



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105319561 A

(43) 申请公布日 2016. 02. 10

(21) 申请号 201410356964. X

(22) 申请日 2014. 07. 24

(71) 申请人 北京大学

地址 100871 北京市海淀区颐和园路 5 号北京大学

(72) 发明人 谭思远 朱柏承 张晓迪

(51) Int. Cl.

G01S 19/13(2010. 01)

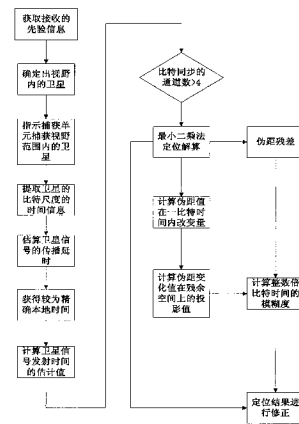
权利要求书1页 说明书7页 附图3页

(54) 发明名称

一种卫星定位导航接收机快速热启动方法

(57) 摘要

本发明公开了一种基于卫星星座局部不变性的快速热启动方法。该方法利用先验性信息，在开机后迅速确定当前的视野范围内可用的卫星，并指示接收机的捕获单元捕获。接收机捕获卫星信号实现比特同步后，提取比特尺度内的时间信息。接着，通过计算卫星信号的传播延时，获得较为精确的本地时间。进一步求解定位方程，计算出一组伪距残差值，在此基础上求解卫星在单位比特时间内径向距离改变量，将它们投影到卫星的残余空间，获得另一组伪距残差向量。利用前后两个残差向量的线性关系，求得接收机时间的模糊度，从而计算出精确的卫星信号发射时间，获得正确定位结果。该方法对本地时间的精度要求不高，适用面广，为接收机快速热启动提供了新思路。



1. 基于卫星星座局部不变性的快速热启动方法,其特征在于,包括以下十二个步骤:

步骤 A:读取先验信息,确定当前可见的卫星;

步骤 B:指示捕获单元捕获视野范围内的卫星;

步骤 C:获得较为精确的本地时间;

步骤 D:获得定位解算方程,求解获得残差向量;

步骤 E:计算伪距值在一比特时间内的改变量;

步骤 F:计算伪距变化值在残余空间上的投影值;

步骤 G:计算接收机时间的整数倍模糊度;

步骤 H:定位结果修正。

2. 根据权利要求 1 所述的基于卫星星座局部不变性的快速热启动方法,其特征在于,步骤 A 所述读取先验信息包括:用户的概略位置信息,卫星播发的星历信息,本地时间信息。所述的确定当前可见的卫星需要通过接收机获取的本地时间与卫星星历的星历时间,来判断星历是否过期,并计算出具有有效星历的卫星的大致位置,结合本地的概略位置,估算卫星的仰角,并去除仰角过低的卫星,从而获得它们的卫星号。

3. 根据权利要求 1 所述的基于卫星星座局部不变性的快速热启动方法,其特征在于,步骤 B 通过向接收机的捕获单元发送对某颗卫星的捕获命令,控制接收机去捕获步骤 A 中确定的卫星信号。

4. 根据权利要求 1 所述的基于卫星星座局部不变性的快速热启动方法,其特征在于,步骤 C 在接收机捕获卫星成功并实现电文的比特同步后,提取出比特尺度(小尺度)内的时间信息。接着,根据本地的概略位置与卫星的大致位置,计算卫星信号的传播延时,进而获得较为精确本地时间。

5. 根据权利要求 1 所述的基于卫星星座局部不变性的快速热启动方法,其特征在于,步骤 D 利用估算较为精确的本地时间以及卫星信号的传播延时求得卫星信号的发射时间。然后,利用卫星的星历参数计算出卫星在信号发射时刻的位置与速度信息,并由此获得定位解算的非线性方程组。通过牛顿迭代法求解定位解算的非线性方程组,并采用最小二乘法求解每一次迭代的修正向量,获得定位结果与定位的伪距残差。

6. 根据权利要求 1 所述的基于卫星星座局部不变性的快速热启动方法,其特征在于,步骤 E 通过求解卫星的速度,经将速度投影到接收机与卫星连线的方向上,获得卫星的径向速度,从而获得卫星在一比特时间内径向速度的改变量。

7. 根据权利要求 1 所述的基于卫星星座局部不变性的快速热启动方法,其特征在于,步骤 F 通过将步骤 E 所求的一比特时间内径向速度的改变量投影至伪距残余空间,获得一比特时间变化所带来的伪距残差。

8. 根据权利要求 1 所述的基于卫星星座局部不变性的快速热启动方法,其特征在于,步骤 G 通过对定位结果的伪距残差与一比特时间内卫星运动变化所引起的伪距残差的各分量的比例关系,求出卫星发射时间的模糊度。

9. 根据权利要求 1 所述的基于卫星星座局部不变性的快速热启动方法,其特征在于,步骤 H 通过步骤 G 求解出的发射时间的模糊度,将它所引起的伪距变化量投影至卫星的测量空间上,用于修正步骤 D 的定位结果。

一种卫星定位导航接收机快速热启动方法

技术领域

[0001] 本发明属于全球卫星定位与导航领域,涉及定位导航接收机的快速定位技术。具体的来说,它是一种基于卫星空间位置局部不变性的快速热启动方法。

背景技术

[0002] 接收机的首次定位时间是衡量接收机性能的一个重要指标。根据不同的场景,可以将接收机的首次定位时间分为:冷启动,温启动,热启动,重补四类。

[0003] 接收机实现定位需要两个必要条件,一是卫星信号的发射时间,二是接收机接收到信号时的本地的时间。卫星信号的发射时间需要通过提取电文中的时间信息来确定。该时间信息是通过不同尺度的时间计数量组装而成的。获得精确的卫星信号发射时间需要接收机对卫星信号实现帧同步。对于 GPS L1CA 信号而言,实现帧同步需要的时间为 6s ~ 12s。新体制信号 GPS L1C 则需要 18s ~ 36s。卫星信号的发射时间的精度很高,可到达纳秒级别。而接收机的本地时间精度一般较差,精度在秒级别。

[0004] 接收机进行位置计算的过程是根据卫星信号的发射时间 t_s 以及卫星的星历信息,确定卫星 j 的位置 $S_j(x_j, y_j, z_j)$ 和速度信息 $\vec{V}_j(v_x, v_y, v_z)$,结合接收机的本地时间 t_{rcv} ,确定卫星与接收机的伪距 $\rho_j = (t_{rcv} - t_s) \cdot c$,其中 c 为光速。

[0005] 另一方面,伪距 ρ_j 与用户位置 $U(x_u, y_u, z_u)$,接收机的钟差 δt_u ,以及多径传播时延误差 ε_{ρ_j} 存在这下面的关系:

$$[0006] \quad \rho_j = \sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2} + c\delta t_u + \varepsilon_{\rho_j} \quad (1)$$

[0007] 只要获得了至少 4 个如 (1) 的方程,采用最小二乘法,便可以求解出用户的位置信息了。

[0008] 热启动是指接收机有不太精确的本地时间 (2s 内误差),有效的卫星星历信息,本地概略位置 (上一次用户定位位置),明确当前的用户可用的卫星号的情形下,设备断电重启进行首次定位的时间。

[0009] 现有的热启动方案中,大部分需等待电文帧同步来获得卫星信号的发射时间这显然会使得首次定位时间变长;有一些只需要比特同步 (0.2s) 的方案,但方案中需要本地时钟具有较高的精准度 (10ms 内误差),并且还加以一套失效监测机制来确保这个精准度。这种方案对本地时钟要求较高,而且监测机制较为复杂。

发明内容

[0010] 本发明提出了一种基于卫星星座的局部不变性的快速热启动方法,它能够克服现有热启动方案的不足。

[0011] 该方法首先在接收机上电后,根据本地时间对存储的星历信息进行判断,确定出星历有效的卫星,并利用接收机的概略位置计算出当前的情况下接收机的视野范围内的卫星,获得它们的卫星号,并指示接收机的捕获单元捕获视野范围内的卫星。当接收机捕获卫

星成功并实现电文的比特同步后,提取出一比特数据位的时间信息(对于 GPS L1C,这一时间范围是 10ms, GPS L1CA,这一时间范围是 20ms)。然后,再计算卫星信号的传播延时,获得本地时间的粗估值,并在此基础上估算卫星信号的发射时间,并根据卫星的星历参数计算出卫星在信号发射时刻的位置与速度信息,由此获得定位解算的非线性方程组。由于估算出的卫星信号的发射时间存在若干比特时间的模糊度,故通过最小二乘法求解定位方程组时,获得的伪距残差会很大。这时,再求解出卫星相对于接收机的径向速度,并计算出一个比特时间内径向速度的累积量,也叫做径向距离改变量,将它们投影到卫星的残余空间后获得一组残差向量。利用两个残差向量的对应分量之间的线性比例关系,可以求得比特时间的整数模糊度。进而获得精确的卫星信号发射时间,从而修正定位误差,获得正确定位结果。

[0012] 为了实现快速热起动,本发明要进行如下的几个步骤。

[0013] 步骤一:读取先验信息。

[0014] 当接收机的 CUP 上电后,需要从存储单元中读取接收机上一次正常定位后的位置信息,卫星的星历信息。

[0015] 步骤二:确定当前可见的卫星。

[0016] 接收机获取的本地时间(时间不确定度为 1s,可以认为是本地时间的粗估计值)与卫星星历的星历时间的差值绝对值在 2 小时的有效范围内,可以认为此时的星历有效;接着,计算出具有有效星历的卫星的大致位置,结合本地的概略位置(一般是加载上一次定位结果)估算卫星的仰角,去除仰角过低的卫星,选择当前接收机视野范围内可用的卫星,获得它们的卫星号。

[0017] 步骤三:指示捕获单元捕获视野范围内的卫星。

[0018] 根据步骤二中获得当前接收机视野范围内可用的卫星后,需要向接收机的捕获单元发出命令,指示接收机单元去捕获这些视野范围内的卫星。

[0019] 步骤四:提取卫星的小尺度的时间信息。

[0020] 当接收机捕获某一颗卫星的信号并实现对卫星信号的比特同步后,可以确定比特时间尺度范围内的精确的时间信息 t_{frac} 。

[0021] 步骤五:估算卫星信号的传播延时。

[0022] 根据粗略计算的卫星 j 的位置 $S_j(x_j, y_j, z_j)$,结合本地的概略位置 $U(x_u, y_u, z_u)$,可以求得卫星与接收机之间的距离 l_j :

[0023] $l_j = \sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2}$, l_j 除以光速 c ,获得卫星信号的传播延时 t_{delay} 。

[0024] 步骤六:获得较为精确的本地时间。

[0025] 根据本地时间 t_{local} ,结合步骤 5 中计算出的信号传播的延时时间 t_{delay} ,步骤四中提取卫星小尺度时间信息 t_{frac} ,可以获得较为精确的本地时间 $t_{\text{rcv_estimate}}$,它们具有关系:

$$t_{\text{rcv_estimate}} = t_{\text{local}} + t_{\text{delay}} + t_{\text{frac}}$$

[0026] 步骤七:计算卫星信号发射时间的估计值。

[0027] 利用步骤五中计算的卫星信号的传播延时,结合 $t_{\text{sat_estimate}} = t_{\text{rcv_estimate}} - t_{\text{delay}}$ 求得卫星信号发射的时间的估计值 $t_{\text{sat_estimate}}$ 。这个估计值与真实的卫星信号发射时间存在若干比特时间的不确定度。即: $t_{\text{sat}} = t_{\text{sat_estimate}} + n \cdot t_{\text{bit}}$,其中 n 的取值为整数。

[0028] 步骤八:获得定位解算方程,求解获得残差向量。

[0029] 根据定位组

$$[0030] \begin{cases} r_1 = \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} + cdt_u \\ r_2 = \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} + cdt_u \\ r_3 = \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} + cdt_u \\ \vdots \\ r_n = \sqrt{(x_n - x_u)^2 + (y_n - y_u)^2 + (z_n - z_u)^2} + cdt_u \end{cases}$$

[0031] 其中用户位置 $U(x_u, y_u, z_u)$, dt_u 为本地时钟与卫星时间的钟差。

[0032] 通常采用牛顿迭代法的思想求解这一组方程组, 每一次线性迭代过程中有:

[0033] $\Delta b = G \cdot \Delta X + \varepsilon_p$ 。(其中 G 表示的是接收机至卫星的观测矩阵, ε_p 表示的是测量的随机噪声矢量)

[0034] 通过最小二乘法求解每一次迭代的修正向量 $\Delta X = (G^T G)^{-1} G^T \Delta b$, 用来修正定位结果和钟差, $\|\Delta X\|$ 逐渐趋于 0, 从而获得定位结果, 同时获得了最后一次迭代时的残差向量 $b = \Delta \rho - G \Delta X = (I - G(G^T G)^{-1} G^T) \Delta \rho$ 。

[0035] 步骤九: 计算伪距值在一比特时间内的改变量。

[0036] 利用步骤七中计算的卫星信号发射时间, 以及卫星星历信息, 计算出卫星的速度信息: $\vec{V}_j(v_x, v_y, v_z)$, 将它们投影到接收机与卫星连线的方向: 获得第 j 颗卫星的径向速度 $\vec{V}_{j\text{径向}}(v_x, v_y, v_z)$ 。乘以一比特的时间, 获得第 j 颗卫星与接收机的伪距在一比特时间内的径向改变量。对其他的已经比特同步上的卫星采取类似的方法, 可以获得了所有可用卫星对应的伪距在一比特时间内的变化值。

[0037] 步骤十: 计算伪距变化值在残余空间上的投影值。

[0038] 根据步骤八中的最小二乘法, 将一比特时间内的伪距变化量 \vec{b}_{unni} 通过投影变换投影到残余空间, 由此获得对应的残差 \hat{b}_{unni} 。

[0039] 步骤十一: 计算接收机时间的整数倍模糊度。

[0040] 利用 \vec{b}_{unni} 与 \hat{b}_{unni} 之间的线性关系: $\vec{b} = k \hat{b}_{\text{unni}}$ 。可以通过求解两组向量中对应分量之间的比值来获得接收机时间的整数倍模糊度 k , 为了获得根据稳定的 k , 需要用到两组向量中所有的分量, 可以通过 $\vec{b} \vec{b}^T / \hat{b}_{\text{unni}} \hat{b}_{\text{unni}}^T$ 可以求解 k 值。

[0041] 步骤十二: 定位结果修正。

[0042] 根据步骤十一中确定的时间的整数倍模糊度 k , 根据公式:

$$[0043] \Delta \xi = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta \delta t_u \end{bmatrix} = (G^T G)^{-1} G^T \Delta \rho_\zeta$$

[0044] (其中: $\Delta \rho_\zeta$ 为 $t_{\text{bit}} \times k$ ms 时间内的伪距残余变量)

[0045] 将一比特时间的整数倍模糊度引起的伪距变化量投影到测量空间上, 可以实现对

步骤七中定位结果的修正,修正后的值便可作为热起动的定位结果输出。

[0046] 本发明的优点在于以下四个方面:

[0047] 1. 只要接收机实现了至少 5 颗以上卫星信号比特同步后便可给出较为精确的定位结果,使得热启动所需时间大大降低。

[0048] 2. 对本地时钟的精度要求不高(两小时内时间误差在 2s 内),降低了接收机维护本地时间的代价。

[0049] 3. 能够自适应卫星信号由 1 路实现比特同步到 4 颗以上实现帧同步的过程,并在这个过程中,一直给出较为精确的定位结果。

[0050] 4. 方法适用于各卫星系统的信号,且易于推广至多系统的热启动。

附图说明

[0051] 图 1. 是本发明进行热起动的流程图;

[0052] 图 2. 是卫星发射信号中的时间信息组成部分示意图;

[0053] 图 3. 是卫星的观测矩阵在卫星信号发射时间存在偏差的情况下的扰动量(frobenius 型);

[0054] 图 4. 是卫星信号发射时间存在着偏差的情况下对应伪距残差值;

[0055] 具体实施方法

[0056] 下面结合附图和实例,对本发明做进一步的说明:

[0057] 图 1 描述了接收机在热启动是指接收机有不太精确的本地时间(2s 内误差),有效的卫星星历信息,本地概略位置(上一次用户定位位置)的条件下,断电一段时间后重新上电后进行快速热启动的流程。

[0058] 图 1 所示的过程是接收机上电后进入获取星历参数以及接收机的本地时间开始,直到接收机进行定位结果修正后结束。术语“热启动时间”就是指的这个过程所需要的时间。

[0059] 接收机上电后,根据接收机本地时对存储的星历信息进行判断,确定出星历有效的卫星,并利用接收机的概略位置计算出当前的情况下接收机的视野范围内的卫星,排除仰角过低的卫星,获得它们的卫星号,并示接收机的捕获单元捕获视野范围内的卫星,接收机捕获卫星成功并实现电文的比特同步后,提取出小尺度的时间信息。然后,再计算卫星信号的传播延时,获得本地时间的粗估值,并在此基础上估算卫星信号的发射时间。这时,利用卫星的星历参数计算出卫星在信号发射时刻的位置与速度信息,并由此获得定位解算的非线性方程组。由于估算出的卫星信号的发射时间存在若干个比特时间的模糊度,故通过最小二乘法求解定位方程组时,获得的伪距残差会很大。这时,再求解出卫星相对于接收机的径向速度,并计算出一比特时间内径向速度的累积量,也叫做径向距离改变量,将它们投影到卫星的残余空间后获得一组残差向量。利用两个残差向量的对应分量之间的线性比例关系,可以求得比特时间的模糊度。进而获得精确的卫星信号发射时间,从而修正定位误差,获得正确定位结果。

[0060] 图 2. 显示的是新体制 L1C 信号的不同尺度时间信息示意图。其中,一帧的长度为 1800 个比特,每个比特长度的时间为 10ms。其中每个比特内的时间刻度又通过码片 C 以及码相位 CP 来描述。其中当接收机实现比特同步后,比特内的时间是确定的,它是精确的。而

比特位在一帧中的位置需要等到帧同步后才能确定下来。

[0061] 图 3. 显示了卫星的观测矩阵在卫星发射信号时间存在不同的整数倍比特时间 (10ms) 情况下与正确情况下的差异。这说明当卫星信号发射时间的估计值与真实的发射时间值存在 $-1s \sim 1s$ 时, 卫星的观测矩阵基本保持不变。

[0062] 图 4. 显示了卫星信号发生时间存在不同的整数倍比特时间 (10ms) 的情况下的伪距残差值的变化情况。可以看到, 伪距残差值与卫星信号发射时间的偏差值大致呈线性关系。

[0063] 下面结合具体的数值进一步说明本发明的方法。

[0064] 步骤一: 读取先验信息。

[0065] 接收机的 CUP 上电后, 从存储单元中读取接收机上一次正常定位后的位置信息, 卫星的星历信息。

[0066] 步骤二: 判断当前利用的卫星号。

[0067] 接收机获取的本地时间 (时间不确定度为 1s, 可以认为是本地时间的粗估计值) 与卫星星历的星历时间的差值绝对值在 2 小时的有效范围内, 可以认为星历有效; 计算出具有有效星历的卫星的大致位置, 结合本地的概略位置 (一般是加载上一次定位结果) 估算卫星的仰角, 去除仰角过低的卫星, 选择当前接收机视野范围内可用的卫星, 获得它们的卫星号。

[0068] 步骤三: 指示捕获单元捕获视野范围内的卫星。

[0069] 根据步骤二中获得的当前接收机视野范围内可用的卫星后, 需要向接收机的捕获单元发出命令, 指示接收机单元去捕获视野范围内的卫星。

[0070] 步骤四: 提取卫星的小尺度的时间信息。

[0071] 当接收机的捕获某一预测可见卫星信号并实现对某一路卫星信号的比特同步后, 可以确定比特时间尺度范围内的精确的时间信息 t_{frac}

[0072] 步骤五: 估算卫星信号的传播延时。

[0073] 根据粗略计算的卫星 j 的位置 $S_j(x_j, y_j, z_j)$, 结合本地的概略位置 $U(x_u, y_u, z_u)$, 可以求得卫星与接收机之间的距离 l_j :

[0074] $l_j = \sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2}$, l_j 除以光速 c , 获得卫星信号的传播延时 t_{delay} 。

[0075] 步骤六: 获得本地时间较为精确的估计值。

[0076] 根据本地时间 t_{local} , 结合步骤五中计算出的信号传播的延时时间 t_{delay} , 步骤四中提取卫星小尺度时间信息 t_{frac} , 可以获得较为精确的本地时间 $t_{rcv_estimate}$, 它们具有关系:

$$t_{rcv_estimate} = t_{local} + t_{delay} + t_{frac}$$

[0077] 步骤七: 计算卫星信号发射时间的估计值。

[0078] 利用步骤五中计算的卫星信号的传播延时, 结合 $t_{sat_estimate} = t_{rcv_estimate} - t_{delay}$ 求得卫星信号发射的时间的估计值 $t_{sat_estimate}$ 。这个估计值与真实的卫星信号发射时间存在若干比特时间的不确定度。即: $t_{sat} = t_{sat_estimate} + n \cdot t_{lbit}$, 其中 n 的取值为整数。

[0079] 步骤八: 获得定位解算方程, 求解获得残差向量。

[0080] 当接收机实现比特同步的通道数目大于 4 时, 可以采取最小二乘法进行定位, 某一次实际测试时, 卫星信号发射时间慢了 800ms, 其中有 12 路通道实现比特同步后, 通过最小二乘法进行迭代修正后, 最后一次迭代获得的观测矩阵 G 为:

$$[0081] \quad G = \begin{bmatrix} -0.652544401 & 0.740096828 & 0.162611469 & 1 \\ -0.790673546 & -0.127259488 & -0.5988659 & 1 \\ 0.950288505 & -0.30548337 & -0.060263315 & 1 \\ -0.26641853 & 0.865575428 & -0.424028708 & 1 \\ 0.157733367 & 0.554325196 & -0.817217084 & 1 \\ -0.652383402 & 0.736842689 & -0.177366142 & 1 \\ 0.018610605 & 0.80913813 & 0.587323704 & 1 \\ 0.340480585 & -0.652466068 & -0.677023634 & 1 \\ 0.552411105 & 0.671207251 & 0.494290195 & 1 \\ -0.650504904 & 0.19297948 & -0.734576266 & 1 \\ 0.640063747 & -0.090658819 & -0.762954375 & 1 \\ 0.675664562 & 0.426831376 & -0.601076015 & 1 \end{bmatrix}$$

[0082] 此时的伪距残差

$$\vec{b}_{\text{unl}} = [541.7768391 \quad -354.6558663 \quad -463.0185997 \quad -297.1072035$$

$$[0083] \quad \begin{matrix} -28.13450064 & 372.4802301 & -615.6472314 & 496.8288927 \\ 445.2953653 & -263.601572 & 166.0901177 & -0.306481015] \end{matrix}$$

[0084] 步骤九：计算伪距值在一比特时间内的改变量。

[0085] 利用步骤七. 中计算的卫星信号发射时间, 以及卫星星历信息, 计算出卫星的速度信息: $\vec{V}_j(v_x, v_y, v_z)$, 将它们投影到接收机与卫星连线的方向: 获得第 j 颗卫星的径向速度 $\vec{V}_{j\text{径向}}(v_x, v_y, v_z)$ 。乘以 10ms (一比特的时间), 便获得第 j 颗卫星与接收机的伪距在 10ms 内的径向改变量。对其他的已经比特同步上的卫星采取类似的方法, 可以获得了所有可用卫星对应的伪距在 10ms 内的变化值。

$$[0086] \quad \text{测试时, 径向速度 } \vec{v}_r = \begin{bmatrix} -520.876167146038 \\ 714.732296329781 \\ 439.956719966589 \\ 387.187333858671 \\ -17.6716139785415 \\ -339.588701546811 \\ 761.983577986895 \\ -589.347230251995 \\ -696.131927468547 \\ 501.343635168897 \\ -309.246855724370 \\ -163.943734398190 \end{bmatrix}, \text{ 在 10ms 时间内每一路的伪距变化量}$$

为: $\Delta r = v_r \times 0.01$

[0087] 步骤十、计算伪距变化值在残余空间上的投影值。

[0088] 根据步骤八中的最小二乘法, 10ms 时间内的伪距变化量 \vec{b}_{unl} 通过投影变换投影到

残余空间,由此获得残差 \hat{b}_{unit} 值, $\hat{b}_{unit} =$

$$\begin{bmatrix} -6.68656515300234 \\ 4.55670205463407 \\ 5.76347458112333 \\ 3.66710497140369 \\ 0.428955448483174 \\ -4.77733467511237 \\ 7.76022188625617 \\ -6.25750076155032 \\ -5.62765747647013 \\ 3.17694138692030 \\ -2.04504903071734 \\ 0.0407067680317658 \end{bmatrix}$$

[0089] 步骤十一、计算接收机时间的整数倍模糊度。

[0090] 利用 \vec{b}_{unit} 与 \hat{b}_{unit} 之间的线性关系: $\vec{b} = k\hat{b}_{unit}$ 。可以通过求解两组向量中对应分量之间的比值来获得接收机时间的整数倍模糊度 k,为了获得根据稳定的 k,需要用到两组向量中所有的分量,可以通过 $\vec{b}\vec{b}^T / \hat{b}_{unit}\hat{b}_{unit}^T$ 可以求解 k 值。

[0091] 此时比较残差 \vec{b}_{unit} 与 \hat{b}_{unit} 的各分量之间的关系,可以很明显的看出比例关系。

[0092] $\vec{b}_{unit} = k\hat{b}_{unit}$ 而这个比例系数 k 就是整数模糊度。综合 \vec{b}_{unit} 与 \hat{b}_{unit} 的各分量,可以求得整数模糊度 $k = -80$,表明卫星信号的发射时间的比正常值慢了 800ms。

[0093] 步骤十二、定位结果修正。

[0094] 根据步骤十一确定的 10ms 整数倍模糊度 k,根据公式:

$$[0095] \quad \Delta\xi = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta\delta t_u \end{bmatrix} = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \Delta\rho_\zeta$$

[0096] (其中: $\Delta\rho_\zeta$ 为 $10 \times k$ ms 时间内的伪距残余变量)

[0097] 将 10ms 整数倍模糊度引起的伪距变化量投影到测量空间上,可以实现对步骤七中定位结果的修正,修正后的值便可作为热起动的定位结果输出。

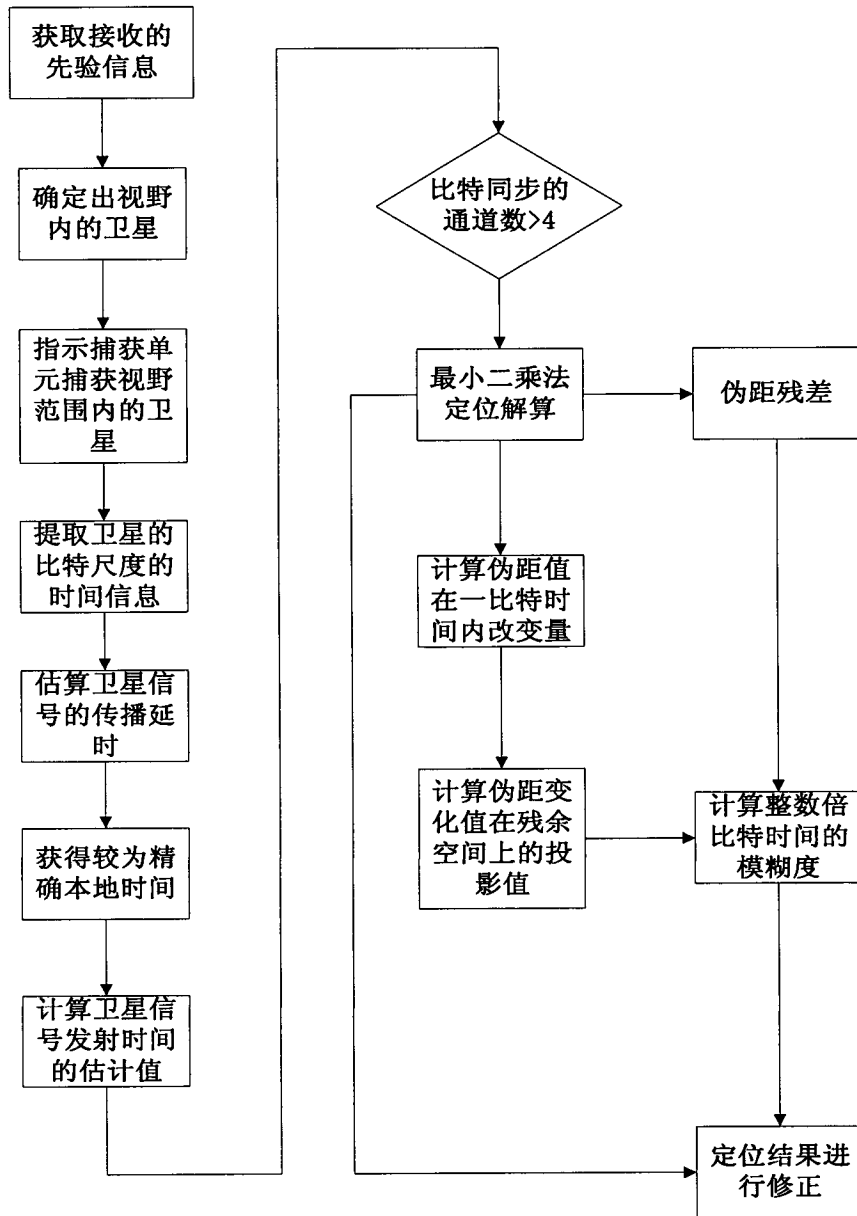


图 1

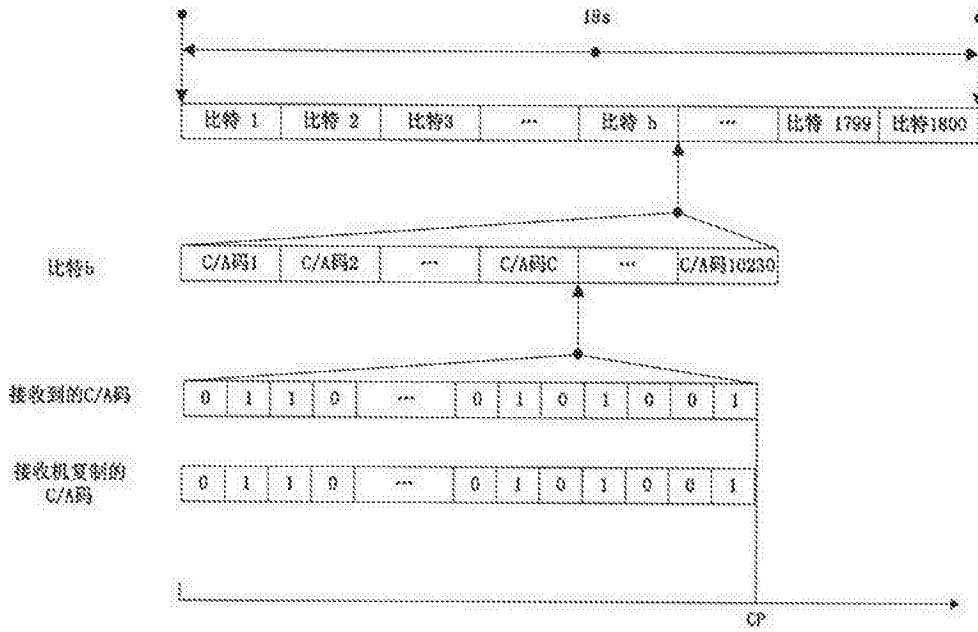


图 2

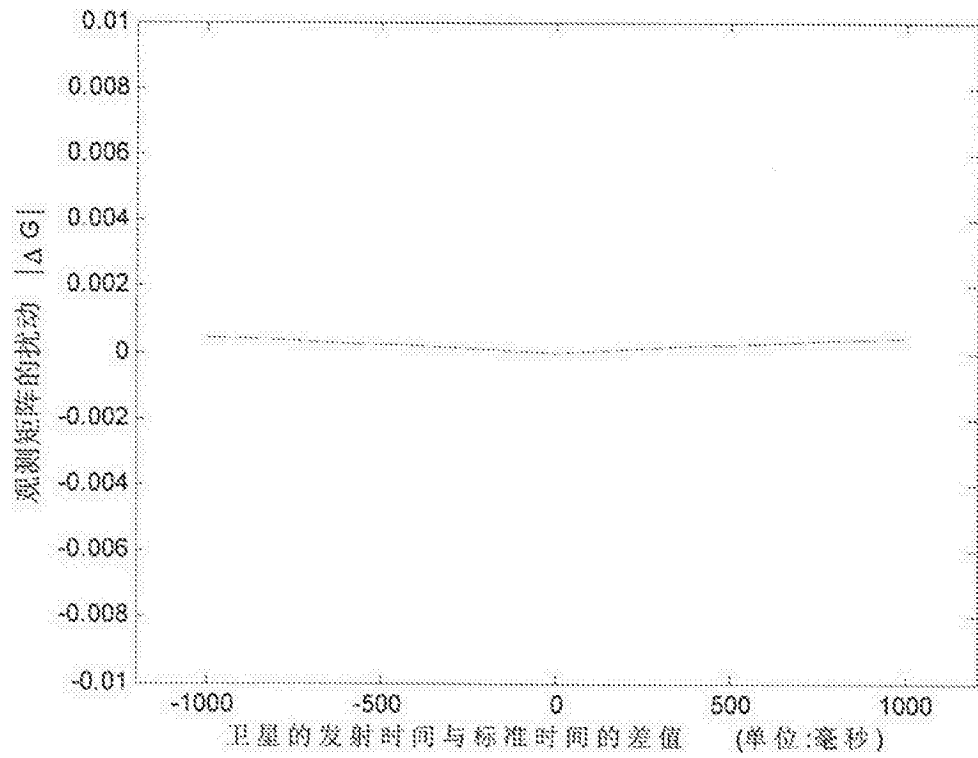


图 3

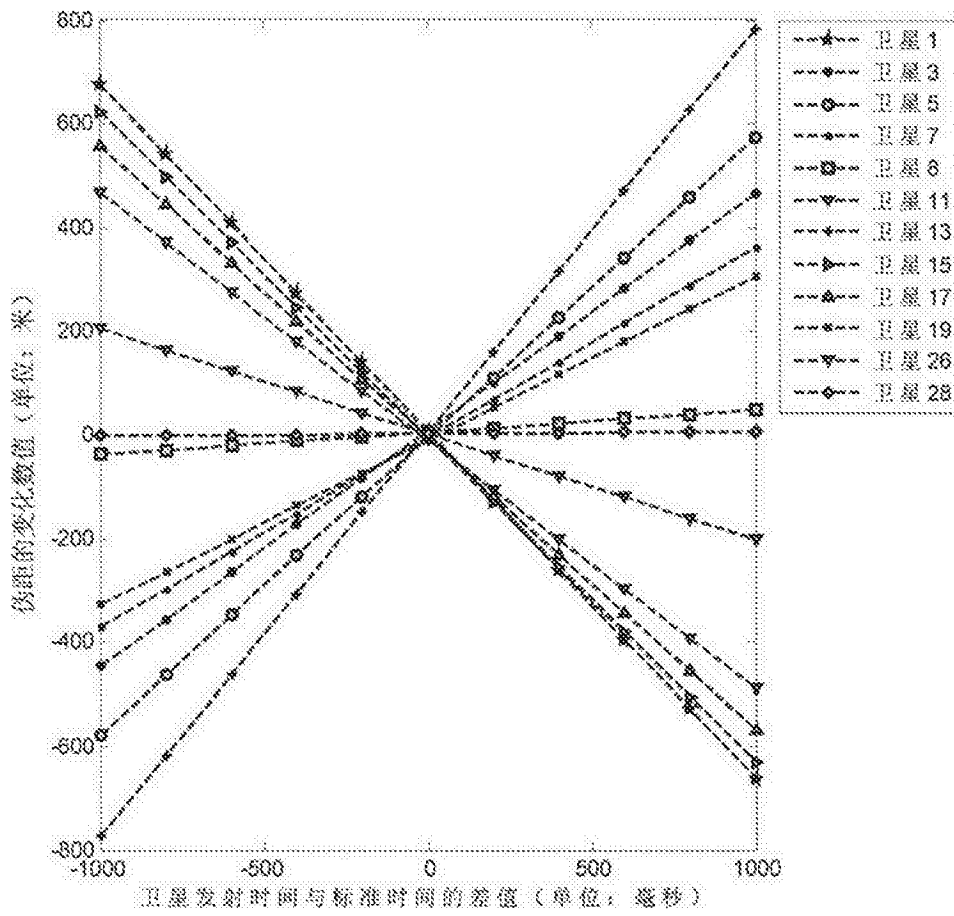


图 4