

# GPS 卫星实时精密定轨及初步结果分析

楼益栋<sup>1</sup> 施 闯<sup>1</sup> 葛茂荣<sup>1</sup> 赵齐乐<sup>1</sup>

(1 武汉大学卫星导航定位技术研究中心,武汉市珞喻路 129 号,430079)

**摘 要:**提出了导航卫星实时精密定轨的滑动窗口短弧法方程综合方法。通过对全球 70 个 IGS 站的观测数据进行仿实时解算的结果表明,与 IGS 事后精密轨道相比,实时轨道精度达 5 cm 左右,达到 IGS 事后快速轨道精度的水平。

**关键词:**实时精密定轨;滑动窗口;短弧法方程综合

**中图法分类号:**P228.41

自 1994 年国际 GNSS 地球动力学服务组织 (IGS) 成立以来,精密 GPS 轨道与钟差产品在精度、时间延迟上不断提高,可以为 GPS 用户提供不同时间延迟与精度的轨道产品<sup>[1]</sup>。目前,IGS 提供的事后精密星历轨道精度优于 5 cm,钟差精度优于 0.1 ns,满足高精度用户的事后定位需求。但 IGS 提供的事后精密星历要滞后一个多星期,难以满足用户的实时性要求。到目前为止,只有以美国 JPL 为代表的少数几个研究机构可以给特许用户提供实时轨道和钟差产品<sup>[2]</sup>。为进一步支持和促进 GNSS 实时应用的开展,2002 年,IGS 成立了实时工作组 (real-time working group, RTWG);2006 年,IGS Workshop 2006 会议确定实施 IGS 实时试验计划 (the international GNSS service real-time pilot project, IGS-RTPP),旨在初步形成 IGS 的实时产品服务 (包括实时的原始观测数据流、卫星钟差、基准站钟差、卫星轨道等实时产品)。武汉大学研制的 PANDA 软件在 GPS 卫星事后精密定轨方面已具备较为完善的功能模块,其定轨精度与国际处于同一水平<sup>[3,4]</sup>。本文在原有 PANDA 软件的基础上拓展了 PANDA 软件的实时定轨功能。

## 1 实时精密定轨方法

实时精密定轨一般采用逐历元滤波的方法。

为提高解算速度,满足实时需求,定轨估计参数与观测值个数要求尽量少,因而系统模型参数数值解的精度受到影响。同时,滤波中稳健的实时质量控制是非常困难的问题,一旦系统崩溃,滤波需要重新初始化才能得到收敛解。如美国 JPL 的 RTG 软件目前就存在以上问题。

对于高度在 20 000 多 km 的 GPS 卫星,一个有利的因素是在非机动及故障的正常情况下,卫星轨道变化是平滑的,短时间的轨道预报精度很高,因而是否采用逐历元估计的方法是值得考虑的。针对导航卫星的轨道特征与滤波方法进行实时定轨的不足,本文提出了基于滑动数据窗口的定轨方法,简称滑动定轨。其主要思想是:在对状态  $X_k$  (包括卫星初始状态、力模型参数、地球自转参数、大气参数、测站坐标等) 进行估计时,只利用离  $k$  时刻最近的前  $N$  个状态量测, $N$  是预先规定的滑动窗口长度, $N$  的选择需满足在滑动窗口内动力学参数的误差不影响轨道精度。

为减少每次轨道改进与外推的计算量,考虑采用法方程叠加的方法求解力模型参数,以一定时间短弧段的观测值形成的法方程为一个量测,将前  $N-1$  个弧段的法方程信息与第  $N$  弧段的法方程信息合并进行参数估计,并通过验后残差编辑与模糊度固定提高轨道参数的精度,获得精确的第  $N$  弧段的卫星轨道初值和力模型参数,通过轨道积分得到下一时段的预报轨道,作为实时

轨道发送给用户,并更新轨道初值。在第  $N$  弧段轨道处理完后,将去掉前  $N-1$  弧段中的第一个弧段,并添加第  $N$  弧段,作为下一个弧段的先验法方程信息,等待下一实时观测弧段的法方程信息,进行下一次实时定轨处理。由此,数据处理流程实现了可循环的往前推进的滑动定轨,如图 1 所示。此方法具有以下优点:① 克服了因陈旧信息的过多积累出现“数据饱和”而导致估计的动力学模型参数精度降低甚至错误的问题;② 基于法方程信息的短弧段组合方法可以大大加快数据处理的速度,一旦实时系统需要重新启动,可以快速完成初始化工作。

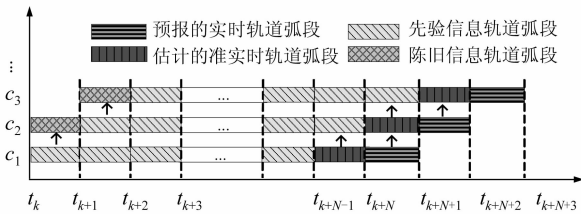


图 1 滑动定轨示意图

Fig. 1 Sketch of Slip Orbit Determination

## 2 短弧段合并递推数学模型

滑动定轨中,一个关键问题是短弧段合并问题。本文基于各弧段的法方程推导了短弧段法方程合并和递推公式。假设相连弧段  $k, k+1$  对应的法方程分别为:

$$\begin{aligned} \mathbf{N}_{k,k} \delta \mathbf{x}_k &= \mathbf{W}_{k,k} \\ \mathbf{N}_{k+1,k+1} \delta \mathbf{x}_{k+1} &= \mathbf{W}_{k+1,k+1} \end{aligned} \quad (1)$$

边界约束条件方程为:

$$\mathbf{v}_w^{k+1,k} = \Phi(t_{k+1}, t_k) \delta \mathbf{x}_k - \delta \mathbf{x}_{k+1} - \delta \mathbf{l}_w^{k+1,k}, \mathbf{P}_w^{k+1,k} \quad (2)$$

式中,  $\delta \mathbf{x}_k, \delta \mathbf{x}_{k+1}$  分别为与两弧段的初值相对应的改正参数;  $\Phi(t_{k+1}, t_k)$  为两弧段对应参数的映射因子,对于卫星初始状态改正参数,映射因子即为状态转移矩阵;  $\mathbf{P}_w^{k+1,k}$  为先验权。

将式(1)假设为先验约束,式(2)作为虚拟观测方程,则轨道合并的问题就可以转换为附有先验信息的平差问题。采用最小方差估计,要求满足性能函数  $J(x)$  为最小:

$$J(x) = \mathbf{v}_k^T \mathbf{P}_k \mathbf{v}_k + \mathbf{v}_{k+1}^T \mathbf{P}_{k+1} \mathbf{v}_{k+1} + \mathbf{v}_w^T \mathbf{P}_w \mathbf{v}_w = \min \quad (3)$$

由  $\partial J(x) / \partial x = 0$  可推导得:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N}_{k,k} + \Phi_{k+1,k}^T \mathbf{P}_w^{k+1,k} \Phi_{k+1,k} & -\Phi_{k+1,k}^T \mathbf{P}_w^{k+1,k} \\ -\mathbf{P}_w^{k+1,k} \Phi_{k+1,k} & \mathbf{N}_{k+1,k+1} + \mathbf{P}_w^{k+1,k} \end{bmatrix}.$$

$$\begin{bmatrix} \delta \mathbf{x}_k \\ \delta \mathbf{x}_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{W}_{k,k} + \Phi_{k+1,k}^T \mathbf{P}_w^{k+1,k} \delta \mathbf{l}_w^{k+1,k} \\ \mathbf{W}_{k+1,k+1} - \mathbf{P}_w^{k+1,k} \delta \mathbf{l}_w^{k+1,k} \end{bmatrix} \quad (4)$$

在实时定轨中,实际只需要获得最后一个短弧段的估计参数,就可以通过积分得到实时轨道,因而对于前面弧段的参数可以消去。基于上面推导的模型,消去失效弧段的参数,推导增加弧段参数的递推公式。为不失一般性,推导从任意的弧段  $k$  到弧段  $k+1$ ,从式(4)出发,消去参数  $\delta \mathbf{x}_k$ ,经矩阵反演后,法方程变为:

$$\hat{\mathbf{N}}_{k+1,k+1} = [\mathbf{N}_{k+1,k+1} + ((\mathbf{P}_w^{k+1,k})^{-1} + \Phi_{k+1,k} \mathbf{N}_{k,k}^{-1} \Phi_{k+1,k}^T)^{-1}] \quad (5)$$

$$\hat{\mathbf{W}}_{k+1,k+1} = [\mathbf{W}_{k+1,k+1} + ((\mathbf{P}_w^{k+1,k})^{-1} + \Phi_{k+1,k} \cdot \mathbf{N}_{k,k}^{-1} \Phi_{k+1,k}^T)^{-1} \cdot (\Phi_{k+1,k} \mathbf{N}_{k,k}^{-1} \mathbf{W}_{k,k} - \delta \mathbf{l}_w^{k+1,k})] \quad (6)$$

假设

$$\mathbf{K}_{k+1,k} = ((\mathbf{P}_w^{k+1,k})^{-1} + \Phi_{k+1,k} \mathbf{N}_{k,k}^{-1} \Phi_{k+1,k}^T)^{-1} \quad (7)$$

$$\delta \hat{\mathbf{x}}_{k+1} = (\Phi_{k+1,k} \mathbf{N}_{k,k}^{-1} \mathbf{W}_{k,k} - \delta \mathbf{l}_w^{k+1,k}) = (\Phi_{k+1,k} \delta \mathbf{x}_k - \delta \mathbf{l}_w^{k+1,k}) \quad (8)$$

则

$$\hat{\mathbf{N}}_{k+1,k+1} = \mathbf{K}_{k+1,k} + \mathbf{N}_{k+1,k+1} \quad (9)$$

$$\hat{\mathbf{W}}_{k+1,k+1} = \mathbf{K}_{k+1,k} \cdot \delta \hat{\mathbf{x}}_{k+1} + \mathbf{W}_{k+1,k+1} \quad (10)$$

可以看出,对于第  $k+1$  弧段,前面弧段的观测信息对于  $k+1$  弧段的法方程贡献在于  $\mathbf{K}_{k+1,k}$ 。当  $\mathbf{P}_w^{k+1,k} \rightarrow \infty$  时,上述方程可以转化为:

$$\mathbf{K}_{k+1,k} = \Phi_{k+1,k}^{-T} \mathbf{N}_{k,k} \Phi_{k+1,k}^{-1} \quad (11)$$

## 3 实时定轨模糊度处理

模糊度处理是实时定轨中的关键问题之一。短弧段中,模糊度参数估计由于有效时间短,解的强度与精度都比较差,甚至模糊度不能得到收敛解,在短弧段合并过程中,需要考虑相连弧段同一模糊度的连接,以增强模糊度解的强度与精度。这样,一方面有助于模糊度的固定,另一方面可以提高系统中其他待估参数的精度。在连接过程中,需考虑前后弧段的模糊度是否存在周跳和粗差。本文通过前后弧段采用 Melbourne-Wübbena(MW)组合方法得到的宽巷模糊度和估计得到的无电离层模糊度这两方面的综合比较分析,判定模糊度能否连接,对于不能连接的模糊度,分为两个参数进行处理。

除模糊度连接外,模糊度固定也是提高实时定轨精度的关键。在非差法定轨中,由于非差模糊度包含卫星初始相位延迟,不具有整数特性,仅双差模糊度具有整数特性,因而模糊度固定是针对双差模糊度而言的。其模糊度固定的策略如下<sup>[5]</sup>:① 将观测网中的非差无电离层组合模糊度

组成双差模糊度,通过一定的策略与方法选择独立双差模糊度,尽可能使模糊度固定的数量最大。

② 将剔除了粗差与周跳的“干净”的相位与伪距观测值,采用 MW 组合方法得到宽巷模糊度的估计值与偏差,并组成宽巷双差模糊度。采用模糊度固定判定函数进行判断,确定宽巷模糊度是否固定。

③ 将能固定的宽巷模糊度与参数估计得到的无电离层组合模糊度组合成窄巷模糊度的估计值与偏差,采用模糊度固定判定函数进行判断,确定窄巷模糊度是否固定。

④ 对宽巷与窄巷模糊度都能固定的观测值,组合得到固定的无电离层组合的双差模糊度。

⑤ 将固定的无电离层组合双差模糊度作为虚拟观测值,引入观测方程,提高估计参数的精度(包括未固定的模糊度参数)。重复①~⑤,直至固定的模糊度的数量前后两次不再改变为止,达到最大。

## 4 算例分析

为验证实时精密定轨数据处理方法与软件模块的可行性,本文采用全球 70 个 IGS 站 2006 年 197~203 d 一周的观测数据,所选参考站均提供 1 h 的准实时观测数据文件,基于扩展的 PANDA 软件实时定轨功能进行每小时更新一次的实时精密轨道试算。具体策略如下:通过最小二乘法对每小时的观测文件形成法方程,观测模型和参数设置与文献[3]中的事后处理类同,实时定轨的滑动窗口长度为 24 h,前 23 h 为先验信息,第 24 h 实时估计轨道参数,基于估计的实时轨道参数外推 1 h 的轨道作为提供用户的实时轨道(以下分析中的实时轨道均为此外推轨道),从 197 d 开始往前递推获得 198~203 d 的实时轨道,197 d 的轨道作为实时系统启动的初始信息。

图 2 给出了以每小时为单位 6 d 的实时轨道与 IGS 事后精密轨道比较统计的平均 RMS 值的时间序列。从图中可以看出,绝大部分卫星的平

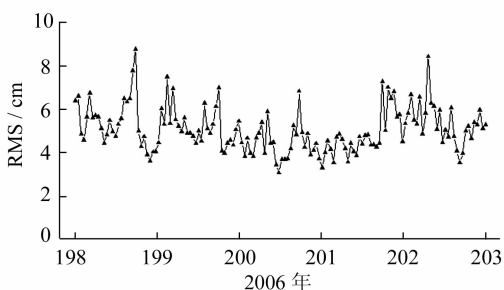


图 2 每小时 GPS 实时轨道与 IGS 事后轨道比较结果  
Fig. 2 Difference of the Hourly GPS Real Time Orbit from IGS Final Product

均 RMS 值在 4~8 cm 之间。统计表明,90% 以上的 RMS 值小于 6 cm,98% 以上的 RMS 值小于 8 cm,最大的 RMS 值在 10 cm 以内。

为了进一步说明实时轨道的精度,对计算的 6 d 的实时轨道与 IGS 事后轨道一起进行比较,统计每颗卫星的 RMS 值(如图 3 所示)。从图 3 可以看出,每个卫星的平均 RMS 值都小于 8 cm,大部分在 5 cm 左右。统计表明,与 IGS 事后轨道比较的 RMS,切向为 7.27 cm,法向为 4.03 cm,径向为 4.11 cm,平均为 5.50 cm。

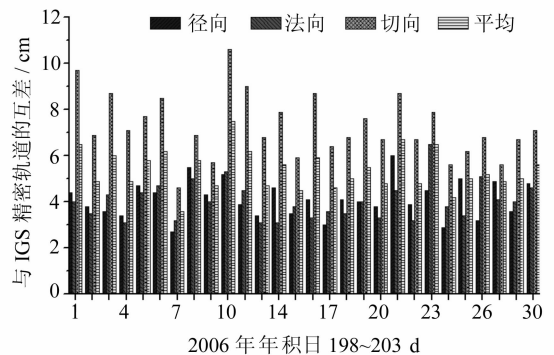


图 3 GPS 实时轨道定轨精度统计  
Fig. 3 Accuracy of GPS Real Time Orbit

## 5 结 语

本文算例分析表明,采用导航卫星实时精密定轨的滑动窗口短弧法方程综合方法进行精密实时定轨是可行的,推导的短弧段合并与递推公式是正确的,并具有数值稳定、处理速度快的优点。初步结果表明,采用目前的 PANDA 软件的实时定轨功能模块,每小时更新的实时定轨与 IGS 事后精密轨道比较,精度达到 5 cm 左右。目前,实时轨道初步结果的更新时间是 1 h,下一步将研究采用滑动定轨与滤波结合的方式进一步加快轨道更新的时间和提高实时定轨的精度。

## 参 考 文 献

- [1] Kouba J, Heroux P. GPS Precise Point Positioning Using IGS Orbit Products[J]. GPS Solution, 2001, 5(2): 12-28
- [2] Chen K. Real-Time Precise Point Positioning and Its Potential Applications[C]. ION GNSS 17th International Technical Meeting of the Satellite Division, Long Beach, CA, 2004
- [3] Liu Jingnan, Ge Maorong. PANDA Software and Its Preliminary Result of Positioning and Orbit Det-