

GIM 在 LEO 卫星单频 GPS 定轨中的应用*

彭冬菊[†] 吴 斌

(中国科学院上海天文台 上海 200030)

摘要 电离层延迟误差是单频 GPS (Global Positioning System) 数据最主要的误差源, 为提高基于单频 GPS 数据的 LEO (Low Earth Orbiting) 卫星定轨精度, 必须消除 / 减弱 GPS 观测数据中电离层延迟影响. 研究了全球电离层模型 GIM (Global Ionospheric Maps) 在基于单频 GPS 伪距数据的低轨卫星运动学和动力学定轨中的应用, 并通过估算电离层尺度因子的方法消除 C/A 码伪距观测量中电离层延迟影响. 由于 LEO 卫星星载 GPS 信号受电离层延迟影响与卫星轨道高度相关, 选取了轨道高度在 300 ~ 800 km 的 CHAMP (CHALLENGING Mini-satellite Payload)、GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment)、TerraSAR-X 及 SAC-C 等 LEO 卫星 C/A 码伪距观测量作为试算数据. CHAMP 等卫星实测数据计算结果表明: 以 JPL (Jet Propulsion Laboratory) 发布的 GIM 模型作为背景模型, 通过电离层比例因子法能很好地消除 C/A 码伪距观测量中电离层延迟影响, 提高 LEO 卫星运动学和动力学定轨精度, 其中, CHAMP 卫星轨道最低, 受电离层延迟影响最严重, 定轨精度提高最显著, 分别为 55.6% 和 47.6%; SAC-C 卫星轨道高度最高, 受电离层延迟影响最小, 相应的定轨精度提高幅度也最低, 分别为 47.8% 和 38.2%.

关键词 天体力学, 航天器, 方法: 数据分析

中图分类号: P 123; **文献标识码:** A

1 引言

星载 GPS 在 LEO 卫星上的应用, 在 1984 年发射的 LANDSAT5 卫星上进行了首次试验, LANDSAT5 卫星搭载的星载 GPS 接收机为仅能输出伪距观测量的单频接收机, 主要目的是论证星载 GPS 的跟踪能力^[1]. 为论证星载 GPS 定轨精度, 双频 GPS 接收机首次作为试验设备搭载在 1992 年发射的海洋卫星 Topex/Poseidon (以下简称 T/P). 卫星发射初期, 预计 T/P 卫星星载 GPS 定轨径向能达到 13 cm 精度, 实际定轨结果表明, T/P 卫星星载 GPS 定轨径向达到了 4 cm 精度^[2-3]. 星载 GPS 在 T/P 卫星上取得的巨

2011-05-03 收到原稿, 2011-05-24 收到修改稿

* 国家自然科学基金项目 (11003036)、上海市自然科学基金项目 (10ZR1435800) 和上海市空间导航与定位技术重点实验室基金项目 (06DZ22101) 资助

[†] pdongju@shao.ac.cn

大成功, 为其在低轨卫星精密定轨中的广泛应用奠定了坚实的基础. 目前, 星载 GPS 已成为一种被广泛认可并应用的 LEO 卫星精密定轨手段之一^[2,4-7].

按轨道高度划分, 160 ~ 2000 km 高度的卫星归类为 LEO 卫星. 由于电离层集中在 60 ~ 2000 km 的大气层区域, 受太阳辐射作用影响, 电离层中的物质以正离子和自由电子的形式存在, 从而导致电离层对通过其的电磁波信号产生折射作用, 使得 GPS 信号传播到 LEO 卫星会产生电离层延迟影响, 这将对基于星载 GPS 数据的 LEO 卫星定轨 / 定位产生严重影响, 为得到高精度的 LEO 卫星轨道, 必须首先消除 / 减弱 GPS 信号中的电离层延迟误差. 若星载 GPS 接收机为双频接收机, 可通过双频组合的形式消除伪距和相位观测数据中电离层影响. 然而, 这种高精度的双频导航接收机研制技术难度大, 成本高, 目前能生产这种高精度接收机的厂商并不多. 根据我国实际情况, 未来航天任务搭载的 GPS 接收机仍将以成本低、能耗少、易生产的单频接收机为主. 这种通过双频组合消除观测数据中电离层延迟影响的方法不适用, 必须通过其它手段和方法消除 / 减弱单频观测数据中电离层延迟影响.

对于事后处理, GIM 是目前最好的消除单频 GPS 数据中电离层延迟影响的方法. 对于地面数据, GIM 对电离层延迟改正效果一般在 90% 以上. 然而, GIM 在星载 GPS 数据中的应用不同于地面数据, 需通过一个比例因子和映射函数将从 GIM 得到的总电子含量投影至低轨卫星处, 以此消除单频数据中电离层延迟的影响. Montenbruck 等^[8-9]和 Hwang 等^[10]研究表明通过电离层比例因子法消除电离层延迟影响, 搭载星单频 GPS 接收机的 LEO 卫星能达到米级定轨精度. 另外, 由于电离层对码相位和载波相位的影响在一阶量上大小相当但符号相反, 因而消除电离层延迟影响的另一可行方法是 C/A 码伪距和 L1 载波相位线性组合 (Group and Phase Ionospheric Correction, GRAPHIC) 的方式, Yoon 等^[11]、Montenbruck 等^[12]、Bock 等^[13]和 Gill 等^[14]均就 GRAPHIC 方法做过深入的研究和探讨.

由于本研究仅涉及 C/A 码伪距观测量, 不考虑 L1 载波相位观测值, 因而 GRAPHIC 方法在本研究中不适用. 本文研究方法是 Montenbruck 等^[8]和 Hwang 等^[10]研究方法的延伸, 在 Montenbruck 等人的研究中, 电离层比例因子是通过经验方法得到, 本研究将电离层比例因子作为未知参数同运动学和动力学定轨其他参数同时解算. 考虑到星载 GPS 信号受电离层延迟影响同卫星轨道高度相关, 本文选取了轨道高度在 300 ~ 800 km 的 LEO 卫星实测数据作为试算数据, 研究分析了以 GIM 模型作为背景模型, 通过估算电离层比例因子消除 C/A 码伪距中电离层延迟影响的方法在不同轨道高度处的改正效果及电离层比例因子大小. 另外, 本文还研究分析了双频观测数据实测得到的电子含量和 GIM 模型预测得到的电子含量的关系, 并通过线性拟合的方法得到电离层比例因子大小, 比较该方法得到的电离层比例因子和定轨解算得到的电离层比例因子验证了本研究中运动学和动力学定轨得到的电离层比例因子的可靠性.

2 电离层延迟改正计算方法

在 GPS 信号电离层延迟的改正理论、方法与应用研究中, 一般假定电离层区域的

所有自由电子都集中在高度为 H 的无限薄的球层上, 球心位于地球质量中心, 采用单层模型对 VTEC (Vertical Total Electron Content) 参数化. 基于此理论, 假设 LEO 卫星轨道高度以上的残余电子都集中在高度为 h_{IP} ($h_{IP} > h_s$) 的无限薄的球层上 (如图 1 所示), GPS 卫星信号传送至在 $\mathbf{r}_s$ 处的 LEO 卫星, 于 P 点穿过电离层, GPS 卫星相对 LEO 卫星和穿刺点 P 的高度角分别为 E_s 和 E_{IP} , 电离层延迟引起的 C/A 码伪距距离误差可用 (1) 式表达如下:

$$\begin{aligned}\Delta\rho_{C/A} &= -\frac{40.28}{f_{L1}^2} \cdot M(E_{IP}) \cdot VTEC(r_{IP}) \\ &= -\frac{40.28}{f_{L1}^2} \cdot M(E_{IP}) \cdot \alpha \cdot VTEC(\lambda_{IP}, \varphi_{IP}, 0),\end{aligned}\quad (1)$$

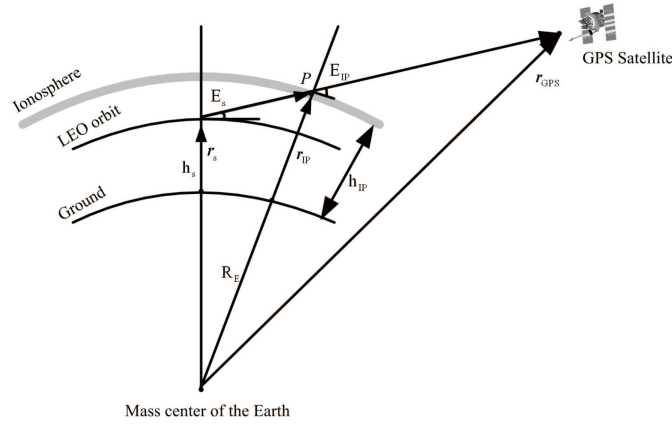


图 1 LEO 卫星上空单层电离层几何关系示意图

Fig. 1 Geometry of thin layer ionosphere correction model for satellite orbits

式中, λ_{IP} 和 φ_{IP} 分别为 P 点大地经度和大地纬度, α 为 LEO 卫星轨道高度以上的电子总含量 $VTEC(\lambda_{IP}, \varphi_{IP}, h_{IP})$ 和地面以上电子总含量 $VTEC(\lambda_{IP}, \varphi_{IP}, 0)$ 的比率; $M(E_{IP})$ 为投影函数, 其作用是实现单层模型垂直方向上电子含量 VTEC 和斜路径上的电子含量 STEC (Slant Total Electron Content) 之间的转换, 表达式如下:

$$M(E_{IP}) = \frac{1}{\sin(E_{IP})} = \left\{ 1 - [\cos(E_s) \mathbf{r}_s / \mathbf{r}_{IP}]^2 \right\}^{-1/2}. \quad (2)$$

这种电离层延迟改正计算方法叫电离层比例因子法^[8,15]. (1) 式中 $VTEC(\lambda_{IP}, \varphi_{IP}, 0)$ 可利用 GIM 模型通过插值计算得到, 关于 GIM 插值计算方法详见文献 [16]. 假设从 GIM 中得到的 $VTEC(\lambda_{IP}, \varphi_{IP}, 0)$ 是准确可靠的, 那么影响 $\Delta\rho_{C/A}$ 计算的关键因素则为电离层比例因子 α 和球层高度 h_{IP} 的选取. Montebruck 等^[8-10] 研究中 h_{IP} 为一常数, 通过 Chapman 电子密度剖面函数计算得到, 电离层比例因子 α 则是通过将 Chapman 剖面 and IRI95 电子密度拟合得到. 这种方法得到的 α 是一个经验值, 不能很好地消除单频数据电离层延迟误差^[8-10]. 本研究中将 α 作为估算参数, 同定轨参数同时解算, 并假设 LEO 卫

星轨道上空残余电子集中在轨道高度以上 80 km 处无限薄的球层上, 即 $h_{IP} = H_{LEO} + 80$, 这里 h_{IP} 随着 LEO 卫星大地高 H_{LEO} 的变化而变化.

3 运动学和动力学定轨

3.1 观测方程

星载 GPS C/A 码伪距观测方程表达式如下:

$$\begin{cases} \rho_o = \rho_c + \delta\rho_1 + \delta\rho_{C/A} + \delta\rho_2 + \varepsilon \\ \delta\rho_1 = \delta\rho_{CLK_{LEO}} + \delta\rho_{DCB_{RX}} - \delta\rho_{CLK_{GPS}} - \delta\rho_{DCB_{GPS}} \\ \delta\rho_2 = \delta\rho_{rel} + \delta\rho_{pco} + \delta\rho_{pco}^{GPS} \end{cases}, \quad (3)$$

式中, ρ_o 为 C/A 码伪距观测量; ρ_c 为 LEO 卫星相对 GPS 卫星的几何距离; $\delta\rho_{CLK_{LEO}}$ 和 $\delta\rho_{CLK_{GPS}}$ 为 LEO 卫星和 GPS 卫星钟差引起的距离改正; $\delta\rho_{rel}$ 为相对论延迟改正; $\delta\rho_{pco}$ 为 LEO 卫星天线相位中心改正; $\delta\rho_{pco}^{GPS}$ 为 GPS 卫星天线相位中心改正; $\delta\rho_{DCB_{RX}}$ 为 LEO 卫星接收机 $P_1 - C_1$ 码偏差引起的距离改正; $\delta\rho_{DCB_{GPS}}$ 为 GPS 卫星 $P_1 - C_1$ 码偏差引起的距离改正; $\delta\rho_{C/A}$ 为 C/A 码伪距电离层延迟改正; ε 为观测噪声.

将 (1) 式代入 (3) 式:

$$\rho_o = \rho_c + \delta\rho_1 - \frac{40.28}{f_{L1}^2} \cdot M(E_{IP}) \cdot \alpha \cdot VTEC(\lambda_{IP}, \varphi_{IP}, 0) + \delta\rho_2 + \varepsilon. \quad (4)$$

(4) 式即为运动学和动力学定轨 C/A 码伪距观测方程. 其中, δt^{GPS} 可通过 IGS (International GNSS Service) 发布的 GPS 卫星钟差产品获取, $\delta\rho_{rel}$ 、 $\delta\rho_{pco}$ 和 $\delta\rho_{pco}^{GPS}$ 可通过模型改正, $\delta\rho_{DCB_{GPS}}$ 可通过 GIM 模型获取, $\delta\rho_{DCB_{RX}}$ 和 $\delta\rho_{CLK_{LEO}}$ 则合并为一项 $\delta\rho_3 = \delta\rho_{DCB_{RX}} + \delta\rho_{CLK_{LEO}}$, 作为未知参数求解.

3.2 解算参数设置

本研究中 LEO 卫星定轨采用了运动学和动力学两种方法, 定轨弧长均为 24 h, 解算参数设置详见表 1. 为保障电离层比例因子 α 求解的可靠性, 本文运动学和动力学定轨均分为两个步骤完成. 其中运动学定轨步骤为: (a) 将电离层延迟误差作为观测误差的一部分 (即 $\alpha = 0$), 利用原始伪距观测数据单点定位得到一组 LEO 卫星位置、 $\delta\rho_3$ 及伪距残差序列; (b) 剔除步骤 (a) 中 GDOP 大于 10 及残差大于 15 m 的时刻, 并假定步骤 (a) 得到的伪距残差是由于未扣除电离层延迟影响引起的, 设置求解参数电离层比例因子 α , 以步骤 (a) 得到的 LEO 卫星位置及 $\delta\rho_3$ 作为先验值, 重新构建观测方程, 并同时求解 LEO 卫星位置、 $\delta\rho_3$ 及 α .

动力学定轨步骤为: (a) 将运动学定轨步骤 (a) 得到的 $\delta\rho_3$ 作为先验值并固定, 以 C/A 码原始伪距观测值作为定轨观测量, 采用非差动力学定轨方法得到一组卫星轨道和伪距残差序列, 非差动力学定轨方法及动力学定轨模型详见文献 [17]. (b) 假定步骤 (a) 得到的伪距残差序列是由于先验值 $\delta\rho_3$ 不准确及未扣除伪距观测量中电离层延迟影响引起的, 设置求解参数电离层比例因子 α 和 $\delta\rho_3$, 重新构建观测方程, 同时求解步骤 (a) 中

的公共参数、 α 和 $\delta\rho_3$, 为减小动力学参数对伪距残差的吸收, 这里对动力学参数 (大气阻力参数和 RTN 周期性摄动力系数) 加强约束.

表 1 运动学和动力学定轨解算参数设置

Table 1 Estimated parameters setting of kinematic and dynamic orbit determination (OD)

Estimated parameter of kinematic OD	Estimated parameter of dynamic OD
(1) Position of LEO satellite and $\delta\rho_3$ per 30 s	(1) Initial position and velocity of LEO satellite
(2) Ionospheric scale parameter per 6 h	(2) Coefficient of atmospheric drag
	(3) Coefficients of empirical RTN perturbation
	(4) $\delta\rho_3$ per 30 s
	(5) Ionospheric scale parameter per 6 h

4 试算数据

LEO 卫星星载 GPS 观测数据中电离层延迟改正与 LEO 卫星轨道上空残余电子含量相关, 随着 LEO 卫星轨道高度的增加, LEO 卫星上空残余电子含量也相应的减小, 从而使得由于电离层延迟影响引起的距离改正也减小. 为研究分析 GIM 模型在不同轨道高度处的改正效果及电离层比例因子大小, 本文选取了轨道高度在 300 ~ 800 km 的 LEO 卫星星载 GPS 实测数据作为试算数据, 试算卫星基本情况见表 2, 表中 DF 表示 Dual-Frequency. 试算时间为 2008 年 3 月 1 日 ~15 日, 选取的星载 GPS 观测量为 C/A 码伪距原始观测量. GIM 模型选取了 JPL 发布的 IONEX 格式的三维格网电离层模型.

表 2 试算卫星基本情况

Table 2 Main characteristics of the used LEO satellites

Satellite name	Average altitude (km)	Type	Launch time	Inclination (°)
CHAMP	345	DF, BlackJack	2000-07-15	87.3
GRACE-A、B	477	DF, BlackJack	2002-03-17	89.0
TerraSAR-X	520	DF, IGOR	2007-06-15	97.0
SAC-C	720	DF, BlackJack	2000-11-21	98.2

本文运动学和动力学定轨均固定了 GPS 卫星轨道和钟差, 因而 GPS 卫星轨道和钟差精度会直接影响 LEO 卫星定轨结果. 为尽可能地减小由于 GPS 卫星轨道和钟差产品精度限制造成对卫星轨道确定精度的影响, 本文选取了 IGS 发布的最精密的轨道和钟差产品 (15 min 采样间隔的事后 GPS 精密星历和 30 s 采样间隔的高频钟差) 作为试算输入数据. 同时, 为避免 GPS 卫星钟差插值带入误差, LEO 卫星位置及 $\delta\rho_3$ 解算频率采用了同 GPS 卫星钟差产品相同的频率 (30 s 解算一组 LEO 卫星位置及 $\delta\rho_3$).

5 试算结果及分析

5.1 内符精度

理论上,以 GIM 模型作为背景模型,通过估算电离层比例因子能消除 / 减弱 C/A 码伪距观测量中电离层延迟影响,从而提高 LEO 卫星轨道精度,为定量分析轨道精度提高效果,本文分析比较了运动学和动力学定轨步骤 (a) 和步骤 (b) 定轨计算得到的伪距残差.图 2 和图 3 分别为 CHAMP 卫星 2008 年 3 月 1 日运动学和动力学定轨步骤 (a) 和步骤 (b) 伪距残差.图中,横轴表示时间,单位为 h,纵轴表示经过定轨计算得到的伪距残差,单位为 m.图 2 和图 3 表明:以 GIM 作为背景模型,估算电离层比例因子能有效的消除 C/A 码伪距中电离层延迟误差,减小 CHAMP 卫星运动学和动力学定轨残差,提高内符精度.

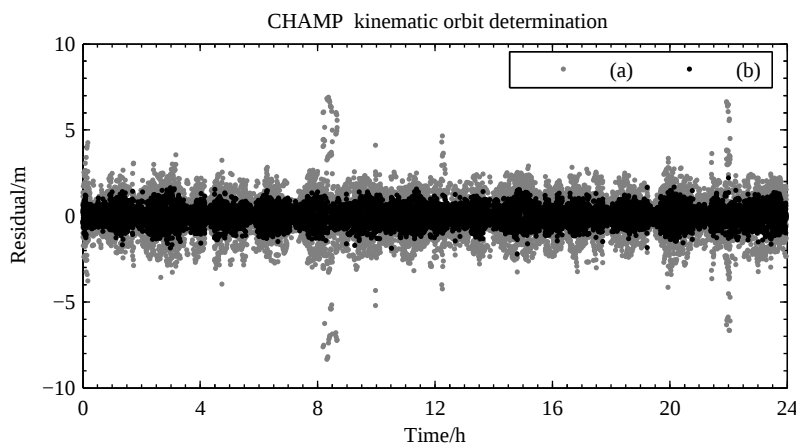


图 2 2008 年 3 月 1 日运动学定轨残差

Fig. 2 Residuals of kinematic orbit determination

表 3 为计算时段内 CHAMP 等卫星运动学和动力学定轨步骤 (a) 和 (b) 内符精度平均值.表 3 表明:采用电离层比例因子法消除 C/A 码伪距观测量中电离层延迟影响对不同轨道高度的 LEO 卫星运动学和动力学定轨内符精度均有显著提高,其中 CHAMP 卫星内符精度提高最为显著,运动学定轨和动力学定轨分别提高了 58.3% 和 54.2%, SAC-C 卫星内符精度提高幅度最低,分别为 54.2% 和 46.0%,这是由于在计算的 5 颗 LEO 卫星中 CHAMP 卫星轨道高度最低, GPS 信号受电离层延迟影响最严重,因此在估算电离层比例因子后运动学和动力学定轨精度提高也最显著,而 SAC-C 卫星轨道高度最高,受电离层延迟影响最小,相应的定轨精度提高幅度也最低.

GRACE-A、B 卫星搭载相同的星载 GPS 接收机,但由于受掩星接收机的影响, GRACE-A 卫星定位接收机观测数据尤其是低高度角的观测数据受多路径效应影响严重,使得 GRACE-A 卫星整体数据质量低于 GRACE-B 卫星^[13],因而表 3 中 GRACE-A 卫星 C/A 码原始伪距数据及消除电离层延迟影响后的伪距数据运动学和动力学定轨精

度均低于 GRACE-B 卫星.

表 3 运动学和动力学定轨内符精度

Table 3 Post-fit RMS of kinematic and dynamic orbit determination

Satellite name	Post-fit RMS of kinematic OD			Post-fit RMS of dynamic OD		
	(a)(m)	(b)(m)	improvement(%)	(a)(m)	(b)(m)	improvement(%)
CHAMP	1.22	0.51	58.3	1.62	0.74	54.2
GRACE-A	1.12	0.50	55.4	1.57	0.73	51.9
GRACE-B	1.09	0.45	58.7	1.48	0.66	50.4
TerraSAR-X	1.15	0.49	57.2	1.52	0.68	51.2
SAC-C	1.07	0.49	54.3	1.49	0.75	46.0

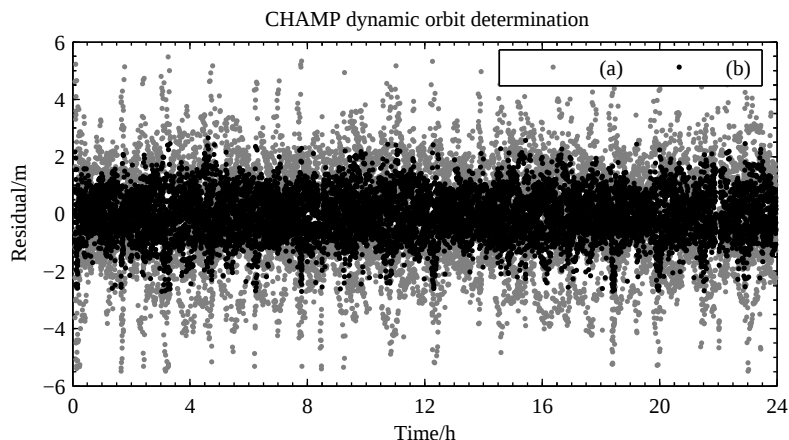


图 3 2008 年 3 月 1 日动力学定轨残差

Fig. 3 Residuals of dynamic orbit determination

由于运动学定轨是纯几何方法, 不包含任何动力学信息及力学模型误差, 因而运动学定轨残差可直接反映 C/A 码伪距测量精度. 由表 3 可见, 消除 C/A 码伪距观测量中伪距电离层延迟影响后, CHAMP 等 LEO 卫星运动学定轨内符精度相当, 约为 0.5 m, 因而可认为 CHAMP 等 LEO 卫星星载 GPS C/A 码伪距测量精度约为 0.5 m.

5.2 独立轨道比较

检验运动学和动力学定轨精度的另一途径是独立轨道比较, 本文选取了 JPL 提供的 SAC-C 卫星的精密轨道和 GFZ (Geo Forschungs Zentrum, Germany) ISDC (Information System and Data Center) 提供的 CHAMP, GRACE-A、B 和 TerraSAR-X 卫星的精密轨道 (以下简称 PSO) 作为参考轨道, 将本文运动学和动力学定轨得到卫星轨道同 PSO 直接比较. 评价本文定轨结果相对 PSO 在径向 (R)、切向 (T)、法向 (N) 精度及三维位置精度的指标 σ_R 、 σ_T 、 σ_N 及 σ_S (Root-Sum-Square) 定义如下:

$$\sigma_d = \left(\frac{\sum \Delta d^2}{n} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (d = R, T, N) \quad (5)$$

$$\sigma_S = (\sigma_R^2 + \sigma_T^2 + \sigma_N^2)^{\frac{1}{2}}$$

图 4 和图 5 分别为 CHAMP 卫星 2008 年 3 月 1 日 C/A 码伪距观测数据运动学和动力学定轨步骤 (a) 和步骤 (b) 结果与 PSO 在 R 、 T 、 N 方向的差异. 图 4 和图 5 表明, 电离层比例因子法能显著提高 CHAMP 卫星运动学和动力学定轨精度.

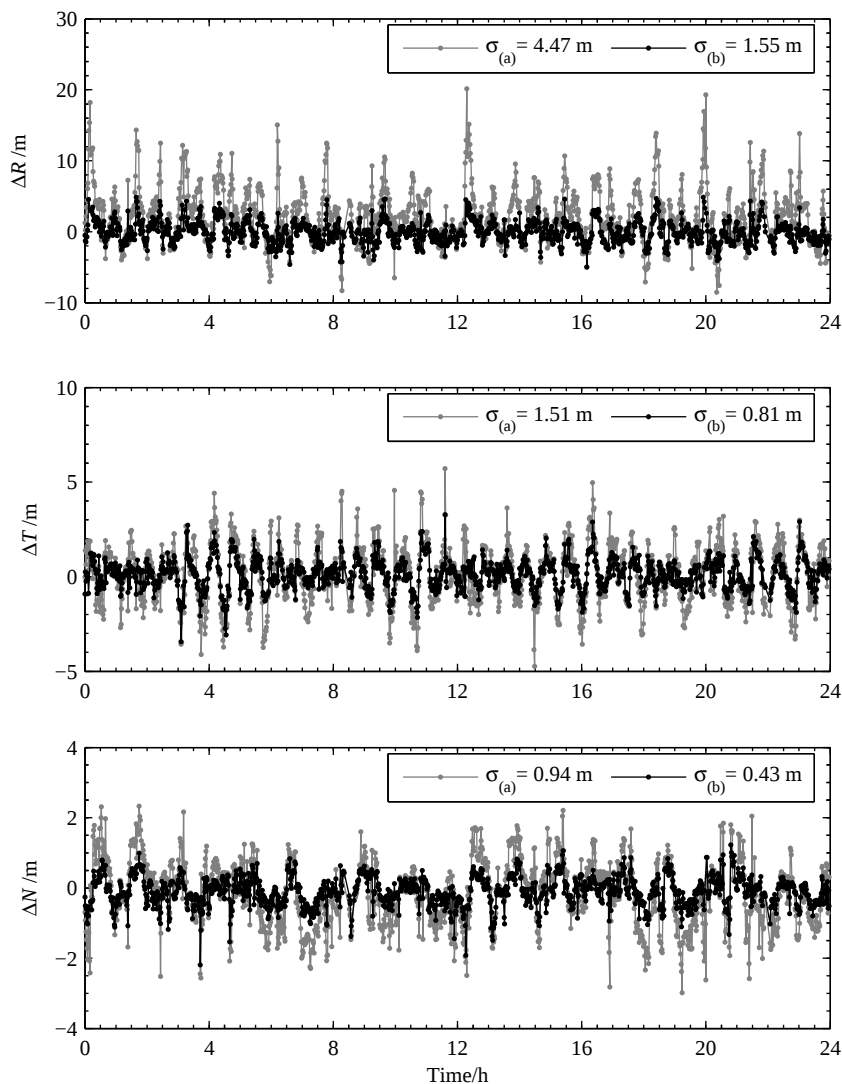


图 4 CHAMP 卫星运动学定轨结果与 PSO 在 R 、 T 、 N 方向的差异

Fig. 4 Discrepancies between PSO and CHAMP kinematic orbits

由于电离层延迟影响, CHAMP 卫星运动学定轨结果与 PSO 在 R 方向存在一个约为 2.5 m 的系统差^[12], 如图 4 所示, 而估算电离层因子 α 后的步骤 (b) 定轨结果很好的消除了与 PSO 在 R 方向的系统偏差, 这表明本文消除电离层延迟影响的方法是有效的. 另外, 运动学定轨步骤 (b) 相对步骤 (a) 的定轨结果在 R 方向的精度提高最为显著, 约为 59%, T 和 N 方向的精度提高约为 47% 和 52%; 而动力学定轨步骤 (b) 相对步骤 (a)

的定轨结果在 R 、 T 、 N 方向的精度提高程度相当, 约为 50%.

LEO 卫星轨道高度不同, 运动学和动力学定轨精度提高幅度也不同. 表 4 列出了 15 段定轨弧段内 CHAMP 等卫星 C/A 码伪距观测量运动学和动力学法步骤 (a) 和 (b) 定轨结果相对 PSO 的三维位置精度的平均值. 表 4 表明, 轨道高度最低的 CHAMP 卫星运动学和动力学定轨精度提高最显著, 分别为 55.6% 和 46.7%, 而轨道高度最高的 SAC-C 卫星定轨精度提高幅度最小, 分别为 47.8% 和 38.2%, 这与 5.1 节运动学和动力学定轨内符精度提高结论是相符的.

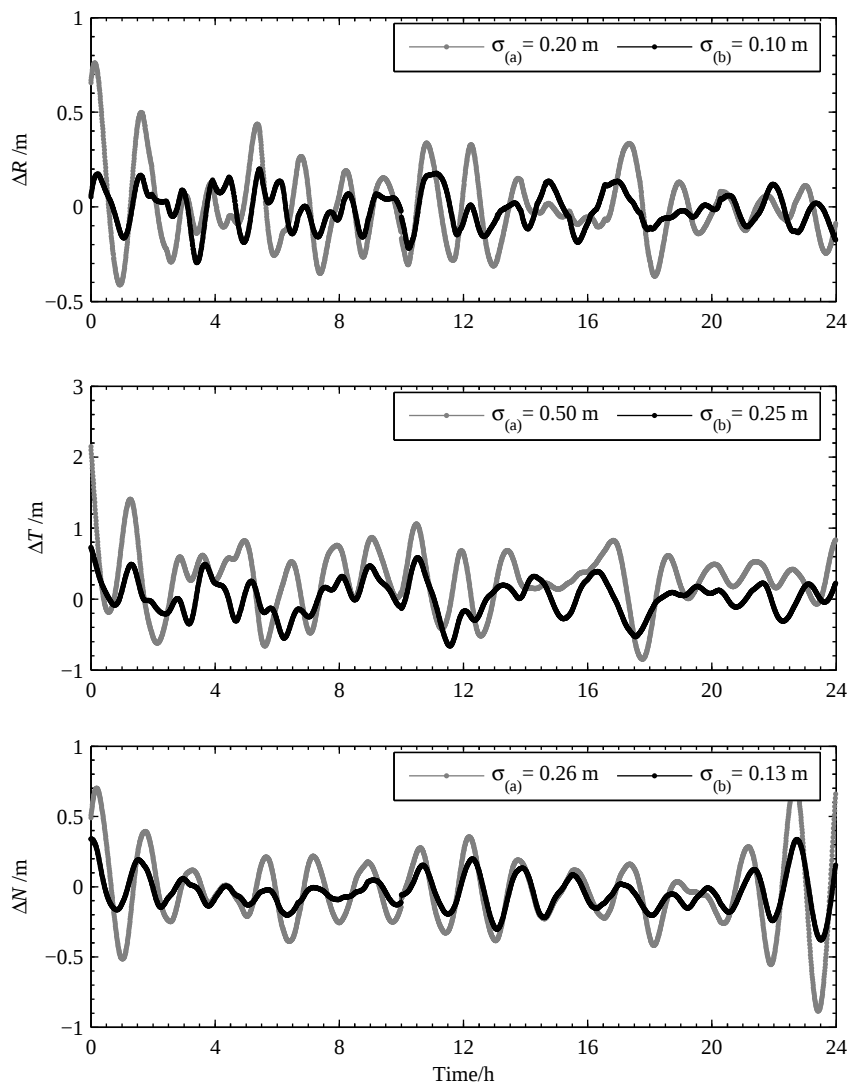


图 5 CHAMP 卫星动力学定轨结果与 PSO 在 R 、 T 、 N 方向的差异

Fig. 5 Discrepancies between PSO and CHAMP dynamic orbits

由于运动学定轨精度仅和观测数据质量相关, 和卫星轨道高度无关, 在消除观测数

据中电离层延迟误差影响后,观测数据质量提高能直接反映出定轨精度的提高,而动力学定轨精度和卫星轨道高度、观测数据质量、解算参数的设置以及力学模型的精度等都密切相关,因而,观测数据质量提高后,运动学定轨精度比动力学定轨精度提高更为显著.表 4 中,运动学定轨精度比动力学定轨精度提高显著 10%.但就绝对精度而言,动力学定轨优于运动学定轨,如 GRACE 卫星,消除电离层延迟影响后,运动学定轨仅达到 2 m 精度,而动力学定轨精度则好于 20 cm.

表 4 独立轨道比较得到的运动学、动力学轨道三维位置精度

Table 4 3D RSS of kinematic and dynamic OD by independent orbit comparison

Satellite name	3D RSS of kinematic OD			3D RSS of dynamic OD		
	(a)(m)	(b)(m)	Improvement(%)	(a)(m)	(b)(m)	Improvement(%)
CHAMP	4.54	2.01	55.6	49.1	24.3	46.7
GRACE-A	4.80	2.32	51.5	32.7	18.2	44.5
GRACE-B	4.51	2.14	52.5	30.1	18.0	40.1
TerraSAR-X	3.63	1.71	52.8	31.2	18.8	39.7
SAC-C	5.68	2.96	47.8	28.5	17.6	38.2

虽然 CHAMP、GRACE 和 SAC-C 卫星搭载相同类型的 GPS 接收机, C/A 码伪距观测量精度也相当,但 SAC-C 卫星运动学定轨精度显著低于 CHAMP 及 GRACE 卫星,表 4 表明,消除电离层延迟影响后 SAC-C 卫星运动学定轨精度约为 2.96 m,而 CHAMP、GRACE-A、B 卫星运动学定轨精度则分别为 2.01 m、2.32 m 和 2.14 m,这是由于运动学定轨精度不仅仅和观测数据精度相关,还和观测数量相关. SAC-C 卫星星载 GPS 数据量少于 CHAMP 和 GRACE 卫星,从而使得 SAC-C 卫星运动学定轨精度低.图 6 列出了 SAC-C 卫星和 GRACE-A 卫星 2008 年 3 月 1 日观测到的 GPS 卫星数量.图 6 表明: SAC-C 卫星观测的 GPS 卫星个数明显少于 GRACE-A 卫星,从而使得相同观测精度下, SAC-C 运动学定轨精度低于 GRACE-A 卫星.

5.3 电离层比例因子比较

由前面讨论可知, GPS 信号传播路径上的电子总含量 (STEC) 直接影响 GPS 信号的电离层延迟改正计算.若星载 GPS 接收机为双频接收机,可通过双频观测数据直接计算得到^[18]

$$P_1 = P_2 - P_1 = \frac{0.105m}{TECU} \cdot STEC + DCB_{GPS} + DCB_{RX} + \varepsilon, \quad (6)$$

式中, P_1 和 P_2 分别为 f_1 和 f_2 频点的伪距观测量, DCB_{GPS} 和 DCB_{RX} 分别为 GPS 卫星和低轨卫星接收机码偏差.

由 (6) 式可得

$$\left. \frac{STEC}{TECU} \right|_{obs} + \frac{DCB_{RX}}{0.105} = \frac{1}{0.105} [(P_2 - P_1) - DCB_{GPS}], \quad (7)$$

根据第 2 节所述电离层比例因子法, $STEC$ 还可从电离层模型中获得:

$$\left. \frac{STEC}{TECU} \right|_{GIM} = M(E_{IP}) \cdot \alpha \cdot VTEC(\lambda_{IP}, \varphi_{IP}, 0), \quad (8)$$

令 $X = M(E_{IP}) \cdot VTEC(\lambda_{IP}, \varphi_{IP}, 0)$, $Y = \frac{1}{0.105} [(P_2 - P_1) - DCB_{GPS}]$, 假设双频数据直接测量得到的 $STEC$ 和 GIM 模型获得的 $STEC$ 相同, (7)~(8) 式, 得:

$$Y = \alpha \cdot X + \frac{DCB_{RX}}{0.105}. \quad (9)$$

由 (9) 式, 电离层比例因子 α 还可通过比较实测得到的电子含量 Y 和 GIM 模型得到的电子含量 X 获得.

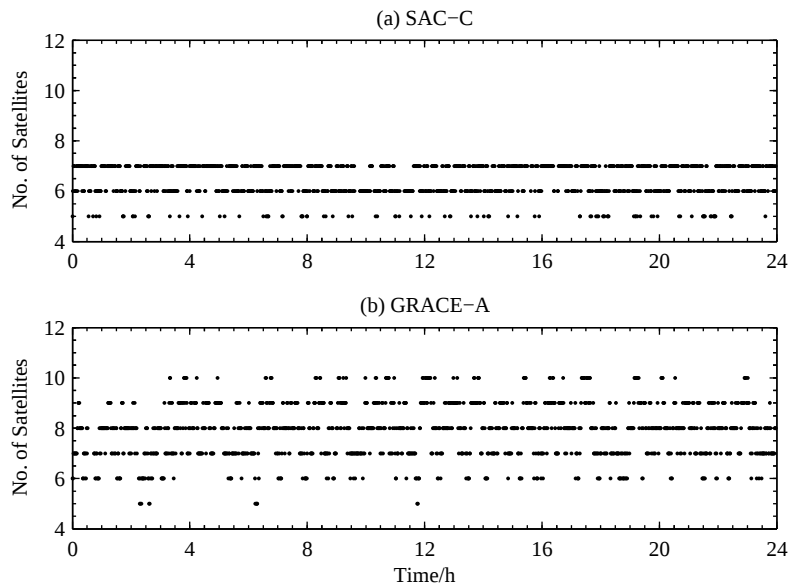


图 6 SAC-C 和 GRACE-A 卫星观测到的 GPS 卫星个数

Fig. 6 The number of GPS satellites received by SAC-C and GRACE-A satellites

图 7 为 GRACE-B 卫星 2008 年 3 月 1 日实测得到的电子含量 Y 和 GIM 模型得到的电子含量 X 之间的关系. 图 7 表明实测得到的电子含量和预测得到的电子含量具有很强的相关性, 线性拟合 Y 和 X , 得到斜率为 0.148、偏差为 38.125 的线性拟合函数. 由 (9) 式可得, 2008 年 3 月 1 日 GRACE-B 卫星 GPS 接收机码偏差 DCB_{RX} 约为 4 m, 电离层比例因子 α 约为 0.148.

由 4.2 节可知, 电离层比例因子 α 还可通过运动学定轨和动力学定轨直接解算得到. 总的说来, 电离层比例因子 α 可通过以下 3 种方法获得:

- (1) 运动学定轨解算得到;
- (2) 动力学定轨解算得到;
- (3) 双频数据实测得到的电子含量 Y 和模型得到的电子含量 X 线性拟合得到.

图 8 为 3 种不同方法获得的 GRACE-B 卫星上空残余电子含量占总电子含量的比例. 图 8 表明: 3 种方法获得的电离层比例因子大小相当, 其中, 动力学定轨得到的电离层比例因子略小于运动学定轨得到的比例因子, 这是由于动力学定轨中, 动力学参数会吸收和拟合部分电离层延迟误差, 从而使得动力学定轨解算得到的电离层比例因子较

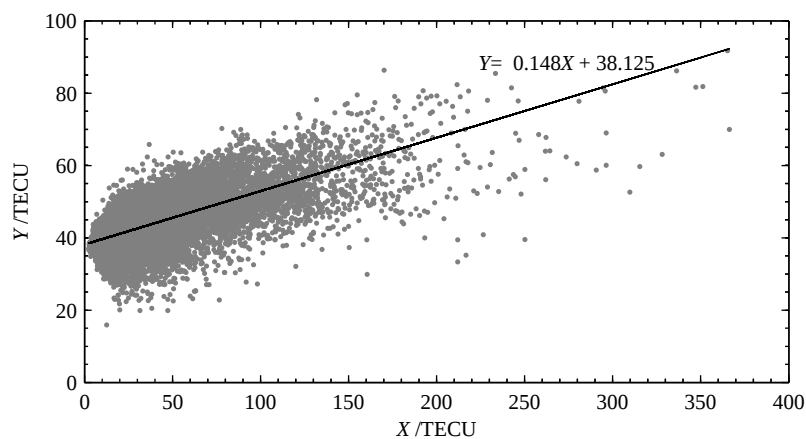


图 7 GRACE-B 卫星 2008 年 3 月 1 日实测电子含量和 GIM 模型得到的电子含量的比较

Fig.7 Calibration of the fractional TEC of the ionosphere above the GRACE-B orbit on March 1, 2008 from the correlation of observed ionospheric range delays with computed values

运动学定轨解算得到的电离层比例因子偏小.

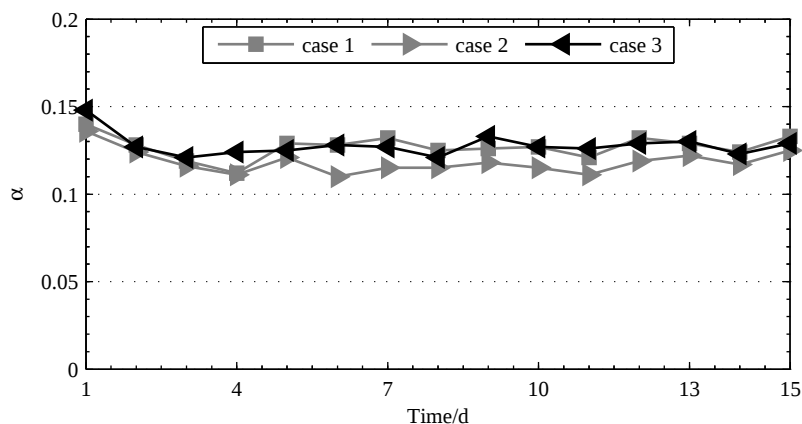


图 8 3 种方法得到的 GRACE-B 卫星上空电子含量占总电子含量的比例

Fig.8 Ionosphere scale factors of GRACE-B produced by three different strategies

图 9 为计算试算内不同方法得到的电离层比例因子平均. 图 9 表明, 随着轨道高度增加, 电离层比例因子减小. 假设 LEO 卫星上空残余电子集中在轨道高度上空 80 km 的薄层上, CHAMP 卫星上空残余电子含量约占总电子含量的 33%, GRACE-A、B 卫星上空残余电子含量约占总电子含量的 13%, TerraSAR-X 卫星上空残余电子含量约占总电子含量的 9%, SAC-C 卫星上空残余电子含量约占总电子含量的 5%.

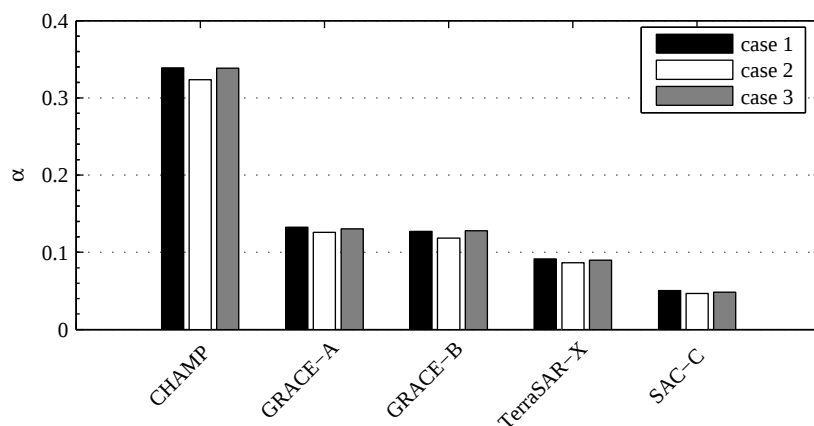


图 9 CHAMP 等卫星 3 种方法得到的电离层比例因子

Fig. 9 Ionosphere scale factors of the LEO satellites used for three different solutions

6 结论

考虑到我国未来航天任务的实际需求, LEO 星载单频 GPS 精密定轨及电离层延迟影响的减弱或消除研究是一项非常有意义的工作, 这将对我国后续发射的各类搭载单频 GPS 接收机的低轨科学卫星发挥非常积极的作用. 本文研究了全球电离层模型 (GIM) 在基于单频 GPS 伪距观测量的低轨卫星运动学和动力学定轨中的应用, 通过估算电离层尺度因子的方法消除 / 减弱 C/A 码伪距观测测量中电离层延迟影响, 提高 LEO 卫星运动学和动力学定轨精度. 由于星载 GPS 信号受电离层延迟影响大小和 LEO 卫星轨道高度相关, 为研究分析 GIM 模型在不同轨道高度处的改正效果及电离层比例因子大小, 本文选取了轨道高度在 300 ~ 800 km 的 LEO 卫星星载 GPS 数据作为试算数据, 根据试算结果, 我们初步可以得到以下结论:

(1) 以 GIM 作为背景模型, 通过估算电离层比例因子法方法能有效的消除 GPS 单频伪距观测中电离层延迟影响, 显著提高 LEO 卫星运动学和动力学定轨精度;

(2) 在计算的 5 颗 LEO 卫星中, CHAMP 卫星运动学和动力学定轨精度提高最为显著, 其中运动学定轨内符精度和独立轨道比较精度分别提高了 58.3% 和 55.6%; 动力学定轨精度分别提高了 54.3% 和 46.7%. 这是由于 CHAMP 等卫星轨道高度低, GPS 信号受电离层延迟影响严重, 因此在估算电离层比例因子后运动学和动力学定轨精度提高最为显著;

(3) 消除电离层影响后, CHAMP 卫星基于 C/A 码伪距的动力学定轨精度约为 24 cm, GRACE-A、B 和 SAC-C 卫星动力学定轨精度约为 18 cm, TerraSAR-X 卫星动力学定轨精度约为 19 cm;

(4) 3 种不同方法得到的电离层比例因子大小相当, 其中 CHAMP 卫星上空残余电子含量约占总电子含量的 33%, GRACE-A、B 卫星上空残余电子含量约占总电子含量的 13%, TerraSAR-X 卫星上空残余电子含量约占总电子含量的 9%, SAC-C 卫星上空残余电

子含量约占总电子含量的 5%.

由于本研究中仅考虑了伪距观测量, 受伪距观测量精度限制, LEO 卫星事后精密定轨约能达到 20 cm 精度, 若星载单频 GPS 接收机能同时输出相位观测量数据, 这将有助于再次提高基于星载 GPS 单频数据的 LEO 卫星定轨精度, 并有望达到和双频相位数据相当的定轨精度.

致谢 感谢 GFZ、IGS 及 JPL 为本文提供试算数据.

参 考 文 献

- [1] Bock H. Efficient Methods for Determining Precise Orbits of Low Earth Orbiters Using the Global Positioning System. Zürich: Institute für Geodäsie und Photogrammetrie, 2003
- [2] Bertiger W L, Sever Y B, Christensen E J, et al. JGRB, 1994, 99: 24449
- [3] Schutz B E, Tapley B D, Abusali P A M, et al. GeoRL, 1994, 21: 2179
- [4] Bock H, Jaggi A, Svehla D, et al. AdSpR, 2007, 39: 1638
- [5] Hwang C, Tseng T P, Lin T, et al. JG, 2009, 83: 477
- [6] Kang Z, Tapley B D, Bettadpur S, et al. JG, 2006, 80: 322
- [7] Montenbruck O, Bosch P R. GPS Solutions, 2008, 12: 187
- [8] Montenbruck O, Gill E. JNav, 2002, 55: 293
- [9] Montenbruck O, Gill E. Ionospheric error removal in the positioning of LEO satellites based on low cost GPS receivers. 16th International Symposium on Spaceflight Dynamics, 2001
- [10] Hwang Y, Born G H. JSpRo, 2005, 42: 896
- [11] Yoon J C, Roh K M, Park E S, et al. JSpRo, 2002, 39: 796
- [12] Montenbruck O. Aerospace Science and Technology, 2003, 7: 396
- [13] Bock H, Jaggi A, Dach R, et al. AdSpR, 2009, 43: 783
- [14] Gill E, Montenbruck O. Comparison of GPS-based orbit determination strategies, 18th International Symposium on Space Flight Dynamics, 2004
- [15] Montenbruck O. DLR-GSOC TN 05-04, 2005
- [16] Schaer S, Gurtner W, Feltens J. IONEX: The IONosphere Map EXchange Format Version 1. 1998
- [17] Peng D J, Wu B. ChSBu, 2007, 52: 2024
- [18] Garcia-Fernandez M, Montenbruck O. RaSc, 2006, 41: 1

The Application of GIM in Precise Orbit Determination for LEO Satellites with Single-frequency GPS Measurements

PENG Dong-ju WU Bin

(Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030)

ABSTRACT With the availability of precise GPS ephemeris and clock solution, the ionospheric range delay is left as the dominant error sources in the post-processing of space-borne GPS data from single-frequency receivers. Thus, the removal of ionospheric effects is a major prerequisite for an improved orbit reconstruction of LEO satellites equipped with low cost single-frequency GPS receivers. In this paper, the use of Global Ionospheric Maps (GIM) in kinematic and dynamic orbit determination for LEO satellites with single-frequency GPS

measurements is discussed first, and then, estimating the scale factor of ionosphere to remove the ionospheric effects in C/A code pseudo-range measurements in both kinematic and adynamia orbit defemination approaches is addressed. As it is known the ionospheric path delay of space-borne GPS signals is strongly dependent on the orbit altitudes of LEO satellites, we selected real space-borne GPS data from CHAMP, GRACE, TerraSAR-X and SAC-C satellites with altitudes between 300 km and 800 km as sample data in this paper. It is demonstrated that the approach of eliminating ionospheric effects in space-borne C/A code pseudo-range by estimating the scale factor of ionosphere is highly effective. Employing this approach, the accuracy of both kinematic and dynamic orbits can be improved notably. Among those five LEO satellites, CHAMP with the lowest orbit altitude has the most remarkable orbit accuracy improvements, which are 55.6% and 47.6% for kinematic and dynamic approaches, respectively. SAC-C with the highest orbit altitude has the least orbit accuracy improvements accordingly, which are 47.8% and 38.2%, respectively.

Key words celestial mechanics, space vehicles, methods: data analysis