



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 10166650 B

(45) 授权公告日 2011.04.06

(21) 申请号 200910093000.X

CN 1869589 A, 2006.11.29, 全文.

(22) 申请日 2009.09.30

杨兴 周百令 黄丽斌 .MSINS/GPS 深组合导航系统中量测噪声估计. 《舰船电子工程》.2080,(第2期),49-51.

(73) 专利权人 北京航空航天大学  
地址 100083 北京市海淀区学院路 37 号

审查员 毛牯

(72) 发明人 王新龙 于洁

(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.

G01C 21/16(2006.01)

G01S 1/02(2006.01)

G01S 5/02(2006.01)

(56) 对比文件

CN 101349749 A, 2009.01.21, 全文.

US 2007/0118286 A1, 2007.05.24, 全文.

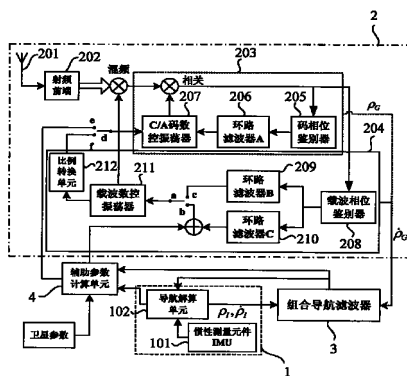
权利要求书 6 页 说明书 10 页 附图 2 页

(54) 发明名称

一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统及实现方法

(57) 摘要

本发明公开了一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统及实现方法, 利用捷联惯导系统的速度信息为 GPS 载波环提供多普勒频率辅助, 增大了环路等效带宽, 降低了载体动态对载波环的影响, 并通过降低滤波器带宽, 提高了噪声抑制能力; 同时, 为了消除伪距率误差与惯导误差之间的相关性, 通过建立载波跟踪误差与惯导速度误差之间的关系, 得到了载波环跟踪误差模型, 并在量测方程中扣除载波跟踪误差的影响; 另外, 根据组合滤波器输出的误差估计信息调整载波频率, 提高了载波环的跟踪精度。本发明能够有效地提高跟踪环路的噪声抑制能力和动态跟踪性能, 可用于提高强干扰、高动态环境下 GPS 接收机的跟踪精度和组合系统的导航精度。



CN 10166650 B

1. 一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统实现方法,其特征在于,具体包括以下步骤:

步骤一:建立 GPS 接收机中载波环的跟踪误差模型和码环的跟踪误差模型;

当 GPS 接收机处于独立工作模式时在载波环中,本地载波相位 $\hat{\theta}$ 与参考载波相位 $\theta$ 的相位误差 $\delta\theta$ 由载波相位鉴别器确定,经过环路滤波器 B 处理后,得到频率跟踪误差 $\delta f$ ,用于调整本地载波数控振荡器中的载波频率,从而使本地信号与输入信号的载波频率、相位保持一致;根据二阶载波环的基本结构,独立工作模式下载波环的跟踪误差方程:

$$\begin{cases} \delta\dot{\theta} = 2\pi\delta f \\ \delta\dot{f} = \left[ 2\pi\frac{t_2}{t_1}\delta\dot{\theta} + \frac{\delta\theta}{t_1} \right] \cdot K_{PLL} \end{cases} \quad (1)$$

其中, $\delta f$ 、 $\delta\theta$ 分别为载波环中的频率跟踪误差和相位误差, $K_{PLL}$ 为环路增益, $t_1$ 、 $t_2$ 为环路滤波器 B 的参数;

环路滤波器 B 的频域表达式为:

$$F(s) = \frac{(t_2s+1)}{t_1s} \quad (2)$$

当 GPS 接收机处于组合工作模式时,载波环中频率误差 $\delta f_{PLL}$ 为环路滤波器 C 的输出量 $\delta f_{TRK}$ 与辅助频率误差 $\delta f_{aid}$ 之和:

$$\delta f_{PLL} = \delta f_{TRK} + \delta f_{aid} \quad (3)$$

在组合工作模式下,用频率误差 $\delta f_{PLL}$ 代替独立工作模式下的频率跟踪误差 $\delta f$ ,得到组合工作模式下载波环的跟踪误差方程:

$$\begin{cases} \delta\dot{\theta} = 2\pi(\delta f_{TRK} + \delta f_{aid}) \\ \delta\dot{f}_{TRK} = \left[ 2\pi\frac{T_2}{T_1}(\delta f_{TRK} + \delta f_{aid}) + \frac{\delta\theta}{T_1} \right] \cdot K_{PLL} \end{cases} \quad (4)$$

其中, $\delta\theta$ 为载波环中的相位误差, $K_{PLL}$ 为环路增益, $T_1$ 、 $T_2$ 为环路滤波器 C 的参数, $\delta f_{TRK}$ 为环路滤波器 C 的输出量, $\delta f_{aid}$ 为辅助频率误差;

当接收机处于组合工作模式时,采用一阶码环,则码环的误差方程为:

$$\delta\dot{\rho}_{DLL} = -K_{DLL}\delta\rho_{DLL} + \delta V_{aid} + K_{DLL}Q \quad (5)$$

其中, $\delta\rho_{DLL}$ 为伪距测量误差; $K_{DLL}$ 为码环增益; $Q$ 为由热噪声以及干扰引起的驱动噪声;

辅助参数计算单元根据校正后的 SINS 导航参数、卫星参数和接收机钟频误差估计信息计算的辅助频率估计值 $f_{aid}$ 为:

$$f_{aid} = \hat{f}_{dop} + \hat{f}_{clk} \quad (3)$$

其中, $\hat{f}_{dop}$ 为根据校正后的 SINS 参数计算的多普勒频率估计值, $\hat{f}_{clk}$ 为组合导航滤波器的接收机钟频误差估计值;

根据 SINS 位置、速度参数和卫星参数,得到惯导辅助速度 $V_{aid}$ :

$$V_{aid} = \frac{(X_s^e - X_r^e)(V_s^e - V_r^e)}{\|X_s^e - X_r^e\|} = (V_s^e - V_r^e) \cdot \bar{L}_i \quad (6)$$

其中, $X_s^e$ 、 $V_s^e$ 分别为第 $i$ 颗卫星在协议地球坐标系中的位置、速度, $X_r^e$ 、 $V_r^e$ 为 GPS 接收机的位置、速度, $\bar{L}_i$ 为卫星和 GPS 接收机视线方向上的单位矢量;

$$\text{则多普勒频率估计值为: } \hat{f}_{dop} = -\frac{f_{L1}}{c} \cdot V_{aid} = -\frac{f_{L1}}{c} \cdot (V_s^e - V_r^e) \cdot \vec{L}_i \quad (7)$$

其中,  $f_{L1}$  为载波环中载波频率,  $c$  为光速;

由 SINS 导航参数误差所导致的多普勒频率估计误差为:

$$\delta f_{dop} = -\frac{f_{L1}}{c} \cdot \vec{L}_i^T \cdot (C_i^e \cdot \delta V^i - C_c^e \cdot W_e \cdot C_i^c \cdot \delta X^i) \quad (8)$$

其中,  $\delta X^i$ 、 $\delta V^i$  分别为发射点惯性系中载体的位置、速度误差,  $C_i^e$ 、 $C_c^e$ 、 $C_i^c$  分别为发射点惯性系到协议地球系、地心惯性坐标系到协议地球系、发射点惯性系到地心惯性坐标系的转换矩阵,  $W_e$  为地球自转角速度矢量在协议地球系中的叉乘矩阵;

建立辅助频率误差模型时, 忽略接收机钟频误差估计误差的影响, 得:

$$\delta f_{aid} \approx \delta f_{dop} \quad (3)$$

以跟踪通道内载波环的相位、频率误差作为状态变量, 则第  $i$  个通道内载波环的跟踪误差模型为:

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{\theta} \\ \delta \dot{f}_{TRK} \end{bmatrix}_i = \begin{bmatrix} 0 & \frac{2\pi}{T_1} \\ \frac{K_{PLL}}{T_1} & \frac{2\pi K_{PLL} T_2}{T_1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \theta \\ \delta f_{TRK} \end{bmatrix}_i + \begin{bmatrix} \frac{2\pi}{T_1} \\ \frac{2\pi K_{PLL} T_2}{T_1} \end{bmatrix} \cdot \delta f_{aid} \quad (9)$$

其中,  $1 \leq i \leq N$ ,  $N$  为自然数且  $N \geq 4$ ;

以跟踪通道内码环输出的伪距测量误差作为状态变量, 则第  $i$  个通道内码环的跟踪误差模型为:

$$\delta \dot{\rho}_{DLLi} = -K_{DLL} \delta \rho_{DLLi} + \delta V_{aid} + K_{DLL} Q \quad (10)$$

其中,  $\delta \rho_{DLLi}$  为伪距测量误差;

步骤二: 建立 SINS/GPS 超紧致组合系统状态方程和量测方程;

在 SINS/GPS 超紧致组合导航系统中, 组合导航滤波器的误差模型包括 SINS、GPS 误差模型、码环、载波环跟踪误差模型;

a. SINS 系统的误差状态方程;

$$\dot{X}_I = F_I X_I + G_I W_I \quad (11)$$

其中,  $X_I$  为 SINS 系统状态矢量,  $W_I$  为 SINS 系统噪声矢量,  $F_I$  为 SINS 系统状态矩阵,  $G_I$  为系 SINS 系统噪声矩阵, SINS 的误差状态包括位置误差 ( $\delta x$ ,  $\delta y$ ,  $\delta z$ )、速度误差 ( $\delta v_x$ ,  $\delta v_y$ ,  $\delta v_z$ )、姿态误差角 ( $\phi_x$ ,  $\phi_y$ ,  $\phi_z$ )、加速度计零偏 ( $\nabla_x$ ,  $\nabla_y$ ,  $\nabla_z$ )、加速度计系数误差 ( $k_{a1x}$ ,  $k_{a1y}$ ,  $k_{a1z}$ ,  $k_{a2x}$ ,  $k_{a2y}$ ,  $k_{a2z}$ )、陀螺仪系数误差 ( $k_{w1x}$ ,  $k_{w1y}$ ,  $k_{w1z}$ ) 和陀螺仪常值漂移 ( $\varepsilon_x$ ,  $\varepsilon_y$ ,  $\varepsilon_z$ ),  $X_I = [\delta x, \delta y, \delta z, \delta v_x, \delta v_y, \delta v_z, \phi_x, \phi_y, \phi_z, k_{a1x}, k_{a1y}, k_{a1z}, k_{a2x}, k_{a2y}, k_{a2z}, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z, k_{w1x}, k_{w1y}, k_{w1z}, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$ , 则:

$$W_I = [w_{ax}, w_{ay}, w_{az}, w_{gx}, w_{gy}, w_{gz}]^T$$

$$G_I = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -C_b^i \\ 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} \end{bmatrix}_{24 \times 6}$$

在发射点惯性坐标系下, SINS 系统状态矩阵  $F_I$  的形式如下:

$$F_I = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ F_g & 0_{3 \times 3} & B & C_1 & C_2 & C_b^i & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_3 & -C_b^i \\ & & & 0_{15 \times 24} & & & & \end{bmatrix}_{24 \times 24}, B = -C_b^i \begin{bmatrix} 0 & f_z^b & -f_y^b \\ -f_z^b & 0 & f_x^b \\ f_y^b & -f_x^b & 0 \end{bmatrix}$$

$$C_1 = C_b^i \begin{bmatrix} f_x^b & & \\ & f_y^b & \\ & & f_z^b \end{bmatrix}, C_2 = C_b^i \begin{bmatrix} (f_x^b)^2 & & \\ & (f_y^b)^2 & \\ & & (f_z^b)^2 \end{bmatrix}, C_3 = -C_b^i \begin{bmatrix} \omega_x^b & & \\ & \omega_y^b & \\ & & \omega_z^b \end{bmatrix}$$

其中,  $F_g$  为引力加速度对位置坐标的雅克比矩阵,  $C_b^i$  为本体坐标系到发射点惯性系的坐标转换阵,  $[f_x^b \ f_y^b \ f_z^b]^T$  和  $[\omega_x^b \ \omega_y^b \ \omega_z^b]^T$  分别为加速度计和陀螺仪输出的比力和角速度信息;

b. GPS 误差状态方程;

$$\dot{X}_G = F_G X_G + G_G W_G \quad (12)$$

其中,  $X_G$  为 GPS 误差状态变量,  $W_G$  为 GPS 系统噪声矢量,  $F_G$  为 GPS 系统状态矩阵,  $G_G$  为 GPS 系统噪声矩阵, GPS 的误差状态包括两个与时间有关的误差: 与时钟误差等效的距离误差  $\delta l_u$ , 与时钟频率误差等效的距离率误差  $\delta l_{ru}$ ,  $T_{ru}$  为相关时间,

$$X_G = [\delta l_u, \delta l_{ru}]^T, W_G = [w_u, w_{ru}]^T, F_G = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{1}{T_{ru}} \end{bmatrix}, G_G = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

c. 码环跟踪误差方程;

$$\dot{X}_D = F_D X_D + G_D W_D \quad (13)$$

其中,  $X_D$  为码环误差状态变量,  $W_D$  为码环噪声矢量,  $F_D$  为码环的系统状态矩阵,  $G_D$  为码环的系统噪声矩阵; GPS 接收机选择  $N$  颗导航星座, 并启动  $N$  个跟踪通道工作,  $\delta \rho_{DLLi}$  ( $i = 1, 2, \dots, N$ ) 为  $N$  颗卫星对应的伪距跟踪误差,

$$X_D = [\delta \rho_{DLL1} \ \delta \rho_{DLL2} \ \dots \ \delta \rho_{DLLN}]^T, W_D = [Q_1, Q_2, \dots, Q_N]^T$$

$$F_D = \begin{bmatrix} K_{1DLL} & & & \\ & K_{2DLL} & & \\ & & \dots & \\ & & & K_{NDLL} \end{bmatrix}_{N \times N}, G_D = \begin{bmatrix} K_{1DLL} & & & \\ & K_{2DLL} & & \\ & & \dots & \\ & & & K_{NDLL} \end{bmatrix}$$

d. 载波环跟踪误差方程;

GPS 接收机内  $N$  个通道的载波环跟踪误差方程:

$$\dot{X}_P = F_P X_P + G_P W_P \quad (14)$$

其中,  $X_P$  为载波环的误差状态变量,  $W_P$  为载波环系统噪声序列,  $G_P$  为载波环系统噪声矩阵,  $F_P$  为载波环系统状态矩阵,  $\delta \theta_i$ 、 $\delta f_{TRKi}$  分别为第  $i$  个通道内载波跟踪环的相位误差和环路滤波器输出,  $K_{PLL}$  为环路增益,

$$X_P = [\delta \theta_1, \delta \theta_2, \dots, \delta \theta_N, \delta f_{TRK1}, \delta f_{TRK2}, \dots, \delta f_{TRKN}]^T$$

$$F_P = \begin{bmatrix} 0_N & 2\pi \cdot I_N \\ K_{PLL}/T_1 \cdot I_N & 2\pi K_{PLL} T_2 / T_1 \cdot I_N \end{bmatrix}_{2N \times 2N}$$

e. SINS/GPS 超紧致组合系统状态方程;



步骤三:组合导航信息融合;

组合导航滤波器根据 SINS 与 GPS 输出的伪距、伪距率量测信息,对 SINS、GPS 以及码环、载波环跟踪误差状态进行估计;将滤波器估计的 SINS 误差状态反馈回 SINS 系统中,对导航参数及元件误差进行校正,将接收机钟频误差估计信息传递给辅助参数计算单元;

步骤四:辅助参数计算;

辅助参数计算单元根据校正后的 SINS 导航参数、卫星参数和接收机钟频误差估计信息计算卫星与载体之间的距离  $\rho_I$  和距离率  $\dot{\rho}_I$ ,转换为 C/A 码相位估计值和辅助频率估计值,并将 C/A 码相位和辅助频率估计值分别提供给 GPS 接收机码环中的 C/A 码数控振荡器和载波环中的载波数控振荡器,为 GPS 接收机的伪码、载波跟踪提供辅助;

当 SINS/GPS 超紧致组合导航系统开始工作时,先使 GPS 接收机处于独立工作模式,利用载波环的输出信息来校正 SINS 误差;当多普勒频率估计误差  $\delta f_{\text{dop}}$  小于载波环的跟踪带宽时,启动组合工作模式,通过辅助参数计算单元为 GPS 接收机的码环和载波环提供辅助信息。

2. 一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统,其特征在于:包括捷联惯导系统、GPS 接收机、组合导航滤波器和辅助参数计算单元;

捷联惯性导航系统包括惯性测量元件和导航解算单元;惯性测量元件测量载体的比力和角速率,将得到的比力和角速率信息传送给导航解算环节,导航解算单元根据惯性测量元件传输的信息得到载体的位置、速度和姿态,并转换为卫星与载体之间的距离  $\rho_I$  和距离率  $\dot{\rho}_I$ ,输入到组合导航滤波器中,导航解算单元将 SINS 导航参数输入到辅助参数计算单元中,所述的 SINS 导航参数为载体的位置和速度;

GPS 接收机包括天线、射频前端、码环和载波环;射频前端对天线接收到的 GPS 射频信号进行处理,得到 GPS 中频信号, GPS 中频信号经过混频,得到混频后的 GPS 基带信号;

码环包括码相位鉴别器、环路滤波器 A 和 C/A 码数控振荡器, C/A 码数控振荡器产生本地 C/A 码,混频后的 GPS 基带信号与本地 C/A 码进行相关运算,并将相关结果输入到码相位鉴别器中,码相位鉴别器得到码相位差,将得到的码相位差输入到环路滤波器 A,相位差经过环路滤波器 A 滤波后,对 C/A 码数控振荡器输出控制信号, C/A 码数控振荡器根据控制信号和辅助信息调整本地 C/A 码相位,使得本地 C/A 码相位与输入的 GPS 中频信号中的码相位对准;

所述的辅助信息为载波环提供的辅助信息和辅助参数计算单元提供的 C/A 码相位估计值;

载波环包括载波相位鉴别器、环路滤波器 B、环路滤波器 C、载波数控振荡器和比例转换单元,射频前端输出的 GPS 中频信号与载波数控振荡器生成的本地载波余弦、正弦信号进行混频,得到同相、正交两路混频后的 GPS 基带信号,混频后的 GPS 基带信号与本地 C/A 码进行相关运算,相关结果输入到载波相位鉴别器中,载波相位鉴别器得到输入 GPS 中频信号与本地载波之间的相位差,输出载波相位差信号,根据 GPS 接收机的工作模式选择环路滤波器 B 或环路滤波器 C 对载波相位差信号进行滤波处理;

所述的 GPS 接收机的工作模式包括独立工作模式和组合工作模式,当 GPS 接收机处于独立工作模式时,载波环中 a、c 连通,环路滤波器 B 工作,对载波数控振荡器的控制信号为环路滤波器 B 的输出信号;当 GPS 接收机与 SINS 组成组合系统,处于组合工作模式时,载波

环中 a、b 连通,环路滤波器 C 工作,对载波数控振荡器的控制信号包括环路滤波器 C 的输出信号和辅助参数计算单元输出的辅助频率估计值;

载波数控振荡器根据不同模式下的控制信号调整本地载波频率和相位,使之与输入 GPS 中频信号中的载波频率、相位对准;同时,载波数控振荡器将调整后的本地载波频率传递到比例转换单元中,比例转换单元将本地载波频率转换为 C/A 码频率输入 C/A 码数控振荡器中,对码环进行辅助,C/A 码频率即为载波环为 C/A 码数控振荡器提供的辅助信息;码环和载波环分别输出码相位和载波频率信息,将其转换为伪距  $\rho_c$ 、伪距率  $\dot{\rho}_G$ ,作为量测信息输入到组合导航滤波器中;

组合导航滤波器根据码环、载波环和导航解算单元提供的伪距  $\rho_c$ 、伪距率  $\dot{\rho}_G$  和距离  $\rho_I$ 、距离率  $\dot{\rho}_I$ ,对捷联惯性导航系统的导航参数和惯性器件的误差进行估计,并将其反馈回 SINS 导航解算单元中,对相应的误差进行校正和补偿,同时将接收机钟频误差估计信息传递给辅助参数计算单元;

辅助参数计算单元根据校正后的 SINS 导航参数、卫星参数和接收机钟频误差估计信息计算得到辅助参数,所述的辅助参数为 C/A 码相位估计值和辅助频率估计值,将 C/A 码相位估计值和辅助频率估计值分别提供给 GPS 接收机的码环中的 C/A 码数控振荡器和载波环中的载波数控振荡器。

3. 根据权利要求 2 所述的一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统,其特征在于:所述的载波环对码环的辅助设置为可选,当载波环正常工作时,连接触点 d、f,利用载波频率信息对码环进行辅助,如果载波环发生异常,则连接触点 d、e,捷联惯性导航系统通过辅助参数计算单元辅助码环。

## 一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统及实现方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于组合导航技术领域,具体涉及一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统及实现方法。

### 背景技术

[0002] 捷联惯性导航系统(SINS)是一种完全自主的导航系统,可以连续、实时地提供位置、速度和姿态信息,其短时精度很高,且具有隐蔽性好,不受气候条件限制等优点,因而广泛应用于航空、航天、航海等领域。但是,SINS 误差随时间增长,因此常与 GPS 全球卫星定位系统组合构成 SINS/GPS 组合导航系统。GPS 和 SINS 在性能上具有很强的互补性,将两者组合不仅可以充分发挥各自的优势,而且随着组合程度的加深,SINS/GPS 组合系统的总体性能要远远优于各独立系统。按照组合程度的不同,SINS 和 GPS 的组合模式可分为松散组合、紧密组合和超紧致组合。松散组合和紧密组合主要是依靠 GPS 输出的位置、速度或伪距、伪距率等信息来辅助惯导系统,以提高组合系统的位置、速度和姿态精度,目前这两种组合模式应用较为广泛。然而,随着高机动性飞行器的发展和 GPS 应用领域的扩展,为满足高动态用户(歼击机、导弹等)及强噪声干扰条件下的应用需求,并进一步提高组合系统的可靠性,以紧密组合为基础发展起来的超紧致组合,成为 SINS/GPS 组合系统的新一代设计模式。

[0003] 超紧致组合改变了传统意义上的 GPS 接收机跟踪环路,将组合的概念应用到了接收机内部结构中。超紧致组合的主要优点在于:一方面,利用组合滤波器提供的位置、速度估计信息,进一步计算得到伪码相位和多普勒频移的先验估计,可用于缩短由干扰或衰减导致的 GPS 信号失锁后的重捕获时间;另一方面,组合滤波器可以为 GPS 跟踪环路提供辅助信息,从而扩展了环路的跟踪能力,有效地消除了环路跟踪载体动态的功能需求,并能够降低环路带宽以增强噪声抑制能力。

[0004] 早期超紧致组合方案的主要目标是利用惯导信息为伪码跟踪环路提供辅助,以在载波失锁的情况下维持伪码跟踪锁定。而载波跟踪环路是 GPS 接收机中比较脆弱的环节,它对载体动态和噪声干扰十分敏感。如果载体动态引起的载波多普勒频移过大或接收信号的载噪比过低,将导致载波跟踪失锁、导航电文无法提取,致使接收机不能独立完成导航任务,这对于高动态情况下的组合系统是致命的。因此提高载波跟踪环的动态性能和噪声抑制能力,是高动态、强干扰环境下 SINS/GPS 组合系统亟待解决的问题,也是 SINS/GPS 超紧致组合领域的研究重点。

### 发明内容

[0005] 本发明的目的是为了解决现有技术的不足,提供一种基于 SINS 辅助 GPS 载波和伪码跟踪的 SINS/GPS 超紧致组合导航系统结构及其实现方法,该方法提高了 GPS 接收机的动态跟踪性能和组合系统的导航精度。

[0006] 一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统实现方法,具体包括以下步骤:



- [0007] 步骤一:建立 GPS 接收机中载波环的跟踪误差模型和码环的跟踪误差模型;
- [0008] 步骤二:建立 SINS/GPS 超紧致组合系统状态方程和量测方程;
- [0009] a. SINS 系统的误差状态方程;
- [0010] b. GPS 误差状态方程;
- [0011] c. 码环跟踪误差方程;
- [0012] d. 载波环跟踪误差方程;
- [0013] e. SINS/GPS 超紧致组合系统状态方程;
- [0014] f. SINS/GPS 超紧致组合系统量测方程;
- [0015] 步骤三:组合导航信息融合;
- [0016] 步骤四:辅助参数计算。
- [0017] 一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统,包括捷联惯性导航系统、GPS 接收机、组合导航滤波器和辅助参数计算单元;
- [0018] 捷联惯性导航系统包括惯性测量元件和导航解算单元;惯性测量元件测量载体的比力和角速率,将得到的比力和角速率信息传送给导航解算环节,导航解算单元根据惯性测量元件传输的信息得到载体的位置、速度和姿态,并转换为卫星与载体之间的距离  $\rho_I$  和距离率  $\dot{\rho}_I$ ,输入到组合导航滤波器中,导航解算单元将 SINS 导航参数输入到辅助参数计算单元中,所述的 SINS 导航参数为载体的位置和速度;
- [0019] GPS 接收机包括天线、射频前端、码环和载波环;射频前端对天线接收到的 GPS 射频信号进行处理,得到 GPS 中频信号, GPS 中频信号经过混频,得到混频后的基带信号;
- [0020] 码环包括码相位鉴别器、环路滤波器 A 和 C/A 码数控振荡器,C/A 码数控振荡器产生本地 C/A 码,混频后的 GPS 基带信号与本地 C/A 码进行相关运算,并将相关结果输入到码相位鉴别器中,码相位鉴别器得到码相位差,将得到码相位差输入到环路滤波器 A,相位差经过环路滤波器 A 滤波后,对 C/A 码数控振荡器输出控制信号,C/A 码数控振荡器根据控制信号和辅助信息调整本地 C/A 码相位,使得本地 C/A 码相位与输入的 GPS 中频信号中的码相位对准;
- [0021] 所述的辅助信息为载波环提供的辅助信息和辅助参数计算单元提供的 C/A 码相位估计值;
- [0022] 载波环包括载波相位鉴别器、环路滤波器 B、环路滤波器 C、载波数控振荡器和比例转换单元,射频前端输出的 GPS 中频信号与载波数控振荡器生成的本地载波余弦、正弦信号进行混频,得到同相、正交两路混频后的 GPS 基带信号,混频后的 GPS 基带信号与本地 C/A 码进行相关运算,相关结果输入到载波相位鉴别器中,载波相位鉴别器得到输入 GPS 中频信号与本地载波之间的相位差,输出载波相位差信号,根据 GPS 接收机的工作模式选择环路滤波器 B 或环路滤波器 C 对载波相位差信号进行滤波处理;
- [0023] 载波数控振荡器根据不同模式下的控制信号调整本地载波频率和相位,使之与输入 GPS 中频信号中的载波频率、相位对准;同时,载波数控振荡器将调整后的本地载波频率传递到比例转换单元中,比例转换单元将本地载波频率转换为 C/A 码频率输入 C/A 码数控振荡器中,对码环进行辅助,C/A 码频率即为载波环为 C/A 码数控振荡器提供的辅助信息;码环和载波环分别输出码相位和载波频率信息,将其转换为伪距  $\rho_c$ 、伪距率  $\dot{\rho}_G$ ,作为量测信息输入到组合导航滤波器中;

[0024] 组合导航滤波器根据码环、载波环和导航解算单元提供的伪距  $\rho_G$ 、伪距率  $\dot{\rho}_G$  和距离  $\rho_I$ 、距离率  $\dot{\rho}_I$ ，对捷联惯性导航系统的导航参数和惯性器件的误差进行估计，并将其反馈回 SINS 导航解算单元中，对相应的误差进行校正和补偿，同时将接收机钟频误差估计信息传递给辅助参数计算单元；

[0025] 辅助参数计算单元根据校正后的 SINS 导航参数、卫星参数和接收机钟频误差估计信息计算得到辅助参数，所述的辅助参数为 C/A 码相位估计值和辅助频率估计值，将 C/A 码相位估计值和辅助频率估计值分别提供给 GPS 接收机的码环中的 C/A 码数控振荡器和载波环中的载波数控振荡器。

[0026] 本发明的优点在于：

[0027] (1) 本发明利用 SINS 的位置、速度参数为载波跟踪环路提供频率辅助信息，增大了环路等效带宽，从而减小了载波环的动态跟踪范围；

[0028] (2) 对载波、伪码跟踪环误差进行建模，并在伪距、伪距率量测方程中扣除跟踪误差的影响，从而消除了伪距、伪距率误差与惯导速度误差之间的相关性，并提高了 GPS 跟踪环路的测量精度；

[0029] (3) 为保证高动态环境中码环的动态性能和跟踪精度，在 GPS 接收机内部采用载波辅助码环，以消除载体动态对码环的影响，而码环则通过降低相关间隔来提高伪码相位的跟踪精度；

[0030] (4) 为防止恶劣环境中载波环性能下降对码环造成污染，将载波环对码环的辅助设置为可选的，即载波环正常工作时对码环进行辅助，而如果载波环发生异常，则利用 SINS 速度信息辅助码环，以保证码环的稳定性以及组合系统的可靠性。

#### 附图说明

[0031] 图 1 是本发明一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统的结构示意图；

[0032] 图 2 是一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统实现方法的流程图；

[0033] 图 3 是本发明的载波环误差模型示意图；

[0034] 图中：

[0035] 1- 捷联惯导系统 2-GPS 接收机 3- 组合导航滤波器 4- 辅助参数计算单元

[0036] 101- 惯性测量元件 102- 导航解算单元 201- 天线 202- 射频前端

[0037] 203- 码环 204- 载波环 205- 码相位鉴别器 206- 环路滤波器 A

[0038] 207-C/A 码数控振荡 208- 载波相位鉴别器 209- 环路滤波器 B 210- 环路滤波器 C

[0039] 器

[0040] 211- 载波数控振荡器 212- 比例转换单元

#### 具体实施方式

[0041] 下面将结合附图和实施例对本发明作进一步的详细说明。

[0042] 本发明的一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统,如图 1 所示,包括捷联惯性导航系统 1、GPS 接收机 2、组合导航滤波器 3 和辅助参数计算单元 4;

[0043] 捷联惯性导航系统 (SINS) 1 包括惯性测量元件 (IMU) 101 和导航解算单元 102。惯性测量元件 101 测量载体的比力和角速率,将得到的比力和角速率信息传送给导航解算环节 102,导航解算单元 102 根据惯性测量元件 101 传输的信息得到载体的位置、速度和姿态,并转换为卫星与载体之间的距离  $\rho_1$  和距离率  $\dot{\rho}_1$ ,输入到组合导航滤波器 3 中,导航解算单元 102 将 SINS 导航参数输入到辅助参数计算单元 4 中,所述的 SINS 导航参数为载体的位置和速度;

[0044] GPS 接收机 2 包括天线 201、射频前端 202、码环 203 和载波环 204。射频前端 202 对天线 201 接收到的 GPS 射频信号进行处理,得到 GPS 中频信号, GPS 中频信号经过混频,得到混频后的 GPS 基带信号;

[0045] 码环 203 包括码相位鉴别器 205、环路滤波器 A206 和 C/A 码数控振荡器 207, C/A 码数控振荡器 207 产生本地 C/A 码,混频后的 GPS 基带信号与本地 C/A 码进行相关运算,并将相关结果输入到码相位鉴别器 205 中,码相位鉴别器 205 得到码相位差,将得到码相位差输入到环路滤波器 A206,相位差经过环路滤波器 A206 滤波后,对 C/A 码数控振荡器 207 输出控制信号,C/A 码数控振荡器 207 根据控制信号和辅助信息调整本地 C/A 码相位,使得本地 C/A 码相位与输入的 GPS 中频信号中的码相位对准;

[0046] 所述的辅助信息为载波环 204 提供的辅助信息或辅助参数计算单元 4 提供的 C/A 码相位估计值。

[0047] 载波环 204 包括载波相位鉴别器 208、环路滤波器 B209、环路滤波器 C210、载波数控振荡器 211 和比例转换单元 212,射频前端 202 输出的 GPS 中频信号与载波数控振荡器 211 生成的本地载波余弦、正弦信号进行混频,得到同相、正交两路混频后的 GPS 基带信号,混频后的 GPS 基带信号与本地 C/A 码进行相关运算,相关结果输入到载波相位鉴别器 208 中,载波相位鉴别器 208 得到输入 GPS 中频信号与本地载波之间的相位差,输出载波相位差信号,根据 GPS 接收机 2 的工作模式选择环路滤波器 B209 或环路滤波器 C210 对载波相位差信号进行滤波处理,所述的 GPS 接收机 2 的工作模式包括:独立工作模式和组合工作模式。当 GPS 接收机 2 处于独立工作模式时,载波环 204 中 a、c 连通,环路滤波器 B209 工作,对载波数控振荡器 211 的控制信号为环路滤波器 B209 的输出信号;而当 GPS 接收机 2 与 SINS 组成组合系统,处于组合工作模式时,载波环中 a、b 连通,环路滤波器 C210 工作,对载波数控振荡器 211 的控制信号包括环路滤波器 C210 的输出信号和辅助参数计算单元 4 输出的辅助频移估计值;

[0048] 载波数控振荡器 211 根据不同模式下的控制信号调整本地载波频率和相位,使之与输入 GPS 中频信号中的载波频率、相位对准;同时,载波数控振荡器 211 将调整后的本地载波频率传递到比例转换单元 212 中,比例转换单元 212 将本地载波频率转换为 C/A 码频率输入 C/A 码数控振荡器 207 中,对码环 203 进行辅助,C/A 码频率即为载波环 204 为 C/A 码数控振荡器 207 提供的辅助信息;

[0049] 码环 203 和载波环 204 分别输出码相位和载波频率信息,将其转换为伪距  $\rho_G$ 、伪距率  $\dot{\rho}_G$ ,作为量测信息输入到组合导航滤波器 3 中;

[0050] 组合导航滤波器 3 根据码环 203、载波环 204 和导航解算单元 102 提供的伪距  $\rho_G$ 、

伪距率  $\dot{\rho}_G$  和距离  $\rho_I$ 、距离率  $\dot{\rho}_I$ ，对捷联惯性导航系统 1 的导航参数和惯性器件的误差进行估计，并将其反馈回 SINS 导航解算单元 102 中，对相应的误差进行校正和补偿，同时将接收机钟频误差估计信息传递给辅助参数计算单元 4；

[0051] 辅助参数计算单元 4 根据校正后的 SINS 导航参数、卫星参数和接收机钟频误差估计信息计算得到辅助参数，所述的辅助参数为 C/A 码相位估计值和辅助频率估计值，将 C/A 码相位估计值和辅助频率估计值分别提供给 GPS 接收机 2 的码环 203 中的 C/A 码数控振荡器 207 和载波环 204 中的载波数控振荡器 211，

[0052] 为防止载波环 204 工作性能下降对码环造成污染，并保证码环 203 的稳定性以及 SINS/GPS 超紧致组合导航系统的可靠性，将载波环 204 对码环 203 的辅助设置为可选的，即载波环正常工作时，连接触点 d、f，利用载波频率信息对码环 203 进行辅助，而如果载波环发生异常，则连接触点 d、e，则捷联惯性导航系统 1 通过辅助参数计算单元 4 辅助码环 203。

[0053] 本发明的一种 SINS/GPS 超紧致组合导航系统实现方法，流程如图 2 所示，具体包括以下步骤：

[0054] 步骤一：建立 GPS 接收机 2 中载波环 204 的跟踪误差模型和码环 203 的跟踪误差模型；

[0055] SINS 辅助的载波环 204 误差模型如图 3 所示，虚线框内为 GPS 接收机 2 处于独立工作模式下载波环 204 的基本误差模型。当 GPS 接收机 2 处于独立工作模式在载波环 204 中，本地载波相位  $\hat{\theta}$  与参考载波相位  $\theta$  的相位误差  $\delta\theta$  由载波相位鉴别器 208 确定，经过环路滤波器 B209 处理后，得到频率跟踪误差  $\delta f$ ，用于调整本地载波数控振荡器 211 中的载波频率，从而使本地信号与输入信号的载波频率、相位保持一致。根据二阶载波环 204 的基本结构，因此可得独立工作模式下载波环 204 的跟踪误差方程：

$$[0056] \quad \begin{cases} \delta\dot{\theta} = 2\pi\delta f \\ \delta\dot{f} = \left[ 2\pi \frac{t_2}{t_1} \delta\dot{\theta} + \frac{\delta\theta}{t_1} \right] \cdot K_{PLL} \end{cases} \quad (1)$$

[0057] 其中， $\delta f$ 、 $\delta\theta$  分别为载波跟踪环路中的频率跟踪误差和相位误差， $K_{PLL}$  为环路增益， $t_1$ 、 $t_2$  为环路滤波器 B209 的参数，环路滤波器 B209 的频域表达式为：

$$[0058] \quad F(s) = \frac{(t_2 s + 1)}{t_1 s} \quad (2)$$

[0059] 当 GPS 接收机 2 处于独立工作模式时，载波环 204 中的频率误差就是环路滤波器 B209 的输出值  $\delta f$ ；

[0060] 当 GPS 接收机 2 处于组合工作模式时，载波环 204 中频率误差  $\delta f_{PLL}$  则为环路滤波器 C210 的输出量  $\delta f_{TRK}$  与辅助频率误差  $\delta f_{aid}$  之和：

$$[0061] \quad \delta f_{PLL} = \delta f_{TRK} + \delta f_{aid} \quad (2)$$

[0062] 根据载波环跟踪误差与 SINS 误差状态之间的关系，在组合工作模式下，用频率误差  $\delta f_{PLL}$  代替独立工作模式下的频率跟踪误差  $\delta f$ ，就可以得到组合工作模式下载波环 204 的跟踪误差方程：

$$[0063] \quad \begin{cases} \delta\dot{\theta} = 2\pi(\delta f_{TRK} + \delta f_{aid}) \\ \delta\dot{f}_{TRK} = \left[ 2\pi \frac{T_2}{T_1} (\delta f_{TRK} + \delta f_{aid}) + \frac{\delta\theta}{T_1} \right] \cdot K_{PLL} \end{cases} \quad (4)$$

[0064] 其中,  $\delta \theta$  为载波环中的相位误差,  $K_{PLL}$  为环路增益,  $T_1$ 、 $T_2$  为环路滤波器 C210 的参数,  $\delta f_{TRK}$  为环路滤波器 C210 的输出量,  $\delta f_{aid}$  为辅助频率误差。

[0065] 当接收机处于组合工作模式时,可以采用一阶码环 203,则码环 203 的误差方程可以表示为:

$$[0066] \quad \delta \dot{\rho}_{DLL} = -K_{DLL} \delta \rho_{DLL} + \delta V_{aid} + K_{DLL} Q \quad (5)$$

[0067] 其中,  $\delta \rho_{DLL}$  为伪距测量误差;  $K_{DLL}$  为码环增益;  $Q$  为由热噪声以及干扰引起的驱动噪声。

[0068] 辅助参数计算单元 4 根据校正后的 SINS 导航参数、卫星参数和接收机钟频误差估计信息计算的辅助频率估计值  $f_{aid}$  为:

$$[0069] \quad f_{aid} = \hat{f}_{dop} + \hat{f}_{clk} \quad (6)$$

[0070] 其中,  $\hat{f}_{dop}$  为根据校正后的 SINS 参数计算的多普勒频率估计值,  $\hat{f}_{clk}$  为组合导航滤波器的接收机钟频误差估计值。

[0071] 根据 SINS 位置、速度参数和卫星参数,可得惯导辅助速度  $V_{aid}$ :

$$[0072] \quad V_{aid} = \frac{(X_s^e - X_r^e)(V_s^e - V_r^e)}{\|X_s^e - X_r^e\|} = (V_s^e - V_r^e) \cdot \bar{L}_i \quad (7)$$

[0073] 其中,  $X_s^e$ 、 $V_s^e$  分别为第  $i$  颗卫星在协议地球坐标系中的位置、速度,  $X_r^e$ 、 $V_r^e$  为 GPS 接收机 2 的位置、速度,  $\bar{L}_i$  为卫星和 GPS 接收机 2 视线方向上的单位矢量。

[0074] 则根据 SINS 导航参数得到的多普勒频率估计值为:

$$[0075] \quad \hat{f}_{dop} = -\frac{f_{L1}}{c} \cdot V_{aid} = -\frac{f_{L1}}{c} \cdot (V_s^e - V_r^e) \cdot \bar{L}_i \quad (8)$$

[0076] 其中,  $f_{L1}$  为 L1 载波频率,  $c$  为光速。

[0077] 由 SINS 导航参数误差所导致的多普勒频率估计误差为:

$$[0078] \quad \delta f_{dop} = -\frac{f_{L1}}{c} \cdot \bar{L}_i^T \cdot (C_i^e \cdot \delta V^i - C_c^e \cdot W_e \cdot C_i^c \cdot \delta X^i) \quad (9)$$

[0079] 其中,  $\delta X^i$ 、 $\delta V^i$  分别为发射点惯性系中载体的位置、速度误差,  $C_i^e$ 、 $C_c^e$ 、 $C_i^c$  分别为发射点惯性系到协议地球系、地心惯性坐标系到协议地球系、发射点惯性系到协议地球系的转换矩阵,  $W_e$  为地球自转角速度矢量在协议地球系中的叉乘矩阵。

[0080] 由于组合导航滤波器对接收机钟频误差的估计误差远小于由 SINS 导航参数误差导致的多普勒频率估计误差,因此在建立辅助频率误差模型时,可忽略接收机钟频误差估计误差的影响,可得:

$$[0081] \quad \delta f_{aid} \approx \delta f_{dop} \quad (10)$$

[0082] 以跟踪通道内载波环 204 的相位、频率误差作为状态变量,则第  $i$  个通道内载波环 204 的跟踪误差模型为

$$[0083] \quad \begin{bmatrix} \delta \dot{\theta} \\ \delta \dot{f}_{TRK} \end{bmatrix}_i = \begin{bmatrix} 0 & \frac{2\pi}{T_1} \\ \frac{K_{PLL}}{T_1} & \frac{2\pi K_{PLL} T_2}{T_1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \theta \\ \delta f_{TRK} \end{bmatrix}_i + \begin{bmatrix} \frac{2\pi}{T_1} \\ \frac{2\pi K_{PLL} T_2}{T_1} \end{bmatrix} \cdot \delta f_{aid} \quad (11)$$

[0084] 以跟踪通道内码环 203 输出的伪距测量误差作为状态变量,则通道  $i$  内码环 203 的跟踪误差模型为

$$[0085] \quad \delta \dot{\rho}_{DLLi} = -K_{DLL} \delta \rho_{DLLi} + \delta V_{aid} + K_{DLL} Q \quad (12)$$

[0086] 其中,  $\delta \rho_{\text{DLLi}}$  为伪距测量误差;  $K_{\text{DLL}}$  为码环增益;  $Q$  为由热噪声以及干扰等引起的驱动噪声。

[0087] 步骤二: 建立 SINS/GPS 超紧致组合系统状态方程和量测方程;

[0088] 由于辅助参数计算单元 4 需根据 SINS 导航参数计算辅助频率, 因此 SINS 速度误差会导致辅助频率估计误差, 继而引发载波频率、相位误差, 从而导致载波环的伪距率测量误差与 SINS 速度误差相关。如果忽略了量测信息与状态变量之间的关系, 可能导致系统不稳定。因此, 将载波环 204 的频率和相位跟踪误差扩充为组合导航滤波器 3 的状态变量, 利用组合导航滤波器 3 对其进行估计, 并在伪距、伪距率量测方程中消除载波环跟踪误差的影响。

[0089] 在 SINS/GPS 超紧致组合导航系统中, 组合导航滤波器 3 的误差模型包括 SINS、GPS 误差模型、码环 203、载波环 204 跟踪误差模型。

[0090] a. SINS 系统的误差状态方程;

$$[0091] \quad \dot{X}_I = F_I X_I + G_I W_I \quad (13)$$

[0092] 其中,  $X_I$  为 SINS 系统状态矢量,  $W_I$  为 SINS 系统噪声矢量,  $F_I$  为 SINS 系统状态矩阵,  $G_I$  为系 SINS 系统噪声矩阵, SINS 的误差状态包括位置误差 ( $\delta x, \delta y, \delta z$ )、速度误差 ( $\delta v_x, \delta v_y, \delta v_z$ )、姿态误差角 ( $\phi_x, \phi_y, \phi_z$ )、加速度计零偏 ( $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ )、加速度计系数误差 ( $k_{a1x}, k_{a1y}, k_{a1z}, k_{a2x}, k_{a2y}, k_{a2z}$ )、陀螺仪系数误差 ( $k_{w1x}, k_{w1y}, k_{w1z}$ ) 和陀螺仪常值漂移 ( $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ ),  $X_I = [\delta x, \delta y, \delta z, \delta v_x, \delta v_y, \delta v_z, \phi_x, \phi_y, \phi_z, k_{a1x}, k_{a1y}, k_{a1z}, k_{a2x}, k_{a2y}, k_{a2z}, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z, k_{w1x}, k_{w1y}, k_{w1z}, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$ , 则:

$$[0093] \quad W_I = [w_{ax}, w_{ay}, w_{az}, w_{gx}, w_{gy}, w_{gz}]^T$$

$$[0094] \quad G_I = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -C_b^i \\ 0_{15 \times 3} & 0_{15 \times 3} \end{bmatrix}_{24 \times 6}$$

[0095] 在发射点惯性坐标系下, SINS 系统状态矩阵  $F_I$  的形式如下:

$$[0096] \quad F_I = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ F_g & 0_{3 \times 3} & B & C_1 & C_2 & C_b^i & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_3 & -C_b^i \\ & & & & & 0_{15 \times 24} & & \end{bmatrix}_{24 \times 24}, B = -C_b^i \begin{bmatrix} 0 & f_z^b & -f_y^b \\ -f_z^b & 0 & f_x^b \\ f_y^b & -f_x^b & 0 \end{bmatrix}$$

$$[0097] \quad C_1 = C_b^i \begin{bmatrix} f_x^b & & \\ & f_y^b & \\ & & f_z^b \end{bmatrix}, C_2 = C_b^i \begin{bmatrix} (f_x^b)^2 & & \\ & (f_y^b)^2 & \\ & & (f_z^b)^2 \end{bmatrix}, C_3 = -C_b^i \begin{bmatrix} \omega_x^b & & \\ & \omega_y^b & \\ & & \omega_z^b \end{bmatrix}$$

[0098] 其中,  $F_g$  为引力加速度对位置坐标的雅克比矩阵,  $C_b^i$  为本地坐标系到发射点惯性系的坐标转换阵,  $[f_x^b \ f_y^b \ f_z^b]^T$  和  $[\omega_x^b \ \omega_y^b \ \omega_z^b]^T$  分别为加速度计和陀螺仪输出的比力和角速度信息。

[0099] b. GPS 误差状态方程;

$$[0100] \quad \dot{X}_G = F_G X_G + G_G W_G \quad (14)$$

[0101] 其中,  $X_G$  为 GPS 误差状态变量,  $W_G$  为 GPS 系统噪声矢量,  $F_G$  为 GPS 系统状态矩阵,  $G_G$  为 GPS 系统噪声矩阵, GPS 的误差状态包括两个与时间有关的误差: 与时钟误差等效的距离误差  $\delta l_u$ , 与时钟频率误差等效的距离率误差  $\delta l_{ru}$ ,  $T_{ru}$  为相关时间,

$$[0102] \quad X_G = [\delta 1_u, \delta 1_{ru}]^T, W_G = [w_u, w_{ru}]^T, F_G = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{1}{T_{ru}} \end{bmatrix}, G_G = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

[0103] c. 码环 203 跟踪误差方程；

$$[0104] \quad \dot{X}_D = F_D X_D + G_D W_D \quad (15)$$

[0105] 其中,  $X_D$  为码环误差状态变量,  $W_D$  为码环噪声矢量,  $F_D$  为码环 203 的系统状态矩阵,  $G_D$  为码环 203 的系统噪声矩阵。GPS 接收机 2 选择  $N$  颗导航星座,  $N$  为自然数,  $N \geq 4$ , 并启动  $N$  个跟踪通道工作,  $\delta \rho_{DLLi}$  ( $i = 1, 2, \dots, N$ ) 为  $N$  颗卫星对应的伪距跟踪误差,

$$[0106] \quad X_D = [\delta \rho_{DLL1} \quad \delta \rho_{DLL2} \quad \dots \quad \delta \rho_{DLLN}]^T, W_D = [Q_1, Q_2, \dots, Q_N]^T$$

$$[0107] \quad F_D = \begin{bmatrix} K_{1DLL} & & & \\ & K_{2DLL} & & \\ & & \dots & \\ & & & K_{NDLL} \end{bmatrix}_{N \times N}, G_D = \begin{bmatrix} K_{1DLL} & & & \\ & K_{2DLL} & & \\ & & \dots & \\ & & & K_{NDLL} \end{bmatrix}$$

[0108] d. 载波环 204 跟踪误差方程；

[0109] GPS 接收机 2 内  $N$  个通道的载波环跟踪误差方程：

$$[0110] \quad \dot{X}_P = F_P X_P + G_P W_P \quad (16)$$

[0111] 其中,  $X_P$  为载波环的误差状态变量,  $W_P$  为载波环系统噪声序列,  $G_P$  为载波环系统噪声矩阵,  $F_P$  为载波环系统状态矩阵,  $\delta \theta_i$ 、 $\delta f_{TRKi}$  分别为第  $i$  个通道内载波跟踪环的相位误差和环路滤波器输出,  $K_{PLL}$  为环路增益,

$$[0112] \quad X_P = [\delta \theta_1, \delta \theta_2, \dots, \delta \theta_N, \delta f_{TRK1}, \delta f_{TRK2}, \dots, \delta f_{TRKN}]^T$$

$$[0113] \quad F_P = \begin{bmatrix} 0_N & 2\pi \cdot I_N \\ K_{PLL}/T_1 \cdot I_N & 2\pi K_{PLL} T_2 / T_1 \cdot I_N \end{bmatrix}_{2N \times 2N}$$

[0114] e. SINS/GPS 超紧致组合系统状态方程；

[0115] 将 SINS、GPS 误差方程以及 GPS 码环、载波环跟踪误差方程合并, 得到超紧致组合系统的状态方程：

$$[0116] \quad \dot{X} = FX + GW \quad (17)$$

[0117] 其中,  $X$  为超紧致组合系统状态矢量,  $F$  为超紧致组合系统状态矩阵,  $W$  为超紧致组合系统噪声矢量,  $G$  为超紧致组合系统噪声矩阵,

$$[0118] \quad X = [X_I \quad X_G \quad X_D \quad X_P]^T, W = [W_I \quad W_G \quad W_D \quad W_P]^T$$

$$[0119] \quad F = \begin{bmatrix} F_I & & & \\ & F_G & & \\ F_{ID} & & F_D & \\ F_{IP} & & & F_P \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} G_I & & & \\ & G_G & & \\ & & G_D & \\ & & & G_P \end{bmatrix}$$

$$[0120] \quad F_I = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ F_g & 0_{3 \times 3} & B & C_1 & C_2 & C'_b & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_3 & -C'_b & 0_{3 \times 3} \\ & & & & & & & & 0_{15 \times 24} \end{bmatrix}_{24 \times 24}, F_G = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{1}{T_{ru}} \end{bmatrix}$$

$$[0121] \quad F_{ID} = \begin{bmatrix} -\bar{L}_1^T \cdot C_c^e \cdot W_e \cdot C_i^c & \bar{L}_1^T \cdot C_i^e & 0_{1 \times 18} \\ -\bar{L}_2^T \cdot C_c^e \cdot W_e \cdot C_i^c & \bar{L}_2^T \cdot C_i^e & 0_{1 \times 18} \\ \dots & \dots & \dots \\ -\bar{L}_N^T \cdot C_c^e \cdot W_e \cdot C_i^c & \bar{L}_N^T \cdot C_i^e & 0_{1 \times 18} \end{bmatrix}_{N \times 24}, F_D = \begin{bmatrix} K_{1DLL} & & & \\ & K_{2DLL} & & \\ & & \dots & \\ & & & K_{NDLL} \end{bmatrix}_{N \times N}$$

$$[0122] \quad F_{IP} = -2\pi \frac{f_{L1}}{c} \cdot \begin{bmatrix} F_{ID} & \\ & \frac{T_2}{T_1} \cdot K_{PLL} \end{bmatrix}_{2N \times 24}, F_P = \begin{bmatrix} 0_N & 2\pi \cdot I_N \\ K_{PLL}/T_1 \cdot I_N & 2\pi K_{PLL} T_2/T_1 \cdot I_N \end{bmatrix}_{2N \times 2N}$$

[0123] f. SINS/GPS 超紧致组合系统量测方程；

[0124] 在 SINS/GPS 超紧致组合导航系统中，以伪距、伪距率为量测信息，一个跟踪通道内的伪距、伪距率量测方程为

$$[0125] \quad \begin{cases} \delta\rho = \rho_I - \rho_G = \delta\rho_I - (\delta l_u + v_\rho + \delta\rho_{DLL}) \\ \delta\dot{\rho} = \dot{\rho}_I - \dot{\rho}_G = \delta\dot{\rho}_I - (\delta l_u + v_\rho + \delta\dot{\rho}_{PLL}) \end{cases} \quad (18)$$

[0126] 其中， $\delta\rho$  和  $\delta\dot{\rho}$  分别为 SINS 和 GPS 的伪距差、伪距率差， $\delta\rho_I$  和  $\delta\dot{\rho}_I$  为由 SINS 导航误差导致的卫星与载体间的距离、距离率误差， $v_\rho, v_\rho$  为 GPS 接收机的量测噪声， $\delta\rho_{DLL}, \delta\dot{\rho}_{PLL}$  为由 GPS 接收机跟踪误差导致的伪距、伪距率测量误差。

[0127] 将 N 个通道的伪距、伪距率量测方程合并，得到超紧致组合系统的量测方程：

$$[0128] \quad Z = HX + V \quad (19)$$

[0129] 其中，Z 超紧致组合系统的为观测矢量，H 为超紧致组合系统的观测矩阵，V 为超紧致组合系统的量测噪声序列，

$$[0130] \quad Z = [\delta\rho_1, \delta\rho_2, \dots, \delta\rho_N, \delta\dot{\rho}_1, \delta\dot{\rho}_2, \dots, \delta\dot{\rho}_N]^T, V = [v_{\rho 1}, v_{\rho 2}, \dots, v_{\rho N}, v_{\dot{\rho} 1}, v_{\dot{\rho} 2}, \dots, v_{\dot{\rho} N}]^T$$

$$[0131] \quad H = \begin{bmatrix} H_\rho \\ H_{\dot{\rho}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{L}^T \cdot C_i^e & 0_{N \times 21} & -I_{N \times 1} & 0_{N \times 1} & -I_{N \times N} & 0_{N \times N} & 0_{N \times N} \\ 0_{N \times 3} & 0_{N \times 21} & 0_{N \times 1} & -I_{N \times 1} & 0_{N \times N} & 0_{N \times N} & c/f_{L1} \cdot I_N \end{bmatrix}_{2N \times (26+3N)}$$

[0132] 其中， $\delta\rho_i, \delta\dot{\rho}_i$  为 N 颗卫星对应的伪距、伪距率差， $\bar{L} = [\bar{L}_1; \bar{L}_2; \dots; \bar{L}_N]$ ， $\bar{L}_i$  为第 i 颗卫星和接收机视线方向上的单位矢量。

[0133] 步骤三：组合导航信息融合；

[0134] 组合导航滤波器 3 根据 SINS 与 GPS 输出的伪距、伪距率量测信息，对 SINS、GPS 以及码环、载波环跟踪误差状态进行估计；将滤波器估计的 SINS 误差状态反馈回 SINS 系统中，对导航参数及元件误差进行校正，同时，将接收机钟频误差估计信息传递给辅助参数计算单元 4；

[0135] 步骤四：辅助参数计算；

[0136] 辅助参数计算单元 4 根据校正后的 SINS 导航参数、卫星参数和接收机钟频误差估计信息计算卫星与载体之间的距离  $\rho_I$  和距离率  $\dot{\rho}_I$ ，转换为 C/A 码相位估计值和辅助频率估计值，并将 C/A 码相位和辅助频率的估计值分别提供给 GPS 接收机码环 203 中的 C/A 码数控振荡器 207 和载波环 204 中的载波数控振荡器 211，为 GPS 接收机的伪码、载波跟踪提供辅助。

[0137] 在所述的 SINS/GPS 超紧致组合系统开始工作时，由于 SINS 系统具有一定的误差积累，需要先使 GPS 接收机处于独立工作模式，利用 GPS 的输出信息来校正 SINS 误差；当 SINS 的导航参数达到一定精度时，使得多普勒频率估计误差  $\delta f_{dop}$  小于载波环 204 的跟踪



带宽时,才能启动组合工作模式,通过辅助参数计算单元 4 为 GPS 接收机 2 的码环 203 和载波环 204 提供辅助信息。

[0138] GPS 接收机载波环和码环在 SINS 辅助下,能够工作在较低的环路带宽条件下,从而提高跟踪精度,并为组合系统提供更为精确的伪距、伪距率量测信息,进而提高组合系统的导航精度。

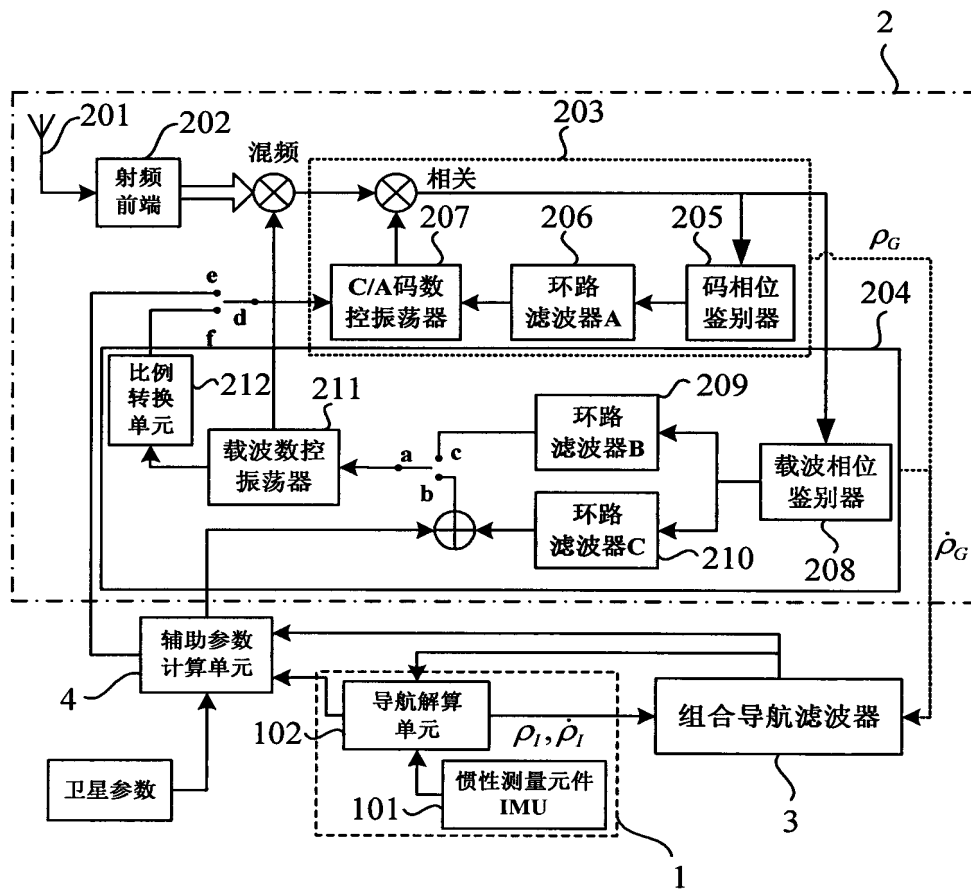


图 1

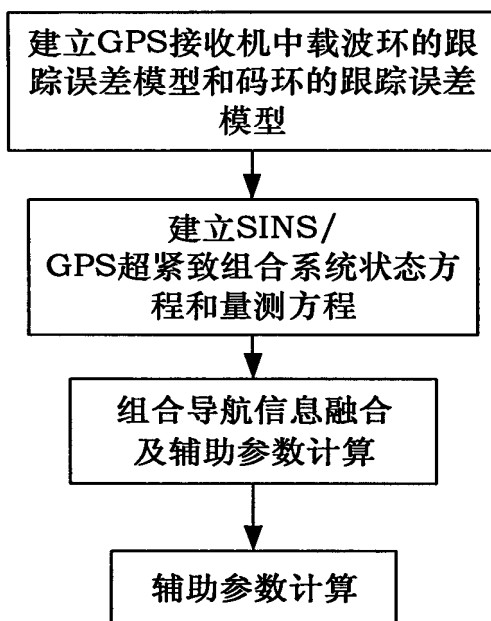


图 2

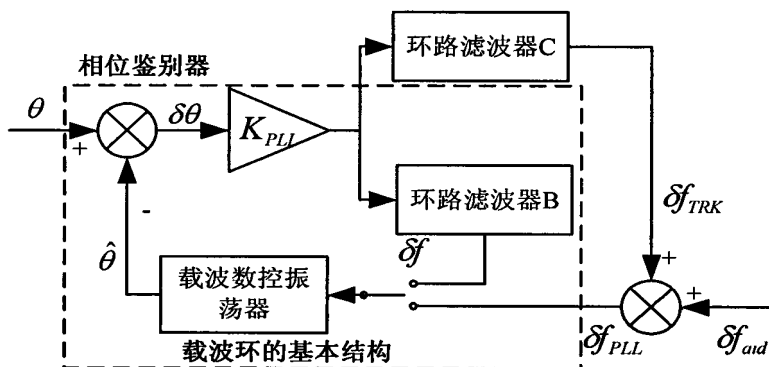


图 3