

硕士学位论文

GNSS 精密时空产品精度、连续性和一致性分析与评估

作者姓名:	董志华
指导教师:	周旭华 研究员 中国科学院上海天文台
	陈俊平 研究员 中国科学院上海天文台
学位类别:	理学硕士
学科专业:	天体测量与天体力学
培养单位:	中国科学院上海天文台

2019年6月

Assessment of the Accuracy, Continuity and Consistency of GNSS precise Spatio-temporal Products

A dissertation/thesis submitted to

University of Chinese Academy of Sciences

in partial fulfillment of the requirement

for the degree of

Master of Nature Science

in Astrometry and Celestial Mechanics

By

Dong Zhihua

Professor Zhou Xuhua

Supervisor :

Professor Chen Junping

Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences

June 2019

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内容,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:		导师	} 师签名:	
日	期:	日	期:	

摘要

上世纪 70 年代开始,全球导航卫星系统 GNSS 开始建设,并进入蓬勃发展 时期。目前正在运行的全球导航卫星系统包括美国的 GPS、俄罗斯的 GLONASS、 欧洲的 Galileo 以及中国的 BDS 等系统。GNSS 的发展不仅可以为用户提供更为 稳定和可靠的导航和授时服务,而且基于高精度卫星精密轨道和钟差产品,能够 满足大地测量等高精度领域的需求。本文针对国际 GNSS 服务组织(IGS)不同分 析中心发布的时空产品,进行精度、连续性和一致性分析与评估。论文的具体研 究内容如下:

(1) 阐述了 IGS 的总体概况及其产品说明,其中包括当前 GNSS 时空产品的 精度;对 IGS 时空产品的主要应用——精密单点定位,进行了详细的介绍,包括 其主要误差源和数学模型。

(2)介绍了三种精密轨道插值方法,拉格朗日多项式插值、Neville 插值和牛顿多项式插值,并通过算例对三种插值方法的内插和外推精度进行了分析。结果表明,三种插值方法的内插效果基本一致,误差为毫米量级;外推精度则 Lagrange 最佳, Newton 次之, Neville 稍差,误差达到分米甚至米级。

(3) 阐述了轨道积分方法的过程与常用积分法——配置法的基本原理,并计 算了 5 个 IGS 分析中心 2013-2017 年 5 年的轨道拟合与外推精度,其拟合和外推 精度均在毫米量级,满足精密星历精度要求。采用两种不同光压模型进行轨道外 推,结合 IGS 官方所给各分析中心积分策略变化情况,分析了力学模型对轨道外 推精度的影响。

(4) 利用轨道拟合 RMS 值和轨道互差方法评估了 5 个 IGS 分析中心的轨道 产品精度,其中前者 RMS 均在毫米量级,后者 RMS 均在厘米量级。利用日边 界不连续分析方法对 IGS 轨道产品连续性进行分析,在此基础上,对 5 年的跳变 序列进行频谱分析,发现存在由海潮对地球自转的影响所致的周期项,并发现与 卫星星座相关的交点年周期项。

(5)利用两种不同卫星精密钟差插值方法进行钟差外推。结果表明,用于短时预报时线性拟合的效果稍好。采用"二次差法"评定了各分析中心精密钟差产

Ι

品的精度,其误差均在亚纳秒级;利用日边界不连续分析方法对精密钟差产品的 连续性进行分析,结果表明,各分析中心平均钟差跳变 RMS 值均在 30 cm 之内, 其中,GPS 卫星钟差跳变 RMS 值小于 GLONASS 卫星,这与目前 GLONASS 卫 星精密钟差精度稍低相对应。

(6)利用空间信号测距误差和精密单点定位两种方式分析 5 个 IGS 分析中心 精密时空产品的一致性,结果表明,SISURE 值可以用来反映精密卫星轨道和钟 差的一致性。

关键词: GNSS,时空产品,精度分析,连续性,一致性

ABSTRACT

The development of satellite navigation systems has been booming since 1970s. Current operational global navigation satellite systems include the US GPS system, the Russian GLONASS system, the European Galileo system, and Chinese BDS system. The development of GNSS could not only provide stable and accurate positioning, navigation, and timing service, but also expand its applications in Geodesy and other disciplines benefitting from the ultra-accurate orbit and clock products. This paper focuses on the analysis and evaluation of accuracy, continuity and consistency for the spatio-temporal products released by different IGS analysis centers (ACs). The specific research contents of the thesis are as follows:

(1) Overviewing the IGS precise spatio-temporal products; a detailed introduction to the main application of IGS spatio-temporal products, precise point positioning (PPP), including its main sources of error and mathematics model.

(2) Three precise orbital interpolation methods, including Lagrange polynomial interpolation, Neville interpolation and Newton polynomial interpolation are introduced. The interpolation and extrapolation accuracy of the three interpolation methods are analyzed. The results show that the interpolation precision is basically similar for the three interpolation methods. For the orbit extrapolation, Lagrange model has the best precision, Newton is second, and Neville is slightly worse.

(3) Explain the process of the orbital integration method and the basic principle of collocation method. Accuracy of orbital fitting and extrapolation of the five IGS ACs for the five years from 2013 to 2017 are analyzed. The orbital extrapolation accuracy is on the order of millimeters. Two solar pressure models are validated in the orbital extrapolation, where apparent differences exist, and they demonstrate the impact of the dynamic model on the orbital extrapolation accuracy.

(4) The accuracy of the orbit products of the five IGS ACs was evaluated with the quantities of orbital fitting RMS value and the orbit differences. The former RMS is on

the order of millimeters, and the latter RMS was on the order of centimeters. The day boundary discontinuity (DBD) is used to analyze the continuity of IGS orbit products. Spectrum analysis of the 5-year DBD time series shows apparent periodic terms coincident with the tidal terms of the earth's rotation, and periodical term related to GPS draconitic year is verified.

(5) Two methods for satellite precise clock interpolation is assessed for the clock extrapolation. Results show that the linear fitting effect for short-term forecasting is slightly better. The accuracy of the precise clock products of each AC was evaluated by the "double difference method", and the errors were all in sub-nanoseconds. The continuity of the precise clock products was analyzed by DBD. The results show that the mean clock jump of each AC is within 30 cm. Among them, the RMS value of the GPS satellite clock jump is smaller than that of the GLONASS satellite, which corresponds to the slightly lower precision of the current GLONASS satellite precise clock.

(6) Using Signal-In-Space User Ranger Error (SISURE) and PPP to analyze the consistency of spatio-temporal products of five IGS ACs, the results show that the SISURE value can be used to assess the consistency of precise satellite orbit and clock.

Key words : GNSS, Spatio-temporal products, Accuracy analysis, Continuity, Consistency

IV

目录

摘 要	I
ABSTRACT	III
目录	V
图目录	VII
表目录	IX
第1章 绪论	1
1.1 研究背景	1
1.2 国内外研究现状	2
1.3 本文研究内容	3
第2章 IGS 概述及精密单点定位原理	5
2.1 IGS 概述及产品说明	5
2.1.1 IGS 的由来与发展	5
2.1.2 IGS 的组成部分	6
2.1.3 IGS 产品概述	9
2.2 精密单点定位基础理论	10
2.2.1 PPP 的主要误差源	11
2.2.2 PPP 数学模型	14
2.3 小结	16
第3章 轨道外推精度分析	18
3.1 插值方法外推精度分析	18
3.1.1 Lagrange 插值	18
3.1.2 Neville 算法插值	21
3.1.3 Newton 插值	24
3.1.4 三种方法精度比较	27
3.2 轨道积分法外推精度分析	
3.2.1 轨道拟合过程	
3.2.2 轨道积分方法	
3.2.3 精度分析	31

3.2.4 力学模型对外推精度的影响	
3.3 小结	35
第4章 轨道精度与连续性分析	
4.1 精度评定与连续性分析方法	
4.1.1 轨道拟合 RMS 值	
4.1.2 轨道互差	40
4.1.3 SLR 检核	45
4.1.4 连续性分析	45
4.2 频谱分析	
4.2.1 最小二乘频谱分析	
4.2.2 算例分析	49
4.3 小结	51
第5章 钟差精度与连续性分析	
5.1 钟差外推精度分析	
5.1.1 线性拟合	
5.1.2 二次多项式拟合	53
5.1.3 外推精度比较	
5.2 精度评定与连续性分析	
5.2.1 精度评定	
5.2.2 连续性分析	
5.3 小结	60
第6章 精密时空产品一致性分析	62
6.1 空间信号测距误差	62
6.2 精密单点定位	64
6.3 小结	67
第7章 总结与展望	68
7.1 研究内容总结	
7.2 未来工作展望	69
致谢	71
参考文献	73
作者简历及攻读学位期间发表的学术论文与研究成果	77

图目录

图 2.1 MGEX 测站分布	6
图 2.2 IGS 组成机构框图	7
图 2.3 IGS 测站分布图	8
图 3.1 不同阶次 X 方向 Lagrange 内插精度对比图	19
图 3.2 不同阶次 Y 方向 Lagrange 内插精度对比图	
图 3.3 不同阶次 Z 方向 Lagrange 内插精度对比图	
图 3.4 不同阶次 X 方向 Neville 内插精度对比图	
图 3.5 不同阶次 Y 方向 Neville 内插精度对比图	
图 3.6 不同阶次 Z 方向 Neville 内插精度对比图	23
图 3.7 不同阶次 X 方向 Newton 内插精度对比图	25
图 3.8 不同阶次 Y 方向 Newton 内插精度对比图	
图 3.9 不同阶次 Z 方向 Newton 内插精度对比图	
图 3.10 三种插值方法 X 方向插值精度对比	
图 3.11 三种插值方法 Y 方向插值精度对比	
图 3.12 三种插值方法 Z 方向插值精度对比	
图 3.13 COD 分析中心 G07 卫星轨道外推精度, 左图采用 ECOM	1, 右图采
用 ECOM2	
图 3.14 COD 分析中心 R07 卫星轨道外推精度, 左图采用 ECOM	1, 右图采
用 ECOM2	
图 3.15 COD 分析中心 G07 卫星外推轨道误差的频谱分析	
图 4.1 轨道拟合 RMS 值	
图 4.2 GPS/GLONASS 卫星轨道径向拟合值的 RMS 统计值	
图 4.3 GPS/GLONASS 卫星轨道切向拟合值的 RMS 统计值	
图 4.4 GPS/GLONASS 卫星轨道切向拟合值的 RMS 统计值	
VII	

图 4.5 轨道互差	41
图 4.6 IGS 与不同分析中心 G29 卫星径向轨道差值	42
图 4.7 IGS 与不同分析中心 G29 卫星切向轨道差值	43
图 4.8 IGS 与不同分析中心 G29 卫星法向轨道差值	43
图 4.9 不同分析中心 GPS 各卫星三维轨道精度	44
图 4.10 SLR 检核	45
图 4.11 轨道日边界不连续 DBD 分析	46
图 4.12 GPS/GLONASS 卫星轨道径向跳变值	46
图 4.13 GPS/GLONASS 卫星轨道切向跳变值	47
图 4.14 GPS/GLONASS 卫星轨道法向跳变值	47
图 4.15 GFZ/COD 精密产品卫星 G29,G05 轨道跳变	50
图 4.16 GFZ/COD 精密产品卫星 G29,G05 轨道跳变频谱分析	50
图 5.1 卫星钟差图	54
图 5.1 卫星钟差图 图 5.2 不同分析中心 G11 卫星钟差精度	54
图 5.1 卫星钟差图 图 5.2 不同分析中心 G11 卫星钟差精度 图 5.3 不同分析中心 G11 卫星钟差精度	54 56 57
图 5.1 卫星钟差图 图 5.2 不同分析中心 G11 卫星钟差精度 图 5.3 不同分析中心 G11 卫星钟差精度 图 5.4 不同分析中心各 GPS 卫星钟差精度	54 56 57 58
图 5.1 卫星钟差图 图 5.2 不同分析中心 G11 卫星钟差精度 图 5.3 不同分析中心 G11 卫星钟差精度 图 5.4 不同分析中心各 GPS 卫星钟差精度	54 56 57 58 59
图 5.1 卫星钟差图 图 5.2 不同分析中心 G11 卫星钟差精度 图 5.3 不同分析中心 G11 卫星钟差精度 图 5.4 不同分析中心各 GPS 卫星钟差精度	54 56 57 58 59 59
图 5.1 卫星钟差图 图 5.2 不同分析中心 G11 卫星钟差精度 图 5.3 不同分析中心 G11 卫星钟差精度 图 5.4 不同分析中心各 GPS 卫星钟差精度	54 56 57 58 59 59
图 5.1 卫星钟差图 图 5.2 不同分析中心 G11 卫星钟差精度	54 56 57 58 59 59 63
图 5.1 卫星钟差图 图 5.2 不同分析中心 G11 卫星钟差精度	54 57 58 59 59 63 64
图 5.1 卫星钟差图	54 57 58 59 63 64 65
图 5.1 卫星钟差图	54 57 58 59 63 64 65 66

表目录

表 2.1 IGS 产品精度说明10
表 3.1 不同阶次的拉格朗日插值外推精度对比表21
表 3.2 不同阶次的 Neville 插值外推精度对比表
表 3.3 不同阶次的牛顿插值外推精度对比表
表 3.4 三种插值方法的内插精度对比表(单位:厘米)
表 3.5 轨道积分策略
表 3.6 各 GNSS 分析中心轨道外推和拟合三维误差(单位:毫米)32
表 3.7 光压模型及参数
表 4.1 GPS/GLONASS 卫星轨道三维拟合值的 RMS 统计情况(单位:毫米)
表 4.2 GPS/GLONASS 卫星轨道三维跳变值的 RMS 统计情况(单位:厘米)
表 5.1 不同拟合数据长度精密钟差外推精度(单位:纳秒)54
表 5.2 GPS/GLONASS 卫星钟差跳变值的 RMS 统计情况(单位:厘米)60
表 6.1 不同 GNSS 系统 SISURE 系数62
表 6.2 GPS/GLONASS 卫星空间信号测距误差的 RMS 统计情况(单位: 厘
米)64
表 6.3 不同分析中心 yarr 测站各方向精度 RMS 值(单位:毫米)67

第1章 绪论

1.1 研究背景

自 20 世纪 70 年代美国子午仪定位系统投入运行以来,全球导航卫星系统 GNSS (Global Navigation Satellite System) 经历了半个世纪的蓬勃发展历程,包含 美国的 GPS (Global Positioning System)、俄罗斯的 GLONASS (Global Navigation Satellite System)、欧洲的伽利略 (Galileo) 和中国的北斗系统 (BeiDou System, BDS)。

GPS 是最早发展的由美国建设的全球导航卫星系统,自 1973 年启动论证和 试验工作,到 1995 年全面建成并投入使用。该系统由空间部分、地面监控部分 和用户部分组成。空间部分由 24 颗均匀分布于 6 个轨道面的卫星组成,卫星轨 道倾角约为 55°,轨道高度约为 20200 km,卫星运行周期约为 11 h 58 min。地面 监控部分由 2 个主控站(其中一个为备用站)、12 个地面天线和 16 个监测站组 成。用户部分即 GPS 信号接收机,GPS 信号接收机由天线、主机和电源三部分 组成。

前苏联于 1982 年开始建立 GLONASS 导航系统,直至 1995 年建成由 24 颗 工作卫星组成的星座。但由于政治、经济、技术(如卫星寿命过短)等多种原因, 至 2000 年底卫星数减少至 6 颗,无法正常工作。随着经济状况的好转,俄罗斯 政府于 2002 年制定了"拯救 GLONASS 的补星计划",并对系统进行现代化改 造,目前已实现全面运行。

2002 年欧盟开始建设 Galileo 系统,以便拥有欧洲自己的卫星导航定位系统。 该系统计划由 30 颗卫星组成,其中 27 颗为工作卫星,另外 3 颗为备用卫星。相 比 GPS 所提供的标准定位服务和精确定位服务两种, Galileo 系统则提供五种服 务:开放服务、生命安全服务、商业服务、公共特许服务和搜救服务。

BDS 是由中国自主研制的导航系统,其空间部分计划由 5 颗地球静止轨道 卫星 (Geostationary Orbit, GEO), 27 颗中地球轨道卫星 (Medium Earth Orbit, MEO) 和 3 颗倾斜同步轨道卫星 (Inclined Geostationary Orbit, IGSO)组成。与

GPS、GLONASS 和 Galileo 不同, BDS 首次使用 GEO、IGSO 和 MEO 混合的星座构成,特别是 GEO 卫星的加入提高了精密定轨的难度。

与此同时,世界各国都在研制属于自己的卫星导航系统。例如日本的准天顶 星系统 (Quasi-Zenith Satellite System, QZSS) 和印度的区域导航卫星系统 (Indian Regional Navigational Satellite System, IRNSS)。

随着 GNSS 系统的不断发展,国际大地测量协会(International Association of Geodesy, IAG) 在 1993 年正式宣布成立国际 GNSS 服务组织 (International GNSS service, IGS),旨在为地球动力学研究提供 GNSS 精密轨道、钟差、地球自转参数以及地球参考框架等各项服务。其中,卫星精密轨道、钟差是高精度位置服务的基础产品,本文主要针对 IGS 各个分析中心 (Analysis Center, AC)发布的精密轨道、钟差产品,进行精度、连续性和一致性分析与评估。

1.2 国内外研究现状

IGS 成立的目标之一就是为导航定位用户提供一个高精度、连续、一致的参 考框架。其最终产品包括卫星轨道、钟差、测站坐标和速度以及对流层电离层参 数等,这些产品的一致性和连续性是用户进行高精度导航定位的基础保障 (Ferland R, 2005)。随着 GNSS 数据应用的广泛性,尤其以精密单点定位 (Precise Point Positioning, PPP)为代表,精密轨道和精密钟差的一致性及其各自的连续性 也愈加重要。

按照目前的国际规范,高精度 GNSS 轨道和钟差产品采取以天为单位的数据 处理策略,并以天为周期进行发布,提供给导航定位用户使用,这导致连续多天 的产品存在天与天边界处的跳变问题。本文采用天边界不连续性分析法 (Day Boundary Discontinuities, DBD) 对精密轨道和钟差进行研究。DBD 最早由 Griffiths J于 2009 年提出 (2009),并将其运用于精密轨道产品精度分析,通过 对比 SP3 文件给出的精度码 AccCode 和 summary 文件中计算出的 LongArc 值, 发现 AccCode 值灵敏性较差,LongArc 值稳定性较差,而 DBD 用于确定精密轨 道的精度的方法具备可行性及稳定性。

此后,许多学者陆续采用 DBD 进行 GNSS 精密轨道精度评定,包括

Steigenberger P 等(2015)将其作为轨道质量检验方法之一,对 Galileo 系统的多模 GNSS 实验产品进行了精度分析; Jing Guo 等(2016)以及 Yun Qing 等(2017)也在分析卫星轨道精度时采用了该方法,并给出了部分 Galileo 和 BDS 卫星的轨道精度,在此基础上作相关分析。

在利用 DBD 确定精密轨道精度的同时,刘炎炎等(2014)利用 DBD 分析 法对 IGS 事后精密钟差产品进行了不连续性分析,并针对其不连续性给出了相 应的处理方法,即①在 IGS 精密钟差产品中加入钟差基准跳变信息供给用户使 用;②将钟差基准进行连续多天估计;并计算了两种策略的处理结果,验证了处 理方法的有效性。

1.3 本文研究内容

本文针对德国地学研究中心(GFZ)、欧空局(ESA)、欧洲定轨中心(COD)、上 海天文台(SHA)(Junping Chen, 2012, 2013)和美国喷气实验室(JPL)这5个IGS 分析中心的时空产品进行了精度、连续性和一致性全面地评估与分析,其中精度 评定和一致性分析采取了多种方式进行。论文共分为7章,具体结构内容如下:

第 1 章和第 2 章主要阐述了论文的背景,天边界不连续性分析法的发展现状; IGS 的总体概况及其产品说明,对 IGS 时空产品的主要应用——精密单点定位,进行了详细的介绍,主要包括其误差源和数学模型,为后续论文评估和分析 其产品精度、连续性和一致性奠定了理论基础。

第3章归纳了三种精密轨道插值方法,并通过计算对比分析了三者各自的内插和外推精度;介绍了轨道积分方法的过程与常用积分法——配置法的基本原理,并计算了5个IGS分析中心2013-2017年5年的轨道拟合与外推精度;采用两种不同光压模型进行轨道外推,分析了力学模型对轨道外推精度的影响。

第4章总结了三种精密轨道精度评定方法,并用其中轨道拟合 RMS 值和轨 道互差方法评估了5个 IGS 分析中心的轨道产品精度,其中前者 RMS 均在毫米 量级,后者 RMS 均在厘米量级。利用日边界不连续分析方法对 IGS 轨道产品连 续性进行分析,在此基础上,对5年的跳变序列进行频谱分析,发现存在由海潮 对地球自转的影响所致的周期项,并发现与卫星星座相关的交点年周期项。

第5章利用两种不同卫星精密钟差插值方法进行钟差外推,并通过采用拟合数据长度的不同对二者进行了对比分析;采用"二次差法"评定各分析中心钟差 产品,利用天边界不连续性分析法对各分析中心 2013-2017 年5 年的精密钟差产 品进行连续性分析。

第6章介绍了空间信号测距误差的计算方法,并利用该方法和精密单点定位 两种方式分析了5个IGS分析中心精密时空产品的一致性。

第2章 IGS 概述及精密单点定位原理

随着 GNSS 的发展与壮大,高精度 GNSS 数据和产品已广泛应用于地球科 学研究和社会生产活动 (Dow JM, 2009),用户对于 IGS 发布的高精度 GNSS 产 品的需求也不断提高,其中以精密单点定位为例,GNSS 精密轨道和钟差的精度、 连续性、一致性对精密单点定位结果至关重要。本章主要介绍了 IGS 的概况以及 产品等,并阐述了 GNSS 精密产品的重要研究方向——精密单点定位的主要误 差源以及数学模型等等。

2.1 IGS 概述及产品说明

2.1.1 IGS 的由来与发展

随着 GPS 的快速发展以及其在各个领域应用的广泛与深入,建立和维持相应地球参考框架迫在眉睫。国际 GPS 地球动力学服务组织(International GPS Service for Geodynamics, IGS)就是由国际大地测量协会(International Association of Geodesy, IAG)于 1993 年正式建立的为地球动力学研究者提供服务的组织机构, 直至 1994 年 1 月 1 日正式开始运行。1999 年 1 月 1 日,更名为国际 GPS 服务 (International GPS Service, IGS)。随着 GNSS 系统的不断发展与壮大,其中包括 俄罗斯 GLONASS 以及计划发展的欧洲的 Galileo 系统的加入, IGS 于 2005 年 5 月 4 日再度更名为国际卫星导航服务(International GNSS Service, IGS),同时它也 是天文和地球物理资料分析服务联合会的成员,与国际地球自转服务 (International Earth Rotation and Reference Systems Service, IERS)保持密切合作。

随着实时技术的发展, IGS 成立了实时工作组(Real-time Working Group, RTWG),并且开始提供实时服务(Real-time Service, RTS)。随后,为了合理利用 全球跟踪站所提供的数据, IGS 在 2007 年开始实施实时试验计划(Real-time Pilot Project, RTPP)。直至 2013 年 4 月 1 日, IGS 正式发布实时试验计划,其中实时 服务所提供的产品都是在 GNSS 数据的基础上加入了实时改正的产品,均能满 足目标精度 (刘小明, 2014)。

随着多模 GNSS 的发展, IGS 于 2003 年成立多模 GNSS 工作组(multi GNSS

working group),并于 2012 年着手构建全球多模 GNSS 监测网络,以促进多模 GNSS 实验(multi-GNSS experiment, MGEX)的开展,MGEX 的目的在于使全球民 用和科研用户尽快熟悉和研究各个卫星导航系统特性,并最终提供高精度多模 GNSS 卫星轨道、钟差、地球定向参数(Earth Orientation Parameter, EOP)和码偏差 等产品 (Montenbruck O, 2014)。截止至 2019 年 4 月,MGEX 大约有 290 个全球 分布测站,如下图所示。



图 2.1 MGEX 测站分布

2.1.2 IGS 的组成部分

目前, IGS 主要由管理委员会(Governing Board)和中央局(Central Bureau)、 全球跟踪网站(Tracking Stations)、数据中心(Data Center)、数据分析中心(Data Analysis Center)等部分组成。具体组成机构如下图所示:



图 2.2 IGS 组成机构框图

(1) 管理委员会

管理委员会是 IGS 运行日常中的管理部门,主要负责为 IGS 的发展方向做规划,保证 IGS 高效稳定地运转,以及为 IGS 提供前瞻性的技术支持。

(2) 中央局

中央局的责任是根据管理委员会的决议和 IGS 的政策规定,对 IGS 进行全面的管理。中央局通过遍布全球的 Internet 网和 E-mail 维持 IGS 的信息系统

(Central Bureau Information System, CBIS).

CBIS 包含的信息有:

- 可取得的跟踪站数据和 IGS 成果
- 进入跟踪数据和 IGS 成果的方法
- 数据文件格式
- IGS 数据中心和分析中心
- IGS 跟踪站
- 全球定位系统的最新状况
- (3) 全球跟踪网

全球跟踪网由分布在全球各地的 IGS 跟踪站组成,其中包括参考框架跟踪站、多模 GNSS 跟踪站、实时观测站和应用站点(如验潮站、授时站等),这些跟踪站全天连续向 IGS 提供各类数据。截止到 2019 年全球共有约 500 个 IGS 跟踪站,跟踪站的分布情况也较之前变得越来越均匀合理,坐标精度也越来越高。 具体跟踪站分布情况如下图所示:



图 2.3 IGS 测站分布图

(4) 数据中心

IGS 数据中心主要分为三类:运行、区域和全球数据中心。

运行数据中心直接与跟踪站点联系。主要任务包括站点监测、数据验证、适 当数据重新格式化为 RINEX 格式、压缩数据文件、原始接收机格式和交换格式 的跟踪数据本地存档的维护,以及电子传输交换格式数据到区域或全球数据中心。 区域数据中心以交换格式从若干业务中心和台站收集跟踪数据,维护接收到的数 据的本地存档,向该区域的用户提供这些数据的在线访问服务。全球数据中心是 分析中心和用户社区的主要接口,开放运行数据中心与区域数据中心提供的跟踪 数据的在线访问。

(5) 数据分析中心

IGS 的分析中心负责对全球数据中心提供的数据进行处理并生成 IGS 数据和产品。目前, IGS 的数据分析中心共有以下 11 个:

CODE: 瑞士欧洲定轨中心

- EMR: 加拿大自然资源局
- ESA: 德国欧洲空间工作局
- GFZ: 德国地球科学研究所
- GOP: 捷克大地实验室
- JPL: 加州喷气推进实验室
- MIT: 美国麻省理工学院
- NGS: 马里兰州国家大地测量局
- SIO: 斯克里普斯海洋研究所
- USN: 美国海军天文台

WHU: 中国武汉大学测绘中心

其中,CODE、ESA、GFZ、JPL、WHU 这 5 个分析中心是比较大型和核心的数据分析中心。

2.1.3 IGS 产品概述

IGS 作为全球大地测量观测系统的组成部分之一,运行由 GNSS 地面测站组成的全球观测网络、以及数据中心和数据分析中心,以提供 IGS 数据产品支持地球科学分析和其他工作,例如国际地球参考框架的改进,对流层和电离层的监测等。IGS 产品主要包括: GNSS 卫星精密轨道和钟差数据、地球自转参数、全球跟踪站坐标和速度、卫星和跟踪站时钟信息、天顶对流层路径延迟估计以及全球电离层格网图。这些数据和产品的精度、连续性和一致性,为用户的使用奠定了

基础保障。

本文研究的 IGS 所提供的产品主要为其最终星历,在此列出与其类似的数据产品的精度,包括:广播星历、超快速星历(IGU)、快速星历(IGR)以及最终星历(IGF),其中后三者的产生方式及数据格式均相同。具体质量指标如下表所示:

产品种类		精度	时延性	更新率	采样率		
广播星历	轨道	~100 cm					
	历 钟差	~5 ns RMS	实时		每天		
		~2.5 ns SDev					
超快速星历 (预推)	轨道	~5 cm	_	UTC 03,			
	钟差	~3 ns RMS	实时	09, 15, 21	15 min		
		~1.5 ns SDev		时			
初仇演員历	轨道	~3 cm	_	UTC 03,			
但 仄 迷 生 川	钟差	~150 ps RMS	3-9 小时	09, 15, 21	15 min		
(头侧)		~50 ps SDev		时			
	轨道	~2.5 cm		有工 UTC	15 min		
快速星历	快速星历	万	出光	~75 ps RMS	17-41 小时	母人 UIC ・	5
	钟左 ~25 ps	~25 ps SDev		I \ H,Ì	5 min		
最终星历	轨道	~2.5 cm			15 min		
	星历	~75 ps RMS	12-18 天	每周四	15 min, 5		
	押左	~20 ps SDev			min, 30s		

表 2.1 IGS 产品精度说明

2.2 精密单点定位基础理论

精密单点定位是一种在高精度参考框架下解算测站坐标的定位方法, IGS 发布的高精度卫星轨道和钟差产品是其重要数据基础。首先利用全球分布的若干 IGS 跟踪站数据所计算的精密卫星轨道和精密卫星钟差产品,再利用以上两种精 密产品,来处理单台接收机采集的非差相位数据,得到测站厘米级精度的坐标位置。与一般单点定位不同的是,一般单点定位采用广播星历提供的轨道参数和钟差,无需利用相位观测值。精密单点定位解算过程即首先将精密星历和精密卫星钟差的值固定,然后利用非差相位观测值解算测站的位置参数,同时解算非差整周模糊度、接收机钟差及对流层延迟等参数。

精密单点定位的关键之处在于:其一,卫星轨道精度需达到厘米级水平。IGS 及其分析中心提供的精密星历精度可达 3~5cm,可供精密单点定位使用。其二, 卫星钟差改正精度需达到亚纳秒量级。所以,GNSS 精密产品的精度、连续性和 一致性是精密单点定位的保障,同时精密单点定位精度也是评估其产品的标准之 一。

2.2.1 PPP 的主要误差源

在精密单点定位中,影响其定位结果的主要误差源可以分为三类:①与接收 机和测站有关的误差;②与卫星有关的误差;③与信号传播路径有关的误差。GPS 精密单点定位中使用非差观测值,没有组成差分观测值,所以 GPS 定位中的所 有误差项都必须考虑。目前主要通过以下途径来解决:

(1) 对于能精确模型化的误差,采用模型改正,如卫星天线相位中心的改正、 各种潮汐的影响以及相对论效应等都可以采用现有的模型精确改正。

(2)对于不能精确模型化的误差,加参数进行估计或使用组合观测值。如对 流层天顶湿延迟,目前还难以用模型精确模拟,则加参数进行估计;而电离层延 迟误差,则采用双频组合观测值来消除低阶项。

2.2.1.1 与接收机和测站有关的误差

(1) 接收机钟差

对于非差精密单点定位来说,由于采用单站非差相位观测值,无法利用差分 方法消除接收机钟差影响,因此在计算中必须考虑其对定位结果的影响。在非差 数据处理中,接收机钟差作为未知参数,并将其各历元之间的接收机钟差看作是 独立的,是白噪声,在每个历元的解算中,和测站位置一起进行估计。

(2) 接收机天线相位中心偏差

在 GPS 测量中,相位观测值以接收机天线实际相位中心为准。理论上,天 线相位中心与其几何中心应保持一致。但实际上,天线相位中心瞬时位置与其理 论中心不重合,二者偏差可达数毫米,甚至数厘米。其处理方法是利用事先确定 的改正模型来消除其影响。

(3) 地球固体潮改正

摄动天体(月球、太阳)对弹性地球的引力作用使地球表面产生周期性的涨落,称为固体潮现象。对于精密单点定位来讲,由于它是直接求解测站坐标,因此不能利用差分的方法消除固体潮的影响,必须利用模型进行改正。

(4) 海洋负荷潮汐改正

海洋负荷潮是由海洋潮汐的周期性涨落引起的。通常在测量结果要求达到厘 米级精度动态定位,以及在沿海地区观测不足 24 小时且要求得到高精度静态定 位结果时,必须考虑海洋负荷潮汐的影响。此外,当需要精确估计天顶对流层延 迟量或精密接收机钟差时,也必须利用模型进行改正。

(5) 地球自转改正

地心地固系是非惯性坐标系,它随地球的自转而旋转变化,卫星信号发射时 刻和接收机接收到信号的时刻所对应的地固系是不同的。因此,在地心地固系中 计算卫星到接收机的几何距离时,必须考虑此项影响。

2.2.1.2 与卫星有关的误差

(1) 卫星钟差

卫星上虽然使用了高精度的原子钟,但它们也不可避免地存在一定误差,这 种误差既包含系统性误差(如钟差、钟速、频漂等),也包含随机误差。系统误 差远大于随机误差的影响,而且可以通过检验和比对来确定并通过模型加以改正; 而随机误差只能通过钟的稳定度来描述其统计特性,无法确定其符号和大小。

(2) 卫星轨道误差

卫星轨道误差是指卫星星历中所给出或计算出的卫星位置与卫星真实位置 之间的差值。其大小主要取决于卫星定轨系统的质量,如定轨站的数量及其地理 分布、观测值的数量及精度、定轨时所用的数学力学模型和定轨软件的完善程度 等。此外,与星历的外推时间间隔也有直接关系。

(3) 卫星天线相位中心偏差

GPS 测量测定的是卫星发射天线的相位中心至接收机接收天线的相位中心 之间的距离,而 IGS 精密星历给出的是卫星质心的三维坐标。卫星天线相位中心 与卫星质心间的差异称为卫星天线相位中心偏差,其具体数值已由 IGS 测定并 予以公布,可根据其具体数值进行改正。

(4) 相位缠绕改正

载波相位观测值的大小会受到测站接收机天线或卫星天线绕中心轴旋转所带来的影响。对于接收机天线来讲,静态观测并不会产生影响;但对于卫星天线, 卫星为使其太阳能翼板指向太阳,会发生旋转。相位缠绕描述的就是相位观测值 因为卫星的这种运动使得信号发生旋转带来的影响。

(5) 卫星钟相对论效应改正

相对论效应指的是由于卫星钟和接收机钟所处的状态不同而引起两台钟之 间产生相对钟误差的现象。由于卫星的运行状态一般被认为是以 30 千米每秒的 高速近圆周运动,所以用户接收机与卫星之间的重力势能差异、地球旋转和相对 论效应必须考虑。

2.2.1.3 与信号传播有关的误差

(1) 对流层延迟误差

对流层是高度 50 km 以下的大气层。整个大气层中的绝大部分质量集中在对流层中。GPS 卫星信号在对流层中的传播速度 $V = \frac{c}{n}$, c为真空中的光速,n为大气折射率,其值取决于气温、气压和相对湿度等因子。此外,信号的传播路径也会产生弯曲。由上述原因使距离测量值产生的系统性偏差则为对流层延迟。

(2) 电离层延迟

电离层是高度在 60~1000 km 间的大气层。电离层延迟是指信号从电离层 经过时,信号的方向和速度被电离层中的电子作用而改变。太阳的活动和地磁场 都会对电离层造成影响。在卫星相对接收机高度角较低时伪距测量误差可达 50 米,所以电离层延迟带来的影响不可忽略。

(3) 多路径效应

经某些物体表面反射后到达接收机的信号如果与直接来自卫星的信号叠加 干扰后进入接收机,就会使测量值产生系统误差,这就是所谓的多路径误差。多 路径误差取决于测站周围的环境、接收机的性能及观测时间的长短。在精密单点 定位数据处理中,目前一般不对多路径效应进行特别的模型改正,认为其为随机 噪声。

2.2.2 PPP 数学模型

在 GNSS 精密单点定位中,观测值包括载波相位观测值和码伪距观测值,以 一台双频 GNSS 接收机为例,L1 和 L2 两个频段上的观测值的观测方程可以表 示为(蔡昌盛,2017)

$$P_i^{j} = \rho_i^{j} + c \cdot (t_i - t^{j}) + d_i^{j} + I_i^{j} + T_i^{j} + M_i^{j} + \varepsilon_P \qquad \dots (2.1)$$

$$\phi_i^j = \rho_i^j + c \cdot (t_i - t^j) + d_i^j - I_i^j + T_i^j + M_i^j + \lambda \cdot N_i^j + \varepsilon_{\phi} \qquad \dots (2.2)$$

式中, P_i^j 为 L_i 上的伪距观测值; ϕ_i^j 为 L_i 上的载波相位观测值; ρ_i^j 为卫星到测 站的几何距离; c为真空中的光速, $c = 2.99792458 \times 10^8 m/s$; $t_i n t^j$ 分别为接 收机钟差及硬件延迟和卫星钟差及硬件延迟; d_i^j 为卫星轨道误差; l_i^j 为电离层延 迟; T_i^j 为对流层延迟; M_i^j 为多路径效应误差; λ 为波长; N_i^j 为整周模糊度; ε 为 观测噪声误差。 P_i^j 、 ϕ_i^j 、 ρ_i^j 、 d_i^j 、 I_i^j 、 T_i^j 、 M_i^j 、 $\lambda n \varepsilon$ 的单位均为米(m), N_i^j 单位 为周, $t_i n t^j$ 以秒(s)为单位。

在精密单点定位技术的发展过程中,针对数据处理的相关问题,提出了多种 定位模型,包括:无电离层组合模型、Uofc模型、非差非组合模型和无模糊度模 型。这些模型的区别主要在于模糊度和电离层的处理方式不同。

2.2.2.1 无电离层组合模型

以双频伪距和载波观测值为例,精密单点定位的无电离层组合观测方程为 (Zumberge JF, 1997; Kouba J, 2001):

$$P_{IF} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} P_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} P_2 = \rho_i^j + c \cdot (t_i - t^j) + d_i^j + T_i^j + M_{P_{IF}}^j + \varepsilon_{P_{IF}} \qquad \dots (2.3)$$

$$\phi_{IF} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \phi_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \phi_2 = \rho_i^j + c \cdot (t_i - t^j) + d_i^j + T_i^j + M_{\phi_{IF}}^j + \lambda_{IF} \cdot N_{IF} + \varepsilon_{\phi_{IF}} \dots (2.4)$$

在精密单点定位数据处理中,由于采用了精密星历和精密钟差产品进行解算, 所以轨道误差和卫星钟差将不再考虑,而硬件延迟带来的误差会被模糊度和接收 机钟差吸收,多路径效应误差主要通过接收机天线或采用观测值随机模型进行削 弱,对各项误差进行改正后,则观测方程可以简化为:

$$P_{IF}' = \rho_i^{\,j} + c \cdot t_i + T_i^{\,j} + \varepsilon_{P_{IF}}' \qquad ... (2.5)$$

$$\phi'_{IF} = \rho_i^j + c \cdot t_i + T_i^j + \lambda_{IF} \cdot N_{IF} + \varepsilon'_{\phi_{IF}} \qquad \dots (2.6)$$

式中, N_{IF} 为消除电离层组合模糊度,单位为 m; λ_{IF} 为组合波长,单位为 m; P'_{IF} 和 ϕ'_{IF} 分别为进行误差改正以后的消电离层组合测码伪距观测值和载波相位 观测值,单位为 m; $\varepsilon'_{P_{IF}}$ 和 $\varepsilon'_{\phi_{IF}}$ 分别为两种组合观测值的观测噪声及其他未被模 型化的误差。

该模型中待估参数包含四类:接收机的位置坐标增量、接收机钟差改正、天顶对流层湿延迟及无电离层组合载波相位模糊度。当连续观测 n 颗卫星时,对应的观测方程个数为 2n,待估参数为 5+n,自由度为 n-5 个,则初始化参数至少需要 5 颗可观测卫星。

2.2.2.2 Uofc 模型

Uofc 模型除了利用无电离层组合的载波观测量外,还分别利用了双频和载 波相位观测值求和取平均的形式,又称之为"半和模型"。当采用精密轨道和精 密钟差数据进行数据处理,并对相关误差项进行改正后,其观测方程表达为(Gao Y,2001):

$$P_{IF}^{1'} = \frac{P_1 + \phi_1}{2} = \rho_i^j + c \cdot t_i + T_i^j + 0.5\lambda_1 N_1 + 0.5\varepsilon_{P_{IF}}^{1'} \qquad \dots (2.7)$$

$$P_{IF}^{2'} = \frac{P_2 + \phi_2}{2} = \rho_i^j + c \cdot t_i + T_i^j + 0.5\lambda_2 N_2 + 0.5\varepsilon_{P_{IF}}^{2'} \qquad \dots (2.8)$$

$$\phi_{IF}' = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \phi_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \phi_2 = \rho_i^j + c \cdot t_i + T_i^j + \lambda_{IF} \cdot N_{IF} + \varepsilon_{\phi_{IF}}' \qquad \dots (2.9)$$

式中, $P_{lF}^{1'}$ 和 $P_{lF}^{2'}$ 分别为误差改正之后 L_1 和 L_2 频点上的码和相位的半和组合 观测值; ϕ_{lF} 、为误差改正之后的无电离层组合载波相位观测值。

该模型的待估参数包含五类:接收机的位置坐标增量、接收机的钟差改正、 天顶对流层湿延迟、*L*₁和*L*₂上载波相位模糊度。当连续观测 n 颗卫星时,对应的 观测方程个数为 3n,待估参数为 5+2n,自由度为 n-5 个,则初始化参数至少需 要 5 颗可观测卫星。

2.2.2.3 非差非组合模型

无电离层组合模型和 UofC 模型通过对原始观测值的组合来消除电离层延迟 的影响,但放大了观测噪声和多路径误差且丢失了电离层延迟等有用信息(Liu T,2017; Zhang B,2012)。在(2.1)和(2.2)式的基础上,由于采用了精密星历和精 密钟差产品进行数据处理,所以轨道和卫星钟差误差不再考虑。在非差非组合模 型中,伪距观测方程中的卫星和接收机的硬件延迟误差可通过 IGS 中心提供的 DCB 产品进行改正,载波相位观测方程中的卫星和接收机的硬件延迟误差分别 被电离层延迟、接收机钟差和模糊度参数吸收,因此精密单点定位的非差组合模 型观测方程可表示为:

$$P_{i}^{j} = \rho_{i}^{j} + c \cdot t_{i} + I_{i}^{j} + T_{i}^{j} + M_{i}^{j} + \varepsilon_{P} \qquad \dots (2.10)$$

$$\phi_i^j = \rho_i^j + c \cdot t_i + -I_i^j + T_i^j + M_i^j + \lambda \cdot N_i^j + \varepsilon_{\phi} \qquad \dots (2.11)$$

该模型中待估参数为六类:接收机的位置坐标增量、接收机钟差改正、天顶 对流层湿延迟、*L*₁频段电离层延迟、*L*₁和*L*₂上载波相位模糊度。当连续观测 n 颗 卫星时,对应的观测方程个数为 4n,待估参数为 5+3n,自由度为 n-5 个,则初 始化参数至少需要 5 颗可观测卫星。

2.2.2.4 无模糊度模型

无模糊度模型由无电离层组合伪距观测值和历元间差分的无电离层组合载 波相位观测值组成(郑作亚, 2007;李浩军, 2010),观测方程为:

$$P_{IF} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} P_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} P_2 = \rho_i^j + c \cdot (t_i - t^j) + d_i^j + T_i^j + M_{P_{IF}} + \varepsilon_{P_{IF}} \qquad \dots (2.12)$$

$$\Delta \phi_{IF} = \phi_{IF}(n) - \phi_{IF}(n-1) = \Delta \rho_i^J(n, n-1) + c \cdot \left(\Delta t_i(n, n-1), \Delta t^j(n, n-1)\right) + c \cdot \left(\Delta t_i(n, n-1)\right) + c \cdot \left(\Delta t_i(n, n-1), \Delta t^j(n, n-1)\right) + c \cdot \left(\Delta t_i(n, n-1)\right) +$$

$$\Delta d_{i}^{J}(n, n-1) + \Delta T_{i}^{J}(n, n-1) + \Delta M_{\phi_{IF}}(n, n-1) + \Delta \varepsilon_{\phi_{IF}} \qquad \dots (2.13)$$

式中, Δ表示在历元 n 与 n-1 间求差。

2.3 小结

本章详细地介绍了 IGS 的发展历程、组成部分及其部分产品的精度说明; 阐 16 述了精密单点定位的基本原理、主要误差源及改正方法,以及精密单点定位的主要数学模型,包括无电离层组合、UofC模型、非差非组合模型和无模糊度模型,为下文进行 GNSS 时空产品精度、连续性和一致性分析奠定了坚实的理论基础。

第3章 轨道外推精度分析

目前国际各 GNSS 分析中心提供的单天精密卫星轨道产品所给的卫星坐标 是从 00:00:00 到 23:45:00,两天数据间没有重叠时段。故分析轨道连续性,需要 先进行轨道外推,将前一天卫星精密星历外推至 24:00:00,使得连续两天精密星 历在天与天边界处存在数据重叠时段。所以,分析轨道天边界处不连续性之前, 先进行轨道外推精度分析,即利用某天 00:00:00 到 23:30:00 弧段的精密星历数 据,外推该天 23:45:00 时刻的轨道,并与其真值比较,以确保轨道连续性分析受 轨道外推的影响可以忽略不计。

本章介绍研究中采用的轨道外推方法,包括插值方法和轨道积分法,并根据 计算结果分析了其外推精度。其中,插值方法是指仅用当天精密星历进行外推 (Schenewerk M, 2003),刘伟平等(2011)提出一种顾及卫星实际运动特点,且 适用于精密星历内插外推的插值算法,该方法相比传统的滑动拉格朗日多项式插 值,在精度达到最优时,所需的阶数小于滑动拉格朗日插值法;张守建等(2007) 也对不同插值方法的外推精度作了比较,文章对比了三角函数和拉格朗日插值, 发现三角函数多项式插值在进行轨道外推时其外推精度远高于拉格朗日插值;轨 道积分法是指根据轨道拟合得到的卫星的初始轨道根数以及太阳光压等动力学 参数,利用轨道积分获取指定弧段的卫星轨道,常志巧等(2006)采用该方法分 析了 GPS 卫星不同条件下的外推精度,发现星蚀卫星的轨道外推精度明显低于 一般卫星,且问题卫星的轨道外推误差特别大。

3.1 插值方法外推精度分析

3.1.1 Lagrange 插值

目前在 GNSS 数据处理中,应用最多的是经典的拉格朗日(Lagrange)多项 式插值(洪樱,2006),该插值算法具有结构简单、结构紧凑、平滑性好等特点。 拉格朗日插值的思想是找出*n* + 1个时刻的插值节点,构造出*n*次插值多项式,以 求解任意时刻的卫星坐标。其插值函数是

$$L_n(x) = \sum_{k=0}^n l_k(x) f(x_k) \qquad ... (3.1)$$

其中, $f(x_k)$ 为插值节点处的函数值, $l_k(x)$ 是n次插值基函数

$$l_k(x) = \prod_{j=0}^n \frac{x - x_j}{x_k - x_j}, \quad j \neq k.$$
 ... (3.2)

拉格朗日多项式插值法主要应用于精密星历插值计算,优点在于计算的采样 点处的值不会改变;但缺点在于采样区间端点处的插值精度不高,经常会出现龙 格现象(Runge's Phenomenon, RP)(Schenewerk M, 2003)。



图 3.1 不同阶次 X 方向 Lagrange 内插精度对比图



图 3.2 不同阶次 Y 方向 Lagrange 内插精度对比图



图 3.3 不同阶次 Z 方向 Lagrange 内插精度对比图

上述三幅图分别是 Lagrange 插值方法不同阶次下 X、Y、Z 方向的内插精度 对比,采用的数据为 PRN (Pseudo Random Noise, 伪随机噪声码) 19 的 GPS 卫 星 (G19 卫星) 2016 年 1 月 10 日的卫星精密星历,为验证其内插精度,图中将 20
00:00:00-23:45:00 时间段内前三个历元和后三个历元均去掉,即从 00:45:00 开始 至 23:00:00 结束。从图中可以看出,X 和 Y 方向插值精度较低,Z 方向插值精度 更高。8、9 阶 Lagrange 插值精度较差,X 和 Y 方向误差高达 3-4 厘米,Z 方向 最大误差约为1 厘米; 10-12 阶精度较高,Z 方向精度在 2 毫米范围之内。

阶数	X(m)	Y(m)	Z(m)	3D(m)
8	-1.1660	-1.6630	-0.0530	2.0317
9	-0.3389	0.1619	-0.0690	0.3819
10	-0.1020	-0.2700	0.0850	0.3009
11	-0.3389	-0.6671	0.1399	0.7612
12	0.8359	0.1670	-0.8359	1.1939

表 3.1 不同阶次的拉格朗日插值外推精度对比表

上表给出了 2016 年 1 月 10 日 23:45:00 时刻 G19 卫星不同阶次下采用拉格 朗日多项式插值的 IGS 精密星历外推精度情况,为避免天与天边界处轨道跳变 产生的影响,精密星历采取的数据时间段为 00:00:00~23:30:00。从中可以看出, 拉格朗日插值的外推精度在 10 阶时误差相对较小,在 0.30 m 左右。

3.1.2 Neville 算法插值

内维尔 (Neville) 插值是一种逐次线性插值方法,其实质与 Lagrange 插值相同,但当阶数增加时,不需要重新进行计算,而 Lagrange 插值则需要完全重新计算(李明峰,2015)。Neville 插值算法的基本思想是通过低一次多项式组合来获得高一次插值多项式。其基本做法是:首先求出若干个一次插值多项式的值,进而利用它们之间的两两组合得到若干个二次插值多项式,随后进一步利用这些二次多项式间的两两组合来得到若干个三次多项式,采用迭代方式进行,这种算法不用算出具体的函数表达式,而是直接计算函数在指定点的值,简化了计算过程。

其基本的插值算法思路为(常远, 2017): 假设有n + 1个节点时刻,分别为 t_0, t_1, \cdots, t_n ,对应时刻的星历依次为 y_0, y_1, \cdots, y_n 。令:

$$P_{i,j} = \frac{(t-t_i)P_{i-1,j-1}-(t-t_{i-1})P_{i,j-1}}{t_{i-j}-t_i}, (i,j = 1,2, \dots, n) \qquad ... (3.3)$$

计算流程为:
历元时刻 第1步 第2步 第3步 … 第n步
 $t_0 \qquad P_{0,0}$
 $t_1 \qquad P_{1,0} \qquad P_{1,1}$
 $t_2 \qquad P_{2,0} \qquad P_{2,1} \qquad P_{2,2}$
 $\vdots \qquad \vdots \qquad \vdots \qquad \vdots \qquad \vdots$
 $t_n \qquad P_{n,0} \qquad P_{n,1} \qquad P_{n,2} \qquad ... \qquad P_{n,n}$

当精度不满足要求,而需再增加一个节点时,前面的计算完全有效,并不需 要重新计算,这种算法具有自动选取节点并逐步比较精度的特点,其应用前景较 为广泛(魏二虎,2006)。



图 3.4 不同阶次 X 方向 Neville 内插精度对比图



图 3.5 不同阶次 Y 方向 Neville 内插精度对比图



图 3.6 不同阶次 Z 方向 Neville 内插精度对比图

上述三幅图是采用 G19 卫星 2016 年 1 月 10 日的精密星历,利用 Neville 插 值方法的不同阶次下 X、Y、Z 方向的内插精度对比,为验证其内插精度,图中 将 00:00:00-23:45:00 时间段内前三个历元和后三个历元均去掉,即从 00:45:00 开 始至 23:00:00 结束。从图中可以看出,Y 方向插值精度较 X 和 Z 方向更差,插 值误差最大约为 5 毫米。9、10 阶 Neville 插值精度较差;11-12 阶精度较高,X 方向和 Z 方向精度在 2 毫米范围之内。

阶数	X(m)	Y(m)	Z(m)	3D(m)
9	-8.6089	-18.0879	0.0909	20.0323
10	-2.7089	4.4820	-1.609	5.4786
11	2.505	4.0970	-0.5200	4.8302
12	3.5850	6.8330	-1.0479	7.7872
13	8.6940	14.0610	-0.8009	16.5511

表 3.2 不同阶次的 Neville 插值外推精度对比表

上表给出了 2016 年 1 月 10 日 23:45:00 时刻 G19 卫星不同阶次下采用 Neville 插值的 IGS 精密星历外推精度情况,为避免天与天边界处轨道跳变产生的影响,精密星历采取的数据时间段为 00:00:00~23:30:00。从中可以看出, Neville 插值的 外推精度在 11 阶时误差相对较小,在 4.83m 左右。

3.1.3 Newton 插值

牛顿(Newton)插值法是对拉格朗日多项式插值的一种改进,通过构造差商, 解决动态加减节点的问题,其中差商的定义如下

一阶差商为

$$f[x_0, x_k] = \frac{f[x_k] - f[x_0]}{x_k - x_0} \qquad \dots (3.4)$$

二阶差商为

$$f[x_0, x_1, x_k] = \frac{f[x_0, x_k] - f[x_0, x_1]}{x_k - x_1} \qquad \dots (3.5)$$

n 阶差商为

$$f[x_0, x_1, \cdots, x_{k-1}, x_k] = \frac{f[x_0, x_1, \cdots, x_{k-2}, x_k] - f[x_0, x_1, \cdots, x_{k-1}]}{x_k - x_{k-1}} \qquad \dots (3.6)$$

牛顿插值多项式为

 $f(x) = f(x_0) + f[x_0, x_1](x - x_0) + f[x_0, x_1, x_2](x - x_0)(x - x_1) + \cdots$

$$+f[x_0, x_1, \cdots, x_n](x - x_0)(x - x_1) \cdots (x - x_n) \qquad \dots (3.7)$$

首先用差商公式进行系数求解,再用牛顿插值多项式进行插值数据计算。由 上可知,牛顿插值算法增加一个节点只需计算其差商,前面的工作就可以继承, 大大优化了计算的效率。



图 3.7 不同阶次 X 方向 Newton 内插精度对比图





图 3.8 不同阶次 Y 方向 Newton 内插精度对比图

图 3.9 不同阶次 Z 方向 Newton 内插精度对比图

上述三幅图是采用 G19 卫星 2016 年 1 月 10 日的精密星历,利用 Neville 插 值方法的不同阶次下 X、Y、Z 方向的内插精度对比,为验证其内插精度,图中 将 00:00:00-23:45:00 时间段内前三个历元和后三个历元均去掉,即从 00:45:00 开 始至 23:00:00 结束。从图中可以看出,Z 方向插值精度较 X 和 Y 方向更高,即 使是插值残差最大的 9 阶插值,插值误差也只有 3 毫米。9 阶 Newton 插值精度 较差,11-12 阶精度较高,Z 方向精度在 1 毫米范围之内。

表 3.3 不同阶次的牛顿插值外推精度对比表

阶数	X(m)	Y(m)	Z(m)	3D(m)
9	-1.1600	-1.6630	-0.0530	2.0283
10	-0.3390	0.1619	-0.0689	0.3819
11	-0.1020	-0.2700	0.0850	0.3009
12	-0.3390	-0.6670	0.1399	0.7612

13	0.6660	-1.2920	0.2389	1.4730
表 3.3 给出	出了 2016 年 1 月	10 日 23:45:0	0 时刻 G19 卫星	星不同阶次下采用牛
顿插值的 IGS	精密星历外推精团	度情况,为 避	免天与天边界处	的轨道跳变产生的影
响,采取的数据	居时间段为 00:00:0	00~23:30:00。	从中可以看出,	牛顿插值的外推精
度在11阶时误	差相对较小,在(0.30 m 左右。		

3.1.4 三种方法精度比较

根据上述三种插值方法的外推轨道精度情况,可以看出拉格朗日多项式插值 和牛顿插值在其精度达到最高时的插值阶数分别为 10、11 阶,其外推误差在 0.30m 左右;而 Neville 插值的外推精度则相对较差,在插值阶次为 11 阶时精度 最高,但其外推误差却高达 4m。为了进一步对比三种插值方法,利用 2016 年 1 月 10 日 G19 卫星的 IGS 精密星历数据(00:00:00~23:45:00),对比了三种插值方 法用于内插时的精度,插值阶数为其内插精度最高时的阶数,Lagrange、Neville 和 Newton 插值阶数分别为 10、11 和 11,且使其插值点位置不断靠近插值区间 边缘,分析当插值点逐渐靠近边缘直至外推的精度损失情况。



图 3.10 三种插值方法 X 方向插值精度对比



图 3.12 三种插值方法 Z 方向插值精度对比



11 阶次下 X、Y、Z 方向的插值精度对比,为分析其插值点在插值区间边缘的精度损失情况,图中时间段为 00:00:00-23:45:00。从图中可以看出,三种插值方法在 01:00:00-22:00:00 时间段内,插值精度基本一致并且都很高,但在插值点逐渐 逼近插值区间边缘时,精度损失均较大,其中 Neville 插值方法精度损失最大, Newton 插值方法次之,Lagrange 多项式插值精度损失最小。

历元/h	坐标分量	Lagrange	Neville	Newton
	Х	0.0221	0.0718	0.0428
22.5	Y	0.0584	0.1203	0.0842
	Ζ	-0.0184	-0.0166	-0.0177
	Х	0.0618	0.4309	0.1541
23 Y Z	Y	0.1636	0.7218	0.3032
	Ζ	-0.0515	0.1000	0.0636
	Х	0.9273	23.7000	2.8250
23.5	Y	2.4546	39.7001	5.5583
	Z	-0.7727	5.4999	1.1667

表 3.4 三种插值方法的内插精度对比表(单位: 厘米)

上表给出 Lagrange、Neville 和 Newton 三种插值方法在不同历元的内插精度 情况,选取的插值阶数分别为 10、11 和 11,从中可以看出,当插值点位于插值 区间中央时插值精度最高,插值点越靠近插值区间边缘其插值误差越大。

由上可知,上述三种插值方法均适用于精密星历内插,当插值点位于插值区间边缘时,建议采用 Lagrange 多项式插值,该插值方法较其他两者精度损失更小。但当三种方法用于轨道外推时,外推误差均较大,为分米甚至米级,无法满足精密星历精度要求。所以,本文采取下述轨道积分方法来获取 24:00:00 时刻的外推轨道。

3.2 轨道积分法外推精度分析

3.2.1 轨道拟合过程

轨道拟合是一种研究卫星轨道的有效方式,根据一组已知的卫星位置拟合出 一组轨道参数,然后用拟合所得的轨道参数来描述卫星在该弧段和外推弧段的运 动。轨道改进也是一种求轨道参数的方法。但二者差别在于轨道改进要求利用实 际的观测量改进轨道参数,而轨道拟合则无需实际观测量,只需一组卫星位置矢 量,并将其看作虚拟观测量来获取轨道参数即可。本文以 IGS 提供的最终星历 (igs18790.sp3)中的卫星位置作为虚拟观测值拟合出 2016 年 1 月 10 日 00 时 00 分 00 秒时刻的初始轨道参数,轨道参数包括两部分——6 个二体问题的轨道根 数(*a*,*e*,*i*,Ω,ω,u₀)和 9 个光压参数(*p*₁,*p*₂,…,*p*₉)。利用获取到的初始轨道参数, 将轨道外推至当天 23:45:00,外推轨道的精度评定采用与 IGS 最终星历比对的方 法。本文采用 Bernese 5.2 软件进行轨道拟合,具体过程如下:

(1) 准备卫星位置文件,包括精密星历文件和地球自转参数文件,并将其改为 Bernese 软件可读格式,即后缀分别改为 igs18790.pre 和 igs18790.iep 格式。

(2) 生成 Bernese 格式的地球自转参数文件。

(3) 将卫星位置文件转化到惯性系下,并将其命名为 igs18790.tab。

(4) 生成标准轨道文件, 生成过程中选择合适的海潮、固体潮等改正模型, 以及光压参数。

(5) 将生成的标准轨道文件转换为精密星历标准格式,并与真值进行比较。

3.2.2 轨道积分方法

长期以来,人们常采用 Runge-Kutta (单步法)、Admas-Cowell 法(多步法) 以及在此基础上稍作改进形成的 KSG 方法等进行轨道数值积分(刘林, 2000), 其中以 Runge-Kutta 法较为常用(杨剑, 2006)。但这些数值积分方法的工作量较 大,且只能给出各积分步点上的卫星坐标和速度值。本文采用配置法(Collocation) 进行轨道数值积分,其积分步长 3600s 和方法阶数 10 阶为 Bernese 5.2 软件缺省 值(Dach R, 2015),该方法较其他数值积分方法具有收敛速度快、计算效率高的 特点。

Collocation 积分法的原理是用一个q阶多项式来拟合积分区间 I_k 中的原函数 30

y(t) (李征航, 2010):

$$y(t) = y(T_k) + (t - T_k)y^{(1)}(T_k) + \dots + \frac{(t - T_k)^n}{n!}y^{(n)}(T_k) + \dots + \frac{(t - T_k)^q}{q!}y^{(q)}(T_k) \quad \dots (3.8)$$

其中, q为方法阶数(q ≥ n)。在一般情况下q > n, 例如在 GPS 卫星轨道积 分中,可以用一个 10 阶多项式来拟合积分区间 I_k 中的卫星轨道。若q = n, Collocation 法则被称为扩展的欧拉法。为确定上式中q + 1 - n个位于积分区间左 端点 t_k 处的高阶导数值 $y^{(n)}(T_k)$, $y^{(n+1)}(T_k)$, …, $y^{(q)}(T_k)$, 对上式求n阶导数: $y^{(n)}(t) = y^{(n)}(T_k) + (t - T_k)y^{(n)}(T_k) + \dots + \frac{(t - T_k)^{q-n}}{(q-n)!}y^{(q)}(T_k) = \sum_{l=n}^{q} \frac{(t - T_k)^{l-n}}{(l-n)!}y^{(l)}(T_k) \dots (3.9)$ 进一步写为如下形式:

$$\sum_{l=n}^{q} \frac{(t-T_k)^{l-n}}{(l-n)!} y^{(l)}(T_k) = f\left(t, y(t), y^{(l)}(t), \cdots, y^{(n-1)}(t)\right) = y^{(n)}(t) \qquad \dots (3.10)$$

将积分区间*I_k*继续加以细分,并对其节点求*n*阶导数依次代入上式,即可推导得出 Collocation 积分法的条件方程组:

$$\sum_{l=n}^{q} \frac{(t-T_k)^{l-n}}{(l-n)!} y^{(l)}(T_k) = f\left(t_j, y(t_j), y^{(l)}(t_j), \cdots, y^{(n-1)}(t_j)\right), j = 1, 2, \cdots, q+1-n \quad \dots (3.11)$$

由上可知, Collocation 积分法可以直接给出各个积分区间的多项式系数,用 户无需进行内插和拟合即可得知任意时刻的卫星位置和速度。

3.2.3 精度分析

本文利用 Bernese 5.2 软件(Dach R, 2015)进行轨道拟合与积分,即利用 00:00:00-23:30:00 时段的星历数据进行轨道拟合,将拟合得到的卫星初始轨道根 数以及太阳光压等动力学参数,采用 Collocation 数值积分方法获取 23:45:00 时 刻的外推轨道。其中,轨道积分采取的积分策略如下表所示:

Items	Description
地球引力场模型	EGM2008(12x12)
固体潮	IERS2010 标准
海潮	FES2004 模型
半日潮	IERS2010 标准

表 3.5 轨道积分策略

章动模型	IAU2000
N体摄动	DE405 历表, 其中太阳, 月亮, 木星, 金星作
	为质点
光压模型	ECOM2 经验模型(Arnold D, 2015),无先验
	光压模型
相对论效应	IERS2010 中 Schwartzchild 一项
经验加速度	每两小时一组

数据选取 GFZ、COD、ESA、SHA 和 JPL 等 5 个分析中心 2013 年至 2017 年 5 年的精密轨道,采用上表所示轨道积分策略,利用 Bernese 5.2 软件先进行 轨道拟合获取卫星初始轨道根数和太阳光压等动力学参数,再利用积分步长为 3600s 和方法阶数为 10 阶的 Collocation 数值积分方法外推当天 23:45:00 时刻的 精密星历数据,并与其真值进行比较。下表列出了所有 GPS/GLONASS 卫星 5 年 的外推轨道三维坐标误差 RMS 统计值的平均值,表中,JPL 只提供 GPS 卫星的 精密轨道, Exp (Extrapolation, Exp) 为轨道外推精度,Fit 为轨道拟合精度。

口目乏法	Gl	FZ	ES	SA	CO	DD	SF	łΑ	JI	PL
上生尔纨	Exp	Fit								
GPS	5.08	2.46	2.60	1.94	3.57	1.87	3.44	1.96	6.04	2.63
GLONASS	6.16	3.40	3.80	2.94	3.85	2.48	5.54	3.34	-	-
所有卫星	5.62	2.93	3.20	2.44	3.71	2.28	4.49	2.65	6.04	2.63

表 3.6 各 GNSS 分析中心轨道外推和拟合三维误差(单位:毫米)

由上表可以看出,各个分析中心的三维轨道拟合精度平均为2.6 mm 左右; 其中 GFZ 最大,为2.9 mm; COD 最小,为2.3 mm; SHA 和 JPL 一致为2.6 mm; ESA 为2.4 mm。轨道外推精度平均为4.6 mm 左右,其中 JPL 最大,为6.0 mm; ESA 最小,为3.2 mm; GFZ、COD 和 SHA 依次为5.6 mm、3.7 mm 和4.5 mm。 轨道拟合和轨道外推的平均精度都小于5 mm,相比轨道拟合,轨道外推增加了 大约2 mm 的预报误差。

3.2.4 力学模型对外推精度的影响

本文分析 DBD 时采用的数据段为 2013-2017 年,期间 COD 分析中心发生 了两次比较大的力学模型的更新,分别是 2013 年 7 月 14 日 (年积日 195 天)地 球反照辐射模型 (Rodriguez-Solano C, 2012)的引入,以及 2015 年 1 月 4 日 (年 积日 4 天)太阳光压模型 (Prange L, 2017)的改变。其中,地球反照辐射是指太 阳光照射至地表后部分反射回卫星处对卫星所引起的摄动。而导航卫星的太阳光 压力是对轨道影响最大的非保守力,本文选取的数据时间段 2013-2017 年期间, COD 采用的光压模型从 2015 年 1 月 4 日开始由 ECOM1(reduced ECOM, ECOM1) 变更为 ECOM2(extended ECOM, ECOM2) (Prange L, 2017; 陈俊平, 2006)。

其中, ECOM1 模型(Springer TA, 1999)为:

$$D(u) = D$$

$$Y(u) = Y_0$$

$$B(u) = B_0 + B_C \cos u + B_S \sin u$$

... (3.12)

ECOM2 模型(Arnold D, 2015)为:

$$D(u) = D_0 + D_{2,C} \cos 2u + D_{2,S} \sin 2u + D_{4,C} \cos 4u + D_{4,S} \sin 4u$$

$$Y(u) = Y_0 \qquad ... (3.13)$$

$$B(u) = B_0 + B_{1,C} \cos u + B_{1,S} \sin u$$

式中*u*代表太阳在卫星轨道面的高度角,两种光压模型的光压参数(Prange L, 2017; 陈俊平, 2006)分别如下表所示:

表	3.	7	光	压模型	及	参数
---	----	---	---	-----	---	----

光压模型	光压参数
ECOM1	D0, Y0, B0, B1C, B1S
ECOM2	D0, Y0, B0, B1C, B1S, D2C, D2S,
ECOMZ	D4C, D4S

可以看到 ECOM2 模型在 ECOM1 的基础上引入了包含2u和4u的周期项。 为分析以上力学模型更新对轨道跳变的影响,对 COD 分析中心精密轨道的拟合 和预报进行进一步分析。将表 3.5 中的太阳光压模型变为 ECOM1 重新进行轨道 拟合及预报,重新分析 COD 中心 2013-2017 年轨道外推精度;并与上述 ECOM2 模型的结果进行对比,结果如下图所示。



图 3.13 COD 分析中心 G07 卫星轨道外推精度, 左图采用 ECOM1, 右图采用 ECOM2



图 3.14 COD 分析中心 R07 卫星轨道外推精度, 左图采用 ECOM1, 右图采用 ECOM2



图 3.15 COD 分析中心 G07 卫星外推轨道误差的频谱分析

上述两幅轨道外推精度图表明,采用 ECOM1 光压模型时, COD 分析中心

GPS/GLONASS 卫星的外推轨道从第734日(即2015年1月4日)精度急剧降低, 这与 COD 更新太阳光压模型的日期一致;表明太阳光压模型的不一致,将造成 轨道外推精度厘米级的误差。采用 ECOM2 光压模型时,COD 分析中心 GPS/GLONASS 卫星的外推轨道在第195日,即2013年第195日精度发生明显 变化,这与 COD 引入地球反照辐射压的日期一致;并且可以看出卫星径向轨道 存在系统偏差,这与 Rodriguez 等研究发现的地球反照辐射会引起 GPS 卫星径向 轨道误差的结论一致 (Rodriguez, 2012)。

以上对比说明,地球反照辐射压、太阳光压模型等的差异会对轨道连续性产 生较大影响。对 ECOM1 模型下 G07 卫星第 734 日后的三维外推轨道误差进行 频谱分析,结果如图 3.15 所示。可以看到,光压模型的不一致,将为外推轨道引 入 1/4 个交点年(即 87 天左右)的周期误差(Griffiths J, 2013),这与(3),(4)式中 4u项的周期一致;而公式中2u项对轨道的影响不够显著,表明该项对轨道的影 响有限。

3.3 小结

本章主要介绍了精密轨道外推的各种方法,主要分为两类:一是插值方法用 于轨道外推,二是轨道拟合和积分来外推精密轨道。插值方法主要介绍了拉格朗 日多项式插值、Neville 插值和牛顿多项式插值三种方法的基本原理。轨道拟合和 积分主要介绍了利用 Bernese 5.2 软件进行轨道拟合的过程,以及该软件采用的 Collocation 轨道积分法的基本原理。

分别采用 Lagrange、Neville 和 Newton 三种插值方法进行精密星历的内插与 外推,对比其各自精度,结果表明:三种插值方法在其阶数为 10、11 和 11 时精 度达到最优,且在该阶数下其内插精度基本一致且都很高,但当插值点逐渐靠近 插值区间边缘时,其精度损失也很严重,其中 Neville 插值精度损失最大, Newton 次之,Lagrange 最小。当三种插值方法用于外推时,其轨道外推精度均较差,误 差达到分米甚至米级,无法满足精密星历精度要求。

本文最终采用轨道拟合和积分方法进行轨道外推,利用 5 个不同 IGS 分析 中心 2013-2017 年 5 年的精密轨道产品进行外推,其外推误差均在毫米范围,满

足精密星历精度要求;最后,根据5年间外推精度的变化情况进行进一步分析, 通过对比采取不同光压模型的外推精度,验证了地球反照辐射压和太阳光压模型 等动力学模型对轨道的影响。

第4章 轨道精度与连续性分析

GNSS 精密轨道是精密定位、钟差估计和对流层参数估计等应用的重要基础 数据(杨元喜,2003)。IGS 综合轨道目前是经各个分析中心各自计算的轨道产品 综合解算所得,由于不同分析中心采用的数据处理软件和策略不同,其提交的产 品也存在一定差异,所以评估各个分析中心产品精度、连续性和一致性,并提供 有益的反馈信息有助于提高 IGS 服务性能。

根据以上内容,本章介绍了 IGS 精密轨道精度评定与连续性分析的四种方法,并用轨道拟合和轨道互差方法评估了各个分析中心的精密轨道产品的精度。 采用天边界不连续性分析法对精密轨道产品进行了连续性分析,在此基础上,对 连续性分析结果进行最小二乘频谱分析,获取其周期项,分析了可能影响 GNSS 精密轨道产品精度的因素。

4.1 精度评定与连续性分析方法

本节采用均方根误差(root mean square error, RMSE)作为每颗卫星精度评估的指标,对卫星 s,其公式为

$$RMSE_{s} = \sqrt{\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}(x_{s} - \bar{x_{s}})^{2}} \qquad \dots (4.1)$$

式中, *m*为误差分析的数据总天数; *x_s*为第*i*天该 GNSS 卫星精密轨道产品 的真值; *x_s*为第*i*天该卫星精密轨道的外推值或拟合值。对于轨道连续性分析, *x_s* 为卫星 s 在第*i*天 00:00:00 时刻的真值, *x_s*为卫星 s 在第*i* – 1天 24:00:00 时刻的 轨道外推值,上述公式即其*m*天内卫星 s 的误差值。对于轨道拟合, *x_s、 x_s*分别 为卫星 s 在第*i*历元的真值和拟合值; 对于轨道互差, *x_s、 x_s*分别为卫星 s 在第*i* 历元时某分析中心与 IGS 的轨道产品的真实坐标值; 二者先用上述公式计算出 一天内每颗卫星轨道拟合(轨道互差)的 RMS 值,再根据上述公式计算每颗卫 星在*m*天内的 RMS 值。

由于 IGS 各个分析中心所给出的轨道产品是卫星在地固系中的坐标,而在 星固系下更便于研究卫星的轨道特性,所以本文所给出的轨道产品精度均为星固 系下的坐标,即轨道径向 R、切向 T 和法向 N 坐标。

4.1.1 轨道拟合 RMS 值

轨道拟合 RMS 值。如下图所示,即利用连续两个单天弧段拟合 2 天的精密 星历轨道,并将拟合轨道数值与原始轨道进行比较,其三维轨道方向的 RMS 值 则为精度评定指标之一。通常情况,判断轨道的精度,首先观察观测资料的拟合 程度,即轨道拟合 RMS 值。如果拟合残差很大(比如要比其宣称精度大一个数 量级),则说明计算可能有误,应该重新检查模型和策略等。只有当从观测资料 拟合 RMS 值看不出明显计算错误时,才可以用其他方法来评估轨道精度。拟合 残差能在一定程度上反映轨道精度,但是不能作为衡量轨道精度的唯一和绝对标 准。当计算模型和策略没有明显改进时,不能一味追求更小的拟合残差。理论上, 当观测数与待估参数的个数一致时,拟合残差应该为零,但由于不含多余观测以 及内部检核,故可能因错误观测而得到错误的参数估值。



图 4.1 轨道拟合 RMS 值

轨道拟合残差是分析轨道的第一手资料。对于残差时间序列进行频谱分析,可以发现存在线性或周期性规律的系统误差和力学模型误差,之后对其进行建模可以有效提高轨道精度(李济生,1995)。

利用 3.2 章节所述的轨道拟合方法,对各分析中心精密轨道产品精度进行评估。采用 GFZ、ESA、COD、SHA 和 JPL 这 5 个分析中心 2013-2017 年的精密轨道产品进行轨道拟合精度评估,下面三幅图给出了部分卫星 R、T、N 三个方向的精密轨道拟合 RMS 值,其中,GPS 卫星选取了两颗 Block IIA 卫星,两颗 Block IIR 卫星,一颗 Block IIR-M 卫星和一颗 Block IIF 卫星;GLONASS 卫星选取了位于三个不同轨道面的各两颗卫星,且相同轨道面的两颗卫星频道号不同。38





图 4.2 GPS/GLONASS 卫星轨道径向拟合值的 RMS 统计值

图 4.3 GPS/GLONASS 卫星轨道切向拟合值的 RMS 统计值



图 4.4 GPS/GLONASS 卫星轨道切向拟合值的 RMS 统计值

由上图可以看出, GPS 卫星和 GLONASS 卫星轨道拟合值均在毫米量级,

满足精密轨道产品精度需求。对所有 GPS 卫星轨道拟合 RMS 值进行统计,各个分析中心所有卫星 R、T、N 三个方向的轨道拟合 RMS 平均值分别如下:GFZ 为 2.2 mm、1.1 mm、1.1 mm, ESA 为 2 mm、1.1 mm、0.9 mm, COD 为 1.6 mm、 1.3 mm、0.9mm, SHA 为 1.7 mm、0.9 mm、2.1 mm, JPL 为 2.6 mm、1.8 mm、 1.6 mm。对所有 GLONASS 卫星轨道拟合 RMS 值进行统计,各个分析中心所有 卫星 R、T、N 三个方向的轨道拟合 RMS 平均值分别如下:GFZ 为 2.8 mm、1.3 mm、1.1 mm, ESA 为 2.5 mm、1.2 mm、0.6 mm, COD 为 1.8 mm、1.4 mm、0.9 mm, SHA 为 2.6 mm、1.3 mm、1.2 mm、0.6 mm, COD 为 1.8 mm、1.4 mm、0.9 mm, SHA 为 2.6 mm、1.3 mm、1.4 mm、0.9 mm, SHA 为 2.6 mm、1.3 mm、1.1 mm。以上各分析中心轨道拟合 RMS 值差异均 较小,表明各 GNSS 分析中心所生成的精密产品精度都较高,且轨道拟合相符精 度较高。此外,径向轨道拟合值大于其他两个方向,这可能是由于地球辐射压导 致的轨道径向偏移 (Rodriguez, 2012)。

表 4.1 GPS/GLONASS 卫星轨道三维拟合值的 RMS 统计情况(单位:毫米)

卫星系统	GFZ	ESA	COD	SHA	JPL
GPS	2.72	2.45	2.28	2.08	3.62
GLONASS	3.31	2.86	2.46	3.10	-
所有卫星	3.02	2.66	2.37	2.59	3.62

将 5 个分析中心各颗卫星的三维轨道拟合 RMS 值进行统计,如上表所示。 对于 GPS 卫星轨道三维拟合 RMS 值的统计,GFZ 为 2.7 mm 左右,ESA 为 2.5 mm 左右,COD 为 2.3 mm 左右,SHA 为 2.1 mm 左右,JPL 为 3.6 mm 左右。对 于 GLONASS 卫星轨道拟合 RMS 值的统计,GFZ 为 3.3 mm 左右,ESA 为 2.9 mm 左右,COD 为 2.5 mm 左右,SHA 为 3.1 mm 左右。这也表明目前国际上各 GNSS 分析中心在数据处理上还存在模型的差异。从中可以看出,各分析中心轨 道拟合相符精度均较高,此外,GLONASS 卫星的轨道拟合残差均大于 GPS 卫 星,这与目前 GLONASS 卫星精密产品精度相对较低相对应。

4.1.2 轨道互差

轨道互差指的是不同分析中心各自解算的轨道在相同历元时刻相互比较,通常以 3D-RMS 来衡量其误差,具体计算公式为:

$$3D - RMS = \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i}^{m} (dD_i)^2}$$
 ... (4. 2)

其中, *m*为误差分析的总历元数, *dD_i*为第*i*个历元两种轨道位置三维方向差异。

$$dD_{i} = \sqrt{dx_{i}^{2} + dy_{i}^{2} + dz_{i}^{2}} \qquad \dots (4.3)$$

 dx_i 为第i个历元两种轨道 X 分量的差异,其他两个方向类似。



图 4.5 轨道互差

由于各个分析中心生成精密轨道时采用的软件不同,这些软件在观测模型、 摄动力模型和参数估计方法等方面是不一样的。即使用同一套软件,各自采取的 数据策略也有所差异,所以将不同分析中心各自解算的轨道进行比较,是衡量轨 道精度的标准之一,且该评估方法较为可靠。该轨道精度评估方法的缺陷是:比 较结果中可能包含由模型不同所带来的系统误差。

不同分析中心解算精密轨道产品的过程中,其各自的单天解文件之间可能存 在系统性的差异,这些系统误差的影响归根到底都可解释为一种基准的差异(施 闯,2002)。因此,对于这种基准的差异,可以采用 Helmert 参数转换来消除其影 响。其数学模型为:

$$\begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} = (1+m) \begin{bmatrix} 1 & \varepsilon_x & -\varepsilon_y \\ -\varepsilon_z & 1 & \varepsilon_x \\ \varepsilon_y & -\varepsilon_z & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} \qquad \dots (4.4)$$

式中, ΔX 、 ΔY 、 ΔZ 为3个平移参数; ε_x 、 ε_y 、 ε_z 为3个旋转参数;m为尺度参数。

以 G29 卫星为例,采用 2016 年 1879 周的数据,以 IGS 精密轨道产品为基准,利用 GFZ、ESA、COD、SHA 和 JPL 分析中心的精密轨道与其作差,并利用上述 Helmert 参数转换来消除系统误差,G29 卫星 R、T、N 三个方向的轨道 互差结果如下:



图 4.6 IGS 与不同分析中心 G29 卫星径向轨道差值



图 4.7 IGS 与不同分析中心 G29 卫星切向轨道差值



图 4.8 IGS 与不同分析中心 G29 卫星法向轨道差值

由上图可以看出,各分析中心与 IGS 轨道产品相比,差值基本在厘米量级, 且径向轨道差值最小,法向轨道差值次之,切向轨道差值最大。各个分析中心所 有卫星 R、T、N 三个方向的轨道互差 RMS 平均值分别如下: GFZ 为 1.1 cm、 1.5 cm、1.1 cm, ESA 为 0.7 cm、0.9 cm、0.9 cm, COD 为 1.0 cm、1.4 cm、1.1 cm, SHA 为 2.0 cm、5.8 cm、3.6 mm, JPL 为 1.0 cm、1.3 cm、1.2 cm。以上数 据可以看出,除 SHA 分析中心精度稍差之外,各分析中心精密轨道产品精度大 致相同,此外,径向轨道差值小于其他两个方向,这与轨道径向精度高于其他两 个方向的情况一致。

将各颗卫星各分析中心与 IGS 轨道差值作 RMS 统计,展示其三维轨道差值 RMS 值如下图所示,其中 G04 卫星在 1879 周内无观测数据,故图中不显示该卫 星轨道差值 RMS 值;由于 IGS 在 1879 周并未提供 GLONASS 卫星精密星历信 息,故未计算 GLONASS 卫星轨道精度。



图 4.9 不同分析中心 GPS 各卫星三维轨道精度

从上图可以看出,GFZ、ESA、COD和 JPL 分析中心与 IGS 精密轨道之间 各卫星的三维轨道差值基本相同,均在在4 cm 之内,SHA 分析中心相对较差, 差值在 10 cm 之内。统计各分析中心与 IGS 间所有 GPS 卫星三维轨道差值 RMS 平均值,ESA 最小,为1.5 cm,COD和 JPL 次之,均为2.1 cm,GFZ 为2.6 cm, SHA 最大,为7.8 cm。

4.1.3 SLR 检核

对于搭载了激光反射器的卫星,可以利用 SLR (Satellite Laser Ranging,卫 星激光测距)技术进行轨道检核(雷辉,2011)。基于一种观测手段确定的卫星轨 道,可使用另一种精度相当或更高的观测手段进行检核,利用后一种观测数据的 O-C (观测值减去计算值)残差 RMS 来衡量轨道精度。O-C 残差 RMS 可根据下 式计算:

$$RMS_{0-C} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n} V_i^{T_P} V_i}{m}} \qquad \dots (4.5)$$

其中n为总历元数, V_i 为i历元的 O-C 残差向量, P_i 为i历元观测值权阵,m为 总观测数据个数。



图 4.10 SLR 检核

由于 SLR 技术比较成熟且观测精度较高,在高度角较高时,观测受大气影 响较小,所以利用 SLR 检核轨道精度是比较可取的精度衡量方法。SLR 评估轨 道精度的结果可在 MGEX 网站(http://mgex.igs.org/analysis)获得,更新频率为 每周一次。

4.1.4 连续性分析

DBD 是指连续两天的精密轨道在某一相同历元的三维坐标差异。相邻两天

同一历元的三维 DBD 差异可表示为:

$$3D - RMS = \sqrt{dR^2 + dT^2 + dN^2} \qquad \dots (4.6)$$

目前国际各 GNSS 分析中心提供的单天精密轨道产品所给的卫星坐标是从 00:00:00-23:45:00,两天数据间没有重叠时段,DBD 的计算需要将前一天(Day A) 的轨道外推一个历元至下一天(Day A+1)的零点,并与该天零点轨道真值作差。



图 4.11 轨道日边界不连续 DBD 分析

其中,轨道外推采用上一章所介绍的轨道拟合与积分方法,即利用轨道拟合 得到的初始轨道根数和动力学模型等参数,使用轨道积分获取 24:00:00 时刻的 轨道数据。

利用 GFZ、ESA、COD、SHA 和 JPL 这 5 个分析中心 2013-2017 年的精密 轨道产品进行轨道连续性分析,下面三幅图给出了部分卫星 R、T、N 三个方向 的精密轨道跳变值,其中,GPS 卫星的选取同 4.1.1 小节所述轨道拟合 RMS 精 度评定法中的一致。









图 4.13 GPS/GLONASS 卫星轨道切向跳变值

图 4.14 GPS/GLONASS 卫星轨道法向跳变值

由上述三幅图可以看出,各个分析中心的轨道跳变均在厘米量级,远大于轨 道外推精度分析所统计出的平均为 4.6 毫米的轨道拟合和轨道外推残差,所以轨 道拟合和外推对于分析轨道不连续性带来的误差可以忽略不计。对所有 GPS 卫 星轨道跳变进行统计,各个分析中心 R、T、N 三个方向的轨道跳变 RMS 平均值 分别如下:GFZ 为 2.2 cm、2.7 cm、2.7 cm,ESA 为 2.1 cm、2.5 cm、2.1 cm, COD 为 0.7 cm、0.8 cm、0.7 cm,SHA 为 3.1 cm、4.5 cm、3.9 cm,JPL 为 1.5 cm、 1.3 cm、1.5 cm。对所有 GLONASS 卫星轨道跳变进行统计,各个分析中心 R、 T、N 三个方向的轨道跳变 RMS 平均值分别如下:GFZ 为 5.3 cm、7.6 cm、5.9 cm,ESA 为 2.5 cm、9.1 cm、6.8 cm,COD 为 0.7 cm、1 cm、1.2 cm,SHA 为 7.9 cm、11.9 cm、8.7 cm。以上差异表明各 GNSS 分析中心在数据处理及软件策略方 面仍存在一定差异。此外,径向轨道跳变量小于其他两个方向,这与轨道径向精 度高于其他两个方向的情况一致。

卫星系统	GFZ	ESA	COD	SHA	JPL
GPS	4.48	3.90	1.27	6.77	2.51
GLONASS	11.11	11.63	1.74	16.72	-
所有卫星	7.79	7.77	1.51	11.75	2.51

表 4.2 GPS/GLONASS 卫星轨道三维跳变值的 RMS 统计情况(单位: 厘米)

将 5 个分析中心各颗卫星的三维轨道 DBD 进行 RMS 统计,如上表所示。 对于 GPS 卫星轨道三维跳变值的 RMS 统计,GFZ 为 4.5 cm 左右,ESA 为 3.9 cm 左右,COD 为 1.3 cm 左右,SHA 为 6.8 cm 左右,JPL 为 2.5 cm 左右。对于 GLONASS 卫星轨道跳变值的 RMS 统计,GFZ 为 11.1 cm 左右,ESA 为 11.6 cm 左右,COD 为 1.7 cm 左右,SHA 为 16.7 cm 左右。COD 在生成精密轨道产品采 用的软件为本文使用的 BERNESE 软件,这可能是 COD 的 DBD 最小的原因之 一。这也表明目前国际上各 GNSS 分析中心在数据处理上还存在模型的差异。此 外,GLONASS 卫星的轨道跳变均大于 GPS 卫星,这与目前 GLONASS 卫星精 密产品精度相对较低相对应。

4.2 频谱分析

4.2.1 最小二乘频谱分析

最小二乘频谱分析(Least Square Spectrum Analysis, LSSA)相比其他频谱分析, 例如快速傅里叶变换频谱分析,需要更长的计算时间,且结果频率可能相关,但 具有不受数据采样间隔影响的优势,即对于不等间距或出现数据断链的序列无需 插值便可直接提取其周期项(Hui Y, 2004)。

一个连续信号可以表示为一系列正弦信号的叠加(杨赛男,2014),一个平稳 连续信号可以表示为:

$$Y(t) = \sum_{i=1}^{k} A_i \cdot \sin(2\pi f + \theta_i) \qquad \dots (4.7)$$

其中,A_i为第i个周期项对应的频率成分的幅值;f_i为第i个周期项对应的频

率; θ_i为相位; k为组成该信号的频率成分数目,理论上为无穷多个。最小二乘 频谱分析的思想为:求出上式中所有k个频率成分的振幅{A_i}(*i* = 1,2,…,*k*),若 某一频率成分*f*的振幅A明显大于其他频率成分的振幅,即可证明该频率对应的 周期项系数A对上式的影响远大于其他频率所对应的周期项,即该频率*f*为主频 率,对应的周期即为主周期。为了求出上式中所有频率成分的振幅,假设信号Y(*t*) 中只包含第*j*个周期项,将其展开可得:

$$Y(t) = A_j \sin(2\pi f_j t) + b_j \cdot \cos(2\pi f_j t) \qquad \dots (4.8)$$

其中,

$$A_j = \sqrt{a_j^2 + b_j^2} \qquad ... (4.9)$$

若已知一个有n个数据的序列{Y(t)},其中 $t = \{t_1, t_2, \dots, t_n\}$,则可得出:

$$\begin{bmatrix} Y(t_1) \\ Y(t_2) \\ Y(t_3) \\ \vdots \\ \vdots \\ Y(t_n) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(2\pi f_j t_1) & \cos(2\pi f_j t_1) \\ \sin(2\pi f_j t_2) & \cos(2\pi f_j t_2) \\ \sin(2\pi f_j t_3) & \cos(2\pi f_j t_3) \\ \vdots & \vdots \\ \sin(2\pi f_j t_n) & \cos(2\pi f_j t_n) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_j \\ b_j \end{bmatrix} \qquad \dots (4.10)$$

上式可写为: *Y* = *BX*, 其中:

$$X = \begin{bmatrix} a_j & b_j \end{bmatrix}^T \qquad \dots (4.11)$$

$$B = \begin{bmatrix} \sin(2\pi f_j t_1) & \cos(2\pi f_j t_1) \\ \sin(2\pi f_j t_2) & \cos(2\pi f_j t_2) \\ \sin(2\pi f_j t_3) & \cos(2\pi f_j t_3) \\ \vdots & \vdots \\ \sin(2\pi f_j t_n) & \cos(2\pi f_j t_n) \end{bmatrix} \dots (4.12)$$

故X的最小二乘解为:

$$X = (B^T B)^{-1} B^T Y \qquad ... (4.13)$$

求出X后利用第j个周期项的振幅。求出所有频率成分的振幅后即可通过比较 振幅大小获取原时间序列的主频率及其对应的主周期。

4.2.2 算例分析

对 GFZ、ESA、COD、SHA 和 JPL 这 5 个分析中心 2013-2017 年的精密轨 道产品进行连续性分析,从各分析中心各卫星的 5 年轨道跳变序列中可以看出,

其轨道跳变在各个分量方向上均存在明显的周期特性。以 COD、GFZ 分析中心 G29 和 G05 卫星为例,将其 2013-2017 年 5 年的轨道跳变序列展示如下图。



图 4.15 GFZ/COD 精密产品卫星 G29,G05 轨道跳变

从上图可以看出,两个分析中心 GPS 卫星的轨道跳变在各个分量方向上均存在明显的周期特性。采用最小二乘频谱分析对轨道跳变的周期特性进行分析,并在频谱图峰值附近搜索主要周期(杨赛男,2014)。



图 4.16 GFZ/COD 精密产品卫星 G29,G05 轨道跳变频谱分析

上图为 COD、GFZ 两个分析中心 G29 和 G05 卫星在径向(R)、切向(T)和法向(N)三个分量上轨道跳变的频谱图。从中可以看出,显著的周期约为 90 天、120 天、175 天、340 天、352 天;其中 90 天、120 天和 340 天的周期项对应海潮对地球自转的影响,其振幅为数毫米至 1 厘米左右,由于各分析中心都用了 IGS 推荐的 FES 2004 潮汐模型,表明轨道确定中的潮汐改正模型需进一步改进;而 175 天和 352 天则是与卫星星座相关的 1/2 和 1 个交点年周期项(Griffiths J, 2013)。对

其他卫星分析,都存在与这两颗星相近的周期特性。

4.3 小结

本章阐述了三种精密轨道产品精度评定的方法,包括轨道拟合 RMS 值、轨 道互差和 SLR 检核,并用前两者方法评定了 5 个不同 IGS 分析中心的轨道产品 精度;介绍了天边界不连续性分析方法,并用该方法评估了上述分析中心 2013-2017 年 5 年轨道产品的连续性情况;最后,针对其 5 年间的轨道跳变,进行最 小二乘频谱分析,找出其相关原因,并得到以下结论:

(1) 根据上述不同轨道精度评定方法所得出的各 IGS 分析中心精密轨道产品 精度情况,可以看出,采用不同轨道精度评定方法所得出的结论也有所不同,故 在确定轨道精度时,建议采取多种不同方法,以确保评定所得精度的可靠性。

(2) 由连续性情况的频谱分析结果来看,可以发现频谱分析结果中的周期项 均可以用相应物理量来解释,这说明采用最小二乘频谱分析对长周期序列进行谱 分析,来获取其周期项,并尝试从地球物理等不同方向来探寻可能存在的原因的 方法具有一定可靠性。

第5章 钟差精度与连续性分析

GNSS 精密钟差可以实现 IGS/BIPM 授时目标,除此之外,精密钟差是精密 定位与卫星精密定轨等重要应用的基础数据(季善标,2001),同时,对高精度测 站钟差和高采样率钟差产品的需求也促进了钟差各项相关研究的发展。Hauschild A 等(2013)采用线性拟合对具有特定间隔的两个钟差值外推相同间隔,结果表 明同一卫星其外推时间越短其外推精度越高,且不同卫星外推精度开始发散所选 取的时间间隔不同;张丽等(2013)对比了线性插值、三次样条插值和滑动多项 式插值三种插值方法,分析得出三种方法的插值精度相当,线性插值的效果较好; 张益泽等(2017)对基于相位历元间差分的精密钟差加密方法进行了改进,并通 过实例计算与模拟应用验证了该方法的可行性。

本章介绍了精密钟差插值外推的两种方法,即线性拟合和二次多项式拟合, 且给出了各方法的具体精度;并介绍了精密钟差"二次差法"精度评定方式与连续性分析方法,计算分析了各分析中心精密钟差产品的精度与连续性。

5.1 钟差外推精度分析

5.1.1 线性拟合

线性插值解决的问题是:已知两点(x₀, f(x₀))和(x₁, f(x₁)),通过这两个点的 插值多项式是一条直线,其插值形式可以表示为:

$$L_1(x) = l_0(x)f(x_0) + l_1(x)f(x_1) \qquad \dots (5.1)$$

式中,

$$l_0(x) = \frac{x - x_1}{x_0 - x_1}, \ l_1(x) = \frac{x - x_0}{x_1 - x_0}$$
 ... (5.2)

将上述两点代入插值多项式可得:

$$L_1(x_0) = f(x_0), \ L_1(x_1) = f(x_1)$$
 ... (5.3)

满足插值条件,所以L₁(x)即线性插值,l₀(x)、l₁(x)是关于节点x₀与x₁的线性插值基函数(陈晓江,2009)。

线性插值法数学模型简单、计算简便,容易通过编程实现。使用线性内插法

可以大大提高插值运算效率。

5.1.2 二次多项式拟合

二次多项式模型是把二阶线性函数作为拟合函数的模型。其基本原理为,首 先对相等时间间隔内的钟差时间序列数据进行拟合,参数分别是*a*₀、*a*₁、*a*₂。然 后求出参数*a*₀、*a*₁、*a*₂的估计值,数学工具是最小二乘法,最后进行预报。具体 过程如下:

将卫星钟时刻T和系统时间t之间的关系用一个二次多项式模型表示,见下式:

$$T - t = a_0 + a_1(t - t_0) + a_2(t - t_0)^2 \qquad \dots (5.4)$$

其中系数 a_0 表示t时刻原子钟相对于系统时间 t_0 时刻的钟差数据; a_1 表示钟速(频差); a_2 表示半加速度(频率漂移的一半)。先假设时间 t_1, t_2, \cdots, t_n 的钟差数据分别为 x_1, x_2, \cdots, x_n ,观测误差为 v_i ,则可建立如下误差方程:

$$x_i + v_i = a_0 + a_1(t_i - t_0) + a_2(t_i - t_0)^2 \qquad \dots (5.5)$$

设 \hat{a}_0 、 \hat{a}_1 、 \hat{a}_2 分别是卫星钟参数 a_0 、 a_1 、 a_2 的估计值,则

$$\hat{X}_i = \hat{a}_0 + \hat{a}_1(t_i - t_0) + \hat{a}_2(t_i - t_0)^2 \qquad \dots (5.6)$$

根据最小二乘估计的原则,记

$$\hat{a} = \begin{bmatrix} \hat{a}_0 \\ \hat{a}_1 \\ \hat{a}_2 \end{bmatrix} \qquad A = \begin{bmatrix} 1 & t_1 - t_0 & (t_1 - t_0) \\ 1 & t_2 - t_0 & (t_2 - t_0) \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ 1 & t_n - t_0 & (t_n - t_0) \end{bmatrix} \qquad L = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} \qquad \dots (5.7)$$

计算出估计值 $\hat{a} = (A^T A)^{-1} A^T L$ 。把模型参数估计值 \hat{a} 回代到模型中,则可计算出任意时刻l的钟差。

$$x_l = \hat{a}_0 + \hat{a}_1(t_i - t_0) + \hat{a}_2(t_i - t_0)^2 \qquad \dots (5.8)$$

5.1.3 外推精度比较

研究采用 IGS 提供的 2016 年 1 月 10 日 00:00:00-23:45:00 的 15 min 采样间 隔的精密钟差文件,选取 G02、G19、G24 和 G27 这 4 颗具有代表性的卫星,卫星钟差图如下所示。



图 5.1 卫星钟差图

采用线性插值、二次多项式插值两种方法分别对采样率为 15 min 的 IGS 精 密卫星钟差进行外推,为避免天与天边界处钟差不连续性带来的影响,将精密钟 差文件最后一个历元(23:55:00)去掉,外推该历元,外推时选取的拟合数据长 度从 1h 到 20h 逐渐变化,将外推所得的精密钟差与其真值进行比较,得到不同 拟合数据长度下精密钟差外推精度情况(残差),具体结果见下表。

插值方法	拟合数据长度/h -	卫星号				
		G02	G19	G24	G27	
线性插值	1	0.10	0.19	0.20	0.04	
	5	0.03	0.06	1.04	0.08	
	10	-0.01	0.36	-0.44	-0.25	
	20	-0.34	0.01	-0.22	-0.22	

表 5.1 不同拟合数据长度精密钟差外推精度(单位:纳秒)

	1	0.14	-0.22	1.05	-0.02
二次多项	5	0.06	0.16	0.34	0.04
式插值	10	0.04	-0.01	0.60	0.15
	20	-0.09	0.42	-0.97	-0.25

由上表可以看出,两种卫星钟差插值方法在用于短时预报时,同一颗卫星二 者精度范围相当。结合图 5.1 来看,对于钟差抖动较大的卫星(G24),其外推误 差为 0.2~1.0 ns 之间;对于抖动较平缓的卫星(G02 和 G19),其外推误差为 0.01~0.42 ns 之间;对于线性较好的卫星(G27),其外推误差为 0.02~0.25 ns 之 间,基本都可以满足精度需求。根据以上结论,本文采取线性拟合进行外推,拟 合数据长度选取 1 h 更为恰当。

5.2 精度评定与连续性分析

5.2.1 精度评定

IGS 事后精密卫星钟差产品的精度可以达到 75 ps,因此可以将其作为真值 来评定其他分析中心钟差产品的精度。通常可以采用"一次差法",即直接将相 同历元下各分析中心的卫星精密钟差与 IGS 事后精密钟差产品作差来评定钟差 精度。真误差Δ^j(i)为:

$$\Delta^{j}(i) = \delta t^{j}(i) - \delta t^{j}_{IGS}(i) \qquad \dots (5.9)$$

原则上, 式中Δ^{*j*}(*i*)即为卫星*j*在历元*i*处的卫星钟差误差。但是 GNSS 卫星钟 差只能确定一个相对值, 即钟差解算时会有一个基准钟, 而不同分析中心使用的 软件的数学模型、所考虑的误差改正模型以及解算的参数不完全一致, 其钟差产 品的基准也可能不一致, 因此采用一次差法所计算的卫星钟差精度可能包含了系 统偏差, 不能反映真实的精度。为剔除卫星基准钟的影响, 即消除各分析中心精 密钟差的系统偏差, 本文采用"二次差法"来评定钟差精度(于合理, 2014)。步 骤如下:

(1) 将各卫星在各历元处的钟差与 IGS 最终钟差作一次差得到Δ^j(i),含 有系统误差:

$$\bar{\Delta}^{j}(i) = \delta t^{j}_{AC}(i) - \delta t^{j}_{IGS}(i) \qquad \dots (5.10)$$

式中, $\bar{\Delta}^{j}(i)$ 是卫星j在历元i处的包含系统偏差的卫星钟差误差, $\delta t^{j}(i)$ 、 $\delta t^{j}_{IGS}(i)$ 分别是卫星j的某分析中心和 IGS 事后精密钟差在历元i处的钟差值。

(2) 选取卫星s为参考星, $\overline{\Delta}^{j}(i)$ 的基础上, 减去所含的系统偏差

$$\Delta^{j}(i) = \overline{\Delta}^{j}(i) - \overline{\Delta}^{s}(i) \qquad \dots (5.11)$$

式中, $\Delta^{j}(i)$ 为卫星*j*在历元*i*处的卫星钟差误差, $\bar{\Delta}^{j}(i)$ 、 $\bar{\Delta}^{s}(i)$ 为卫星*j*和卫星 *s*在历元*i*处的包含系统偏差的卫星钟差误差。

(3) 计算该分析中心的卫星钟差时间序列的 RMS 值。

以 G11 和 G29 卫星为例,采用 2016 年 1879 周的数据,以 IGS 精密钟差产 品为基准,利用 GFZ、ESA、COD、SHA 和 JPL 分析中心的精密钟差与其作差, 选定 G01 卫星作为参考星再作星间单差来评定其钟差产品精度,G11、G29 卫星 的精密钟差精度如下:



图 5.2 不同分析中心 G11 卫星钟差精度


图 5.3 不同分析中心 G11 卫星钟差精度

由上述两幅图可以看出,各分析中心精密钟差产品精度基本一致,均在 0.4 ns 以内,此外,各分析中心精密钟差与 IGS 钟差产品的差值序列具有明显的周期性。将各颗卫星各分析中心与 IGS 钟差产品的二次差值作 RMS 统计,展示其钟差误差如下图所示,其中 G04 卫星在 1879 周内无观测数据,故图中不显示该卫星钟差误差 RMS 值;由于 IGS 在 1879 周并未提供 GLONASS 卫星钟差信息,故未计算 GLONASS 卫星钟差精度。



图 5.4 不同分析中心各 GPS 卫星钟差精度

从上图可以看出, ESA、COD 和 JPL 分析中心的精密钟差产品精度基本一致, 均在在 0.3 ns 之内, GFZ 和 SHA 分析中心的钟差产品精度相对更高, 在 0.2 ns 之内。统计各分析中心与 IGS 间所有 GPS 卫星精密钟差二次差值 RMS 平均值, GFZ 和 SHA 稍好, 分别 0.10 ns 和 0.15 ns, 其他分析中心次之, JPL 为 0.23 ns, ESA 为 0.25 ns, COD 为 0.29 ns。

5.2.2 连续性分析

IGS 的精密钟差产品采取以天为单位的数据处理策略,这导致卫星钟差在天与天交界处存在跳变,因此分析 IGS 各分析中心的精密钟差产品精度可以从其连续性入手,即同一分析中心连续两天的精密钟差在某一相同历元的差异。相邻 两天同一历元*j*时刻卫星*i*的钟差差值可表示为:

$$dclk^{i} = clk^{i}(j) - clk^{i}(j) \qquad ... (5.12)$$

但由于每个历元的基准可能不同,所以本文选定某一卫星s为基准卫星,将 上式计算所得的钟差差值作星间单差,得到同一分析中心卫星i天与天边界处钟 差跳变值:

$$lk - RMS = dclk^{i} - dclk^{s} \qquad .. (5.13)$$

目前国际各 GNSS 分析中心提供的单天精密轨道产品所给的卫星坐标是从 00:00:00-23:45:00,两天数据间没有重叠时段,钟差跳变的计算需要将当天的钟 差外推一个历元至该天 24:00:00 时刻,并与下一天零点的钟差真值作差。

利用 GFZ、ESA、COD、SHA 和 JPL 这 5 个分析中心 2013-2017 年的精密 钟差产品进行钟差连续性分析,以 5 个分析中心 G01 卫星为基准,在钟差差值 基础上作星间单差,下面两幅图给出了各分析中心所有 GPS 卫星和 GLONASS 卫星精密钟差跳变 RMS 统计值。



图 5.5 不同分析中心各 GPS 卫星钟差跳变 RMS 值



图 5.6 不同分析中心各 GLONASS 卫星钟差跳变 RMS 值

由上述两幅图可以看出,对于 GPS 卫星,GFZ 和 SHA 分析中心的钟差跳变 略大于 ESA、COD 和 JPL 三个分析中心;对于 GLONASS 卫星,ESA 分析中心

的钟差跳变略大于其他 4 个分析中心。此外,GLONASS 卫星钟差跳变明显大于 GPS 卫星,这与目前 GPS 卫星精密钟差产品精度相对较高相对应。

卫星系统	GFZ	ESA	COD	SHA	JPL
GPS	10.49	7.79	7.48	10.89	8.09
GLONASS	27.08	51.40	19.04	36.44	-
所有卫星	18.79	29.59	13.26	23.66	8.09

表 5.2 GPS/GLONASS 卫星钟差跳变值的 RMS 统计情况(单位: 厘米)

将 5 个分析中心各颗卫星的钟差跳变进行 RMS 统计,如上表所示。对于 GPS 卫星钟差跳变值的 RMS 统计,GFZ 为 10.5 cm 左右,ESA 为 7.8 cm 左右,COD 为 7.5 cm 左右,SHA 为 10.9 cm 左右,JPL 为 8.1 cm 左右。对于 GLONASS 卫 星钟差跳变值的 RMS 统计,GFZ 为 27.1 cm 左右,ESA 为 51.4 cm 左右,COD 为 19.0 cm 左右,SHA 为 36.4 cm 左右。由上述数据可以看出,对于 GPS 卫星,GFZ 和 SHA 分析中心钟差跳变相对较大;对于 GLONASS 卫星,ESA 分析中心 的钟差跳变相对较大。整体来看,COD 分析中心的钟差跳变最小。此外,GPS 卫 星 PRN 号为 4、8、10 和 24 的卫星钟差跳变值较大,分析其原因,G04 和 G10 可能由于其数据观测量较少所致,G08 和 G24 则由于其钟差序列存在一定程度 的抖动,采用普适性较强的线性拟合来外推使其外推精度存在一定损失。

5.3 小结

本章详细阐述了精密卫星钟差的两种插值方法,并分别采用这两种方法进行 钟差外推,实验过程中通过采取不同的拟合数据长度对这两种方法进行了进一步 的对比说明;其次介绍了卫星精密钟差精度评定的方式之一——"二次差法", 以及钟差连续性分析方法。得出以下结论:

(1)通过对两种卫星精密钟差插值方法的对比,可以看出卫星钟差外推结果的好坏程度取决于采取的拟合方法与卫星钟差变化特性的符合程度;其次,由于钟差特性的差异,不同卫星外推精度达到最优时其所需拟合数据长度也略有差别;从整体来看,钟差插值方法用于短时钟差预报(即钟差外推)时,拟合数据长度

为1h的线性插值效果稍好。

(2) 采用"二次差法"评定了各分析中心精密钟差产品的精度,其误差均在 亚纳秒级;利用日边界不连续分析方法对精密钟差产品的连续性进行分析,结果 表明,各分析中心平均钟差跳变 RMS 值均在 30 cm 之内,其中,GPS 卫星钟差 跳变 RMS 值小于 GLONASS 卫星,这与目前 GLONASS 卫星精密钟差精度稍低 相对应。

第6章 精密时空产品一致性分析

IGS 时空产品主要指卫星最终精密轨道和钟差,其产品间的一致性是用户进行高精度定位、导航的基本保障(魏娜,2009)。本文通过计算精密轨道和钟差跳变的空间信号测距误差,来反映不同分析中心其时空产品的一致性;并通过使用同一分析中心的精密轨道、钟差以及地球自转参数产品,对比同一测站精密单点定位结果来反映其产品一致性。

6.1 空间信号测距误差

空间信号测距误差(Signal-In-Space User Ranger Error, SISURE)是指卫星实际位置和钟差与广播星历之间的差异的综合,它反映了卫星轨道和钟差的整体误差,本文将其用于评定 IGS 各个分析中心精密时空产品的一致性,其计算公式为:

SISURE =
$$\sqrt{(\alpha \cdot R - Clk)^2 + \beta(A + C)^2}$$
 ... (6. 1)

式中, α和β分别是各方向的投影系数, 对于不同轨道高度的卫星, 其值见如 下表格; *R、A、C*的含义及计算公式如下所示。

系数	GPS	GLONASS	Galileo	BDS(MEO)	BDS(GEO/IGSO)
α	0.98	0.98	0.98	0.98	0.99
β	1/49	1/45	1/61	1/54	1/126

表 6.1 不同 GNSS 系统 SISURE 系数

获取地固系下 GNSS 精密星历各分析中心的轨道不连续误差,即轨道跳变 后,可通过下式将轨道差异旋转至卫星轨道坐标系。

$$\begin{bmatrix} R \\ A \\ C \end{bmatrix} = G_{3\times3} \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix}$$
 .. (6. 2)

上式中,*R、A、C*分别为精密星历在卫星轨道坐标系中径向(Radial)、切向 (Along-track)和法向(Cross-track)的不连续误差;*G*_{3×3}为地固系至卫星轨道坐 标系的旋转矩阵; Δ*X、*Δ*Y、*Δ*Z*为地固系下的精密星历轨道不连续误差。

将上述两章节中计算的 GFZ、ESA、COD、SHA 和 JPL 这 5 个分析中心 2013-62 2017年的时空产品(精密轨道和精密钟差)连续性误差,采用空间信号测距误差 方法,来评估其整体连续性精度,同时也可以侧面反映其时空产品的一致性。下 面两幅图描述了各分析中心所有 GPS 卫星和 GLONASS 卫星空间信号精度 RMS 统计情况。



图 6.1 不同分析中心各 GPS 卫星空间信号测距误差 RMS 值



图 6.2 不同分析中心各 GLONASS 卫星空间信号测距误差 RMS 值

由上述两幅图可以看出,对于 GPS 卫星,GFZ 和 SHA 分析中心的空间信号 误差略大于 ESA、COD 和 JPL 三个分析中心;对于 GLONASS 卫星,ESA 分析 中心的空间信号误差略大于其他 4 个分析中心。此外,GPS 卫星 PRN 号为 4、 8、10 和 24 的卫星其空间信号精度较低,分析其原因,G04 和 G10 可能由于其 数据观测量较少所致,G08 和 G24 则由于其钟差序列存在一定程度的抖动,采 用普适性较强的线性拟合来外推使其外推精度有一定损失,导致其 SISURE 值较 大;GLONASS 卫星空间测距误差明显大于 GPS 卫星,这与目前 GLONASS 卫 星精密产品精度相对较低相对应。

表 6.2 GPS/GLONASS 卫星空间信号测距误差的 RMS 统计情况(单位:厘米)

卫星系统	GFZ	ESA	COD	SHA	JPL
GPS	9.85	7.31	7.14	10.05	7.91
GLONASS	26.52	47.51	18.70	37.54	-
所有卫星	18.19	27.41	12.92	23.80	7.91

将 5 个分析中心各颗卫星的空间信号精度进行 RMS 统计,如上表所示。对于 GPS 卫星空间信号测距误差值的 RMS 统计,GFZ 为 9.9 cm 左右,ESA 为 7.3 cm 左右,COD 为 7.1 cm 左右,SHA 为 10.1 cm 左右,JPL 为 7.9 cm 左右。对于 GLONASS 卫星空间信号测距误差值的 RMS 统计,GFZ 为 26.5 cm 左右,ESA 为 47.5 cm 左右,COD 为 18.7 cm 左右,SHA 为 37.5 cm 左右。由上述数据可以 看出,对于 GPS 卫星,GFZ 和 SHA 分析中心精密时空产品的空间信号精度相对 更低;对于 GLONASS 卫星,ESA 分析中心时空产品的空间信号精度相对更低。 整体来看,COD 分析中心的空间信号测距误差最小。

6.2 精密单点定位

精密单点定位主要利用 IGS 发布的高精度 GNSS 卫星轨道和钟差产品,通 过联合 GNSS 接收机的双频载波相位观测值来实现高精度定位(刘经南, 2002), 由于其对 GNSS 精密产品的精度有一定要求,所以本文利用精密单点定位来评 估各分析中心 GNSS 精密产品的一致性。

本文采用 GFZ、ESA、COD、SHA 和 JPL 这 5 个分析中心 2016 年年积日为 10 至 37 共 4 周的精密轨道、钟差以及地球自转参数产品,对 yarr 测站进行精密 单点定位,计算时将站点 24 小时的观测数据当成一个整的时段来处理。将利用 不同分析中心精密产品进行 PPP 解算的收敛后的测站坐标与 IGS 给出的 SINEX (Solution in Independent Exchange Format, SINEX)解中的测站坐标作差,下面给出 yarr 测站 N、E、U 三个方向的 PPP 精度。



图 6.3 yarr 测站 N 方向精密单点定位精度







图 6.5 yarr 测站 U 方向精密单点定位精度

由上述三幅图可以看出,利用各分析中心产品解算的 PPP 测站坐标精度差别不大,N、E 方向基本在毫米范围,U 方向坐标残差相对较大,误差达到厘米

级。对以上结果进行 RMS 统计,如下表所示。

测站	方向	GFZ	ESA	COD	SHA	JPL
	Ν	4.92	3.14	2.58	3.91	4.32
yarr	E	2.88	3.33	2.52	5.76	3.07
	U	18.97	17.00	17.32	15.11	15.99

表 6.3 不同分析中心 yarr 测站各方向精度 RMS 值(单位:毫米)

从上表可以看出,每个分析中心在 N、E 两个方向上的精度都要优于 U 方向 上的精度,产生这种现象的原因一方面是高程方向受对流层延迟影响,另一方面 也与选取的点的位置有关。此外,上表显示 COD 所提供的数据进行精密单点定 位的精度相对较高,可以认为其时空产品的一致性更高,ESA 和 JPL 次之,GFZ 和 SHA 相对稍差。

6.3 小结

本章阐述了精密时空产品一致性分析的两种方法,空间信号测距误差和精密 单点定位,并分别利用两种方法计算了 5 个 IGS 分析中心精密时空产品的 SISURE 值和 yarr 测站精密单点定位结果,得出以下结论:

(1) 由各分析中心时空产品 SISURE 值可以看出, GPS 卫星的一致性普遍优于 GLONASS 卫星, 且结合第四、五章分析结果可知, 其误差主要来源于卫星精密钟差不连续性。

(2) 精密单点定位采用的是 GPS 单系统定位,根据 PPP 结果可知, JPL、ESA 和 COD 分析中心的时空产品一致性优于 GFZ 和 SHA 分析中心,而从 GPS 卫星 的 SISURE 值不难看出,前三个分析中心的时空产品一致性也优于 GFZ 和 SHA 分析中心;且两种方法以精度高低排序,前三者的顺序虽略有不同,但差距均很 小,这可能由于分析过程中两种方法采用的数据时间段长短不同所致。因此空间 测距误差可以用来分析 GNSS 精密时空产品的一致性。

第7章 总结与展望

7.1 研究内容总结

随着各个国家 GNSS 系统的发展与完善,其应用也更加广泛,用户对 IGS 提供的最终产品的需求也不断提高,对 IGS 各个分析中心的时空产品精度进行评估可以为其提供有益的反馈信息,从而提高其服务性能。本文首先阐述了 IGS 的总体概况及其产品说明,为后面评估和分析其产品精度、连续性和一致性奠定了一定的基础;其次对 IGS 时空产品的主要应用——精密单点定位,进行了详细的介绍,主要包括其误差源和数学模型,最后评估了 GFZ、ESA、COD、SHA 和JPL 这 5 个分析中心精密时空产品的精度、连续性和一致性。总体来说,本文的主要研究内容如下:

(1)介绍了三种精密轨道插值方法,拉格朗日多项式插值、Neville 插值和牛顿多项式插值,并通过算例对三种插值方法的内插和外推精度进行了分析。结果表明,三种插值方法阶数分别为10、11和11时,内插精度最高且效果基本一致,误差为毫米量级;外推精度则Lagrange最佳,Newton次之,Neville 稍差,整体误差达到厘米甚至米级。

(2) 阐述了轨道积分方法的过程与常用积分法——配置法的基本原理,并计 算了 5 个 IGS 分析中心 2013-2017 年 5 年的轨道拟合与外推精度,其拟合和外推 精度均在毫米量级,满足精密星历精度要求。采用两种不同光压模型进行轨道外 推,结合 IGS 官方所给各分析中心积分策略变化情况,分析了力学模型对轨道外 推精度的影响。

(3) 归纳了三种精密轨道精度评定方法,并用其中两种评估了 5 个 IGS 分析 中心的轨道产品。结果表明,各精度评定方法各有优劣,所得出的结论也不完全 相同,因此建议在评定时尽可能采取多种方式。介绍并采用轨道连续性分析方法 对 IGS 轨道产品进行分析,在此基础上,对 5 年的长周期跳变序列进行频谱分 析,并解释其周期项对应原因。

(4)利用两种不同卫星精密钟差插值方法进行钟差外推,结果表明,线性拟 合用于钟差短时预报的效果稍好于二次多项式拟合。并且得出了卫星钟差外推结 68 果的好坏程度取决于采取的拟合方法与卫星钟差变化特性的符合程度的结论,建 议在对钟差进行外推或者预报时,先分析卫星钟特性。

(5) 采用"二次差法"评定了各分析中心精密钟差产品的精度,其误差均在 亚纳秒级;利用日边界不连续分析方法对精密钟差产品的连续性进行分析,结果 表明,各分析中心平均钟差跳变 RMS 值均在 30 cm 之内,其中,GPS 卫星钟差 跳变 RMS 值小于 GLONASS 卫星,这与目前 GLONASS 卫星精密钟差精度稍低 相对应。

(6) 利用空间信号测距误差和精密单点定位两种方式分析 5 个 IGS 分析中心时空产品的一致性,结果表明,SISURE 值可以用来反映 GNSS 精密时空产品的一致性。

7.2 未来工作展望

本文对 GNSS 时空产品的精度、连续性和一致性进行了简单的评估与分析, 得出了初步的结论。但本文还有很多不足之处,在今后的工作中,仍需进一步研 究:

(1) MGEX 数据产品分析与评估

本文仅对 IGS 产品中的 GPS 和 GLONASS 时空产品进行了一系列分析,为 更全面地评价各个分析中心的时空产品,下一步可以考虑评估 MGEX 数据产品, 包括 Galileo 和 BDS 等数据产品。

(2) SLR 数据进行轨道精度评定

本文采取的两种轨道精度评定方式都是利用 GNSS 数据,在同种技术下产品间的比较。SLR 测距精度高且观测受大气影响较小,具有一定的稳定性,所以今后可以加入该方法用于轨道精度评定。

(3) 轨道和钟差互差的结果进行频谱分析

本文对轨道和钟差产品精度都采用了互差法进行精度评定,根据互差结果可 以看出,卫星的 R、T、N 方向的轨道互差序列,以及钟差互差序列均存在一定 的周期性,下一步可以将其进行频谱分析,找出导致互差值产生变化的原因。

(4) IGS 其余产品及其他产品连续性分析

本文对 IGS 时空产品进行了连续性分析,但并未涉及对流层、电离层等产品 的连续性分析问题,下一步可以分析 IGS 其余产品,以及其他以天为周期发布的 产品如 SLR 数据等,研究其他以天为周期进行解算的产品是否存在天与天边界 处的跳变问题。

(5) 插值方法用于精密星历外推

本文对比分析了三种插值方法,从中看出,三种插值方法用于轨道外推时精 度损失均较为严重,今后可以进一步研究能否通过采取一定措施提高插值方法用 于轨道外推的精度。

致谢

时光荏苒,岁月如梭,三年短暂的研究生求学生涯飞逝而过。此间,在众多 师友的指导和帮助下,得以完成该论文。首先,我衷心地感谢我的两位指导老师 周旭华研究员和陈俊平研究员。从研二回台面见周老师并谈到以后的工作发展, 到论文完成之际,他一直心系我的学业和科研状况,督促并激励我前行。周老师 严谨的治学态度和乐观的生活态度深深影响着我。论文的完成更离不开陈老师的 悉心指导、鼓励和支持,从研究内容的选题到研究工作中遇到问题时的解惑和鼓 励以及论文撰写中一次次地细心修改,都倾注了陈老师大量的心血,他渊博的学 识、敏锐的科学见解以及高尚的师德时刻影响着我。师恩如海,没齿难忘!

感谢国科大和天文台的各位任课老师,他们在课程学习上的悉心指导,为我 之后的研究工作奠定了夯实的理论基础;感谢国科大和天文台研究生部的各位老 师,他们在学习和生活方面的关心,以及科研之余一起举办参与的各项活动使我 在学习之余得到了身心放松,丰富了研究生求学生涯。

感谢同门的师兄师姐师弟师妹们,他们在我研究入门时的悉心带领以及遇到 问题时的耐心解惑,不仅帮助我尽快完成学业任务,而且内心倍感温暖。感谢国 科大以及天文台的诸位同窗好友,我们一起讨论和分享学习过程中的各项琐事, 学习之余一起参加各项活动。感谢办公室的师兄师姐师弟师妹,有幸遇见你们, 让我在天文台的时候充满许多快乐美好的回忆!

感谢我的父母,你们含辛茹苦的养育和教诲,无私的奉献和支持是我动力之 源泉,感谢我的弟弟以及其他亲人无条件的支持和生活上的陪伴。

最后感谢所有一路相伴而来甚至中途走散的亲人朋友们,谢谢你们!

董志华 2019年5月

参考文献

蔡昌盛. 多模 GNSS 融合精密单点定位理论与方法[M]. 北京: 科学出版社, 2017.

常远,林伟华,徐战亚. 滑动 Neville 插值算法在 GPS 精密星历插值中的应用研究[J]. 测绘

地理信息, 2017(1).

常志巧, 郝金明, 张成军. GPS 精密星历的外推精度分析[J]. 测绘工程, 2006, 15(2).

陈俊平, 王解先, GPS 定轨中的太阳辐射压模型, 天文学报, 2006.

陈晓江, 黄樟灿. 2009. 数值分析[M]. 北京: 科学出版社.

洪樱, 欧吉坤, 彭碧波. GPS 卫星精密星历和钟差三种内插方法的比较[J]. 武汉大学学报 • 信息科学版, 2006, 31(6): 516-518.

季善标,朱文耀,熊永清.精密 GPS 卫星钟差的改正和应用[J]. 空间科学学报, 2001,

21(1):42-48.

雷辉. 基于转发式的导航卫星精密定轨研究[D]. 中国科学院研究生院(国家授时中心).

李浩军, 王解先, 胡丛玮, 等. 基于历元间差分技术的精密单点定位研究 [J]. 宇航学报,

2010,31(3):748-752.

李济生. 人造卫星精密轨道确定[M]. 解放军出版社, 1995.

李明峰, 江国焰, 张凯. IGS 精密星历内插与拟合法精度的比较[J]. 大地测量与地球动力学, 2015(2).

李征航, 龚晓颖, 刘万科. 配置法在卫星轨道积分中的应用[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2010, 35(3):253-256.

刘经南,叶世榕.GPS 非差相位精密单点定位技术探讨[J]. 武汉大学学报•信息科学版,2002, 27(3): 234-240.

刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.

刘小明, 任雅奇, 姚飞娟. 高精度 GPS 数据处理中 IGS 站的选取[J]. 测绘科学, 2014, 39(6):22-24.

- 刘炎炎,叶世榕,江鹏等. IGS 事后精密星历产品不连续性分析及处理方法[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2014, 39(10): 1174-1178.
- 施闯, 刘经南, 姚宜宾. 2002. 高精度 GPS 网数据处理中的系统误差分析[J]. 武汉大学学报 (信息科学版)27(2): 148-152.
- 魏二虎, 柴华. GPS 精密星历插值方法的比较研究[J]. 全球定位系统, 2006, 31(5):13-15.
- 魏娜, 施闯, 李敏, et al. IGS 产品的一致性分析及评价[J]. 武汉大学学报•信息科学版, 2009, 34(11): 1363-1367.
- 杨剑, 王泽民, 孟泱, 等. GLONASS 卫星轨道积分算法分析[J]. 武汉大学学报•信息科学版, 2006, 31(7):613-615.
- 杨赛男, 陈俊平, 张益泽, et al. 基于最小二乘频谱分析的 GPS/GLONASS 卫星钟差特性研究 [J]. 大地测量与地球动力学, 2014(2):169-174.
- 杨元喜, 文援兰. 卫星精密轨道综合自适应抗差滤波技术[J]. 中国科学 D 辑, 2003, 33(11):1112-1119.

于合理, 郝金明, 刘伟平, et al. 一种卫星钟差精度评估方法[J]. 海洋测绘, 2014, 34(2):11-13. 张丽, 徐源强, 李政. 精密单点定位中卫星钟差插值方法研究[J]. 测绘通报, 2013(7):16-18.

- 张守建, 李建成, 邢乐林, et al. 两种 IGS 精密星历插值方法的比较分析[J]. 大地测量与地球 动力学, 2007, 27(2):94-94.
- 张益泽,陈俊平,王解先, et al. GPS/BDS 精密高频卫星钟差计算及应用[J]. 东南大学学报: 自然科学版, 2017(47):678.
- 郑作亚, 卢秀山. 基于加权的伪距和历元间相位差分模型 GPS 单点定位方法[J]. 测绘科学, 2007, 32(5):47-49.
- Arnold D, Meindl M, Beutler G, et al. CODE's new solar radiation pressure model for GNSS orbit determination[J]. Journal of Geodesy, 2015, 89(8):775-791.
- Chen J P, Zhang Y Z, Zhou X H, et al. GNSS clock corrections densification at SHAO: from 5 min to 30 s[J]. Science China: Physics, Mechanics and Astronomy, 2014, 57(1):166-175.
- Chen J, Wu B, Hu X, et al. SHA: The GNSS Analysis Center at SHAO[C]// 中国卫星导航学术年 会电子. 2012.

- Dach R, Lutz S, Walser P, et al. Bernese GNSS Software Version 5.2, Astronomical Institute, University of Bern, Bern Open Publishing, https://doi.org/10.7892/boris.72297, 2015.
- Dow JM, Neilan RE, Rizos C. The international GNSS service in a changing landscape of Global Navigation Satellite Systems. Journal of Geodesy, 2009, 83(3-4):191-198.
- Ferland R, Gendt G, Schöne, T. IGS Reference Frame Maintenance[C]. Celebrating a Decade of the International GPS Services, IGS 2004 Workshop and Symposium, Bern, 2005.
- Gao Y, Shen X. Improving ambiguity convergence in carrier phase-based precise point positioning[C]. In: Proceedings of ION GPS 2001, Institute of Navigation, Salt Lake City, UT, USA, September 11-14, pp 1532-1539.
- Griffiths J, Ray J R. On the precision and accuracy of IGS orbits[J]. Journal of Geodesy, 2009, 83(3-4):277-287.
- Griffiths J, Ray J R. Sub-daily alias and draconitic errors in the IGS orbits[J]. Gps Solutions, 2013, 17(3):413-422.
- Guo J, Xu X, Zhao Q, et al. Precise orbit determination for quad-constellation satellites at Wuhan University: strategy, result validation, and comparison[J]. Journal of Geodesy, 2016, 90(2):143-159.
- Hauschild A, Montenbruck O, Steigenberger P. Short-term Analysis of GNSS Clocks[J]. GPS Solutions, 2013, 17(3): 295-307.
- Hui Y, Pagiatakis S D. Least squares spectral analysis and its application to superconducting gravimeter data analysis[J]. Geo-Spatial Information Science, 2004, 7(4):279-283.
- Kouba J , Pierre Héroux. Precise Point Positioning Using IGS Orbit and Clock Products[J]. GPS Solutions, 2001, 5(2):12-28.
- Liu T , Yuan Y , Zhang B , et al. Multi-GNSS precise point positioning (MGPPP) using raw observations[J]. Journal of Geodesy, 2017, 91(3):253-268.
- Montenbruck, O, Steigenberger, P, Khachikyan, R, Weber, G, Langley, R.B, Mervart, L. and Hugentobler, U. (2014) IGS-MGEX: Preparing the Ground for Multi-Constellation GNSS Science. Inside GNSS, 9, 42-49.

- Prange, L., Orliac, E., Dach, R. et al. CODE's five-system orbit and clock solution—the challenges of multi-GNSS data analysis.JGeod (2017) 91: 345.
- Qing Y, Lou Y, Dai X, et al. Benefits of satellite clock modeling in BDS and Galileo orbit determination[J]. Advances in Space Research, 2017, 60(12).
- Rodriguez-Solano C J, Hugentobler U, Steigenberger P, et al. Impact of Earth radiation pressure on GPS position estimates[J]. Journal of Geodesy, 2012, 86(5):309-317.
- Schenewerk M. A brief review of basic GPS orbit interpolation strategies[J]. Gps Solutions, 2003, 6(4):265-267.
- Springer T A ,Beutler G , Rothacher M . A New Solar Radiation Pressure Model for GPS Satellites[J]. GPS Solutions, 1999, 2(3):50-62.
- SteigenbergerP, Hugentobler U, Loyer S, et al. Galileo Orbit and Clock Quality of the IGS Multi-GNSS Experiment[J]. Advances in Space Research, 2015, 55(1):269-281.
- Zhang B C , Ou J K , Yuan Y B , et al. Extraction of line-of-sight ionospheric observables from GPS data using precise point positioning[J]. Science China. Earth Sciences, 2012, 55(11):1919-1928.
- Zumberge J F , Heflin M B , Jefferson D C , et al. Precise point positioning for the efficient and robust analysis of GPS data from large networks[J]. Journal of Geophysical Research Solid Earth, 1997, 102(B3):5005-5017.

作者简历及攻读学位期间发表的学术论文与研究成果

作者简历:

董志华, 女, 1993年10月出生, 内蒙古包头。

2012年09月——2016年06月,长安大学,测绘工程,获工学学士学位。

2016年09月——2019年06月,中国科学院大学上海天文台,天体测量与天体力学,硕士研究生。

获奖情况:

2019年5月 中国科学院大学三好学生

2018年5月 中国科学院大学优秀学生干部

2017年5月 中国科学院大学优秀学生干部

2017年5月 中国科学院大学优秀共产党员

已发表(或正式接受)的学术论文:

董志华, 陈俊平, 周旭华. GNSS 精密轨道产品不连续性分析及评估. 天文学 报(已接收)

参加的研究项目及获奖情况:

国家青年科学基金项目,中国百年历史大地震震后形变对当代构造运动的影响研究(11803065),2019.01-2021.12,参与人。

- 大地测量与地球动力学国家重点实验室开放课题项目,基于 IGS/iGMAS 精密钟差产品的北斗综合时算法研究(SKLGED2019-3-1-E),2019.01-2020.12,参与人。
- 上海市空间导航与定位技术重点实验室开放课题项目,北斗在轨卫星钟性能监测(KFKT-201704), 2017.07-2019.06,参与人。