

基于双频星载 GPS 数据的 LEO 卫星 运动学定轨研究*

彭冬菊[†] 吴 斌

(中国科学院上海天文台 上海 200030)

摘要 运动学定轨是星载 GPS 特有的定轨方法, 该方法不依赖于任何力学模型 (地球重力场、大气阻力及太阳辐射压等), 尤其适用于受大气阻力影响严重的低轨卫星定轨. 基于双频星载 GPS 数据, 研究了运动学定轨原理, 讨论了数据预处理方法, 建立了一套非差运动学定轨算法. 并以 GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment)-A、B 卫星 2008 年 2 月实测数据作为试算验证了本研究方法的有效性和可靠性. GRACE 卫星实测数据计算结果表明: 运动学定轨能达到 5 cm 精度 (相对于 SLR (Satellite Laser Ranging)), 与动力学和简化动力学定轨精度相当.

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

基于双频星载 GPS 数据的 LEO (Low Earth Orbiting) 卫星精密定轨始于 1992 年发射的 Topex/Poseidon (以下简称 T/P) 卫星. T/P 卫星是首颗搭载双频星载 GPS 接收机并成功利用星载 GPS 数据完成卫星定轨任务的低轨卫星^[1-2]. 卫星发射初期, 预计星载 GPS 定轨在径向约能达到 13 cm 精度, 实际定轨结果表明, T/P 卫星星载 GPS 定轨在径向达到了 4 cm 精度^[1-2]. 星载 GPS 在 T/P 卫星上取得的巨大成功为其在 LEO 卫星上的广泛应用奠定了坚实的基础. 目前, 星载 GPS 已成为 LEO 卫星精密定轨最常用、最有效的手段之一.

基于星载 GPS 数据的 LEO 卫星精密定轨方法大致可分为动力学、简化动力学和运动学定轨 3 类. 其中动力学和简化动力学定轨方法是目前 LEO 卫星精密定轨最常用的方法^[1-7]. 运动学定轨是星载 GPS 技术特有的定轨方法, 这是由于 GPS 接收机在同一时刻可接收到多颗 GPS 卫星信号, 因而能利用几何方法在不依赖于任何力学模型的情况下完成任意时刻的 LEO 卫星定轨 / 定位任务, 这也是星载 GPS 技术区别于其它卫星定轨技

2011-04-13 收到原稿, 2011-05-05 收到修改稿

* 国家自然科学基金项目 (11003036) 及上海市自然科学基金项目 (10ZR1435800) 资助

[†] pdongju@shao.ac.cn

术如 SLR、DORIS (Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite) 等的显著特征。

运动学定轨不依赖于任何先验力学模型 (地球重力场、大气阻力、太阳辐射压模型等), 是一种纯几何方法定轨, 尤其适用于受大气阻力等力学模型影响严重的 LEO 卫星定轨。因而, 若能实现高精度的 LEO 卫星运动学定轨, 运动学轨道将会是研究作用在卫星上的各类力学模型 (如反演地球重力场、大气密度模型等) 的理想轨道。另外, 由于运动学定轨仅仅依赖于观测数据质量, 因而, 运动学定轨结果可侧面反映出观测数据质量情况及 GPS 接收机性能。总的说来, 基于星载 GPS 数据的 LEO 卫星运动学定轨有着广泛的应用前景, 值得深入研究探讨。

国内外学者对运动学定轨已有相关研究^[6,8-16], 如 Bisnath 等^[9]重点研究了基于星载 GPS 数据的 LEO 卫星单点定位及数学平滑方法, Montenbruck^[8]和 Bock 等^[14]重点研究了基于单频 GPS 数据的 LEO 卫星运动学定轨, Byun 等^[15-16]重点研究了差分运动学定轨, 刘经南等^[11]重点研究了几何法定轨结果的力学补偿及动力平滑。本文侧重于研究基于双频星载 GPS 数据的纯几何法 LEO 卫星运动学定轨, 未经任何力学模型补偿、动力平滑或数学方法平滑。研究内容包括星载 GPS 数据预处理、运动学定轨观测方程建立、解算参数设置以及解算策略。最后以 GRACE 卫星实测数据为试算数据, 通过分析内符精度、独立轨道比较及 SLR 独立检验等方法验证本研究方法的有效性和可靠性。

2 运动学定轨原理

2.1 观测方程

伪距和相位观测量是基于星载 GPS 数据的低轨卫星精密定轨采用的基本观测量, 其中低轨卫星伪距观测方程可表示为

$$\rho_o^{\text{PR}} = \rho_c + c\delta t - c\delta t^{\text{GPS}} + \delta\rho_{\text{ion}} + \delta\rho_{\text{rel}} + \delta\rho_{\text{pco}} + \delta\rho_{\text{pco}}^{\text{GPS}} + \varepsilon, \quad (1)$$

其中 ρ_o^{PR} 为 LEO 卫星相对 GPS 卫星的伪距观测量; ρ_c 为 LEO 卫星相对 GPS 卫星的几何距离; δt 为 LEO 卫星钟差改正; δt^{GPS} 为 GPS 卫星钟差改正; $\delta\rho_{\text{ion}}$ 为电离层延迟改正; $\delta\rho_{\text{rel}}$ 为相对论延迟改正; $\delta\rho_{\text{pco}}$ 为 LEO 卫星相位中心改正; $\delta\rho_{\text{pco}}^{\text{GPS}}$ 为 GPS 卫星相位中心改正; c 为真空中的光速; ε 为观测噪声。

相应的相位观测方程可表示为

$$\rho_o^{\text{PH}} = \rho_c + c\delta t - c\delta t^{\text{GPS}} + \delta\rho_{\text{ion}} + \delta\rho_{\text{rel}} + \delta\rho_{\text{pco}} + \delta\rho_{\text{pco}}^{\text{GPS}} + b + \varepsilon, \quad (2)$$

其中 b 为模糊度, ρ_o^{PH} 为相位测距值, 其余同 (1) 式。由 (1) 式和 (2) 式可见, 星载 GPS 伪距和相位观测量中包含了多项误差, 为得到高精度的卫星定轨结果, 各误差项必须准确消除。其中 δt 可作为待估参数, 同卫星位置一同参与解算; δt^{GPS} 可从 IGS (International GNSS Service) 分析中心发布的 GPS 卫星钟差产品中获得; $\delta\rho_{\text{rel}}$ 、 $\delta\rho_{\text{pco}}$ 和 $\delta\rho_{\text{pco}}^{\text{GPS}}$ 可通过模型改正。对于电离层延迟改正 $\delta\rho_{\text{ion}}$, 可通过双频伪距和相位组合消除其一阶影响。

双频无电离层伪距组合 (PC 组合) 和相位组合 (LC 组合) 分别表示如下:

$$\rho_{\text{PC}} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} P_{\text{LEO},1}^{\text{s}} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} P_{\text{LEO},2}^{\text{s}}, \quad (3)$$

$$\rho_{\text{LC}} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} L_{\text{LEO},1}^{\text{s}} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} L_{\text{LEO},2}^{\text{s}}. \quad (4)$$

式中 f_1 和 f_2 为 GPS 的两个载波频率, $P_{\text{LEO},1}^{\text{s}}$ 和 $P_{\text{LEO},2}^{\text{s}}$ 分别为两个频率的伪距观测量, $L_{\text{LEO},1}^{\text{s}}$ 和 $L_{\text{LEO},2}^{\text{s}}$ 分别为两个频率的相位观测量.

2.2 星载 GPS 数据预处理

星载 GPS 数据预处理包括: 野值剔除、周跳探测及 LC 组合初始模糊度计算. 预处理的主要目的是为后续运动学定轨提供可靠的观测数据. 本文野值剔除主要以观测数据信噪比 (S/N, RINEX 格式观测数据中最后一位标识数据) 作为判定标准, 若 $S/N < 5$, 则剔除该条数据. 本文周跳探测方法采用分圈探测和 Blewitt 方法^[17] 结合的形式, 主要探测步骤如下:

(1) 按卫星轨道周期探测. 按照 GPS 卫星编号重新排列星载 GPS 观测数据; 若卫星轨道周期为 T , 同一颗 GPS 卫星相邻两条观测数据时间差超过 $T/2$, 则认为相位观测数据发生了周跳, 标识观测数据. 标识完所有 GPS 卫星观测数据后, 根据标识号剔除短弧观测数据, 即同一标识号的观测数据如果时段小于 $T/6$, 则剔除该段数据.

(2) Blewitt 方法探测经过步骤 (1) 标识后的观测数据中的周跳, 探测到周跳后, 重新标识观测数据, 标识完所有卫星观测数据后, 采用步骤 (1) 同样的方法剔除短弧数据.

LC 组合存在一个初始模糊度, 若以非差数据作为定轨观测量, 需首先依赖于 PC 组合计算出该初始模糊度. 由 (1) 式和 (2) 式可得 LC 组合的初始模糊度 b_{LC} 可通过 (3) 式和 (4) 式相减得到:

$$b_{\text{LC}} = \rho_{\text{PC}} - \rho_{\text{LC}}. \quad (5)$$

在不存在相位周跳的时间段内, 上述 b_{LC} 只有随机误差, 基本保持为常数, 对其在无相位周跳的时间内进行平均可以提高 b_{LC} 精度. 在探测到相位周跳后, 重新计算该参数值. 将 b_{LC} 和 ρ_{LC} 相加即可得到修复初始模糊度后的 LC 组合观测量, 该观测量即本研究中运动学定轨的基本观测量.

2.3 解算参数设置

由于运动学定轨不依赖于任何力学模型, 不能通过轨道积分方法得到连续的卫星轨道, 运动学定轨得到的卫星轨道只能是一组离散点, 这组离散点的位置是同 LEO 卫星钟差参数和模糊度参数同时求解得到的. 本文运动学定轨主要分为两个步骤, 首先利用单点定位方法计算各个时刻的 LEO 卫星位置、钟差和定轨弧段内 LC 组合残差, 其次在 LC 组合残差中重新探测周跳、设置模糊度参数, 联合模糊度参数再次求解 LEO 卫星位置、钟差.

(1) 单点定位计算 LEO 卫星每个时刻位置及钟差参数;

利用经过预处理得到的修复了初始模糊度的 LC 组合作为观测量, 观测方程 (1) 可

改写为

$$\begin{aligned}\rho_{\text{LC}} &= \rho_c + c\delta t - c\delta t^{\text{GPS}} + \delta\rho_{\text{rel}} + \delta\rho_{\text{pco}} + \delta\rho_{\text{pco}}^{\text{GPS}} + \varepsilon \\ &= \rho_c + c\delta t - \Delta\rho\end{aligned}\quad (6)$$

设 t 时刻 LEO 卫星接收到的第 i 颗 GPS 卫星位置为 $\vec{X}^i(t) = (X^i(t), Y^i(t), Z^i(t))$, LEO 卫星初始位置为 $\vec{X}_0(t) = (X_0(t), Y_0(t), Z_0(t))$, 在 $(X_0(t), Y_0(t), Z_0(t))$ 处线性化观测方程 (6), 得

$$\rho_{\text{LC}}(t) = \rho_c^i(t) + \Delta\rho(t) + c\delta t(t) = \mathbf{H}_i(t)\hat{\mathbf{x}}_t + \rho_0^j(t) + \Delta\rho(t), \quad (7)$$

$$\text{其中 } \rho_0^j(t) = |\vec{X}^i(t) - \vec{X}_0(t)|, \mathbf{H}_i(t) = \begin{bmatrix} \frac{\partial\rho^i(t)}{\partial X} & \frac{\partial\rho^i(t)}{\partial Y} & \frac{\partial\rho^i(t)}{\partial Z} & 1 \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{x}}_t = \begin{bmatrix} \delta X \\ \delta Y \\ \delta Z \\ c\delta t \end{bmatrix}.$$

LEO 卫星在同一时刻可接收到 $n(n > 4)$ 颗 GPS 卫星的信号, 根据方程 (7) 建立 n 颗 GPS 卫星 LC 组合间接平差观测方程^[18]:

$$\mathbf{v}_t = \mathbf{B}_t \hat{\mathbf{x}}_t - \mathbf{l}_t, \quad (8)$$

$$\text{其中 } \mathbf{B}_t = \begin{bmatrix} H_1(t) \\ \vdots \\ H_i(t) \\ \vdots \\ H_n(t) \end{bmatrix}, \mathbf{l}_t = \begin{bmatrix} \rho_{\text{LC}}^1(t) - (\rho_0^1(t) + \Delta\rho^1(t)) \\ \vdots \\ \rho_{\text{LC}}^i(t) - (\rho_0^i(t) + \Delta\rho^i(t)) \\ \vdots \\ \rho_{\text{LC}}^n(t) - (\rho_0^n(t) + \Delta\rho^n(t)) \end{bmatrix}.$$

通过最小二乘原理, 可得观测方程 (8) 的法方程为

$$\mathbf{N}_{bb}(t)\hat{\mathbf{x}}_t - \mathbf{W}(t) = 0, \quad (9)$$

$$\text{其中 } \mathbf{N}_{bb}(t) = \mathbf{B}_t^T \mathbf{P}(t) \mathbf{B}(t), \mathbf{W}(t) = \mathbf{B}_t^T \mathbf{P}(t) \mathbf{l}_t, \mathbf{P} \text{ 为权阵, } \mathbf{P}(t) = \begin{bmatrix} P_1(t) & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & P_n(t) \end{bmatrix}.$$

由方程 (9) 可得

$$\hat{\mathbf{x}}_t = \mathbf{N}_{bb}^{-1} \mathbf{W},$$

从而可得单点定位 LEO 卫星位置最佳估值 $\hat{\mathbf{X}}_t$:

$$\hat{\mathbf{X}}_t = \vec{X}_0(t) + \hat{\mathbf{x}}_t.$$

(2) 设置模糊度参数, 同时求解卫星位置、钟差及模糊度;

预处理只能探测出相位观测数据中较大的周跳, 经过初始模糊度修复后的 LC 组合中仍然包含一些微小的周跳. 这里假设经过步骤 (1) 计算得到的 LC 组合残差中包含了这些微小的周跳信息. 通过在残差文件中重新探测周跳, 设置模糊度参数, 并以步骤 (1)

3 试算数据及定轨策略

3.1 试算数据

本文采用的主要试算数据包括星载 GPS 数据和 GPS 卫星星历及钟差. 其中, 星载 GPS 数据取自 GFZ (GeoForschungsZentrum, Germany)、ISDC (Information System and Data Center) 数据中心的 GRACE-A、B 卫星 2008 年 2 月 1 日 (DOY32) ~ 29 日 (DOY60) 10 s 采样间隔双频星载 GPS 观测数据. GRACE-A、B 卫星发射于 2002 年 3 月 17 日, 初始轨道高度约为 485 km, 轨道倾角约为 89° , 星上搭载的主要科学仪器有: K 波段测距仪 (KBR), SuperSTAR 星载加速度计, 激光反射器及 BlackJack GPS 接收机阵列^[19].

本文运动学定轨固定 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 卫星运动学定轨结果. 为尽可能减小由于 GPS 卫星轨道和钟差产品精度限制造成的对运动学定轨结果的影响, 本文选取 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, 为了避免 GPS 卫星钟差插值带入误差, LEO 卫星位置及钟差解算频率采用了同 GPS 卫星钟差产品相同的频率 (30 s 解算一组 LEO 卫星位置及钟差参数).

3.2 定轨策略

由 2.3 节可知, 若运动学定轨弧长为 24 h, 解算频率为 30 s, 那么求解参数总数 $k = 4 \times 2880 + m$, 这些解算参数将构成一个庞大的法矩阵, 降低运算效率. 为提高运算效率, 同时也不影响预处理结果, 本文定轨弧长选取为 12 h. 对于定轨过程涉及到的矩阵运算, 本研究调用了 LAPACK 数学函数库. LAPACK 为 Linear Algebra PACKage 的缩写, 是 Oak Ridge 国家实验室、加州大学 Davis 分校和 Illinois 大学等联合开发的线性代数函数库, 用于在不同性能计算环境上高效求解数值线性代数问题, 采用 Fortran 语言编写. 有关 LAPACK 更详细的介绍参见官方网站 <http://www.netlib.org/lapack/>.

GPS 信号在传播过程中会受到电离层、多路径效应等的影响, 这类误差对低高度角的观测数据影响尤为严重, 因而部分学者在处理这类数据时设置了一个高度截止角^[11], 剔除低于高度截止角的所有观测数据. 然而, 由于运动学定轨解算参数多, 需要的观测数据量也多, 为保障运动学定轨结果的可靠性, 不宜剔除过多的数据. 通常, LEO 卫星在同一时刻约能接收到 8 颗 GPS 卫星信号, 为了最大程度地利用所有卫星观测信息, 本研究未设置高度截止角剔除标准, 仅采用了根据卫星高度角加权的形式处理低高度角卫星观测数据, 权函数采用

$$P(t) = \frac{1}{\cos^2 z}. \quad (11)$$

式中 z 为 GPS 卫星相对 LEO 卫星的高度角.

本研究采用的 GPS 卫星天线相位中心偏差 PCO (Phase Center Offset) 和天线相位中心变化 PCV (Phase Center Variation) 来自 IGS 分析中心发布的天线相位中心产品 igs05.atx (<ftp://igs05.jpl.nasa.gov/pub/station/general/igs05.atx>). Kang 等^[20]研究表明, 同时考虑 GPS 卫星和 GRACE 卫星天线相位中心变化修正, GRACE 卫星动力学轨道在径向约能提高 1 cm 精度, 切向和法向约能提高 2 cm 精度. 因而, 本文也同时考虑了

GPS 卫星天线 PCO 和 PCV 修正. GRACE 卫星天线相位中心偏差在星体坐标系下的值采用 $(0.0, 0.0, -0.419)$ m, 该值与卫星发射初期 GFZ 发布的 GRACE 卫星 GPS 天线相位中心偏差 $(0.0, 0.0, -0.444)$ m^[19] 在 Z 方向有 2.5 cm 的差异. $(0.0, 0.0, -0.419)$ m 为采用上海天文台 SHORDE-III 软件对 GRACE 卫星动力学定轨, 同时估算 GPS 天线相位中心在 Z 方向的变化得到^[3-5].

4 试算结果及分析

4.1 数据利用率

GRACE-A、B 卫星预处理后的观测数据量占预处理前观测数据量的百分比见图 2, 图中横轴表示时间, 单位为 DOY (Day Of Year); 纵轴表示百分比. 图 2 表明预处理剔除的 GRACE-A 卫星数据比例多于 GRACE-B 卫星, 其中, GRACE-A 卫星剔除了约 11% 的观测数据, GRACE-B 卫星剔除了约 3% 的观测数据. 这些结果表明 GRACE-B 星载 GPS 观测数据质量可能略好于 GRACE-A. 然而, 由于在计算时间段内 GRACE-A 卫星观测数据总量约比 GRACE-B 卫星多 4% ~ 11%, 因而预处理后两颗卫星的观测数据量是相当的, 如图 3 所示, 图中横轴表示时间, 纵轴表示预处理后的观测数据总数.

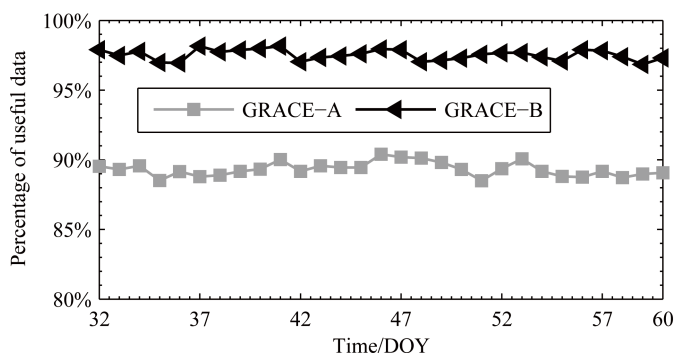


图 2 预处理后的观测数据量相对预处理前观测数据量的百分比

Fig.2 Percentage of useful observational data after pre-processing

本文运动学定轨解算频率为 30 s, 若每个时刻都有足够的观测数据, 那么每个弧段内定轨得到卫星位置数应为 1 440. 然而, 由于预处理剔除了部分观测数据以及原始观测数据某些历元的 LEO 卫星观测到的 GPS 卫星数本就少于 5 颗, 如 2008 年 2 月 6 日 (DOY 37) GRACE-B 星载 GPS 共有 40 个历元 GPS 卫星观测数少于 5 颗, 使得运动学定轨得到的实际卫星位置数总是少于理想数 1 440.

2008 年 DOY32 ~ DOY60 时段内 12 h 运动学定轨得到的卫星位置数相对理想位置数 1 440 的百分比见图 4. 图中, 横轴表示时间, 纵轴表示每个弧段定轨得到实际卫星位置数相对理想位置数 1 440 的百分比, 图 4 表明: GRACE-A 卫星在计算时段内运动学定轨得到的位置数约为 1360 ~ 1434 (94.4% ~ 99.6%), GRACE-B 卫星约为 1365 ~ 1438 (94.8% ~ 99.9%). GRACE-A 和 GRACE-B 卫星运动学轨道位置数 58 个弧段平均分

别为 1 408 (97.8%) 和 1 414 (98.2%).

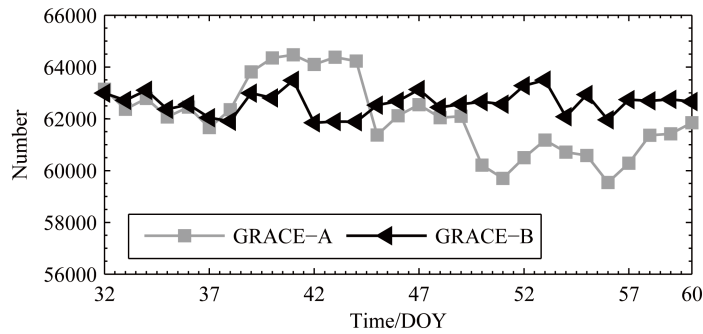


图 3 预处理后的星载 GPS 观测数据个数

Fig. 3 Number of space-borne GPS data after pre-processing

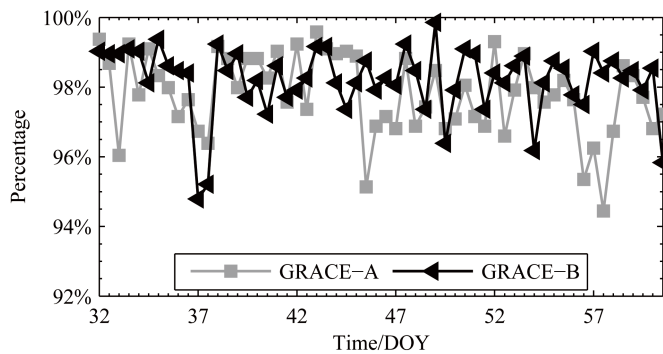


图 4 每个弧段运动学定轨得到的实际卫星位置数相对理想位置数的百分比

Fig. 4 Percentage of the number of positions generated by kinematic POD with respect to that of theoretical positions

图 5 为相应定轨时段内解算模糊度参数个数, 图中横轴表示时间, 纵轴表示每个定轨弧段解算模糊度参数个数. 图 5 表明, 2008 年 2 月 1 日 (DOY32) ~ 13 日 (DOY44), GRACE-A 卫星解算模糊度参数略多于 GRACE-B 卫星, 2008 年 2 月 14 日 (DOY45) ~ 29 日 (DOY60), GRACE-B 卫星解算模糊度参数个数多于 GRACE-A 卫星. 这与图 3 所示的预处理后 GRACE-A、B 卫星观测量是一致的, 图 3 表明 2008 年 2 月 13 日 (DOY 44) 后, GRACE-B 卫星定轨观测量多于 GRACE-A 卫星.

4.2 内符精度

利用预处理后的 LC 组合数据, 采用第 2 节描述的方法, 分别对 GRACE-A 和 GRACE-B 卫星运动学定轨, 图 6 为 GRACE-B 卫星 2008 年 2 月 2 日定轨弧段 1 (00:00 ~ 12:00) LC 残差, 图中横轴表示时间, 单位为 h; 纵轴表示 LC 残差, 单位为 cm. 图 6 表明 LC 非

差运动学定轨残差在 $[-3 \text{ cm}, 3 \text{ cm}]$ 区域内变化, RMS (Root-Mean-Square) 约为 4.7 mm . 其余弧段 LC 残差均与图 6 相似, 在此不一一列出, 仅以图 7 列出每个定轨弧段内 LC 残差 RMS, 图中横轴表示时间, 单位为 DOY, 纵轴表示每个定轨弧段 LC 残差 RMS, 单位为 mm . 计算结果表明: GRACE-B 卫星 LC 定轨残差略优于 GRACE-A 卫星; 在计算的 58 个弧段内, GRACE-A 卫星 LC 残差 RMS 平均约为 4.6 mm , GRACE-B 约为 4.3 mm .

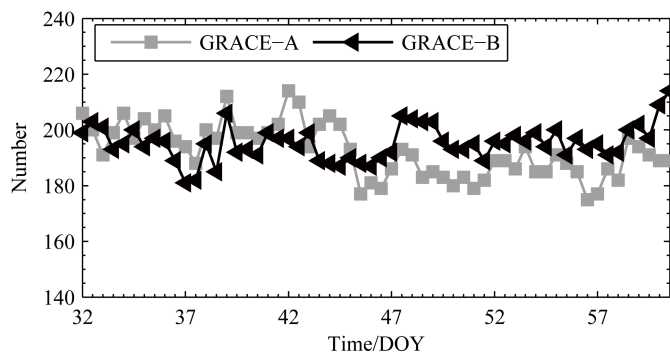


图 5 每个弧段运动学定轨模糊度参数个数

Fig. 5 Number of estimated ambiguity parameters per arc

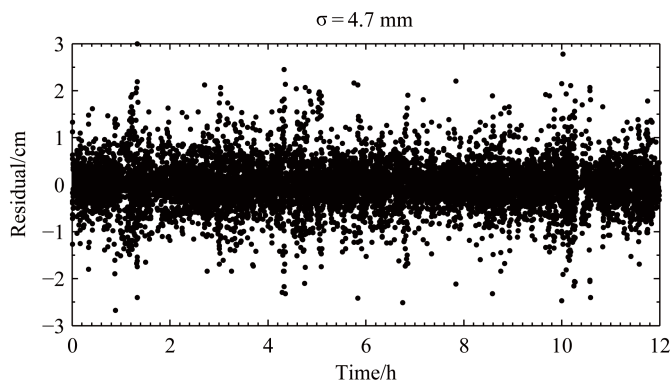


图 6 GRACE-B 卫星 2008 年 2 月 2 日弧段 1 运动学定轨 LC 残差

Fig. 6 GRACE-B kinematic POD LC residuals of the first arc on 2008 February 2

4.3 独立轨道比较

独立轨道比较是目前常用的检验轨道精度的有效方法之一. 本文选取了 ISDC 提供的 JPL (Jet Propulsion Laboratory, USA) 采用简化动力学定轨得到的 GRACE-A、B 卫星精密轨道 (以下简称 PSO) 作为参考轨道, 将本文采用运动学定轨方法得到的卫星轨道同 PSO 直接比较. 评价本文结果相对 PSO 在径向 (R)、切向 (T)、法向 (N) 精度及三

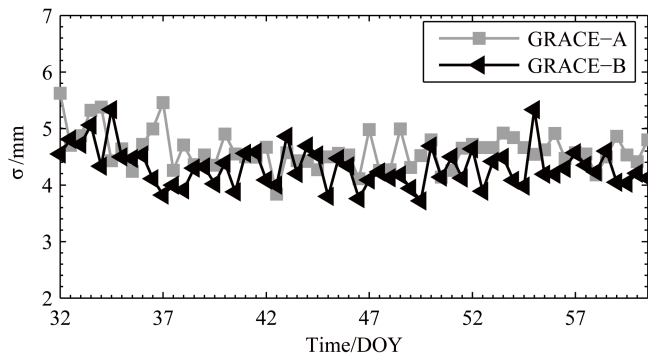


图 7 GRACE-A、B 卫星每个弧段内运动学定轨残差 RMS

Fig.7 RMS's of kinematic POD post-fit residuals of GRACE-A and B per arc

维位置精度的指标 σ_R 、 σ_T 、 σ_N 及 σ_S (Root-Sum-Square, RSS) 定义如下:

$$\begin{aligned} \sigma_d &= \left(\frac{\sum \Delta d^2}{J} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (d = R, T, N), \\ \sigma_S &= (\sigma_R^2 + \sigma_T^2 + \sigma_N^2)^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (12)$$

式中 ΔR 、 ΔT 和 ΔN 分别为本文结果与 PSO 在 R 、 T 和 N 方向的差异, J 为比较的轨道位置个数.

图 8 为 GRACE-B 卫星 2008 年 2 月 2 日定轨弧段 1 运动学轨道与 PSO 在 R 、 T 和 N 方向的差异. 图 8 表明: (1) 运动学定轨得到的卫星轨道是一组离散的点, 与 PSO 的差异呈现出与卫星轨道周期相当的周期性. 这是由于 PSO 为简化动力学轨道, 受到力学模型约束, 而力学模型尤其是经验力学模型和卫星轨道周期相关, 从而使得独立轨道互比呈现出和卫星轨道周期相当的周期性^[21]; (2) 运动学定轨在 R 、 T 和 N 方向的精度分别为 4.0 cm、3.7 cm 和 2.7 cm, 其中 R 方向和 T 方向精度相当, N 方向精度略优于 R 和 T 方向.

图 9 和图 10 分别为 GRACE-A、B 卫星 58 个定轨弧段内运动学轨道相对于 PSO 在 R 、 T 、 N 方向的精度和三维位置精度. 图 9 和图 10 表明: GRACE-A 卫星运动学轨道 R 、 T 、 N 方向精度平均约为 (4.7, 4.4, 4.1) cm, 三维位置精度平均约为 7.7 cm; GRACE-B 卫星运动学轨道在 R 、 T 、 N 方向精度约为 (4.4, 4.3, 4.0) cm, 三维位置精度约为 7.3 cm; 总体而言, R 、 T 和 N 方向运动学定轨精度相当, N 方向略好于 R 和 T 方向. GRACE-B 卫星运动学定轨精度略好于 GRACE-A 卫星.

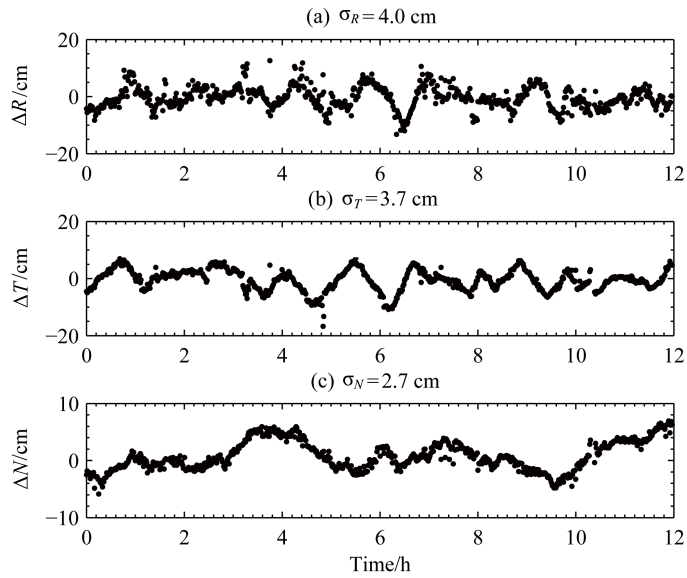


图 8 GRACE-B 卫星 2008 年 2 月 2 日弧段 1 运动学定轨结果与 PSO 在 R 、 T 、 N 方向的差异

Fig. 8 Orbit discrepancies of the first arc between PSO and GRACE-B kinematic solutions in R , T and N directions on 2008 February 2

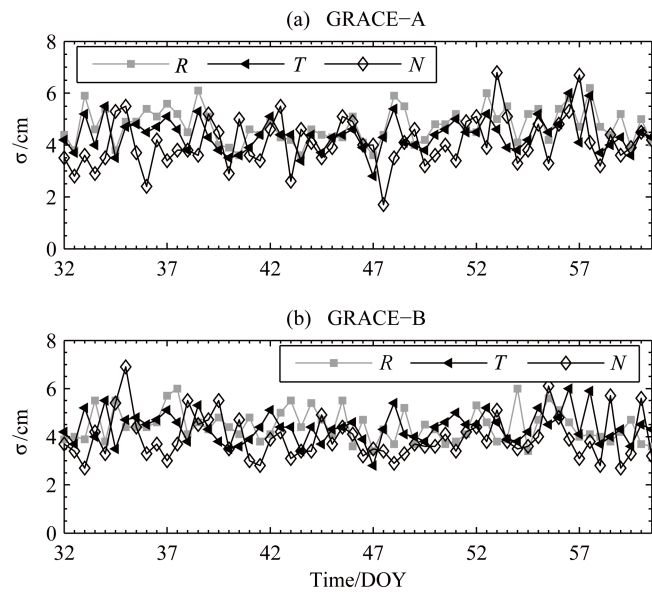


图 9 运动学轨道相对 PSO 在 R 、 T 、 N 方向的精度

Fig. 9 Accuracies of kinematic orbits in R , T , and N directions with respect to PSO

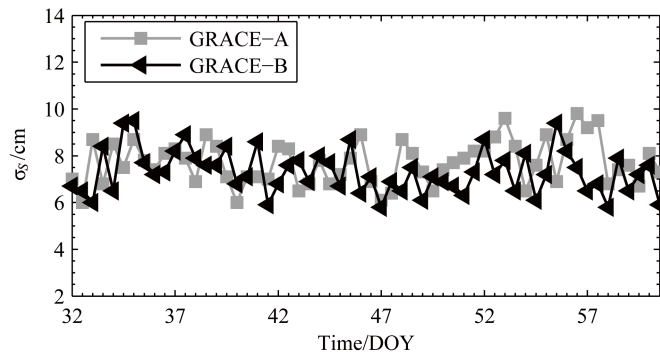


图 10 每个定轨弧段内本文运动学定轨结果与 PSO 比较的三维位置精度

Fig. 10 3D RSS's of kinematic orbits with respect to PSO per arc

4.4 SLR 检验

对于星载 GPS 定轨, 评估其定轨精度的另一重要手段就是利用高精度的激光测距数据对星载 GPS 定轨结果进行外部检验. 目前, SLR 观测数据的单次测距精度可达 1 cm, 无模糊度也不受电离层的影响, 因而, SLR 观测数据是用于检验星载 GPS 定轨结果的理想数据. SLR 检验星载 GPS 定轨结果方法详见文献 [4]. GRACE-A、B 卫星均搭载有激光反射器, 这为 SLR 检验基于星载 GPS 数据运动学定轨得到的 GRACE-A、B 卫星轨道提供了可能性.

GRACE 卫星 SLR 观测数据取自 CDDIS (Crustal Dynamics Data Information System at Goddard Space Flight Center, NASA). 2008 年 2 月 1 日 ~ 29 日共有 15 个测站跟踪到 GRACE-A 卫星, 共 3 381 个标准点数据; 17 个测站跟踪到 GRACE-B 卫星, 共 3 223 个标准点数据. 检验过程中 SLR 观测数据高度截止角设为 10° . GRACE-A 卫星 SLR 残差中分别剔除了 7831 和 7832 站明显异常的一圈观测数据 (28 个标准点) 及 4 个其它站的明显异常数据, 剔除异常数据后 SLR 检验残差图见图 11 (a). GRACE-B 卫星 SLR 残差中剔除了 7249 站明显异常的两圈观测数据 (35 个标准点) 及 6 个其它站的明显异常数据, 剔除异常数据后 SLR 检验残差图见图 11 (b). 图中 m 表示 SLR 残差序列均值, σ 表示 SLR 残差序列方差.

SLR 检验结果表明, GRACE-A、B 卫星运动学轨道相对 SLR 观测数据可以达到 5 cm 精度; GRACE-A、B 卫星 SLR 残差 RMS 分别为 4.41 cm 和 4.37 cm. GRACE-B 卫星运动学轨道精度略优于 GRACE-A 卫星运动学轨道, 这与内符精度以及独立轨道比较结论一致.

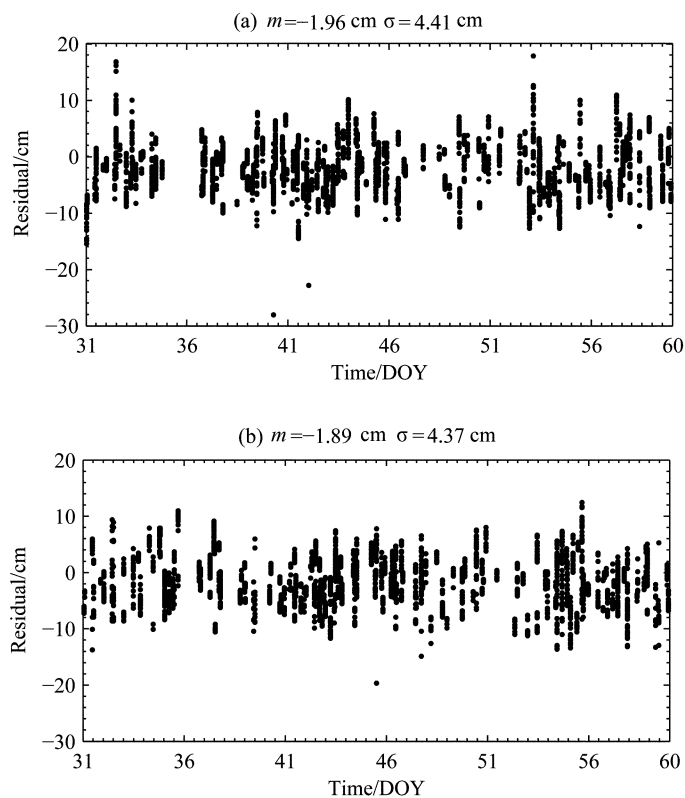


图 11 SLR 检验 GRACE-A (a)、B (b) 卫星运动学轨道残差

Fig. 11 Residuals between SLR measurements and kinematic orbits of GRACE-A (a) and B (b)

5 结论

本文首先研究了双频星载 GPS 数据预处理方法, 其次研究了基于双频星载 GPS 数据的运动学定轨原理、方法、解算参数设置及解算策略, 建立了一套基于双频星载 GPS 数据的纯几何法定轨算法. 最后以 GRACE-A、B 卫星 2008 年 2 月 1 日 ~ 29 日实测数据作为试算数据, 分析了经过本文的双频星载 GPS 数据预处理后原始数据的损失率, 通过运动学定轨内符合精度、独立轨道比较及 SLR 检验等方法全面分析了采用该研究方法计算 GRACE-A、B 卫星运动学定轨的精度. 根据实际计算结果, 我们初步可以得到以下结论:

- (1) GRACE-A 卫星预处理剔除数据约占总观测数据的 11%, GRACE-B 约 3%;
- (2) GRACE-B 卫星 LC 定轨残差略优于 GRACE-A 卫星; 在计算的 58 个弧段内, GRACE-A、B 卫星运动学定轨得到的 LC 残差 RMS 分别为 4.6 mm 和 4.3 mm;
- (3) GRACE-A、B 卫星相对 PSO 在 R 、 T 、 N 方向的精度相当, 58 个弧段 R 、 T 、 N 方向精度平均分别约为 (4.7, 4.4, 4.1) cm 和 (4.4, 4.3, 4.0) cm; 三维位置精度分别为 7.7 cm 和 7.3 cm;

(4) GRACE-A、B 卫星 SLR 残差 RMS 分别为 4.41 cm 和 4.37 cm;

(5) 在计算时段内 GRACE-B 卫星数据质量略优于 GRACE-A 卫星, GRACE-B 卫星运动学定轨精度略优于 GRACE-A 卫星.

以上结论表明, GRACE 卫星运动学定轨可达到同简化动力学和动力学定轨相当的精度, 这很大程度上应归功于 GRACE 卫星上搭载的高性能星载 GPS 接收机, 为运动学定轨获得高精度、准确、可靠的观测数据提供了有力保障. 由于运动学定轨不依赖于任何力学模型, 因而在反演地球重力场、大气密度等领域都有潜在的应用前景.

致谢 感谢 GFZ、IGS 及 CDDIS 为本文提供试算数据.

参 考 文 献

- [1] Bertiger W I, Bar-Sever Y E, Christensen E J, et al. JGR, 1994, 99: 24449
- [2] Schultz B E, Tapley B D, Abusali P A M, et al. GeoRL, 1994, 21: 2179
- [3] Peng D J, Wu B. ChSBu, 2007, 52: 2024
- [4] Peng D, Wu B. ChSBu, 2009, 54: 196
- [5] Peng D J, Wu B. ChJAA, 2008, 8: 603
- [6] Švehla D, Rothacher M. AdG, 2003, 1: 47
- [7] Kang Z, Nagel P, Pastor R. AdSpR, 2003, 31: 1875
- [8] Montenbruck O. Aerospace Science and Technology, 2003, 7: 396
- [9] Bisnath S B, Langley R B. Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiters with GPS Point Positioning. ION National Technical Meeting, January 22-24, 2001
- [10] Colombo O L, Luthcke S B. Kinematic Point Positioning of a LEO with Simultaneous Reduced-dynamic Orbit Estimation. ION National Technical Meeting, September, 2004
- [11] 刘经南, 赵齐乐, 张小红. 武汉大学学报: 信息科学版, 2004, 29: 1
- [12] Švehla D, Rothacher M. AdSpR, 2005, 36: 376
- [13] Visser P N A M, van den Ijssel J. SSRv, 2003, 108: 27
- [14] Bock H, Jäggi A, Dach R, et al. AdSpR, 2009, 43: 783
- [15] Byun S H, Schutz B E. JG, 2001, 75: 533
- [16] Byun S H. JG, 2003, 76: 569
- [17] Blewitt G. GeoRL, 1990, 17: 199
- [18] 武汉测绘科技大学测量平差教研室. 测量平差基础. 第 3 版. 北京: 测绘出版社, 1996: 83-112
- [19] Bettadpur S. GRACE Product Specification Document: GRACE 327-720, 2006
- [20] Kang Z, Tapley B, Bettadpur S, et al. Quality of GRACE Orbits Using the Reprocessed IGS Products. 2009 IAU Fall Meeting, 2009
- [21] Appleby G M, Otsubo T. Comparison of SLR Measurements and Orbits with GLONASS and GPS Microwave Orbits. 12th International Workshop on Laser Ranging, 2000

Kinematic Precise Orbit Determination for LEO Satellites Using Space-borne Dual-frequency GPS Measurements

PENG Dong-ju WU Bin

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

ABSTRACT Kinematic precise orbit determination (POD) is independent of satellite dynamics (e.g., Earth gravity field, atmospheric drag, solar radiation pressure, etc.). It is the

distinctive approach of space-borne GPS technique, and well suited for orbit determination of Low Earth orbiting (LEO) satellites which are strongly perturbed by atmosphere. Firstly, an algorithm of kinematic POD is developed by using the zero-difference space-borne dual-frequency GPS measurements in this paper. And then, how to pre-process the space-borne dual-frequency GPS data and how to set the estimated parameters of kinematic POD are discussed in detail. Finally, the observational data from GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment) satellites covering the whole month of February 2008 are employed to validate the effectiveness and reliability of the method introduced in this paper. It is demonstrated that kinematic POD reaches an accuracy of about 5 cm (with respect to satellite laser ranging), which is at the same level of accuracy as dynamic and reduced-dynamic POD.

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