

北斗二号卫星导航系统 PVT 计算优化设计

陈 雨

(南京六九零二科技有限公司,江苏 南京 210009)

[摘要] 以北斗卫星导航系统为应用背景,着重研究了北斗二号导航接收机的 PVT 解算过程,在保证定位结果精度的前提下,提高 PVT 解算速度、增加系统稳定性的优化设计方法,该方法针对 PVT 解算中的卫星位置速度计算和伪距修正两个运算模块进行了处理,先降低了计算的频率,再使用其他方法获取结果的近似值.并实际使用接收机对优化方法进行了实际测试与数据分析,证明了方法的可行性.

[关键词] 北斗二号导航系统,卫星位置速度计算,伪距修正

[中图分类号] V249.3 [文献标志码] A [文章编号] 1672-1292(2013)02-0022-05

Optimum Design of COMPASS Navigation Satellite System PVT Solution

Chen Yu

(Nanjing 6902 Technology Co., Ltd, Nanjing 210009, China)

Abstract: Based on the background of COMPASS navigation satellite system, this paper is focuses on optimizing methods to keep positioning accuracy, improves the calculating speed and increases the stability of the system in the COMPASS navigation satellite receiver PVT solution process. The method is directed against the solution of the satellite position, velocity and the pseudo-range correction module. Firstly, the computational frequencies are reduced. Then other methods are used to achieve approximation of the result. Finally, receiver is used to assess the optimizing method, and it proves that the method is easy and effective.

Key words: COMPASS navigation satellite system, calculation of the satellite position velocity, pseudo-range correction

北斗卫星导航系统(BeiDou(compass) Navigation Satellite System)是我国独立自主研发、建设的全球卫星导航系统.是与美国 GPS、俄罗斯 GLONASS、欧洲 Galileo 并列的四大 GNSS 系统之一.其发展可分为:建成北斗一号定位系统(实现区域二维定位)、建成北斗二号导航系统一期工程(实现区域三维导航)、建成北斗二号导航系统(实现全球三维导航)3 个阶段.2012 年 12 月 27 日,国务院新闻办宣布:北斗卫星导航系统正式提供亚太区域服务,这标志着系统第二阶段正式建成,开始第三阶段的发展.

北斗二号 RNSS 业务接收机采用与 GPS 相同的被动式单向测距解算方式,用户的位置、速度、时间(PVT: Position、Velocity、Time)由接收机独立解算,即先确定卫星的位置、速度、时间和卫星到用户的伪距,再据此计算用户的位置、速度、时间.在系统中,卫星的位置、速度通过导航电文的星历或历书计算获得,伪距由其原始观测值经修正模型修正后获得.这两个过程均具有操作复杂度高,计算数据量大的特点.在实际应用中,传统的解算方法将会在一个周期内对所有的卫星都进行位置速度计算和伪距修正,这将耗费大量的系统资源.如果能对该过程进行优化设计,则势必提高系统的稳定性.

1 研究对象

北斗二号导航系统的基本定位原理如下:

(1)以地心为坐标原点建立三维地心地固坐标系(ECEF),使用卫星广播星历计算卫星*i*在坐标系中的三维位置坐标 $S(X_s^i, Y_s^i, Z_s^i)$.

(2)由卫星向用户播发一组无线信号,接收机接收到这组信号后计算该信号的传播时间,再用该传播时间乘以光速 c 得到卫星到用户的距离 r ,此时由于本地时间与系统时间的差异,只能观测到一个存在钟差项的距离,称为伪距 ρ .

(3)以卫星位置为球心,卫星到用户的距离为半径确定一个球面.用户的位置必定位于该球面上.同时对多颗卫星进行观测,获得多个球面,这些球面的交点就是用户的位置.

以上原理可用方程表示为:

$$\rho^i - t \cdot c = \sqrt{(X_s^i - x_u)^2 + (Y_s^i - y_u)^2 + (Z_s^i - z_u)^2}.$$

此方程在卫星导航工程中被称为伪距观测方程,由此方程可看出,获取卫星的位置和卫星到用户的伪距是用户 PVT 解算的前提.

2 优化方法分析

2.1 卫星位置速度计算方法优化

卫星的运动轨迹在一个较短的时间间隔内,可近似认为遵循牛顿惯性定律.因此可以设计一种基于推算差值的轮循计算方法(以下简称:轮循推算法),针对每个时刻 t_k 只基于星历、星钟参数计算一颗卫星的位置、速度和加速度,其他的卫星由上一时刻 t_{k-1} 获得的位置、速度、加速度和两个时刻的时间差 4 个参数,推算出当前时刻的位置和速度.推算公式如下:

$$\begin{bmatrix} X_k \\ Y_k \\ Z_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{k-1} \\ Y_{k-1} \\ Z_{k-1} \end{bmatrix} + \Delta t \begin{bmatrix} \dot{X}_{k-1} \\ \dot{Y}_{k-1} \\ \dot{Z}_{k-1} \end{bmatrix} + \frac{\Delta t^2}{2} \begin{bmatrix} \ddot{X}_{k-1} \\ \ddot{Y}_{k-1} \\ \ddot{Z}_{k-1} \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} \dot{X}_k \\ \dot{Y}_k \\ \dot{Z}_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{X}_{k-1} \\ \dot{Y}_{k-1} \\ \dot{Z}_{k-1} \end{bmatrix} + \Delta t * \begin{bmatrix} \ddot{X}_{k-1} \\ \ddot{Y}_{k-1} \\ \ddot{Z}_{k-1} \end{bmatrix}.$$

以常见的 16 通道接收机为例,每台接收机最多同时跟踪、观测的卫星数为 16 颗,以解算频率为 2 Hz 计算,如果使用本文设计的轮循推算法,则每颗卫星的最长解算间隔时间为 8 s.

截取某 MEO 卫星于某时刻的一组星历参数,以该时刻为原始值,0.5 s 为间隔,进行 16 次星历计算值与推算值的对比采样,结果如表 1 所示.

表中的三维位置误差和三维速度误差,分别指使用轮循推算法得到的三维位置和三维速度与使用星历、星钟参数计算得到的三维位置和三维速度之间的差值,将该结果使用曲线图表示如图 1 所示.

由数据及曲线图可见:在 8 s 内,三维位置偏差数据和三维速度偏差数据都是随推算间隔的增加而不断增大的.在 8 s 时达到的最大值为:

位置三维偏差:0.00516932244499064 m,
速度三维偏差:0.00193826892150377 m/s.

除了刚才截取的那组星历外,再在不同时间段分别截取 3 颗卫星(1 颗 MEO 卫星,1 颗 IGSO 卫星,1 颗 GEO 卫星)的 3 组星历,这 3 颗卫星分别代表了北斗二号导航系统所使用的 3 种不同类型的卫星,针对这 4 组星历进行位置速度计算和推算,然后比较差值.采样时间为 1 h,间隔为 1 s,推算间隔为 8 s,这样每组星历都将有 3 600 个比较数据.因为数据量过于庞大,就不在此列出,只画出曲线图如图 2~图 5 所示.

由上述 4 幅图可以看出,在 8 s 时间内,MEO 卫星

表 1 卫星推算偏差值变化比较

Table 1 Compare the change with satellite position calculating deviation

	三维位置误差/m	三维速度误差/(m/s)
第 1 次	1.29918581706914e-006	7.57170008046856e-006
第 2 次	1.01983794210232e-005	3.02867089953228e-005
第 3 次	3.42107023353809e-005	6.81448948836715e-005
第 4 次	8.09309291524923e-005	0.000121146119718992
第 5 次	0.000157942169032243	0.000189290251736727
第 6 次	0.000272803500944008	0.00027257715623812
第 7 次	0.000433111104548687	0.000371006695171585
第 8 次	0.000646409872996477	0.000484578736553431
第 9 次	0.000920282285218524	0.00061329314380042
第 10 次	0.0012622853983554	0.000757149783269446
第 11 次	0.00167997556186957	0.000916148518943014
第 12 次	0.00218099022767815	0.001090289215872
第 13 次	0.00277284660874719	0.00127957173999816
第 14 次	0.003463145153091	0.00148399595730951
第 15 次	0.00425944728387214	0.00170356172970844
第 16 次	0.00516932244499064	0.00193826892150377

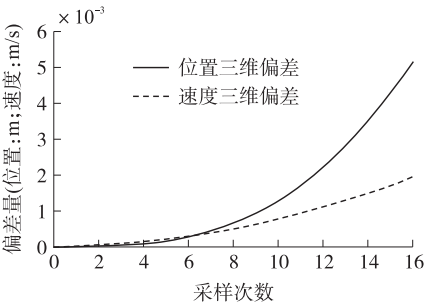


图 1 8 s 内卫星推算偏差值

Fig. 1 Satellite position calculating deviation in 8 s

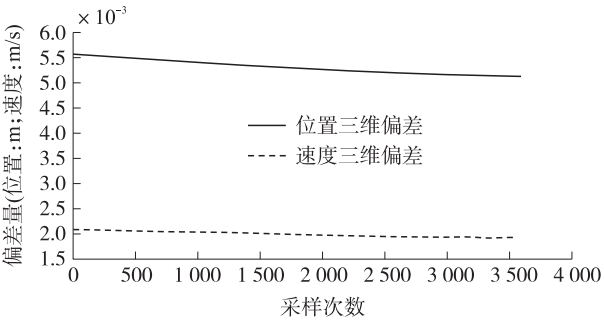


图 2 MEO 卫星偏差值-1
Fig. 2 Satellite deviation for MEO-1

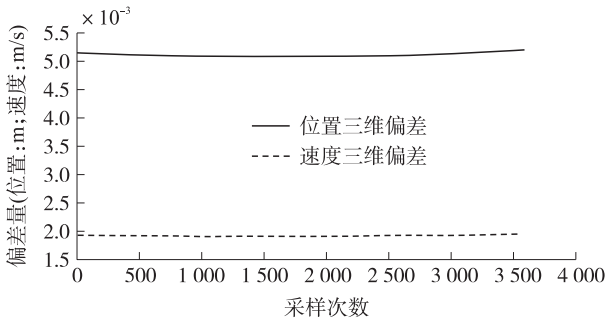


图 3 MEO 卫星偏差值-2
Fig. 3 Satellite deviation for MEO-2

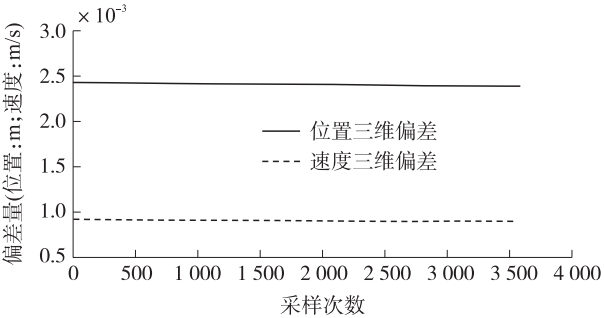


图 4 IGSO 卫星偏差值
Fig. 4 Satellite deviation for IGSO

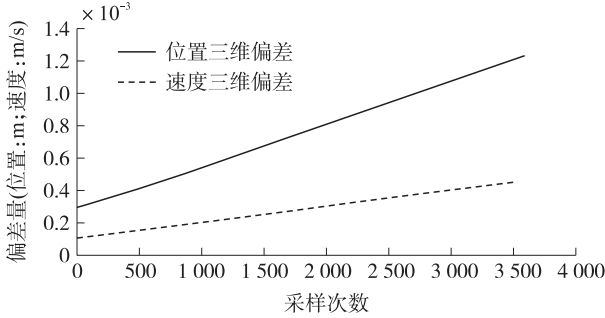


图 5 GEO 卫星偏差值
Fig. 5 Satellite deviation for GEO

的三维偏差值最大,IGSO 卫星次之,GEO 卫星最小. 这是由卫星相对于地球的运行轨迹与速度决定的,但即使是偏差最大的 MEO 卫星,其值在 8 s 内也保持在上述观测数据所示的 mm 量级. 该量级的偏差对独立式导航型接收机误差性能几乎不造成影响. 笔者还针对了大量不同时间段采集的星历数据重复进行了上述实验,实验结果均一致.

2.2 伪距修正优化

通过信号观测可获得伪距的原始值,但该值包含了各种误差,如卫星钟误差、地球自转误差、相对论效应误差、电离层误差、对流层误差等,必须将这些误差修正后方可带入伪距观测方程. 在实际操作中,伪距修正可通过模型改正法实现,即利用参数和模型计算出误差,再将误差从伪距原始观测值中减去.

实际测量发现:接收机稳定定位后,地球自转修正、相对论效应修正、电离层修正、对流层修正 4 项的误差值短时间内都基本保持在 0.01 m 以下变化. 为了减小计算量,可沿用以上使用的轮循推算方法,在每个时刻只对一颗卫星的修正值进行计算,其他卫星使用上一时刻计算得到的修正值. 与上一小节的轮循推算方法相同,针对 16 通道 2 Hz 接收机,每颗卫星的最长解算间隔时间为 8 s.

特选取一颗 MEO 卫星,列出该卫星在某时刻某地点所计算出的地球自转修正、相对论效应修正、电离层修正、对流层修正 4 项伪距修正值在 8 s 内产生的变化如表 2 所示.

表 2 伪距修正变化比较
Table 2 Compare the change with pseudorange correction

	地球自转修正/m		相对论效应修正/m		电离层修正/m		对流层修正/m	
	真实值	偏差	真实值	偏差	真实值	偏差	真实值	偏差
第 0 次	19.551 9	0	5.222 5	0	-20.434 6	0	-0.363 1	0
第 1 次	19.551 4	0.000 5	5.222 4	0.000 1	-20.433 8	0.000 8	-0.363 1	0
第 2 次	19.550 7	0.001 2	5.222 3	0.000 2	-20.433 8	0.000 8	-0.363 1	0
第 3 次	19.550 3	0.001 6	5.222 2	0.000 3	-20.433 6	0.001 0	-0.363 1	0
第 4 次	19.549 7	0.002 2	5.222 0	0.000 5	-20.433 5	0.001 1	-0.363 1	0
第 5 次	19.549 2	0.002 7	5.221 9	0.000 6	-20.433 5	0.001 1	-0.363 1	0
第 6 次	19.548 9	0.003 0	5.221 9	0.000 6	-20.433 5	0.001 1	-0.363 1	0
第 7 次	19.548 6	0.003 3	5.221 8	0.000 7	-20.433 4	0.001 2	-0.363 1	0
第 8 次	19.547 5	0.004 4	5.221 5	0.001 0	-20.433 2	0.001 4	-0.363 1	0
第 9 次	19.547 0	0.004 9	5.22 14	0.001 1	-20.433 2	0.001 4	-0.363 1	0

续表 2 Table 2 continued

	地球自转修正/m		相对论效应修正/m		电离层修正/m		对流层修正/m	
	真实值	偏差	真实值	偏差	真实值	偏差	真实值	偏差
第 10 次	19.546 5	0.005 4	5.221 4	0.001 1	-20.433 2	0.001 4	-0.363 1	0
第 11 次	19.545 9	0.006 0	5.221 2	0.001 3	-20.433 0	0.001 6	-0.363 1	0
第 12 次	19.545 3	0.006 6	5.221 0	0.001 5	-20.433 0	0.001 6	-0.363 1	0
第 13 次	19.544 8	0.007 1	5.220 9	0.001 6	-20.432 9	0.001 7	-0.363 1	0
第 14 次	19.544 2	0.007 7	5.220 9	0.001 6	-20.432 9	0.001 7	-0.363 1	0
第 15 次	19.543 5	0.008 4	5.220 8	0.001 7	-20.432 8	0.001 8	-0.363 1	0
第 16 次	19.543 1	0.008 8	5.220 5	0.002 0	-20.432 7	0.001 9	-0.363 1	0

表中的每一次变化间隔是 0.5 s,“真实值”是指每一次使用修正模型计算出的值,“偏差”值是每一次计算值与首次(第 0 次)计算的偏差,将这 4 项“偏差”数据使用曲线图表示如图 6 所示。

由图 6 可以看出,在这 4 项修正值中,变化最大的是地球自转修正,在 8 s 内变化了 0.008 8 m,笔者大量重复进行了上述实验,每次实验对接收机的所在点、接收机的运行状态、测试的时间、所针对的卫星都进行了变化。实验结果显示这 4 项修正值均处于该 mm 量级。

3 优化结果实测

此处将针对两段程序进行定位精度测试和程序运行占用时间测试,其中一段使用本文所设计的轮循推算算法,另一段不使用。然后对测试结果进行分析。

3.1 定位精度分析

使用卫星信号发生器,编辑固定高程匀速圆周运动场景,设定场景运行时间为 2012 年 07 月 22 日上午 7:20~8:30,用户固定高程为 20 m,轨迹为半径 10 000 m 的圆形,定位圆心为:东经118.757 495°,北纬 32.076 047°,运动速度为:300 m/s。在相同的硬件环境里对两段程序进行定位精度测试,设置采样间隔为 1 s,采样次数为 3 600,测试结果分别如图 7、图 8 所示。

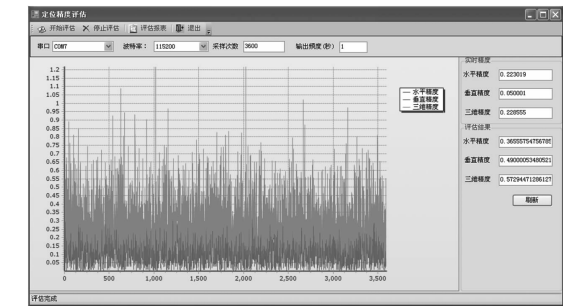


图 7 优化后程序的定位精度
Fig. 7 Positioning accuracy with the program after optimize

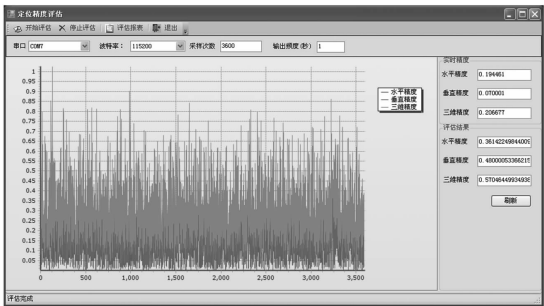


图 8 优化前程序的定位精度
Fig. 8 Positioning accuracy with the program before optimize

图中的实时精度是指“模拟卫星信号在生成时所使用的用户位置参数”和“使用该模拟卫星信号解算出的用户位置结果”这两者的偏差。评估结果为所有实时精度值在 3σ(99.73%) 条件下的方差。

如图显示:使用轮循推算算法的程序,显示定位精度为:水平精度:0.366 m;垂直精度:0.490 m;三维精度:0.573 m。不使用轮循推算算法的程序显示定位精度为:水平精度:0.361 m;垂直精度:0.480 m;三维精度:0.570 m。由此可见,修改后的程序定位精度值只在 cm 量级有较小的变化,这对独立式导航接收机(现实条件下定位误差通常在 m 量级)定位结果无明显影响。

3.2 程序执行时间分析

在硬件上定义两个输出管脚,第一个管脚在轮循推算算法开始执行时置高,结束执行时置低;第二个

管脚在每颗卫星位置计算开始时置高,结束时置低,这样就可以使用示波器测试出程序的执行时间. 在上一小节两段程序的执行过程中,分别任意截取一个测试代码的执行时间如图 9、图 10 所示.

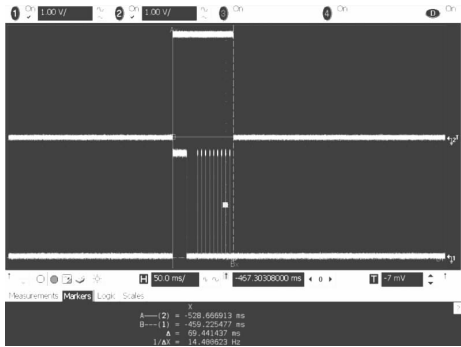


图 9 优化后程序的执行时间

Fig. 9 Execution time with the program after optimize

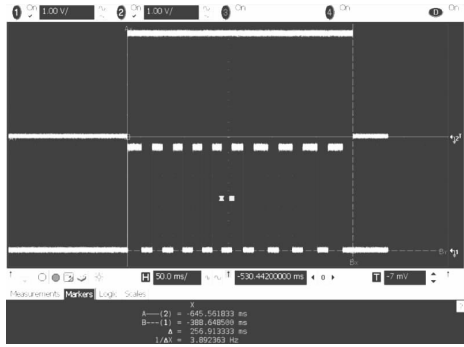


图 10 优化前程序的执行时间

Fig. 10 Execution time with the program before optimize

图中,上半部分的较宽方波时间为执行整段轮循推算算法的时间;下半部分的多个较窄方波或脉冲波时间为执行每颗卫星 PV 计算的时间,方波间的低电平时间为伪距修正的时间. 可以看出:当前时隙的解算卫星数为 10 颗,使用轮循推算算法的程序在此时隙内只执行了 1 颗卫星的计算,其余卫星的位置速度计算时间几乎为零,伪距修正的时间也大幅缩减. 整段程序的执行时间缩短至原先的 1/4 左右.

4 结论

由测试结果可以表明,本文所设计的轮循推算方法在保证了定位结果精度的前提下,提高了解算的速度,减少了系统的开销,增加系统稳定性,达到了预期的目标. 该方法简单易行且没有增加额外的硬件成本,适用于北斗二号卫星导航系统独立式导航接收机,在修改部分指标后也可适用于 GPS、GLONASS、GALILEO 等 RNSS 导航系统接收机.

[参考文献](References)

[1] 周富相,吴久银,吕晶. 基于多通道观测测量精确定时的算法及实现[J]. 解放军理工大学学报,2007,8(4):328-332.
Zhou Fuxiang,Wu Jiuyin,Lü Jing. Algorithm and implementation of precision timing based on various channels information [J]. Journal of PLA University of Science and Technology,2007,8(4):328-332. (in Chinese)

[2] 陈兆林,张书毕,佟瑞菊. 用拉格朗日多项式内插计算 GPS 卫星位置[J]. 全球定位系统,2007,7(2):33-35.
Chen Zhaolin,Zhang Shubi,Tong Ruiju. Computing the location of GPS satellites by lagrange polynomial[J]. GNSS World of China,2007,7(2):33-35. (in Chinese)

[3] 涂刚毅,金世俊,祝雪芬,等. 三种 GPS 定位优化算法的实现及比较[J]. 中国惯性技术学报,2009,17(2):170-174.
Tu Gangyi,Jin Shijun,Zhu Xuefen,et al. Implementation and validity of three GPS positioning optimization algorithms[J]. Journal of Chinese Inertial Technology,2009,17(2):170-174. (in Chinese)

[4] 戴卫恒,朱文明,常江,等. 弱信号条件下的卫星导航技术进展[J]. 全球定位系统,2009,9(1):29-32.
Dai Weiheng,Zhu Wenming,Chang Jiang,et al. Development of satellite navigation system in weak signal condition[J]. GNSS World of China,2009,9(1):29-32. (in Chinese)

[5] 吕晶,李广侠,于永,等. 卫星导航技术专题系列讲座[J]. 军事通信技术,2009,30(3):95-99.
Lü Jing,Li Guangxia,Yu Yong,et al. Seminar on satellite navigation technology series[J]. Journal of Military Communications Technology,2009,30(3):95-99. (in Chinese)

[6] 谷文飞,吕晶,常江,等. 星历和星钟参数辅助精度对 AGPS 接收机捕获性能的影响[J]. 电讯技术,2011,51(4):75-78.
Gu Wenfei,Lü Jing,Chang Jiang,et al. Influence of assisted ephemeris and space vehicle clock precision on AGPS receiver acquisition performance[J]. Telecommunication Engineering,2011,51(4):75-78. (in Chinese)

[7] 中国卫星导航系统管理办公室. B1I/1.0-2012,北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件[S]. 北京:2012.
China navigation satellite system management office. BeiDou (COMPASS) navigation satellite system space signal interface control document(ICD). Public service signal B1I(V1.0)[S]. Beijing:2012.

[责任编辑:刘健]