



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101799552 B

(45) 授权公告日 2012. 11. 21

(21) 申请号 201010123017. 8

第 1424 ~ 1427 页.

(22) 申请日 2010. 03. 11

审查员 卜广东

(73) 专利权人 北京航空航天大学

地址 100191 北京市海淀区学院路 37 号

(72) 发明人 张晓林 张强 陈灿辉 霍航宇

(74) 专利代理机构 北京永创新实专利事务所

11121

代理人 周长琪

(51) Int. Cl.

G01S 19/45(2010. 01)

G01S 19/35(2010. 01)

(56) 对比文件

CN 101571581 A, 2009. 11. 04, 全文.

张强等. 组合卫星接收机中的选星算法.《北京航空航天大学学报》. 2007, 第 33 卷(第 12 期),

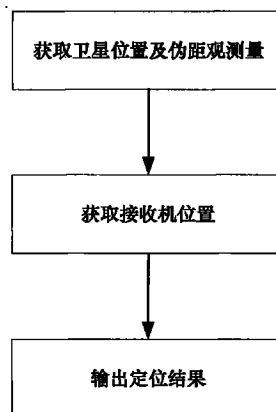
权利要求书 4 页 说明书 11 页 附图 5 页

(54) 发明名称

双系统组合卫星导航接收机定位方法

(57) 摘要

本发明公开了一种双系统组合卫星导航接收机定位方法。首先获取卫星位置及伪距观测量；然后根据观测卫星的不同情况，采用不同的步骤来完成接收机定位处理，获取接收机位置；最后输出定位结果。该方法根据可见卫星个数有两种解决方案，其一，是当两个卫星系统均有三颗可见卫星的情况，利用一元二次方程的代数处理方法可以最终获得接收机的位置；其二，是当两个卫星系统可见七颗及七颗以上卫星的情况，利用观测信息的冗余性将观测方程组转化为一次方程组，最终利用最小二乘方法直接进行处理。该方法不需要导航位置初始估计值，也不需要迭代运算处理，可使接收机在深空探测及其它特殊环境中得到可靠的定位结果。



1. 双系统组合卫星导航接收机定位方法,该方法包括如下步骤:

步骤 1:获取卫星位置及伪距观测量;

在接收机跟踪到卫星信号后,根据获得的导航电文,得到卫星的位置 X_i ;同时由接收机基带模块得到卫星的伪距测量值 ρ_i ;

其特征在于,该方法还包括如下步骤:

步骤 2:获取接收机位置;

根据观测卫星的两种不同情况,采用不同的步骤来完成接收机定位处理:

第一种情况:两个卫星导航系统分别有三颗可见卫星的情况;

步骤 2.1.1:整理六颗观测卫星的位置及伪距测量值;

假设第一卫星、第二卫星和第三卫星属于第一系统,第四卫星、第五卫星和第六卫星属于第二系统;选择第一卫星作为第一系统的参考卫星、选择第四卫星作为第二系统的参考卫星;

根据步骤 1 已经得到这六颗可见卫星的位置 X_i 、伪距测量值 ρ_i , X_i 为卫星坐标列向量, $X_i = [x_i \ y_i \ z_i]^T$, x_i 、 y_i 、 z_i 表示卫星的三维坐标, $\rho_i = D_i + c * \delta t_k$, 其中 D_i 为第 i 卫星到接收机的真实距离, c 为光速, δt_k 为接收机时钟相对第一系统和第二系统的钟差, 其中 $i = 1, 2, 3, \dots, 6$; 当 $i = 1, 2, 3$ 时, $k = 1$; 当 $i = 4, 5, 6$ 时, $k = 2$;

步骤 2.1.2:获取非参考卫星与参考卫星的伪距测量值之差;

利用第二卫星、第三卫星的伪距测量值与第一卫星的伪距测量值做差,利用第五卫星、第六卫星的伪距测量值与第四卫星的伪距测量值做差,求得非参考卫星与参考卫星的伪距测量值之差 d_i , $i = 2, 3, 5, 6$, 有:

$$\begin{cases} d_2 = \rho_2 - \rho_1 = D_2 - D_1 \\ d_3 = \rho_3 - \rho_1 = D_3 - D_1 \\ d_5 = \rho_5 - \rho_4 = D_5 - D_4 \\ d_6 = \rho_6 - \rho_4 = D_6 - D_4 \end{cases}; \quad (1)$$

其中, ρ_1 为第一卫星伪距测量值, ρ_2 为第二卫星伪距测量值, ρ_3 为第三卫星伪距测量值, ρ_4 为第四卫星伪距测量值, ρ_5 为第五卫星伪距测量值, ρ_6 为第六卫星伪距测量值; D_1 为第一卫星到接收机的真实距离, D_2 为第二卫星到接收机的真实距离, D_3 为第三卫星到接收机的真实距离, D_4 为第四卫星到接收机的真实距离, D_5 为第五卫星到接收机的真实距离, D_6 为第六卫星到接收机的真实距离;

步骤 2.1.3:构造接收机位置与参考卫星真实距离之间的线性关系;

利用步骤 1 中得到的卫星位置、步骤 2.1.2 中得到的伪距测量值之差,构造接收机位置与第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 和第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 的线性关系方程;

将步骤 2.1.2 中得到的伪距测量值之差 d_i 移项后取平方,得到下式:

$$\begin{cases} D_2^2 = D_1^2 + 2d_2D_1 + d_2^2 \\ D_3^2 = D_1^2 + 2d_3D_1 + d_3^2 \\ D_5^2 = D_4^2 + 2d_5D_4 + d_5^2 \\ D_6^2 = D_4^2 + 2d_6D_4 + d_6^2 \end{cases} \quad (2)$$

因为 $D_i = \sqrt{(X_i - X_u)^T (X_i - X_u)}$, 则 $D_i^2 = r_i^2 + r_u^2 - 2X_i^T X_u$; 其中 r_i 为卫星到地心的距离, $r_i = |X_i|$; r_u 为接收机到地心的距离, $r_u = |X_u|$; X_u 为接收机坐标列向量, $X_u = [x_u \ y_u \ z_u]^T$, x_u 、 y_u 、 z_u 表示接收机的三维坐标; 将此关系代入到上式中, 得到如下方程:

$$\begin{cases} r_2^2 + r_u^2 - 2X_2^T X_u = r_1^2 + r_u^2 - 2X_1^T X_u + 2d_2 D_1 + d_2^2 \\ r_3^2 + r_u^2 - 2X_3^T X_u = r_1^2 + r_u^2 - 2X_1^T X_u + 2d_3 D_1 + d_3^2 \\ r_5^2 + r_u^2 - 2X_5^T X_u = r_4^2 + r_u^2 - 2X_4^T X_u + 2d_5 D_4 + d_5^2 \\ r_6^2 + r_u^2 - 2X_6^T X_u = r_4^2 + r_u^2 - 2X_4^T X_u + 2d_6 D_4 + d_6^2 \end{cases} \quad (3)$$

经过化简后, 得到:

$$\begin{cases} 2(X_1^T - X_2^T)X_u = r_1^2 - r_2^2 + d_2^2 + 2d_2 D_1 \\ 2(X_1^T - X_3^T)X_u = r_1^2 - r_3^2 + d_3^2 + 2d_3 D_1 \\ 2(X_4^T - X_5^T)X_u = r_4^2 - r_5^2 + d_5^2 + 2d_5 D_4 \\ 2(X_4^T - X_6^T)X_u = r_4^2 - r_6^2 + d_6^2 + 2d_6 D_4 \end{cases} \quad (4)$$

令: $c_1 = r_1^2 - r_2^2 + d_2^2$, $c_2 = r_1^2 - r_3^2 + d_3^2$, $c_3 = r_4^2 - r_5^2 + d_5^2$, $c_4 = r_4^2 - r_6^2 + d_6^2$, 将上式中的后三个方程写成矩阵的形式:

$$2AX_u = B_1 D_1 + B_2 D_4 + C \quad (5)$$

$$\text{其中: } A = \begin{bmatrix} X_1^T - X_3^T \\ X_4^T - X_5^T \\ X_4^T - X_6^T \end{bmatrix}, B_1 = \begin{bmatrix} 2d_3 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 2d_5 \\ 2d_6 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} c_2 \\ c_3 \\ c_4 \end{bmatrix};$$

进一步得到接收机位置与第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 以及第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 的线性关系方程:

$$X_u = (2A)^{-1} (B_1 D_1 + B_2 D_4 + C) \quad (6)$$

其中 D_1 和 D_4 此刻仍为未知量, 由后续步骤获得;

步骤 2.1.4: 构造第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 和第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 的代数关系;

将第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 和第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 作为未知数, 利用已有观测信息构造关于 D_1 和 D_4 的方程;

$X_u \in R^3$, 通过线性变化得到:

$$[\alpha \ \beta \ \gamma] \begin{bmatrix} X_1^T - X_3^T \\ X_4^T - X_5^T \\ X_4^T - X_6^T \end{bmatrix} = (X_1^T - X_2^T) \quad (7)$$

$$\text{继而得到: } [\alpha \ \beta \ \gamma] = (X_1^T - X_2^T) \begin{bmatrix} X_1^T - X_3^T \\ X_4^T - X_5^T \\ X_4^T - X_6^T \end{bmatrix}^{-1}$$

由此得到 D_1 和 D_4 的第一个关系式:

$$D_1 = c_5 D_4 + c_6 \quad (8)$$

$$\text{其中: } c_5 = \frac{d_5\beta + d_6\gamma}{d_2 - d_3\alpha}, c_6 = \frac{c_2\alpha + c_3\beta + c_4\gamma - c_1}{2(d_2 - d_3\alpha)}$$

由接收机到第一系统参考卫星和第二系统参考卫星的距离得到:

$$\begin{cases} D_1^2 = r_1^2 + r_u^2 - 2X_1^T X_u \\ D_4^2 = r_4^2 + r_u^2 - 2X_4^T X_u \end{cases} \quad (9)$$

两式做差得到 D_1 和 D_4 的第二个关系式:

$$D_1^2 - D_4^2 = r_1^2 - r_4^2 - 2(X_1^T - X_4^T)X_u \quad (10)$$

令 $Y_1 = X_1^T - X_2^T, Y_2 = X_1^T - X_4^T$, 得:

$$D_1^2 - D_4^2 = r_1^2 - r_4^2 - Y_2 A^{-1}(B_1 D_1 + B_2 D_4 + C) \quad (11)$$

步骤 2.1.5 获取接收机到参考卫星的真实距离, 并进行结果的取舍;

将步骤 2.1.4 中得到的 D_1 和 D_4 的第一个关系式(8)代入第二个关系式(11)中, 得到关于 D_4 的一元二次方程:

$$a_1 D_4^2 + a_2 D_4 + a_3 = 0 \quad (12)$$

其中: $a_1 = (c_5^2 - 1)$, $a_2 = (2c_5 c_6 + c_5 Y_2 A^{-1} B_1 + Y_2 A^{-1} B_2)$, $a_3 = (c_6^2 + r_4^2 - r_1^2 + Y_2 A^{-1} C + c_6 Y_2 A^{-1} B_1)$;

利用此一元二次方程得到 D_4 的两个结果:

$$D_4 = \frac{-a_2 \pm \sqrt{a_2^2 - 4a_1 a_3}}{2a_1} \quad (13)$$

根据步骤 2.1.4 中 D_1 和 D_4 的一次关系式(8), 由 D_4 得到 D_1 的两个结果, 从而得到两组解, 根据如下原则进行解的取舍:

(a) 根据 D_1 和 D_4 的物理意义, 应满足条件: $D_1 > 0, D_4 > 0$;

(b) 根据矢量关系式: $||x|| - y|| \leq ||x - y||$, $D_1 = ||X_1 - X_u||$, $D_4 = ||X_4 - X_u||$, 因此 D_1 和 D_4 还应满足条件: $|D_1 - D_4| \leq ||X_1 - X_4||$;

(c) $\delta t_1 = t_R - T_{\text{sat1}}$, $\delta t_2 = t_R - T_{\text{sat2}}$, 其中, t_R 是接收机时钟, T_{sat1} 是第一系统的系统时间, T_{sat2} 是第二系统的系统时间, 因此, $\delta t_1 - \delta t_2 = T_{\text{sat2}} - T_{\text{sat1}}$;

根据: $\rho_1 = D_1 + c * \delta t_1$, $\rho_4 = D_4 + c * \delta t_2$ 得到: $|c * \delta t_2 - c * \delta t_1| = |\rho_4 - D_4 - \rho_1 + D_1|$; 由于第一系统和第二系统的时间偏差范围是已知的, 且通常不大, 假设其最大值为 dt_{max} , 则 $|\rho_4 - D_4 - \rho_1 + D_1| \leq c * dt_{\text{max}}$;

经过上面三个条件的排除, 将得到一组唯一的 D_1 和 D_4 ;

步骤 2.1.6: 获得接收机位置向量和接收机相对两个系统的钟差;

将步骤 2.1.5 中得到的 D_1 和 D_4 的值代入到步骤 2.1.3 中得到的接收机位置 X_u 与 D_1 和 D_4 的线性关系方程(6)中, 得到接收机位置 X_u , 同时利用 $\rho_1 = D_1 + c * \delta t_1$, $\rho_4 = D_4 + c * \delta t_2$ 得到接收机相对两个系统的钟差 δt_1 和 δt_2 ;

第二种情况: 两个卫星导航系统一共有七颗或七颗以上可见卫星的情况;

步骤 2.2.1: 整理同时观测到的七颗或七颗以上卫星的位置及伪距测量值;

假设某时刻同时观测到 N 颗卫星, 其中 N_1 颗卫星属于第一系统, 剩余 N_2 颗卫星属于第二系统; N, N_1 和 N_2 满足条件: N, N_1 和 N_2 均为正整数, 且 $N \geq 7, 1 \leq N_1 < N, N_2 = N - N_1$;

由此得到 N 个观测方程:

$$\begin{cases} \rho_i = D_i + b_1; i=1,2,\dots,N_1 \\ \rho_j = D_j + b_2; j=N_1+1, N_1+2, \dots, N \\ D_i = \sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2}; i=1,2,\dots, N \end{cases} \quad (14)$$

其中: $b_1 = c * \delta t_1$, $b_2 = c * \delta t_2$;

步骤 2.2.2: 将未知数及其平方项作为新的未知数, 构造新的线性矩阵方程; 整理观测方程, 通过取平方去掉开方项, 并将方程中的未知数 x_u , y_u , z_u , b_1 , b_2 及其平方项 x_u^2 , y_u^2 , z_u^2 , b_1^2 , b_2^2 作为新的待求未知数, 并令: $f_1 = x_u$, $f_2 = y_u$, $f_3 = z_u$, $f_4 = b_1$, $f_5 = b_2$, $f_6 = x_u^2 + y_u^2 + z_u^2 - b_1^2$, $f_7 = x_u^2 + y_u^2 + z_u^2 - b_2^2$, 构造出新的线性矩阵方程:

$$EF = G \quad (15)$$

$$\text{其中: } E = \begin{bmatrix} 2x_1 & 2y_1 & 2z_1 & -2\rho_1 & 0 & -1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 2x_3 & 2y_3 & 2z_3 & -2\rho_3 & 0 & -1 & 0 \\ 2x_4 & 2y_4 & 2z_4 & 0 & -2\rho_4 & 0 & -1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 2x_7 & 2y_7 & 2z_7 & 0 & -2\rho_7 & 0 & -1 \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \\ f_5 \\ f_6 \\ f_7 \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} x_1^2 + y_1^2 + z_1^2 - \rho_1^2 \\ \vdots \\ x_3^2 + y_3^2 + z_3^2 - \rho_3^2 \\ x_4^2 + y_4^2 + z_4^2 - \rho_4^2 \\ \vdots \\ x_7^2 + y_7^2 + z_7^2 - \rho_7^2 \end{bmatrix};$$

步骤 2.2.3: 根据新的线性矩阵方程, 得到接收机位置和接收机相对两个系统的钟差;

利用最小二乘法处理步骤 2.2.2 所得到的新的线性矩阵方程(15), 从而得到 $F = (E^T E)^{-1} (E^T G)$; 然后根据 $f_1 = x_u$, $f_2 = y_u$, $f_3 = z_u$, $f_4 = b_1$, $f_5 = b_2$, 得到接收机位置 $X_u = [x_u \ y_u \ z_u]^T$ 、接收机相对第一系统的钟差 δt_1 以及接收机相对第二系统的钟差 δt_2 ;

步骤 3: 输出定位结果;

将得到的接收机位置 $X_u = [x_u \ y_u \ z_u]^T$ 、接收机相对第一系统的钟差 δt_1 以及接收机相对第二系统的钟差 δt_2 通过通讯接口输出给用户。

双系统组合卫星导航接收机定位方法

技术领域

[0001] 本发明属于卫星导航通信领域,具体涉及一种双系统组合卫星导航接收机定位方法。

背景技术

[0002] 全球卫星导航定位系统已经成为全球发展最快的信息产业之一,可以给用户提供定位、测速和授时等服务,并具有全球性、全天候、连续性和实时性的特点。目前已有的两大卫星定位系统是美国的全局定位系统(Global Position System, 简称为 GPS) 和俄罗斯的 GLONASS 系统(GLObal Navigation Satellite System, 简称为 GLONASS), 处于设计建造阶段的主要有欧洲的伽利略系统和中国的 BD2 系统(Compass system, 通常称为 BD2)。双系统组合或多系统组合卫星导航接收机将比单系统卫星接收机具有更高的可靠性、可用性。因此,双系统组合或多系统组合卫星导航接收机成为目前研究的热点。

[0003] 单系统卫星导航定位时,伪距观测方程中,含有 3 个接收机位置未知数和 1 个接收机相对于卫星系统钟差未知数,因此,单系统卫星导航定位处理至少需要 4 个观测量,至少需要 4 颗可见卫星;双系统组合卫星导航定位时,伪距观测方程中,含有 3 个接收机位置未知数和接收机相对于 2 个卫星系统的钟差未知数,因此,双系统卫星导航定位处理至少需要 5 个观测量,至少需要 5 颗可见卫星;依次类推,多系统组合时,需要更多的可见卫星提供观测信息进行定位处理。

[0004] 在获得伪距观测量后,通常的方法是将观测方程线性化,而后采用最小二乘法或卡尔曼滤波方法进行导航定位处理。由于在一些特殊环境中,如深空探测、仰角约束较为苛刻的山区等,卫星导航接收机的可见卫星位置分布比较差,可能会导致最小二乘法及卡尔曼滤波方法发散、不收敛,因此,Bancroft 等人提出了一类可以不经过线性化而直接对卫星观测的非线性方程组进行处理的方法,利用此类方法可以避免迭代发散问题,保证定位结果的稳定可靠。

[0005] 目前,针对单系统直接定位处理的主要方法有:

[0006] 美国的 Bancroft 于 1985 年提出的 Bancroft 方法:这是一种不需要迭代的全局性非线性最小二乘方法,主要依据是四维空间下的洛伦兹(Lorentz)内积;

[0007] Krause 于 1987 年提出的 Krause 方法:这是一种针对 GPS 类型导航方程的代数化解析处理的方法,Krause 方法利用可见卫星构造测量平面,并选择其中一个作为参考测量平面,根据参考测量平面,构造一个垂直于该平面的辅助向量,推导了卫星到接收机向量与辅助向量及接收机钟差的线性关系;

[0008] Abel. J. S 于 1991 年提出的 Abel 方法:这是一种直接处理 GPS 导航方程的代数方法,Abel 方法选择一颗卫星作为参考卫星,并将其作为新坐标系的坐标原点,在此定义下,重新改写观测方程,并经过推导最终得到关于接收机位置的一个一元二次方程,直接求解一元二次方程获得两个可能解,然后根据条件进行错误解的排除,最终获得正确的定位结果。

[0009] 上述这些方法都是针对单系统定位应用的,对于双系统组合定位处理,由于多了一个钟差未知数,导致双系统卫星导航接收机的观测方程组不同于单系统的观测方程组,这使得这些方法不再适用于双系统卫星导航接收机。

[0010] 常规的观测方程线性化处理办法为:

[0011] 双系统组合定位接收机同时观测到 N 颗卫星时,可以得到如下观测方程组:

$$[0012] \quad \begin{cases} \rho_i(t) = D_i(t) + c * \delta t_k(t) \\ i = 1, 2, \dots, N; k = 1, 2 \end{cases} \quad (1)$$

[0013] 式中, $\rho_i(t)$ 表示伪距测量值, $D_i(t)$ 为卫星到接收机的真实距离, c 为光速, $\delta t_k(t)$ 为接收机时钟相对两个系统的钟差,下标 i 表示观测卫星的标号,下标 k 表示两个不同的卫星导航定位系统,由于每个卫星导航定位系统都采用单独定义并维持的时间系统,且这些时间系统之间存在不固定的偏差,因此,双系统定位解算时,将会有两个接收机钟差,分别表示对两个单独的时间系统的偏差。

[0014]

$$D_i(t) = \sqrt{[\mathbf{X}_u(t) - \mathbf{X}_i(t)]^T [\mathbf{X}_u(t) - \mathbf{X}_i(t)]} = \sqrt{(x_u - x_i)^2 + (y_u - y_i)^2 + (z_u - z_i)^2} \quad (2)$$

[0015] 式中, $\mathbf{X}_i$ 为卫星坐标列向量, $\mathbf{X}_i = [x_i \ y_i \ z_i]^T$, x_i, y_i, z_i 表示卫星的三维坐标, $\mathbf{X}_u$ 为接收机坐标列向量, $\mathbf{X}_u = [x_u \ y_u \ z_u]^T$, x_u, y_u, z_u 表示接收机的三维坐标。

[0016] 将 $D_i(t)$ 在接收机初始位置估计值 (x_0, y_0, z_0) 处用泰勒级数展开,并且只取其一次近似,这样可以将非线性方程改写为线性化的形式:

$$[0017] \quad D_i(t) = [-l_i(t), -m_i(t), -n_i(t)] [\delta x, \delta y, \delta z]^T + D_{i0}(t) \quad (3)$$

[0018] 式中, $D_{i0}(t) = \sqrt{[x_i(t) - x_0]^2 + [y_i(t) - y_0]^2 + [z_i(t) - z_0]^2}$, l_i, m_i, n_i 为从 (x_0, y_0, z_0) 到观测卫星 i 的方向余弦, $\delta x, \delta y, \delta z$ 为接收机位置的改正数。

[0019] 对观测方程组进行整理可得如下矩阵形式:

$$[0020] \quad H(t) \delta T + L(t) = 0 \quad (4)$$

[0021] 假设卫星 $1 \sim$ 卫星 j 属于第一系统,卫星 $j+1 \sim$ 卫星 N 属于第二系统,(4) 式中的矩阵分别为:

$$[0022] \quad H(t) = \begin{bmatrix} l_1(t) & m_1(t) & n_1(t) & -1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ l_j(t) & m_j(t) & n_j(t) & -1 & 0 \\ l_{j+1}(t) & m_{j+1}(t) & n_{j+1}(t) & 0 & -1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ l_N(t) & m_N(t) & n_N(t) & 0 & -1 \end{bmatrix}, \delta T = \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ c\delta t_1(t) \\ c\delta t_2(t) \end{bmatrix}, L(t) = \begin{bmatrix} \rho_1(t) - D_{10}(t) \\ \rho_2(t) - D_{20}(t) \\ \vdots \\ \rho_N(t) - D_{N0}(t) \end{bmatrix}$$

[0023] 其中, $H(t)$ 矩阵表示方向余弦矩阵, δT 表示待求矩阵, $L(t)$ 表示伪距观测量与初始距离估计值的差。

[0024] 利用最小二乘法可以求得 δT :

$$[0025] \quad \delta T = -(H(t)^T H(t))^{-1} H(t)^T L(t) \quad (5)$$

[0026] 上述常规的观测方程线性化的方法在通常情况下都可以得到很好的定位结果,但是在一些特殊应用环境中,如深空探测等,有可能会使定位结果不收敛,不能保证可靠地定位。

发明内容

[0027] 本发明的目的：提供双系统组合卫星导航接收机定位方法，使得双系统接收机在深空探测等特殊使用环境中仍然可以得到可靠有效的定位结果。

[0028] 本发明的双系统组合卫星导航接收机定位方法包括如下步骤：

[0029] 步骤 1：获取卫星位置及伪距观测量；

[0030] 在接收机跟踪到卫星信号后，根据获得的导航电文，得到卫星的位置；同时由接收机基带模块得到卫星的伪距测量值；

[0031] 步骤 2：获取接收机位置；

[0032] 根据观测卫星的两种不同情况，采用不同的步骤来完成接收机定位处理：

[0033] 第一种情况：两个卫星导航系统分别有三颗可见卫星的情况；

[0034] 第二种情况：两个卫星导航系统一共有七颗或七颗以上可见卫星的情况。

[0035] 下面针对两种不同情况，分别介绍定位处理的方法步骤：

[0036] 1、两个卫星导航系统分别有三颗可见卫星的情况

[0037] 此种情况下，定位处理的步骤如下：

[0038] 步骤 2.1.1：整理六颗观测卫星的位置及伪距测量值；

[0039] 不失一般性，设第一卫星、第二卫星和第三卫星属于第一系统，第四卫星、第五卫星和第六卫星属于第二系统；选择第一卫星作为第一系统的参考卫星、选择第四卫星作为第二系统的参考卫星，根据步骤 1 已经得到这六颗可见卫星的位置 X_i 、伪距测量值 ρ_i 。 X_i 为卫星坐标列向量， $X_i = [x_i \ y_i \ z_i]^T$ ， $\rho_i = D_i + c * \delta t_k$ ，其中 D_i 为第 i 卫星到接收机的真实距离， c 为光速， δt_k 为接收机时钟相对第一系统和第二系统的钟差，其中 $i = 1, 2, 3, \dots, 6$ ；当 $i = 1, 2, 3$ 时， $k = 1$ ；当 $i = 4, 5, 6$ 时， $k = 2$ ；

[0040] 步骤 2.1.2：获取非参考卫星与参考卫星的伪距测量值之差；

[0041] 利用第二卫星、第三卫星的伪距测量值与第一卫星的伪距测量值做差，利用第五卫星、第六卫星的伪距测量值与第四卫星的伪距测量值做差，得到非参考卫星与参考卫星的伪距测量值之差 d_i ， $i = 2, 3, 5, 6$ ；

[0042] 步骤 2.1.3：构造接收机位置与参考卫星真实距离之间的线性关系；

[0043] 利用步骤 1 中得到的卫星位置、步骤 2.1.2 中得到的伪距测量值之差，构造接收机位置与第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 和第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 的线性关系方程；

[0044] 步骤 2.1.4：构造第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 和第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 的代数关系；

[0045] 将第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 和第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 作为未知数，利用已有观测信息构造关于 D_1 和 D_4 的方程；

[0046] 步骤 2.1.5 获取接收机到参考卫星的真实距离，并进行结果的取舍；

[0047] 将步骤 2.1.4 中得到的 D_1 和 D_4 的一次关系式代入二次关系式中，得到关于 D_4 的一元二次方程，利用此一元二次方程可以获得 D_4 的两个结果，继而由 D_1 和 D_4 的一次关系式得到 D_1 的两个结果，从而得到两组解，根据如下原则进行解的取舍：

[0048] (a) 根据 D_1 和 D_4 的物理意义，应满足条件： $D_1 > 0$ ， $D_4 > 0$ ；

[0049] (b) 根据矢量关系式： $|\|x\| - \|y\|| \leq \|x-y\|$, $D_1 = \|X_1 - X_u\|$, $D_4 = \|X_4 - X_u\|$, 因此 D_1 和 D_4 还应满足条件： $|D_1 - D_4| \leq \|X_1 - X_4\|$

[0050] (c) $\delta t_1 = t_R - T_{\text{sat1}}$, $\delta t_2 = t_R - T_{\text{sat2}}$, 其中, t_R 是接收机时钟, T_{sat1} 是第一系统的系统时间, T_{sat2} 是第二系统的系统时间, 因此, $\delta t_1 - \delta t_2 = T_{\text{sat2}} - T_{\text{sat1}}$ 。

[0051] 根据： $\rho_1 = D_1 + c * \delta t_1$, $\rho_4 = D_4 + c * \delta t_2$ 可以得到： $|c * \delta t_2 - c * \delta t_1| = |\rho_4 - D_4 - \rho_1 + D_1|$ 。由于第一系统和第二系统的时间偏差范围是已知的, 且通常不会很大, 设其最大值为 dt_{max} , 则 $|\rho_4 - D_4 - \rho_1 + D_1| \leq c * dt_{\text{max}}$

[0052] 经过上面三个条件的排除, 将得到一组唯一的 D_1 和 D_4 ;

[0053] 步骤 2.1.6: 获得接收机位置向量和接收机相对两个系统的钟差;

[0054] 将步骤 2.1.5 中得到的 D_1 和 D_4 的值代入到步骤 2.1.3 中得到的接收机位置 X_u 与 D_1 和 D_4 的线性关系方程中, 获得接收机位置 X_u , 同时利用 $\rho_1 = D_1 + c * \delta t_1$, $\rho_4 = D_4 + c * \delta t_2$ 得到接收机相对两个系统的钟差 δt_1 和 δt_2 。

[0055] 2、两个卫星导航系统一共有七颗或七颗以上可见卫星的情况

[0056] 此种情况下, 定位方法的步骤如下:

[0057] 步骤 2.2.1: 整理同时观测到的七颗或七颗以上卫星的位置及伪距测量值;

[0058] 不失一般性, 假设某时刻同时观测到 N 颗卫星, 其中 N_1 颗卫星属于第一系统, 剩余 N_2 颗卫星属于第二系统。 N 、 N_1 和 N_2 满足条件: N 、 N_1 和 N_2 均为正整数, 且 $N \geq 7$, $1 \leq N_1 < N$, $N_2 = N - N_1$;

[0059] 步骤 2.2.2: 将未知数及其平方项作为新的未知数, 构造新的线性矩阵方程;

[0060] 整理观测方程, 通过取平方去掉开方项, 并将方程中的未知数 x_u, y_u, z_u, b_1, b_2 及其平方项 $x_u^2, y_u^2, z_u^2, b_1^2, b_2^2$ 作为新的待求未知数, 并令: $f_1 = x_u, f_2 = y_u, f_3 = z_u, f_4 = b_1, f_5 = b_2, f_6 = x_u^2 + y_u^2 + z_u^2 - b_1^2, f_7 = x_u^2 + y_u^2 + z_u^2 - b_2^2$, 构造出新的线性矩阵方程;

[0061] 步骤 2.2.3: 根据新的线性矩阵方程, 得到接收机位置和接收机相对两个系统的钟差;

[0062] 利用最小二乘法处理步骤 2.2.2 所得到的新的线性矩阵方程, 从而得到接收机位置 $X_u = [x_u \ y_u \ z_u]^T$ 、接收机相对第一系统的钟差 δt_1 以及接收机相对第二系统的钟差 δt_2 。

[0063] 步骤 3: 输出定位结果。

[0064] 将得到的接收机位置 $X_u = [x_u \ y_u \ z_u]^T$ 、接收机相对第一系统的钟差 δt_1 以及接收机相对第二系统的钟差 δt_2 通过通讯接口输出给用户。

[0065] 本发明具有如下优点:

[0066] (1) 在可见卫星满足条件时, 利用本发明提供的定位方法能够保证在特殊使用环境中仍然能提供有效可靠的定位结果;

[0067] (2) 本发明所提出的定位方法不需要对接收机的位置进行估计;

[0068] (3) 本发明所提出的定位方法处理过程不需要迭代运算, 不存在发散问题, 保证了导航定位的可靠性。

附图说明

[0069] 图 1 是本发明双系统组合卫星导航接收机定位方法流程图;

[0070] 图 2 是本发明两个卫星导航系统分别有三颗可见卫星时的处理流程图;

[0071] 图 3 是本发明两个卫星导航系统一共有七颗或七颗以上可见卫星时的处理流程图；

[0072] 图 4 是现有线性化方法在两个卫星导航系统分别有三颗可见卫星时的定位误差结果；

[0073] 图 5 是本发明方法在两个卫星导航系统分别有三颗可见卫星时的定位误差结果；

[0074] 图 6 是现有线性化方法在两个卫星导航系统一共有七颗可见卫星时的定位误差结果；

[0075] 图 7 是本发明方法在两个卫星导航系统一共有七颗可见卫星时的定位误差结果。

具体实施方式

[0076] 下面结合附图对本发明的具体实施方式说明。

[0077] 本发明所述的是一种双系统组合卫星导航接收机定位方法,如图 1 所示,该方法包括如下步骤：

[0078] 步骤 1:获取卫星位置及伪距观测量；

[0079] 在接收机跟踪到卫星信号后,根据获得的导航电文,得到卫星的位置;同时由接收机基带模块得到卫星的伪距测量值；

[0080] 步骤 2:获取接收机位置；

[0081] 根据观测卫星的不同情况,采用不同的步骤来完成接收机定位处理,下面针对两种不同情况,分别对接收机定位方法步骤进行详细说明。

[0082] 第一种情况:两个卫星导航系统分别有三颗可见卫星的情况

[0083] 该种情况中接收机定位处理流程如图 2 所示,具体步骤如下：

[0084] 步骤 2.1.1:整理六颗观测卫星的位置及伪距测量值；

[0085] 假设第一卫星、第二卫星和第三卫星属于第一系统,第四卫星、第五卫星和第六卫星属于第二系统;选择第一卫星作为第一系统的参考卫星、选择第四卫星作为第二系统的参考卫星。根据步骤 1 已经得到这六颗可见卫星的位置 X_i 、伪距测量值 ρ_i 。 X_i 为卫星坐标列向量, $X_i = [x_i \ y_i \ z_i]^T$, $\rho_i = D_i + c * \delta t_k$, 其中 D_i 为第 i 卫星到接收机的真实距离, c 为光速, δt_k 为接收机时钟相对第一系统和第二系统的钟差,其中 $i = 1, 2, 3, \dots, 6$; 当 $i = 1, 2, 3$ 时, $k = 1$; 当 $i = 4, 5, 6$ 时, $k = 2$ 。

[0086] 某时刻,六颗可见卫星的坐标值及观测伪距测量值如表 1 所示：

[0087] 表 1 实施实例 1 可见六颗星卫星坐标及伪距观测量值

[0088]

卫星标号	卫星位置坐标 (ECEF 坐标系) m			伪距测量值 ρ
	x	y	z	
第一卫星	-20348542.95	21693492.79	29885554.57	4.198e+7
第二卫星	-16495363.59	4419181.51	22070937.84	4.0493e+7
第三卫星	-19794869.96	37228735.81	-39425.83	3.9001e+7
第四卫星	-9124786.53	19807439.66	14750319.17	2.6837e+7
第五卫星	-4530524.15	24469424.71	9320407.23	2.7699e+7
第六卫星	162983.87	26098848.46	4676315.76	2.781e+7

[0089] 步骤 2.1.2:获取非参考卫星与参考卫星的伪距测量值之差；

[0090] 利用第二卫星、第三卫星的伪距测量值与第一卫星伪距测量值做差,利用第五卫星、第六卫星的伪距测量值与第四卫星伪距测量值做差,得到非参考卫星与参考卫星的伪距测量值之差 d_i ,其中 $i = 2, 3, 5, 6$,有:

$$[0091] \quad \begin{cases} d_2 = \rho_2 - \rho_1 = D_2 - D_1 \\ d_3 = \rho_3 - \rho_1 = D_3 - D_1 \\ d_5 = \rho_5 - \rho_4 = D_5 - D_4 \\ d_6 = \rho_6 - \rho_4 = D_6 - D_4 \end{cases}; \quad (6)$$

[0092] 其中, ρ_1 为第一卫星伪距测量值, ρ_2 为第二卫星伪距测量值, ρ_3 为第三卫星伪距测量值, ρ_4 为第四卫星伪距测量值, ρ_5 为第五卫星伪距测量值, ρ_6 为第六卫星伪距测量值; D_1 为第一卫星到接收机的真实距离, D_2 为第二卫星到接收机的真实距离, D_3 为第三卫星到接收机的真实距离, D_4 为第四卫星到接收机的真实距离, D_5 为第五卫星到接收机的真实距离, D_6 为第六卫星到接收机的真实距离。

[0093] 步骤 2.1.3:构造接收机位置与参考卫星真实距离之间的线性关系;

[0094] 利用步骤 1 中得到的卫星位置、步骤 2.1.2 中得到的伪距测量值之差,构造接收机位置与第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 和第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 的线性关系方程。

[0095] 将步骤 2.1.2 中得到的伪距测量值之差 d_i 移项后取平方,可得下式:

$$[0096] \quad \begin{cases} D_2^2 = D_1^2 + 2d_2D_1 + d_2^2 \\ D_3^2 = D_1^2 + 2d_3D_1 + d_3^2 \\ D_5^2 = D_4^2 + 2d_5D_4 + d_5^2 \\ D_6^2 = D_4^2 + 2d_6D_4 + d_6^2 \end{cases} \quad (7)$$

[0097] 因为 $D_i = \sqrt{(X_i - X_u)^T (X_i - X_u)}$, 则 $D_i^2 = r_i^2 + r_u^2 - 2X_i^T X_u$; 其中 r_i 为卫星到地心的距离, $r_i = |X_i|$; r_u 为接收机到地心的距离, $r_u = |X_u|$; X_u 为接收机坐标列向量, $X_u = [x_u \ y_u \ z_u]^T$ 。将此关系代入到上式中,得到如下方程:

$$[0098] \quad \begin{cases} r_2^2 + r_u^2 - 2X_2^T X_u = r_1^2 + r_u^2 - 2X_1^T X_u + 2d_2D_1 + d_2^2 \\ r_3^2 + r_u^2 - 2X_3^T X_u = r_1^2 + r_u^2 - 2X_1^T X_u + 2d_3D_1 + d_3^2 \\ r_5^2 + r_u^2 - 2X_5^T X_u = r_4^2 + r_u^2 - 2X_4^T X_u + 2d_5D_4 + d_5^2 \\ r_6^2 + r_u^2 - 2X_6^T X_u = r_4^2 + r_u^2 - 2X_4^T X_u + 2d_6D_4 + d_6^2 \end{cases} \quad (8)$$

[0099] 经过化简后,可以得到:

$$[0100] \quad \begin{cases} 2(X_1^T - X_2^T)X_u = r_1^2 - r_2^2 + d_2^2 + 2d_2D_1 \\ 2(X_1^T - X_3^T)X_u = r_1^2 - r_3^2 + d_3^2 + 2d_3D_1 \\ 2(X_4^T - X_5^T)X_u = r_4^2 - r_5^2 + d_5^2 + 2d_5D_4 \\ 2(X_4^T - X_6^T)X_u = r_4^2 - r_6^2 + d_6^2 + 2d_6D_4 \end{cases} \quad (9)$$

[0101] 令: $c_1 = r_1^2 - r_2^2 + d_2^2$, $c_2 = r_1^2 - r_3^2 + d_3^2$, $c_3 = r_4^2 - r_5^2 + d_5^2$, $c_4 = r_4^2 - r_6^2 + d_6^2$, 将上式中的后三个方程写成矩阵的形式:

$$[0102] \quad 2AX_u = B_1D_1 + B_2D_4 + C \quad (10)$$

[0103] 其中： $A = \begin{bmatrix} X_1^T - X_3^T \\ X_4^T - X_5^T \\ X_4^T - X_6^T \end{bmatrix}, B_1 = \begin{bmatrix} 2d_3 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 2d_5 \\ 2d_6 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} c_2 \\ c_3 \\ c_4 \end{bmatrix}。$

[0104] 进一步得到接收机位置与第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 以及第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 的线性关系方程：

[0105]
$$X_u = (2A)^{-1}(B_1D_1 + B_2D_4 + C) \quad (11)$$

[0106] 其中 D_1 和 D_4 此刻仍为未知量, 由后续步骤获得；

[0107] 步骤 2.1.4: 构造第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 和第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 的代数关系；

[0108] 将第一系统参考卫星到接收机的真实距离 D_1 和第二系统参考卫星到接收机的真实距离 D_4 作为未知数, 利用已有观测信息构造关于 D_1 和 D_4 的方程。

[0109] $X_u \in R^3$, 可以通过线性变化得到：

[0110]
$$[\alpha \quad \beta \quad \gamma] \begin{bmatrix} X_1^T - X_3^T \\ X_4^T - X_5^T \\ X_4^T - X_6^T \end{bmatrix} = (X_1^T - X_2^T) \quad (12)$$

[0111] 继而得到：
$$[\alpha \quad \beta \quad \gamma] = (X_1^T - X_2^T) \begin{bmatrix} X_1^T - X_3^T \\ X_4^T - X_5^T \\ X_4^T - X_6^T \end{bmatrix}^{-1}$$

[0112] 由此得到 D_1 和 D_4 的第一个关系式：

[0113]
$$D_1 = c_5D_4 + c_6 \quad (13)$$

[0114] 其中：
$$c_5 = \frac{d_5\beta + d_6\gamma}{d_2 - d_3\alpha}, c_6 = \frac{c_2\alpha + c_3\beta + c_4\gamma - c_1}{2(d_2 - d_3\alpha)}$$

[0115] 由接收机到第一系统参考卫星和第二系统参考卫星的距离可以得到：

[0116]
$$\begin{cases} D_1^2 = r_1^2 + r_u^2 - 2X_1^T X_u \\ D_4^2 = r_4^2 + r_u^2 - 2X_4^T X_u \end{cases} \quad (14)$$

[0117] 两式做差可以得到 D_1 和 D_4 的第二个关系式：

[0118]
$$D_1^2 - D_4^2 = r_1^2 - r_4^2 - 2(X_1^T - X_4^T)X_u \quad (15)$$

[0119] 令 $Y_1 = X_1^T - X_2^T, Y_2 = X_1^T - X_4^T$, 可得：

[0120]
$$D_1^2 - D_4^2 = r_1^2 - r_4^2 - Y_2 A^{-1}(B_1D_1 + B_2D_4 + C) \quad (16)$$

[0121] 步骤 2.1.5: 获取接收机到参考卫星的真实距离, 并进行结果的取舍；

[0122] 将步骤 2.1.4 中得到的 D_1 和 D_4 的第一个关系式 (13) 代入第二个关系式公式 (16) 中, 得到关于 D_4 的一元二次方程：

[0123]
$$a_1D_4^2 + a_2D_4 + a_3 = 0 \quad (17)$$

[0124] 其中：
$$a_1 = (c_5^2 - 1), a_2 = (2c_5c_6 + c_5Y_2A^{-1}B_1 + Y_2A^{-1}B_2), a_3 = (c_6^2 + r_4^2 - r_1^2 + Y_2A^{-1}C + c_6Y_2A^{-1}B_1)$$

[0125] 利用此一元二次方程可以得到 D_4 的两个结果：

$$[0126] \quad D_4 = \frac{-a_2 \pm \sqrt{a_2^2 - 4a_1a_3}}{2a_1} \quad (18)$$

[0127] 在表 1 所给条件下, 分别得到如下中间参量的值:

[0128] $c_1 = 2.2125\text{e}+12$, $c_2 = 8.8756\text{e}+12$, $c_3 = 1.4673\text{e}+12$, $c_4 = 1.1074\text{e}+12$, $c_5 = 1.1529$, $c_6 = 1.1498\text{e}+7$, $a_1 = 0.32923$, $a_2 = 2.9677\text{e}+7$, $a_3 = -8.9448\text{e}+14$ 。

[0129] 将 a_1 、 a_2 和 a_3 代入公式 (18), 得到的 D_4 的两个结果分别为 $2.3837\text{e}+7$ 和 $-1.1398\text{e}+8$ 。

[0130] 根据步骤 2.1.4 中 D_1 和 D_4 的一次关系式 (13), 由 D_4 得到 D_1 的两个结果, 从而得到两组解, 根据如下原则进行解的取舍:

[0131] (a) 根据 D_1 和 D_4 的物理意义, 应满足条件: $D_1 > 0$, $D_4 > 0$;

[0132] (b) 根据矢量关系式: $|\|x\| - \|y\|| \leq \|x-y\|$, $D_1 = \|X_1 - X_u\|$, $D_4 = \|X_4 - X_u\|$, 因此 D_1 和 D_4 还应满足条件: $|D_1 - D_4| \leq \|X_1 - X_4\|$

[0133] (c) $\delta t_1 = t_R - T_{\text{sat}1}$, $\delta t_2 = t_R - T_{\text{sat}2}$, 其中, t_R 是接收机时钟, $T_{\text{sat}1}$ 是第一系统的系统时间, $T_{\text{sat}2}$ 是第二系统的系统时间, 因此, $\delta t_1 - \delta t_2 = T_{\text{sat}2} - T_{\text{sat}1}$ 。

[0134] 根据: $\rho_1 = D_1 + c * \delta t_1$, $\rho_4 = D_4 + c * \delta t_2$ 得到: $|c * \delta t_2 - c * \delta t_1| = |\rho_4 - D_4 - \rho_1 + D_1|$ 。由于第一系统和第二系统的时间偏差范围是已知的, 且通常不会很大, 设其最大值为 dt_{max} , 则 $|\rho_4 - D_4 - \rho_1 + D_1| \leq c * dt_{\text{max}}$

[0135] 经过上面三个条件的排除, D_4 的第二个结果 $-1.1398\text{e}+8$ 被排除, 从而得到一组唯一的 D_1 和 D_4 , $D_1 = 3.898\text{e}+7$, $D_4 = 2.3837\text{e}+7$;

[0136] 步骤 2.1.6: 获得接收机位置向量和接收机相对两个系统的钟差;

[0137] 将步骤 2.1.5 中得到的 D_1 和 D_4 的值代入到公式 (11) 中, 得到接收机位置 X_u 。在本实例中, $X_u = [-2.1775\text{e}+6 \quad 4.3889\text{e}+6 \quad 4.07\text{e}+6]$ 。同时利用 $\rho_1 = D_1 + c * \delta t_1$, $\rho_4 = D_4 + c * \delta t_2$ 得到接收机相对两个系统的钟差 δt_1 和 δt_2 。在本实例中, 得到 $\delta t_1 = 0.01$, $\delta t_2 = 0.0100005$ 。

[0138] 第二种情况: 两个卫星导航系统一共有七颗或七颗以上可见卫星的情况

[0139] 该种情况中接收机定位处理流程如图 3 所示, 具体步骤如下:

[0140] 步骤 2.2.1: 整理同时观测到的七颗或七颗以上卫星的位置及伪距测量值;

[0141] 假设某时刻同时观测到 N 颗卫星, 其中 N_1 颗卫星属于第一系统, 剩余 N_2 颗卫星属于第二系统; N 、 N_1 和 N_2 满足条件: N 、 N_1 和 N_2 均为正整数, 且 $N \geq 7$, $1 \leq N_1 < N$, $N_2 = N - N_1$;

[0142] 由此可得 N 个观测方程:

$$[0143] \quad \begin{cases} \rho_i = D_i + b_1; i = 1, 2, \dots, N_1 \\ \rho_j = D_j + b_2; j = N_1 + 1, N_1 + 2, \dots, N \\ D_i = \sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2}; i = 1, 2, \dots, N \end{cases} \quad (19)$$

[0144] 其中: $b_1 = c * \delta t_1$, $b_2 = c * \delta t_2$;

[0145] 假设某时刻同时观测到七颗卫星, 其中三颗卫星属于第一系统, 剩余四颗卫星属于第二系统。由此可得七个观测方程:

$$[0146] \quad \begin{cases} \rho_i = D_i + b_1; i=1,2,3 \\ \rho_j = D_j + b_2; j=4,5,6,7 \\ D_i = \sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2}; i=1,2,\dots,7 \end{cases} \quad (20)$$

[0147] 其中: $b_1 = c * \delta t_1$, $b_2 = c * \delta t_2$ 。

[0148] 某时刻,七颗可见卫星的坐标值及观测伪距测量值如表 2 所示:

[0149] 表 2 实施实例 2 可见七颗星卫星坐标及伪距观测值

[0150]

卫星标号	卫星位置坐标 (ECEF 坐标系) m			伪距测量值 ρ
	x	y	z	
第一卫星	-20348542.95	21693492.79	29885554.57	3.9001e+7
第二卫星	-16495363.59	4419181.51	22070937.84	2.6001e+7
第三卫星	-19794869.96	37228735.81	-39425.83	4.0493e+7
第四卫星	-9124786.53	19807439.66	14750319.17	2.3302e+7
第五卫星	-4530524.15	24469424.71	9320407.23	2.4189e+7
第六卫星	162983.87	26098848.46	4676315.76	2.5144e+7
第七卫星	5686092.62	24212484.84	9298041.93	2.5258e+7

[0151] 步骤 2.2.2:将未知数及其平方项作为新的未知数,构造新的线性矩阵方程;

[0152] 整理观测方程,通过取平方去掉开方项,并将方程中的未知数 x_u, y_u, z_u, b_1, b_2 及其平方项 $x_u^2, y_u^2, z_u^2, b_1^2, b_2^2$ 作为新的待求未知数,并令: $f_1 = x_u, f_2 = y_u, f_3 = z_u, f_4 = b_1, f_5 = b_2, f_6 = x_u^2 + y_u^2 + z_u^2 - b_1^2, f_7 = x_u^2 + y_u^2 + z_u^2 - b_2^2$,可以得到如下的线性矩阵方程:

$$[0153] \quad EF = G \quad (21)$$

$$[0154] \quad \text{其中:} \quad E = \begin{bmatrix} 2x_1 & 2y_1 & 2z_1 & -2\rho_1 & 0 & -1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 2x_3 & 2y_3 & 2z_3 & -2\rho_3 & 0 & -1 & 0 \\ 2x_4 & 2y_4 & 2z_4 & 0 & -2\rho_4 & 0 & -1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 2x_7 & 2y_7 & 2z_7 & 0 & -2\rho_7 & 0 & -1 \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \\ f_5 \\ f_6 \\ f_7 \end{bmatrix},$$

$$G = \begin{bmatrix} x_1^2 + y_1^2 + z_1^2 - \rho_1^2 \\ \vdots \\ x_3^2 + y_3^2 + z_3^2 - \rho_3^2 \\ x_4^2 + y_4^2 + z_4^2 - \rho_4^2 \\ \vdots \\ x_7^2 + y_7^2 + z_7^2 - \rho_7^2 \end{bmatrix}$$

[0155] 根据表 2 数据可以得到在本实例中的值：

[0156]

$$E = \begin{bmatrix} -4.0697e+7 & 4.3387e+7 & 5.9771e+7 & -7.8002e+7 & 0 & -1 & 0 \\ -3.2991e+7 & 8.8384e+6 & 4.4142e+7 & -5.2002e+7 & 0 & -1 & 0 \\ -3.959e+7 & 7.4457e+7 & -78852 & -8.0986e+7 & 0 & -1 & 0 \\ -1.825e+7 & 3.9615e+7 & 2.9501e+7 & 0 & -4.6603e+7 & 0 & -1 \\ -9.061e+6 & 4.8939e+7 & 1.8641e+7 & 0 & -4.8377e+7 & 0 & -1 \\ 3.2597e+5 & 5.2198e+7 & 9.3526e+6 & 0 & -5.0288e+7 & 0 & -1 \\ 1.1372e+7 & 4.8425e+7 & 1.8596e+7 & 0 & -5.0516e+7 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

$$[0157] \quad G = \begin{bmatrix} 2.5673e+14 \\ 1.0271e+14 \\ 1.3815e+14 \\ 1.502e+14 \\ 1.2106e+14 \\ 7.0816e+13 \\ 6.7075e+13 \end{bmatrix}$$

[0158] 步骤 2.2.3: 根据新的线性矩阵方程, 得到接收机位置和接收机相对两个系统的钟差;

[0159] 利用最小二乘法处理步骤 2.2.2 所得到的新的线性矩阵方程 (21), 从而得到 $F = (E^T E)^{-1} (E^T G)$, 然后根据 $f_1 = x_u, f_2 = y_u, f_3 = z_u, f_4 = f_1, f_5 = f_2$, 得到接收机位置 $X_u = [x_u \ y_u \ z_u]^T$ 、接收机相对第一系统的钟差 δt_1 以及接收机相对第二系统的钟差 δt_2 。

$$[0160] \quad \text{利用步骤 2.2.2 中的矩阵 E 和 G 的值, 得到本实例中 } F = \begin{bmatrix} -2.1775e+6 \\ 4.3889e+6 \\ 4.07e+6 \\ 3e+6 \\ 3.2999e+6 \\ 3.157e+13 \\ 2.9682e+13 \end{bmatrix}, \text{ 进而得到}$$

接收机位置 $X_u = [-2.1775e+6 \ 4.3889e+6 \ 4.07e+6]^T$ 和接收机相对两个系统的钟差: $\delta t_1 = 0.01, \delta t_2 = 0.0100005$ 。

[0161] 步骤 3: 输出定位结果。

[0162] 将得到的接收机位置 $X_u = [x_u \ y_u \ z_u]^T$ 、接收机相对第一系统的钟差 δt_1 以及接收

机相对第二系统的钟差 δt_2 通过通讯接口输出给用户。

[0163] 在本实例中,将解算得到的接收机位置 $X_u = [-2.1775e+6 \ 4.3889e+6 \ 4.07e+6]^T$ 、接收机相对第一系统的钟差 $\delta t_1 = 0.01$ 以及接收机相对第二系统的钟差 $\delta t_2 = 0.0100005$ 通过通讯接口输出给用户。

[0164] 用同样的方法对多个历元时刻进行定位仿真,设定接收机由位置 $(-2177528, 4388901, 4070001)$ 向 $(-2.816e7, 5.5023e7, 2.145e7)$ 运动,对整个运动过程进行定位分析,并与常规的线性化方法进行对比,其中的线性化方法是指将观测方程线性化的方法,其对比结果如图 4,图 5,图 6 和图 7 所示。其中图 4 是线性化方法在两个卫星导航系统分别有三颗可见卫星时的定位误差结果,图 5 是本发明方法在两个卫星导航系统分别有三颗可见卫星时的定位误差结果,图 6 是线性化方法在两个卫星导航系统一共有七颗可见卫星时的定位误差结果,图 7 是本发明方法在两个卫星导航系统一共有七颗可见卫星时的定位误差结果。在图 4~图 7 中,当定位结果发散时,为了表示方便,当误差绝对值大于 $1e7$ 时,令误差绝对值为 $1e7$ 。由图 4 和图 6 可以看到,线性化方法在某些时刻定位结果发散,定位误差绝对值大于 $1e7$,因此线性化方法有可能无法得到正确的定位结果,由图 5 和图 7 可以看到,本发明提出的方法在线性化方法发散时,仍然可以得到可靠的定位结果,误差在 $\pm 150m$ 以内,可以保证接收机得到可靠的定位结果。本发明提出的方法不需要有接收机初始位置的估计值,不需要迭代运算处理,因此适合在深空探测等特殊环境中使用。

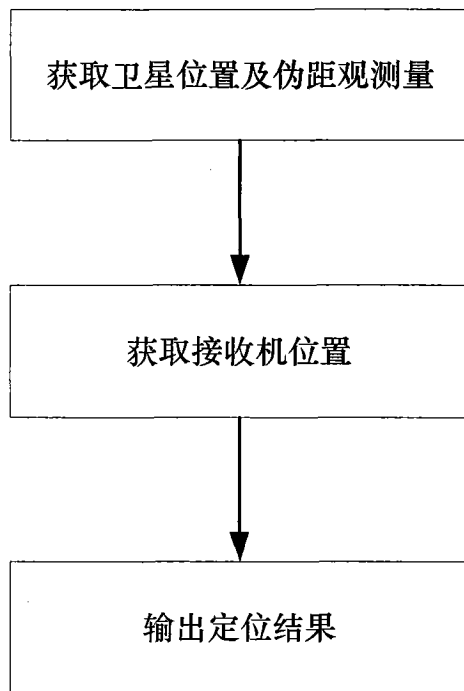


图 1

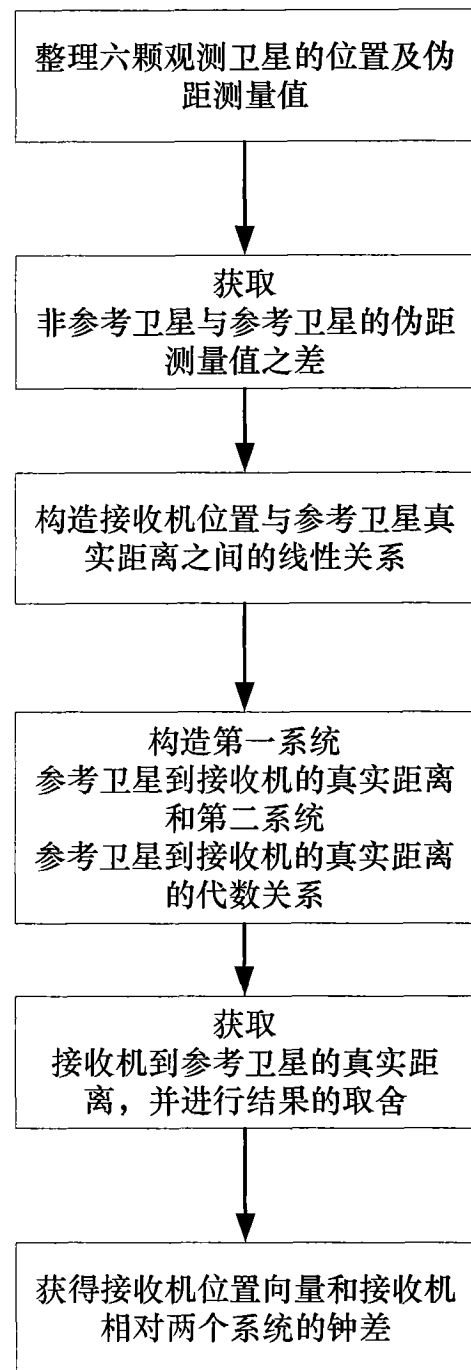


图 2

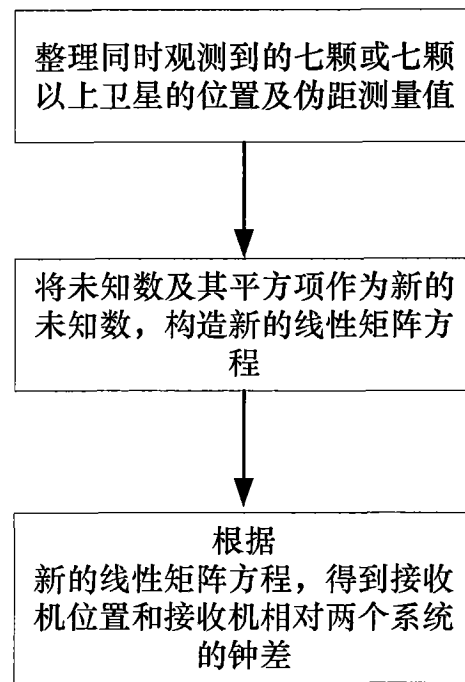


图 3

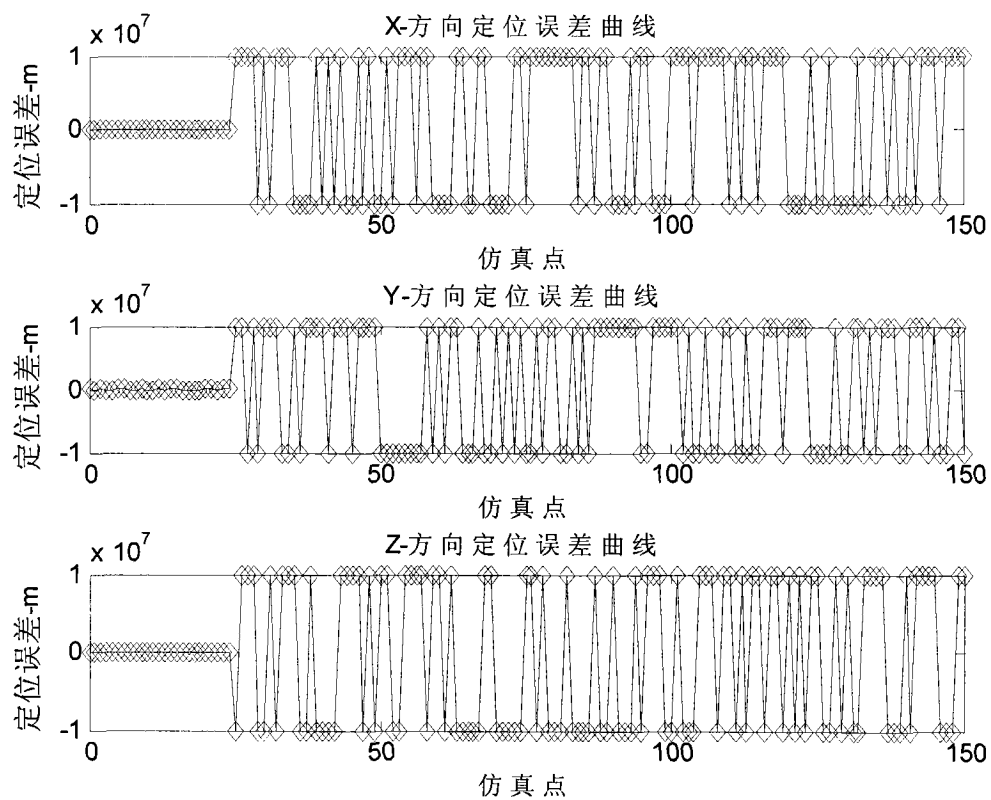


图 4

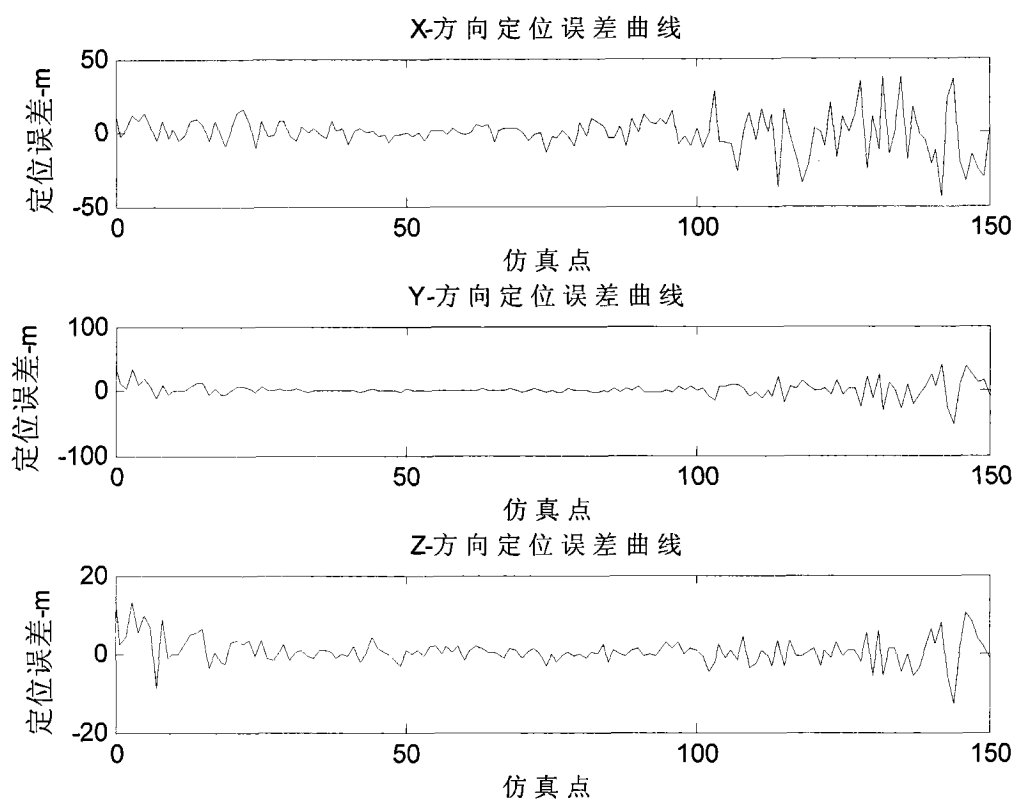


图 5

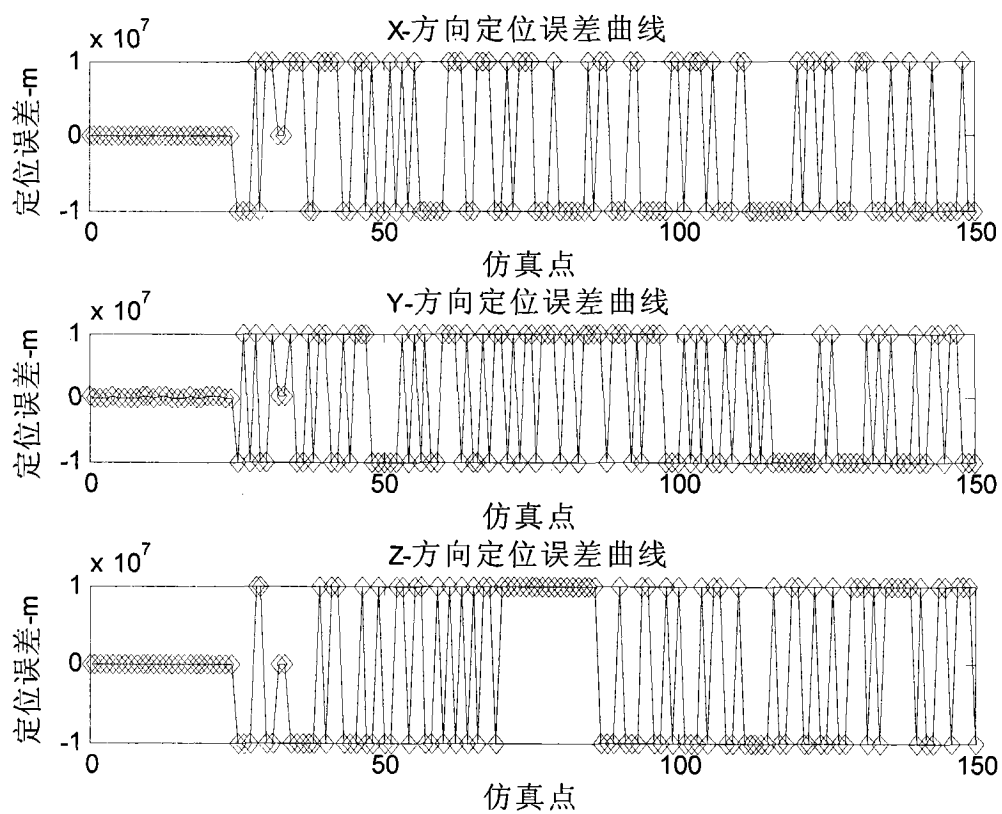


图 6

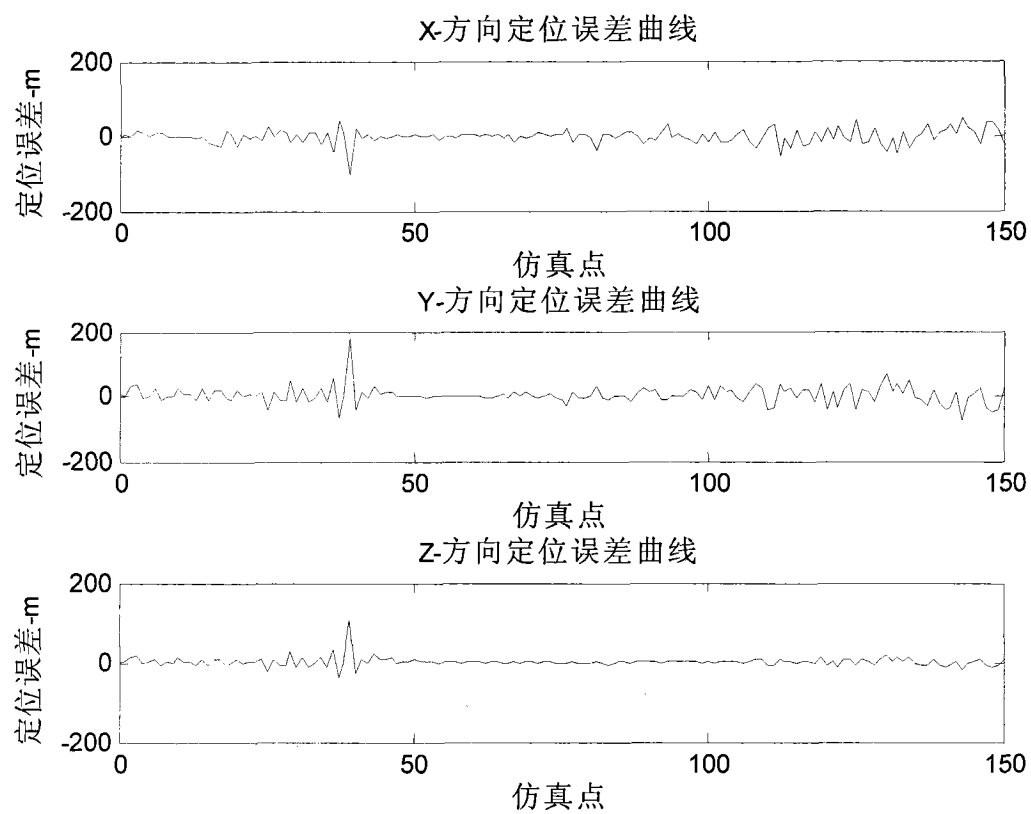


图 7