路上的风景。

对我而言，毕业也意味着人生下一个十年的开启，人生有数不尽的可能等着我去探索，虽说前路未知，但心里有光，无畏前行。再次向所有关心和帮助我的亲人、老师、同学和朋友们表示最衷心诚挚的感谢，谨以此文献给所有关心和帮助我的人们！

邵瑞

2022年6月

作者简历及攻读学位期间发表的学术论文与研究成果

作者简介：

邵瑞，男，安徽六安人。

2011年9月——2015年6月，在中南大学地球科学与信息物理工程学院获得学士学位。

2019年9月——2022年6月，在中国科学院上海天文台攻读硕士学位。

已发表论文：

邵瑞，宋叶志，陈赟等. 海基单站短弧光学跟踪 GEO 精密定轨[J]. 兵器装备工程学报, 2022, 43 (05): 274-280.

邵瑞，宋叶志，叶钊等. 小倾角 LEO 多星天基平台光学跟踪 GEO 精密定轨[J]. 天文学报. (已录用，核心)

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. (核心)

宋叶志，邵瑞，王蕾等. 空间碎片天基多星组网高精度测定轨[J]. 空间碎片研究. (已录用，核心)

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天基低成本光学监测技术