

星载 GPS 精密测轨研究及应用

季善标 朱文耀 熊永清

(中国科学院上海天文台 上海 200030)

摘 要

星载 GPS 定轨系统由于其全天候、价格低、不受卫星高度的影响可达到米级、分米级乃至厘米级的测轨精度等特点已成为低轨道卫星精密定轨最有效的手段。根据国际上星载 GPS 测轨的进展,结合国内对低轨道卫星精密定轨的要求,概述了星载 GPS 系统的组成和定轨原理,给出了星载 GPS 测轨的几种主要方法和数学模型,同时根据 TOPEX 卫星星载 GPS 实测数据分析了各种定轨方法的测轨精度以及影响定轨精度的各种因素。

关键词 GPS 卫星钟 — 星载 GPS 测轨

分类号: P135

1 概 述

卫星定轨的手段很多,传统的卫星定轨手段大多采用激光测卫系统 SLR、法国的 DORIS 系统、欧空局的 PRARE 系统等地面跟踪系统。测地卫星轨道高度比较低,用传统定轨方法受地球引力场的影响较大,大气阻力干扰严重,影响卫星定轨精度的提高。资料表明,采用动力学和地面跟踪方法,卫星轨道越低,卫星定轨精度也越低,定轨误差可达几十 m 甚至超过 100m^[1]。

充分利用卫星资源进行科学研究首先必须提高低轨道卫星的定轨精度,例如对一些低轨道海洋测高卫星为了满足海洋动力学研究的需要,要求其径向定轨精度达到 10cm,而传统定轨方法已难于满足低轨道卫星高精度定轨要求,必须寻找更可靠、更精确的新的定轨方法。目前较为有效的提高低轨卫星测轨精度的方法是采用星载 GPS 跟踪,它结合地面高精度 GPS 跟踪观测,在卫星上装载高动态 GPS 接收机接收 GPS 卫星伪距和载波相位,利用接收到的数据直接解算低轨卫星的瞬间位置,或者与地面跟踪网的 GPS 跟踪数据进行差分,可得到米级、分米级乃至厘米级的定轨精度。

早在 GPS 技术的试验阶段,就已开始了星载 GPS 测轨技术的研究。1982 年首次在陆地卫星 4 号上实施,当时的测轨精度达几十 m,经过十多年的研究取得了很大的进展。1992 年发射的 Topex/Poseidon 海洋测高卫星,采用星载 GPS 测轨方案,用 DGPS 技术与 6 个全球

国家攀登项目 (970231003) 国家自然科学基金重点项目 (19633010, KJ951-01-304, 19833030)

1999-05-17 收到

覆盖的地面 GPS 跟踪站组成 GPS 差分网, 结合地面 SLR 网跟踪资料进行精密定轨, 径向的定轨精度达 3cm, 满足了高精度应用服务的需要。地球观测系列卫星 EOS-A, EOS-B(地面高度为 705km) 和一系列航天飞机(地面高度为 250~350km) 上也都将装载 GPS 接收机^[15], 进行低轨卫星和近地飞行器的精密定轨。星载 GPS 已逐步成为国际上高精度卫星跟踪测量的主要手段。

国内对星载 GPS 测轨技术的研究起步较晚, 至今尚未有较为系统的研究和应用, 离国外所达到的目标相距较远。

2 星载 GPS 定轨系统的组成

星载 GPS 定轨系统由地面 GPS 跟踪网、星载 GPS 系统及地面数据处理中心组成。

2.1 地面 GPS 跟踪网

地面 GPS 跟踪网有两方面的功能, 一方面可精密确定 GPS 卫星星历和卫星钟差; 另一方面, 把参考网中各测站接收的 GPS 卫星数据(伪距和载波相位)与星载 GPS 接收的数据进行差分计算, 采用 DGPS 方法精密确定低轨卫星的轨道。

对地面 GPS 跟踪网的要求是: (1) 为了达到好于米级的 GPS 卫星的定轨精度, 地面 GPS 跟踪网至少应由 9 个点位精度好于 1~2cm 的全球分布的 GPS 基准站组成。(2) 每基准站应配备 6 通道以上的 GPS 卫星 P 码和载波相位接收机, 以及面向计算中心的数据传输设备。

地面 GPS 跟踪网可全部或部分地利用 IGS 跟踪网。

在采用 DGPS 方法进行星载 GPS 定轨时, 为了确保地面差分站与星载 GPS 接收机有足够的共视卫星, 可在特定区域增设一些地面差分站(地面点位已精确测定), 以确保低轨卫星在该区域上空时的定轨精度。

2.2 星载 GPS 系统

它由位于低轨卫星上的高动态 GPS 接收机及向地面发送数据的通讯设备组成, 能连续接收 GPS 卫星的 P 码伪距及载波相位, 并具备把观测数据传输到地面计算中心的能力。

对星载 GPS 系统的基本要求: (1) 由于低轨卫星飞行姿态的不稳定及动态定位的需要, 星载 GPS 接收机必须能同时接收 6 颗以上 GPS 卫星信号并保证有足够的信号电平。接收机天线应能半球覆盖, 以保证 180° 的视角, 天线的安置位置应能尽可能减少来自卫星本身的反射波引起的多路径效应的影响。(2) 由于低轨卫星的高速运行特性, 星载 GPS 接收机应具有多普勒频移补偿功能良好的载波跟踪环路, 以确保在高动态环境下对 GPS 卫星信号的捕捉及跟踪。(3) 应具有双频 P 码伪距和载波相位观测数据的秒级乃至亚秒级的密集数据采集能力。(4) 可附加 AS/SA 解码器, 以克服 AS/SA 的影响。(5) 星载计算设备具有足够的数据记录容量及预处理能力, 能定期将数据传输至地面计算中心。

2.3 地面计算中心

地面计算中心负责数据的收集及处理, 它的主要职能是: (1) 收集 GPS 参考网及星载 GPS 定轨系统的观测数据, 对数据进行预处理, 分析、改正和消除各种误差。(2) 利用地面跟踪网的 GPS 观测数据进行 GPS 卫星精密定轨。(3) 利用星载 GPS 系统的观测数据, 进行低轨卫星的事后精密测轨。(4) 在 SA/AS 政策实施时, 利用地面 GPS 参考网的数据, 采用差分定位方法以消除 GPS 卫星钟频率抖动的影响, 或者利用地面 GPS 参考网精密确定卫星

钟差。(5) 在失周等星载 GPS 接收机短时间信号间断时, 采用与地面 SLR 等跟踪网的观测数据资料的联合定轨方法, 以保证高精度定轨的连续性。

3 星载 GPS 系统的定轨方法

利用星载 GPS 观测进行低轨卫星精密测轨或定轨的方法可分为: (1) 几何法, 就是利用星载 GPS 接收机所接收的伪距和相位观测数据 (四颗以上的 GPS 卫星) 进行定位计算, 从而给出接收机的位置 (即相应卫星的位置)。几何法得到的轨道是一组离散的点位, 连续的轨道必须通过拟合方法给出。几何法定轨有一个很大的特点是不受力学模型误差的影响, 特别对低轨卫星来说不受大气阻力模型误差的影响。影响几何法测轨精度的主要因素是伪距观测值的精度、GPS 卫星星座的构成和 GPS 卫星信号的连续性、稳定性。由于几何法不涉及卫星运动的动力学性质, 所以它不能确保轨道外推的精度。(2) 动力法, 即是传统意义上的定轨方法, 可以利用星载 GPS 的位置观测、伪距观测和相位观测以及对应的观测模型, 给出一种有别于其它观测手段所提供的测量方程, 来进行精密定轨。(3) 几何动力法是将几何法与动力法有机结合起来的一种定轨方法, 最简单的一种方式就是将几何法取得的卫星位置矢量作为观测量进行轨道确定。Thomas 等人还提出了一种简化的动力学方法^[13], 该方法通过增加过程噪声将几何信息引入到力学模型中, 并通过参数调节使得轨道确定过程在动力法到几何法之间变化, JPL 和 CSR 就曾用这种方法对 TOPEX 卫星进行过轨道确定, 结果表明: 对于利用星载 GPS 观测进行定轨, 这种简化的动力学方法优于纯几何法和纯动力学方法。

3.1 几何法星载 GPS 测轨

用几何法进行星载 GPS 测轨, 包括单点定位和差分定位。要提高几何法星载 GPS 测轨的精度, 首先必须采取相应措施提高伪距观测精度, 可采用载波相位平滑伪距的方法, 同时应采取相应的措施消除电离层、对流层等误差源对伪距的影响。

3.1.1 载波相位平滑伪距法^[4]

在对 i 号 GPS 卫星的连续观测中, 在 t_1, t_2, \dots, t_k 时刻分别获得 k 个伪距和相位观测, 则伪距和相位观测方程为:

$$\rho^i = R_u^i + cd\tau + \nu^\rho \quad \lambda(\varphi^i + N^i) = R_u^i + cd\tau + \nu^\varphi \quad (1)$$

其中 ρ^i 为测站 u 至卫星 i 的伪距观测值, φ^i 为测站 u 至卫星 i 的相位观测值, N^i 为相位观测值模糊度, λ 为相位波长, R_u^i 为测站 u 至卫星 i 的真实距离, $cd\tau$ 为接收机和卫星钟差引起的距离改正, ν^ρ 和 ν^φ 分别为接收机伪距和相位观测值中的测量噪声。

对于 t_j 和 t_1 时刻的相位观测值求差, 则:

$$\lambda(\varphi^i(t_j) - \varphi^i(t_1)) = \delta\rho^i(t_j, t_1) \quad (2)$$

其中 $\nu_{j,1}^\varphi$ 相对于 $\nu_{j,1}^\rho$ 可忽略。

由 $t_j (j = 2, 3, \dots, k)$ 和 t_1 时刻的相位观测值以及 t_j 时刻的伪距根据 (2) 可推算 $k-1$ 个 t_1 时刻的伪距值, 对这 k 个 t_1 时刻的伪距值求平均, 即得到 t_1 时刻的伪距平滑值:

$$\bar{\rho}'(t_1) = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k [\rho'(t_j) - \delta\rho'(t_1, t_j)] \quad (3)$$

$\bar{\rho}'(t_1)$ 为经相位平滑的 t_1 时刻的伪距值, 若记伪距观测的误差方差为 $\sigma^2(\rho')$, 则伪距平滑值的误差方差为:

$$\sigma^2(\bar{\rho}') = \frac{1}{k} \sigma^2(\rho') \quad (4)$$

从 (4) 式可以看出相位平滑的伪距值的精度要明显高于伪距观测的精度。

求得 t_1 时刻的伪距平滑值后, 可推得其它各时刻的伪距平滑值:

$$\bar{\rho}'(t_j) = \bar{\rho}'(t_1) + \delta\rho'(t_1, t_j), \quad j = 2, \dots, k \quad (5)$$

3.1.2 电离层和对流层延迟改正

一般可采用双频观测值的组合来消除电离层的影响。而对于星载 GPS 系统是单频接收机问题就变得比较复杂。在广播星历中给出了用于电离层改正的 Bent 模型。Bent 模型主要用于确定电离层的电子密度, 并由此确定信号通过电离层的群延迟。但这种模型是一种经验模型, 用这种方法一般只能消除总延迟的 50%。另一种较好的办法是用地面跟踪站的 GPS 观测数据解算测站天顶方向的实际电子密度, 再把求得的实际电子密度用于电离层改正。

对于对流层改正, 传播路径上的对流层折射为 [3]:

$$\Delta\rho_{\text{trop}} = (\rho_w + \rho_d)m(E) \quad (6)$$

其中 ρ_w 、 ρ_d 分别为天顶方向对流层折射的湿、干分量, 可以根据测站上的实测气象元素用改正模型(如霍普菲尔德模型)计算; $m(E)$ 为与高度角有关的干、湿分量的投影函数。

星载 GPS 系统高度一般都在 300km 以上, 一般来说对流层对星载 GPS 系统观测数据的影响可忽略, 以上公式主要用于差分技术中改正地面接收机的对流层延迟。

3.1.3 单点定位方法

单点定位的数学模型为 [6]:

$$V = B\delta\chi_k + l \quad (7)$$

其中: V 为改正数; $\delta\chi_k = (\delta dt_k \ \delta X_k \ \delta Y_k \ \delta Z_k)$ 为卫星上 k 历元时刻 GPS 接收机钟差和天线相位中心坐标的改正数。 B 为误差方程系数:

$$B = \left(c \quad \frac{X_k^0 - X_s}{\rho^{(0)}} \quad \frac{Y_k^0 - Y_s}{\rho^{(0)}} \quad \frac{Z_k^0 - Z_s}{\rho^{(0)}} \right) \quad (8)$$

其中 c 为光速; $(X_k^0 \ Y_k^0 \ Z_k^0)$ 为 k 历元卫星上 GPS 接收机天线相位中心坐标近似值; $(X_s \ Y_s \ Z_s)$ 为卫星坐标, 由精密星历计算。 l 为常数项:

$$l = \rho^{(0)} - \rho^{(c)} - c dt_k^0 - c dt_k^s \quad (9)$$

其中的 $\rho^{(0)}$ 为经相位平滑和电离层改正的伪距观测值, $\rho^{(c)}$ 为由近似值算得的伪距, dt_k^0 为接收机钟差的近似值, dt_k^s 为 k 历元 GPS 卫星钟差改正值, 用地面跟踪站资料估计(上标 s 表示卫星)。

在 SA 政策影响下, 采用此法时必须事先设法求得 GPS 卫星星钟对 SA 影响的改正, 才能保证取得可靠的结果。

3.1.4 差分技术

差分技术主要是用于消除接收机以外的系统误差源的影响,特别是 SA 政策、GPS 卫星星历误差和星钟误差的影响,此外对电离层的影响也有很大程度的削弱作用。差分技术的基本原理为:对星载 GPS 接收机与地面 GPS 参考网(差分站)所获得的同步观测量进行差分,并利用已知的 GPS 参考网的精确位置信息去消除星载 GPS 观测的系统误差,该技术有两种基本的方法:位置差分 and 伪距差分。

(1) 位置差分

位置差分是针对几何位置的修正。假设在某时刻卫星上的接收机和地面上的差分站同时观测到一组 GPS 卫星(四颗以上),并获得了各自的位置观测量 r' 和 R' ,由于各种误差的影响,观测量 r' 和 R' 与它们的真实值 r 和 R 之间的关系为:

$$\begin{cases} r' = r + \Delta r \\ R' = R + \Delta R \end{cases} \quad (10)$$

其中 Δr 和 ΔR 是测量误差。对于差分站来说可以根据其已知的精确位置求出测量误差 ΔR ,而如果当两台相距不远的接收机观测同一组 GPS 卫星时可以认为二者观测条件和环境相近,其与接收机无关的系统误差近似相同,因此当与接收机有关的观测噪声误差较小时,可以用差分站的误差 ΔR 代替 Δr 来修正观测量 r' ,即

$$r' = r + \Delta R \quad (11)$$

从上式可以看出位置差分的误差是 $\Delta R - \Delta r$ 。如果在观测中,主要的误差与接收机无关,则 $\Delta R \approx \Delta r$,但若主要误差影响与接收机有关并为偶然误差,则位置差分不但不能消除误差源的影响,反而会由于叠加效应降低测量精度。

从上面的讨论可以看出,位置差分有个先决条件:要求两台接收机的选星和 GPS 信号的传播路径必须保持一致,这对相距几百甚至上千 km 的两台接收机很难保证,所以用位置差分很难达到高精度。

(2) 伪距差分

伪距差分可以避免由于接收机选星的不同而引起的差分失效。根据差分站的精确位置、测站接收机的钟差和星载 GPS 精密星历,可以得出相应差分站的伪距的修正值:

$$\Delta \rho_{sta}^i = \rho'_{sta}{}^i - \rho_{sta}^i + c\Delta t_{sta} \quad (12)$$

其中 i 表示第 i 颗卫星; ρ_{sta}^i 可根据测站的精确位置、GPS 卫星星历和钟差计算; $\rho'_{sta}{}^i$ 是伪距观测值; Δt_{sta} 是差分站的钟差。

同理可以利用 $\Delta \rho_{sta}^i$ 修正星载 GPS 的伪距观测值 ρ_{sat}^i :

$$\rho_{sat}^i = \rho'_{sat}{}^i + \Delta \rho_{sta}^i \quad (13)$$

由于伪距差分仅要求差分站和星载 GPS 接收机保持对同一颗 GPS 卫星的观测,所以相对位置差分来说,伪距差分更容易应用,但是由于低轨卫星相对地面以数 km/s 的速度高速运动,要与地面数据组成完整差分困难也很大。比较单点定位法和差分法,前者的实现容易得多。

3.2 动力法

几何法定轨不考虑卫星的动力学因素, 不需知道卫星的受力状态, 对不同高度、不同动力学机制的低轨卫星, 测轨精度没有明显差别, 算法简便。但当 GPS 信号受干扰或中断时, 测轨精度将大大降低直至失败, 并且几何法定轨难于保证轨道外推的精度, 动力法可避免这样的缺陷。动力法定轨的观测方程为:

$$\Psi = |R - r| + c \times dT - c \times dt + \varepsilon(\Psi) \quad (14)$$

$$\Phi = |R - r| + c \times dT - c \times dt + \lambda \times N + \varepsilon(\Phi) \quad (15)$$

其中: Ψ, Φ 为消去电离层影响的双频伪距和相位观测量; $R = R(t)$ 为 GPS 卫星位置矢量; $r = r(t)$ 为 TOPEX 卫星位置矢量; c 为光速; dT 和 dt 为 GPS 卫星和 GPS 接收机钟差; N 为整周模糊度; $\varepsilon(\Psi)$ 、 $\varepsilon(\Phi)$ 分别为伪距和相位测量噪声。

对于伪距和相位数据赋予不同的权, 其权比可以选择, 例如 1:100。

为了克服未模制的动力学模型误差对低轨卫星定轨精度的影响, 提高定轨精度, 在解算过程中可将未模制的加速度影响视作一阶高斯-马尔可夫过程, 在滤波过程中自适应地估计出有关参数的状态值。具体做法是^[11,12] 设卫星运动的动态方程为:

$$\dot{X} = F(X, t) + B(t)m(t) \quad (16)$$

X 为状态向量; $F(X, t)$ 为模制的力学因素; $B(t)$ 为干扰矩阵; $m(t)$ 为未模制的力学因素; $m(t) = g(X, t) + u(t)$; $u(t)$ 为白噪声, $g(X, t)$ 为未模制的摄动加速度的非随机部分, 虽然其具体形式不十分清楚, 但它对定轨的影响的特征和量级可通过长、短弧比较得出。由此可确定滤波递推中的力模型补偿。按常规的方法对 (16) 线性化, 即得线性系统中的动态方程:

$$\dot{x}(t) = A(t)X(t) + B(t)m(t) \quad (17)$$

其中 $x(t)$ 为状态 $X(t)$ 的改正量。

式 (17) 写成离散形式为:

$$x_{k+1} = \varphi(t_{k+1}, t_k)x_k + \delta x_k \Gamma_k u_k \quad (18)$$

其中的力模型的补偿部分为: $\delta x_k = \int_k^{k+1} \varphi(t, \tau) B(\tau) \Delta \delta(\tau) d\tau$; Γ_k 为:

$$\Gamma_k = \Gamma(t_k, t_{k+1}) = \int_k^{k+1} \varphi(t_{k+1}, \tau) B(\tau) d\tau$$

x_{k+1} 及其协方差阵的预报值:

$$\begin{aligned} \bar{x}_{k+1} &= \varphi(t_{k+1}, t_k) \hat{x}_k + \delta x_k \\ \bar{P}_{k+1} &= \varphi(t_{k+1}, t_k) P_k \varphi^T(t_{k+1}, t_k) + \Gamma_k Q_k \Gamma_k^T \end{aligned} \quad (19)$$

其中 Q_k 有 $u(t)$ 的统计特性 $E[u(t_i)u(t_j)] = Q_i \delta_{ij}$, 在得到 t_{k+1} 历元的观测值后, 由观测方程 $y_{k+1} = H_{k+1}x_{k+1} + \varepsilon_{k+1}$ 可得:

$$\hat{x}_{k+1} = \bar{x}_{k+1} + K_{k+1}(y_{k+1} - H_{k+1}\bar{x}_{k+1})$$

$$\begin{aligned}
 P_{k+1} &= (I - K_{k+1}H_{k+1})\bar{P}_{k+1} \\
 K_{k+1} &= \bar{P}_{k+1}H_{k+1}(H_{k+1}\bar{P}_{k+1}H_{k+1}^T + R_{k+1})^{-1}
 \end{aligned}
 \quad (20)$$

其中 P_{k+1} 为 t_{k+1} 历元观测值的协方差 $P_{k+1} = E[\varepsilon_{k+1}, \varepsilon_{k+1}^T]$ 。

对星载 GPS 观测来说,除了偶然的 GPS 信号的失锁中断,基本能保持获得较密集的观测资料,故 $t_k \rightarrow t_{k+1}$ 的间隔一般不会太长,这时 $g(\mathbf{X}, t)$ 的影响很小,通常可忽略不计,则有 $\delta x_k = 0$, 定轨过程将退化成带有动态噪声的卡尔曼滤波的定轨过程,它与常规的无动态噪声的卡尔曼滤波的定轨过程的差别是在状态预报值协方差传播公式中增加动态噪声的方差项。

动力法星载 GPS 定轨过程中,解算参数包括卫星初始状态、GPS 接收机天线相位中心偏差、太阳光压系数、整周模糊度和接收机钟差, GPS 卫星轨道和卫星钟差作为固定值。

4 TOPEX 星载 GPS 系统的测轨结果

为了探讨星载 GPS 精密定轨实用状况,我们对 TOPEX 卫星的星载 GPS 系统的实测数据进行了定轨试验,并对实际定轨结果进行了分析和讨论。对于几何法星载 GPS 测轨,由于不涉及卫星的受力,由 TOPEX 星载 GPS 数据得到的结论,也完全适用于其它低轨道卫星星载 GPS 系统,一些主要结论具有普遍性。

4.1 TOPEX 概况

TOPEX 卫星是 1992 年发射的海洋测高卫星,卫星高度为 1340km,轨道近圆形,倾角为 66.07° 。海洋测高要求卫星轨道的精度好于 10cm 的量级。为了多途径地确定卫星轨道,在 TOPEX 卫星上装置了 SLR 反射器、DORIS 测轨系统、GPS 跟踪接收机,确保 TOPEX 卫星的定轨精度。

TOPEX 上装有由美国 Motorola 公司研制的 Monarch GPS 接收机,能同时接收 9 颗卫星的信息,具有双频、18 通道、接收 C/A、P1、P2 和 L1、L2 载波相位。

4.2 数据处理和结果分析

用于定轨计算的数据是从 1993 年 2 月 8~15 日一周的 TOPEX 观测数据,该数据为 RINEX 数据格式,并有国外精密定轨的结果,利于分析比较。

4.2.1 几何法测轨

影响几何法 GPS 测轨精度的因素有伪距观测量的精度、电离层和对流层传播延迟、GPS 卫星的轨道、GPS 卫星和 GPS 接收机的钟差等。数据处理时对伪距进行了相位平滑,用双频组合以消除电离层延迟,对于低轨道卫星对流层传播延迟可忽略, GPS 卫星坐标可由精密星历得到,而接收机钟差则可在定轨计算时作为参数求解或采用星际单差予以消除。在几何法定轨时,影响精度的最重要因素是 GPS 卫星钟差的精度,所以必须精密确定 GPS 卫星的钟差。

为了分析在 SA 影响下 GPS 卫星钟差高频抖动的频率,曾对装置氢原子频标、点位已精确测定的地面 GPS 跟踪站,分别作 30 s 和 2 s 间隔采样,获得两组相位观测数据^[16],对这两组数据在用初始历元的钟差进行钟差改正以及电离层和对流层改正后计算了两组相位观测值的残差(计算中 GPS 卫星星历用 IGS 星历),图 1 和图 2 分别给出了 30 s 采样和 2 s 采样的相位观测值残差图(图中横坐标为观测历元数),通过对图 1 和图 2 的比较可看出, SA 施

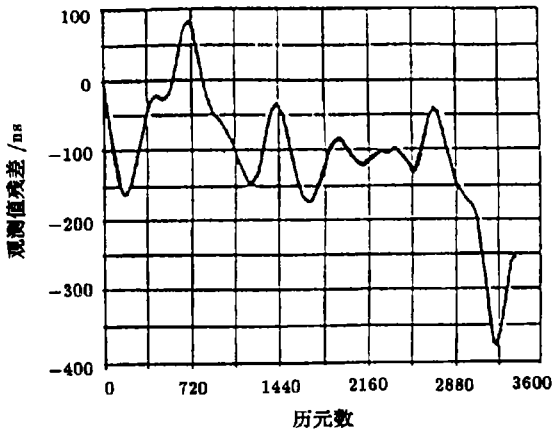


图1 30 s 采样间隔的相位观测残差

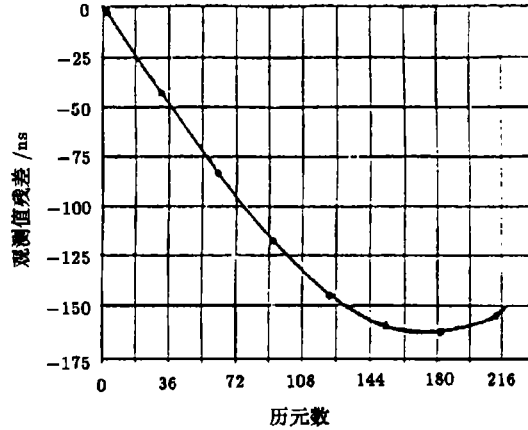


图2 2 s 采样间隔的相位观测残差

加了 GPS 卫星钟的高频抖动,但频率并不是太高,在 30 s 的时间间隔内 GPS 卫星钟的变化比较平缓。根据我们的试验,对于不同的卫星、不同的时段均有类似的结果。由此可以得出结论,用通常的 GPS 地面跟踪站的观测数据,即 30 s 采样间隔的数据估算 GPS 卫星钟差是可行的。

利用地面跟踪站的 GPS 观测数据可高精度、高密度估计 GPS 卫星的钟差值。图 3 为 1993 年 2 月 8 日三颗典型的 GPS 卫星钟差一天内的变化情况,从图中曲线可看出: 1 号卫星卫星钟存在高频抖动,但钟漂较小; 3 号卫星卫星钟漂较大但钟的抖动很小; 13 号卫星卫星钟既有高频抖动又有明显的漂移。把数小时的卫星钟差估计值取平均与广播星历的卫星钟差相比较,互差在 5ns 的范围内。把数小时的钟漂平均值与广播星历的钟漂值进行比较,在不加 SA 时,互差约为 10^{-4} ns/s; 而当 SA 作用时约为 5×10^{-3} ns/s。

用上述方法确定的 GPS 卫星钟差精度水平约为 1ns,等效测距误差约为 30cm。估算得到的 GPS 卫星钟差值用于低轨卫星几何法定轨,定轨计算 RMS 值的变化见图 4, RMS 的平均值为 0.4m。伪距残差一般均小于 1m,与 GPS 卫星钟差的估算精度相当。

低轨卫星定轨最重要的是轨道的径向精度,把计算得到的轨道与 JPL 精密 TOPEX 轨道进行比较,其径向差值的变化见图 5,两者差值平均为 0.9 m,由此可见,精确确定 GPS 卫星钟差,再把得到的 GPS 卫星钟差用于低轨卫星的测轨,可得到 1m 左右的测轨精度。这种定轨方法与卫星的高度无关,可适用低轨卫星的测轨。

4.2.2 几何动力法

国际上多个分析中心(例如 JPL、GFZ 等)曾经应用几何动力法定轨,都具有很高的精度^[6~10],由于 TOPEX 卫星上安装有激光测距和 DORIS 多普勒系统,所以可把 GPS 的定轨结果与激光测距、DORIS 多普勒系统的定轨结果进行比较,GFZ 的结果表明,经过 Helmert 转换后,径向互差为 2.0cm、切向互差 6.6cm、法向互差 4.2cm。几何动力法定轨时各种因素对定轨精度有一定的影响。

(1) 弧长对定轨精度的影响 弧长对定轨结果有很大的影响,一方面,摄动力模型误差随着弧长的增长而变大,对定轨是不利因素;另一方面,一些非力学模型的误差(如测量噪声、GPS 星历误差、GPS 钟差)的影响,随着弧长的增长而得以进一步平滑,对定轨精度的提高

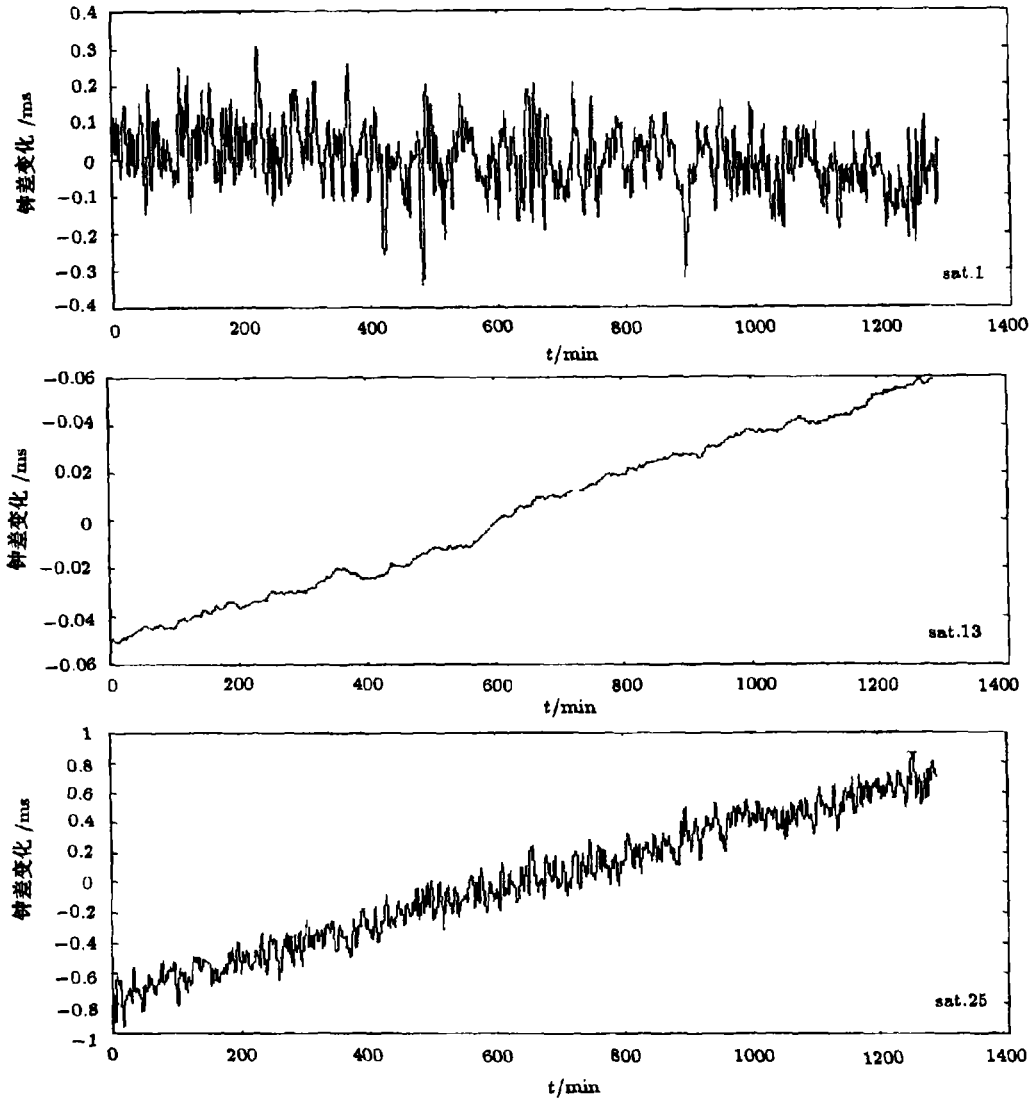


图 3 1993 年 2 月 8 日三颗典型的 GPS 卫星钟的变化曲线

表 1 轨道精度与弧长的关系

弧长 (1)- 弧长 (2) /h	平均 /cm			中误差 /cm		
	径向	沿迹	法向	径向	沿迹	法向
15-30	0.4	0.3	0.2	1.9	4.4	3.2
30-48	0.1	4.4	0.1	4.3	12.1	4.8

是有利的, 因而必须选用适当的弧长以得到最佳的定轨精度, 表 1 给出了 15h 弧段定轨与 30h 定轨, 30h 与 48h 定轨结果之差, 表 2 反映不同弧长下观测值的残差。

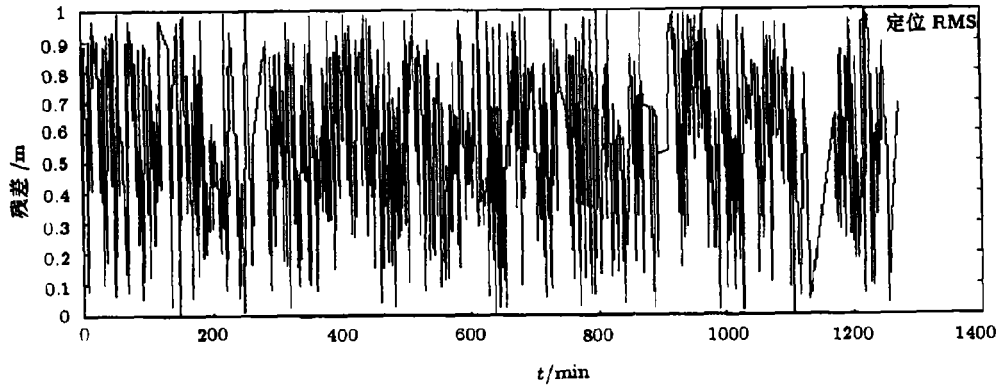


图4 几何法星载 GPS 测轨 RMS 图 (1993 年 2 月 8 日)

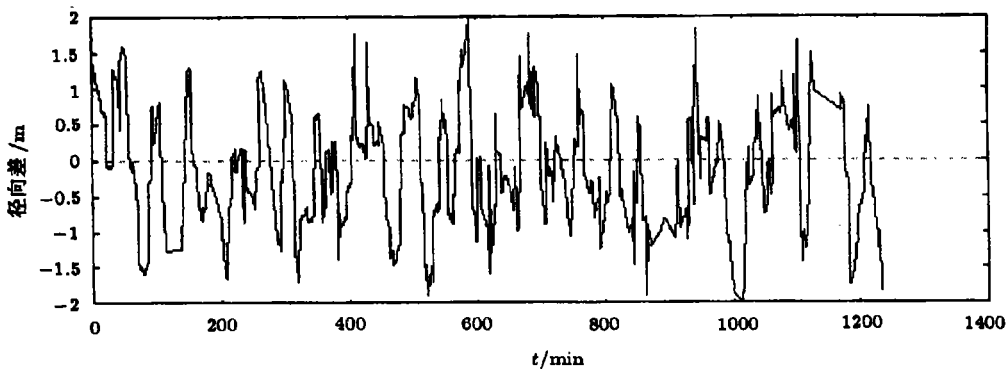


图5 在 1993 年 2 月 8 日计算轨道与 JPL 精密 TOPEX 轨道的径向差

表 2 观测值残差和弧长的关系

弧长 /h	伪距 /cm	相位 /cm
15	88.6	2.2
30	97.9	2.2
48	105.8	2.8

由表 1 可见, 30h 弧长与 15h 弧长的定轨精度相当; 而由表 2 中可见 48h 弧长时观测值残差特别是相位观测值残差显著变大, 因而在 TOPEX 定轨时采用 30h 的弧长。

(2) 数据采样率 为了节省计算时间, 应在不损失观测信息的前提下, 尽可能采用大的数据采样率, 表 3 和表 4 给出了不同的采样率对定轨精度和观测值残差的影响。表 3 表明 1min、2min 和 5min 的数据采样率的定轨精度相当, 而 1min 与 8min 的区别则较为显著, 因而选用 5min 的数据采样率。

表 3 不同的数据采样率定轨结果之差

采样率 1- 采样率 2 /min	平均偏差 /cm			中误差 /cm		
	径向	沿迹	法向	径向	沿迹	法向
1-2	0.0	0.1	0.0	0.3	0.7	0.2
1-5	0.0	0.1	0.1	0.7	1.4	0.6
2-5	0.0	0.0	0.1	0.6	1.2	0.6
1-8	0.0	1.0	0.1	1.3	3.1	0.9

表 4 观测值残差与不同数距采样率的关系

采样率 /min	伪距 /cm	相位 /cm
1	94.8	2.2
2	93.0	2.2
5	97.9	2.2
8	94.2	2.2

(3) 力模型、观测值质量与观测值残差

如果力模型完善, 则观测值残差应和观测值精度相当, 假定 TOPEX 的 GPS 观测值伪距先验精度为 70 cm, 相位观测值先验精度为 5mm, 计算结果表明, 消除电离层影响的双频伪距和相位组合量的残差平均为 98.9 cm 和 2.5 cm。产生观测值残差与观测数据精度之间的差值的原因是重力场模型误差、GPS 卫星星历误差和 GPS 卫星钟差改正误差等的影响。

表 5 列出了各种因素对 TOPEX 卫星定轨精度的影响程度, 表明在影响定轨精度的诸多因素中, 引力模型和 GPS 卫星星历的影响较为显著, 所以在定轨时应正确选取引力场模型。

表 5 误差源对定轨的影响^[18]

误差源	径向 /cm	沿迹 /cm	法向 /cm
引力场	3.7	6.3	4.8
固体潮	0.8	2.0	1.2
海潮	0.2	0.5	0.1
大气阻力	0.4	1.0	0.6
太阳光压	0.0	0.1	0.1
地球反照压	0.0	0.1	0.0
GPS 星历	2.0	5.9	2.8
GPS 钟差	0.1	0.2	0.2
测量噪声	0.2	0.8	0.2
总影响	4.8	9.6	5.4

5 结 论

综上所述, 可有以下结论: (1) 利用星载 GPS 确定低轨卫星的轨道, 是一高精度、低成本、易操作的方法, 应用几何法单点定位可达到米级的精度, 并且其算法简便易行; 应用几

何动力学已能达到径向 5 cm, 沿迹和法向 10cm 的精度。(2) 星载 GPS 定轨精度与 GPS 卫星星历精度有密切关系, 应利用 IGS 等地面跟踪网数据精确确定 GPS 轨道。(3) 采用几何法星载 GPS 测轨时应采用地面跟踪站资料精确确定 GPS 卫星钟差。(4) 数据处理可根据不同的要求和条件采取多种不同的方法, 在几何动力学定轨时应正确选取力模型、弧长和数据采样率。

参 考 文 献

- 1 朱文耀, 黄城. 上海天文台年刊, 1998: 58
- 2 张志, 袁建平. 宇航学报, 1996: 68
- 3 葛茂荣, 刘经南. 测绘学报, 1996, 25: 285
- 4 王广运, 郭秉义. 差分 GPS 定位技术与应用, 北京: 电子工业出版社, 1996
- 5 王解先, 季善标. 工程勘察, 1998, 6: 50
- 6 Bertiger W I, Bar-Sever Y E. J. Geophys. Res., 1994, 99 : 24449
- 7 Yunck T P, Melbourne W G. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1996, ge-23: 450
- 8 Yunck T P. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1990, 28: 108
- 9 Schwintzer P, Kang Z, Reigber CH et al. Geodynamics, 1995, 20: 155
- 10 Schwintzer P, Kang Z, Reigber CH et al. Adv. Space Res., 1995, 16: 59
- 11 Tapley B D. Processing of NATO Advanced Study Institute in Dynamical Astronomy, 1973: 396
- 12 Tapley B D, Peters J G, Schutz B E. A Comparison of Square Root Estimation Algorithms for Autonomous Satellite Navigation, Austin, Texas, IASOM TR79-1, 1980
- 13 Yunck T P, Wu Sien-Chong, et al. IEEE Transactions on Geoscience and Remote sensing, 1990, 28(1): 108
- 14 Lachapelle G, Connon M E, Qiu W et al. Journal of Geodesy 1996: 562
- 15 Melbourne W G, Yunck T P. Jet Propulsion Laboratory, 1995: 169
- 16 Martin Mur T J. International Association of Geodesy Postdam, Germany, 1995: 141
- 17 Melbourne W G, Neilan R E. International Association of Geodesy Postdam, Germany, 1995: 1
- 18 Kang Z, Schwintzer P, Reigber CH. XXI General Assembly of IUGG, Colorado, USA, 1995: 1

Research on Applications of High Precision Orbit Determination for GPS Based Satellite

Ji Shanbiao Zhu Wenyao Xiong Yongqing

(Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 20030)

Abstract

The system of orbit determination for GPS based satellite has some advantages, for examples, all-weather, low cost, no restriction on satellite altitude, and can achieve the high precision about decimeter or even centimeter. It has become of the most effective orbit determination methods. According to the progress of the international research and the precision orbit requirements of our country for the low satellite based on GPS, we discuss the composition the GPS board satellite system and basic principles of orbit determination, and propose some main methods and models of orbit determination. Based on the data received from the TOPEX satellite, we have given the orbit precisions determined by different methods and analyzed various factors which affect the orbit determination precision.

Key words GPS Satellite Clock—Orbit Determination for GPS Based Satellite