

星载 GPS 观测数据的模拟研究^{*}

韩保民¹ 欧吉坤² 曲国庆¹ 柳林涛²

¹(山东理工大学建筑工程学院 淄博 255049)

²(中国科学院测量与地球物理研究所动力大地测量学重点实验室)

摘 要 重点分析了星载 GPS 观测值模拟的原理、数学模型等,并用模拟软件模拟了 CHAMP 卫星的星载 GPS 观测值情况.结果表明,根据本文提供模拟方法所模拟的 CHAMP 星载 GPS 观测值,与实测值相比,无论是在大小还是观测噪声水平上都很接近,因此能满足不同层次人员对星载 GPS 模拟观测值的需要.

关键词 星载 GPS 观测值; 模拟; 数学模型

中图法分类号 P 412

A Simulation Study of Onboard GPS Observations of LEOs

HAN Baomin¹ OU Jikun² QU Guoqing¹ LIU Lintao¹

¹(Shandong University of Technology, Zibo 255049)

²(Institute of Geodesy and Geophysics, The Chinese Academy of Sciences)

Abstract The simulation of GPS observation on a moving low-earth-orbiter (LEO) is to simulate the measured signals that would be received by a GPS receiver on a LEO. Since a LEO and GPS satellites are in a three-dimensional coordinate system, the values of various errors and observation noise level can be well calculated and known in advance, so using GPS simulation of the observations of a onboard GPS receiver can be of great help for judging some important parameters in orbit determination such as ambiguity resolution method, Kalman filtering technique and so on. In this paper, the method of simulating GPS observations of an onboard GPS receiver is systematically studied. The emphasis is first put on principle and mathematical model. Then, the GPS dual-frequency P codes and carrier-phase observations of potential onboard GPS receivers are simulated by employing some elaborately selected error modes. The results show that the simulated observations of CHAMP satellite obtained from software developed by the author are very close to the real measurements in-situ and such is observation noise level, therefore the simulation method used in this paper can meet the needs of different users of GPS data.

Key words Onboard GPS measurements, Simulation, Mathematical model

^{*} 国家自然科学基金项目 (40474001, 40474009) 和中国科学院“百人计划”项目共同资助
2004-05-28 收到原稿, 2004-11-08 收到修定稿

1 引言

近几十年来,低轨卫星(轨道高度在 1000 km 以下)由于特殊应用和科研的需要得到了迅速的发展,并在很多方面发挥了重大的作用.利用低轨卫星上星载雷达测高仪,可以在低轨卫星的轨道坐标精确求定的情况下获得精度很高的海平面高度^[1].用低轨卫星上的星载 GPS 接收机跟踪 GPS 卫星,借助无线电掩星(Radio Occultation)技术或称对流层临边探测技术(Limb Sounding)获取全球的大气探测综合资料,可以进行短期天气及长期气候研究^{[2],[3]}.另外,由于低轨卫星距地面不超过几百公里,这样对地球重力场的非均匀性,特别是对地球重力场的中长波的感应比较好,利用地面跟踪低轨卫星的观测数据是获得重力场中、低信息的最有效和经济的手段^[4].为了得到较高定轨精度,采用 GPS 技术是一种有效手段^[5].在将 GPS 应用到各领域之前,一般应先结合各领域的不同特点,进行可行性研究及方案论证.但实际观测数据的缺乏给方案论证带来了一定的困难,在这种情况下,应用星载 GPS 模拟观测值不失为一种较好的选择.星载 GPS 模拟观测值的使用可以有效的降低决策成本,并为最终方案的确定提供合理的科学论证.因此,深入开展星载 GPS 观测值模拟的研究意义重大^{[6],[7]}.

星载 GPS 观测值的模拟,一般由专门的 GPS 模拟软件或 GPS 模拟发生器实现.目前已有数家国外公司和研究机构在进行关于 GPS 观测值模拟的研究^[8],如 Illgen 公司已经研制出多种条件下的 GPS 观测值的模拟情况,并研制出 GPS 模拟发生器成品,可以满足不同层次用户的使用.在 JPL 的 GIPSY-OASIS II^[9]、GFZ 的 EPOS 软件中,也设有专门的星载 GPS 观测值模拟模块.另外,在瑞士 CODE 数据分析中心研制的 Bernese 定位软件中也有简单的地面静态 GPS 观测值的模拟模块^[10].但 GPS 模拟发生器的价格较高,其他定轨软件中星载 GPS 模拟软件模块的源代码又无法得到,因此,有必要研究具有我国自主知识产权的星载 GPS 模拟软件,以满足我国不同层次对星载 GPS 模拟观测值的需要.因此,本文系统地对比星载 GPS 观测值模拟的原理、方法及所用到的模型进行了研究,并依据 Bernese 软件中的地面静态 GPS 模拟模块的核心部分,结合最新研究成果,编制了星载 GPS 高动态观测值的模拟软件.文章最后结合 CHAMP 卫星

的运行状况,用软件模拟了 CHAMP 卫星星载 GPS 观测值.

2 星载 GPS 观测值模拟原理及流程

2.1 星载 GPS 观测值模拟原理

星载 GPS 观测数据的模拟的实质是利用已知任意历元低轨卫星的三维位置,来试图恢复该历元低轨卫星可能观测到的星载 GPS 信号.在实际星载 GPS 观测值模拟中,许多几何法定轨中 GPS 误差改正模型常被用做相应的误差模拟模型.在模拟星载 GPS 观测值时,应首先计算任意历元 GPS 卫星和低轨卫星的三维位置,然后根据低轨卫星及 GPS 卫星的位置、事先规定的卫星高度角及卫星选星条件等,计算在该历元低轨卫星上的可视 GPS 卫星,并计算低轨卫星和可视卫星之间的距离,作为 GPS 模拟观测值的真值.然后在真值上模拟诸如 GPS 卫星钟差、接收机钟差、电离层延迟等系统误差.除此之外,还要模拟观测噪声、粗差及周跳等.至于测站名、接收机类型、观测时间、采样间隔及模拟观测值类型等的控制,则是通过用户事先准备好的输入文件控制的.星载 GPS 观测值模拟的流程见图 1.

2.2 星载 GPS 观测值模拟程序的构成

根据星载 GPS 观测数据模拟原理,星载 GPS 观测值模拟程序主要包括:用户输入文件及输出文件部分,测站和 GPS 卫星位置的计算部分,任意可视 GPS 卫星及其持续时间的计算部分,选星条件分析与计算和 GPS 信号中各种误差的模拟部分.

然而,不管使用的模型如何精确,它们都不可能与实际值的大小及符号一致.这个问题的解决办法就是在现有的模型上再加上多余的‘悲观’误差,以补偿那些被没有精确模型化的误差的影响^[11].

3 GPS 观测值模拟的数学模型

3.1 卫星轨道模型和地球运动模型

轨道模型可以用于计算低轨卫星及 GPS 卫星的运动.该力学模型应尽可能顾及施加在低轨卫星和 GPS 卫星上各种力的作用^[10],即

$$\begin{aligned}\ddot{\mathbf{r}} &= -GM \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{a}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, p_0, p_1, p_2, \dots) \\ &= \mathbf{f}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, p_0, p_1, p_2, \dots).\end{aligned}\quad (1)$$

其初始状态为

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_0 &= \mathbf{r}(t_0; b, e, i, \Omega, \omega, u_0), \\ \mathbf{v}_0 &= \mathbf{v}(t_0; b, e, i, \Omega, \omega, u_0). \end{aligned} \quad (2)$$

式中, GM 为地球引力常数和地球质量的乘积, $\mathbf{r}$ 为地球质心到卫星的矢量, r 为相应的距离, $\mathbf{a}$ 为卫星所受的摄动加速度部分, 包括地球引力、日月引力及大气阻力等, t_0 为参考历元, b 为轨道的长半轴, e 为卫星轨道的偏心率, i 是轨道倾角, Ω 为右升交赤经, ω 为近地点角距, u_0 为参考时刻平近点角, $\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0$ 分别为参考时刻卫星的初始位置及速度向量. $p_0, p_1, p_2, \dots$ 表示待估参数.

将上面两式对参数 p 求导, 有

$$\ddot{\mathbf{r}}_p = \mathbf{A} \cdot \mathbf{r}_p + \mathbf{f}_p, \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{0,p} &= \mathbf{r}_p(t_0; b, e, i, \Omega, \omega, u_0), \\ \mathbf{v}_{0,p} &= \mathbf{v}_p(t_0; b, e, i, \Omega, \omega, u_0). \end{aligned} \quad (4)$$

这里, 假设卫星不受与速度有关的力. 式中, $\mathbf{A}$ 为 3×3 维系数阵, $A_{p,ik} = \frac{\partial f_i}{\partial r_k}$, $\mathbf{r}_p$ 是 $\mathbf{r}$ 对参数 p 的导数, $\mathbf{f}_p$ 为 $\mathbf{f}$ 对参数 p 的导数. 可以通过对以上变分方程用适当的方法进行积分, 即可求得卫星的轨道参数. 关于地球的运动模型, 本文直接采用国际地球自转组织公布的极移、岁差及章动等参数或预报参数.

3.2 卫星钟差模型和接收机钟差模型

一般的, 卫星钟差可以用一个 2 阶多项式来表示, 相对于卫星钟差, 接收机的钟差稳定性相对较差, 且因不同的接收机类型而异. 在模拟某种接收机类型的接收机钟差时, 一般先根据用这种类型的接收机观测到的数据求出该型号的接收机钟差, 然后将其用一个 6 阶多项式来拟合^[10]. 如果不知道接收机类型, 还可以用一个白噪声模型表示接收机钟差^{[8],[11],[12]}.

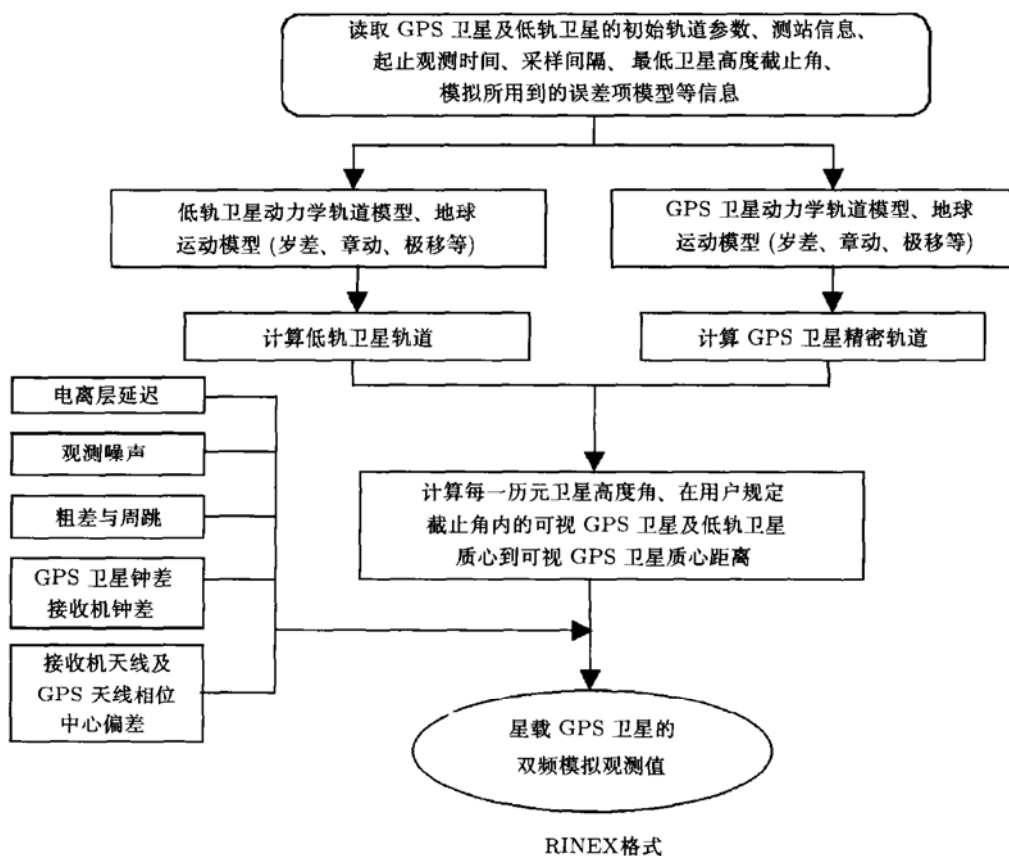


图 1 星载 GPS 观测数据模拟的流程图

Fig.1 The flow chart of simulation of onboard GPS observations

3.3 电离层模型

由于星载 GPS 接收机仅受低轨卫星运行轨道以上的电离层影响, 因此, 常用的单层电离层模型或 Bent 等模型不能用来模拟星载 GPS 观测值中的电离层变化. 对星载 GPS 观测数据中的电离层, 我们采用 IRI95 (International Reference Ionosphere) 模型来表示^{[13]–[15]}. IRI 系列模型是由空间研究委员会 (COSPAR) 和无线电科学联合会 (URSI), 根据大量的地面观测资料和多年积累的电离层研究成果, 编制了全球参考电离层模型 IRI 系列. 这种模型主要基于地面、卫星和火箭的探测资料而建成, 它采用预报的电离层特征参数描述电离层剖面, 只要给出经纬度、太阳黑子数、月份和地方时, 就可以利用算出 60—1000 km 高度范围内的电子浓度、离子浓度等. 在计算时, 以低轨卫星所在位置将电离层分成 2 层, 最后仅取运行轨道以上的电离层影响.

3.4 伪距噪声模型

一般情况下观测噪声为白噪声, 不同卫星的观测噪声之间是相互独立的. 观测噪声与码相关模式、接收机动态及卫星高度截止角有关. C/A 码的观测噪声一般为 1.5 m, 但受信噪比的影响, C/A 码的观测噪声一般在 1.5—3 m 之间变化. P 码的观测噪声为 0.1—0.3 m. 载波相位的噪声一般为波长的 1%, 对于不同的接收机类型和信噪比水平, 载波相位的观测噪声一般 0.1%—10% 之间变化. 所以, 在模拟当中, 为了简化程序, 可简单的用实测观测噪声水平乘以由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.

3.5 粗差和周跳及其他

一般通过输入文件控制粗差及周跳的个数、位置及大小. 为了研究方便, 一般直接在某颗卫星上施加一定大小的周跳值, 在一些观测之上加粗差, 这样可以用来检验、比较数据预处理方法的优劣: 比较各种方法定位粗差、周跳的能力, 定位后估计及修复粗差及周跳的能力等. 除了以上模型外, 还模拟了其他误差, 如 GPS 卫星天线相位中心偏差、接收机天线相位中心偏差等, 具体公式参见作者博士论文*.

4 选星条件

由于中低高度低轨卫星轨道时空关系变化快, 选星情况较地面复杂, 约束条件有所增加. 一般须增加以下两个条件^{[16],[17]}: 一个是 GPS 卫星发射天线覆盖, 即低轨卫星必须在 GPS 卫星发射天线 (主波束) 的覆盖范围内; 另一个是低轨卫星的接收机天线覆盖, 即 GPS 卫星必须在低轨卫星接收机天线 (主波束) 的覆盖范围内.

4.1 GPS 卫星发射天线覆盖条件

在图 2 中, O_e 为地心, R_e 为地球半径 ($R_e = 6378$ km); p 为低轨卫星, R_p 为其地心距; σ 为某 GPS 卫星, R_σ 为其地心距 (约为 26 609 km), $R_{p\sigma}$ 为 p 与 σ 之间的距离. GPS 信号从 GPS 狭窄定向天线向地面和地面上 3000 km 的空间发射. 设 α_0 为 GPS 卫星发射天线的覆盖角, 则有 $\alpha_0 = \arcsin[(R_e + 3000)/R_\sigma] = 20.6^\circ$. 在 σPO_e 平面内作切线交地球表面于 D , γ 为航天器 p 与 GPS 卫星 σ 之间的地心张角, γ_0 为 GPS 卫星对地球最大的覆盖角, 有

$$\gamma_0 = \arccos \frac{R_e}{R_\sigma} = 76.1^\circ,$$

$$\alpha = \arccos \left(\frac{R_\sigma^2 + R_{p\sigma}^2 - R_p^2}{2R_\sigma R_{p\sigma}} \right),$$

$$\gamma = \arccos \left(\frac{R_\sigma^2 + R_p^2 - R_{p\sigma}^2}{2R_\sigma R_p} \right).$$

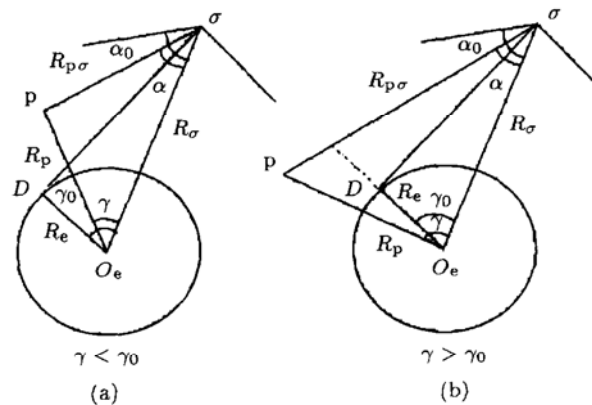


图 2 地球、低轨卫星与 GPS 卫星的关系
Fig.2 The relationship among GPS satellite, low earth satellite and the earth

* 韩保民. 基于星载 GPS 的低轨卫星几何法定轨理论研究. 博士论文, 中国科学院测量与地球物理研究所, 2003

低轨卫星 p 被 GPS 卫星 σ 发射天线覆盖的条件具体为: 当 $\gamma < \gamma_0$ 时 (如图 2(a) 所示), 则 $\alpha < \alpha_0$; 当 $\gamma > \gamma_0$ 时 (如图 2(b) 所示), 则 $90^\circ - \gamma_0 < \alpha < \alpha_0$.

4.2 低轨卫星接收机天线的覆盖条件

低轨卫星接收机天线的覆盖与天线的方向有关. 设 n^0 为低轨卫星接收机天线的方向, $R_{P\sigma}^0$ 为低轨卫星 P 到 GPS 卫星 σ 的方向, β_0 为 GPS 接收机天线的覆盖角. 另外有 $\beta = \arccos[n^0 \cdot R_{P\sigma}^0]$, 则低轨卫星接收机天线的覆盖条件为 $\beta < \beta_0$.

5 模拟算例

由于星载 GPS 接收机接收到的 GPS 信号不受对流层、固体潮、海潮等的影响, 因此在进行星载 GPS 模拟时, 低轨卫星的轨道直接用 GFZ 提供的 CHAMP 的动力学轨道作为真值, GPS 卫星轨道模型和地球运动模型采用 BERNESE 中的数学模型, 另外还用到下列模型: IRI95 全球参考电离层模型、GPS 卫星及星载 GPS 接收机天线相位中心偏差改正、接收机及 GPS 卫星钟差、观测噪声等数学模型. 除此之外, 还在各种误差模型之上附加了一个悲观噪声, 这个悲观噪声是根据这些模型的大约精度乘上由随机发生器产生的服从正态分布的随机数而得到的.

输入文件控制着整个模拟流程及具体模拟内容, 在将各输入项输入到输入文件后, 利用以上讨论的星载 GPS 误差源、星历的精度和选星条件的情况, 就可进行星载 GPS 观测值的模拟了. 在模拟时, 先根据 IGS 站提供的 GPS 广播星历, 综合考虑 GPS 卫星所受摄动的影响, 推算出任意历元 GPS 卫星轨道 (位置、速度). 然后根据 CHAMP 真轨道 (历元、位置、速度) 作为基准, 计算低轨卫星至 GPS 卫星的距离真值. 最后再在真值上加上各种误差的等效距离即可.

CHAMP 星载 GPS 观测数据的模拟算例. 本次模拟采用下面两种方案.

方案 1 接收机钟差、卫星钟差采用上文描述的多项式模型, CHAMP 轨道采用 GFZ 力学轨道, GPS 卫星轨道采用广播星历提供的初始参数计算, 电离层采用 IRI95 模型, 伪距观测噪声取 0.3 m, 相位的观测噪声取 2 cm, 另外地球运动模型都采用 IGS

实际计算的模型, CHAMP 卫星上接收机和 GPS 卫星天线高都采用实际天线高的真实值. 采样率为 10 s, 卫星高度截止角为 0° , 模拟了 2002 年 12 月 15 日的 0530—0700 共 1.5 h 的双频伪距和双频相位观测数据.

方案 2 GPS 卫星的轨道采用该天 IGS 提供的精密轨道计算所得, 电离层延迟采用双频伪距实测数据计算出的实际电离层值延迟值; 接收机钟差和卫星钟差采用实际观测值求出的值拟合而成, 其他情况同方案 1.

注意, 在模拟载波相位和码观测值时, 内容略有不同. 主要表现为: 1 伪距和相位的电离层延迟值大小相等, 符号相反; 2 载波相位的观测噪声水平和 P 码的不同; 3 相位为模拟出的等效距离除以波长, 单位是周, 而码观测值为米; 4 在载波相位观测值中除了模拟粗差外, 还在不同卫星、不同时段模拟了大小不等的周跳; 另外在相位观测值中还模拟了天线相位中心变化等情况. 除此以外, 其他情况基本相同. 为了节省篇幅, 本文仅给出 P1 伪距的模拟情况.

模拟出 CHAMP 卫星的星载 GPS 接收机接收到的部分卫星的伪距观测值 P1 的示意图及同实际观测值的比较结果见图 3—图 5 及表 1. 其中图 3 是用方案 2 模拟出的星载 GPS 伪距观测值示意图, 图 4、5 分别为用方案 1 和方案 2 模拟出的伪距观测值与 CHAMP 星载 GPS 接收机实测观测值的差值. 表 1 为二者差值的部分统计结果.

表 1 CHAMP 星载 GPS 模拟观测值与实际观测值差值统计结果 (P1)

Table 1 The statistics of differences between simulated P1 codes and observed ones of onboard GPS receiver on CHAMP satellite

方案	最大值 (绝对值 /m)	最小值 (绝对值 /m)	平均值 (绝对值 /m)	
方案 1	SVN3	30.076	0.076	7.628
	SVN14	28.996	4.375	12.089
	SVN25	52.432	5.069	15.987
方案 2	SVN3	15.622	0.011	2.011
	SVN14	6.144	0.012	1.316
	SVN25	4.584	0.010	1.276

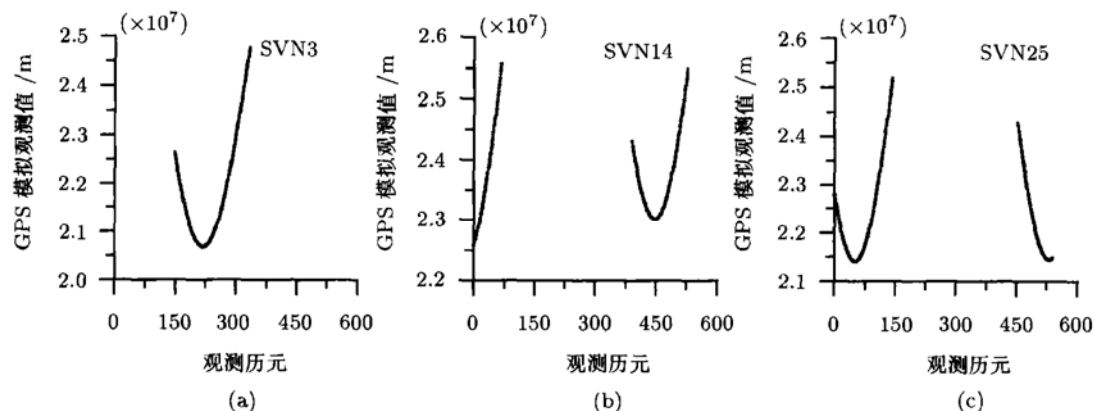


图 3 CHAMP 低轨卫星星载 GPS 伪距模拟值 P1 示意图 (方案 2)

Fig.3 The illustration of simulated P1 codes of onboard GPS on CHAMP satellite (scheme 2)

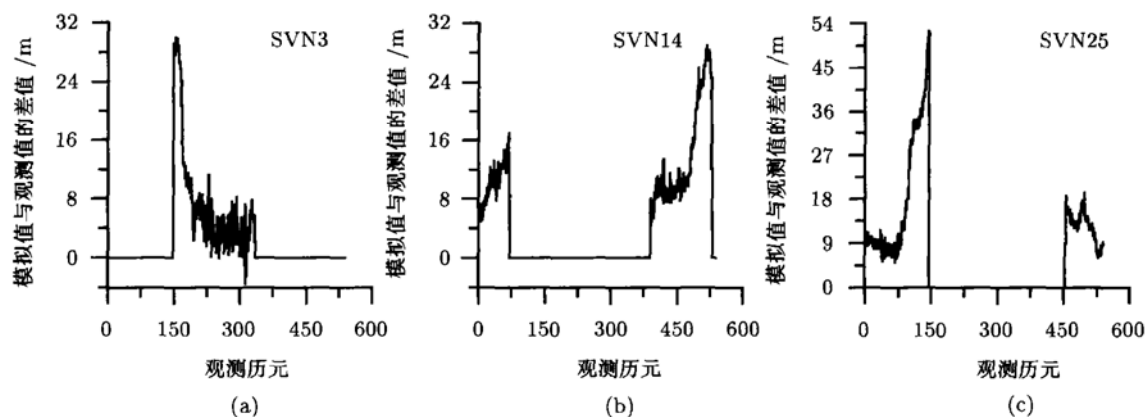


图 4 CHAMP 星载 GPS 伪距模拟值 P1 与实际观测值差值示意图 (方案 1)

Fig.4 Differences between simulated and observed P1 codes of onboard GPS receiver on CHAMP satellite (scheme 1)

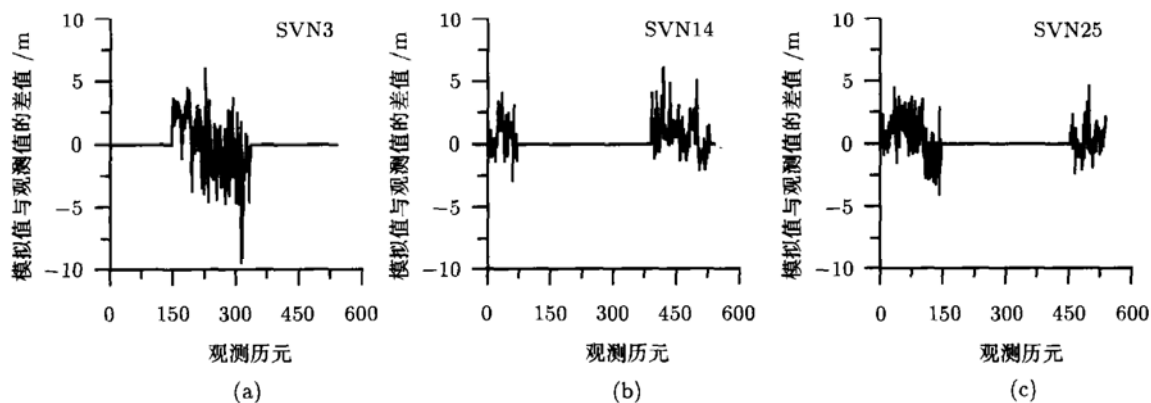


图 5 CHAMP 星载 GPS 伪距模拟值 P1 与实际观测值差值示意图 (方案 2)

Fig.5 Differences between simulated and observed P1 codes of onboard GPS receiver on CHAMP satellite (scheme 2)

6 结论及分析

在 CHAMP 星载 GPS 观测值的模拟过程中, 两种方案中都直接采用了 GFZ 提供的力学轨道, GPS 卫星轨道采用了广播星历, 部分改正模型也采用了处理实际观测值时的模型, 因此, 模拟值和实际观测值很接近. 但也应该看到, 观测值和模拟值还有一定的差异, 特别是在方案一中, 还存在一些系统误差, 这主要是由于以下原因造成: 系统误差部分主要由于电离层改正不准; 接收机钟差和卫星钟差很难用一个多项式准确描述, 另外还存在其他改正模型不太准确的原因, 因此还必须仔细研究各种误差改正模型, 以尽量提高模拟精度.

参考文献

- [1] Lee-Lueng Fu *et al.* Topex/Poseidon mission overview. *J. Geophys. Res.*, 1994, **99**(C12):24 369—24 381
- [2] Ware R *et al.* GPS sounding of the atmosphere from low earth orbit. *Bull. Amer. Meteorol. Soc.*, 1996, **77**(1):19—40
- [3] Kleusberg A. Kinematic relative positioning using GPS code and carrier beat phase observations. *Mar. Geod.*, 1986, **10**(3):257—274
- [4] Chen J Y. New development in the application of GPS. *Sci. Surv. Map.*, 2001, **26**(4):6—7. in Chinese (陈俊勇. GPS 应用的最新进展. 测绘科学, 2001, **26**(4):6—7)
- [5] Hu G R *et al.* The theory of GPS-based geometric orbit determination for low-earth satellite. *Chin. J. Space Sci.*, 2000, **20**(1):32—39. in Chinese (胡国荣, 欧吉坤. 星载 GPS 低轨卫星几何法精密定轨研究. 空间科学学报, 2000, **20**(1):32—39)
- [6] Liu J *et al.* Modeling and simulation in GPS. *J. Sys. Sim.*, 2001, **13**(2):329—330. in Chinese (刘俊等. GPS 系统建模与仿真技术研究. 系统仿真学报, 2001, **13**(2):329—330)
- [7] Liu R H *et al.* Using ANN as GPS Measurement Error Simulator. *J. Nanjing Univ. Aeron. Astron.*, 2001, **33**(2):175—178. in Chinese (刘瑞华等. 利用人工神经网络仿真 GPS 误差信号. 南京航空航天大学学报, 2001, **33**(2):175—178)
- [8] Auton J R, Cruz J. Simulating GPS receiver measurement errors. In: Proc. ION GPS 96, Kansas City, Missouri, 1996, 739—747
- [9] Webb F H, Zumberge J F. An introduction to GIPSY/OASIS II. JPL D-11088, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena: California Institute of Technology, 1995
- [10] Hugentobler S, Schaer *et al.* Documentation for Bernese GPS Software Version 4.2. Berne: Astronomical Institute, Univ. Berne, 2001
- [11] Brown R G, Hwang P Y C. Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering. 2nd ed. New York: John Wiley & Sons, 1992
- [12] Van Dierendonck A J, McGraw J B, Brown R G. Relationship between Allan Variances and Kalman Filter Parameters. In: Proc. 16th Ann. PTTI App. Planning Meeting, Maryland, 1984, 273—293
- [13] Bilitza D. International Reference Ionosphere-Status 1995/96. *Adv. Space Res.*, 1997, **20**(9):1751—1754
- [14] Bilitza D. International Reference Ionosphere 2000. *Radio Sci.*, 2001, **36**(2):261—275
- [15] Yuan Yunbin, Ou Jikun. Differential Areas for Differential Stations (DADS) — A new method of establishing grid ionospheric model. 2002, *Sci. Bull.*, **47**(12):1033—1037
- [16] Liu B. The algorithm study on using GPS for orbit determination of LEOs. *Chin. Space Sci. Tech.*, 1995, **15**(4):22—31. in Chinese (刘斌. 低轨飞行器利用 GPS 定轨的算法研究. 中国空间科学技术, 1995, **15**(4):22—31)
- [17] Li Yanxing. New advances in GPS technique. Tianjin: Tianjin Science and Technology Press, 1995. in Chinese (李延兴. GPS 技术新进展. 天津: 天津科学技术出版社, 1995)