



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107656300 A

(43)申请公布日 2018.02.02

(21)申请号 201710695052.9

(22)申请日 2017.08.15

(71)申请人 东南大学

地址 210096 江苏省南京市玄武区四牌楼2号

(72)发明人 陈熙源 闫晰 汤新华 张梦尧

(74)专利代理机构 南京苏高专利商标事务所 (普通合伙) 32204

代理人 王安琪

(51)Int.Cl.

G01S 19/47(2010.01)

G01S 19/33(2010.01)

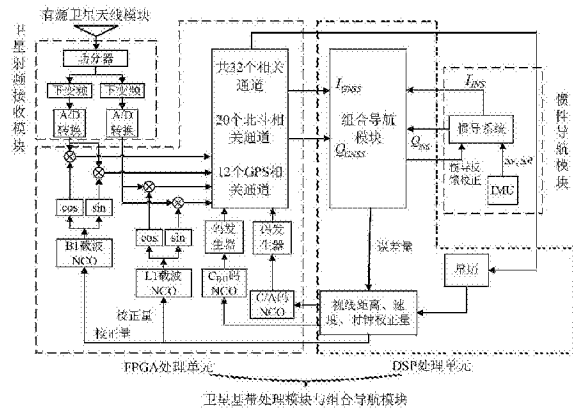
权利要求书3页 说明书8页 附图2页

(54)发明名称

基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统及方法

(57)摘要

本发明公开了一种基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统及方法,系统包括有源卫星天线模块、卫星射频接收模块、卫星基带处理模块、惯性导航模块和组合导航模块。方法包括如下步骤:北斗/GPS双模软件接收机完成首次定位后对惯性导航系统进行初始化;进入超紧组合模式,估计出I、Q信息I<sub>INS</sub>、Q<sub>INS</sub>;北斗/GPS双模软件接收机得到的I、Q信息与I<sub>INS</sub>、Q<sub>INS</sub>的差值作为EKF的观测量;对惯性导航系统进行校正;估计出卫星信号的载波多普勒频率和伪码相位,分别反馈到载波NCO和码NCO,形成闭环回路。本发明可以改善卫星/惯性组合导航系统的定位精度、提高系统的鲁棒性,改善卫星接收机在高动态、微弱信号、强干扰条件下的跟踪性能。



1. 一种基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统,其特征在于,基于FPGA+DSP架构,包括:有源卫星天线模块、卫星射频接收模块、卫星基带处理模块、惯性导航模块和组合导航模块;有源卫星天线模块同时接收GPS L1和北斗B1信号,经功分器分为两路,分别接入卫星射频接收模块的两个通道;卫星射频接收模块具有GPS L1和北斗B1两个通道,信号经过低噪声放大、滤波和混频后输出近似零中频的I、Q两路基带信号,进行AD采样转为数字量后送入卫星基带处理模块;卫星基带处理模块包括FPGA和DSP两个处理单元;组合导航模块由卫星基带处理模块中的DSP处理单元实现;惯性导航模块将位置、速度、加速度、姿态信息送入DSP处理单元,同时接收DSP处理单元发回的位置、速度、加速度、姿态的误差校正量。

2. 如权利要求1所述的基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统,其特征在于,FPGA处理单元分为多个独立的通道,分别对北斗和GPS卫星进行捕获跟踪。

3. 如权利要求1所述的基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统,其特征在于,DSP处理单元负责完成卫星接收机的算法,包括:通过相关累加结果判断是否成功捕获卫星,实现捕获决策,载波环和码环的鉴相,环路滤波及整个环路控制过程,位同步与帧同步,获取导航电文,完成PVT解算。

4. 如权利要求1所述的基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统,其特征在于,惯性导航模块包括3个单轴的加速度计和3个单轴的陀螺仪。

5. 一种基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合方法,其特征在于,包括如下步骤:

(1) 北斗/GPS双模软件接收机同时对北斗和GPS卫星进行捕获、跟踪、位同步和帧同步、双模定位,完成首次定位后对惯性导航系统进行初始化;

(2) 完成步骤(1)后进入超紧组合模式,根据惯性导航系统得到的导航信息,结合星历估计出I、Q信息 $I_{INS}$ 、 $Q_{INS}$ ;

(3) 北斗/GPS双模软件接收机得到的I、Q信息 $I_{GNSS}$ 、 $Q_{GNSS}$ 与 $I_{INS}$ 、 $Q_{INS}$ 的差值作为EKF的观测,表示为:

$$z_k = [dI_1 + \eta_{I1}, dI_2 + \eta_{I2}, \dots, dI_m + \eta_{Im}, dQ_1 + \eta_{Q1}, dQ_2 + \eta_{Q2}, \dots, dQ_m + \eta_{Qm}]^T$$

其中I表示中频信号同相输出,Q表示中频信号正交输出, $\eta$ 代表噪声,下标数字代表卫星通道号;

(4) 通过步骤(3)得到的误差信息,对惯性导航系统进行校正;

(5) 通过步骤(4)校正后的位置、速度、加速度信息结合卫星星历估计出卫星信号的载波多普勒频率和伪码码相位,分别反馈到载波NCO和码NCO,形成闭环回路。

6. 如权利要求5所述的基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合方法,其特征在于,步骤(1)中的双模定位过程将GPS时GPST和北斗时BDT转换到协调时间时UTC,并将转换误差作为未知数进行解算。

7. 如权利要求5所述的基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合方法,其特征在于,步骤(1)中的双模定位过程将计算各组卫星的加权GDOP值,并从中选取GDOP值最小的一组卫星进行定位。

8. 如权利要求5所述的基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合方法,其特征在于,步骤(3)中EKF的状态向量表示为:

$$\mathbf{x}_k = [\delta x, \delta y, \delta z, \delta \dot{x}, \delta \dot{y}, \delta \dot{z}, \delta a_x, \delta a_y, \delta a_z, \varphi_E, \varphi_N, \varphi_U, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \delta t_u, \delta t_{ru}]^T$$

其中,这17个状态分别为三个方向上的位置误差 $\delta R = [\delta x, \delta y, \delta z]^T$ 、速度误差 $\delta \mathbf{v} = [\delta \dot{x}, \delta \dot{y}, \delta \dot{z}]^T$ 、加速度计漂移 $\delta \mathbf{a} = [\delta a_x, \delta a_y, \delta a_z]^T$ 、姿态误差 $\boldsymbol{\varphi} = [\varphi_E, \varphi_N, \varphi_U]^T$ 、陀螺仪随机漂移 $\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$ 以及卫星钟差 $\delta t_u$ 和钟漂 $\delta t_{ru}$ ,其中,前15维状态量为INS的状态误差,第16、17维状态量为卫星接收机的状态误差。

9.如权利要求5所述的基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合方法,其特征在于,步骤(3)中EKF的观测矩阵表示为:

$$\mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & 0 & \cdots & 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \cdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ h_{Ixm} & h_{Iym} & h_{Izm} & h_{Ixm} & h_{Iym} & h_{Izm} & h_{Ixm} & h_{Iym} & h_{Izm} & 0 & \cdots & 0 & 1 & 0 \\ h_{Qx1} & h_{Qy1} & h_{Qz1} & h_{Qx1} & h_{Qy1} & h_{Qz1} & h_{Qx1} & h_{Qy1} & h_{Qz1} & 0 & \cdots & 0 & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \cdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ h_{Ixm} & h_{Iym} & h_{Izm} & h_{Ixm} & h_{Iym} & h_{Izm} & h_{Ixm} & h_{Iym} & h_{Izm} & 0 & \cdots & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{2m \times 17}$$

其中观测矩阵各因子可以表示为下式,i表示通道号,取值为1~m,m为接收机的最大通道数;

$$h_{Ixi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[I]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial x} + \frac{\partial E[I]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial x} \right);$$

$$h_{Ixi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[I]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \dot{x}} + \frac{\partial E[I]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \dot{x}} \right);$$

$$h_{Ixi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[I]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \ddot{x}} + \frac{\partial E[I]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \ddot{x}} \right);$$

$$h_{Qxi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[Q]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial x} + \frac{\partial E[Q]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial x} \right);$$

$$h_{Qxi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[Q]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \dot{x}} + \frac{\partial E[Q]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \dot{x}} \right);$$

$$h_{Qxi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[Q]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \ddot{x}} + \frac{\partial E[Q]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \ddot{x}} \right)$$

其余各因子都可以按照上式列出,其中载波角频率误差 $\omega_e$ 和载波相位误差 $\theta_e$ 可以表示为:

$$\omega_e = \frac{\omega}{c} [|\mathbf{v}_u - \hat{\mathbf{v}}_u| + |\mathbf{a}_u - \hat{\mathbf{a}}_u| t] = \frac{\omega}{c} (v_e + a_e t)$$

$$\theta_e = -\frac{\omega}{c} \left[ |\mathbf{R}_u - \hat{\mathbf{R}}_u| - |\mathbf{v}_u - \hat{\mathbf{v}}_u| t - \frac{1}{2} |\mathbf{a}_u - \hat{\mathbf{a}}_u| t^2 \right] = -\frac{\omega}{c} \left[ R_e - v_e t - \frac{1}{2} a_e t^2 \right]$$

$E[I]$ ,  $E[Q]$ 是I、Q信号的期望, $\omega$ 表示载波角频率,c表示光速; $R_u$ 和 $\hat{\mathbf{R}}_u$ 分别为接收机到地心距离矢量的量测值和估计值; $\mathbf{v}_u$ 和 $\hat{\mathbf{v}}_u$ 分别为接收机到地心速度矢量的量测值和估计

值; $a_u$ 和 $\hat{a}_u$ 分别为接收机到地心加速度矢量的量测值和估计值; $R_e$ 、 $v_e$ 和 $a_e$ 分别代表位置误差、速度误差和加速度误差的大小。

10. 如权利要求5所述的基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合方法,其特征在在于,观测矩阵耦合了加速度信息与多普勒频率的变化率。

## 基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统及方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及北斗技术应用、多传感器数据融合及应用领域,尤其是一种基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统及方法。

### 背景技术

[0002] 卫星导航系统和惯性导航系统具有高度的互补特性,这一特性已经被广泛应用于卫星/惯性组合导航系统。传统的卫星/惯性组合导航系统通常采用松组合和紧组合两种信息融合方式。在松组合工作方式下,卫星导航系统和惯性导航系统独立工作,分别输出位置、速度、姿态等导航信息,然后再经由导航滤波器进行数据融合。而紧组合则利用了更加原始的导航信息,将惯性导航系统结合星历估计出的伪距、伪距率与卫星接收机得到的伪距、伪距率之间的差值作为观测量。虽然这两种组合方式都可以得到比单个定位系统更加优良的定位精度,系统也更加鲁棒,但是信息融合之后得到的误差校正量都是针对惯性导航系统的,对于卫星接收机的性能改善并没有帮助。这种退耦带来的结果是接收机跟踪环路对噪声和载体运动高度敏感,极易在微弱信号及载体高动态环境下造成卫星失锁,使得接收机跟踪环成为整个系统当中最为薄弱的环节。

[0003] 超紧组合就是针对上述问题而提出的新型信息融合方式。其主要思想就是要打破传统接收机的跟踪环路,而将组合滤波器估计出的跟踪环路误差反馈到接收机内部的载波和伪码发生器,形成新的闭合环路。通过惯性导航系统来辅助卫星接收机的跟踪环路可以极大改善接收机在高动态、微弱信号、强干扰等环境下的性能,进一步提高了系统的鲁棒性,真正意义上实现卫星和惯性导航系统的双向辅助。

[0004] 北斗二代导航系统是我国拥有自主知识产权的卫星导航系统,对于争取我国空间信息领域的话语权、保证国内位置服务的安全性具有重要意义。除了军用领域不再受制于人,卫星导航系统在民用领域同样有着广阔的市场前景和巨大的经济价值,这也成为GPS、北斗、GLONASS、GALILEO四大卫星导航系统最为激烈的争夺方向。因而加速北斗相关产品的开发,拓宽北斗导航系统的应用领域成为一项迫切的需求。

[0005] 多模接收机相比于单模接收机来说,可以同时利用多个卫星星座的导航信息,并从中选择出空间分布最好的几颗卫星参与定位,从而提高接收机的定位精度。同时,多个载波频率有利于载波相位整周模糊度的快速解算和减弱电离层效应的影响。而软件接收机相比于以往基于ASIC平台的接收机来说,其突出的可编程特性为修改接收机跟踪环路提供了可能。

[0006] 以往的超紧组合研究存在以下几个问题:

[0007] 一、研究的开展往往在松组合和紧组合的基础之上,通过增加惯性导航结果到卫星接收机的反馈通道来实现,没有进一步利用更加原始的导航信息。

[0008] 二、由于国内外对GPS的研究相对成熟,因而对超紧组合的研究也通常是针对GPS卫星导航系统的超紧组合研究,对于多模接收机,尤其是涉及北斗接收机的超紧组合研究

相对欠缺。

[0009] 三、国内对于超紧组合的研究往往停留在理论和方法层面的论证和仿真,缺乏在工程实现方面的探究。

## 发明内容

[0010] 本发明所要解决的技术问题在于,提供一种基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统及方法,能够改善卫星/惯性组合导航系统的定位精度、提高系统的鲁棒性,改善卫星接收机在高动态、微弱信号、强干扰条件下的跟踪性能。

[0011] 为解决上述技术问题,本发明提供一种基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统,基于FPGA+DSP架构,包括:有源卫星天线模块、卫星射频接收模块、卫星基带处理模块、惯性导航模块和组合导航模块;有源卫星天线模块同时接收GPS L1和北斗B1信号,经功分器分为两路,分别接入卫星射频接收模块的两个通道;卫星射频接收模块具有GPS L1和北斗B1两个通道,信号经过低噪声放大、滤波和混频后输出近似零中频的I、Q两路基带信号,其中I表示中频信号同相输出,Q表示中频信号正交输出。中频信号进行AD采样转为数字量后送入卫星基带处理模块;卫星基带处理模块包括FPGA和DSP两个处理单元;组合导航模块由卫星基带处理模块中的DSP处理单元实现;惯性导航模块将位置、速度、加速度、姿态信息送入DSP处理单元,同时接收DSP处理单元发回的位置、速度、加速度、姿态的误差校正量。

[0012] 优选的,FPGA处理单元分为多个独立的通道,分别对北斗和GPS卫星进行捕获跟踪。

[0013] 优选的,DSP处理单元负责完成卫星接收机的算法,包括:通过相关累加结果判断是否成功捕获卫星,实现捕获决策,载波环和码环的鉴相,环路滤波及整个环路控制过程,位同步与帧同步,获取导航电文,完成PVT解算。

[0014] 优选的,惯性导航模块包括3个单轴的加速度计和3个单轴的陀螺仪。

[0015] 相应的,一种基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合方法,包括如下步骤:

[0016] (1) 北斗/GPS双模软件接收机同时对北斗和GPS卫星进行捕获、跟踪、位同步和帧同步、双模定位,完成首次定位后对惯性导航系统进行初始化;

[0017] (2) 完成步骤(1)后进入超紧组合模式,根据惯性导航系统得到的导航信息,结合星历估计出I、Q信息 $I_{INS}$ 、 $Q_{INS}$ ,其中INS是惯性导航系统(Inertial Navigation System)的简写;

[0018] (3) 北斗/GPS双模软件接收机得到的I、Q信息 $I_{GNSS}$ 、 $Q_{GNSS}$ 与 $I_{INS}$ 、 $Q_{INS}$ 的差值作为EKF的观测量,表示为:

[0019] 
$$z_k = [dI_1 + \eta_{I1}, dI_2 + \eta_{I2}, \dots, dI_m + \eta_{Im}, dQ_1 + \eta_{Q1}, dQ_2 + \eta_{Q2}, \dots, dQ_m + \eta_{Qm}]^T$$

[0020] 其中I表示中频信号同相输出,Q表示中频信号正交输出, $\eta$ 代表噪声,下标数字代表卫星通道号,EKF是扩展卡尔曼滤波器(Extended Kalman Filter)的简写,GNSS是全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System)的简写;

[0021] (4) 通过步骤(3)得到的误差信息,对惯性导航系统进行校正;

[0022] (5) 通过步骤(4)校正后的位置、速度、加速度信息结合卫星星历估计出卫星信号

的载波多普勒频率和伪码码相位,分别反馈到载波NCO和码NCO,形成闭环回路。其中NCO是数字控制振荡器(Numerically Controlled Oscillator)的简写。

[0023] 优选的,步骤(1)中的双模定位过程将GPS时GPST和北斗时BDT转换到协调时间时UTC,并将转换误差作为未知数进行解算。

[0024] 优选的,步骤(1)中的双模定位过程将计算各组卫星的加权GDOP值,并从中选取GDOP值最小的一组卫星进行定位。

[0025] 优选的,步骤(3)中EKF的状态向量表示为:

$$[0026] \quad \mathbf{x}_k = [\delta x, \delta y, \delta z, \delta \dot{x}, \delta \dot{y}, \delta \dot{z}, \delta a_x, \delta a_y, \delta a_z, \varphi_E, \varphi_N, \varphi_U, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \delta t_u, \delta t_{ru}]^T$$

[0027] 其中,这17个状态分别为三个方向上的位置误差 $\delta R = [\delta x, \delta y, \delta z]^T$ 、速度误差 $\delta \mathbf{v} = [\delta \dot{x}, \delta \dot{y}, \delta \dot{z}]^T$ 、加速度计漂移 $\delta \mathbf{a} = [\delta a_x, \delta a_y, \delta a_z]^T$ 、姿态误差 $\boldsymbol{\varphi} = [\varphi_E, \varphi_N, \varphi_U]^T$ 、陀螺仪随机漂移 $\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$ 以及卫星钟差 $\delta t_u$ 和钟漂 $\delta t_{ru}$ ,其中,前15维状态量为INS的状态误差,第16、17维状态量为卫星接收机的状态误差。

[0028] 优选的,步骤(3)中EKF的观测矩阵表示为:

$$[0029] \quad \mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & h_{I\dot{x}1} & h_{I\dot{y}1} & h_{I\dot{z}1} & h_{Ia_x1} & h_{Ia_y1} & h_{Ia_z1} & 0 & \cdots & 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \cdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ h_{Ixm} & h_{Iym} & h_{Izm} & h_{I\dot{x}m} & h_{I\dot{y}m} & h_{I\dot{z}m} & h_{Ia_xm} & h_{Ia_ym} & h_{Ia_zm} & 0 & \cdots & 0 & 1 & 0 \\ h_{Qx1} & h_{Qy1} & h_{Qz1} & h_{Q\dot{x}1} & h_{Q\dot{y}1} & h_{Q\dot{z}1} & h_{Qa_x1} & h_{Qa_y1} & h_{Qa_z1} & 0 & \cdots & 0 & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \cdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ h_{Ixm} & h_{Iym} & h_{Izm} & h_{I\dot{x}m} & h_{I\dot{y}m} & h_{I\dot{z}m} & h_{Ia_xm} & h_{Ia_ym} & h_{Ia_zm} & 0 & \cdots & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{2m \times 17}$$

[0030] 其中观测矩阵各因子可以表示为下式,i表示通道号,取值为1~m,m为接收机的最大通道数;

$$[0031] \quad h_{Ixi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[I]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial x} + \frac{\partial E[I]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial x} \right);$$

$$[0032] \quad h_{Ixi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[I]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \dot{x}} + \frac{\partial E[I]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \dot{x}} \right);$$

$$[0033] \quad h_{Ixi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[I]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \ddot{x}} + \frac{\partial E[I]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \ddot{x}} \right);$$

$$[0034] \quad h_{Qxi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[Q]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial x} + \frac{\partial E[Q]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial x} \right);$$

$$[0035] \quad h_{Qxi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[Q]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \dot{x}} + \frac{\partial E[Q]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \dot{x}} \right);$$

$$[0036] \quad h_{Qxi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[Q]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \ddot{x}} + \frac{\partial E[Q]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \ddot{x}} \right)$$

[0037] 其余各因子都可以按照上式列出,其中载波角频率误差 $\omega_e$ 和载波相位误差 $\theta_e$ 可以表示为:

$$[0038] \quad \omega_e = \frac{\omega}{c} \left[ |\mathbf{v}_u - \hat{\mathbf{v}}_u| + |\mathbf{a}_u - \hat{\mathbf{a}}_u| t \right] = \frac{\omega}{c} (v_e + a_e t)$$

$$[0039] \quad \theta_e = -\frac{\omega}{c} \left[ |\mathbf{R}_u - \hat{\mathbf{R}}_u| - |\mathbf{v}_u - \hat{\mathbf{v}}_u| t - \frac{1}{2} |\mathbf{a}_u - \hat{\mathbf{a}}_u| t^2 \right] = -\frac{\omega}{c} \left[ R_e - v_e t - \frac{1}{2} a_e t^2 \right]$$

[0040]  $E[I]$ ,  $E[Q]$  是 I、Q 信号的期望,  $\omega$  表示载波角频率,  $c$  表示光速。 $R_u$  和  $\hat{R}_u$  分别为接收机到地心距离矢量的量测值和估计值;  $v_u$  和  $\hat{v}_u$  分别为接收机到地心速度矢量的量测值和估计值;  $a_u$  和  $\hat{a}_u$  分别为接收机到地心加速度矢量的量测值和估计值。 $R_e$ 、 $v_e$  和  $a_e$  分别代表位置误差、速度误差和加速度误差的大小。

[0041] 优选的, 观测矩阵耦合了加速度信息与多普勒频率的变化率。

[0042] 本发明的有益效果为: 本发明使用的超紧组合方案利用了更加原始的导航信息 I、Q 值, 相较于单纯的速度与位置信息, 本方法在计算观测矩阵时耦合了加速度和多普勒频率变化率信息, 可以改善卫星/惯性组合导航系统的定位精度、提高系统的鲁棒性, 改善卫星接收机在高动态、微弱信号、强干扰条件下的跟踪性能; 北斗/GPS 双模定位可以同时利用北斗和 GPS 星座的卫星进行定位, 通过卫星优选选择空间分布更好的卫星来改善几何精度因子, 进一步提高系统的定位精度和可靠性。

## 附图说明

[0043] 图1为本发明的超紧组合系统结构示意图。

[0044] 图2为本发明的超紧组合方法流程示意图。

## 具体实施方式

[0045] 如图1所示, 一种基于北斗/GPS 双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合系统, 在硬件上基于 FPGA+DSP 架构, 包括: 有源卫星天线模块、卫星射频接收模块、卫星基带处理模块、惯性导航模块和组合导航模块。

[0046] 有源卫星天线模块可以同时接收 GPS L1 频点和北斗 B1 频点的信号, 经功分器将信号分为两路, 分别接入卫星射频接收模块的两个通道进行带通滤波和低噪声放大。GPS L1 通道和北斗 B1 通道分别产生 1575MHz 和 1561MHz 的本振信号, 与输入信号进行混频, 从而将 GPS L1 信号下变频到 0.42MHz 近似零中频的 I、Q 两路基带信号, 北斗 B1 信号下变频到 0.098MHz 近似零中频的 I、Q 两路基带信号, 随后进行 AD 采样转为数字量并送入卫星基带处理模块。

[0047] 卫星基带处理模块与卫星射频接收模块相连, 包括 FPGA 和 DSP 两个处理单元。

[0048] 其中 FPGA 处理单元接收到 AD 采样后的数字 I、Q 信号, 随后完成载波剥离和伪码剥离, 在完成相关累加后将累加结果送入 DSP 处理单元。

[0049] DSP 处理单元与 FPGA 处理单元相连, 负责完成卫星接收机的算法, 包括: 通过相关累加结果判断是否成功捕获卫星、实现捕获决策、载波环和码环的鉴相、环路滤波及整个环路控制过程、位同步与帧同步、获取导航电文、完成 PVT 解算。

[0050] 组合导航模块也是由卫星基带处理模块中的 DSP 处理单元实现的。DSP 处理单元在读取惯性导航模块送入的位置、速度、加速度与姿态信息后, 结合导航电文中星历信息所提



供的卫星位置和速度,得到一个I、Q信息的估计 $I_{INS}$ 和 $Q_{INS}$ 。同时,DSP处理单元将经过FPGA处理过后的I、Q信息 $I_{GNSS}$ 、 $Q_{GNSS}$ 和经过惯性导航模块估计出来的I、Q信息 $I_{INS}$ 、 $Q_{INS}$ 分别作差,将差值作为导航滤波器的观测值。

[0051] 惯性导航模块包括3个单轴的加速度计和3个单轴的陀螺仪。它与DSP处理单元相连,将位置、速度、加速度与姿态信息送入DSP处理单元,同时接收DSP处理单元发回的位置、速度、加速度与姿态的误差校正量。

[0052] DSP处理单元通过校正后的惯性导航数据,结合卫星星历估计出载波多普勒频率和伪码的码相位,反馈到FPGA处理单元的载波NCO和码NCO模块,从而调节本地载波的载波频率和本地伪码的码相位。

[0053] FPGA处理单元分为32个独立的通道,每个通道都可以独立地对一颗卫星进行捕获和跟踪。其中20个通道用于北斗卫星,12个通道用于GPS卫星。每个卫星通道所包含的载波NCO模块可以通过改变频率控制字来产生不同的载波频率,且上述卫星通道包含不同的码NCO模块,分别产生北斗 $C_{B11}$ 码和GPS C/A码,分别对北斗卫星和GPS卫星进行捕获跟踪。

[0054] 如图2所示,一种基于北斗/GPS双模软件接收机的卫星/惯性超紧组合方法,包括如下步骤:

[0055] (1) 北斗/GPS双模软件接收机的32个通道同时对北斗和GPS卫星进行捕获、跟踪、位同步和子帧同步、获取双模观测量,完成PVT解算后获得首次定位信息,并用该定位信息完成惯性导航系统的初始化对准。在双模定位过程当中,需要将GPS时(GPST)和北斗时(BDT)全部转换到协调时间时(UTC),并将转换误差作为未知数进行解算,从而需要五颗卫星参与定位。而GPS系统所采用的WGS-84坐标系和北斗系统所采用的CGCS 2000坐标系之间的差异则可以忽略不计。

[0056] 步骤(1)中的双模定位过程将计算各组卫星的加权GDOP值,并从中选取GDOP值最小的一组卫星进行定位。具体的选星算法可以分为如下几个步骤:

[0057] a. 在H矩阵中选取行列式最小的k组可见卫星,其中H是伪距残差的量测矩阵。该可见卫星当中包括了北斗卫星和GPS卫星;

[0058] b. 分别计算k组卫星的加权GDOP值;

[0059] c. 在k组卫星之间选取加权GDOP值最小的一组可见卫星进行定位解算。

[0060] 其中k值可以自由选取,一般k越大则计算量越大,但是得到的最小加权GDOP值越接近于实际的最小加权GDOP值。

[0061] (2) 完成步骤(1)后进入超紧组合模式,卫星接收机在完成导航电文的译码之后不再进行PVT计算。惯性导航系统得到的位置、速度、加速度结合导航电文中的卫星星历所提供的卫星位置、速度信息,估计出I、Q信息 $I_{INS}$ 、 $Q_{INS}$ ;

[0062] 进一步的,由于GPS L1信号和北斗B1信号得到I、Q信息在表达式上没有区别,在后面的阐述中将不加区分地将I、Q信号的期望表示为:

$$[0063] \quad E[I] = \frac{A}{2\omega_e} \left[ \sin(\omega_e(k+1)T + \theta_e) - \sin(\omega_e kT + \theta_e) \right]$$

$$[0064] \quad E[Q] = -\frac{A}{2\omega_e} \left[ \cos(\omega_e(k+1)T + \theta_e) - \cos(\omega_e kT + \theta_e) \right]$$

[0065] 这里利用I和Q的期望值 $E[I]$ 和 $E[Q]$ 代替I和Q本身进行建模。其中A为卫星的信号

强度,  $k$  为测量计数,  $T$  为测量间隔时间,  $c$  为光速。载波角频率误差  $\omega_e$  和相位误差  $\theta_e$  满足如下关系式:

$$[0066] \quad \omega_e = \frac{\omega}{c} [|\mathbf{v}_u - \hat{\mathbf{v}}_u| + |\mathbf{a}_u - \hat{\mathbf{a}}_u| t] = \frac{\omega}{c} (v_e + a_e t)$$

$$[0067] \quad \theta_e = -\frac{\omega}{c} \left[ |\mathbf{R}_u - \hat{\mathbf{R}}_u| - |\mathbf{v}_u - \hat{\mathbf{v}}_u| t - \frac{1}{2} |\mathbf{a}_u - \hat{\mathbf{a}}_u| t^2 \right] = -\frac{\omega}{c} \left[ R_e - v_e t - \frac{1}{2} a_e t^2 \right]$$

[0068] 其中,  $R_u$  和  $\hat{R}_u$  分别为接收机到地心距离矢量的量测值和估计值;  $v_u$  和  $\hat{v}_u$  分别为接收机到地心速度矢量的量测值和估计值;  $a_u$  和  $\hat{a}_u$  分别为接收机到地心加速度矢量的量测值和估计值。  $R_e$ 、 $v_e$  和  $a_e$  分别代表位置误差、速度误差和加速度误差的大小, 满足如下关系, 其中下标  $e$  代表误差,  $(x, y, z)$  是三个方向上的位置测量值,  $(\hat{x}, \hat{y}, \hat{z})$  是三个方向上的位置估计值, 上标一点代表一阶导数, 上标两点代表二阶导数:

$$[0069] \quad R_e = \sqrt{x_e^2 + y_e^2 + z_e^2} = \sqrt{(\hat{x} - x)^2 + (\hat{y} - y)^2 + (\hat{z} - z)^2}$$

$$[0070] \quad v_e = \sqrt{\dot{x}_e^2 + \dot{y}_e^2 + \dot{z}_e^2} = \sqrt{(\hat{\dot{x}} - \dot{x})^2 + (\hat{\dot{y}} - \dot{y})^2 + (\hat{\dot{z}} - \dot{z})^2}$$

$$[0071] \quad a_e = \sqrt{\ddot{x}_e^2 + \ddot{y}_e^2 + \ddot{z}_e^2} = \sqrt{(\hat{\ddot{x}} - \ddot{x})^2 + (\hat{\ddot{y}} - \ddot{y})^2 + (\hat{\ddot{z}} - \ddot{z})^2}$$

[0072] (3) 北斗/GPS双模软件接收机得到的I、Q信息  $I_{GNSS}$  和  $Q_{GNSS}$  与惯性导航系统结合星历估计出来的I、Q信息  $I_{INS}$  和  $Q_{INS}$  分别作差得到  $dI = I_{GNSS} - I_{INS}$  和  $dQ = Q_{GNSS} - Q_{INS}$ , 将差值作为EKF的观测量, 滤波后得到17个状态量:

[0073] 进一步的, 步骤(3)中的观测量可以表示为:

$$[0074] \quad z_k = [dI_1 + \eta_{I1}, dI_2 + \eta_{I2}, \dots, dI_{32} + \eta_{I32}, dQ_1 + \eta_{Q1}, dQ_2 + \eta_{Q2}, \dots, dQ_{32} + \eta_{Q32}]^T$$

[0075] 其中  $\eta$  代表噪声, 下标数字代表1到32个卫星跟踪通道。

[0076] 进一步的, 步骤(3)中的EKF状态向量可以表示为:

$$[0077] \quad \mathbf{x}_k = [\delta x, \delta y, \delta z, \delta \dot{x}, \delta \dot{y}, \delta \dot{z}, \delta a_x, \delta a_y, \delta a_z, \varphi_E, \varphi_N, \varphi_U, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \delta t_u, \delta t_{ru}]^T$$

[0078] 其中, 这17个状态分别为三个方向上的位置误差  $\delta R = [\delta x, \delta y, \delta z]^T$ 、速度误差  $\delta \mathbf{v} = [\delta \dot{x}, \delta \dot{y}, \delta \dot{z}]^T$ 、加速度计漂移  $\delta a = [\delta a_x, \delta a_y, \delta a_z]^T$ 、姿态误差  $\boldsymbol{\varphi} = [\varphi_E, \varphi_N, \varphi_U]^T$  和陀螺仪随机漂移  $\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$  以及卫星钟差  $\delta t_u$  和钟漂  $\delta t_{ru}$ 。其中, 前15维状态量为INS的状态误差, 第16、17维状态量为卫星接收机的状态误差。

[0079] 进一步的, 步骤(3)中的EKF, 其观测矩阵可以表示为:

$$[0080] \quad \mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & 0 & \dots & 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \vdots & \vdots \\ h_{Ixm} & h_{Iym} & h_{Izm} & h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & 0 & \dots & 0 & 1 & 0 \\ h_{Qx1} & h_{Qy1} & h_{Qz1} & h_{Qx1} & h_{Qy1} & h_{Qz1} & h_{Qx1} & h_{Qy1} & h_{Qz1} & 0 & \dots & 0 & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \vdots & \vdots \\ h_{Ixm} & h_{Iym} & h_{Izm} & h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & h_{Ix1} & h_{Iy1} & h_{Iz1} & 0 & \dots & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{64 \times 17}$$

[0081] 进一步的, 上述观测矩阵各因子可以表示为下式, 其中  $i$  表示通道号, 取值为1~32。

$$[0082] \quad h_{Ixi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[I]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial x} + \frac{\partial E[I]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial x} \right);$$

$$[0083] \quad h_{Ixi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[I]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \dot{x}} + \frac{\partial E[I]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \dot{x}} \right);$$

$$[0084] \quad h_{Ixi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[I]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \ddot{x}} + \frac{\partial E[I]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \ddot{x}} \right);$$

$$[0085] \quad h_{Qxi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[Q]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial x} + \frac{\partial E[Q]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial x} \right);$$

$$[0086] \quad h_{Qxi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[Q]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \dot{x}} + \frac{\partial E[Q]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \dot{x}} \right);$$

$$[0087] \quad h_{Qxi} = \frac{1}{6} \left( \frac{\partial E[Q]}{\partial \theta_e} \frac{\partial \theta_e}{\partial \ddot{x}} + \frac{\partial E[Q]}{\partial \omega_e} \frac{\partial \omega_e}{\partial \ddot{x}} \right);$$

[0088] 进一步的,上述各个因子可通过下式得到:

$$[0089] \quad \frac{\partial E[I]}{\partial \theta_e} = \frac{A}{2\omega_e} \left[ \cos(\omega_e(k+1)T + \theta_e) - \cos(\omega_e kT + \theta_e) \right]$$

$$[0090] \quad \frac{\partial E[I]}{\partial \omega_e} = \frac{-A}{2\omega_e^2} \left[ \sin(\omega_e(k+1)T + \theta_e) - \sin(\omega_e kT + \theta_e) \right] \\ + \frac{A}{2\omega_e} \left[ (k+1)T \cdot \cos(\omega_e(k+1)T + \theta_e) - kT \cdot \cos(\omega_e kT + \theta_e) \right]$$

$$[0091] \quad \frac{\partial E[Q]}{\partial \theta_e} = \frac{-A}{2\omega_e} \left[ -\sin(\omega_e(k+1)T + \theta_e) + \sin(\omega_e kT + \theta_e) \right]$$

$$[0092] \quad \frac{\partial E[Q]}{\partial \omega_e} = \frac{A}{2\omega_e^2} \left[ \cos(\omega_e(k+1)T + \theta_e) - \cos(\omega_e kT + \theta_e) \right] \\ - \frac{A}{2\omega_e} \left[ -(k+1)T \cdot \sin(\omega_e(k+1)T + \theta_e) + kT \cdot \sin(\omega_e kT + \theta_e) \right]$$

$$[0093] \quad \frac{\partial \theta_e}{\partial x} = -\frac{\omega x_e}{c R_e}; \quad \frac{\partial \theta_e}{\partial y} = -\frac{\omega y_e}{c R_e}; \quad \frac{\partial \theta_e}{\partial z} = -\frac{\omega z_e}{c R_e}$$

$$[0094] \quad \frac{\partial \omega_e}{\partial x} = 0; \quad \frac{\partial \omega_e}{\partial y} = 0; \quad \frac{\partial \omega_e}{\partial z} = 0;$$

$$[0095] \quad \frac{\partial \theta_e}{\partial \dot{x}} = \frac{\omega \dot{x}_e T}{c v_e}; \quad \frac{\partial \theta_e}{\partial \dot{y}} = \frac{\omega \dot{y}_e T}{c v_e}; \quad \frac{\partial \theta_e}{\partial \dot{z}} = \frac{\omega \dot{z}_e T}{c v_e}$$

$$[0096] \quad \frac{\partial \omega_e}{\partial \dot{x}} = \frac{\omega \dot{x}_e}{c v_e}; \quad \frac{\partial \omega_e}{\partial \dot{y}} = \frac{\omega \dot{y}_e}{c v_e}; \quad \frac{\partial \omega_e}{\partial \dot{z}} = \frac{\omega \dot{z}_e}{c v_e};$$

$$[0097] \quad \frac{\partial \theta_e}{\partial \ddot{x}} = \frac{\omega \ddot{x}_e T^2}{2c a_e}; \quad \frac{\partial \theta_e}{\partial \ddot{y}} = \frac{\omega \ddot{y}_e T^2}{2c a_e}; \quad \frac{\partial \theta_e}{\partial \ddot{z}} = \frac{\omega \ddot{z}_e T^2}{2c a_e};$$

$$[0098] \quad \frac{\partial \omega_e}{\partial \ddot{x}} = \frac{\omega \ddot{x}_e T}{c a_e}; \quad \frac{\partial \omega_e}{\partial \ddot{y}} = \frac{\omega \ddot{y}_e T}{c a_e}; \quad \frac{\partial \omega_e}{\partial \ddot{z}} = \frac{\omega \ddot{z}_e T}{c a_e}。$$

[0099] (4) 利用步骤(3)得到的误差信息,对惯性导航系统进行校正;

[0100] (5) 利用步骤(4)校正后的位置、速度、加速度信息结合卫星星历所提供的卫星的位置、速度,估计出接收到的卫星信号的载波多普勒频率和伪码码相位,分别反馈到载波NCO和码NCO,形成闭环回路。

[0101] 尽管本发明就优选实施方式进行了示意和描述,但本领域的技术人员应当理解,只要不超出本发明的权利要求所限定的范围,可以对本发明进行各种变化和修改。

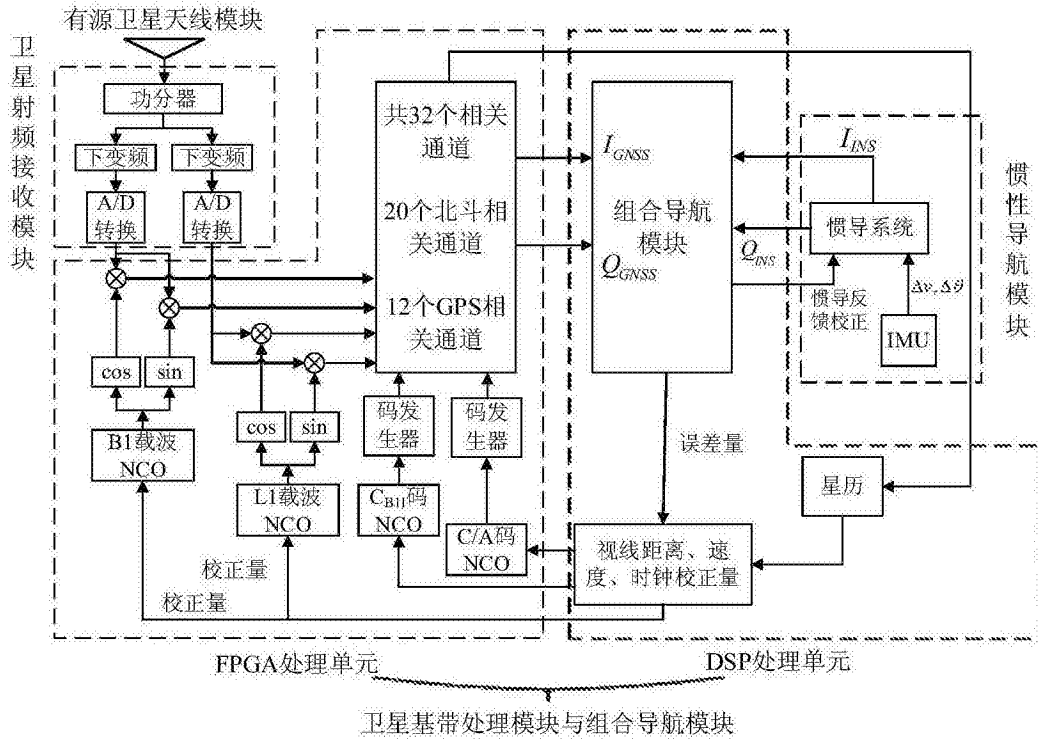


图1

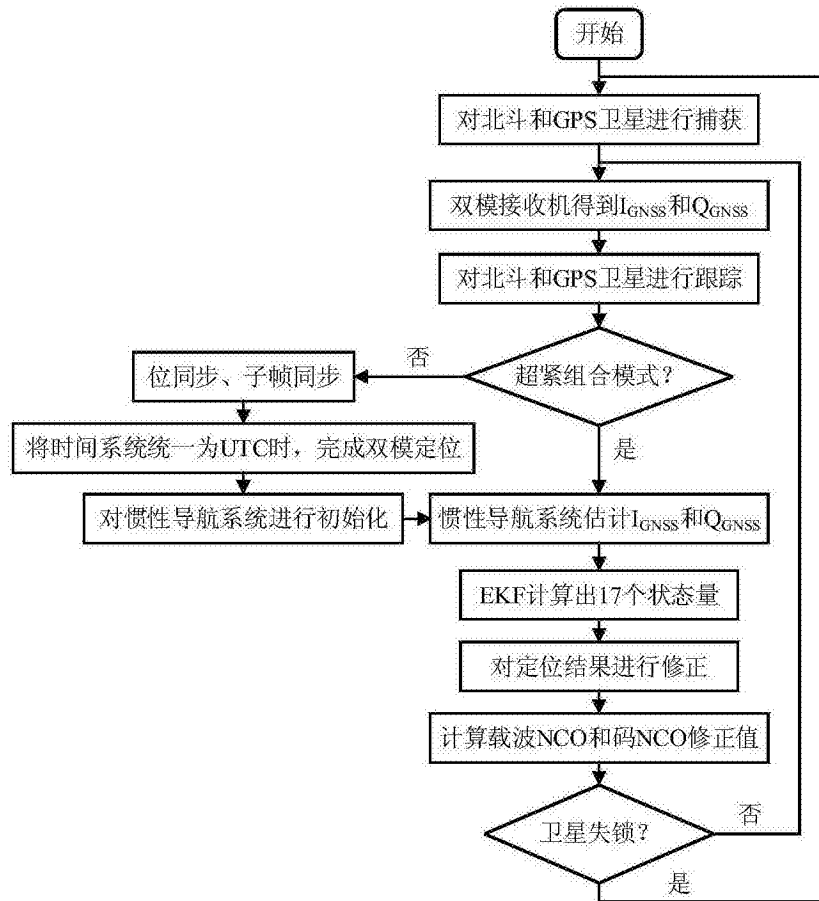


图2