

重力场模型对低轨卫星定轨的影响^{* 1}

张德成^{1,2)} 赵春梅²⁾ 郑作亚¹⁾

(¹⁾ 山东科技大学测绘科学与工程学院,青岛 266590)
(²⁾ 中国测绘科学研究院,北京 100830)

摘 要 利用仿真观测数据,采用简化动力学低轨卫星定轨方法,分析了 GEMT3、JGM3、EGM96、TEG4、EIGEN2 和 EIGEN-GL04C 重力场模型对低轨卫星定轨精度的影响。结果表明,仿真得到的观测数据与实际情况比较符合,能够满足各种实验分析的需要;不同的重力场模型以及不同阶数对定轨精度有较大影响,采用由 CHAMP 或 GRACE 重力卫星数据得到的重力场模型定轨精度最高,与采用其他重力场模型相比,精度差异在 cm 级,最大达到 22.47 cm,在定轨时应进行合理的选择。

关键词 星载 GPS 观测数据;低轨卫星定轨;重力场模型;CHAMP;GRACE

中图分类号:P228.1

文献标识码:A

INFLUENCE OF GRAVITY FIELD MODELS ON ORBIT DETERMINATION OF LEOS

Zhang Decheng^{1,2)}, Zhao Chunmei²⁾ and Zheng Zuoya¹⁾

(¹⁾ Geomatics College, Shandong University of Science and Technology, Shandong Qingdao 266590)
(²⁾ Chinese Academy of Surveying and Mapping, Beijing 100830)

Abstract Simulation of onboard GPS data was completed using the simulation model of Bernese software. With the observation data obtained from simulation, The influence of different gravity field models (GEMT3、JGM3、EGM96、TEG4、EIGEN2 and EIGEN-GL04C) on the accuracy of orbit determination in low-orbit satellites was analyzed by simplified dynamic orbit determination method. The results show that the simulation data is consistent with actual situation, which can meet the need of a variety of experimental analysis. The influences of different gravity field models and degree on the accuracy of orbit determination are different, and the best result with the models generated from CHAMP's and GRACE's gravity data were achieved. Compared to the other gravitational field models, the accuracy difference of orbit determination with the method is in centimeter level.

Key words: onboard GPS observation; simulation; orbit determination of LEOs; gravity field model; CHAMP; GRACE

1 引言

目前,利用星载 GPS 观测数据进行低轨卫星定轨已经发展得比较成熟,定轨的三维精度能达到 cm

级水平^[1-3]。为了进一步提高定轨的精度和稳定性,就需要对定轨的方法、误差模型和某些具体算法进行深入分析。然而,实际的观测值可能包含各种复杂的误差,甚至有时候无法获得有效的跟踪观测

* 收稿日期:2013-08-30

基金项目:国家自然科学基金(41274018);测绘地理信息公益性行业科研专项(201412001)

作者简介:张德成,男,1988 年生,硕士研究生,主要研究方向为 GNSS 定位定轨与导航技术. E-mail: dchzhang@163.com

数据。这就需要进行观测数据的仿真,获得相对“干净”的观测值,从而进行有针对性的研究分析。

在进行低轨卫星简化动力学定轨中,需要考虑的摄动力包括地球引力摄动、 N 体摄动、潮汐摄动、大气阻力摄动、相对论摄动、太阳光压摄动以及地球红外辐射和地球反射压摄动等。由于低轨卫星的轨道高度为 200 ~ 800 km,在受到的各种摄动力中,地球引力摄动加速度可以达到 $2.709\ 629 \times 10^{-2} \text{ms}^{-2}$,平均贡献值为 99.37%^[4]。因此,重力场模型的精度在很大程度上影响到低轨卫星定轨的精度。韩保民^[5]曾对动力学模型对定轨的影响做过研究,其中涉及到比较早期的重力场模型,得到了有益的结论。

本文采用非差简化动力学低轨卫星定轨^[6]的方法,利用 BERNES 仿真模块得到的观测数据,分析了不同重力场模型和不同阶数对定轨精度及不同轨道高度的低轨卫星定轨的影响。

2 星载 GPS 观测数据仿真

2.1 仿真原理

在仿真星载 GPS 观测数据时,首先要建立低轨卫星和 GPS 卫星的轨道模型^[7]。低轨卫星轨道可以采用官方发布的动力学轨道作为真值,也可以根据轨道参数、力学模型和相关的数据进行积分得到;而 GPS 卫星的轨道可以根据已知的 GPS 精密卫星星历求得。然后根据低轨卫星轨道和 GPS 卫星轨道,计算出相应时刻低轨卫星与 GPS 卫星之间的真实距离,并通过各种误差的仿真模型,求出仿真时刻各种误差的大小。最后根据一定的选星条件,在真实距离基础上加入仿真时刻的误差,就形成了相应的仿真观测值。仿真流程如图 1。

2.2 BERNES 软件实现观测数据的仿真

在 BERNES 软件中,通过专门的仿真模块,不仅可以实现地面站观测数据的仿真,还能实现低轨卫星观测数据的仿真。只需要提供 GPS 卫星轨道和相应的低轨卫星轨道,就可以得到包含码观测量和相位观测量的星载 GPS 观测数数据。为了获得更为逼真的效果,仿真模块中提供了附加各种误差的功能。通过必要的误差模型和相应的参数设置,使得仿真出的观测数据更接近真实情况。

以 IGS 网站提供的 GPS 精密星历作为 GPS 卫星的轨道,基于 ZY-3 号卫星的轨道参数,采用较新的重力场模型 EGM2008(120 × 120),并考虑到其他摄动力,通过积分仿真得到 1 d 的低轨卫星轨道作为参考轨道。低轨卫星轨道参数设置如表 1。

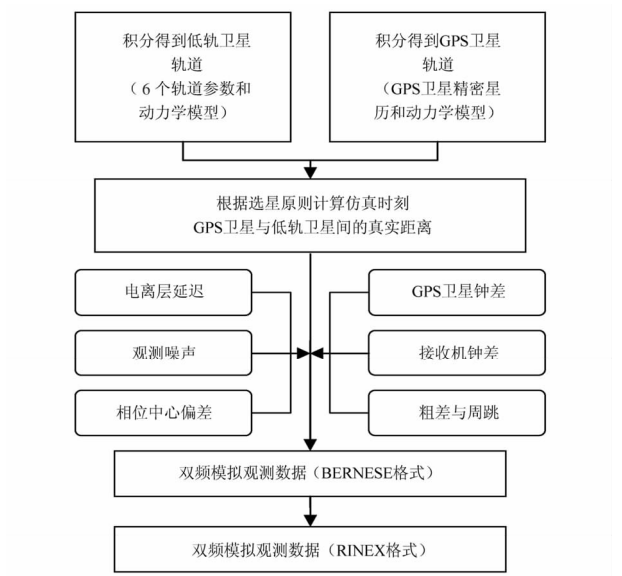


图 1 星载 GPS 观测数据仿真流程
Fig. 1 Flow of simulation of onboard GPS observation

表 1 低轨卫星轨道参数 Tab.1 Parameters of LEO orbit	
轨道参数	低轨卫星参数
长半径	6 881 367 m
偏心率	0.000 8°
倾角	97°
近地点角	- 77°
平近地点角	133°
升交点赤经	327°

在误差的仿真中,鉴于一般低轨卫星轨道高度的特点,不必考虑对流层延迟的影响。同时,在进行低轨卫星定轨的时候,采用双频无电离层组合观测量进行解算^[8],在仿真的时候没有考虑电离层误差的影响。所以在仿真的过程中,考虑的误差包括 GPS 卫星钟差、接收机钟差、观测噪声和周跳。对于 GPS 卫星钟差,采用 IGS 下载的高采样率的卫星钟差产品。对于低轨卫星接收机钟差,通过多项式拟合的方式来实现。在观测噪声的模拟中,设定了相应的先验观测噪声,码噪声为 0.5 m,载波相位为 0.005 m,仿真模块通过设定的观测噪声水平乘以服从正态分布的随机发生器产生的随机数来模拟观测噪声。对于周跳,假设每一颗卫星在任意历元发生周跳的可能性相同,通过设置发生周跳的个数以及周跳的大小,并设定周跳的最大值,就可以实现周跳的模拟。

除了以上内容之外,还考虑了相位中心改正,设置卫星截止高度角为零,并选取常用的 BLACK-JACK 型接收机作为仿真用的星载接收机模型。

2.3 仿真结果分析

通过分析,下载了 2012-07-27 的 GPS 卫星精密

星历、高采样率钟差(30 s)和极信息文件,并按照表 1 中的参数,仿真得到了星载 GPS 接收机一天的观测数据。从仿真结果看,大部分历元可追踪到的卫星数在 9~12 颗,与实际情况比较符合。图 2 所示为随机选取的 6 号 GPS 卫星伪距和相位观测值。

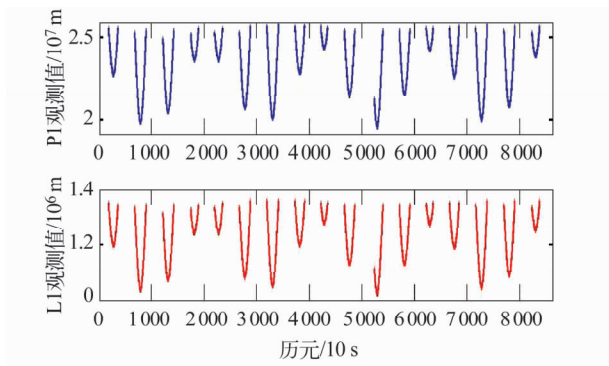


图2 星载 GPS 伪距(P1)、相位(L1)仿真观测值
Fig.2 Simulation of P1 and L1 onboard GPS observations

利用仿真得到的观测数据,应用低轨卫星非差简化动力学法进行定轨,定轨时所采用的动力学模型以及相应的参数与仿真时的一样,然后将得到的低轨卫星轨道与仿真的低轨卫星参考轨道进行比较分析。结果表明,定轨的结果与仿真观测值时所用的低轨卫星参考轨道相差不大,在 X 、 Y 、 Z 三个方向上的均方根分别为 0.72、0.56 和 0.69 cm,均小于 1 cm,在合理的误差范围内(图 3)。

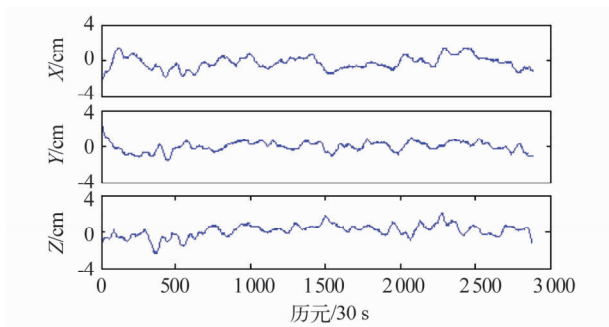


图3 仿真观测值定轨结果与低轨卫星参考轨道比较残差
Fig.3 Comparison of residuals of orbit determined by simulation observations with reference orbit

表 4 不同重力场模型不同阶数定轨结果与参考轨道比较均方根统计(单位:m)
Tab.4 Comparison of RMS of orbit determination with different gravitational field models and different degree to reference orbit(unit: m)

重力场模型	公布年份	最高阶数	阶数					
			20	40	60	80	100	120
GEMT3	1992	50	0.507 5	0.231 3				
JGM3	1996	70	0.490 8	0.094 1	0.072 8			
EGM96	1998	360	0.508 2	0.109 7	0.079 5	0.078 5	0.078 8	0.079 3
TEG4	2000	180	0.488 3	0.064 3	0.018 2	0.012 1	0.011 3	0.011 4
EIGEN2	2003	140	0.483 8	0.061 0	0.013 3	0.008 2	0.008 0	0.008 0
EIGEN-GL04C	2006	360	0.493 7	0.062 1	0.014 2	0.007 4	0.006 6	0.006 6

注:由于 GEMT3 和 JGM3 最高可以展开到 50 和 70 阶,因此假定之后的定轨结果保持不变。

3 重力场模型对定轨的影响分析

为了验证不同重力场模型对定轨精度的影响,选取 GEMT3、JGM3、EGM96、TEG4、EIGEN2 和 EIGEN-GL04C^[9]重力场模型进行分析。

算例 1:采用仿真的观测数据,分别以不同重力场模型以及同一重力场模型不同阶数对低轨卫星进行定轨。解算的轨道结果与采用 EGM2008 重力场模型仿真出的低轨卫星参考轨道进行比较。定轨所需的相关数据和动力学模型见表 2、3,统计结果见表 4。

由表 4 可以看出,采用重力场模型 EIGEN-GL04C 得到的定轨效果最好;GEMT3 定轨效果最差,不适合进行低轨卫星轨道解算;JGM3 和 EGM96 定轨结果精度有限,虽然 EGM96 能展开到比较高的

表 2 简化动力学法精密定轨所涉及的各类相关数据
Tab.2 Relative data of simplified dynamic orbit determination

数据项	来源	描述
低轨卫星参考轨道	仿真	轨道参数积分得到(EGM2008 重力场模型)
星载 GPS 数据	仿真	10 s 采样间隔的仿真数据
GPS 星历、钟差	IGS	IGS 中心下载的精密星历,高采样率钟差(30 s)
地球自转参数	IGS	IGS 中心下载的一天的地球自转参数文件

表 3 简化动力学法精密定轨所涉及的力学参数模型
Tab.3 Relative force models of simplified dynamic orbit determination

力学模型	描述
	GPS:JGM3
重力场模型	LEO: GEMT3、JGM3、EGM96、TEG4、EIGEN2 和 EIGEN-GL04C
N 体摄动	太阳、月亮和其他行星摄动(DE200)
潮汐摄动	固体潮、海潮和极潮模型
太阳辐射压	光压 9 参数模型
伪随机脉冲参数	RTN 方向上每 15 min 设置一组参数(共 96 组)

阶数,但是在 70 阶以后,定轨效果并不理想;对于定轨效果比较好的 TEG4、EIGEN2 和 EIGEN-GL04C 重力场模型,在展开到 80 阶以后,定轨结果趋于稳定,在展开到 100 阶以后,定轨精度无法再提高。

算例 2:在进行低轨卫星轨道仿真的时候,采用

EGM2008 重力场模型,分别积分得到轨道高度在 300、500 和 700 km 的低轨卫星轨道。然后,利用仿真得到的观测数据,仍然采用 EGM2008 重力场模型分别进行定轨解算,得到的轨道结果与参考轨道作比较,统计结果如表 5 所示。

表 5 不同轨道高度定轨结果与参考轨道比较均方根统计(单位:m)

Tab. 5 Comparison of RMS of orbit determination with different orbit altitude to reference orbit(unit:m)

轨道高度 (km)	阶数					
	20	40	60	80	100	120
300	1. 410 0	0. 369 0	0. 121 3	0. 107 9	0. 047 9	0. 024 2
500	0. 483 6	0. 061 0	0. 013 3	0. 007 5	0. 006 6	0. 006 6
700	0. 214 8	0. 015 8	0. 006 0	0. 005 7	0. 005 7	0. 005 7

由表 5 可以看出,低轨卫星轨道高度在 700 km 时,定轨时重力场模型只需要展开到 60 阶,定轨结果就能趋于稳定。但是,对于轨道高度在 300 km 的低轨卫星,重力场模型展开到 120 阶也不能达到很好的效果。因此,在进行低轨卫星定轨时,随着轨道高度的降低,重力场模型要展开到较高的阶数才能满足定轨精度的要求。

4 结论

1)通过 BERNES 软件中的仿真模块,可以实现星载 GPS 观测数据的仿真,利用仿真的观测数据进行定轨解算,得到的轨道与参考轨道比较 RMS 在 1 cm 以内,满足实验分析的需要,仿真效果较好。

2)采用基于 CHAMP 和 GRACE 重力测量卫星数据得到的重力场模型 EIGEN2 和 EIGEN-GL04C 进行定轨,得到的定轨精度较高,并且在展开到 80 阶以后就能趋于稳定。这个结果说明,通过重力卫星数据进行地球重力场的恢复能取得更好的效果。

3)随着低轨卫星轨道高度的降低,重力场模型需要展开到较高的阶数才能满足定轨精度的需要。

因此,为了保证定轨结果的准确性和可靠性,在实际的低轨卫星精密定轨应用中,要综合考虑低轨卫星的轨道高度等特点,合理选取重力场模型及其阶数;建议采用 EIGEN2 或 EIGEN-GL04C 等包含重力卫星数据的重力场模型,并展开到 120 阶。

参 考 文 献

1 郑作亚,黄诚,卢秀山. 星载 GPS 精密定轨进展及其数学模型[J]. 大地测量与地球动力学,2007(1):112-118. (Zheng Zuoya, Huang Cheng and Lu Xiushan. Progress and mathematic models of on-board GPS precise orbit determination[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics,2007(1):112-118)

2 盛传贞,等. 利用星载 GPS 数据确定厘米级 Jason-1 卫星精密轨道[J]. 测绘通报,2012(4):11-14. (Sheng Chua-

nzhen, et al. Precise orbit determination of jason-1 satellite based on spaceborne GPS data with cm-level accuracy[J]. Bulletin of Surveying and Mapping,2012(4):11-14)

3 益鹏举,赵春梅,郑作亚. GRACE 卫星非差简化动力学定轨研究[J]. 测绘科学,2011,36(3):32-34. (Yi Pengju, Zhao Chunmei and Zheng Zuoya. GRACE simplified-dynamic orbit determination using zero-difference data[J]. Science of Surveying and Mapping,2011,36(3):32-34)

4 罗志才,等. GOCE 卫星轨道摄动的数值模拟与分析[J]. 武汉大学学报:信息科学版,2009,34(7):757-760. (Luo Zhicai, et al. Numerical simulation and analysis for GOCE satellite orbit perturbations[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University,2009,34(7):757-760)

5 韩保民. 动力学模型对简化动力学定轨精度影响仿真[J]. 系统仿真实报,2006,18(10):2 722-2 724. (Han Baomin. Simulation of impact of force models on orbiting accuracy of reduced-dynamic orbit determination[J]. Journal of System Simulation,2006,18(10):2 722-2 724)

6 汪楚,胡小工,郭鹏. 利用 Bernese5.0 软件实现 LEO 卫星精密定轨[J]. 天文研究与技术,2011,8(3):255-261. (Wang Chu, Hu Xiaogong and Guo Peng. Precision orbit determination of LEO Satellites using the software BERNES5.0[J]. Astronomical Research and Technology,2011,8(3):255-261)

7 赵春梅,欧吉坤. 星载 GPS 低轨卫星跟踪数据的建模与仿真[J]. 系统仿真实报,2004,16(6):1 132-1 134. (Zhao Chunmei and Ou jikun. Modelling and simulation of tracing data of low-orbit satellites based on GPS[J]. Journal of System Simulation,2004,16(6):1 132-1 134)

8 Svehla D and Rothacher M. Kinematic and reduced-dynamic precise orbit determination of low earth orbiters [J]. Advances in Geosciences,2003,(1):47-56.

9 郑伟,等. 地球重力场模型研究进展和现状[J]. 大地测量与地球动力学,2010,(4):83-90. (Zheng Wei, et al. Progress and present status of research on earth's gravitational field models [J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2010,(4):83-90)