

文章编号: 1000-8349(2008)02-0192-10



# 用非差分方法确定单颗导航卫星的轨道

雷 辉<sup>1,2,3</sup>, 胡小工<sup>1</sup>, 黄 斌<sup>1</sup>

(1. 中国科学院 上海天文台, 上海 200030; 2. 中国科学院 研究生院, 北京 100049; 3. 中国科学院 国家授时中心, 临潼 710600)

**摘要:** 在导航系统中有时需要对单颗导航卫星进行定轨。此时由于无法组成常用的同历元单差或双差以消除卫星钟差或接收机钟差, 有必要发展新的定轨策略和精度分析。该文以 GPS 为例, 讨论在不依赖于基站间时间同步的情况下, 对单颗导航卫星进行精密定轨。首先分析了 GPS 卫星钟差以及 GPS 接收机钟差的特性, 发现在一定间隔内钟差主要表现为线性变化, 而在去除这一线性项后, 非线性钟差在 3 m 以内。利用 GPS 的伪距对单颗卫星定轨, 在将钟差的主要部分作为测距的偏差和偏差变化率后, 伪距测量量等价于常见的测距测量量。在利用等价的测距测量量定轨时可同时解算出偏差和偏差变化率参数。为验证该方案的可行性及其定轨精度, 利用实测 GPS 观测数据进行了试验。结果表明, 此种定轨方案定轨的径向精度优于 4 m。考虑到 GPS 接收机的频率信号是由普通的晶振产生的, 如果地面接收机采用原子钟提供的频率标准, 其钟差的非线性部分将更小。模拟计算表明, 采用本方案可以期望得到更高的定轨精度。

**关键词:** 天体测量学; 非差; 导航卫星; 定轨; 测距偏差

**中图分类号:** P135      **文献标识码:** A

## 1 引 言

卫星导航定位系统可以在军事、民用以及科学研究等方面发挥重要的作用。美国的全球定位系统 (GPS) 和俄罗斯的 GLONASS 系统是目前世界上两大卫星导航系统。此外欧盟正在发展自己的全球导航系统——“伽利略计划”, 中国也正在筹建自己的全球卫星导航定位系统。

导航卫星的轨道信息是卫星定位的基本要素, 其误差会直接影响用户定位的精度。导航

---

**收稿日期:** 2007-06-05; **修回日期:** 2007-06-11

**基金项目:** 国家自然科学基金资助项目 (10703011); 上海市科学技术委员会资助课题 (06DZ22101)

卫星的定轨中采用的观测数据是包含卫星钟差与用户接收机钟差的伪距测量量。参考 GPS 的情况, 忽略噪声和各种延迟改正, 伪距测量模型可简单表示为所测卫星到接收机的几何距离加上钟差的修正<sup>[1]</sup>:

$$\rho'(t) = \rho(t) + c\Delta t_R(t) - c\Delta t_s(t). \quad (1)$$

式中,  $\rho'$  为伪距观测量,  $\rho$  为卫星到接收机的几何距离,  $\Delta t_R$  为接收机钟差,  $\Delta t_s$  为卫星钟差,  $t$  为观测对应的历元。

在时间同步系统的支持下, 可以获得钟差信息, 此时伪距测量量可以等价于距离测量量, 卫星定轨就简化为测距类型数据的定轨。而如果没有时间同步系统的支持, 但是接收机同时接受了两颗以上卫星的伪距数据, 则可以通过星站间的同历元差分消除钟差或通过非差方法估计出钟差。实际上 GPS 星座的定轨通常就是利用同历元差分技术来消除钟差或者利用非差算法估算部分钟差参数的。

在导航系统工作的某些情况下, 如系统布设的初期只有一颗工作卫星或者在某颗卫星进行轨控或机动后, 需要对单颗导航卫星进行定轨。这时无法通过同历元差分手段消除伪距数据中的卫星钟差和接收机钟差。如果对伪距数据做历元间的一次时间差分, 相邻时间历元的伪距相减, 虽使两个历元共同的钟差被减掉, 但是在相邻时间间隔内的钟差的高频变化仍然保留。如果测轨监测站的接收机也采用原子钟提供频率标准, 采用上述差分处理后剩余的钟差量级很小。但是历元间差分只提供关于轨道的差分信息, 其定轨的几何强度也因此降低<sup>[2]</sup>, 定轨精度也不是很高<sup>[3]</sup>。本文通过考察卫星钟差和接收机钟差的特性, 并设法从观测资料中扣除卫星钟差和接收机钟差的影响, 以此来提高单颗导航卫星的定轨精度。

## 2 钟差处理

本文采用一种新的处理钟差的方法, 即在考察卫星钟差和接收机钟差特性的基础上, 对其建立相对简单的模型, 并利用观测资料大致估计钟差的模型参数。误差协方差分析和仿真计算表明, 这种方法不会显著降低定轨的几何强度, 从而提高定轨精度。

为了建立钟差的简单模型, 我们随机选择 GPS 的 PRN02 以及台站 ALGO 的观测资料, 利用 IGS 公布的钟差解算结果, 对其 2002 年年积日 124.5—125.5 天间的钟差进行分析。卫星钟差和接收机钟差随时间变化情况如图 1 所示, 从中可以看出它们均存在明显的线性变化。我们尝试用一次多项式对其进行拟合, 并分析其拟合后的残差情况。拟合后的残差分布如图 2 所示, 从中可以看出, 经一次多项式拟合后的残差都比较小, 在 3m 以内。

由此可见, 卫星钟差和接收机钟差大致都可以表示成一次多项式的形式:

$$\delta t = a_0 + a_1(t - t_{0e}). \quad (2)$$

其中,  $t_{0e}$  为参考历元,  $t$  为观测对应的历元时刻,  $a_0$  为钟差,  $a_1$  为钟速。对于 GPS 星座的 PRN02 卫星,  $a_0$  和  $a_1$  分别为  $-58\ 104.34\ \text{m}$ 、 $-157.71\ \text{m/d}$ 。对于台站 ALGO,  $a_0$  和

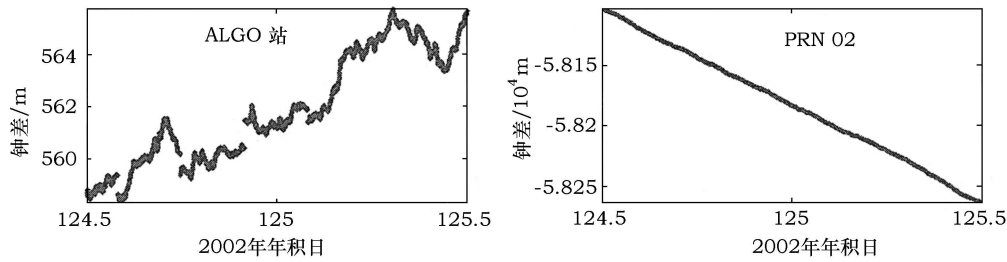


图1 典型的接收机钟差和卫星钟差时间序列

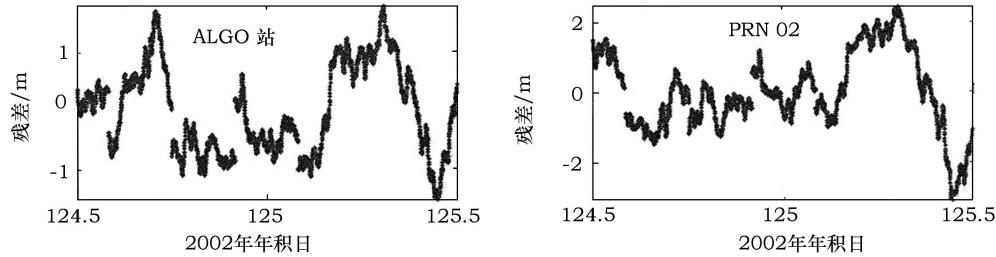


图2 去除线性项后的接收机钟差和卫星钟差时间序列

$a_1$  分别为 558.45 m、6.765 m/d。如果将式 (2) 代入式 (1)，则式 (1) 成为

$$\rho'(t) = \rho(t) + a'_0 + a'_1(t - t_{0e}) . \quad (3)$$

其中， $a'_0$  和  $a'_1$  对应于卫星钟差与接收机钟差和钟速的互差，不同的卫星和接收机的组合对应于不同的  $a'_0$  和  $a'_1$ 。式 (3) 表明，在线性钟差模型下，伪距测量模型等价于带线性变化偏差的测距模型。将其偏差 (bias) 及偏差漂移 (drift) 在定轨时加以估计，则可以在很大程度上消除钟差，同时保证了定轨的几何强度。本文就是基于这种消除钟差的方法利用伪距观测资料对单颗导航卫星进行定轨的。

### 3 数据处理及实现方法

#### 3.1 动力学模型、测量模型以及坐标系

在用 GPS 数据进行定轨的方案中，我们采用了力学模型、测量模型、参考系。

##### 1) 力学模型<sup>[4]</sup>

由于 GPS 卫星轨道离地面高达两万多公里，可以不考虑大气阻力和地球反照辐射压力。除将地球视为球体的质心引力外，考虑的其他力学因素包括：

- (1) JGM-3 引力场模型，取  $10 \times 10$  阶；
- (2)  $N$  体摄动，太阳、月亮的摄动；
- (3) 相对论摄动；
- (4) 潮汐摄动 (固体潮、海潮摄动)；

(5) 太阳辐射压摄动 (固定面质比, 光压系数待估);

(6) GPS 卫星  $Y$  向偏差。

## 2) 测量模型

由于已经做了 LC 组合消除了电离层影响, 不再考虑电离层改正, 考虑的其他因素包括:

(1) 对流层折射改正, 采用 NMF 映射函数;

(2) 固体潮引起的台站位移;

(3) 永久潮汐项对台站的影响;

(4) 地球自转形变对台站的影响;

(5) 测站偏心改正, 卫星相位中心改正;

(6) 相对论引起的钟差。

## 3) 参考系

(1) J2000.0 平赤道 ( $x-y$  平面) 和平春分点 ( $x$  轴方向);

(2) IAU 76 岁差;

(3) IAU 1980 章动模型, IERS 章动改正;

(4) DE 403/LE403 行星历表;

(5) 地球参考架为 ITRF 2000。

### 3.2 定轨软件以及定轨精度评估

本文在计算中使用的上海天文台精密定轨软件 SHORDE, 是在美国得克萨斯大学精密定轨软件 UTOPIA 的基础上发展的。该软件采用动力学定轨方法, 经上海天文台的进一步开发, 可以处理多种类型的观测资料, 包括激光测距、USB 测距测速、DORIS、PRARE、测角、卫星测高等多种实测数据。

由于 GPS 的时间系统是 GPS 时间, 而定轨输入的观测量以及输出的轨道为 UTC 时间系统, 所以还需要进行时间系统的统一。在采用的数据段内 (2003 年), GPS 时间与 UTC 有 13 s 之差, 即  $t_{\text{GPS}} = t_{\text{UTC}} + 13 \text{ s}$ 。

为了评估本文非差分算法得到的轨道的精度, 我们选取 IGS(International GPS Service for Geodynamics) 提供的精密星历作为参考标准, IGS 星历精度为 cm 级。比较轨道时, 将参考轨道和解算的轨道转换到 RTN(径向、沿迹、法向) 坐标系下进行比较, 统计其各个方向上差值的均方根。

## 4 GPS 单星定轨结果

本文计算中我们选取我国地震网络工程的部分实测 GPS 数据, 选取的台站为: 北京、绥阳、琼中、拉萨、乌鲁木齐、乌什、泸州, 共计 7 个国内台站。

计算时选取的观测弧段为 3 d, UTC 2003 年 7 月 15 日 23:59:47.0—7 月 18 日 23:59:47.0, 数据采样间隔为 30 s, 截止高度角为  $10^\circ$ 。从 GPS 星座中随机选择 GPS 02 卫星进行定轨精度分析。

首先我们分析不同的观测弧段长度对定轨精度的影响,表 1 列出观测资料长度分别为 1、2、3 d 的定轨结果。解算参数包括初始历元的位置、速度,太阳辐射压系数,以及各个台站测距偏差 (bias) 及偏差漂移 (drift)。由于 GPS 卫星本身姿态控制和温度控制设计的原因, GPS 卫星运行时会在星固坐标系的  $Y$  轴方向产生一个附加摄动即  $Y$  向偏差<sup>[4]</sup>, 所以解算的参数还包括一个  $Y$  向偏差。

表 1 不同观测弧长的定轨结果

观测资料长度 /d	$\sigma_R/m$	$\sigma_T/m$	$\sigma_N/m$
1	99.05	283.60	135.33
2	2.87	19.97	46.36
3	2.82	17.20	40.65

这里  $\sigma_R$ 、 $\sigma_T$ 、 $\sigma_N$  分别为定轨结果在径向、沿迹、法向误差的均方根 ( $rms$ ), 其单位均为  $m$ 。从表 1 中可以看出, 如果用一天观测资料来定轨,  $\sigma_R$ 、 $\sigma_T$ 、 $\sigma_N$  分别达到 99.05、283.6、135.3  $m$ 。用两天观测资料和用三天观测资料定轨, 在各个方向上的差别都不大。但是用三天的观测资料定轨的精度在径向、沿迹、法向上均好于用两天观测资料的定轨结果, 分别达到 2.82, 17.20, 40.65  $m$ 。因此, 在以下的定轨计算中我们选用的定轨弧长均为 3 天。

实际情况下得到的卫星初始轨道可能比较差。为了检验本文非差分算法的稳定性, 我们用较差的初始轨道进行定轨试验, 在精密星历的基础上, 增加 1 公里的位置误差和 0.5  $m/s$  的速度误差。表 2 列出了精密初轨和较差的初轨的定轨结果, 结果表明, 较差的初轨不会降低本文非差分算法确定单颗导航卫星轨道的精度。

表 2 不同初轨的定轨结果

初轨误差	$\sigma_R/m$	$\sigma_T/m$	$\sigma_N/m$
1 m, 1 mm/s	2.82	17.20	40.65
1 km, 0.5 m/s	2.78	17.08	40.30

为了分析本文非差分算法确定单颗导航卫星轨道的定轨精度, 我们画出三天观测资料解算的轨道与 IGS 精密星历在径向、切向以及法向三个方向的比较结果图 (见图 3)。

从图 3 中可以看出, 相对于 IGS 精密星历, 采用本文非差分算法得到的轨道:

(1) 在径向主要表现为轨道周期性的误差,  $\sigma_R$  径向误差的  $rms$  为 2.82  $m$ , 但是径向误差的平均值不为零, 为  $-0.736 m$ , 这也说明在径向有一个系统偏差。初步分析该系统偏差的产生是由于我们得到的钟差与 IGS 钟差不一致。由于钟差与轨道径向的统计相关, 导致轨道径向表现为系统偏差。

(2) 在法向也主要表现为轨道周期性的误差, 但是很大,  $\sigma_N$  为 40.65  $m$ ; 与  $\sigma_R$  相比,  $\sigma_N$  的平均值很小, 为 1.2  $m$ 。初步分析表明, 轨道法向的误差较大的原因可能是由于我们定轨的测轨网集中在我国大陆地区, 对应的测轨弧段只覆盖了卫星弧段的很小一部分。特别是

所有测站均位于北半球中纬度地区, 测轨数据对卫星轨道的法向分量无法提供较强的约束, 导致法向的误差较大。

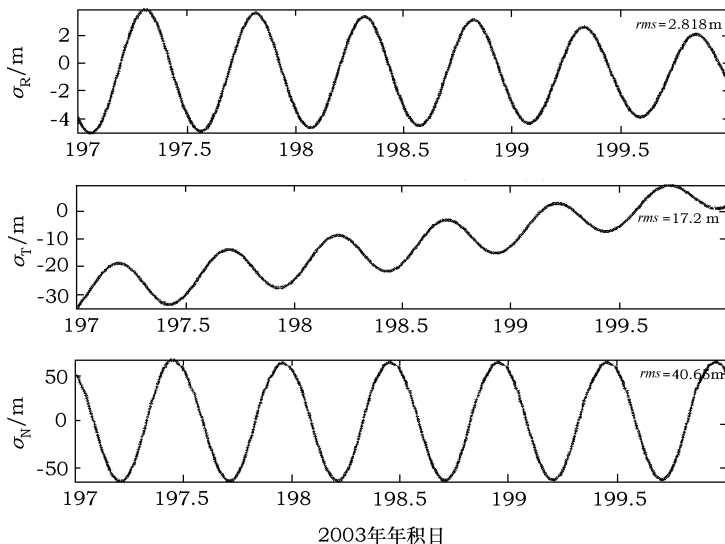


图 3 解算的轨道与 IGS 精密星历在径向、切向以及法向上的比较结果

(3) 在沿迹方向上除了表现为轨道周期性的误差外, 还有一个明显的线性部分, 可能是由于卫星受到一个未被模制的沿迹加速度的影响, 也可能是卫星轨道沿迹方向不稳定, 或者是由于区域网定轨的局限性引起的。

为了检验法向的较大误差是由于测站的分布情况引起的, 我们用全球网的部分观测资料进行定轨试验。选取的国外监测站有 ALGO、COCO、KIT3、MDO1、NRC1、NAW1、SUTM、CROX、FAIX、MSKU。表 3 列出了增加国外监测站与只用国内网的定轨结果比较。

表 3 不同测轨网定轨结果比较

测站分布	$\sigma_R/m$	$\sigma_T/m$	$\sigma_N/m$
国内网	2.82	17.20	40.65
全球网	2.95	7.87	15.50

由此可见, 增加了国外监测站的数据以后, 可以大大降低法向和沿迹方向的误差。

为了减小轨道周期性的误差, 我们尝试用 RTN 经验加速度来吸收周期性的误差, 但效果不够理想。可将该经验加速度表示为:

$$a_i = A_i \cos(\omega + f + \phi_i), \quad i = R, T, N \quad (4)$$

式中  $A$  为振幅 ( $m \cdot s^{-2}$ , 待估),  $\omega$  为卫星的近地点交角,  $f$  为卫星的真近点角,  $\phi$  为相位 (待估);  $R$  为径向,  $T$  为沿迹方向,  $N$  为轨道法向。我们考虑估算经验加速度的不同方式, 解算的轨道与 IGS 精密星历的比较如表 4 所示:

表 4 估算经验加速度的定轨结果

经验加速度方向	$\sigma_R/m$	$\sigma_T/m$	$\sigma_N/m$
无	2.82	17.20	40.65
R 方向	2.86	16.43	41.25
T 方向	3.63	27.88	43.26
N 方向	2.74	16.34	41.02
R+T 方向	3.21	33.02	44.77
R+N 方向	2.77	17.61	41.55
T+N 方向	3.64	28.70	43.40

从表 4 可以看出, 估算 T 方向、R+T 方向、T+N 方向经验加速度使得各个方向的误差都增加; 估算 R 方向经验加速度, 使得  $\sigma_R$  和  $\sigma_N$  有少许增加,  $\sigma_T$  有少许减少; 估算 N 方向经验加速度, 使得  $\sigma_R$  和  $\sigma_T$  有少许减少,  $\sigma_N$  有少许增加; 估算 R+N 方向经验加速度, 使得  $\sigma_N$  和  $\sigma_T$  有少许增加,  $\sigma_R$  有少许减少。也就是说估算 RTN 经验加速度不能明显提高本文非差分算法确定单颗导航卫星轨道的精度, 因此, 我们在以后的计算中都不估算 RTN 经验加速度。

为了更加充分客观地评价本文非差分算法对单颗导航卫星的实际定轨水平, 我们利用 GPS 星座的多个卫星的观测数据进行定轨计算。选择同 PRN02 卫星一样的弧段, 解算相同的参数, 结果如表 5 所示。

表 5 其他卫星的解算轨道与 IGS 精密星历间的比较

PRN	$\sigma_R/m$	$\sigma_T/m$	$\sigma_N/m$
02	2.82	17.20	40.65
04	1.84	9.41	11.91
05	1.24	10.12	16.07
06	5.56	29.31	28.44
08	2.04	6.29	9.62
09	6.83	25.69	32.21
13	1.09	5.17	9.02
14	1.56	11.72	8.18
15	3.71	30.64	30.52
16	5.14	18.97	25.95
18	1.62	8.80	24.75
20	5.73	34.33	16.17
21	3.53	24.47	11.12
23	2.78	19.41	15.06
25	5.97	38.14	19.46
26	4.55	23.31	22.77
27	1.35	6.71	13.94
28	2.67	11.90	3.91
29	3.80	13.42	18.24
平均值	3.36	18.16	18.84

从表 5 可以看出, 本文非差分算法解算其他卫星的轨道与 IGS 提供的精密星历相比, 在  $\sigma_R$  最大值为 6.83 m 的是第 9 颗卫星, 最小值为 1.24 m 是第 5 颗卫星, 平均值 3.36 m; 在  $\sigma_T$  最大值为 38.14 m 的是第 20 颗卫星, 最小值为 5.17 m 的是第 13 颗卫星, 平均值 18.16 m;  $\sigma_N$  最大值为 40.65 m 的是第 2 颗卫星, 最小值为 3.91 m 的是第 28 颗卫星, 平均值 18.84 m。

更详细的误差分析表明, 出现表 5 所示的不同卫星的单星定轨精度不一致的原因有: 各卫星相对于测轨网的空间分布、测轨数据对应的测轨弧段, 以及卫星的高度角的差异。定轨结果较差的卫星一般对应于较短的测轨弧段和较低的高度角。虽然本文已对中性大气延迟作了修正, 但对低高度角的卫星, 残余的误差会更大, 导致其定轨精度的降低。

## 5 模拟仿真数据分析

导航卫星本身的信号由原子钟提供频率标准, 如果测轨监测站的接收机也采用原子钟提供频率标准, 其钟差的非线性行为将好于一般的 GPS 接收机, 所以有必要模拟具有稳定钟差的伪距观测数据。

卫星导航系统可供选用的卫星可以按其轨道特点来区分, 主要有: 地球静止轨道 (GEO) 卫星、倾斜地球同步轨道 (IGSO) 卫星和中地球轨道 (MEO) 卫星。地球静止轨道卫星 24 h 静止在规定的赤道位置上空, 提供本区域导航服务, 卫星利用率高。倾斜地球同步轨道是卫星的轨道倾角为  $55^\circ \sim 63.43^\circ$  的 24 h 地球同步轨道, 即所谓的大“8”字形轨道, 中心位于赤道某设定的经度上, 高度与地球静止轨道卫星相同, 卫星星下点 24 h 轨迹在本服务区内南北来回运动, 也是一种利用效率较高的区域星座。中地球轨道是一种周期为 12 h, 倾角为  $55^\circ \sim 63.43^\circ$  的轨道, 是经过 GPS 和 GLONASS 系统成功运行证明性能优良的全球星座轨道。

我们模拟 2006 年 5 月 7、8、9 日三天的国内 7 个观测站的 IGSO 卫星和 MEO 卫星的伪距观测数据。按照 2.1 节的各种模型计算卫星对各个台站的距离, 在距离基础上加上由公式 (2) 构成的 7 个不同的钟差, 形成伪距测量量。考虑到测量误差以及残余的钟差的影响, 在模拟的伪距测量量中加入 5 m 的随机噪声。

以此作为观测数据, 我们按照上一节讨论的定轨方案对 IGSO 卫星和 MEO 卫星进行定轨, 解算的轨道和模拟轨道的比较如表 6 所示。

表 6 模拟数据定轨结果

卫星	$\sigma_R/m$	$\sigma_T/m$	$\sigma_N/m$
IGSO	0.055	0.348	0.441
MEO	0.077	0.393	0.109

从表 6 可以看出, 用模拟数据对 IGSO 和 MEO 卫星定轨, 解算的轨道与模拟的轨道的差别, 在 R 方向上的 *rms* 均小于 10 cm, 在 T 方向和 N 方向上的 *rms* 均小于 50 cm。这也说明如果卫星钟和接收机钟更加稳定, 使用本文非差分方法解算的轨道的精度会更高。



## 6 讨论与小结

对于 GPS 星座的 PRN02 星, 历元间差分算法<sup>[3]</sup> 和本文的非差分算法得到的定轨结果与 IGS 精密星历间的比较结果如表 7 所示:

表 7 历元间差分算法和非差分算法的定轨结果比较

定轨方法	$\sigma_R/m$	$\sigma_T/m$	$\sigma_N/m$
非差分	2.83	17.18	40.71
历元间差分 <sup>[3]</sup>	8.36	154.90	63.52

定轨结果显示, 本文的非差分算法解算的卫星位置和速度之间的相关性大大弱于历元间差分算法的结果, 在历元间差分算法的相关系数矩阵中大于 0.8 的相关系数有 4 个, 而本文的非差分算法只有 1 个。这也说明, 历元间差分算法只提供关于轨道的差分信息, 其定轨的几何强度低, 定轨精度不高。

综上所述, 可以得出以下初步结论:

(1) 卫星钟差和接收机钟差均存在一个明显的线性项, 而且在去除这一线性项后, 由钟差的非线性导致的残余部分在 3 m 以内。如果我们将钟差的主要部分作为地面站的测距偏差 (bias) 及偏差漂移 (drift), 并把它们与轨道一起进行估算, 期望可以在很大程度上消除钟差的影响。

(2) 实测 GPS 数据计算表明, 采用估计各个台站测距偏差 (bias) 及偏差漂移 (drift) 的非差分方法确定单颗导航卫星轨道是可行的。利用 3 天观测资料定轨结果要好于用 1 天或者 2 天观测资料定轨结果。使用较差的初始轨道不会降低解算轨道的精度。估算 RTN 经验加速度不能明显提高解算轨道的精度。利用国内的观测台站 3 天的观测资料对单颗导航卫星进行定轨, 其径向精度优于 4 m。

(3) 模拟仿真数据计算表明, 如果卫星钟和接收机钟更加稳定, 采用估计各个台站测距偏差 (bias) 及偏差漂移 (drift) 的非差分方法确定单颗导航卫星轨道的精度会更高。对于 IGSO 和 MEO 卫星的定轨精度, 其  $\sigma_R$  均小于 10 cm,  $\sigma_T$  和  $\sigma_N$  均小于 50 cm。

由于钟差并不能完全用一次多项式的形式表示, 其残余部分的幅度仍接近 3 m, 使得用实测 GPS 数据定轨的精度不是很高。如何更加有效地消除钟差的影响以提高单颗导航卫星的定轨精度, 值得进一步深入研究。

### 参考文献:

- [1] 周忠谟, 易杰军. GPS 卫星测量原理与应用, 北京: 测绘出版社, 1989
- [2] 黄勇. 嫦娥一号探月飞行器的轨道计算研究. 上海: 中国科学院上海天文台, 2006
- [3] 祝芙蓉, 胡小工, 黄勇. 飞行器测控学报, 2007, 25(4): 17
- [4] 李济生. 人造卫星精密定轨. 北京: 解放军出版社, 1995

## Orbit Determination for Single Navigation Satellite Using Non-Difference Method

LEI Hui<sup>1,2,3</sup>, HU Xiao-gong<sup>1</sup>, HUANG Cheng<sup>1</sup>

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 2. Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. National Time Service Center, Chinese Academy of Sciences, Shaanxi 710600, China)

**Abstract:** In some situation of navigation system, such as there is only one satellite in early stages or some satellite was carried out orbit control or maneuver, we need determine the orbit of single navigation satellite. Temporarily single difference or double difference in common use can't build up to eliminates the clock error of satellite or receiver, it is necessary develop new strategy of orbit determination and analyses of precision. This paper discussed the orbit determination for single navigation satellite independent of time synchronization, taking the GPS navigation system as background. First, the clock error of satellite and receiver are analyzed; there is an obvious linear item in them and the residuals is less than 3 meters when such item is removed. This paper perform orbit determination using pseudo-range data, the pseudo-range is equal to range if the main part of clock error seemed as range bias and bias drift. Together with orbit determination, the range bias and bias drift are estimated. To verify the feasibility and accuracy of this strategy, we perform orbit determination using real GPS data. It indicates that the precision in radial of this orbit determination scheme is better than 4 m. The stability of the clock error would be better, considering the frequency standard of the signal and the receivers for orbit determination is provided by atomic clock. We perform orbit determination using simulation data; it indicates that better precision can be expected using this orbit determination strategy.

**Key words:** astrometry; non-difference; navigation satellite; orbit determination (OD); range bias