

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.07.021

## GEO 卫星星载 GPS 定轨的抗差积分滤波方法

柳丽<sup>1</sup>, 董绪荣<sup>1</sup>, 郑坤<sup>1</sup>, 杨洋<sup>1</sup>, 孙慧慧<sup>2</sup>

(1. 装备指挥技术学院研究生院, 北京 101416; 2. 中国人民解放军 63888 部队, 河南 济源 454650)

**摘要:** 针对星载 GPS 确定 GEO 卫星轨道时观测个数有限和观测值易存在粗差的问题, 综合运用抗差估计原理和轨道滤波方法, 提出了抗差积分滤波方法。抗差积分滤波方法融合卫星的运动学信息和星载 GPS 观测信息, 不受观测数据的限制, 能够得到连续的轨道解并抵抗粗差的影响。笔者推导了抗差滤波的基本公式, 给出了抗差积分滤波的递推公式, 并以 FY-2D 卫星为例进行了仿真实验。实验结果表明: 该方法能提高定轨精度, 降低粗差的对定轨结果的影响。

**关键词:** 抗差积分滤波; 星载 GPS; GEO 卫星; 定轨

**中图分类号:** P228.4 **文献标志码:** A

## Robust Integral Filter Method for Geostationary Satellite Orbit Determination Based Space-Borne GPS

Liu Li<sup>1</sup>, Dong Xurong<sup>1</sup>, Zheng Kun<sup>1</sup>, Yang Yang<sup>1</sup>, Sun Huihui<sup>2</sup>

(1. Graduate School, Equipment & Command Technology College, Beijing, 101416;  
2. Unit 63888 of PLA, Jiyuan, 454650)

**Abstract:** Robust integral filter method is proposed to determine the orbit for geostationary (GEO) satellites and solve the problems that poor visibility and gross error in the measurements based space-borne, applying robust estimation and orbit filter method. Robust integral filter method combining dynamic information of satellite and space-borne GPS measurement is not limited by number of measurement and can get continuous orbit solutions which resist the impact of outliers. Base formula is derived for robust filter, then robust integral filter formula is achieved, at last, take FY-2D as an example, simulation tests was made, and the results show that the proposed method can improve accuracy for GEO orbit determination and decrease the influence of gross errors in space-borne GPS measurement.

**Keywords:** robust integral filter method; space-borne GPS; GEO Satellite; orbit determination

### 0 引言

空间物理环境中, 接收机和天线都会受到外层空间的电、磁、紫外线、宇宙射线的影响, 加上星载信号的高动态性, 难免出现异常观测。同时, 卫星在运动过程中, 可能出现强绕道, 使得卫星脱离原有轨道, 而机械振动、冲击和热流也可能会造成天线变形, 使得卫星的测量数据不可靠<sup>[1]</sup>。这些异常观测和不可靠测量数据通常被称为粗差。

在测量数据处理中, 一般采用抗差估计和粗差探测降低粗差的影响<sup>[2]</sup>。抗差估计 (robust estimation) 也称稳健估计, 是在粗差不可避免的情况下, 选择适当的估计方法, 使参数估值尽可能减免粗差的影响, 得出正常模式下的最佳估值。由于事先不能准确知道观测数据中有效观测和有害信息所占比例以及它们具体包含在哪些位置, 因此, 抗差估计的主要目标是获得较可靠的、具有实际意义的、较有效的估值。粗差探测是采用一定的方法检验观测数据

中存在的粗差, 然后再进行估计, 不适用于观测较少的情况。

使用星载 GPS 观测确定轨卫星轨道时, 观测数据有限, 如果被粗差污染, 得到的定轨结果会更加不可靠, 因此, 笔者提出采用抗差积分滤波的方法, 使用星载 GPS 观测确定 GEO 卫星轨道。

### 1 抗差滤波原理

采用星载 GPS 观测确定 GEO 卫星轨道时, 建立如下的轨道滤波状态方程和观测方程:

$$\begin{cases} \delta X_k = \Phi_{k,k-1} \delta X_{k-1} + W_{k-1} \\ \delta Z_k = H_k \cdot \delta X_k + V_k \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $\delta X_k$  为卫星状态向量的改正值, 包括卫星的位置速度向量、卫星钟差和待估的力模型参数;  $\Phi_{k,k-1}$  为状态转移矩阵;  $W_{k-1}$ ,  $\delta Z_k$  为经过误差修正的星载 GPS 观测值向量;  $H_k$  为观测系数矩阵;  $W_{k-1}$  和  $V_k$  分别为系统和观测噪声; 下标  $k$  表示第  $k$  个时

收稿日期: 2011-04-06; 修回日期: 2011-05-06

作者简介: 柳丽(1982—), 女, 河南人, 博士在读, 从事卫星导航技术应用与卫星定轨方向研究。

刻,  $k-1$  表示第  $k-1$  个时刻。

如在第  $k$  个时刻有预测  $\delta\hat{X}_{k/k-1}$  和估计  $\delta\hat{X}_k$  时, 定义观测残差和预测残差向量:

$$\begin{cases} V_{k/k-1} = \delta\hat{X}_k - \delta\hat{X}_{k/k-1} \\ V_k = \delta Z_k - H_k \delta\hat{X}_k \end{cases} \quad (2)$$

一般情况下, 观测残差向量  $V_k$  和预测残差向量  $V_{k/k-1}$  都服从正态分布, 并且观测值与预报值不相关, 它们的统计特性可以表示为:

$$\begin{cases} E[V_k] = 0 \\ E[V_{k/k-1}] = 0 \\ E[V_k \cdot V_k^T] = R_k \\ E[V_{k/k-1} \cdot V_{k/k-1}^T] = P_{k/k-1}^{-1} \\ E[V_k \cdot V_{k/k-1}^T] = 0 \end{cases} \quad (3)$$

考虑观测值受到污染, 而卫星的力学模型是比较准确的抗差滤波方法, 此时, 预测残差的统计特性不变, 观测残差由于观测值含有粗差的原因服从式 (4) 所确定的污染率为  $\varepsilon$  的污染正态分布<sup>[3]</sup>:

$$F_k(\varepsilon) = (1-\varepsilon)F + \varepsilon F_\varepsilon \quad 0 \leq \varepsilon \leq 1 \quad (4)$$

式中:  $F$  为标准正态分布, 是观测值的主体部分;  $F_\varepsilon$  为干扰分布, 观测值的协方差矩阵仍为  $R_k$ :

$$R_k = \text{diag}(\sigma_1^2, \sigma_2^2, \dots, \sigma_m^2)$$

根据抗差  $M$  估计, 需要求下列极值:

$$\min \left( \sum_{i=1}^m \frac{\rho(v_i)}{\sigma_i^2} + \frac{1}{2} V_{k/k-1}^T P_{k/k-1} V_{k/k-1} \right) \quad (5)$$

通过对式 (5) 关于待估参数求导数, 并令其为 0 求极值。经过推导, 得到参数估和协方差阵的估值分别为:

$$\delta\hat{X}_k = \delta\hat{X}_{k/k-1} + K_k [\delta Z_k - H_k \delta\hat{X}_{k/k-1}] \quad (6)$$

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T [H_k P_{k/k-1} H_k^T + \bar{R}_k]^{-1} \quad (7)$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1} \quad (8)$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k/k-1} \quad (9)$$

式 (7) 中,  $\bar{R}_k$  是经过降权修正的观测协方差矩阵:

$$\bar{R}_k = \text{diag} \left( \frac{\sigma_1^2}{w_1}, \frac{\sigma_2^2}{w_2}, \dots, \frac{\sigma_m^2}{w_m} \right) \quad (10)$$

相当于把第  $i$  个观测原来的权  $\sigma_i^{-2}$ , 变为  $\sigma_i^{-2} w_i$ ,  $w_i$  称为降权因子, 通过函数  $\rho(v_i)$  的导数计算。 $\rho(v_i)$  是对称的凸函数,  $v_i = \delta Z_i - h_i \delta X$ ,  $h_i$  是系数矩阵  $H$  的第  $i$  行。令  $\psi(v_i) = \frac{\partial \rho(v_i)}{\partial v_i}$ , 则  $w_i = \psi(v_i) \frac{1}{v_i}$ 。

在统计学和测量学的大量实践下, 比较优效的计算  $w_i$  的方法有 Hubert 法、Hampel 法、IGG I 方案和丹麦法等。在星载 GPS 定轨中, 观测数量非常有限, 因此并不淘汰含有粗差的观测, 只进行降权处理, 即使用不含有淘汰区间的权函数。笔者使用丹麦法计算降权因子  $w_i$ 。计算公式为:

$$w(v) = \begin{cases} 1 & |v| \leq k \\ \frac{1}{\exp((v/k)^2 - 1)} & |v| > k \end{cases} \quad (11)$$

在实际计算  $w(v)$  的过程中, 使用的残差  $v$  是归一化后的, 即  $v = \frac{v_i}{\hat{\sigma}_v}$ ,  $\hat{\sigma}_v$  为残差的均方差。

$$\hat{\sigma}_v = \sqrt{\frac{(V_k - \bar{V})^T (V_k - \bar{V})}{n-1}} \quad (12)$$

其中,  $\bar{V}$  为残差向量  $V_k$  的均值。

## 2 抗差积分滤波方法

应用星载 GPS 观测确定 GEO 卫星轨道, 在 GEO 卫星上可以观测到的导航卫星个数有限, 而且存在观测不到的时刻。这是因为 GEO 卫星距离地面的高度比导航卫星高很多, 而导航卫星信号是以广播的方式直接向地球发播, 波束宽度仅稍宽地球直径, GEO 卫星只能接收到不被地球遮挡的另一侧导航卫星发出的信号<sup>[4-7]</sup>。因此, 应用星载 GPS 确定 GEO 卫星轨道时, 不能利用常规的几何法和轨道滤波法定轨, 可利用积分滤波法定轨。

积分滤波法包括轨道积分和轨道滤波 2 部分。首先根据卫星的运动模型, 采用轨道积分方法计算当前时刻的卫星运动状态  $X_k'$ , 笔者选择 Runge-Kutta 法完成轨道积分计算。然后判断是否有 GPS 观测, 没有观测时, 就把  $X_k'$  作为当前时刻的最优估计; 有观测时, 采用轨道滤波方法确定当前时刻相对于  $X_k'$  的状态改正值  $\delta\hat{X}_k$ , 得到当前时刻卫星状态最优估计为:

$$\hat{X}_k' = X_k' + \delta\hat{X}_k$$

积分滤波法是直接采用轨道积分结果  $X_k'$  作为卫星状态的一步预测  $\hat{X}_{k/k-1}$ , 因此有:

$$\delta\hat{X}_{k-1} = 0$$

如果  $k$  时刻 GEO 卫星上有 GPS 观测, 根据抗差滤波的基本原理, 抗差积分滤波的递推方程有以下 2 种变化, 如式 (6) 和式 (7):

$$\delta \hat{X}_k = K_k \delta Z_k \quad (13)$$

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T [H_k P_{k/k-1} H_k^T + \bar{R}_k]^{-1} \quad (14)$$

显然, 抗差积分滤波的前提是已经有一个当前时刻的最优估计  $\delta \hat{X}_k$ , 然后根据残差判断是否有粗差, 没有粗差则权值不变, 有粗差的话, 对观测值进行降权重新计算最优估计  $\delta \hat{X}'_k$ 。因此, 有观测值时, 抗差积分滤波的计算流程如图 1。

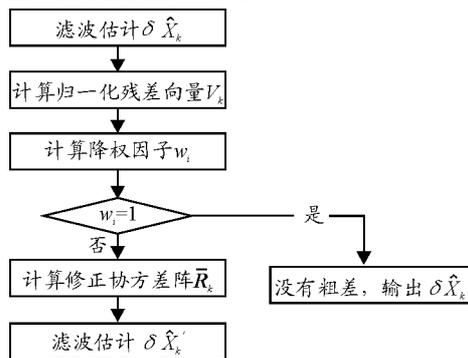


图 1 抗差积分滤波计算流程

### 3 仿真实验与分析

以我国 FY-2D 地球静止轨道气象卫星为定轨用户星, 进行仿真实验。用 STK 软件仿真 GPS 导航星座和 FY-2D 卫星场景, 产生所需的轨道数据。仿真的轨道真值用 HPOP 星历预报方法产生, 时间为一个周期 (24 h), 间隔 10 s。计算导航卫星和 FY-2D 卫星之间的距离, 加入随机误差作为模拟的伪距观测值, 加入的随机误差服从分布  $N(0, 1 \text{ m})$ , 加入的粗差污染分布服从  $N(0, 3 \text{ m})$ 。

卫星的运动模型计算的力有地球引力、日月引力和太阳光压。其中地球引力由  $8 \times 8$  阶的 EGM96 模型计算。采用 8 阶 Runge-Kutta 公式进行轨道积分。估计初值由前一个时刻真值加入误差生成, 加

入的误差为  $[10 \text{ m } 10 \text{ m } 10 \text{ m } 0.2 \text{ m/s } 0.2 \text{ m/s } 0.2 \text{ m/s}]$ 。分别计算基于一般积分滤波方法 (IFM) 和抗差积分滤波方法 (RIFM) 的得到的 FY-2D 卫星轨道, 和 STK HPOP 给出的轨道结果作差。RIFM 的误差曲线图如图 2, IFM 和 RIFM 误差 RMS 见表 1。

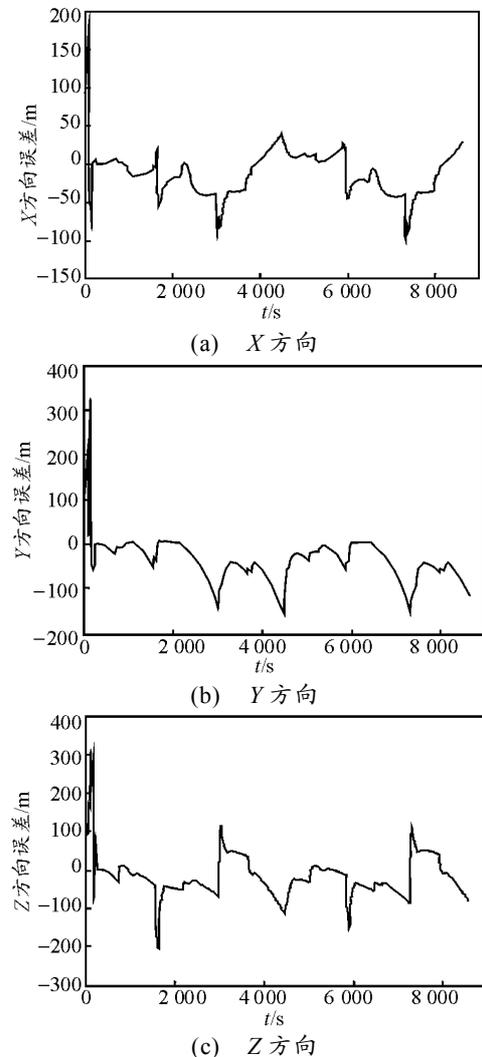


图 2 RIFM 误差曲线图

表 1 三轴方向的位置和速度误差 RMS

误差	位置/m			速度/(m/s)		
	X 方向位置	Y 方向位置	Z 方向位置	X 方向速度	Y 方向速度	Z 方向速度
IFM	39.036 87	72.722 81	65.767 20	0.051 533	0.032 265	0.035 713
RIFM	31.843 14	60.871 02	56.654 61	0.051 445	0.031 727	0.034 836

从表 1 中可以看出, RIFM 的 RMS 要比 IFM 有所提高, 位置方向最大提高了 18.43%, 最少提高了 13.86%; 速度方向提高的比较小, 最多提高 2%。

### 4 结论

该抗差积分滤波方法解决了星载 GPS 确定 GEO 卫星轨道时观测卫星个数有限和观测值中存在粗差的问题, 能得到精度较高的连续的轨道解。仿真实验结果证明: 该方法可以提高定轨精度, 降

低观测值中粗差对 GEO 卫星星载 GPS 定轨的影响。

### 参考文献:

- [1] 张育林, 范丽, 张艳, 等. 卫星星座理论与设计[M]. 北京: 科学出版社, 2008.
- [2] Kai Xiong, Hongyue Zhang, Liangdong Liu. Adaptive Robust Extended Kalman Filter, Kalman Filter: Recent Advances and Applications[M]. Vienna, Austria: InTech, 2009: 122-142.
- [3] 文援兰, 杨元喜, 王威. 卫星精密轨道抗差估计的研究

[J]. 空间科学学报, 2001, 21(4): 341-350.

[4] Andrés Barrios-Montalvo, In-orbit autonomous position determination of satellites using sparsely distributed GNSS Measurements[D]. Cranfield University, 2010: 38-54.

[5] Li Qiao, Samsung Lim, Chris Rizos, Jianye Liu. A Multiple GNSS-based Orbit Determination Algorithm for Geostationary Satellites[C]. IGNSS Symposium 2009, Qld,

\*\*\*\*\*

(上接第 68 页)

### 4 实验结果分析

#### 4.1 误差分析

由于编码器的一个码值所代表的角度约为 5.27', 那么, 其最小控制误差就为 5.27'.

与电机相连接的齿轮为 160 个齿, 别汗棱镜组的齿轮为 320 个齿, 2 个齿轮啮合后, 测得齿轮间隙约为 7'.

由于负载的转动惯量和摩擦力矩等干扰因素的影响, 通过计算, 它所带来位置系统的控制误差约

Australia .

[6] Michael C, etal. Results from the GPS flight experiment on the high earth orbit AMSAT OSCAR-40 spacecraft[C]. Proceedings of the Institute of Navigation GPS 2002 Conference Oregon. 2002: 122-133.

[7] David Ben Goldstein, Real-time, autonomous precise satellite orbit determination using the global positioning system[D]. University of Colorado, 2000: 169-177.

为 12'. 误差的累加, 最终的系统综合误差约为 25'.

#### 4.2 实验仿真结果分析

通过数字 PID 调节器的参数设置<sup>[4-6]</sup>, 最终仿真结果如图 4, 仿真得到加速度因素  $K_a=120 1/s^2$ , 超调量约为  $\sigma\%=25.4\%$ , 由于齿轮组件的大量缩减, 系统反应的过渡时间只有系统的数字处理时间和电机的驱动反应时间, 过渡过程的理论时间  $t_s=0.013 6 s$ . 通过与稳定系统的恢复时间 0.025 s 相比对, 观察者不会感到图像的旋转, 满足了系统的快速性和实时性要求.

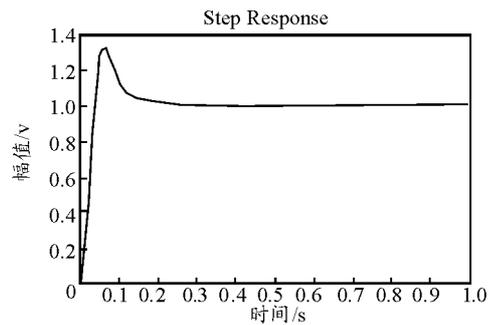
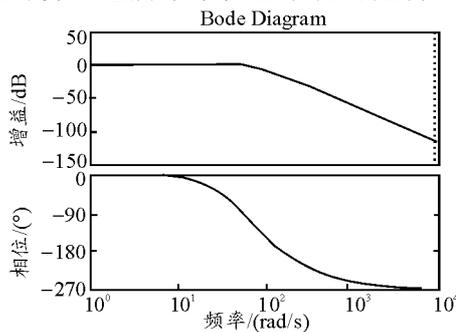


图 4 系统仿真后的闭环特性图、阶跃响应图

通过测试的图 5 可以看出, 像倾斜的性能已经满足使用要求, 出现的测试超差的点和影响其精度的因素还需要进一步探讨. 由于结构空间限制, 采用电机与编码器连接, 最终控制的是电机, 而非别汗棱镜组. 若需要再进一步提高像倾斜的精度, 就要考虑用编码器检测别汗棱镜组的位置.

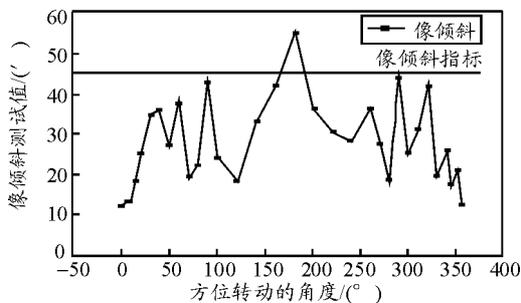


图 5 方位转动像倾斜的测试图

### 5 结束语

光学消像旋系统位置控制的应用, 有效地提高

了光学消像旋的像倾斜的指标精度, 有效地减小了方位伺服转台的摩擦力矩, 对于伺服稳定精度的提高具有一定的帮助. 另外, 该系统还大大减少了光学消像旋的调校时间, 提高了工作效率, 也为光学消像旋提供了一种可靠的技术途径.

#### 参考文献:

[1] 李洪伟. 基于 FPGA/DSP 的数字视频消像旋系统设计 [J]. 红外与激光工程, 2006(4): 222-225.

[2] 杨锐. 反射式探测系统中数字消像旋的简易方法 [J]. 光电技术应用, 2009, 24(4): 13-15.

[3] 刘胜. 现代伺服系统设计 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2001.

[4] 薛定宇. 基于 MATLAB/Simulink 的系统仿真技术与应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.

[5] 郭新胜. 操纵台曲线修正与实现 [J]. 兵工自动化, 2010, 29(3): 85-87.

[6] Keyan Tao, Yingmin Yan. A novel method for simulation of brushless DC motor servo-control system based on MATLAB.[A]SPIE[C] 6358.635855, 2006.