

文章编号: 1001-2486(2008)06-0014-05

利用 SLR 数据校准 GPS 精密定轨系统误差^{*}

谷德峰¹, 涂先勤^{1,2}, 易东云¹

(1. 国防科技大学 理学院, 湖南 长沙 410073; 2. 91550 部队, 辽宁 大连 116023)

摘要: 分析了卫星激光测距(Satellite Laser Ranging, 简称 SLR) 检核 GPS 精密定轨精度基本原理, 结合 GPS 精密定轨误差特点, 提出了一种利用 SLR 数据校准 GPS 精密定轨系统误差的新方法。新方法在卫星一次过境的短弧段内, 利用多个激光测站的分时观测数据, 采用多站分时投影思想, 重构系统误差, 辨识三个方向的定轨精度差异。新方法需要一定数据量的支持, 仿真结果表明, 利用 3 个以上测站分时投影可以校准定轨线性系统误差, 并且站星矢量之间的夹角越大, 效果越好。

关键词: SLR; GPS; 精密定轨; 系统误差校准; 分时投影

中图分类号: P228.3 文献标识码: A

System Error Calibration for GPS Precise Orbit Determination with SLR Data

GU De-feng¹, TU Xian-qin^{1,2}, YI Dong-yun¹

(1. College of Science, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Unit 91550 of the Chinese People's Liberation Army, Dalian 116023, China)

Abstract: This paper analyzes the principle of GPS precise orbit determination evaluation with satellite laser ranging (SLR) data, and provides a new method to calibrate orbit system error. In order to calibrate the system error and recognize the orbit precision difference in three axes, the new method uses observation data from several stations in one pass arc, and makes orbit error projection at different time. A certain amount of SLR data must be maintained for the method proposed. The simulation results indicate that using orbit error projection for more than 3 stations at different time in one pass arc can calibrate linear system error, and the bigger the angle between station and satellite vectors is, the more accurate the estimation of the system error is.

Key words: SLR; GPS; precise orbit determination; system error calibration; projection at different time

利用星载 GPS 对低轨卫星(LEO)进行精密轨道确定, 具有全天候、不间断、精度高、成本低等特点, 成为国内外研究的热点。GPS 精密定轨技术不断发展, 先后经历运动学定轨、动力学定轨和缩减动力学定轨, 基于星载 GPS 的 LEO 卫星位置确定精度最高已经达到 5~10cm^[1-3]。

SLR 数据的观测精度优于 1cm, 且随着激光测量技术的发展可进一步提高^[4-5], SLR 已经成为外部检核 GPS 精密定轨精度的主要手段。传统方法通过计算 SLR 和 GPS 定轨结果反算的站星距之间的残差均方根来评估定轨精度, 原理简单, 缺点是只能检核出站星径向方向的 GPS 定位精度, 无法辨识三个方向的定轨精度差异^[1,3,7]。GPS 精密定轨误差可分为随机误差和系统误差, 随机误差可以通过滤波大量去除, 系统误差是定轨误差的主要来源。本文研究了一种新的利用 SLR 数据校准 GPS 精密定轨系统误差的方法, 利用精密定轨系统误差随时间慢变的特性, 在卫星一次过境的短弧段内, 充分利用多个激光测站的分时观测数据, 采用多站分时投影思想, 重构系统误差。

1 SLR 检核 GPS 精密定轨精度基本原理

卫星激光测距通过精确测定激光脉冲从地面观测点到装有反射器卫星的往返时间间隔, 计算出地

* 收稿日期: 2008-03-17

基金项目: 航天支撑技术基金项目(2006-HT-GFKD)

作者简介: 谷德峰(1980-), 男, 博士生。

面观测点至卫星的距离。通过对 SLR 的原始测量数据进行预处理,可获得高精度的站星距离,预处理过程主要包括对流层改正、广义相对论改正、质心补偿改正、测站偏心改正、潮汐改正等^[5,7-8]。激光测距不仅可以用于卫星的精密定轨,同时也是检验其他观测技术精密定轨结果的最有效手段。当在同一过境弧段内利用多个激光测站进行联合观测时,受观测几何、反射器效率、大气抖动、湍流等诸多因素的影响,往往难以形成多站空间立体交汇观测,只能得到多站分时观测数据。

SLR 检核 GPS 定轨精度基本原理是比较 SLR 直接测得的站星距与 GPS 定轨结果反算的站星距。设卫星真实轨道位置为 S , 激光测站位置为 B_k , B_k 到卫星 S 间的视线矢量为 $B_k S$, GPS 定轨位置矢量为 $S + e$, e 为定轨误差。参考 GPS 定轨结果,将 e 分别沿径向 R 、沿航方向 T 和切航方向 N 投影,得到 (e_R, e_T, e_N) , R 、 T 、 N 定义为:

$$R = r/|r|, \quad T = N \times R, \quad N = r \times v/|r \times v|$$

其中 r 、 v 为卫星轨道位置、速度。设 e 在 $B_k S$ 方向的投影为 Δr_k (见图 1)。

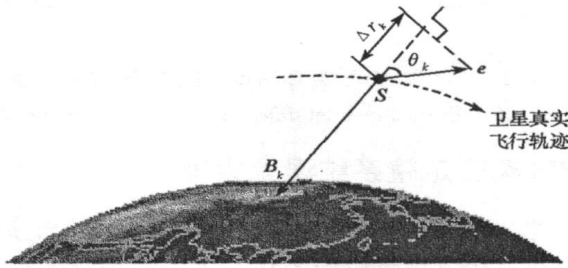


图 1 定轨误差在站星径向的投影

Fig. 1 Orbit error projection in the radial direction of station and satellite

由于 $|B_k S| \gg |e|$, 站星距离对比方程可表示为:

$$|S + e - B_k| - |B_k S| \approx e \cdot B_k S / |B_k S| = \Delta r_k \quad (1)$$

设视线矢量 $B_k S$ 的方向余弦为 $(\varphi_k, \psi_k, \phi_k)$, 根据式(1), 有下面的几何关系成立:

$$\Delta r_k = \varphi_k \cdot e_R + \psi_k \cdot e_T + \phi_k \cdot e_N \quad (2)$$

式中, φ_k 、 ψ_k 、 ϕ_k 可通过激光测站和卫星的位置计算得到。由于 Δr_k 只能敏感出定位误差在站星径向投影的大小, 因此传统检核方法通过计算 Δr_k 的均方根来评估定轨精度, 只能检核出站星径向方向的定轨精度。如果直接利用式(2)求解 e_R 、 e_T 、 e_N , 则每个时刻至少需要 3 个以上的激光测站同时观测, 但实际中这种交汇概率很小。

2 GPS 精密定轨误差特性分析

将 GPS 精密定轨误差 e 按误差特性分解为系统误差 s 和随机误差 ε , $e(t) = s(t) + \varepsilon(t)$ 。其中, 随机误差 $\varepsilon(t)$ 主要来源于热随机观测噪声和多路径误差, 可通过对多个时刻的采样数据进行滤波大量去除; 系统误差 $s(t)$ 主要来源于星历误差、通道延迟和定轨模型误差等, 无法通过多个时刻的数据平滑抑制, 是定轨误差的主要来源。 $s(t)$ 中混有多种误差影响, 且彼此耦合, 难以建立其形成的物理模型。考虑到在小尺度时间范围内, GPS 星座变化缓慢, 观测几何变化较小, $s(t)$ 呈现随时间慢变特性(见图 2), 可根据函数逼近论建立 $s(t)$ 的数学表示模型^[9]。

图 2 是 2001 年第 140 天, AIUB 与 GFZ 的 CHAMP 卫星定轨数据的比对结果^[10]。卫星一次过境的时间大约十几 min, 仅相当于图 2 中横坐标间隔(2.4h)的 1/14, 可见在一次过境的短弧段内, $s(t)$ 表现出线性特征, 可用一个二阶多项式模型来逼近(见图 2 中局部放大部分):

$$s_j(t) = a_j + b_j t, \quad j = R, T, N \quad (3)$$

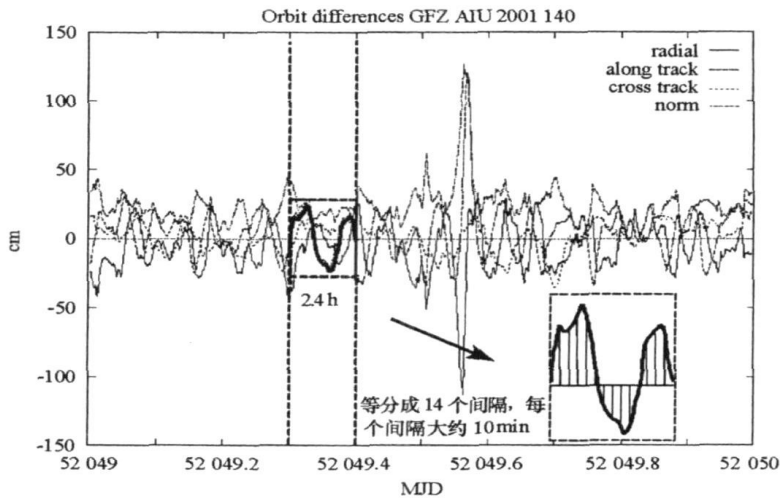


图2 GFZ和AIUB的CHAMP卫星定轨结果比对

Fig. 2 CHAMP satellite orbit differences between GFZ and AIUB

3 利用 SLR 数据校准 GPS 精密定轨系统误差原理

联合多个激光测站的 SLR 数据, 采用多站分时投影的思想, 估计出多项式系数, 从而实现系统误差 $s(t)$ 的校准。根据式(2)、(3), 在一次过境弧段内, 对于 M 个激光测站 B_k ($k = 1, 2, \dots, M$), 有下面的方程组成立:

$$\left\{ \begin{array}{l} \tilde{\Delta r}_1(t_{1_1}) = \varphi_1(t_{1_1}) a_{R+} + \varphi_1(t_{1_1}) t_{1_1} b_{R+} + \psi_1(t_{1_1}) a_{T+} + \psi_1(t_{1_1}) t_{1_1} b_{T+} \\ \quad + \phi_1(t_{1_1}) a_{N+} + \phi_1(t_{1_1}) t_{1_1} b_{N+} + v_1(t_{1_1}) \\ \quad \vdots \\ \tilde{\Delta r}_1(t_{1_{N_1}}) = \varphi_1(t_{1_{N_1}}) a_{R+} + \varphi_1(t_{1_{N_1}}) t_{1_{N_1}} b_{R+} + \psi_1(t_{1_{N_1}}) a_{T+} + \psi_1(t_{1_{N_1}}) t_{1_{N_1}} b_{T+} \\ \quad + \phi_1(t_{1_{N_1}}) a_{N+} + \phi_1(t_{1_{N_1}}) t_{1_{N_1}} b_{N+} + v_1(t_{1_{N_1}}) \\ \quad \vdots \\ \tilde{\Delta r}_M(t_{M_1}) = \varphi_M(t_{M_1}) a_{R+} + \varphi_M(t_{M_1}) t_{M_1} b_{R+} + \psi_M(t_{M_1}) a_{T+} + \psi_M(t_{M_1}) t_{M_1} b_{T+} \\ \quad + \phi_M(t_{M_1}) a_{N+} + \phi_M(t_{M_1}) t_{M_1} b_{N+} + v_M(t_{M_1}) \\ \quad \vdots \\ \tilde{\Delta r}_M(t_{M_{N_M}}) = \varphi_M(t_{M_{N_M}}) a_{R+} + \varphi_M(t_{M_{N_M}}) t_{M_{N_M}} b_{R+} + \psi_M(t_{M_{N_M}}) a_{T+} + \psi_M(t_{M_{N_M}}) t_{M_{N_M}} b_{T+} \\ \quad + \phi_M(t_{M_{N_M}}) a_{N+} + \phi_M(t_{M_{N_M}}) t_{M_{N_M}} b_{N+} + v_M(t_{M_{N_M}}) \end{array} \right. \quad (4)$$

式中, $v_k = \varphi_k \cdot \varepsilon_R + \psi_k \cdot \varepsilon_T + \phi_k \cdot \varepsilon_N + \varepsilon_k$, $|v_k| \ll |s|$, 以保证 $\tilde{\Delta r}_k$ 主要由系统误差引起。利用最小二乘法求解线性方程组(4), 得到待估参数 $a_{R+}, b_{R+}, a_{T+}, b_{T+}, a_{N+}, b_{N+}$, 进而获得系统误差的估计值 $\hat{s}(t)$ 。

4 仿真验证

仿真场景: 选取国内几个主要激光测站上海、昆明、长春和乌鲁木齐, 组成激光测距网, 选取一典型极地低轨卫星作为参考目标卫星, 初始轨道根数: $a = 7000\text{km}$, $e = 0$, $i = 97^\circ$, $\Omega = 0^\circ$, $\omega = 0^\circ$, $M = 0^\circ$ 。设置仰角截止角 20° , 观测精度 1cm , 采样间隔 5s , 仿真生成 SLR 观测数距。同时在真实轨道的基础上加入线性系统误差, 仿真生成 GPS 精密定轨结果, 取系统误差参数 $(a_{R+}, b_{R+}, a_{T+}, b_{T+}, a_{N+}, b_{N+}) = (0.05\text{m}, 0.001\text{m/s},$

0.1 m, 0.001m/s, 0.1m, 0.001m/s)。图 3 给出了每个测站的可观测区域, 图中虚线代表卫星过境弧段的星下点轨迹, 不同的方向分别代表升交和降交方向。

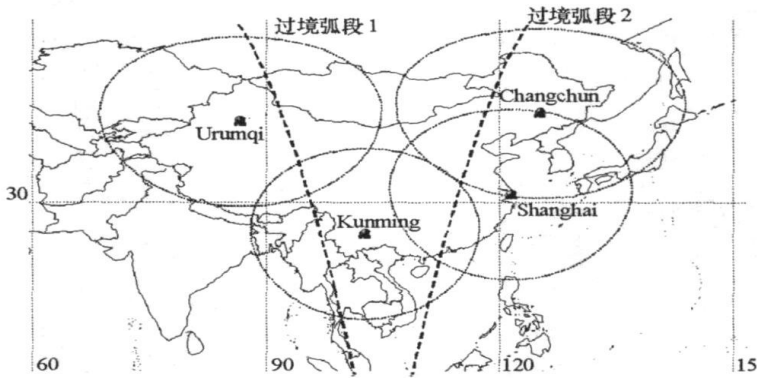


图 3 SLR 测距网的可观测区域(仰角截止角 20°)

Fig.3 Observable area of SLR network (20° elevation cut)

多站分时投影能否精确估计出线性系统误差的大小, 取决于 SLR 数据的数量、精度和测站的观测几何。由于在同一个观测弧段内, 单个测站的观测方向大都位于同一平面, 只能提供二维独立的投影信息, 因此至少需要两个测站, 另一个测站提供第三维投影信息。分别选择过境弧段 1、过境弧段 2(见图 3) 进行仿真计算, 其中弧段 1 只能获得昆明、乌鲁木齐两个测站的 SLR 数据, 弧段 2 可获得 3 个测站的 SLR 数据。同时为了充分论证“分时”投影的可行性, 每个弧段中部分几何交汇区域附近的观测数据被截掉。根据本文的模型, 分别对两个弧段进行 100 次蒙特卡洛仿真, 每次仿真得到 6 个系统误差参数估计结果 \hat{a}_R 、 \hat{b}_R 、 \hat{a}_T 、 \hat{b}_T 、 \hat{a}_N 和 \hat{b}_N , 见图 4 和图 5, 对应的三个方向总系统误差的估计精度 $\sigma(\hat{s}_R)$ 、 $\sigma(\hat{s}_T)$ 和 $\sigma(\hat{s}_N)$ 见表 1。

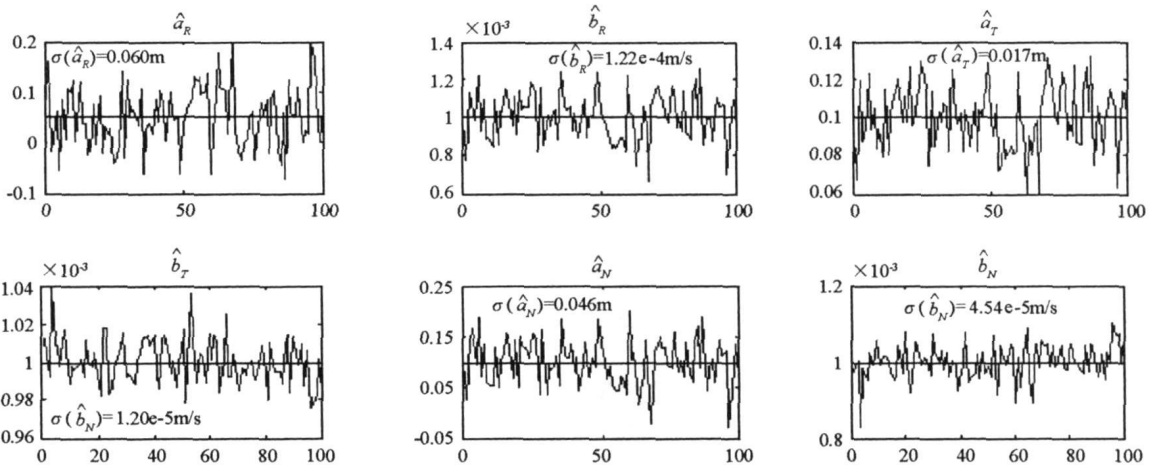


图 4 弧段 1 内系统误差估计的蒙特卡洛仿真结果

Fig.4 Monte Carlo simulation result of system error estimation in arch 1

表 1 线性系统误差估计精度

Tab.1 The precision of linear system error estimation

过境弧段	测站组合	系统误差估计精度		
		$\sigma(\hat{s}_R)$	$\sigma(\hat{s}_T)$	$\sigma(\hat{s}_N)$
弧段 1	昆明、乌鲁木齐	3.0cm	1.6cm	4.0cm
弧段 2	长春、昆明、上海	0.78cm	0.48cm	0.94cm

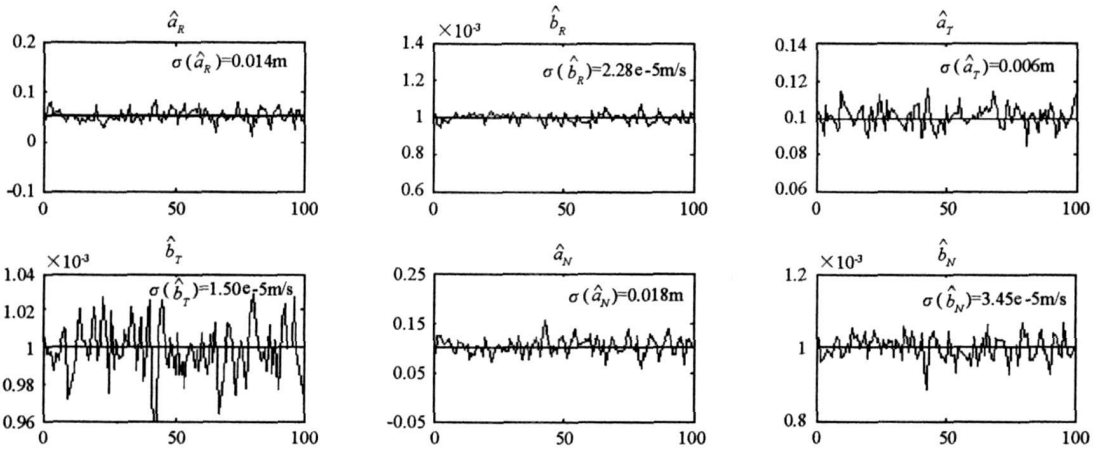


图5 弧段2内系统误差估计的蒙特卡洛仿真结果

Fig. 5 Monte Carlo simulation result of system error estimation in arch 2

可见,对于线性系统误差的估计,双站分时观测的估计误差较大,利用3个测站的分时观测数据,估计误差明显减小。仿真结果表明,利用3个以上测站分时投影校准定轨线性系统误差是可行的。

5 结论

本文提出了一种利用SLR数据校准GPS精密定轨系统误差的新方法,在卫星一次过境的十几min内,充分利用多个激光测站的分时观测数据,采用多站分时投影思想,重构系统误差。仿真结果表明,利用3个以上测站分时投影可以校准定轨线性系统误差,并且站星矢量之间的夹角越大,效果越好。

新方法能够进一步辨识三个方向的定轨精度差异,完善了传统检核方法,随着我国卫星导航定位技术的发展,将在卫星精密定轨精度检核中得到应用。

参考文献:

- [1] Svehla D, Rothacher M. Kinematic and Reduced-dynamic Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiters[J]. Advances in Geosciences, 2003, 1:47- 56.
- [2] Montenbruck O, et al. Reduced Dynamic Orbit Determination Using GPS Code and Carrier Measurements[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9: 261- 271.
- [3] Bertiger W, et al. GRACE: Millimeters and Microns in Orbit[J]. ION GPS 2002, 2002: 24- 27.
- [4] 刘承志,赵有,范存波,等. 长春卫星激光测距站的性能和观测概况[J]. 科学通报,2002,47(6): 406- 408.
- [5] 杨福民,陈婉珍,张忠萍,等. 上海天文台亚厘米级单次测距精度的卫星激光测距试验[J]. 中国科学(A辑), 2002,32(10): 935- 939.
- [6] 严奉轩,郭唐永,王培源,等. SLR应用展望——伽利略计划和非合作目标跟踪[J]. 大地测量与地球动力学,2006,26(3):118- 121.
- [7] 秦显平,焦文海,程芦颖,等. 利用SLR检核CHAMP卫星轨道[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2005,30(1): 38- 41.
- [8] 李济生. 人造卫星精密轨道确定[M]. 北京: 解放军出版社,1995.
- [9] 王正明,易东云,等. 弹道跟踪数据的校准与评估[M]. 长沙: 国防科技大学出版社,1999.
- [10] ESA. IGS LEO CHAMP Orbit Comparisons[Z]. <http://mgg.esoc.esa.de/gps/CHemp.html>, 2003.