

# 导航卫星历书参数拟合算法研究<sup>\*,\*</sup>

陈刘成<sup>1,2†</sup> 胡小工<sup>2</sup> 韩春好<sup>1</sup> 陈金平<sup>1</sup>

(1 中国人民解放军 61081 部队 北京 100094)

(2 中国科学院上海天文台 上海 200030)

**摘要** 对导航卫星历书问题进行了综合研究,并结合  $J_2$  项分析解,提出了两套新的历书参数拟合方法和用户算法,与正常算法不同的是:8 参数历书拟合算法以  $\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}J_2\frac{R_e^2}{p^2}n\cos i$  隐性直接代替历书参数  $\Omega_1$ ; 在用户算法中对 MEO 卫星以  $\omega_k = \omega_0 - \omega_1 \cdot (\Delta t/2 - t_k)$ , 对高轨卫星以  $\omega_k = \omega_0 - \omega_1 \cdot (\Delta t/2 - t_k)/2$  修正历书参数  $\omega_k$ , 其中  $\omega_1 = \frac{A_2}{p^2}n(2 - \frac{5}{2}\sin^2 i)$ . 9 参数历书拟合算法在 8 参数的基础上增加了一个历书参数  $\dot{M} = (T\_Err_n - T\_Err_0)/\Delta t/a$  参数,在用户算法中以  $\omega_k = \omega_0 - \omega_1 \cdot (\Delta t/2 - t_k)$ ,  $M_k = M_0 + n \cdot t_k - \dot{M} \cdot (\Delta t/2 - t_k)$  修正  $\omega_k$  和  $M_k$ . 通过多组模拟轨道和 IGS 精密轨道的历书拟合实验,结果表明,新 8 参数历书拟合方法具有参数少、迭代收敛速度快、对 MEO 卫星拟合精度高等优点;新 9 参数历书拟合算法,迭代收敛快,拟合精度优于其他算法.

**关键词** 天体测量学和天体力学: 历书, 方法: 数值

**中图分类号:** P12; **文献标识码:** A

## 1 引 言

卫星导航系统历书的作用在于计算任意时刻星座任意卫星的概率位置. 其主要用途在于:(1) 有目的地进行卫星的码搜索. 以 GPS 系统为例,其信号是一个码分多址信号,在没有辅助信息的情况下,接收机对卫星信号的搜索是一个“满天搜星”的过程,即要搜索天空中的所有卫星对应的伪随机码. 如果预先知道任意时刻所有卫星的概略位置,接收机就可以有的放矢地只复制当前时刻天空中可视卫星的伪随机码,并进行搜索. 如果同时知道星地概略距离,则更能缩短码信号搜索范围,显著地提高卫星信号的锁定速度;(2) 找到任意卫星的概率多普勒频移,辅助频域搜索. GPS 卫星信号的搜索是一个二维搜索过程,在对卫星进行码搜索的同时,也要通过频域搜索确定该卫星的多普勒频移. 通过历书信息计算出卫星的概略位置、概略对地速度,就可以估算出卫星的概略多普勒频移,以便快速捕获卫星信号;(3) 精密测量用户利用历书来对某地某时(或某段时间)卫星的可见性进行预报,从而对观测时间进行合理的安排,选择适宜的观测卫星. 这一点对于

\* 2007-01-26 收到原稿,2007-08-21 收到修改稿

\* 教育部重点实验室开放研究基地(06-07)资助项目

† chenliucheng77@yahoo.cn

区域卫星导航系统用户、或者处于过渡期间的全球卫星导航系统用户而言,是比较重要的;(4) 历书也被用于卫星计算自身位置. 这是卫星完成某些在轨任务(如区域信号增强、区域信号屏蔽)的重要依据.

导航卫星历书的精度直接影响着卫星信号的捕获速度、接收机启动时间,并在某种程度上影响星座的服务性能. 目前导航卫星历书参数拟合算法,主要有 GPS 拟合算法、GLONASS 拟合算法两种. 其中 GPS 拟合算法因精度高、参数少、用户算法简单的特点,具有显著的优势,目前已被 Galileo 系统、我国新一代卫星导航系统采用.

关于 GPS 历书参数拟合算法,美国官方文献至今并没有公开. 从公开文献来看,只有文[1]对此问题进行了初步研究,并提出了一套历书参数拟合算法. 为此本文对该算法进行了改进研究,并提出了两套新的拟合算法及相应的用户算法.

## 2 GPS 历书参数构成

GPS 历书参数从定义上讲是钟差和星历数据的一个子集<sup>[2,3]</sup>,较广播星历而言,精度有所降低,但是有效时间大大增加.

由历书计算卫星位置,与卫星位置相关的 URE(用户测距误差)增大速度与时间跨度的平方成正比. 历书中的时间参数在正常工作阶段,提供的钟差误差小于 2 微秒,对统计意义上的钟差相关的 URE 贡献小于 135 米( $1\sigma$ ). 上述 GPS 历书精度指标是根据统计值估算出来的,在出现日蚀、轨道机动的情况时,误差可能更大<sup>[2]</sup>. GLONASS 系统的历书参数个数较多,目前使用范围较小,具体方法可参见文[4].

## 3 正常算法

### 3.1 历书位置参数拟合算法

GPS 历书参数是通过数值拟合方法得到的,文[1]简单地提出了历书拟合思想,本文总结如下(为了区分下文的改进算法,暂称为正常算法):

已知卫星轨道,可以用间接平差的方法求解出历书参数:

$$\bar{r}(t_k) = \bar{r}(\bar{X}_0, t_0, t_k), k = 1, \dots, n, \quad (1)$$

式中  $\bar{r}(t_k)$  表示  $t_k$  时刻的卫星位置,包含 3 个位置分量,  $t_0$  为参考历元时刻,  $\bar{X}_0$  表示待求的历书参数. (1) 式为非线性方程,需线性化后迭代求解.

$$\bar{r}(t_k) = \bar{r}(\bar{X}_{i/0}, t_0, t_k) + \left( \frac{\partial \bar{r}(t_k)}{\partial \bar{X}_0} \right) \bar{X}_{i/0} \times (\bar{X}_{i+1/0} - \bar{X}_{i/0}), k = 1, \dots, n,$$

$$y_i = \bar{r}(t_k) - \bar{r}(\bar{X}_{i/0}, t_0, t_k), B_i = \left( \frac{\partial \bar{r}(t_k)}{\partial \bar{X}_0} \right) \bar{X}_{i/0}, x_i = (\bar{X}_{i+1/0} - \bar{X}_{i/0}),$$

$$y = Bx$$

上式中,  $\bar{X}_{i+1/0}$  和  $\bar{X}_{i/0}$  分别表示第  $i+1$  和  $i$  次迭代求出的历书参数. 可以设定一定的收敛标准,迭代求解直至满足

$$\frac{|\sigma_{i+1} - \sigma_i|}{\sigma_i} < \epsilon$$

这里  $\sigma_i = \sqrt{\frac{(y-Bx)^T(y-Bx)}{m-1}}$  为  $i$  次迭代过程中的统计中误差,  $\epsilon$  可取为 0.01.

3.2 用户算法

利用历书计算卫星位置的算法与利用星历计算卫星位置算法基本相同<sup>[2,3]</sup>.  $\mu, \dot{\Omega}_e$  分别为系统定义的地球 GM 值和地球自转速度常量.

$$\left. \begin{aligned} A &= (\sqrt{A})^2, n = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}, t_k = t - t_{\alpha} + (CurWeek - Week) * 604800.0 \\ M_k &= M_0 + nt_k, M_k = E_k - e \sin E_k, \nu_k = \tan^{-1} \left\{ \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E_k / (1-e \cos E_k)}{(\cos E_k - e) / (1-e \cos E_k)} \right\} \\ i_k &= 0.3\pi + \delta_i, \Phi_k = \nu_k + \omega, r_k = A(1-e \cos E_k), x_k' = r_k \cos \Phi_k \\ y_k' &= r_k \sin \Phi_k, \Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{\alpha} \\ x_k &= x_k' \cos \Omega_k - y_k' \sin \Omega_k, y_k = x_k' \sin \Omega_k + y_k' \cos \Omega_k, \\ z_k &= y_k' \sin i_k \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

(2)式中 CurWeek,  $t$  为以周、秒表示的当前时间,其余参数意义见表 1. (为了节约通信资源,GPS 系统广播的历书参数  $\delta_i$  是拟合轨道倾角  $i_k$  相对于  $0.3\pi$  的差值)

表 1 GPS 历书参数内容  
Table 1 The contents of almanac parameters of GPS<sup>[2]</sup>

| Parameter      | explanation                                                             | Parameter  | explanation                                                |
|----------------|-------------------------------------------------------------------------|------------|------------------------------------------------------------|
| ID             | Pseudo random number [1-31]                                             | $\sqrt{A}$ | Square root of the semi-major axis                         |
| Health         | The indication of the heath of the almanac, (0; useful, ! 0; unuseful)  | $\Omega_0$ | Longitude of ascending node of orbit plane at $T_{\alpha}$ |
| $e$            | Eccentricity                                                            | $\omega$   | Argument of perigee                                        |
| Week           | The week number of reference time almanac (0000-1024)                   | $M_0$      | Mean anomaly at $T_{\alpha}$                               |
| $T_{\alpha}$   | The seconds number of reference time almanac                            | $a_{f0}$   | The bias of clock correction at reference time             |
| $\delta$       | Inclination angle at reference time relative to $i_0=0.30$ semi-circles | $a_{f1}$   | The bias rate of clock correction                          |
| $\dot{\Omega}$ | Rate of right ascension                                                 |            |                                                            |

4 改进算法

4.1 8 参数改进拟合算法

为了提高历书参数的性能,本文设计了一套 8 参数历书参数. 即历书位置参数用 Week、 $T_{0a}$ 、 $\sqrt{a}$ 、 $e$ 、 $i$ 、 $\Omega$ 、 $\omega$ 、 $M$  表示,比正常的历书参数少一个.

根据每个历元的卫星位置、速度,利用二体问题求解瞬时 6 个 kepler 轨道根数,对所有历元的  $a/e/i$  求平均值,并将均值作为最终的历书参数。 $\dot{\Omega}$  以公式(3)计算值  $\Omega_1$  直接代入,不参与拟合计算.其余 3 个历书参数利用 3.1 节正常算法拟合.

$$\Omega_1 = -\frac{3}{2}J_2 \frac{R_c^2}{p^2} n \cos i, \omega_1 = \frac{3}{2}J_2 \frac{R_c^2}{p^2} n(2 - \frac{5}{2}\sin^2 i), n = \sqrt{GM/a^3}, p = a(1 - e^2), \quad (3)$$

式中  $p = a(1 - e^2)$ , 所对应 Kepler 轨道根数为平根数<sup>[5]</sup>.

## 4.2 8 参数改进用户算法

用户采用新历书计算任意时刻卫星位置,基本同公式(3),其中  $\Omega_1, \omega_1$  根据广播历书的  $a/e/i$  参数和公式(3) 计算得到.将  $\Omega_1$  值代入  $\dot{\Omega}$ ,同时需要对不同历元修正近地点角  $\omega_k$ :

$$\left. \begin{array}{l} \text{对 MEO 卫星: } \omega_k = \omega_0 - \omega_1 \cdot (\Delta t/2 - t_k) \\ \text{对 GEO、IGSO 卫星: } \omega_k = \omega_0 - \omega_1 \cdot (\Delta t/2 - t_k)/2 \end{array} \right\}, \quad (4)$$

$\Delta t$  为历书拟合弧段的时间跨度,历书参数参考时间取拟合弧段开始时间.

## 4.3 9 参数改进拟合算法

在 8 参数拟合算法的基础上,本文设计了一套 9 参数历书拟合算法.即在 8 参数  $\text{Week}, T_{\omega}, \sqrt{a}, e, i, \Omega, \omega, M$  表示的基础上,增加一个参数: $\dot{M}$ ,代替原历书位置参数  $\dot{\Omega}$ ,参数个数与正常算法相等.

在 9 参数历书拟合方法中,  $\sqrt{a}, e, i, \Omega, \omega, M$  生成方法同 8 参数历书参数拟合方法.新参数  $M$  的计算公式为:

$$\dot{M} = (T_{\text{Err}_n} - T_{\text{Err}_0}) \Delta t / a \quad (5)$$

$T_{\text{Err}_n}, T_{\text{Err}_0}$  分别为拟合轨道最后一个历元、第一个历元对应的历书反算轨道的沿迹误差.  $\Delta t$  为历书拟合弧段的时间跨度.

## 4.4 9 参数改进用户算法

用户采用 9 参数历书计算任意时刻卫星位置,先由历书  $\sqrt{a}/e/i$  参数根据公式(3) 计算得到的  $\omega_1, \Omega_1$ ,并将  $\Omega_1$  赋值给  $\dot{\Omega}$ .

根据  $\omega_1, \dot{M}$ ,对不同历元的近地点幅角  $\omega_k$  和平近点角  $M_k$  的值进行修正:

$$\left. \begin{array}{l} \omega_k = \omega_0 - \omega_1 \cdot (\Delta t/2 - t_k) \\ M_k = M_0 + n \cdot t_k - \dot{M} \cdot (\Delta t/2 - t_k) \end{array} \right\}, \quad (6)$$

$\Delta t$  为历书拟合弧段的时间跨度,历书参数参考时间取拟合弧段开始时间.其他步骤同(2)式.

# 5 算例及分析

## 5.1 拟合轨道

采用的轨道包括模拟的中高卫星轨道和 IGS 实际轨道数据,见表 2.模拟数据为采用 EGM96 12×12 阶重力场模型,日、月第三体摄动模型,球形光压摄动模型生成各类卫星

轨道. 实测的 IGS 精密轨道数据为 IGS 2003-07-16~2003-07-31 的精密轨道.

在统计历书拟合精度时, 对 MEO 和 GEO/IGSO 卫星, 分别采用的 URE 计算公式,

$$\sigma_{URE}^2 = \sigma_R^2 + 0.01741(\sigma_T^2 + \sigma_N^2),$$
$$\sigma_{URE}^2 = 0.96\sigma_R^2 + 0.04(\sigma_T^2 + \sigma_N^2),$$

$\sigma_R, \sigma_T, \sigma_N$  分别由历书参数反算的卫星位置在径向、切向、法向的误差.

表 2 模拟卫星的初始轨道状态

Table 2 The initial states of the simulated satellites

| Satellite | Epoch time          | Initial kepler orbit elements /m /° |       |      |        |      |     |  |
|-----------|---------------------|-------------------------------------|-------|------|--------|------|-----|--|
| MEO1      | 2003-06-01 12:00:00 | 27906992.700                        | 0.001 | 55.0 | 329.50 | 0.00 | 0.0 |  |
| MEO2      | 2003-06-01 12:00:00 | 27906992.700                        | 0.006 | 55.0 | 329.50 | 0.00 | 0.0 |  |
| MEO3      | 2003-06-01 12:00:00 | 25906992.700                        | 0.001 | 55.0 | 329.50 | 0.00 | 0.0 |  |
| GEO1      | 2003-06-01 12:00:00 | 42164169.637                        | 0.0   | 0.0  | 80.0   | 0.00 | 0.0 |  |
| GEO2      | 2003-06-01 12:00:00 | 42164169.637                        | 0.0   | 55.0 | 160.0  | 0.00 | 0.0 |  |
| IGSO1     | 2003-06-01 12:00:00 | 42164169.637                        | 0.0   | 55.0 | 118.0  | 0.00 | 0.0 |  |

5.2 拟合结果

采用 5.1 中所述 14 天的模拟轨道和实际轨道作为源轨道, 利用正常算法和改进算法分别拟合历书参数, 并利用历书参数反算轨道, 统计源轨道与反算轨道在 14 天中的平均位置误差和 URE 误差, 见表 3.

表 3 正常算法与改进算法拟合卫星历书精度比较 (单位: 米)

Table 3 the compassion between the precision by normal and improved fitting algorithm (in m)

| satellite | Normal arithmetic |           | 8 parameters improved arithmetic |           | 8 parameters improved arithmetic |           |
|-----------|-------------------|-----------|----------------------------------|-----------|----------------------------------|-----------|
|           | URE               | POS Error | URE                              | POS Error | URE                              | POS Error |
| MEO1*     | 3035.9            | 22755.4   | 637.6                            | 4322.0    | 453.7                            | 2752.7    |
| MEO2*     | 3052.1            | 22846.3   | 641.8                            | 4323.4    | 458.2                            | 2756.9    |
| MEO3*     | 3586.4            | 26905.3   | 593.7                            | 3729.8    | 461.0                            | 2539.4    |
| GEO1*     | 1711.5            | 6572.7    | 2812.5                           | 11587.2   | 2110.8                           | 7602.6    |
| GEO2*     | 1599.1            | 5902.0    | 2792.7                           | 11244.5   | 2177.5                           | 7486.1    |
| IGSO1*    | 2772.9            | 12548.7   | 2405.3                           | 10660.2   | 2374.3                           | 10542.5   |
| GPS RN1   | 3097.3            | 23121.6   | 836.6                            | 5714.6    | 407.0                            | 1808.0    |
| GPS RN2   | 3701.9            | 27898.3   | 1222.2                           | 8434.2    | 481.3                            | 1934.3    |
| GPS RN3   | 3552.9            | 26660.5   | 1056.8                           | 6377.6    | 708.2                            | 3494.1    |
| GPS RN4   | 3311.3            | 24838.0   | 649.4                            | 4309.7    | 483.1                            | 2860.6    |
| GPS RN5   | 3711.4            | 27884.3   | 1298.9                           | 8784.4    | 717.9                            | 3715.0    |

注: 带 \* 的表示模拟轨道, 不带 \* 的表示实际的 IGS 卫星轨道

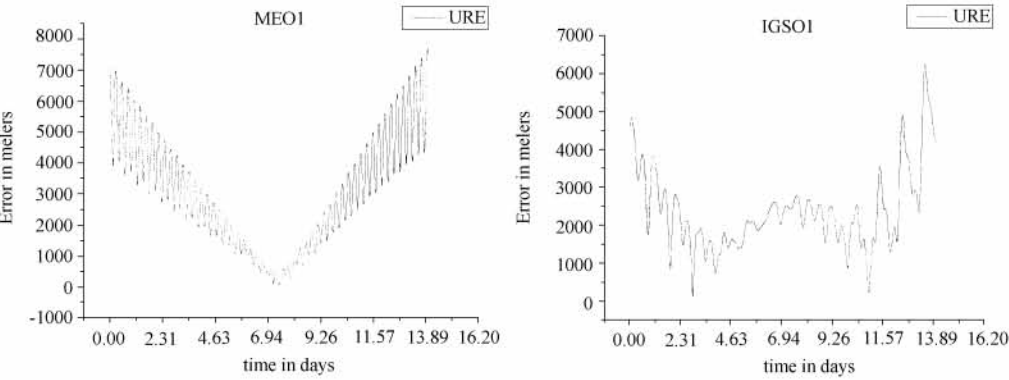


图 1 MEO 和 IGSO 正常算法拟合卫星历书精度  
Fig. 1 the precision of MEO and IGSO almanac by normal fitting algorithm

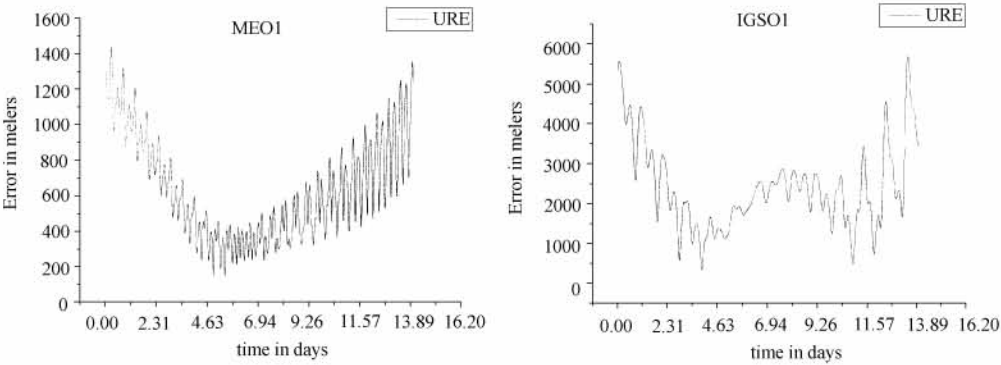


图 2 MEO 和 IGSO 8 参数改进算法拟合卫星历书精度  
Fig. 2 the precision of MEO and IGSO almanac by 8 parameters improved fitting algorithm

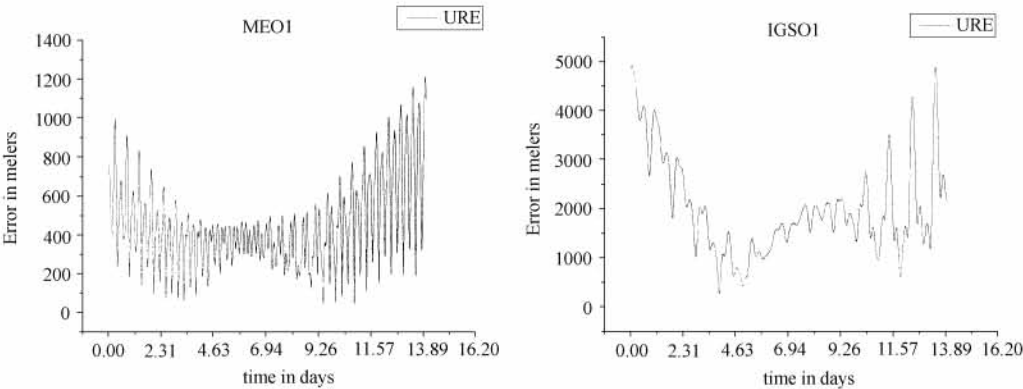


图 3 MEO 和 IGSO 9 参数改进算法拟合卫星历书精度  
Fig. 3 the precision of MEO and IGSO almanac by 9 parameters improved fitting algorithm

### 5.3 分析

对 GPS 历书做一简单的分析可知,历书表示法基本上是一种二体问题的拟合方法.只有升交点  $\Omega$  的一阶变化量能被拟合.在一阶摄动力作用下,卫星轨道根数  $a$  没有长期变化项<sup>[5]</sup>,其余 3 个轨道根数有一阶长期变化量(见公式(3)).GPS 历书拟合方法,并不能拟合  $\omega_1$ 、 $M_1$  项, $\dot{\Omega}$  能部分吸收其影响. $\omega_1$ 、 $M_1$  变化的速度与  $n$  即  $a^{-3/2}$  成正比,所以在其他轨道参数相同的情况下,轨道高度较低的卫星  $\omega_1$ 、 $M_1$  变化量大,造成的误差比较大.同理,由公式(3)可知,在其他轨道根数相同的情况下,偏心率较大的卫星, $\omega_1$ 、 $M_1$  变化量大,历书拟合误差较大.

改进方法以 8 参数拟合 MEO 卫星历书,精度优于 9 参数的正常拟合方法,其原因在于 3.1 节算法的正常拟合方法,线性化求解偏导数时所用的密切轨道根数误差较大造成的.而采用改进算法直接对某些历书参数进行赋值,可以将其值限制在比较准确的范围内,所以能以较少的参数获得较高的历书拟合精度.

改进方法用于高轨道卫星历书拟合时,忽略了地球重力场  $J_{2,2}$  项摄动上升为主要摄动项所造成的影响.造成了改进算法拟合 GEO 卫星或 IGSO 卫星历书精度与正常算法相当或者有所下降的情况,但是能够满足导航用户对于历书精度的要求.对于小  $i$ ,小  $e$  的 GEO 卫星由于卫星轨道根数的相关性增强,历书拟合各参数之间的调和作用明显,所以正常算法拟合的历书精度较好.

## 6 结论

采用改进算法,固定某些历书参数,拟合 MEO 导航卫星轨道,可以提高历书拟合精度、减少计算量、提高收敛速度.拟合 14 天卫星轨道的历书位置精度在几十公里,URE 在几公里的量级.采用新的 8 参数历书参数拟合方法和用户算法,虽然拟合参数少一个,但是拟合 14 天的 MEO 导航卫星轨道数据,拟合的位置误差在公里级,与位置相关的 URE 约 1 公里.采用新的 9 参数历书拟合方法和用户算法,拟合 14 天的 MEO 导航卫星轨道,拟合的位置误差在公里级,与位置相关的 URE 小于 1 公里,历书参数拟合误差在整个拟合区间分布更为均匀.新提出的两种历书位置参数拟合方法,适用于长弧段的历书拟合与计算,并优于现有的历书拟合方法.

本改进算法同样适用于 GEO、IGSO 导航卫星的历书拟合.由于 8 参数改进算法需要表达历书参数的信息较少,可以节约卫星导航系统宝贵的通信资源.如果用 9 参数改进算法,则可以在不增加通信资源的情况下,提高卫星历书的性能,尤其是 MEO 卫星的历书性能.

**致谢** 本文在完成过程得到了上海天文台吴斌研究员的指导和帮助,在此表示深深的谢意!

### 参 考 文 献

- 1 崔先强,焦文海,秦显平. 导航卫星的历书参数及其拟合算法[J]. 测绘科学技术学报,2006, 23(1):23-25

- 2 NAVSTAR GLOBAL POSITION SYSTEM INTERFACE SPECIFICATION. Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interface IS-GPS-200 Revision D[R], CA: ARINC Engineering Service LLC, 7 Dec 2004
- 3 NAVSTAR GLOBAL POSITION SYSTEM INTERFACE SPECIFICATION. Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interface IS-GPS-200 Revision C[R], CA: ARINC Engineering Service LLC, 10 Oct 1993
- 4 ICD-GLONASS. GLONASS INTERFACE CONTROL DOCUMENT (Version 5.0)[R]. ICD2002E, Moscow: Coordinate Scientific Information Center, 2002
- 5 刘林, 人造地球卫星轨道力学, 北京: 高等教育出版社[M], 1992: 104-188

## Research on Almanac Parameters Fitting Algorithm for Navigation Satellites

CHEN Liu-cheng<sup>1,2</sup> HU Xiao-gong<sup>2</sup> HAN Chun-hao<sup>1</sup> CHEN Jin-ping<sup>1</sup>

(1 The 61081 unit of PLA, BeiJing 100094)

(2 Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, shanghai 200030)

**ABSTRACT** Based on the 1<sup>st</sup> order perturbation analytic solution theory of satellite, the two improved almanac parameters fitting algorithm of navigation satellites and their user calculation arithmetic, so called the “8 parameters” and the “9 parameters” algorithm, are introduced in this article. For the “8 parameters” arithmetic, only with “Week,  $T_{\alpha}$ ,  $\sqrt{a}$ ,  $e$ ,  $i$ ,  $\Omega_0$ ,  $\omega_0$ ,  $M_0$ ”, less parameters than the normal algorithm are needed to express the new almanac information. According the broadcasted new almanac parameter “ $\sqrt{a}$ ,  $e$ ,  $i$ ”, the user may calculate “ $\dot{\Omega}$ ,  $\omega_1$ ” by the following formulas directly:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} J_2 \frac{R_e^2}{p^2} n \cos i, \quad \omega_1 = \frac{3}{2} J_2 \frac{R_e^2}{p^2} n \left( 2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right).$$

And more, the user may get more precise satellite position by correcting the  $\omega_k$  at any epoch by  $\omega_k = \omega_0 - \omega_1 \cdot (\Delta t/2 - t_k)$  for MEO,  $\omega_k = \omega_0 - \omega_1 \cdot (\Delta t/2 - t_k)/2$  for IGSO/GEO.

Based the “8 parameters” algorithm, the “9 parameters” algorithm is also different from the normal parameters, with “ $\dot{\Omega}$ ” replaced by “ $\dot{M}$ ”.  $\dot{M}$  can be calculated by  $\dot{M} = (T\_Err_n - T\_Err_0)/\Delta t/a$ .  $T\_Err_n$ ,  $T\_Err_0$  are the fitting errors in transversal direction at the last epoch and the first epoch respectively,  $\Delta t$  means the fitting time span in seconds. The rest almanac parameters Week,  $T_{\alpha}$ ,  $\sqrt{a}$ ,  $e$ ,  $i$ ,  $\Omega_0$ ,  $\omega_0$ ,  $M_0$  can be fitted by the former “8 parameters” algorithm. The user should correct the  $\omega_k$ ,  $M_k$ , according  $\omega_1$ ,  $\dot{M}$  at any epoch by

$$\omega_k = \omega_0 - \omega_1 \cdot (\Delta t/2 - t_k), \quad M_k = M_0 + n \cdot t_k - M \cdot (\Delta t/2 - t_k).$$

With the two new algorithm, many almanac fitting examples on some simulated satellite orbits or IGS GPS precise orbits are shown, which lead to the following conclusion: Less parameters are needed to fitting the so called 8 parameters almanac, while, the new algorithm can lead to higher accuracy for MEOs, quicker convergence through

iterative calculation. The same is true for the so called 9 parameters almanac fitting arithmetic, which can lead to much higher accuracy than any other almanac fitting algorithm.

**Key words** Astrometry and Celestial Mechanics; Ephemerides, Methods; numerical