

基于伪距和观测量的地球同步卫星 动力学定轨研究^{*}

贾小林 焦文海 王 刚 吴显兵

(西安测绘研究所卫星导航定位实验室 西安 710054)

陈金平

(清华大学精密仪器与机械学系)

摘 要

利用伪距和观测量对同步卫星进行了动力学定轨的研究,给出了伪距和观测量的测量方程和修正方法,采用国内4个监测站的模拟数据进行了仿真计算.结果表明,采用7天弧长伪距和数据进行轨道改进及轨道外推的精度,与5天弧长数据的计算结果相当,但远优于3天数据的计算结果.在观测随机误差为3m时,7天弧长数据定轨精度约为5m,预报7天径向精度优于20m.

关键词 地球同步卫星; 动力学定轨; 伪距和观测量; 轨道外推

1 引言

地球同步卫星由于其独特的轨道类型具有广泛的应用潜力.在地球物理学方面,国际上曾于20世纪80年代后期发起和组织了Cogeos计划,目的是利用同步卫星的观测进一步精确测定地球引力场共振系数并探求其可能存在的长期变化^{**}.在工程应用方面,可以利用同步卫星进行导航定位等研究^[1].在区域性的导航系统(如“北斗一号”卫星导航系统)中,同步卫星由于相对稳定的地球覆盖,使系统具有良好的覆盖特性.利用同步卫星进行地球物理学研究和工程应用的关键因素之一是同步卫星轨道的精密测定.

对于同步卫星精密定轨,由于卫星轨道高,不同于中轨卫星(如GPS卫星),主要特点是同步卫星相对地面监测站保持位置不变,与监测站的几何关系相对固定,地面监测站能实时连续跟踪观测,光压摄动难以处理等.精密轨道确定需要高精度的观测数据.目前,对地球同步卫星的观测量中主要有激光测距资料和伪距资料^[2].本文采用伪距和观测资料对地球同步卫星进行定轨研究.所谓伪距和观测,是指中心站向卫星发射信号,信号经过卫星转发由地面监测站接收的单向测距的观测.所得观测量为中心站到卫星及卫星到监测站的距离之和,又称为伪距和观测量,在观测到的距离和观测量中,包含中心站和监测站的钟差.伪距和观测模式的特点是,信号的发射和接收均在地面进行,同步卫星本身

^{*} 国家863青年创新基金项目资助(2002AA717011)

^{**} 徐劲.地球同步卫星精密定轨的数字力学原理及其应用.博士学位论文,中国科学院陕西天文台,1996
2003-06-12收到原稿,2004-01-09收到修定稿

不发射信号, 仅转发信号, 对卫星钟的性能要求不高. 这对星载原子钟性能暂时达不到导航要求的卫星导航系统而言, 具有重要的现实意义.

2 观测模型

人造卫星绕地球运行受到多种力的作用. 在惯性坐标系中, 卫星运动方程可描述为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{G_e}{r^3}\mathbf{r} + \ddot{\mathbf{R}}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}). \quad (1)$$

式中, $\mathbf{r}$ 、 $\dot{\mathbf{r}}$ 和 $\ddot{\mathbf{r}}$ 分别表示 t 时刻卫星在惯性坐标系中的位置、速度和加速度矢量, G_e 为地球引力常数. 公式右端第 1 项代表二体运动, 是运动方程的主项, 第 2 项 $\ddot{\mathbf{R}}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}})$ 为作用在卫星上各摄动加速度之和. 对于 24 小时地球同步卫星, 卫星在地球赤道上约 36 000 km 的近圆轨道上飞行, 轨道半径约为地球赤道半径的 6.6 倍, 地球引力场的高阶次项影响已十分微小. 取地球引力位展开项至 8 阶次项, 剩下的各阶次项对轨道的总影响在 10^{-9} m/s^2 以下, 完全可以略去不计. 其次, 日、月引力摄动加速度的影响约为 10^{-5} m/s^2 , 光压摄动加速度约为 10^{-6} m/s^2 , 这是定轨计算中应考虑到的两个摄动项.

2.1 伪距和的测量方程

设在 t_k 时刻监测站 i ($i = 1, 2, 3, 4$) 观测了同步卫星 s (见图 1), 则观测方程可表示为

$$\rho_i^s = R_0^s + R_i^s + c\delta T_i + \Delta C_{i0} + \varepsilon_i. \quad (2)$$

式中, ρ_i^s 为 t_k 时刻的观测量 (伪距和), R_0^s 为信号发射时刻地面中心站至信号接收时刻卫星间的几何距离, R_i^s 为信号转发时刻卫星至信号接收时刻监测站 i 间的几何距离, δT_i 为监测站在 t_k 时刻的钟偏差 (以中心站站钟为基准), c 为光速, ΔC_{i0} 为信号由中心站经过卫星到监测站 i 测距延迟改正的总和, ε_i 为随机误差项.

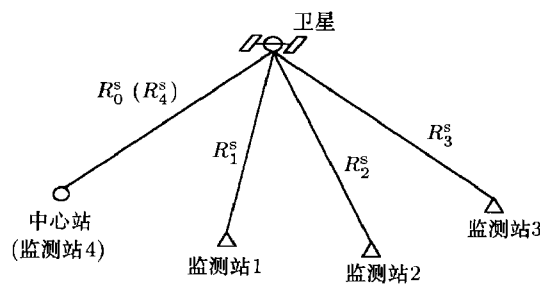


图 1 伪距和观测量

Fig.1 Two-way pseudorange observations

将观测方程 (2) 进一步展开得:

$$\rho_i^s = \sqrt{(X - x_0)^2 + (Y - y_0)^2 + (Z - z_0)^2} + \sqrt{(X - x_i)^2 + (Y - y_i)^2 + (Z - z_i)^2} + c\delta T_i + \Delta C_{i0} + \varepsilon_i. \quad (3)$$

其中, (X, Y, Z) 为同步卫星的坐标, (x_0, y_0, z_0) 为中心站的坐标, (x_i, y_i, z_i) 各监测站的坐标.

设 t_0 时刻卫星的初始状态矢量 $\tilde{\mathbf{X}}_0 (\tilde{X}_0, \tilde{Y}_0, \tilde{Z}_0, \dot{\tilde{X}}_0, \dot{\tilde{Y}}_0, \dot{\tilde{Z}}_0)$ 可通过初步定轨 (如几何法定轨) 得到, 将 (3) 式在 $\tilde{\mathbf{X}}_0$ 处展开, 得到测量方程

$$\nu_i = \rho_i^s \Big|_{\mathbf{X} = \tilde{\mathbf{X}}_0} - \rho_i^s + \frac{\partial \rho_i^s}{\partial X} \frac{\partial X}{\partial X_0} \Big|_{\mathbf{X} = \tilde{\mathbf{X}}_0} \Delta \mathbf{X}_0 + c\delta T_i + \Delta C_{i0} + \varepsilon_i. \quad (4)$$

其中, $\Delta \mathbf{X}_0$ 为初始状态矢量的修正值, $i = 1, 2, \dots, N$, N 为伪距和观测量的个数. 一般说来, N 远大于 (4) 式中未知量的个数. 使用最小二乘法对 (4) 式求解, 得到 $\Delta \mathbf{X}_0$ 和其他未知参数, 改进后的初始状态矢量为

$$\mathbf{X}_0 = \tilde{\mathbf{X}}_0 + \Delta \mathbf{X}_0. \quad (5)$$

2.2 观测量修正

伪距和观测的各种修正量应为信号上行段和下行段的延迟改正之和.

(1) 电离层时延的修正

利用实测双频伪距的线性组合确定电离层时延. 当采用两个频率观测时, 由两个载波信号测量所得的伪距观测值的电离层修正模型为 [3]

$$\Delta \rho_{\text{ion}} = (\rho_1 - \rho_2) \frac{f_2^2}{f_2^2 - f_1^2}. \quad (6)$$

式中, ρ_1 和 ρ_2 为伪距观测值, f_1 和 f_2 为两个载波的频率, $\Delta \rho_{\text{ion}}$ 为 ρ_1 的电离层修正值.

(2) 对流层时延的修正

利用监测站实测的气象参数, 采用 Saastamoinen 模型 [3] 计算天顶方向的对流层延迟, 然后利用卫星的高度角, 采用 CFA 映射函数换算到卫星视线方向上.

(3) 卫星天线相对于卫星质心的偏置修正

假定在惯性坐标系中, 星固坐标系轴的单位矢量为 $(\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z)$, 则在惯性坐标系中的天线相位中心偏差为 [3]

$$\Delta \mathbf{r}_{\text{sat}} = (\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z) \mathbf{a}. \quad (7)$$

直接改正观测距离公式为

$$\Delta d_{\text{sat}} = \frac{(\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_r)}{|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_r|} \Delta \mathbf{r}_{\text{sat}}. \quad (8)$$

式中, $\mathbf{r}_s, \mathbf{r}_r$ 分别为卫星和测站的地心矢量, $\mathbf{a}$ 为卫星天线相位中心相对于卫星质量中心的偏差.

(4) 观测站偏心修正

令 $\mathbf{r}_{\text{sta}}$ 和 $\mathbf{r}_e$ 分别表示地固系中接收机相位中心和测站的位置矢量, 则相位中心偏差矢量定义为 [4]

$$\Delta \mathbf{r}_{\text{sta}} = \mathbf{r}_{\text{sta}} - \mathbf{r}_e. \quad (9)$$

直接改正观测距离的公式为

$$\Delta d_{\text{sta}} = \frac{(\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_r)}{|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_r|} \Delta \mathbf{r}_{\text{sta}}. \quad (10)$$

3 模拟计算

根据上述模型, 我们研制了基于伪距和观测量的同步卫星定轨软件, 该软件由初轨计算、数据预处理、标准轨道、理论值计算、参数解算和轨道比较等模块组成, 除轨道参数外, 还可以估计光压参数, 测站坐标及天顶方向延迟修正的尺度因子, 测站钟差, 转发延迟等参数.

3.1 模拟数据生成

(1) 参考轨道

假定同步卫星定点在 110°E 处, 取偏心率 $e = 0.001$, 轨道倾角 $i = 0.001^{\circ}$. 摄动项考虑地球非球形引力 (至 8 阶), 日、月引力及光压. 采用轨道积分得到参考轨道.

(2) 监测站分布及观测数据

监测站数量及分布制约着定轨的精度. 在满足一定数量条件下, 监测站尽可能在区域内均匀分布. 模拟计算中, 我们选用国内 4 个监测站: 北京 (同时作为中心站)、乌鲁木齐、三亚和佳木斯, 产生 7 天的双频模拟伪距和数据; 误差模型考虑了系统误差和随机误差, 考虑到信号通过卫星转发的延迟作用, 将系统误差设为 100 m, 随机误差设为 3 m, 随机误差服从正态分布; 模拟数据采样间隔为 60 s.

3.2 数据处理

采用 3 天、5 天和 7 天弧长的模拟数据分别进行定轨. 参数估计采用批处理方式, 解算参考时刻的轨道参数和太阳光压参数. 对轨道根数进行改进后, 重新得出改进的轨道根数. 由改进的轨道根数作为初始值, 重新积分运动方程, 得到改进的卫星轨道和轨道外推值.

为了保证定轨精度, 对一些参数做了约束. 根据经验, 对于同步卫星, 地面监测站地心坐标误差对卫星轨道的影响是其本身误差的 10 倍或更大, 因此, 监测站必须有精确的地心坐标. 在模拟计算中, 将跟踪站的地心坐标和接收机钟差固定, 即认为测站的坐标无误差, 并假定监测站与中心站的时间同步.

为评价定轨精度, 利用经过改进后的轨道初值计算的外推轨道与参考轨道 (可认为是真值) 进行比较. 两者的均方差可以认为是定轨的精度.

3.3 定轨结果

采用上述数据处理方法, 分别用 3 天、5 天和 7 天弧长的模拟数据进行了同步卫星的轨道改进, 然后进行了外推. 得出的主要结果如下.

(1) 定轨精度

表 1 列出了 2003 年 3 月 3—5 日 (3 天)、2—6 日 (5 天) 及 1—7 日 (7 天) 的模拟数据计算的轨道与参考轨道分别在径向、沿迹、法向及位置的比较 (rms). 由表 1 可以看出, 3 天解的定轨精度最差, 为 13.7 m, 5 天解精度略优于 7 天解, 约为 5—6 m, 径向精度优于 3 m.

(2) 轨道预报精度

图 2—图 5 分别为 3 天、5 天和 7 天模拟数据计算的轨道初值预报 7 天的星历与参考轨道 7 天的星历在径向、沿迹、法向和位置的偏差比较. 可以看出, 轨道改进后预报 7 天, 5 天弧长解的轨道预报精度与 7 天弧长解的预报精度相当, 预报到第 7 天, 位置精

度约 20 m, 径向精度优于 20 m, 但 3 天解预报的精度相对较差, 预报到 7 天位置精度超过 100 m.

表 1 计算轨道和参考轨道的比较 (rms)

Table 1 The comparison of calculation orbit between reference orbit

弧长	误差 /m			位置误差 /m
	径向	沿迹	法向	
3 天	6.3	12.0	1.6	13.7
5 天	2.5	5.1	1.5	5.8
7 天	2.8	5.4	1.3	6.2

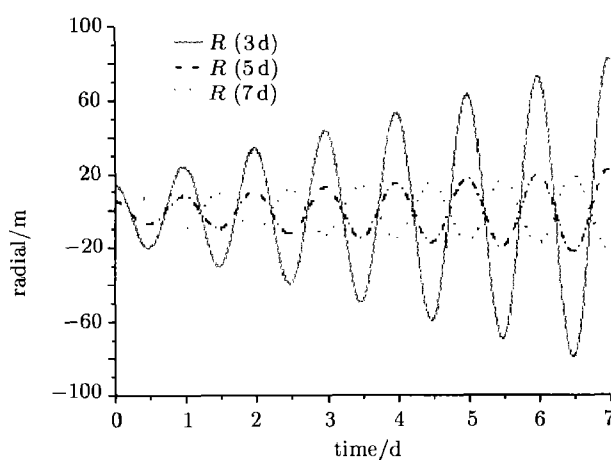


图 2 3 天、5 天和 7 天解外推轨道与参考轨道径向差

Fig.2 The difference in radial between extrapolated orbit and reference orbit

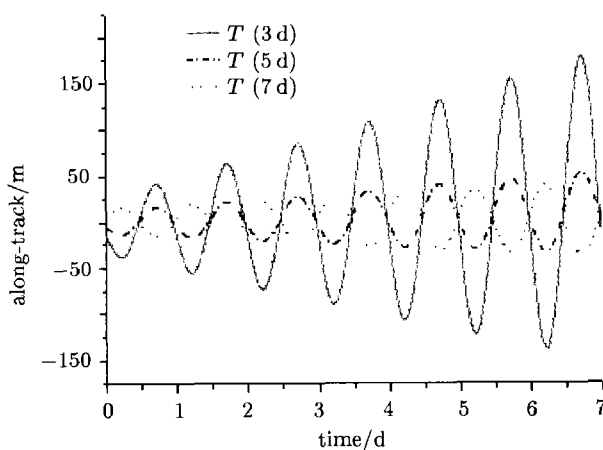


图 3 3 天、5 天和 7 天解外推轨道与参考轨道沿迹差

Fig.3 The difference in along-track between extrapolated orbit and reference orbit

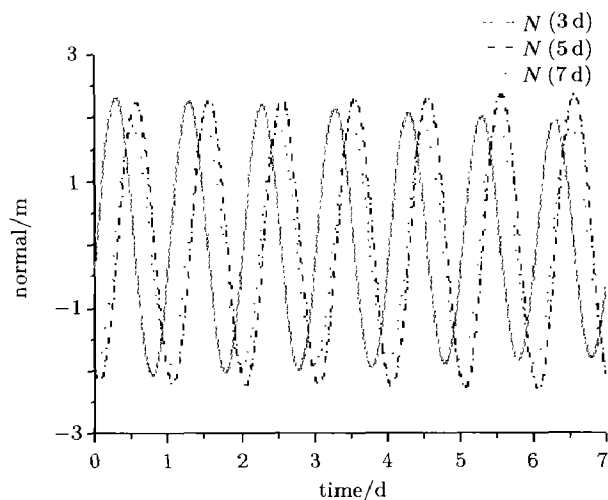


图 4 3 天、5 天和 7 天解外推轨道与参考轨道法向差

Fig.4 The difference in normal between extrapolated orbit and reference orbit

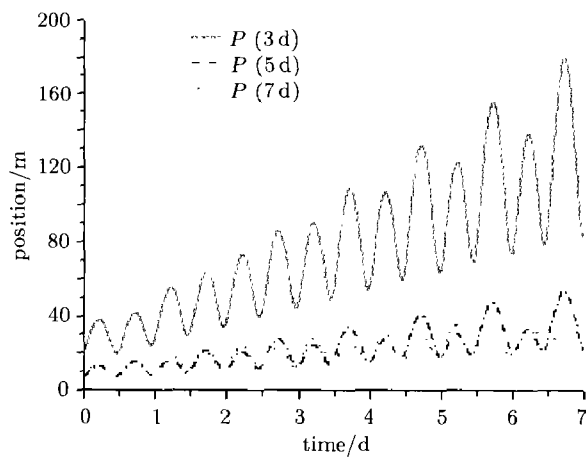


图 5 3 天、5 天和 7 天解外推轨道与标准参考位置差

Fig.5 The difference in position between extrapolated orbit and reference orbit

4 结论

本文研究了基于伪距和观测量的动力学定轨方法,进行了预报分析,得到以下初步结论.

1) 基于伪距和观测量,进行同步卫星定轨是可行的.

2) 观测弧长是决定定轨精度的主要因素之一.在观测噪声为 3 m,系统噪声为 100 m 的情况下,5 天弧长数据与 7 天弧长数据定轨精度相当,定轨精度约为 5—6 m,优于 3 天解的 13 m 定轨精度.同样,5 天解与 7 天解的预报精度优于 3 天解的预报精度,预报 7

天时, 径向精度优于 20 m.

模拟计算结果表明, 我们研制的基于伪距和观测量的同步卫星定轨软件, 基本可以实现同步卫星的定轨功能. 为了进一步验证软件的实用性能, 将用实测数据对软件进行改进和完善.

参 考 文 献

- [1] Gill E. Precise Orbit Determination of the GNSS-2 space segment from ground-based and satellite-to-satellite tracking. In: 2nd Eur. Symp. Global Sat. Nav. Sys. GNSS 98, Toulouse, 1998
- [2] Hein G W *et al.* Orbit determination of geosynchronous satellites of a European Satellite Navigation System (ENSS2). In: Intern. Symp. Space Flight Dyn., Darmstadt, 1997
- [3] Hofmann-Wellenhof B *et al.* GPS Theory and Practice. 3ed, New York: Springer-Verlag Wien, 2000. 99—118
- [4] Wei Ziqing *et al.* The Mathematics Model of GPS Relative Positioning. Beijing: Surveying and Mapping Press, 1998. in Chinese (魏子卿等. GPS 相对定位的数学模型. 北京: 测绘出版社, 1998. 80—82)

RESEARCH ON DYNAMIC ORBIT DETERMINATION FOR GEOSTATIONARY SATELLITE USING TWO-WAY PSEUDORANGE

JIA Xiaolin JIAO Wenhai WANG Gang WU Xianbing

(Xian Research Institute of Surveying and Mapping, Xian 710054)

CHEN Jinping

(Department of Precision Instrument and Mechanology, Tsinghua University)

Abstract

In this paper, a study on the dynamic orbit determination for geostationary satellite using two-way pseudorange observations are presented. The satellite observation equation and the method for correcting the observations in term of the two-way pseudorange are given. The simulating calculations are performed by using the observation data set of the four monitor stations in China. The results show that the precision of the orbit improvement and extrapolation using seven days two-way pseudorange observation data set are same as those of five days are, but much better than three days' data set under the condition of random error in 3 m. Using seven days observation, the precision of the orbit improvement is about 5 m and the radial precision of the orbit predication is about 20 m.

Key words Geostationary satellite, Dynamic orbit determination, Two-way pseudorange observation, Orbit extrapolation