

GPS 卫星精密星历的实时确定*

葛茂荣 刘经南

(清华大学土木工程系,北京市海淀区清华园,100084)

摘要 建立了一种 GPS 卫星实时轨道确定的新算法。该算法用法方程叠加方法更新卫星轨道参数,然后根据卫星轨道与卫星轨道参数之间的数值微分关系计算新的卫星轨道,并详细分析了用中国 GPS 跟踪网数据实时定轨的结果。

关键词 精密定轨;实时轨道;数值微分定轨

分类号 P228.4

目前,以提供大区域、m 级精度实时定位为特征的广域差分 GPS 系统正从研究阶段走向实用阶段,高精度 GPS 相对定位在较大范围内的地球动力学现象(准)实时监测和大型精密工程测量中的应用也成为现实。由于 GPS 卫星广播星历,特别是实施 SA 影响后的卫星广播星历的误差影响,在上述实时高精度定位中,实时确定高精度的 GPS 卫星星历是保证定位精度的关键之一。

GPS 卫星广播星历是用 GPS 系统跟踪站的伪距观测值定轨外推得出的。其精度估计为 20 m ~ 50 m,加上 SA 的 δ 影响后为 100 m 或更差。随着 IGS 数据处理工作的不断改进,利用全球站数据确定 GPS 卫星轨道的理论和方法日趋完善。IGS 的数据处理中心用全球几十个到上百个站的一天或多天的数据定轨,精度可达 10 cm。本文根据 IGS 数据处理中心 SIO 的 GAMIT 软件采用的基本定轨模型和算法,用法方程叠加的方法实时更新 GPS 卫星轨道,达到了利用中国 GPS 跟踪网的数据精密确定实时卫星轨道的目的。

1 GPS 卫星定轨的模型和方法

GPS 卫星定轨问题可用以下系统方程概括:

$$\ddot{X}_s(t) = (GM_e / |X_s(t)|^3) X_s(t) + \sum_{i=1}^n F_i(X_s(t), Q(t)) \quad (1a)$$

$$Y(t) = G(X_s(t), R(t)(x_p(t) + \Delta x), P(t)) + W(t) \quad (1b)$$

式(1a)为卫星运动方程,右边第一项为质点地球引力加速度;第二项为作用在卫星上的摄动加速

度; $X_s(t)$ 为惯性系中的卫星位置向量; GM_e 为地球引力常数; $Q(t)$ 为力模型参数。式(1b)为观测方程。式中, x_p 为地固坐标系中的测站坐标; Δx 和 $R(t)$ 为地固系到惯性系的平移参数和旋转矩阵; $P(t)$ 为描述观测值中其它误差影响的模型参数; $W(t)$ 为观测噪声。

式(1a)是一个二阶常微分方程组,通常根据给定的卫星轨道初值和力模型参数的近似值,用数值积分的方法求出卫星运动方程和相应的变分方程的数值解——卫星坐标和卫星坐标对卫星轨道初值和力模型参数的偏导数。然后,根据式(1b)建立相应的线性观测方程估计出精确的卫星轨道初值和力模型参数。最后,用估计出的卫星轨道初值和力模型参数对卫星运动方程积分得出精确的卫星轨道。

用 GAMIT 软件进行区域性跟踪网定轨时,主要考虑用 8×8 阶球谐系数表示的地球非球形引力摄动、太阳和月亮的质点引力摄动、地球固体潮摄动、标准太阳光压摄动或 ROCK4 光压摄动。除太阳光压摄动采用附加参数的模型外,其它摄动力模型可以认为是已知的。详细的摄动力模型可以在有关文献中找到。观测值常用消除电离层折射影响的双差相位观测值。观测模型中要考虑卫星和接收机天线相位中心改正,板块运动和地球固体潮对测站位置的影响,卫星和接收机钟差改正及对流层折射的改正和模拟等。卫星轨道初值和太阳光压参数、相位观测值的整周模型度参数及附加的对流层折射参数作为未知参数,测站坐标一般作为已知量或加权约束参数。

用 3 d 或更长时间段中的观测数据定轨,轨

收稿日期:1998-07-04。葛茂荣,男,33岁,博士,副教授,现从事 GPS 数据处理和 GPS 定位定轨理论的研究。

* 国家测绘局测绘科技发展基金和国防科工委资助项目,编号 94006 及 1995-1。

道精度在 1 m~2 m, 外推 1 d 的轨道精度在 2 m 左右。但是, 观测值较少的卫星和正在调整位置的卫星的外推轨道精度明显降低。为进一步提高外推卫星轨道的精度, 有必要缩短卫星轨道的外推时间。

2 卫星轨道的快速更新

就区域性跟踪网定轨而言, 为了保证解的精度和强度, 必须由 3 d 或更长时间的观测值定轨。考虑用前 3 d 的观测数据和当天到计算时刻的观测数据外推轨道, 如果每 6 h 更新一次轨道, 按照目前轨道外推思想, 每 6 h 必须建立和求解前 3 d 和当天已获得的所有数据组成的法方程, 并且要重新做轨道积分以给出外推轨道。因此, 每次轨道外推的计算量是相当大的。考虑用法方程叠加来求解力模型参数并用数值微分方法更新轨道。

前 3 d 观测方程中只有测站坐标和轨道初值及力模型参数是整个定轨计算中的公共未知数, 其它参数如模糊度参数和对流层折射参数只与当天观测数据有关。因此, 由每天的观测数据形成法方程后, 从中消去模糊度参数和对流层折射参数, 得到仅包含测站坐标和轨道初值及力模型参数的法方程:

$$N_j \begin{bmatrix} \delta X \\ \delta Q \end{bmatrix} + W_j = 0, \quad PLL_j, \quad j = 1, 2, 3 \quad (2)$$

式中, δX 为测站坐标参数的改正数; δQ 为卫星轨道初值和力模型参数的改正数。

将当天的观测数据等分为 M 个时段, 每个时段观测时间为 $[T_k, T_{k+1}]$ 。每个时段的观测结束后, 用当天已获得的观测数据外推下两个时段上的卫星轨道作为实时卫星轨道。假定当天相邻时段间的相位观测值是不连续的, 对每个观测时段的数据可以采用同样的方法得到每个时段的、仅包含测站坐标和轨道初值及力模型参数的法方程。由于时段长度一般为 6 h, 相邻时段间的相位观测值不连续的假定不会显著降低解的强度。这样, 对于第 1 到第 K 时段有如下组法方程及相应的常数项加权平方和:

$$N_j \begin{bmatrix} \delta X \\ \delta Q \end{bmatrix} + W_j = 0, \quad PLL_j, \quad j = 1, 2, \dots, K \quad (3)$$

设测站坐标参数和卫星轨道初值及力模型参数的先验信息为:

$$\begin{aligned} E(X) &= X_0 & D(X_0) &= DX_0 \\ E(Q) &= Q_0 & D(Q_0) &= DQ_0 \end{aligned} \quad (4)$$

包含当天 K 个时段数据的最小二乘解为:

$$\begin{aligned} & \left[\begin{bmatrix} DX_0 & 0 \\ 0 & DQ_0 \end{bmatrix}^{-1} + \sum_{j=1}^3 N_j + \sum_{j=1}^K N_j \right] \cdot \\ & [\delta X \quad \delta Q]^T + \left[\sum_{j=1}^3 W_j + \sum_{j=1}^K W_j \right] = 0 \quad (5a) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} V^T P V &= \sum_{j=1}^3 PLL_j + \sum_{j=1}^K PLL_j - \\ & \begin{bmatrix} \delta X \\ \delta Q \end{bmatrix} \left[\sum_{j=1}^3 W_j + \sum_{j=1}^K W_j \right] = 0 \quad (5b) \end{aligned}$$

求出卫星轨道初值和力模型参数后, 相应的卫星轨道可以直接用变分方程数值解按数值微分的方法得出, 从而避免重新积分卫星运动方程。

设用前 3 d 观测数据定轨得出的某个卫星轨道初值和力模型参数向量(包括 3 个卫星的位置参数和速度参数、3 个太阳光压模型参数)为:

$$Q = [X_1(t_0) \quad X_2(t_0) \quad X_3(t_0) \quad \dot{X}_1(t_0) \quad \dot{X}_2(t_0) \quad \dot{X}_3(t_0) \quad G_1 \quad G_2 \quad G_3]^T \quad (6)$$

相应的外推轨道数值解为:

$$G(t_i) = [X_1(t_i) \quad X_2(t_i) \quad X_3(t_i) \quad \dot{X}_1(t_i) \quad \dot{X}_2(t_i) \quad \dot{X}_3(t_i)]^T \quad (7)$$

从而可得到变分方程数值解 $\partial G(t_i)/\partial Q$ (为 9×6 阶矩阵)。

其中, t_i 为外推卫星星历的历元时刻, 历元间隔一般为 900 s。加入当天 1~ K 时段观测数据后得出轨道初值和力模型参数的平差改正数向量为:

$$\delta Q = [\delta X_1(t_0) \quad \delta X_2(t_0) \quad \delta X_3(t_0) \quad \delta \dot{X}_1(t_0) \quad \delta \dot{X}_2(t_0) \quad \delta \dot{X}_3(t_0) \quad \delta G_1 \quad \delta G_2 \quad \delta G_3]^T \quad (8)$$

则 $K+1$ 和 $K+2$ 两个时间段上的外推轨道可用数值微分表示为:

$$G(t_i) = G(t_j) + (\partial G(t_i)/\partial Q) \delta Q, \quad t \in [T_{K+1}, T_{K+3}] \quad (9)$$

用上述数值微分方法更新卫星轨道, 只需要直接计算两个外推时间段上的卫星轨道。按 6 h 一个时段, 每 900 s 一组卫星坐标和速度计算, 只要计算 48 组, 从而避免从 t_0 到 T_{K+3} 上的轨道积分。

3 实时定轨系统的实现

所有跟踪站在结束一个时段的观测之后, 通过远程通讯方法, 将该时段的观测数据文件传送到定轨计算中心。计算中心每天 UTC 零时用前 3 d 的观测数据定轨并外推 1 d 的轨道作为当天实时定轨的初始轨道。接下来, 接收各跟踪站传送过来的第一个时段观测数据。当跟踪站相应时段的观测数据传送完成后, 用 GAMIT 软件处理本

时段的观测数据。由于跟踪站配备较高质量的GPS接收机,GAMIT的数据处理基本上不需要人工干预。将GAMIT软件输出的本时段的方法方程与本时段之前的法方程按式(5)叠加后,求出轨道参数和力模型参数。再从外推1d的轨道文件中读出卫星坐标和速度及其对卫星轨道初值和力模型参数的偏导数,按式(9)求其后两个时段中的卫星坐标作为外推的精密星历。然后,等待接收下一个时段的观测数据并重复上述时段数据处理过程。整个系统流程图用图1表示。

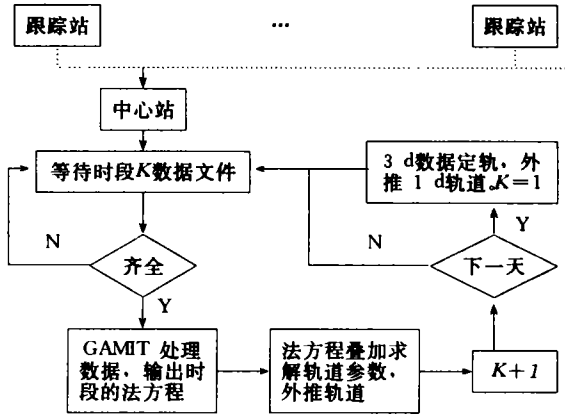


图1 轨道实时更新数据处理流程

Fig. 1 The Flow Diagram of Data Processing for Real-time Updating Satellite's Orbits

4 结果分析

用1996年中国A级网观测武汉、拉萨、乌鲁

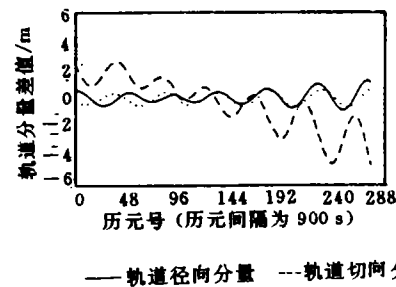


图2 3d解轨道与IGS精密星历的比较
Fig. 2 The Comparison Between 3d Orbit Solution and IGS Precise Ephemeris

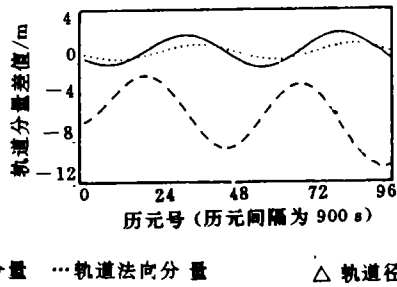


图3 外推1d轨道与IGS精密星历的比较
Fig. 3 The Comparison Between 1d Orbit Extrapolated IGS and Precise Ephemeris

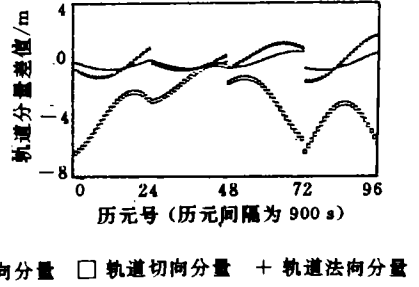


图4 6h更新轨道的结果与IGS精密星历的比较
Fig. 4 The Comparison Between Orbit Extrapolated 6h and IGS Precise Ephemeris

结果的外推轨道的精度会随外推时间的增长而降低。为了保证广域差分GPS定位及其它实时高精度定位的精度,有必要用跟踪站上的实时观测数据改进卫星轨道的精度。

本文采用的轨道更新方法,在用前3d数据

木齐、北京4个跟踪站和昆明、广州2个站的观测数据进行上述实时轨道计算。跟踪站地心坐标分量约束为5cm。卫星轨道初值由广播星历给出,先验约束为 10^{-6} 。用LC观测值消除电离层折射影响。对流层折射在先验模型改正的基础上每个测站每6h附加一个天顶方向的折射改正参数。

与IGS精密星历相比,3d解定轨得出的卫星轨道精度基本上优于1m,外推1d的卫星轨道精度一般优于2m,少数卫星轨道精度在4m~8m。而用每6h实时更新轨道参数和力模型参数后外推出的卫星轨道的精度一般能达到3m。

图2~图4分别给出了SV15 3d解定轨结果与IGS精密星历的差值、外推1d的卫星轨道与IGS精密星历的差值和每6h更新一次卫星轨道得出的卫星轨道与IGS精密星历的差值。从图中可以看出,卫星轨道的径向和法向分量与IGS精密星历差值的方差在1m以内,3d解定轨结果中的轨道切向分量存在随时间线性变化的系统误差。外推1d的卫星轨道中,这个系统误差的积累使切向误差达到10m。图4为实时更新得出的外推轨道,每一段轨道弧长6h,轨道切向误差相对于1d的外推轨道有较大的改进。

5 结论

由于区域性GPS跟踪网观测到卫星的时间较短,加上定轨数学模型和方法上可能存在的不足,定轨结果中存在一定的系统性误差。基于定轨

外推出卫星轨道和变分方程解之后,根据当天获得的观测数据,用法方程叠加的方法更新卫星轨道参数和力模型参数,再用数值微分的方法更新卫星轨道。这种方法很好地改进了外推轨道的精度,并且避免了当天每个时段观测数据的重复处

理和卫星轨道的积分,显著地提高了实时数据处理的速度。

参 考 文 献

- 1 刘经南,葛茂荣,刘炎雄. 广域差分 GPS 导航服务系统研究进展中的若干思考. 导航,1996(1)
- 2 葛茂荣. GPS 卫星精密定轨理论与软件研究:[学位论文]. 武汉:武汉测绘科技大学,1995
- 3 Peng F, Yehuda B. Scripts Orbit and Permanent Array Center Report to the IGS-1995. International GPS Service for Geodynamics 1994 Annual Report, 1995

Real-time Precise Orbit Determination for GPS Satellite

Ge Maorong Liu Jingnan

(Department of Civil Engineering, Tsinghua University, Qinghuayuan, Beijing, China, 100084)

Abstract A new algorithm for the real-time GPS orbit determination is established in this paper. In this algorithm, satellite orbit parameters are updated using normal equation addition method. Then, the predicted orbit is calculated according to the numerically differential relationship between the satellite orbit and the orbit parameters. The real-time orbit predicted by this algorithm using the observations of the chinese regional GPS tracking network are analyzed in detail.

Key words precise orbit determination; real-time orbit; orbit determination by using numerical differential

(上接第 27 页)

The Image Matching Based on Wallis Filtering

Zhang Li Zhang Zuxun Zhang Jianqing

(National Laboratory for Information Engineering in Surveying, Mapping and Remote Sensing, WTUSM, 129 Luoyu Road, Wuhan, China, 430079)

Abstract This paper describes the principles and characteristics of the Wallis filter, and its implementation on point-feature extraction and image matching. Wallis filter is used to enhance the image contrast and reduce the noise, and especially it can be used to enhance/create the textures in the images which are very weak in the original image. So it can improve the number and accuracy of the point-feature extracted and improve the stability, reliability and accuracy of the image matching. In this paper, some results which show the functions of the Wallis filter are also provided.

Key words Wallis filter; image matching based on global constraint; Forstner interest operator