

基于星历拟合的短弧运动学定轨

郭 睿^{1,2,3}, 胡小工¹, 黄 勇¹, 何 峰³

(1. 中科院上海天文台, 上海 200030; 2. 中国科学院研究生院, 北京 100390;
3. 解放军 61081 部队, 北京 100094)

摘 要: 当导航卫星在姿轨控和轨道恢复期间,传统的统计定轨理论难以实现精密定轨。首次提出了基于 10 参数星历拟合的短弧运动学定轨方法,建立和推导了相应的理论模型和定轨解算方法。其优点在于不仅能够反映卫星运动的物理学特征,提高了速度和轨道预报精度,而且不需要累积数据,实现近实时快速计算,克服了动力学法定轨发散和单点定位无法获得速度信息的不足。对 COMPASS M-01 导航卫星实测数据的处理表明,10 分钟短弧运动学定轨的位置精度优于 10 m,速度精度为 2 cm/s,预报 5 分钟轨道精度为 15.02 m,满足了短弧跟踪条件下 RDSS 对轨道精度的要求,实现了卫星精密定轨。

关键词: 精确定轨; 轨道机动; 钟差; 运动学法定轨

中图分类号: P135 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2010)02-0416-07

DOI:10.3873/j.issn.1000-1328.2010.02.019

0 引言

实时、不间断的导航服务需求对卫星导航系统提出了新的更高要求,传统的精密定轨理论难以处理这些新的问题。例如,导航卫星姿轨控后如何迅速提供卫星的精密轨道,包括卫星在姿轨控期间和控后的轨道。传统的统计定轨理论难以处理 1)当测轨弧段相对较短时;2)当卫星经历复杂的姿轨控时,如何建立有效的算法获得高精度的轨道参数。前一种情况导致传统的轨道改进算法的方程严重病态,需要引入人为的约束方程才能获得有意义的解。后一种情况对姿轨控动力学的模制误差严重制约了定轨精度的提高。

在短弧跟踪条件下,通常采用基于单点定位的几何法确定卫星的位置信息,然后再对位置序列进行拟合平滑处理,得到卫星的速度信息。这种方法定轨精度不高,速度精度通常在分米左右量级,定轨结果不能很好地反映卫星的运动规律,定轨预报精度太差,无法满足更高精度的定轨需求。因此,有必要找到一种能够充分体现卫星运动状态的短弧运动学定轨方法。

在 GPS 系统中,卫星通过导航电文向用户播发 16 个广播星历参数,除了参考历元时刻 t_{oe} 外,还包括 6 个开普勒轨道参数和 9 个轨道摄动参数,这些参数能够很好地描述 GPS 卫星的轨道信息,体现卫星的运动规律。GPS 系统通常是每 2 小时拟合一组广播星历,在拟合过程中的法方程奇异,各参数之间是强相关的,因此对于短弧跟踪条件下,更是无法对全部的 16 个广播星历参数进行拟合^{[1][3][7]}。

基于上述各种因素的分析,本文尝试提出了一种基于星历拟合的短弧运动学定轨方法,利用单点定位的位置信息进行卫星星历拟合,采用 6 个开普勒轨道根数及其变化率共 10 个星历参数来描述卫星的短弧运动状态,其实质为利用准二体问题来描述卫星运动规律。这种运动学方法充分利用了高采样率的测轨数据,减少了结果的噪声,其优点是不仅能够反映卫星运动的物理学特征,提高速度和轨道预报精度,而且不需要累积测轨数据,可以实现近实时快速计算,得到平滑的卫星位置和速度,既避免了动力学法定轨发散问题,又克服了单点定位无法获取速度信息的不足,实现了短弧跟踪条件下的卫星精密定轨。

收稿日期:2009-08-31; 修回日期:2009-10-30

基金项目:科技部“863”课题《中低轨道对地观测卫星分米级实时定轨软件平台》(2007AA12Z345);上海空间导航与定位技术重点实验室资助(06DZ22101);武汉大学卫星导航与定位教育部重点实验室资助(GRC-2009004)

1 基于星历拟合的运动学定轨模型

当卫星姿轨控或调频调相后的短弧跟踪条件下,可以通过单点定位解算得到一系列的卫星位置,但该位置序列并不光滑且无法直接获得卫星的速度信息。即使采用多项式平滑对单点定位结果进行平滑,可以提高定位精度,并通过求导处理得到卫星速度,但其平滑后的位置和速度精度不高,且不能反映卫星真正的运动规律,尤其对于卫星轨道的预报非常不利。

GPS 系统的广播星历包括 16 参数,历元时刻参考历元 t_{oe} 外,还包括 6 个开普勒参数和 9 个轨道摄动参数。在广播星历拟合过程中,参数解算过程的方法方程奇异,各参数之间是强相关的,因此对于十分钟左右的短弧跟踪条件下,基于 16 参数的星历拟合是不可行的^{[2][4]}。

鉴于上述问题,我们尝试去掉 6 个轨道调和参数,仅仅采用 10 个星历参数来描述卫星的地固系位置,除了历元时刻参考历元 t_{oe} 外,包括 6 个开普勒参数:卫星轨道半长轴 a 、轨道偏心率 e 、轨道倾角 i_0 、升交点赤经 Ω_0 、近地点角距 ω_0 、平近点角 M_0 。此外还包括 3 个轨道摄动参数:平近地点角速度的改正数 Δn 、升交点赤经的变化率 $\dot{\Omega}$ 、轨道倾角的变化率 \dot{i} ^[6]。

与 GPS 广播星历相比,该方法省去了 6 个调和项改正数,包括升交角距的正余弦调和改正项的振幅 Cus 和 Cuc 、轨道倾角的正余弦调和改正项的振幅 Cis 和 Cic 、地心距的正余弦调和改正项的振幅 Cr_s 和 Crc ,节省了计算步骤,提高了计算效率,同时能够反映卫星的运动规律。

在已知 10 个星历参数条件下,卫星地固系的位置计算步骤如下:

第 1 步:计算平均角速度:

$$n^2 a^3 = \mu \quad (1)$$

第 2 步:计算偏近点角 E_k :

$$M_k = M_0 + (\sqrt{GM/a^3} + \Delta n)(t_k - t_{oe}) \quad (2)$$

$$E_k = M_k + e \sin E_k \quad (3)$$

第 3 步:计算真近点角 V_k :

$$V_k = 2 \times \arctan\left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E_k}{2}\right) \quad (4)$$

第 4 步:计算轨道平面坐标:

$$\Phi_k = V_k + \omega \quad (5)$$

$$u_k = \Phi_k \quad (6)$$

$$r_k = a(1 - e \cos E_k) \quad (7)$$

$$\begin{cases} x_k = r_k \cos u_k \\ y_k = r_k \sin u_k \end{cases} \quad (8)$$

第 5 步:计算卫星在地固系的位置:

$$i_k = i_0 + \dot{i}(t_k - t_{oe}) \quad (9)$$

$$\Omega_k = \Omega_0 + \dot{\Omega}(t_k - t_{oe}) - GAST_w - \omega_e(t_k - t_{oe}) \quad (10)$$

$$\begin{pmatrix} X_k \\ Y_k \\ Z_k \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_k \cos \Omega_k - y_k \cos i_k \sin \Omega_k \\ x_k \sin \Omega_k + y_k \cos i_k \cos \Omega_k \\ y_k \sin i_k \end{pmatrix} \quad (11)$$

公式(1) - (11)可以建立任意一个时刻点 t_k 的卫星位置与星历参数之间的关系,公式中的参数含义可参考文献[2][3]。需要说明的是,该 10 个星历参数是一系列卫星地固系坐标拟合结果,仅以开普勒根数及其一阶变化率的形式表示,它们吸收了岁差、章动、地球自转和极移等信息,已经不是传统意义上的开普勒根数,如卫星半长轴 a 并不等同于惯性系下的轨道半长轴。

2 星历参数的求解

已知一组星历参数,可以计算得到卫星的地固系位置,观测方程如下:

$$R(t_k) = R(B_0, t_0, t_k) \quad k = 1, 2, 3, \dots, n \quad (12)$$

其中 $R(t_k)$ 为卫星 t_k 时刻的卫星位置, B_0 为 10 个星历参数, t_0 为参考历元时刻。

当通过单点定位得到一系列卫星的地固系位置后,可以通过观测方程(12)对 10 个星历参数进行估计。

首先,对方程(12)进行线性化处理:

$$R(t_k) = R(B_{i,0}, t_0, t_k) + \left(\frac{\partial R(t_k)}{\partial B_0}\right)_{B_{i,0}} \times (B_{i+1,0} - B_{i,0}) \quad k = 1, 2, 3, \dots, n \quad (13)$$

然后,建立误差方程:

$$V = A \cdot dB - [R(t_k) - R(B_{i,0}, t_0, t_k)]$$

$$= A \cdot dB - Y$$

$$A = \left(\frac{\partial R(t_k)}{\partial B_0}\right)_{B_{i,0}}$$

$$dB = (B_{i+1,0} - B_{i,0}) \quad (14)$$

最后,根据最小二乘原理,求解出待估参数:

$$dB = (A^T A)^{-1} A^T Y \quad (15)$$

其中 $B_{i+1,0}$ 和 $B_{i,0}$ 分别为第 $i+1$ 和 i 次迭代求出的待估参数,设置一定的收敛标准,迭代求解直至收敛^[2]。

$$\frac{|\sigma_{i+1} - \sigma_i|}{\sigma_i} < \epsilon \quad (16)$$

其中 $\sigma = \sqrt{\frac{(A \cdot dB - Y)^T (A \cdot dB - Y)}{n - 1}}$ 为单位权中误差, ϵ 为单位权中误差相对变化量,可以取为 0.01。

在迭代计算过程中,开普勒 6 参数的初值取为

$$\frac{\partial R(B_1, B_2, \dots, B_n)}{\partial B_k} = \frac{R(B_1, B_2, \dots, B_k + \epsilon_k, \dots, B_n) - R(B_1, B_2, \dots, B_k, \dots, B_n)}{\epsilon_k} \quad (17)$$

值得注意的是, ϵ_k 的选取非常关键,太大会超出线性范围,太小则不能保证有效位数,同时对于不同的参数, ϵ_k 也不同。

对于解析法,主要是依据公式(1) - (11)建立卫星地固系位置与各星历参数之间的偏导数关系,下面给出一个比较典型的偏导数公式:

$$\begin{cases} \frac{\partial R}{\partial e} = -a \left(1 + \frac{\sin^2 E}{1 - e \cos E} \right) P + \\ a \left(\frac{\sin E \cos E \sqrt{1 - e^2}}{1 - e \cos E} - \frac{e \sin E}{\sqrt{1 - e^2}} \right) Q \\ P = \begin{bmatrix} \cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \sin \Omega \cos i \\ \cos \omega \sin \Omega + \sin \omega \cos \Omega \cos i \\ \sin \omega \sin i \end{bmatrix} \\ Q = \begin{bmatrix} -\sin \omega \cos \Omega - \cos \omega \sin \Omega \cos i \\ -\sin \omega \sin \Omega + \cos \omega \cos \Omega \cos i \\ \cos \omega \sin i \end{bmatrix} \end{cases} \quad (18)$$

3 定轨试验结果及分析

为了验证基于星历拟合的短弧运动学法定轨精度,本文采用 COMPASS M-01 导航卫星不同弧段的实测伪距数据进行一系列定轨试验,对定轨结果和精度进行了分析。为了便于分析和说明问题,本文选取了 2008 年 5、6 和 7 月的三次定轨试验结果(下文中称为弧段 1、弧段 2 和弧段 3),定轨用站包括北京、成都、乌鲁木齐、绥阳、库尔勒、宁波和湛江共 7 个跟踪站,定轨弧段长度为 10 分钟。

7 个跟踪站都实现了站间时间同步,测站钟差为已知量。对于卫星的星载原子钟,如果导航系统

参考历元时刻 t_{oe} 的密切轨道根数,其余 3 个摄动参数的初值均取为 0。初值密切轨道根数的计算可以按照二体问题来近似求解,即计算参考时刻 t_{oe} 卫星对应惯性系下的位置速度,以二体问题的方法求解初轨 6 个密切开普勒轨道根数,并将其转化到地固系中作为初值。

在求解过程中,最关键的是偏导数矩阵 A 的计算,通常有解析法和差分法两种方法。其中差分法具有形式简单、精度高的特点,便于数值计算,其公式如下:

通过其它手段实现了星地时间同步,则不需要对卫星钟差进行估计,反之如果卫星钟差未知,则必须解算卫星钟差。

在定轨试验中,首先采用 10 分钟观测数据进行单点定位解算,然后对卫星位置进行平滑处理得到速度信息,最后进行基于星历拟合法的短弧动力学定轨,并与长弧动力学法定轨结果进行比较,分析定轨精度。

3.1 长弧定轨精度

为了评估基于星历拟合的短弧运动学法定轨精度,我们采用长弧精密定轨结果作为参考标准。长弧动力学法定轨弧长为 3 天,定轨策略为各个观测弧段解算一组星地组合钟差和钟速、全弧段解算一个光压参数,表 1 给出了 5 个不同弧段的定轨精度统计结果。

表 1 长弧定轨精度统计结果

Table 1 Statistical results of long arc POD accuracy

弧段	定轨残差(m)	径向精度(m)	位置精度(m)
1	0.269	0.46	5.07
2	0.239	0.31	6.89
3	0.219	0.36	7.49
4	0.233	0.67	6.50
5	0.306	0.30	5.43
mean	0.253	0.42	6.27

从结果中可以看出,定轨残差在 0.253 m,径向精度为 0.42 m,位置精度在 6.27 m,所以可以采用长弧定轨结果为参考标准。

3.2 定轨精度及分析

当星地实现时间同步后,卫星钟差可以精确测

定。在定轨试验中,直接采用卫星的预报钟差(预报 1 h 优于 1 ns),不再估计钟差参数。下面采用弧段

1、2 和 3 共三个 10 分钟伪距数据进行了短弧运动学定轨试验,其定轨精度如表 2 所示。

表 2 不同定轨方法的轨道精度(10 分钟, Unit: m m/s)

Table 2 Orbit accuracy of different approaches (10min, Unit: m m/s)

弧段	定轨方法	dX	dY	dZ	dPos	dVx	dVy	dVz	dV
1	单点定位	2.67	1.32	8.41	8.92				
	单点定位平滑	1.90	1.19	7.41	7.74	0.0333	0.0031	0.0199	0.0389
	星历拟合	1.61	1.18	7.35	7.61	0.0091	0.0010	0.0047	0.0103
2	单点定位	8.08	1.46	3.39	8.88				
	单点定位平滑	8.03	1.39	3.16	8.74	0.0309	0.0128	0.0411	0.0530
	星历拟合	8.08	1.26	2.57	8.57	0.0173	0.0021	0.0084	0.0193
3	单点定位	1.61	4.11	4.53	6.33				
	单点定位平滑	1.36	3.61	4.04	5.59	0.0126	0.0509	0.0501	0.0725
	星历拟合	1.49	3.16	3.72	5.10	0.0221	0.0122	0.0182	0.0311

图 1 和图 2 分别给出了弧段 2 不同方法的位置和速度精度,其中蓝线为单点定位结果,绿线为单点

定位平滑结果,红线为基于星历拟合结果。

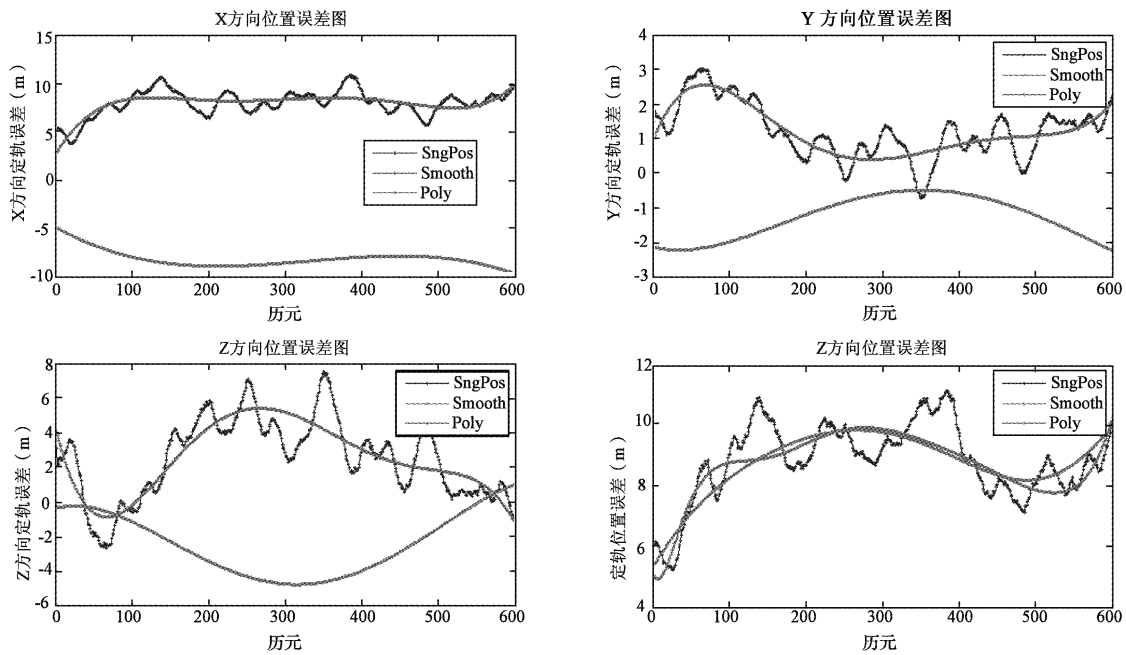


图 1 弧段 2 的位置精度比较图

Fig.1 Comparative position accuracy of POD in arc - II

从结果中可以看出,在 7 个跟踪站和钟差已知的条件下,单点定位的位置精度优于 10 m,但结果不平滑、且无法获得速度信息。对 10 分钟单点定位结果进行多项式平滑后,可以提高位置精度,获得平滑的位置信息,求导处理后的速度精度达到厘米/秒量级。基于星历拟合的短弧运动学定轨方法要明显优于单点定位及其平滑后的结果,10 分钟跟踪弧段的定轨位置精度为 7.093 m,速度精度为 2 cm/s,比单点定位平滑的速度精度提高了 50% 以上。

从图 1、2 可以看出,基于星历拟合的位置精度

更加平滑、分布更加均匀,与单点定位平滑后的速度结果相比,前者的速度精度没有明显起伏变化,精度分布非常均匀。究其原因,基于星历拟合法采用轨道根数及其变化量对卫星轨道进行描述,是利用准二体问题来描述卫星运动,更好地反映卫星的物理特征,而单点定位及其平滑结果只是从几何角度对轨道的拟合,故前者的精度具有明显优势。

3.3 轨道预报精度及分析

导航用户采用的是卫星预报轨道,因此轨道预报精度非常关键。利用 3.2 部分的轨道结果进行预

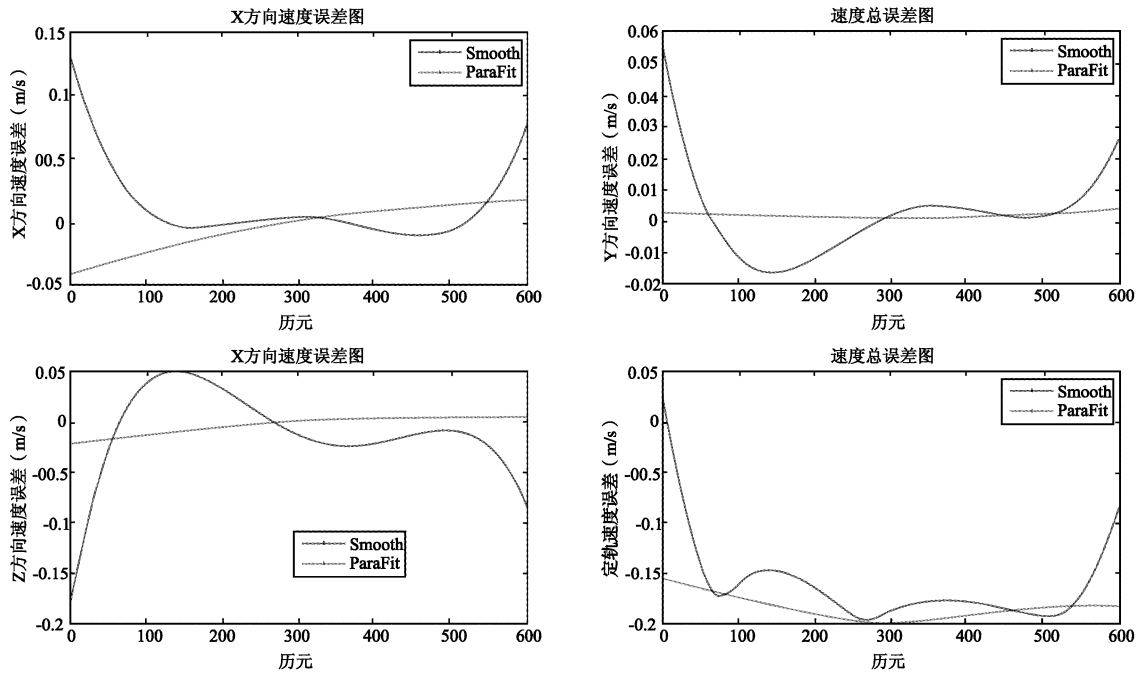


图 2 弧段 2 的速度精度比较图

Fig.2 Comparative velocity accuracy of POD in arc - II

报,并与长弧定轨结果进行比较,表 3-5 给出了预报精度的比较结果。

表 3 弧段 1 的预报精度比较结果(Unit: m)

Table 3 Comparative results of orbit predicting accuracy in arc - I (Unit: m m/s)

定轨方法	预报长度 (min)	dX	dY	dZ	dPos
单点定位平滑	1	3.44	1.30	4.65	5.93
	2	10.41	1.39	3.46	11.05
	3	21.74	1.43	4.36	22.22
星历拟合	1	2.21	0.98	7.75	8.11
	2	2.09	0.99	7.57	7.91
	3	1.87	1.01	7.29	7.60
	5	1.66	1.05	6.50	6.79

表 4 弧段 2 的预报精度比较结果(Unit: m)

Table 4 Comparative results of orbit predicting accuracy in arc-II (Unit: m m/s)

定轨方法	预报长度 (min)	dX	dY	dZ	dPos
单点定位平滑	1	13.80	3.40	5.93	15.40
	2	22.34	6.55	16.81	28.72
	3	38.88	12.85	38.19	55.99
星历拟合	1	5.70	0.49	1.47	5.90
	2	5.21	0.38	1.33	5.39
	3	4.76	0.35	1.22	4.92
	5	4.00	0.82	1.13	4.23

从结果中可以看出,基于星历拟合的定轨预报精度要明显优于单点定位平滑后的轨道预报精度,

预报 3 分钟的位置精度为 11.213 m,预报 5 分钟的位置精度为 15.02 m,当卫星的跟踪几何条件更好的情况下,预报精度还可以进一步提高。

表 5 弧段 3 的预报精度比较结果(Unit: m)

Table 5 Comparative results of orbit predicting accuracy in arc - III (Unit: m m/s)

定轨方法	预报长度 (min)	dX	dY	dZ	dPos
单点定位平滑	1	4.45	19.14	20.15	28.15
	2	4.90	33.60	34.01	48.06
	3	5.11	56.05	55.45	79.01
星历拟合	1	7.97	5.86	8.48	13.03
	2	10.98	6.91	10.24	16.53
	3	14.81	8.33	12.54	21.12
	5	25.22	12.54	19.11	34.04

究其原因,基于星历拟合的短弧运动学定轨更好地反映卫星运动的特征,突出地表现在更高的速度精度,因此更加利于轨道预报。同时图 1、2 的位置和速度精度的趋势也能说明上述结果,单点定位平滑结果只是对单点定位进行平滑处理,求导后的速度精度在弧段两端最差,对于轨道预报非常不利。

图 3 给出了弧段 2 两种方法的轨道预报精度图,结合图 3 和表 3-5 的结果可以看出,无论哪种定轨方法,预报时间越长,轨道精度越差,并且两种方法都不适合于做长时间轨道预报,这是短弧运动学定轨的不足之处。

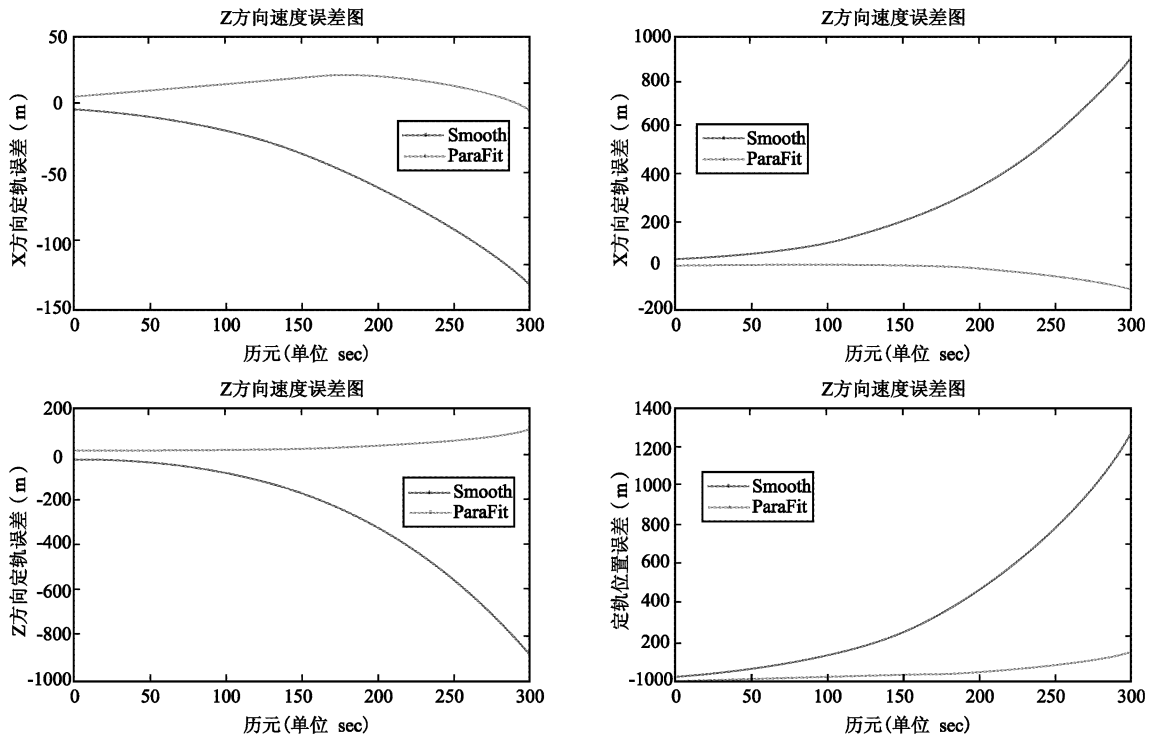


图 3 弧段 2 的预报精度比较图

Fig.3 Comparative position predicting accuracy of POD in arc - II

4 小结

本文首次提出了基于星历拟合的短弧运动学法定轨方法,建立了相应的理论模型,推导了定轨解算方法。该方法的优点是不仅能够反映卫星运动的物理学特征,提高速度和轨道预报精度,而且不需要累积轨控数据,实现近实时快速计算,解决了动力学法定轨发散的问题,同时克服了单点定位无法获得速度信息的不足。

采用 COMPASS M-01 卫星的实测数据的进行了定轨测试,结果表明:10 分钟短弧运动学定轨的位置精度优于 10 m,速度精度为 2 cm/s,较单点定位平滑的速度精度提高了 1-2 倍,预报 5 分钟轨道精度为 15.02 m。

同时基于星历拟合的短弧运动学定轨方法也存在一些不足,其一该方法只适合于短弧跟踪,当弧长增大,定轨精度反而越差;其二该方法是准二体问题条件下的精密定轨,因此仅仅适用于短时间轨道预报。

总之,基于星历拟合的短弧运动学法定轨模型,克服了短弧跟踪条件下动力学法定轨和单点定位中各种问题,实现了卫星精密定轨,该模型适用于卫星轨道机动期间、轨道恢复期间和卫星钟频调相等

各种短弧跟踪情况,满足了短弧跟踪条件下 RDSS (Radio Navigation Satellite System)对卫星轨道精度的要求。

参考文献:

- [1] 崔先强,焦文海,贾小林,等. GPS 广播星历参数拟合算法[J]. 测绘学院学报,2004,21(4):244-246. [CUI Xian-qiang, JIAO Wen-hai, JIA Xiao-lin. The fitting algorithm of GPS broadcast ephemeris parameters[J]. Journal of Institute of Mapping and Surveying, 2004,21(4):244-246.]
- [2] 黄勇,胡小工,王小亚,等. 中高轨卫星广播星历精度分析[J]. 天文学进展,2006,24(1):81-87. [HUANG Yong, HU Xiao-gong, WANG Xiao-ya. Precision analysis of broadcast ephemeris for medium and high orbit satellite[J]. Process in Astronomy, 2006,24(1):81-87.]
- [3] 陈刘成,韩春好,陈金平. 广播星历参数拟合算法研究[J]. 测绘科学,2007,32(3):12-14. [CHEN Liu-cheng, HAN Chun-hao, CHEN Jing-ping. The research of satellites broadcast ephemeris parameters fitting arithmetic[J]. Science of Surveying and Mapping, 2007, 32(3):12-14.]
- [4] 高玉东,郝晓宁,王威. GEO 导航星广播星历拟合改进算法设计[J]. 国防科技大学学报,2007,29(5):18-22. [GAO Yu-dong, XI Xiao-ning, WANG Wei. An improved fitting algorithm design of broadcast ephemeris for GEO satellite[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007,29(5):18-22.]
- [5] 崔先强,焦文海,贾晓林,等. 两种 GPS 广播星历参数算法的比

- 较[J]. 空间科学学报, 2006, 26(5): 382 - 387. [CUI Xian-qiang, JIAO Wen-hai, JIA Xiao-lin. Comparisons of two kinds of GPS broadcast ephemeris parameter algorithms [J]. Chinese Journal of Space Science, 2006, 26(5): 382 - 387.]
- [6] 杨维廉. 卫星轨道摄动频谱分析[J]. 宇航学报, 1995, 16(4): 1 - 8. [YANG Wei-lian. Spectral analysis of satellite orbit perturbation [J]. Journal of Astronautics, 1995, 16(4): 1 - 8.]
- [7] 杨维廉. 一种高精度的卫星星历模型[J]. 空间科学学报, 1999, 19(2): 148 - 153. [YANG Wei-lian. An accurate mathematical

model for satellite ephemeris[J]. Chinese Journal of Space Science, 1999, 19(2): 148 - 153.]

作者简介: 郭睿(1982 -), 男, 工程师, 主要从事精密定轨和导航系统完好性监测算法研究。

通信地址: 北京市 5136 信箱 106 分箱(100094)

电话: (010)66369479

E-mail: guorui@shao.ac.cn

Short-Arc Kinematic Orbit Determination Based on Ephemeris Fitting

GUO Rui^{1,2,3}, HU Xiao-gong¹, HUANG Yong¹, HE Feng³

(1. Shanghai Astronomical Observatory, the Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

2. Graduate School of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China;

3. 61081 Unit, Beijing 100094, China)

Abstract: Based on conventional statistical POD theory, precise orbit determination (POD) for navigation satellite could hardly be realized during the period of orbit maneuvering and recovery. Short-arc kinematic orbit determination approach based on 10 ephemeris parameters fitting was proposed firstly in the field of satellite navigation, with theory model and estimation method being established and deducted in this paper. Physical characteristic of satellite orbit was reflected in this approach, with high precision of velocity and orbit prediction. And nearly real time computation could be realized without data accumulation, which overcomes divergence of dynamical orbit determination approach, and obtains satellite velocity information. A POD test based on short-arc kinematic orbit determination approach was carried out, using measurements from COMPASS M - 01 satellite. Results show that: position accuracy is better than 10 meters, velocity accuracy is better than 2 centimeters per second, and 5 - minute orbit prediction accuracy is 15.02 meters, which could meet demands of Radio Navigation Satellite System (RDSS) and realize satellite precise orbit determination with short-arc tracking.

Key words: Precise orbit determination; Orbit maneuver; Clock bias; Kinematic orbit determination