



## 北斗卫星导航系统数据分析与应用专题·论文

## 轨位偏置的 GEO 卫星轨道快速恢复技术

李晓杰\*, 郭睿, 胡光明, 董恩强, 唐桂芬, 苏冉冉

北京卫星导航中心, 北京 100094

\*联系人, E-mail: lxxjant1984@126.com

收稿日期: 2015-04-02; 接受日期: 2015-05-07; 网络出版日期: 2015-05-29

国家自然科学基金(批准号: 41204022, 41204023), 上海市空间导航与定位技术重点实验室基金(编号: 12DZ2273300, 13DZ2273300)和国家测绘地理信息局测绘基础研究基金(编号: 13-01-06)资助项目

**摘要** 北斗系统中轨位资源相对匮乏的 GEO 卫星需要频繁轨控来保持轨位, 其轨控后的轨道快速恢复问题, 是制约卫星可用度和系统服务性能的重要因素。GEO 卫星静地特性使得难以实现轨道参数与钟参数的有效分离, 特别针对轨位偏置 GEO 卫星该问题更加突出。本文提出了星地钟差支持下的轨道快速恢复技术, 通过无线电双向法实现星地时间同步和多星定轨实现高精度站间时间同步, 实现了钟差与轨道的有效分离。本文同时提出具有先验约束的降相关方法和基于长弧约束短弧运动学和动力学参数的轨道快速恢复方法, 有效解决了监测接收机系统差问题, 实现了高精度的轨道快速恢复。基于北斗系统实测数据的试验分析表明: 机动后轨道快速恢复时间由 24 h 缩短为 4 h, SLR 评估的预报 2 h 轨道视向精度优于 1 m, UERE 精度优于 1.5 m, 有效解决了轨位偏置 GEO 卫星的轨道快速恢复问题。

**关键词** 北斗系统, 轨位偏置, GEO 卫星, 轨道快速恢复, UERE, 系统差, 光压, 钟差

**PACS:** 91.10.Fc, 95.10.Eg, 93.85.Bc, 93.30.Db

**doi:** 10.1360/SSPMA2015-00136

## 1 引言

GEO(Geosynchronous Earth Orbit)卫星因其静地特性在航天系统中占据重要地位, 是我国北斗导航系统(Beidou System, BDS)星座构成中的重要部分。北斗区域卫星导航系统仅采用分布在国土境内的监测站, 对于定点在 85°E 和 160°E 的两颗北斗 GEO 卫星, 其星下点远离中国大陆, 监测站均分布在卫星轨道面的一侧, 本文定义该类卫星为轨位偏置的 GEO 卫星。该类卫星不仅承担着通信传输的重任, 而且担

负着增强中国区域观测几何的任务。但由于其相对国土范围偏置的轨位分布使其轨道确定问题成为精密定轨领域的热点与难点。对于 GEO 卫星, 其轨道东西位置保持要求优于 0.1°, GEO 卫星轨道机动周期通常为 30 天左右。面对如此频繁的轨道机动问题, 该类卫星机动后的轨道快速恢复问题有待深入研究。受地面跟踪几何条件、观测数据量、测量误差等诸多因素的影响, 目前轨位偏置的 GEO 卫星在机动后轨道恢复期间需要重新积累 24 h 左右的数据, 定轨精度才能恢复到正常水平, 因此在机动后轨道恢复期

**引用格式:** 李晓杰, 郭睿, 胡光明, 等. 轨位偏置的 GEO 卫星轨道快速恢复技术. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2015, 45: 079507

Li X J, Guo R, Hu G M, et al. Research on technique of orbit rapid recovery for GEO satellite of partial subsatellite point (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2015, 45: 079507, doi: 10.1360/SSPMA2015-00136

间该卫星的可用度明显下降, 系统的服务精度也将受到影响<sup>[1]</sup>.

目前 GEO 卫星的测定轨技术主要有 C 波段转发式测距数据、L 波段伪距相位数据和卫星激光测距数据(Satellite Laser Ranging, SLR). C 波段转发式测距数据不包括钟差信息、精度高, 但其跟踪站数量有限设备, 并且时延误差是影响定轨精度的关键<sup>[2]</sup>. SLR 数据测距精度高, 而且不存在明显的系统差, 但受天气条件影响太大, 无法实现全天候观测. 基于 L 波段伪距相位数据的 GEO 卫星测轨技术, 由于监测接收机成本低, 易于实现与推广<sup>[3-5]</sup>.

对于基于伪距测量的卫星定轨技术, 国外卫星导航系统一般采用轨道与钟差一体化解算方式<sup>[6-13]</sup>. 但是我国的区域卫星导航系统仅采用分布在国土境内的监测站, GEO 卫星静地特性使得难以实现轨道参数与钟参数的有效分离, 由于钟差参数与其他参数之间存在强相关, 定轨解算法方程病态, 无法对星地组合钟差进行有效估计<sup>[1]</sup>. 因此, 将卫星钟差进行准确测定并从伪距中消除钟差的影响, 从而使得钟差与轨道分离, 仅对轨道参数进行估计无疑是一种适用于轨位偏置 GEO 卫星定轨的最优方法. 郭睿、宋小勇等人<sup>[1,14]</sup>均提出了采用时间同步监测站条件下 GEO 卫星定轨方法进行了试验分析, 实现了钟差与轨道的有效分离, 但是该定轨技术中监测接收机系统差是制约卫星定轨精度的关键因素, 需要采用激光数据对设备系统差进行精确标校, 该方法受制于激光数据的约束. 同时该定轨方法只能使用具有时间同步功能的测站, 由于目前国内只有少数时间同步站, 卫星跟踪几何条件受时间同步站的分布及个数的约束较大.

针对上述研究背景, 本文提出了星地钟差支持下的轨道快速恢复技术, 在实现钟差与轨道有效分离的基础上, 本文提出采用具有先验约束的降相关方法和基于长弧约束短弧运动学和动力学参数的轨道快速恢复方法, 其有效解决了监测接收机系统差问题, 不受时间同步站和激光数据的制约, 为轨位偏置 GEO 卫星的轨道快速恢复提供技术参考.

## 2 力学模型与测量模型

### 2.1 力学模型

在动力学法定轨中, 力学模型的选取和参数解

算是关键, 在 J2000 惯性系中作用于卫星的力依照其性质可分解为 3 部分, 即地球对卫星的中心引力、保守力摄动和非保守力摄动<sup>[15,16]</sup>. 对于 GEO 卫星, 保守力摄动包括  $N$  体摄动、地球非球形引力摄动、固体潮和海潮摄动、地球自转形变摄动、相对论摄动等, 非保守力摄动包括太阳光压和地球反照辐射压. 其中地球引力场采用  $10 \times 10$  阶 JGM-3 模型, 行星历表采用 JPL DE403 参数, 章动模型采用 IAU80 模型, 太阳光压和地球反照辐射压模型采用了简单的 Box-Wing 模型, 固体潮采用 IERS96 模型.

### 2.2 测量模型

伪距可以定义为信号的本地接收时刻(本地钟面时)与信号所携的表征时间值之差, 其测量模型如下<sup>[17]</sup>:

$$\rho_{\text{pr}}' = R_{\text{Down}} + c(\tau_{\text{sta}} - \tau^{\text{sat}}) + c \cdot \tau_{\text{Delay}} + \Delta D_{\text{trop}} \\ + \Delta D_{\text{ion}} + \Delta D_{\text{rel}} + \Delta D_{\text{ant}} + \Delta D_{\text{tide}} + \varepsilon, \quad (1)$$

其中  $R_{\text{Down}}$  下行几何距离,  $\tau_{\text{sta}}$  和  $\tau^{\text{sat}}$  分别为测站和卫星钟差,  $\tau_{\text{Delay}}$  为设备时延, 包括卫星发射时延和测站接收时延,  $\Delta D_{\text{trop}}$  和  $\Delta D_{\text{ion}}$  分别为对流层和电离层延迟,  $\Delta D_{\text{rel}}$  为广义相对论改正,  $\Delta D_{\text{ant}}$  为卫星和测站天线相位中心偏差,  $\Delta D_{\text{tide}}$  为地球潮汐改正,  $\varepsilon$  为偶然误差.

### 2.3 卫星钟差和测站钟差特性分析

两种钟差均采用离散钟差点, 非拟合的钟差参数. 对于卫星钟差, 采用无线电双向法进行星地时间同步, 该方法获得的卫星钟差精度较高, 能正确反映原子钟的真实变化<sup>[17,18]</sup>. 相关研究给出了 BDS 中 GEO 卫星钟差拟合精度在 32 天中的统计结果, 各 GEO 卫星钟差拟合误差精度均优于 0.25 ns, 方差优于 0.1 ns, 星地无线电双向法具有很高的时间比对精度<sup>[19]</sup>. 采用多星定轨方法获取测站钟差, 只要某一测站参与多星定轨, 就可以获得其高精度的测站钟差, 其拟合精度优于 0.5 ns<sup>[19]</sup>. 这就从根本上摆脱了时间同步站个数及分布的约束, 极大地改善了卫星跟踪几何条件, 此即为该方法的优势之一. 多星定轨方法即采用多个测站多颗卫星的伪距相位数据同时解算多颗卫星的轨道及各卫星钟差、各测站钟差<sup>[20]</sup>. 试验分析表明多星定轨必须采用至少 2 天弧长进行轨道确定才能保证其定轨精度, 在轨道快速恢复期间, 该方法的适用性受到了极大挑战. 本文定轨采用单星定轨方法, 即采用多个测站对单颗卫星的伪距相位

数据解算该卫星的轨道及其他参数, 对于 GEO 卫星, 单星定轨无法实现轨道及钟差参数的一体化解算, 基于此本文提出了下述轨道快速恢复期间的单星定轨方案.

### 3 定轨方案

在轨道快速恢复期间, 本文提出了星地钟差支持条件下的单星定轨方案. 利用相位平滑伪距数据进行定轨解算, 采用无线电双向法解算的卫星钟差消除伪距中的星钟, 采用多星定轨解算的测站钟差消除伪距中的站钟, B1 与 B2 频点的伪距双频无电离层组合消除伪距中的电离层, 通过模型改正对流层误差. 估计参数为卫星初轨、全弧段解算一组太阳光压参数(包括卫星受照表面的反射系数及其随时间的变化率两个参数)、各测站的等效测距偏差、经验力  $T$  方向的正弦、余弦值. 与文献[1]提出的时间同步监测站条件下的 GEO 卫星精密定轨方法相比, 该方法无需激光数据对系统差进行标校, 在定轨的同时实现了对系统差的一体化解算, 从根本上摆脱了对激光数据的依赖, 此即为该方法的优势之二.

下面对解算参数的选择作一详细分析. 等效测距偏差包含了 3 部分误差. 首先, 多星定轨采用的观测量与无线电双向法采用的观测量频点选择不同, 各测站的测站钟差是相对于多星定轨采用的观测量频点解算的, 其参考基准是一致的. 本文采用 B1 与 B2 频点的伪距无电离层组合作为多星定轨观测量, 采用 B3 频点的伪距上下行数据作为无线电双向法采用的观测量, 这将带来卫星钟差和测站钟差之间的系统性偏差. 等效测距偏差吸收了该部分偏差. 测量频点不一致即频间差, 卫星频间差在短时间内(1 个月内)变化在 0.2 ns 以内, 测站频间差变化量在 0.6 ns 以内, 与当前的定轨精度相比, 认为该部分偏差值很稳定. 其次, 多星定轨的测站钟差估计是假设某测站的接收机钟面时与北斗时同步, 即该站站钟为 0, 解算的各测站钟差包含了该基准站的钟面时误差, 等效测距偏差吸收了这部分误差. 基于无线电双向法获取的卫星钟差, 其参考基准是某测站(与多星定轨的参考站并置布设)的通信大口径天线秒脉冲信号端口的时间, 其与北斗时之差即为卫星钟差的解算误差, 该部分误差也被等效测距偏差所吸收. 最后, 基于无线电双向法的卫星钟差计算过程中需要修正通

信天线的上行发射时延、下行接收时延以及卫星的收发时延, 这些时延标定值的误差导致卫星钟差中包含了残余的设备时延误差, 该部分误差也会被等效测距偏差所吸收.

由于单星定轨中采用的光压模型为简单的球模型, 对于区域卫星导航系统中的导航卫星而言, 其无疑无法满足实际光压模型精度的需求. 太阳辐射压球模型给出太阳辐射压力产生的势最大项如下式所示:

$$R = \beta r [A \cos f + B \sin f], \quad (2)$$

其中  $\beta$  与反射系数相关,  $A, B$  与太阳以及卫星轨道面定向参数相关. 由式(2)可以看出, 太阳辐射压与轨道周期相关. 加入与轨道周期相关的经验力补偿光压模型不精确的部分. 若同时估计  $R, T, N$  三方向的周期性经验摄动参数, 则待估参数过多, 会导致参数间的强相关, 法方程严重病态, 解算参数可靠性及稳定性降低, 由于切向变化幅度较大, 因此选择只解算  $T$  方向的周期性经验摄动参数. 切向经验力形式见下式:

$$T = a \cos(f + \omega) + b \sin(f + \omega), \quad (3)$$

其中振幅  $a, b$  在定轨中与轨道参数一起作为待估参数进行估计.

### 4 定轨精度分析

本文首先采用时间同步监测站条件下 GEO 卫星定轨方法(参见文献[1])进行短弧定轨试验分析, 该方法采用无线电双向法进行星地时间同步, 采用 C 波段卫星双向时间比对法进行站间时间同步, 只能采用时间同步站的观测数据. 现考察该方法中系统差对短弧定轨的影响, 见表 1.

从表 1 可以看出: 弧段越短, 短弧定轨精度对系

表 1 不同系统差误差对轨位偏置卫星短弧定轨精度的影响(unit: m)

Table 1 Infection on short-arc orbit precision by different systemic error (unit: m)

系统差误 差值	恢复精度(SLR 评估)			
	4 h	6 h	8 h	24 h
0	0.645	0.111	0.505	0.798
2 m	3.515	4.129	2.443	2.492
4 m	7.371	8.614	11.337	4.859
6 m	11.177	13.067	17.206	6.665
8 m	14.901	17.520	24.123	8.592

统差越敏感. 对于4 h 定轨, 2 m(约7 ns)的系统差可以引起轨道视向3.515 m的误差. 如果长期没有激光标校系统差, 系统差误差很容易达到这个量级, 那么这一前提下的轨道视向精度显然不能满足导航系统的性能要求. 本文的研究正是弥补该方法的不足, 详细分析见下文.

#### 4.1 具有先验约束的降相关方法

对于星地钟差支持条件下的单星定轨方案, 利用 BDS 中定点在 160°E 的 GEO 卫星实测数据进行定轨试验. 采用国内的 5 个定轨测站, 定轨弧长为 24 h. 表 2 给出了定轨残差、SLR 评估轨道视向精度和预报精度(2 h).

从定轨结果可以看出, 定轨解算时出现了定轨解算精度很不稳定的现象, 预报 2 h 有的在 1 m 量级, 有的却大于 2 m. 待估参数间的相关性分析表明经验力  $T$  方向参数与光压参数之间、等效测距偏差与轨道的  $x$  方向参数、速度的  $x$  方向参数之间存在强相关, 降低了定轨解算的稳健性. 在待估参数的选择上, 应在一定参数拟合精度的前提下, 选择相关性较小的待估参数, 从而提高定轨解算的稳健性. 这就引入了具有先验约束的降相关方法, 即将解算出的等效测距偏差固定, 重新进行定轨<sup>[21]</sup>. 具体作法为, 可以通过 UERE(User Equivalent Ranging Error) 评估的方式(见式(4))获取等效测距偏差经验值, 将其固定不再解算, 在此基础上再进行定轨解算. 此时定轨参数减少, 相关性降低, 并且系统差对定轨的影响也已消除, 定轨精度应该较高并稳定.

$$\text{UERE} = \rho - (R + c\delta t_k - c\delta t^s + \varepsilon), \quad (4)$$

式中  $\rho$  为伪距,  $R$  为基于轨道计算的星地距离,  $\delta t_k$  为测站钟差,  $\delta t^s$  为卫星钟差,  $\varepsilon$  为误差修正项, 包括对流层延迟、电离层延迟、地球自转改正、广义相对论改正、地球潮汐改正、天线相位中心修正等.

**表 2 轨道恢复期间定轨及预报 2 h 预报精度统计(unit: m)**

**Table 2** Orbit precision predicting 2 h in different dates for GEO based on integrative orbit determination of all satellites (unit: m)

时间	定轨残差	SLR 评估外符视向精度	
		定轨	预报 2 h
2013-03-01	0.618	0.770	1.051
2013-09-04	0.546	1.547	2.162
2013-09-22	0.865	2.478	2.978

上述需要两次定轨迭代计算, 本文称为两步法, 第 1 步, 首先利用星地钟差将各测站的伪距和相位观测数据转化距离观测量, 为卫星轨道的精确解算提供空间基准和强约束; 其次通过经验力参数的解算补偿光压模型的误差, 待估参数是各卫星的初轨、力学模型参数及等效测距偏差参数; 最后通过迭代计算, 完成第 1 步的精密定轨. 第 2 步, 对第 1 步的定轨精度进行 UERE 评估, 取定轨弧段内的 UERE 均值作为等效测距偏差的修正值, 利用该修正差修正等效测距偏差解算值, 得到精确的等效测距偏差, 从伪距/相位距离量中扣除该值, 然后利用归算后的观测数据重新进行定轨, 定轨中不再解算等效测距偏差(其余定轨方法与第 1 步相同), 以实现各颗卫星的 UERE 均值趋近于 0, 从而大幅削弱系统差对定轨的影响.

本文进行 UERE 计算时, 采用 B1 与 B2 频点的伪距无电离层组合消除电离层延迟误差, 其余误差修正项模型与星地钟差支持条件下的单星定轨方案相同. 采用基准站的观测数据, 即测站钟差为 0, 卫星钟差与本文定轨时采用的卫星钟差一致, 这样是为了将卫星钟差的误差部分和定轨中采用的模型误差均反映到 UERE 计算值中, 通过将 UERE 均值作为等效测距偏差的修正值, 在第二次定轨中原始的伪距相位数据扣除等效测距偏差时将同步修正卫星钟差的误差和定轨模型误差, 为卫星的轨道解算提供更高精度的空间基准. 两步法流程图见图 1.

同时为了分析经验力在定轨解算中对定轨精度的影响, 制定了以下 4 种定轨策略.

策略一: 估计参数为卫星初轨、全弧段解算一组太阳光压参数、各测站的等效测距偏差、经验力  $T$  方向的正弦、余弦值.

策略二: 估计参数为卫星初轨、全弧段解算一组太阳光压参数、各测站的等效测距偏差.

策略三: 估计参数为卫星初轨、全弧段解算一组太阳光压参数、经验力  $T$  方向的正弦、余弦值, 同时固定各测站的等效测距偏差.

策略四: 估计参数为卫星初轨、全弧段解算一组太阳光压参数, 固定各测站的等效测距偏差.

图 2 给出了 2013 年 9 月 4 日 GEO 卫星在 4 种策略下滑动定轨的激光评估结果(横轴 0 处黑色直线代表激光数据起始时刻). 横轴中-1 代表定轨数据结束时刻距离 SLR 数据起始时刻为 1 h(即预报 1 h), 1 代

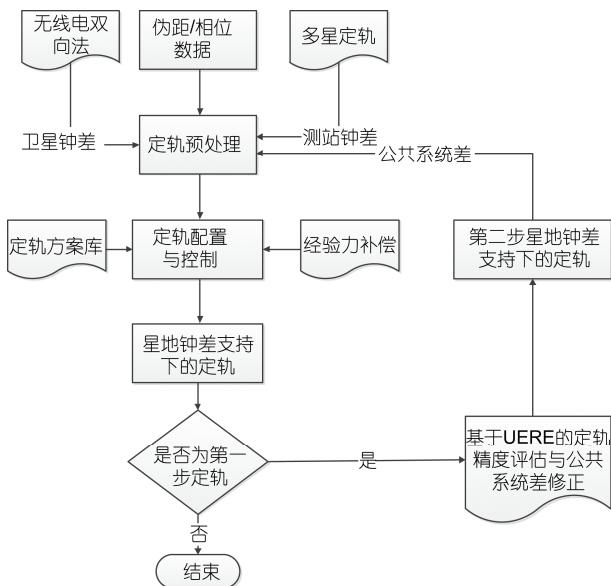


图 1 星地钟差支持下的两步定轨法

Figure 1 Two-step method of satellite orbit determination based on the support of satellite clock offset and station clock offset.

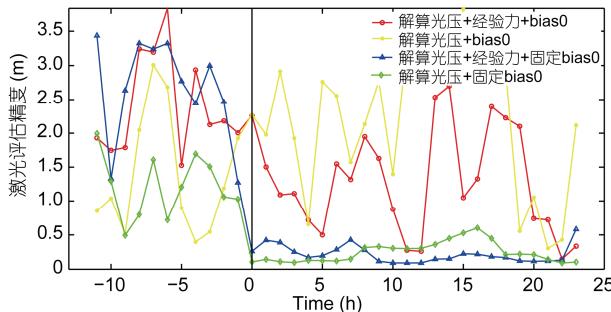


图 2 (网络版彩图)2013-09-04 4 种策略下滑动定轨的激光评估结果

Figure 2 (Color online) Orbit precision which was evaluated SLR data based on four strategies in 2013-09-04.

表定轨数据结束时刻超过 SLR 数据起始时刻 1 h(定轨精度), 即横轴中负数表示轨道预报弧段, 正数表示定轨弧段. 表 3 给出了 4 种策略下预报 2 h 的轨道预报精度.

从图 2、表 3 中可以得到以下结论:

(1) 策略一的定轨精度不稳定, 定轨弧段内有些定轨精度优于 1 m, 有些定轨精度差于 2 m, 预报 2 h 精度在 2 m 量级.

(2) 策略二与策略一的区别在于解算经验力参数与否, 可以看到, 解算经验力时定轨弧段内精度较好, 但是预报精度却衰减很快, 即验证了解算经验力

表 3 4 种策略下轨道预报 2 h 精度统计(unit: m)

Table 3 Orbit precision predicting 2 h based on four strategies(unit: m)

时间	策略一	策略二	策略三	策略四
2013-03-01	2.07	1.97	0.96	0.67
2013-09-04	2.46	2.15	1.20	0.98
2013-09-22	2.69	2.21	0.93	0.35

参数只能在定轨弧段内较好地拟合观测值, 但是无法轨道预报.

(3) 策略三和策略四采用了策略一中经过 UERE 评估方法修正的等效测距偏差, 固定该值. 两种策略在定轨弧段内的定轨精度都很稳定, 策略四的预报弧段精度优于策略三. 覆盖激光数据的 24 次定轨中的定轨结果均优于 1 m, 预报 2 h 的轨道视向精度也优于 1 m. 定轨中应该采用策略四的定轨方案.

#### 4.2 基于长弧约束短弧运动学和动力学参数的轨道快速恢复方法

在卫星机动后的轨道快速恢复方法中, 运动学参数即为等效测距偏差参数, 动力学参数即为光压参数. 本文采用轨控前长弧定轨解算的等效测距偏差值作为运动学参数的先验值, 在轨道快速恢复定轨中不再解算该参数. 对于动力学参数, 光压参数采用加权估计的解算方式, 机动前长弧定轨的光压参数解算结果作为其先验值, 再设定其先验单位权中误差, 由此计算光压参数在定轨解算中的权重, 目的是约束光压参数使其解算值在一个合理的变化范围内.

上述方法即为基于长弧约束短弧运动学和动力学参数的轨道快速恢复方法, 采用机动后恢复 4 h 的数据进行定轨, 各卫星的轨道快速恢复精度见表 4, 其中激光数据位于轨道预报 2 h 的弧段.

从表 4 中的数据可以看出, 利用机动后 4 h 弧长数据进行定轨, 采用激光数据进行评估, 轨道预报 2 h 的视向精度优于 1 m, 且定轨精度稳定.

由于导航用户的定位精度取决于测距误差和观

表 4 恢复期间 GEO 卫星预报 2 h 的激光评估精度(unit: m)

Table 4 Orbit precision predicting 2 h in the period of orbit recovery (unit: m)

时间	定轨残差	SLR 评估外符视向精度
2013-03-01	0.457	0.843
2013-09-04	0.517	0.798
2013-09-22	0.198	0.216

测几何两方面. 而 UERE 正是反映了用户等效测距误差, 因此 UERE 精度是评估轨道精度的另一种外符合手段. 表 5 给出了定点在  $160^{\circ}\text{E}$  的 GEO 卫星在不同时段恢复 4 h 的 UERE 精度统计结果.

从表 5 中的结果可以看出采用长弧约束短弧的定轨方法恢复 4 h UERE 精度优于 1.5 m.

## 5 结论

本文针对轨位偏置的 GEO 卫星轨道快速恢复技术进行了探讨, 提出了星地钟差支持下的轨道快速恢复方法. 本文对定轨解算策略、待估参数间的相关性等因素对 GEO 卫星轨道的影响进行了详细分析, 提出了具有先验约束的降相关方法的 GEO 卫星定轨解算策略和基于长弧约束短弧运动学和动力学参数的轨道快速恢复方法, 得到了以下几点结论.

(1) 星地钟差支持下的轨道快速恢复方法优势在于: 第一, 该方法不依赖于时间同步站的个数及分

**表 5 恢复期间 UERE 精度统计表(unit: m)**

**Table 5** Precision of UERE for GEO in the period of orbit recovery (unit: m)

机动开始时间	机动结束时间	UERE
2013-03-01 19:00	2013-03-01 21:00	1.222
2013-09-04 04:00	2013-09-04 06:00	1.061
2013-09-22 07:00	2013-09-22 08:00	0.557

## 参考文献

- Guo R, Liu L, Li X J, et al. Precise orbit determination for geo satellites based on both satellite clock offsets and station clock offsets (in Chinese). Chin J Space Sci, 2012, 32: 406–411 [郭睿, 刘利, 李晓杰, 等. 卫星与测站钟差支持条件下的 GEO 卫星精密定轨. 空间科学学报, 2012, 32: 406–411]
- 黄勇, 胡小工, 黄诚, 等. 利用 CAPS 测距数据确定 GEO 卫星变轨期间的轨道. 中国科学 G 辑: 物理学 力学 天文学, 2008, 38: 1750–1758
- 郭睿, 胡小工, 唐波, 等. 多种测量技术条件下的 GEO 卫星定轨研究. 科学通报, 2010, 55: 428–434
- 李志刚, 杨旭海, 施浒立, 等. 转发器式卫星轨道测定新方法, 中国科学 G 辑: 物理学 力学 天文学, 2008, 38: 1711–1722
- Zhou S S, Hu X G, Wu B, et al. Orbit determination and time synchronization for a GEO/IGSO satellite navigation constellation with regional tracking network. Sci China-Phys Mech Astron, 2011, 54: 1089–1097
- Kaplan E D, Hegarty C J. GPS Principle And Application. 2nd ed. Boston, London: Electron Industry Publishing Company, 2008
- Global Positioning System Precise Positioning Service Performance Standard. Department of Defense. 2007
- Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard. Department of Defense. 2008
- GPS Operational Performance Report For Calendar Year 2008. GPS Operations Center, 2009
- Xu G C. GPS Theory, Algorithms, and Application. 2nd ed. Berlin: Springer, 2007, 50–80
- Xu G C. Orbits. Berlin: Springer, 2007. 35–79
- Montenbruck O, Gill E. Satellites Orbits – Models, Methods, and Applications. Berlin: Springer, 2000. 5: 312–318
- Luba O, Boyd L, Gower A, et al. GPS III System Operations Concepts. In: Position Location and Navigation Symposium, 2004. PLANS

布状况, 可以采用任一参与多星定轨的测站, 极大地改善了轨位偏置 GEO 卫星的几何跟踪条件; 第二, 该方法可以综合解算等效测距偏差, 然后通过 UERE 精度评估方法得到最准确的等效测距偏差值, 从而改变了解算等效测距偏差强依赖于激光的状态.

(2) 提出了具有先验约束的降相关方法解决了星地钟差支持下伪距定轨精度不稳定的问题, 试验结果表明定轨精度稳定且优于 1 m, 预报 2 h 的轨道视向精度也优于 1 m.

(3) 提出了基于长弧约束短弧运动学和动力学参数的轨道快速恢复方法, 即采用加权估计的方式对光压参数进行约束, 固定各测站的等效测距偏差. 运动学及动力学参数的先验值均来源于机动前长弧定轨的结果. 该技术将轨道快速恢复时间由 24 h 缩短为 4 h, 提高了导航卫星机动与恢复期间定轨精度, 采用机动后恢复 4 h 数据进行定轨, 轨道预报 2 h 的视向精度优于 1 m, UERE 精度优于 1.5 m. 目前该方法已经成功应用于 BDS 工程建设中, 大幅提高了系统的可用度和服务性能.

下一步将对等效测距偏差中每一部分误差及其稳定性进行规律分析, 对其进行高精度的预测, 这样就避免了两步法定轨, 直接采用高精度的预测值进行一次定轨即可, 该思路将大大优化本文提出的定轨方法.

- 2004, IEEE, 380–388. doi: 10.1109/PLANS.2004.1309020
- 14 Song X Y, Jia X L, Mao R, et al. The orbit determination of the COMPASS-M1 satellite with synchronization observation (in Chinese). Sci Surv Map, 2009, 34: 8–10 [宋小勇, 贾小林, 毛锐, 等. 监测站时间同步条件下的单星定轨. 测绘科学, 2009, 34: 8–10]
- 15 郭睿, 胡小工, 刘利, 等. 转发式测距和直发式伪距的 GEO 卫星联合定轨. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2010, 40: 1054–1062
- 16 郭睿. 北斗区域导航卫星精密定轨研究. 博士学位论文. 上海: 上海天文台, 2010. 36–41
- 17 刘利, 朱陵凤, 韩春好, 等. 星地无线电双向时间比对模型及试验分析. 天文学报, 2009, 50: 189–196
- 18 刘利, 韩春好. 卫星双向时间比对及其误差分析. 天文学进展, 2004, 22: 219–226
- 19 李晓杰. 区域导航卫星高精度轨道确定及预报技术研究. 博士学位论文. 郑州: 中国人民解放军信息工程大学, 2012. 41–49
- 20 周善石. 基于区域监测网的卫星导航系统精密定轨方法研究. 博士学位论文. 上海: 上海天文台, 2011. 39–46
- 21 李晓杰. 轨位偏置的 GEO 卫星单星定轨技术研究. 第四届北斗导航年会论文集. 2013. 6: 163–17

## Research on technique of orbit rapid recovery for GEO satellite of partial subsatellite point

LI XiaoJie<sup>\*</sup>, GUO Rui, HU GuangMing, DONG EnQiang, TANG GuiFen & SU RanRan

*Beijing Satellite Navigation Center, Beijing 100094, China*

Subsatellite point for geostationary satellite(GEO) needs to be retained based on the continual orbit maneuver, especially for GEO satellite of partial subsatellite point. How to recover orbit rapidly for GEO satellite based on short-arc tracking is the key factor to improve the service performance and usability of the navigation system. Due to its geostationary feature, GEO satellite's orbit parameters are strongly correlated with the clock corrections parameters in precise orbit determination (POD) using L-band pseudorange data, which needs supports by the time synchronization technique. This paper presents an orbit rapid recovery method based on satellite clock offset and station clock offset. The satellite-ground time synchronization is realized by satellite-earth wireless two-way method, and the ground-ground time synchronization is realized by constellation combining orbit determination method. The precise orbit determination is realized based on pseudorange and phase data without clock offset. A new method of parameters decorrelation based on prior restriction and a short-arc orbit determination method based on the restriction by long-arc orbit determination are brought forward. The experiments based on ground data results indicate that the time of orbit recovery after maneuver is shortened from 24 h to 4 h. The 2-hour orbital prediction in radial component is better than 1 m, which is evaluated SLR data. User equivalent range error (UERE) is better than 1.5 m, and the precision is stable. The orbit recovery for GEO satellite of partial subsatellite point has come true.

**Beidou system, partial subsatellite point, geostationary satellite (GEO), orbit rapid recovery, user equivalent ranging error, systemic error, solar radiation pressure, clock offset**

**PACS:** 91.10.Fc, 95.10.Eg, 93.85.Bc, 93.30.Db

**doi:** 10.1360/SSPMA2015-00136