



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 111156994 A

(43)申请公布日 2020.05.15

(21)申请号 201911408315.9

G01S 19/42(2010.01)

(22)申请日 2019.12.31

(71)申请人 西安航天华迅科技有限公司

地址 710000 陕西省西安市高新区鱼化街
办天谷七路996号西安国家数字出版
基地C座10层

(72)发明人 薛文通 白阳 吕明 赵蓓
周良荣 王莎 王玲玲 赵彦彦
马盼 刘芳

(74)专利代理机构 陕西增瑞律师事务所 61219
代理人 孙卫增

(51)Int.Cl.
G01C 21/16(2006.01)
G01C 21/18(2006.01)
G01C 25/00(2006.01)

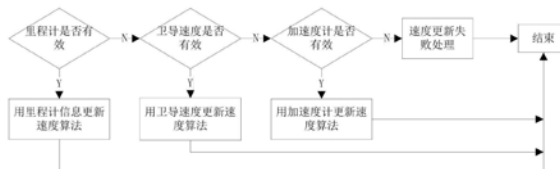
权利要求书4页 说明书12页 附图1页

(54)发明名称

一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法

(57)摘要

本发明公开了一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,由以下步骤组成:以INS/DR系统的位置误差、失准角、陀螺零偏、以及里程计的尺度因子为状态向量来建立状态微分方程;以GNSS系统的位置信息和INS/DR系统的位置信息建立观测方程;以所述状态微分方程与观测方程进入kalman滤波器迭代过程计算出INS/DR系统的状态向量;利用所述状态向量对INS/DR系统的位置、速度、姿态角和陀螺零偏误差进行校正,得出校正后的位置、速度和姿态信息;本发明采用消费级的IMU达到了导航级器件的性能,陀螺热致零偏估计方法可以在系统运行的过程中自主学习、自适应补偿,不需要再做任何离线标定;本发明的安装误差估计算法可以自主估计,不再需要对装配严格要求。



CN 111156994 A

1. 一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,其特征在于,由以下步骤组成:

以INS/DR系统的位置误差、失准角、陀螺零偏、以及里程计的尺度因子为状态向量来建立状态微分方程;

以GNSS系统的位置信息和INS/DR系统的位置信息建立观测方程;

以所述状态微分方程与观测方程进入kalman滤波器迭代过程计算出INS/DR系统的状态向量;

利用所述状态向量对INS/DR系统的位置、速度、姿态角和陀螺零偏误差进行校正,得出校正后的位置、速度和姿态信息。

2. 根据权利要求1所述的一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,其特征在于:

状态微分方程为:

$$\dot{\bar{x}}(t) = \mathbf{F}(t) \cdot \bar{x}(t) + \mathbf{G}(t) \cdot \bar{w}(t) \tag{1}$$

其中,F(t)是系统矩阵;G(t)是系统的噪声驱动矩阵; \bar{x} 是系统的状态向量,表示为:

$\bar{x} = [\phi_E \ \phi_N \ \phi_U \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h \ \varepsilon_E^n \ \varepsilon_N^n \ \varepsilon_U^n \ \delta K]^T$; $\bar{w}(t)$ 是系统的激励噪声,表示为:
 $\bar{w}(t) = [w_{rx}^b \ w_{ry}^b \ w_{rz}^b]^T$, w_{rx}^b 、 w_{ry}^b 、 w_{rz}^b 是陀螺3个轴的零偏未标定误差; ϕ_E 、 ϕ_N 、 ϕ_U 是3个失准角, δL 、 $\delta \lambda$ 、 δh 是INS/DR系统的位置误差, ε_E^n 是东向陀螺零偏误差, ε_N^n 是北向陀螺零偏误差, ε_U^n 是天向陀螺零偏误差, δK 是里程计的尺度因子误差。

3. 根据权利要求2所述的一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,其特征在于,所述F(t)和G(t)的计算步骤如下:

$$\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{ie} \sin L & -\omega_{ie} \cos L & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ \omega_{ie} \cos L & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-v_e^n}{R_M + h} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-v_n^n}{R_M + h} \\ 0 & 0 & \frac{v_n^n \sec L}{R_N + h} & \frac{v_e^n \sec L \tan L}{R_e} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{v_e^n \sec L}{R_e} \\ -v_n^n & v_e^n & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{G}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_b^n \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{10 \times 3} \end{bmatrix} \tag{2}$$

其中,L是大地纬度,h是椭球体高度, ω_{ie} 是地球自转角速率, v_e^n 和 v_n^n 分别是东向和北向速度, R_M 是当前位置的地球子午圈曲率半径, R_N 是地球卯酉圈曲率半径, R_e 是地球半径, \mathbf{C}_b^n 是捷联矩阵, $\mathbf{0}_{3 \times 3}$ 是3阶零矩阵, $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 是3阶单位矩阵。

4. 根据权利要求3所述的一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,其特征在于,INS/DR系统采用实时补偿算法对陀螺零偏进行初始标定,标定模型的辨识参数计

算方法如下：

从 $[-40^{\circ}\text{C}, 85^{\circ}\text{C}]$ 的温度区间,以 0.5°C 为间隔作为温度序列,对每一列温度的标识零偏的可用性、求零偏的数据长度和对应温度点的零偏估计值,最终得到温度零偏映射表；

当载体处于角运动静止时,收集在同一个温度点上的连续陀螺数据样本,并用式(3)计算其均值作为零偏估计值；

$$\bar{\mathbf{b}}_{\omega} = \sum_{k=1}^N \bar{\boldsymbol{\omega}}_{b,k}^b \quad (3)$$

其中, $\bar{\mathbf{b}}_{\omega}$ 是待标定的陀螺零偏向量, $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{b,k}^b$ 是第k历元的陀螺采样值,N是样本容量；

任意时刻,首先读取到传感器的温度,搜索该温度在温度零偏映射表中对应的零偏是否有效,如果有效,则直接读出零偏估计值补偿到原始采样值上;否则以该温度点为中点,分别向两边搜索 $\pm 10^{\circ}\text{C}$ 范围的有效温度点,然后用加权最小二乘算法对式(4)模型进行拟合,估计出模型常量参数 $c_{0x}, c_{0y}, c_{0z}, c_{1x}, c_{1y}, c_{1z}$ 后,即可代入下面的模型估计出所需温度点的零偏值 $b_{\omega x}, b_{\omega y}, b_{\omega z}$ ：

$$\begin{cases} b_{\omega x}(t_k) = c_{0x} + c_{1x} \cdot T_k \\ b_{\omega y}(t_k) = c_{0y} + c_{1y} \cdot T_k \\ b_{\omega z}(t_k) = c_{0z} + c_{1z} \cdot T_k \end{cases} \quad (4)$$

其中, t_k 是k时刻的时间, T_k 是k历元采样点的温度值。

5. 根据权利要求1-4任一所述的一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,其特征在于,kalman滤波器迭代过程为：

设置滤波器的初值：

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{x}}_0 &= [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0]^T \\ \mathbf{P}_0 &= \text{diag} \left(\sigma_{\phi_E}^2, \sigma_{\phi_N}^2, \sigma_{\phi_U}^2, \sigma_{\delta L}^2, \sigma_{\delta \lambda}^2, \sigma_{\delta h}^2, \sigma_{\varepsilon_{rE}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rN}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rU}}^2, \sigma_{\delta K}^2 \right) \\ \sigma_{\phi_E}^2 &= \sigma_{\phi_N}^2 = (10^{\circ})^2; \sigma_{\phi_U}^2 = (6^{\circ})^2; \sigma_{\delta L}^2 = \sigma_{\delta \lambda}^2 = (1')^2; \sigma_{\delta h}^2 = (1000m)^2; \\ \sigma_{\varepsilon_{rE}}^2 &= \sigma_{\varepsilon_{rN}}^2 = (18^{\circ} / \sqrt{3600})^2; \sigma_{\varepsilon_{rU}}^2 = (36^{\circ} / \sqrt{3600})^2; \sigma_{\delta K}^2 = (0.1)^2 \\ \mathbf{q}_0 &= (36^{\circ} / \sqrt{3600})^2 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 3}; \mathbf{R} = \text{diag} \{ (3/6378138)^2, (3/6378138)^2, 10^2 \} \end{aligned} \quad (6)$$

其中,上标T表示矩阵的转置,diag表示对角矩阵,下标0表示初始历元, $\bar{\mathbf{x}}_0$ 是状态向量的初始值, \mathbf{P}_0 是卡尔曼滤波器协方差矩阵的初始值, $\sigma_{\phi_E}^2, \sigma_{\phi_N}^2, \sigma_{\phi_U}^2$ 是初始的失准角误差的方差, $\sigma_{\delta L}^2, \sigma_{\delta \lambda}^2, \sigma_{\delta h}^2$ 是初始化位置误差的方差, $\sigma_{\varepsilon_{rE}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rN}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rU}}^2$ 是初始化陀螺零偏标定残差的方差, $\sigma_{\delta K}^2$ 是初始化里程计尺度因子误差的方差, \mathbf{q}_0 是系统激励噪声的方差, \mathbf{R} 是系统观测噪声方差矩阵,

求解状态转移矩阵：

$$\Phi_{k,k-1} = I_{10 \times 10} + F(t_{k-1}) \cdot \Delta t, \Delta t = t_k - t_{k-1} \quad (7)$$

其中， $\Phi_{k,k-1}$ 是卡尔曼滤波器的状态转移矩阵，下标(k,k-1)表示从k-1时刻向k时刻的状态转移， Δt 是时间更新周期，

求解离散化的系统激励噪声矩阵 Q_k ：

$$M_1 = G(t_k) * q_0 * G(t_k)^T \quad (8)$$

$$M_2 = F(t_k) * M_1 + (F(t_k) * M_1)^T \quad (9)$$

$$M_3 = F(t_k) * M_2 + (F(t_k) * M_2)^T \quad (10)$$

$$\underline{Q}_k = M_1 * \Delta t + \frac{1}{2} M_2 * \Delta t^2 + \frac{1}{6} M_3 * \Delta t^3 \quad (11)$$

kalman滤波器一步预测过程，先计算状态向量的先验估计 $\hat{\mathbf{x}}_{k,k-1}$ ，再计算先验估计的协方差矩阵 $P_{k,k-1}$ ，计算方法如下：

$$\hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \cdot \bar{\mathbf{x}}_{k-1} \quad (12)$$

$$P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \cdot P_{k-1} \cdot \Phi_{k,k-1}^T + Q_k \quad (13)$$

kalman滤波器量测更新过程，计算过程如下：

$$K_k = P_{k,k-1} \cdot H_k^T \left(H_k \cdot P_{k,k-1} \cdot H_k^T + R_k \right)^{-1} \quad (14)$$

$$z = [L_{GNSS} - L_D \quad \lambda_{GNSS} - \lambda_D \quad h_{GNSS} - h_D]^T \quad (15)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} + K_k \left(z_k - H_k \cdot \hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} \right) \quad (16)$$

$$P_k = (I_{10} - K_k \cdot H_k) \cdot P_{k,k-1} \quad (17)$$

以上诸式中， K_k 是卡尔曼滤波器增益矩阵， H_k 是k历元的观测矩阵， z 是测量向量，它是GNSS的位置与INS&DR系统的位置之差， L_{GNSS} 、 λ_{GNSS} 、 h_{GNSS} 分别是GNSS输出的经度、纬度和高度， L_D 、 λ_D 、 h_D 分别是INS&DR系统输出的经度、纬度和高度， $\hat{\mathbf{x}}_k$ 是状态向量在k历元的后验估计， P_k 是后验估计的协方差矩阵，

最后，用 $\hat{\mathbf{x}}_k$ 对INS/DR系统的姿态、里程计尺度误差和位置误差进行反馈校正。

6. 根据权利要求5所述的一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法，其特征在于，所述kalman滤波器反馈校正的方法为：

$$\mathbf{q}_{\phi,q} = \left[\cos \frac{\|\phi\|}{2} \quad \frac{\phi^T}{\|\phi\|} \sin \frac{\|\phi\|}{2} \right]^T, \phi = [\phi_E^n \quad \phi_N^n \quad \phi_U^n]^T \quad (18)$$

$$\mathbf{q}_{k,q}^+ = \mathbf{q}_{k,q} \circ \mathbf{q}_{\phi,q} \quad (19)$$

$$\begin{bmatrix} L_{D,k}^+ \\ \lambda_{D,k}^+ \\ h_{D,k}^+ \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_{D,k} \\ \lambda_{D,k} \\ h_{D,k} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta L_k \\ \delta \lambda_k \\ \delta h_k \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\bar{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_b^n \cdot [0 \quad (1 + \delta K) \cdot v \quad 0]^T \quad (21)$$

先用式(18)计算失准角 ϕ 的等效旋转矢量四元数 $q_{\phi,q}$,然后用式(19)校正INS/DR系统的姿态四元数 $q_{k,q}^+$;其中,下标‘k’表示历元,上标‘+’表示经过校正后的量,

位置校正用(20)计算,里程计刻度因子的校正直接将状态估计量 δK 代入到式(21)补偿INS/DR系统的速度 v ,得到补偿后的速度 \bar{v}'' 。

7.根据权利要求6所述的一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,其特征在于,在完成kalman滤波器解算过程后对INS/DR系统的安装误差和加速度计零偏进行在线估计,以消除捷联矩阵 C_b^n 中包含的安装误差,估计方法为:

当陀螺零偏求解准确后,在开放天空,载体在水平路面上做8字形运动,且速度大于30Km/h,利用卫星导航的速度信息、加速度信息和INS系统的姿态角在数秒时间间隔的变化量解析出安装误差和加速计的零偏误差。

8.根据权利要求7所述的一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,其特征在于,所述观测方程由以下步骤组成:

以GNSS的位置 \tilde{p}_G 和INS/DR系统的位置 \tilde{p}_D 之差作为滤波器的观测量,则得到观测方程为:

$$z = \tilde{p}_G - \tilde{p}_D = \mathbf{H} \cdot \bar{\mathbf{x}} + v_p \quad (5)$$

$$\text{其中, } \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, v_p \text{ 是GNSS位置误差。}$$

9.根据权利要求8所述的一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,其特征在于,所述陀螺的数据采集频率为100Hz,加速度计的数据采集频率为10Hz,里程计信息有2种方式接入到INS/DR系统,一种方式是车速脉冲计数,采集频率为10Hz;另一种方式是汽车CAN总线,采集频率为1Hz。

一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法

【技术领域】

[0001] 本发明属于导航技术领域,尤其涉及一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法。

【背景技术】

[0002] 现有的INS/DR系统多针对导航级IMU(惯性组件)传感器为基础的设计,和消费级MEMS IMU相比,导航级IMU的精度高几个数量级,价格昂贵,无法满足大众消费的普及,而且导航级IMU的INS/DR系统可以通过传感器本身的精度就可以完成捷联惯性系统的精对准,而且对于陀螺仪和加速度计的各类误差例如:零偏、零偏稳定性、随机误差、尺度因子等采用离线标定的方法,这给生产的技术要求和标定设备的精度要求很高,使得生产成本很高,而且不便于批量生产,同时要求IMU传感器的安装必须控制到和载体坐标系完全重合,给后期设备的装配带来诸多不便。

[0003] 现有的INS/DR&GNSS组合导航系统中将陀螺仪和加速度计等各类误差(包含零偏、零偏稳定性、随机误差、尺度因子)引入到kalman滤波器的设计中,使得滤波器的状态维数达到21维之多,导致系统的复杂度和计算量庞大。

[0004] 随着MEMS技术的发展,消费级MEMS IMU的成本已经降低到十几元人民币的级别,其精度也得到很大的提升,但是和传统的导航级别相比仍然相差1到2个数量级,现有车载导航或监控系统中GNSS接收机在信号遮挡或消失的情况下精度恶化甚至无法定位。

【发明内容】

[0005] 本发明的目的是提供一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,以解决现有车载导航或监控系统中GNSS接收机在信号遮挡或消失的情况下精度恶化甚至无法定位的问题。

[0006] 本发明采用以下技术方案:一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,由以下步骤组成:

[0007] 以INS/DR系统的位置误差、失准角、陀螺零偏、以及里程计的尺度因子为状态向量来建立状态微分方程;

[0008] 以GNSS系统的位置信息和INS/DR系统的位置信息建立观测方程;

[0009] 以状态微分方程与观测方程进入kalman滤波器迭代过程计算出INS/DR系统的状态向量;

[0010] 利用状态向量对INS/DR系统的位置、速度、姿态角和陀螺零偏误差进行校正,得出校正后的位置、速度和姿态信息。

[0011] 进一步地,状态微分方程为:

$$[0012] \quad \dot{\bar{x}}(t) = F(t) \cdot \bar{x}(t) + G(t) \cdot w(t) \quad (1)$$

[0013] 其中, $F(t)$ 是系统矩阵; $G(t)$ 是系统的噪声驱动矩阵; \bar{x} 是系统的状态向量,表示

为： $\bar{x} = [\phi_E \ \phi_N \ \phi_U \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h \ \varepsilon_E^n \ \varepsilon_N^n \ \varepsilon_U^n \ \delta K]^T$ ； $\bar{w}(t)$ 是系统的激励噪声，表示为： $\bar{w}(t) = [w_{rx}^b \ w_{ry}^b \ w_{rz}^b]^T$ ， w_{rx}^b 、 w_{ry}^b 、 w_{rz}^b 是陀螺3个轴的零偏未标定误差； ϕ_E 、 ϕ_N 、 ϕ_U 是3个失准角， δL 、 $\delta \lambda$ 、 δh 是INS/DR系统的位置误差， ε_E^n 是东向陀螺零偏误差， ε_N^n 是北向陀螺零偏误差， ε_U^n 是天向陀螺零偏误差， δK 是里程计的尺度因子误差。

[0014] 进一步地，所述F(t)和G(t)的计算步骤如下：

$$[0015] \quad F(t) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{ie} \sin L & -\omega_{ie} \cos L & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ \omega_{ie} \cos L & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-v_e^n}{R_M + h} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-v_n^n}{R_M + h} \\ 0 & 0 & \frac{v_n^n \sec L}{R_N + h} & \frac{v_e^n \sec L \tan L}{R_e} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{v_e^n \sec L}{R_e} \\ -v_n^n & v_e^n & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, G(t) = \begin{bmatrix} C_b^n \\ 0_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} \\ 0 \end{bmatrix}_{10 \times 3} \quad (2)$$

[0016] 其中，L是大地纬度，h是椭球体高度， ω_{ie} 是地球自转角速率， v_e^n 和 v_n^n 分别是东向和北向速度， R_M 是当前位置的地球子午圈曲率半径， R_N 是地球卯酉圈曲率半径， R_e 是地球半径， C_b^n 是捷联矩阵， $0_{3 \times 3}$ 是3阶零矩阵， $I_{3 \times 3}$ 是3阶单位矩阵。

[0017] 进一步地，INS/DR系统采用实时补偿算法对陀螺零偏进行初始标定，标定模型的辨识参数计算方法如下：

[0018] 从 $[-40^\circ\text{C}, 85^\circ\text{C}]$ 的温度区间，以 0.5°C 为间隔作为温度序列，对每一列温度的标识零偏的可用性、求零偏的数据长度和对应温度点的零偏估计值，最终得到温度零偏映射表；

[0019] 当载体处于角运动静止时，收集在同一个温度点上的连续陀螺数据样本，并用式(3)计算其均值作为零偏估计值；

$$[0020] \quad \bar{b}_\omega = \sum_{k=1}^N \bar{\omega}_{ib,k}^b \quad (3)$$

[0021] 其中， \bar{b}_ω 是待标定的陀螺零偏向量， $\bar{\omega}_{ib,k}^b$ 是第k历元的陀螺采样值，N是样本容量；

[0022] 任意时刻，首先读取到传感器的温度，搜索该温度在温度零偏映射表中对应的零偏是否有效，如果有效，则直接读出零偏估计值补偿到原始采样值上；否则以该温度点为中点，分别向两边搜索 $\pm 10^\circ\text{C}$ 范围的有效温度点，然后用加权最小二乘算法对式(4)模型进行拟合，估计出模型常量参数 C_{0x} 、 C_{0y} 、 C_{0z} 、 C_{1x} 、 C_{1y} 、 C_{1z} 后，即可代入下面的模型估计出所需温度点的零偏值 b_{ω_x} 、 b_{ω_y} 、 b_{ω_z} ：

$$[0023] \quad \begin{cases} b_{\omega x}(t_k) = c_{0x} + c_{1x} \cdot T_k \\ b_{\omega y}(t_k) = c_{0y} + c_{1y} \cdot T_k \\ b_{\omega z}(t_k) = c_{0z} + c_{1z} \cdot T_k \end{cases} \quad (4)$$

[0024] 其中, t_k 是 k 时刻的时间, T_k 是 k 历元采样点的温度值。

[0025] 进一步地, kalman滤波器迭代过程为:

[0026] 设置滤波器的初值:

$$[0027] \quad \bar{\mathbf{x}}_0 = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0]^T$$

$$[0028] \quad \mathbf{P}_0 = \text{diag}(\sigma_{\phi_E}^2, \sigma_{\phi_N}^2, \sigma_{\phi_U}^2, \sigma_{\delta L}^2, \sigma_{\delta \lambda}^2, \sigma_{\delta h}^2, \sigma_{\varepsilon_{rE}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rN}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rU}}^2, \sigma_{\delta K}^2)$$

$$[0029] \quad \sigma_{\phi_E}^2 = \sigma_{\phi_N}^2 = (10^\circ)^2; \sigma_{\phi_U}^2 = (6^\circ)^2; \sigma_{\delta L}^2 = \sigma_{\delta \lambda}^2 = (1')^2; \sigma_{\delta h}^2 = (1000m)^2;$$

$$[0030] \quad \sigma_{\varepsilon_E}^2 = \sigma_{\varepsilon_N}^2 = (18^\circ / \sqrt{3600})^2; \sigma_{\varepsilon_U}^2 = (36^\circ / \sqrt{3600})^2; \sigma_{\delta K}^2 = (0.1)^2$$

$$[0031] \quad \mathbf{q}_0 = (36^\circ / \sqrt{3600})^2 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 3}; \mathbf{R} = \text{diag}\{(3/6378138)^2, (3/6378138)^2, 10^2\}$$

(6)

[0032] 其中, 上标T表示矩阵的转置, diag表示对角矩阵, 下标0表示初始历元, $\bar{\mathbf{x}}_0$ 是状态向量的初始值, \mathbf{P}_0 是卡尔曼滤波器协方差矩阵的初始值, $\sigma_{\phi_E}^2, \sigma_{\phi_N}^2, \sigma_{\phi_U}^2$ 是初始的失准角误差的方差, $\sigma_{\delta L}^2, \sigma_{\delta \lambda}^2, \sigma_{\delta h}^2$ 是初始化位置误差的方差, $\sigma_{\varepsilon_{rE}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rN}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rU}}^2$ 是初始化陀螺零偏标定残差的方差, $\sigma_{\delta K}^2$ 是初始化里程计尺度因子误差的方差, \mathbf{q}_0 是系统激励噪声的方差, \mathbf{R} 是系统观测噪声方差矩阵。

[0033] 求解状态转移矩阵:

$$[0034] \quad \Phi_{k,k-1} = \mathbf{I}_{10 \times 10} + \mathbf{F}(t_{k-1}) \cdot \Delta t, \Delta t = t_k - t_{k-1} \quad (7)$$

[0035] 其中, $\Phi_{k,k-1}$ 是卡尔曼滤波器的状态转移矩阵, 下标($k, k-1$)表示从 $k-1$ 时刻向 k 时刻的状态转移, Δt 是时间更新周期。

[0036] 求解离散化的系统激励噪声矩阵 \mathbf{Q}_k :

$$[0037] \quad \mathbf{M}_1 = \mathbf{G}(t_k) * \mathbf{q}_0 * \mathbf{G}(t_k)^T \quad (8)$$

$$[0038] \quad \mathbf{M}_2 = \mathbf{F}(t_k) * \mathbf{M}_1 + (\mathbf{F}(t_k) * \mathbf{M}_1)^T \quad (9)$$

$$[0039] \quad \mathbf{M}_3 = \mathbf{F}(t_k) * \mathbf{M}_2 + (\mathbf{F}(t_k) * \mathbf{M}_2)^T \quad (10)$$

$$[0040] \quad \mathbf{Q}_k = \mathbf{M}_1 * \Delta t + \frac{1}{2} \mathbf{M}_2 * \Delta t^2 + \frac{1}{6} \mathbf{M}_3 * \Delta t^3 \quad (11)$$

[0041] kalman滤波器一步预测过程, 先计算状态向量的先验估计 $\hat{\mathbf{x}}_{k,k-1}$, 再计算先验估计的协方差矩阵 $\mathbf{P}_{k,k-1}$, 计算方法如下:

$$[0042] \quad \hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \cdot \bar{\mathbf{x}}_{k-1} \quad (12)$$

$$[0043] \quad \mathbf{P}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \cdot \mathbf{P}_{k-1} \cdot \Phi_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_k \quad (13)$$

[0044] kalman滤波器量测更新过程,计算过程如下:

$$[0045] \quad \mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k,k-1} \cdot \mathbf{H}_k^T \left(\mathbf{H}_k \cdot \mathbf{P}_{k,k-1} \cdot \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \right)^{-1} \quad (14)$$

$$[0046] \quad \mathbf{z} = [\text{L}_{\text{GNSS}} - \text{L}_D \quad \lambda_{\text{GNSS}} - \lambda_D \quad \text{h}_{\text{GNSS}} - \text{h}_D]^T \quad (15)$$

$$[0047] \quad \hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} + \mathbf{K}_k \left(\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \cdot \hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} \right) \quad (16)$$

$$[0048] \quad \mathbf{P}_k = (\mathbf{I}_{10} - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_k) \cdot \mathbf{P}_{k,k-1} \quad (17)$$

[0049] 以上诸式中, \mathbf{K}_k 是卡尔曼滤波器增益矩阵, \mathbf{H}_k 是k历元的观测矩阵, \mathbf{z} 是测量向量,它是GNSS的位置与INS&DR系统的位置之差, L_{GNSS} 、 λ_{GNSS} 、 h_{GNSS} 分别是GNSS输出的经度、纬度和高度, L_D 、 λ_D 、 h_D 分别是INS&DR系统输出的经度、纬度和高度, $\hat{\mathbf{x}}_k$ 是状态向量在k历元的后验估计, \mathbf{P}_k 是后验估计的协方差矩阵,

[0050] 最后,用 $\hat{\mathbf{x}}_k$ 对INS/DR系统的姿态、里程计尺度误差和位置误差进行反馈校正。

[0051] 进一步地,所述kalman滤波器反馈校正的方法为:

$$[0052] \quad \mathbf{q}_{\phi,q} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\|\phi\|}{2} & \frac{\phi^T}{\|\phi\|} \sin \frac{\|\phi\|}{2} \end{bmatrix}^T, \quad \phi = [\phi_E^n \quad \phi_N^n \quad \phi_U^n]^T \quad (18)$$

$$[0053] \quad \mathbf{q}_{k,q}^+ = \mathbf{q}_{k,q} \circ \mathbf{q}_{\phi,q} \quad (19)$$

$$[0054] \quad \begin{bmatrix} L_{D,k}^+ \\ \lambda_{D,k}^+ \\ h_{D,k}^+ \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_{D,k} \\ \lambda_{D,k} \\ h_{D,k} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta L_k \\ \delta \lambda_k \\ \delta h_k \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$[0055] \quad \bar{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_b^n \cdot [0 \quad (1 + \delta K) \cdot v \quad 0]^T \quad (21)$$

[0056] 先用式(18)计算失准角 ϕ 的等效旋转矢量四元数 $\mathbf{q}_{\phi,q}$,然后用式(19)校正INS/DR系统的姿态四元数 $\mathbf{q}_{k,q}^+$;其中,下标‘k’表示历元,上标‘+’表示经过校正后的量,

[0057] 位置校正用(20)计算,里程计刻度因子的校正直接将状态估计量 δK 代入到式(21)补偿INS/DR系统的速度 v ,得到补偿后的速度 $\bar{\mathbf{v}}^n$ 。

[0058] 进一步地,在完成kalman滤波器解算过程后对INS/DR系统的安装误差和加速度计零偏进行在线估计,以消除捷联矩阵 \mathbf{C}_b^n 中包含的安装误差,估计方法为:

[0059] 当陀螺零偏求解准确后,在开放天空,载体在水平路面上做8字形运动,且速度大于30Km/h,利用卫星导航的速度信息、加速度信息和INS系统的姿态角在数秒时间间隔的变化量解析出安装误差和加速计的零偏误差。

[0060] 进一步地,所述观测方程由以下步骤组成:

[0061] 以GNSS的位置 $\tilde{\mathbf{p}}_G$ 和INS/DR系统的位置 $\tilde{\mathbf{p}}_D$ 之差作为滤波器的观测量,则得到观测方程为:

$$[0062] \quad \mathbf{z} = \tilde{\mathbf{p}}_G - \tilde{\mathbf{p}}_D = \mathbf{H} \cdot \bar{\mathbf{x}} + v_p \quad (5)$$

[0063] 其中, $\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$, v_p 是GNSS位置误差。

[0064] 进一步地,所述陀螺的数据采集频率为100Hz,加速度计的数据采集频率为10Hz,里程计信息有2种方式接入到INS/DR系统,一种方式是车速脉冲计数,采集频率为10Hz;另一种方式是汽车CAN总线,采集频率为1Hz。

[0065] 本发明的有益效果是:采用消费级的IMU达到了导航级器件的性能,陀螺热致零偏估计方法可以在系统运行的过程中自主学习、自适应补偿,不需要再做任何离线标定;本发明的安装误差估计算法可以自主估计,不再需要对装配严格要求;简化的惯性系统和组合导航kalman滤波器及其合理的调度安排,不但可以保证有效的精度,而且对处理器选型要求极低;整个系统的设计考虑了从器件、处理器、生产、装配等各个环节的成本控制和易用性,具有极强工程实用价值。

【附图说明】

[0066] 图1为本发明中速度更新的过程示意图;

[0067] 图2为INS/DR&GNSS组合导航的结构示意图;

【具体实施方式】

[0068] 下面结合附图和具体实施方式对本发明进行详细说明。

[0069] 本发明可针对传感器的特性作适当补偿处理,并合理的规划和设计INS/DR系统,并结合应用场景和惯系统的特性简化组合导航kalman滤波器的系统模型和噪声模型,可以得到一个性能优良的组合导航系统,这对解决传统的GNSS车载导航监控系统在一些高楼林立、隧道、地下车库等信号遮挡严重甚至消失的环境下定位精度急剧下降的问题有重大的意义。

[0070] 本发明公开了一种基于MEMS惯性组件的INS/DR&GNSS松组合导航方法,如图2所示,由以下步骤组成:

[0071] 对INS/DR系统的数据进行采集、静态检测、陀螺热致零偏模型估计与补偿、零速修正、初始对准、姿态更新、速度和位置更新。数据采集:陀螺的数据采集频率为100Hz,加速度计的数据采集频率为10Hz,里程计信息有2种方式接入到INS/DR系统,一种方式是车速脉冲计数,采集频率为10Hz;另一种方式是汽车CAN总线,采集频率为1Hz。

[0072] 步骤1:以INS/DR系统的位置误差、失准角、陀螺零偏、以及里程计的尺度因子为状态向量来建立状态微分方程;

[0073] 状态微分方程为:

$$[0074] \quad \dot{\bar{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{F}(t) \cdot \bar{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{G}(t) \cdot \mathbf{w}(t) \quad (1)$$

[0075] 其中, $\mathbf{F}(t)$ 是系统矩阵; $\mathbf{G}(t)$ 是系统的噪声驱动矩阵; $\bar{\mathbf{x}}$ 是系统的状态向量,表示为: $\bar{\mathbf{x}} = [\phi_E \quad \phi_N \quad \phi_U \quad \delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h \quad \varepsilon_E^n \quad \varepsilon_N^n \quad \varepsilon_U^n \quad \delta K]^T$; $\bar{\mathbf{w}}(t)$ 是系统的激励噪声,表示为:

$\bar{\mathbf{w}}(t) = [w_{rx}^b \quad w_{ry}^b \quad w_{rz}^b]^T$, w_{rx}^b 、 w_{ry}^b 、 w_{rz}^b 是陀螺3个轴的零偏未标定误差; ϕ_E , ϕ_N , ϕ_U 是3个失

准角, $\delta L, \delta \lambda, \delta h$ 是 INS/DR 系统的位置误差, ε_E^n 是东向陀螺零偏误差, ε_N^n 是北向陀螺零偏误差, ε_U^n 是天向陀螺零偏误差, δK 是里程计的尺度因子误差。

[0076] 根据车载的运动特性和消费级 MEMS 传感器的特性, 惯性导航的误差方程可以被简化, 简化后的系统矩阵和过程噪声激励矩阵可表示为式 (2), $F(t)$ 和 $G(t)$ 的计算步骤如下:

$$[0077] \quad F(t) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{ie} \sin L & -\omega_{ie} \cos L & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ \omega_{ie} \cos L & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-v_e^n}{R_M + h} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-v_n^n}{R_M + h} \\ 0 & 0 & \frac{v_n^n \sec L}{R_N + h} & \frac{v_e^n \sec L \tan L}{R_e} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{v_e^n \sec L}{R_e} \\ -v_n^n & v_e^n & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, G(t) = \begin{bmatrix} C_b^n \\ 0_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} \\ 0 \end{bmatrix}_{10 \times 3} \quad (2)$$

[0078] 其中, L 是大地纬度, h 是椭球体高度, ω_{ie} 是地球自转角速率, v_e^n 和 v_n^n 分别是东向和北向速度, R_M 是当前位置的地球子午圈曲率半径, R_N 是地球卯酉圈曲率半径, R_e 是地球半径, C_b^n 是捷联矩阵, $0_{3 \times 3}$ 是 3 阶零矩阵, $I_{3 \times 3}$ 是 3 阶单位矩阵。

[0079] INS/DR 系统采用实时补偿算法对陀螺零偏进行初始标定, 标定模型的辨识参数计算方法如下:

[0080] 从 $[-40^\circ\text{C}, 85^\circ\text{C}]$ 的温度区间, 以 0.5°C 为间隔作为温度序列, 对每一列温度的标识零偏的可用性、求零偏的数据长度和对应温度点的零偏估计值, 最终得到温度零偏映射表;

[0081] 当载体处于角运动静止时, 收集在同一个温度点上的连续陀螺数据样本, 并用式 (3) 计算其均值作为零偏估计值;

$$[0082] \quad \bar{b}_\omega = \sum_{k=1}^N \bar{\omega}_{ib,k}^b \quad (3)$$

[0083] 其中, \bar{b}_ω 是待标定的陀螺零偏向量, $\bar{\omega}_{ib,k}^b$ 是第 k 历元的陀螺采样值, N 是样本容量;

[0084] 任意时刻, 首先读取到传感器的温度, 搜索该温度在温度零偏映射表中对应的零偏是否有效, 如果有效, 则直接读出零偏估计值补偿到原始采样值上; 否则以该温度点为中点, 分别向两边搜索 $\pm 10^\circ\text{C}$ 范围的有效温度点, 然后用加权最小二乘算法对式 (4) 模型进行拟合, 估计出模型常量参数 $c_{0x}, c_{0y}, c_{0z}, c_{1x}, c_{1y}, c_{1z}$ 后, 即可代入下面的模型估计出所需温度点的零偏值 $b_{\omega_x}, b_{\omega_y}, b_{\omega_z}$:

$$[0085] \quad \begin{cases} b_{\omega_x}(t_k) = c_{0x} + c_{1x} \cdot T_k \\ b_{\omega_y}(t_k) = c_{0y} + c_{1y} \cdot T_k \\ b_{\omega_z}(t_k) = c_{0z} + c_{1z} \cdot T_k \end{cases} \quad (4)$$

[0086] 其中, t_k 是 k 时刻的时间, T_k 是 k 历元采样点的温度值。

[0087] 步骤2:以GNSS系统的位置信息和INS/DR系统的位置信息建立观测方程;

[0088] 观测方程由以下步骤组成:

[0089] 以GNSS的位置 $\tilde{\mathbf{p}}_G$ 和INS/DR系统的位置 $\tilde{\mathbf{p}}_D$ 之差作为滤波器的观测量,则得到观测方程为:

$$[0090] \quad z = \tilde{\mathbf{p}}_G - \tilde{\mathbf{p}}_D = \mathbf{H} \cdot \bar{\mathbf{x}} + v_p \quad (5)$$

$$[0091] \quad \text{其中, } \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, v_p \text{ 是GNSS位置误差。}$$

[0092] 步骤3:以状态微分方程与观测方程进入kalman滤波器迭代过程计算出INS/DR系统的状态向量;

[0093] kalman滤波器迭代过程为:

[0094] 设置滤波器的初值:

$$[0095] \quad \bar{\mathbf{x}}_0 = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0]^T$$

$$[0096] \quad \mathbf{P}_0 = \text{diag} \left(\sigma_{\phi_E}^2, \sigma_{\phi_N}^2, \sigma_{\phi_U}^2, \sigma_{\delta L}^2, \sigma_{\delta \lambda}^2, \sigma_{\delta h}^2, \sigma_{\varepsilon_{rE}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rN}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rU}}^2, \sigma_{\delta K}^2 \right)$$

$$[0097] \quad \sigma_{\phi_E}^2 = \sigma_{\phi_N}^2 = (10^\circ)^2; \sigma_{\phi_U}^2 = (6^\circ)^2; \sigma_{\delta L}^2 = \sigma_{\delta \lambda}^2 = (1')^2; \sigma_{\delta h}^2 = (1000m)^2;$$

$$[0098] \quad \sigma_{\varepsilon_E}^2 = \sigma_{\varepsilon_N}^2 = (18^\circ / \sqrt{3600})^2; \sigma_{\varepsilon_U}^2 = (36^\circ / \sqrt{3600})^2; \sigma_{\delta K}^2 = (0.1)^2$$

$$[0099] \quad \mathbf{q}_0 = (36^\circ / \sqrt{3600})^2 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 3}; \mathbf{R} = \text{diag} \left\{ (3 / 6378138)^2, (3 / 6378138)^2, 10^2 \right\} \quad (6)$$

[0100] 其中,上标T表示矩阵的转置,diag表示对角矩阵,下标0表示初始历元, $\bar{\mathbf{x}}_0$ 是状态向量的初始值, \mathbf{P}_0 是卡尔曼滤波器协方差矩阵的初始值, $\sigma_{\phi_E}^2, \sigma_{\phi_N}^2, \sigma_{\phi_U}^2$ 是初始的失准角误差的方差, $\sigma_{\delta L}^2, \sigma_{\delta \lambda}^2, \sigma_{\delta h}^2$ 是初始化位置误差的方差, $\sigma_{\varepsilon_{rE}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rN}}^2, \sigma_{\varepsilon_{rU}}^2$ 是初始化陀螺零偏标定残差的方差, $\sigma_{\delta K}^2$ 是初始化里程计尺度因子误差的方差, \mathbf{q}_0 是系统激励噪声的方差, \mathbf{R} 是系统观测噪声方差矩阵。

[0101] 求解状态转移矩阵:

$$[0102] \quad \Phi_{k,k-1} = \mathbf{I}_{10 \times 10} + \mathbf{F}(t_{k-1}) \cdot \Delta t, \Delta t = t_k - t_{k-1} \quad (7)$$

[0103] 其中, $\Phi_{k,k-1}$ 是卡尔曼滤波器的状态转移矩阵,下标 $(k, k-1)$ 表示从 $k-1$ 时刻向 k 时刻的状态转移, Δt 是时间更新周期。

[0104] 求解离散化的系统激励噪声矩阵 \mathbf{Q}_k :

$$[0105] \quad \mathbf{M}_1 = \mathbf{G}(t_k) * \mathbf{q}_0 * \mathbf{G}(t_k)^T \quad (8)$$

$$[0106] \quad \mathbf{M}_2 = \mathbf{F}(t_k) * \mathbf{M}_1 + (\mathbf{F}(t_k) * \mathbf{M}_1)^T \quad (9)$$

$$[0107] \quad \mathbf{M}_3 = \mathbf{F}(t_k) * \mathbf{M}_2 + (\mathbf{F}(t_k) * \mathbf{M}_2)^T \quad (10)$$

$$[0108] \quad \mathbf{Q}_k = \mathbf{M}_1 * \Delta t + \frac{1}{2} \mathbf{M}_2 * \Delta t^2 + \frac{1}{6} \mathbf{M}_3 * \Delta t^3 \quad (11)$$

[0109] kalman滤波器一步预测过程,先计算状态向量的先验估计 $\hat{\mathbf{x}}_{k,k-1}$,再计算先验估计的协方差矩阵 $P_{k,k-1}$,计算方法如下:

$$[0110] \quad \hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \cdot \bar{\mathbf{x}}_{k-1} \quad (12)$$

$$[0111] \quad P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \cdot P_{k-1} \cdot \Phi_{k,k-1}^T + Q_k \quad (13)$$

[0112] kalman滤波器量测更新过程,计算过程如下:

$$[0113] \quad K_k = P_{k,k-1} \cdot H_k^T \left(H_k \cdot P_{k,k-1} \cdot H_k^T + R_k \right)^{-1} \quad (14)$$

$$[0114] \quad z = [L_{GNSS} - L_D \quad \lambda_{GNSS} - \lambda_D \quad h_{GNSS} - h_D]^T \quad (15)$$

$$[0115] \quad \hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} + K_k \left(z_k - H_k \cdot \hat{\mathbf{x}}_{k,k-1} \right) \quad (16)$$

$$[0116] \quad P_k = (I_{10} - K_k \cdot H_k) \cdot P_{k,k-1} \quad (17)$$

[0117] 以上诸式中, K_k 是卡尔曼滤波器增益矩阵, H_k 是k历元的观测矩阵, z 是测量向量,它是GNSS的位置与INS&DR系统的位置之差, L_{GNSS} 、 λ_{GNSS} 、 h_{GNSS} 分别是GNSS输出的经度、纬度和高度, L_D 、 λ_D 、 h_D 分别是INS&DR系统输出的经度、纬度和高度, $\hat{\mathbf{x}}_k$ 是状态向量在k历元的后验估计, P_k 是后验估计的协方差矩阵,

[0118] 最后,用 $\hat{\mathbf{x}}_k$ 对INS/DR系统的姿态、里程计尺度误差和位置误差进行反馈校正。

[0119] 在本发明设计的INS/DR系统中,陀螺的零偏已经经过专门的算法补偿到可以接受的精度了,所以反馈校正时,只对INS/DR系统的姿态、里程计尺度误差和位置误差进行校正。所以,完成校正后,除陀螺的3个轴的零偏随机漂移误差外其他的状态变量需要清零。

[0120] kalman滤波器反馈校正的方法为:

$$[0121] \quad \mathbf{q}_{\phi,q} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\|\phi\|}{2} & \frac{\phi^T}{\|\phi\|} \sin \frac{\|\phi\|}{2} \end{bmatrix}^T, \quad \phi = [\phi_E^n \quad \phi_N^n \quad \phi_U^n]^T \quad (18)$$

$$[0122] \quad \mathbf{q}_{k,q}^+ = \mathbf{q}_{k,q} \circ \mathbf{q}_{\phi,q} \quad (19)$$

$$[0123] \quad \begin{bmatrix} L_{D,k}^+ \\ \lambda_{D,k}^+ \\ h_{D,k}^+ \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_{D,k} \\ \lambda_{D,k} \\ h_{D,k} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta L_k \\ \delta \lambda_k \\ \delta h_k \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$[0124] \quad \bar{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_b^n \cdot [0 \quad (1 + \delta K) \cdot v \quad 0]^T \quad (21)$$

[0125] 先用式(18)计算失准角 ϕ 的等效旋转矢量四元数 $\mathbf{q}_{\phi,q}$,然后用式(19)校正INS/DR系统的姿态四元数 $\mathbf{q}_{k,q}^+$,其中,下标'k'表示历元,上标'+'表示经过校正后的量,

[0126] 位置校正用式(20)计算,里程计刻度因子的校正直接将状态估计量 δK 代入到式(21)补偿INS/DR系统的速度 v ,得到补偿后的速度 $\bar{\mathbf{v}}^n$ 。

[0127] 在完成kalman滤波器解算过程后对INS/DR系统的安装误差和加速度计零偏进行在线估计,以消除捷联矩阵 \mathbf{C}_b^n 中包含的安装误差,安装误差是指IMU传感器坐标系,即s系和机体坐标系,即b系不重合引入的误差,用 \mathbf{C}_s^b 表示,其估计方法为:

[0128] 当陀螺零偏求解准确后,在开放天空,载体在水平路面上做8字形运动,且速度大于30Km/h,利用卫星导航的速度信息、加速度信息和INS系统的姿态角在数秒时间间隔的变化量解析出安装误差和加速计的零偏误差。

[0129] 步骤4:利用估计出来的状态向量对INS/DR系统的位置、速度、姿态角和陀螺零偏误差进行校正,得出载体的校正后位置、速度和姿态信息。

[0130] 零速修正:

[0131] 当载体处于静止状态时,加速度计的输出仅仅是重力加速度值,所以可以利用加速度计的测量值对载体的水平姿态进行修正,用式(22)分别计算俯仰角 θ 和横滚角 γ ,航向角 Φ 保持不变,然后用式(23)重新修正姿态四元数。

$$[0132] \quad \theta = a \sin\left(-\frac{f_y^b}{g}\right), \quad \gamma = a \tan\left(-\frac{f_x^b}{f_z^b}\right) \quad (22)$$

$$[0133] \quad \mathbf{q}_{k,q} = \begin{bmatrix} \cos\frac{\psi}{2}\cos\frac{\theta}{2}\cos\frac{\gamma}{2} - \sin\frac{\psi}{2}\sin\frac{\theta}{2}\sin\frac{\gamma}{2} \\ \cos\frac{\psi}{2}\sin\frac{\theta}{2}\cos\frac{\gamma}{2} - \sin\frac{\psi}{2}\cos\frac{\theta}{2}\sin\frac{\gamma}{2} \\ \sin\frac{\psi}{2}\sin\frac{\theta}{2}\cos\frac{\gamma}{2} + \cos\frac{\psi}{2}\cos\frac{\theta}{2}\sin\frac{\gamma}{2} \\ \sin\frac{\psi}{2}\cos\frac{\theta}{2}\cos\frac{\gamma}{2} + \cos\frac{\psi}{2}\sin\frac{\theta}{2}\sin\frac{\gamma}{2} \end{bmatrix} \quad (23)$$

[0134] 其中, f_x^b 、 f_y^b 、 f_z^b 是加速度计输出的比力,g是重力加速度, $q_{k,q}$ 是姿态四元数。

[0135] 初始对准:本发明提供的是消费级INS/DR系统,初始对准过程和高精度的捷联惯导系统不同,不需要做精对准,只需要做粗对准即可,另外要求载体在一定的机动的条件下,求解安装误差和加速度计的零偏。

[0136] 粗对准过程:首先在静止状态下,利用式(22)求解惯性系统的2个水平姿态角(俯仰角和横滚角),然后待载体做直线运动时,利用卫星导航的速度向量求解出航向角,同时可以修正俯仰角。

[0137] 静态检测包含角运动静止检测和线运动静止检测,因为本发明将利用这种静止状态启动一系列特殊的算法对系统的某些参数进行修正,所以要求检测静止的置信度较高。

[0138] 角运动静止检测:陀螺传感器对载体的运动极为敏感,当载体处于静止状态时,陀螺传感器3个轴输出的数据的方差是恒定的,以3秒为时间长度对实时的数据样本进行统计,即当数据累积的时间长度为3秒时,利用式(23)计算其方差 σ^2 ,并和已经设置好的方差门限 σ_G^2 进行比较,如果3个轴的实时方差 σ^2 连续2次均小于方差门限,则认为载体静止,否则判断载体运动,从而保证静止状态检测的置信度。方差门限 σ_G^2 通过对实际离线数据进行分析得到,按0.97的置信度取值;

$$[0139] \quad \sigma^2 = \sum_{i=1}^n (\omega_i^b - \bar{\omega}^b)^2, \quad \bar{\omega}^b = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \omega_i^b \quad (23)$$

[0140] 线运动静止检测:主要利用里程计检测,因为里程计不存在累计误差,所以里程计对线运动的检测时100%可信的。但首先需要用加速度计或者卫星导航的速度检测里程计是否有效。

[0141] 陀螺热致零偏模型估计与补偿:

[0142] 对于消费级MEMS陀螺,其零偏误差可达到每小时几百度的级别,而且随温度变化剧烈,本发明给出的实时补偿算法可将零偏误差补偿到小于 $10^\circ/\text{h}$ 级别。实时估计陀螺的热致零偏需要在角运动静止的状态下进行,采用分段函数建立零偏与温度之间的关系,而且分段区间根据实时得到的样本统计值自动调整。并具有自动学习辨识功能,利用FLASH将历史的学习信息暂存,再次开电工作后与历史信息融合处理,随着系统运行时间的增大,该模型将越来越准确。

[0143] 姿态更新:

[0144] 姿态更新就是要求解下面式(24)的微分方程:

$$[0145] \quad \dot{\mathbf{q}}_b^n = \frac{1}{2} \mathbf{q}_b^n \cdot Q(\bar{\boldsymbol{\omega}}_{nb}^b) \quad (24)$$

[0146] 其中, \mathbf{q}_b^n 是姿态四元数, $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{nb}^b$ 是机体坐标系相对于导航坐标系的陀螺角速率, $Q(\bar{\boldsymbol{\omega}}_{nb}^b)$ 由 $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{nb}^b$ 构成的四元数矩阵。

$$[0147] \quad \bar{\boldsymbol{\omega}}_{nb}^b = \bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b - \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ie} \cos L \\ \omega_{ie} \sin L \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -\frac{v_N^n}{R_M + h} \\ \frac{v_E^n}{R_N + h} \\ \frac{v_E^n}{R_N + h} \tan L \end{bmatrix} \quad (25)$$

[0148] 式(24)四元数微分方程可以用四阶Runge-Kutta法求解,这里采用等效旋转矢量双子样法求解,求解步骤如下:

[0149] 步骤z1:求角增量 $\Delta \theta_1$ 、 $\Delta \theta_2$ 和 $\Delta \theta_k$

$$[0150] \quad \Delta \theta_1 = \int_{t_{k-1}}^{t_{k-\frac{1}{2}}} \bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b(t) \cdot dt \approx \frac{\bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b(t_{k-\frac{1}{2}}) + \bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b(t_{k-1})}{2} \cdot (t_{k-\frac{1}{2}} - t_{k-1}) \quad (26)$$

$$[0151] \quad \Delta \theta_2 = \int_{t_{k-\frac{1}{2}}}^{t_k} \bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b(t) \cdot dt \approx \frac{\bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b(t_k) + \bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b(t_{k-\frac{1}{2}})}{2} \cdot (t_k - t_{k-\frac{1}{2}}) \quad (27)$$

$$[0152] \quad \Delta \theta_k = \Delta \theta_1 + \Delta \theta_2 \quad (28)$$

[0153] 步骤z2:求解 $\bar{\boldsymbol{\phi}}_k$,它是从 t_{k-1} 时刻到 t_k 时刻b系相对于i系的等效旋转矢量。

$$[0154] \quad \bar{\boldsymbol{\phi}}_k = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b(t) \cdot dt = \Delta \theta_k + \frac{2}{3} (\Delta \theta_1 \times \Delta \theta_2) \quad (29)$$

[0155] 步骤z3:求解 $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{in(k-1)}^n$

$$[0156] \quad \bar{\boldsymbol{\omega}}_{in(k-1)}^n = \bar{\boldsymbol{\omega}}_{ie(k-1)}^n + \bar{\boldsymbol{\omega}}_{en(k-1)}^n = \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ie} \cos L_{k-1} \\ \omega_{ie} \sin L_{k-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{v_{N(k-1)}^n}{R_{M(k-1)} + h_{(k-1)}} \\ \frac{v_E^n}{R_{N(k-1)} + h_{(k-1)}} \\ \frac{v_E^n}{R_{N(k-1)} + h_{(k-1)}} \tan L_{k-1} \end{bmatrix} \quad (30)$$

[0157] 步骤z4: 求解 $\bar{\eta}_k$, 是从 t_{k-1} 时刻到 t_k 时刻 b 系相对于 n 系的等效旋转矢量。

$$\begin{aligned} \bar{\eta}_k &= \int_{t_{k-1}}^{t_k} \bar{\omega}_{nb}^b(t) \cdot dt = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \bar{\omega}_{ib}^b(t) - C_n^b(t) \cdot \bar{\omega}_{in}^n(t) \cdot dt \\ [0158] \quad &= \bar{\phi}_k - C_{n(k-1)}^b \cdot \bar{\omega}_{in(k-1)}^n \cdot (t_k - t_{k-1}) \end{aligned} \quad (31)$$

[0159] 步骤z5: 求解 $q_{b(k)}^{b(k-1)}$, 它是以 n 系为参考系, b 系从 t_{k-1} 时刻到 t_k 时刻的变换四元数。

$$q_{b(k)}^{b(k-1)} = \left[\cos \frac{\|\bar{\eta}_k\|}{2} \quad \frac{\bar{\eta}_k^T}{\|\bar{\eta}_k\|} \sin \frac{\|\bar{\eta}_k\|}{2} \right]^T \quad (32)$$

[0161] 步骤z6: 计算 $q_{b(k)}^n$

$$q_{b(k)}^n = q_{b(k-1)}^n q_{b(k)}^{b(k-1)} \quad (33)$$

[0163] 速度更新:

[0164] 速度更新的过程描述为如图1所示, 系统中对速度的观测信息是冗余的, 可以通过读取里程计脉冲解算得到, 也可以对加速度计的观测信息进行积分得到, 当卫星导航信号质量较好时, 也可以从卫导得到, 这种冗余的设计可以保证系统的容错和可靠性, 因为对加速度计积分得到的速度信息精度有限, 所以仅用于容错。

[0165] 里程计速度更新算法:

[0166] 通过里程计脉冲和CAN总线可以测量得到载体的线速度大小 v , 并假设 v 存在尺度因子误差 δK , 则速度更新方程用 (34) 计算。

$$\bar{v}^n = C_b^n \cdot [0 \quad (1 + \delta K) \cdot v \quad 0]^T \quad (34)$$

[0168] 卫导速度更新算法:

[0169] 当历程计失效但GNSS信号正常时, 可以通过式 (35) 的GNSS给出的速度矢量的模代替里程计的观测速度, 然后用式 (36) 将其分解到导航坐标系下, 从而完成速度更新。

$$v_g = \sqrt{v_{E,g}^n{}^2 + v_{N,g}^n{}^2 + v_{U,g}^n{}^2} \quad (35)$$

$$\bar{v}^n = C_b^n \cdot [0 \quad v_g \quad 0]^T \quad (36)$$

[0172] 加速度计进行速度更新算法:

[0173] 当里程计和GNSS都无效时, 只能采用加速度计的积分来更新速度, 其更新方法就是要求解式 (37) 的微分方程。

$$\dot{\bar{v}}^n = C_b^n \cdot \bar{f}^b + \bar{g}^n - (\bar{\omega}_{en}^n + 2\bar{\omega}_{ie}^n) \times \bar{v}^n \quad (37)$$

[0175] 由于车载的动态性很低, 用二阶Runge-kutta法求解上式微分方程, 并对一些过程进行简化, 具体步骤如下:

[0176] 步骤j1: 计算步长:

$$\tau = t_k - t_{k-1} \quad (38)$$

[0178] 步骤j2: 计算 t_{k-1} 时刻的斜率 K_1

$$K_1 = C_{b,k-1}^n \cdot \bar{f}_{k-1}^b + \bar{g}_{k-1}^n - (\bar{\omega}_{en,k-1}^n + 2\bar{\omega}_{ie,k-1}^n) \times \bar{v}_{k-1}^n \quad (39)$$

[0180] 步骤j3:计算 t_k 时刻速度的预报值:

$$[0181] \quad \tilde{\mathbf{v}}_k^n = \bar{\mathbf{v}}_{k-1}^n + \tau \cdot K_1 \quad (40)$$

[0182] 步骤j4:计算 t_k 时刻的斜率 K_2

$$[0183] \quad K_2 = \mathbf{C}_{b,k}^n \cdot \bar{\mathbf{f}}_k^b + \bar{\mathbf{g}}_k^n - \left(\bar{\boldsymbol{\omega}}_{en,k}^n + 2\bar{\boldsymbol{\omega}}_{ie,k}^n \right) \times \tilde{\mathbf{v}}_k^n \quad (41)$$

[0184] 步骤j5:计算 t_k 时刻速度:

$$[0185] \quad \bar{\mathbf{v}}_k^n = \bar{\mathbf{v}}_{k-1}^n + \frac{\tau}{2} (K_1 + K_2) \quad (42)$$

[0186] 位置更新:

$$[0187] \quad L_k = L_{k-1} + \frac{(v_{N,k-1}^n + v_{N,k}^n) \cdot (t_k - t_{k-1})}{2(R_{M,k-1} + h_{k-1})} \quad (43)$$

$$[0188] \quad \lambda_k = \lambda_{k-1} + \frac{(v_{E,k-1}^n + v_{E,k}^n) \cdot (t_k - t_{k-1})}{2(R_{N,k-1} + h_{k-1})} \cdot \sec L_{k-1} \quad (44)$$

$$[0189] \quad h_k = h_{k-1} + \frac{(v_{U,k-1}^n + v_{U,k}^n) \cdot (t_k - t_{k-1})}{2} \quad (45)$$

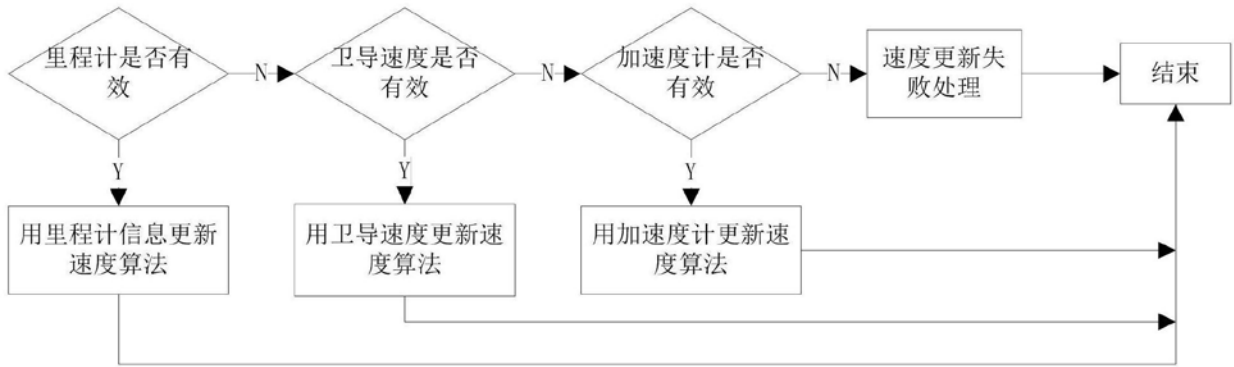


图1

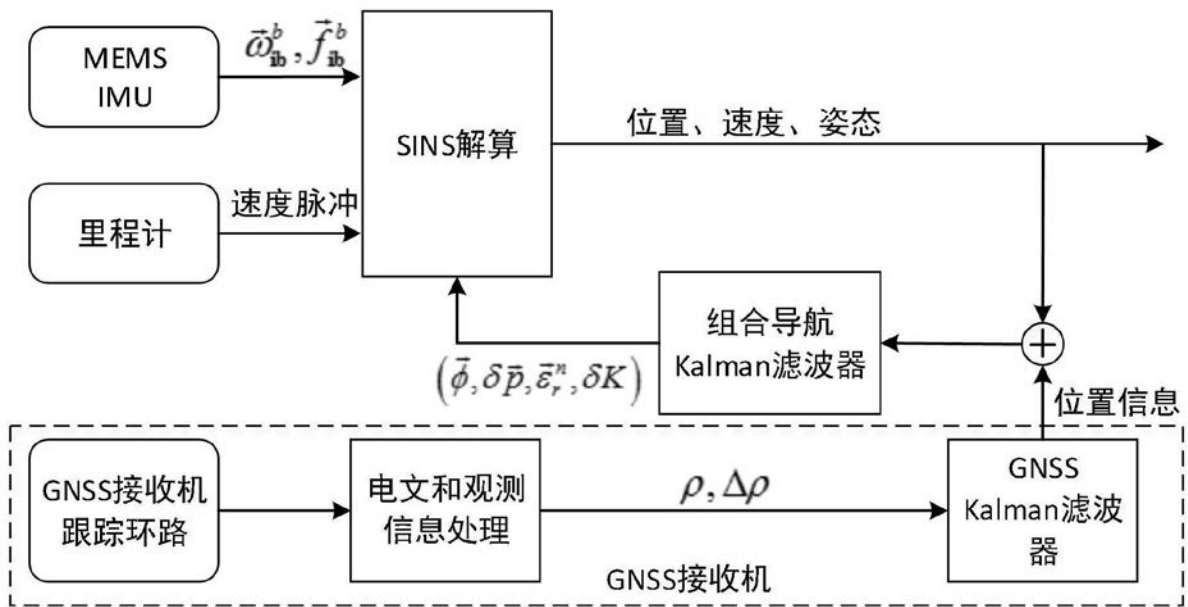


图2