



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 105806339 B

(45)授权公告日 2018.09.25

(21)申请号 201610321377.6

CN 104459747 A,2015.03.25,

(22)申请日 2016.05.14

CN 104931995 A,2015.09.23,

(65)同一申请的已公布的文献号

CN 105068102 A,2015.11.18,

申请公布号 CN 105806339 A

CN 105549057 A,2016.05.04,

(43)申请公布日 2016.07.27

审查员 张茹

(73)专利权人 中卫物联成都科技有限公司

地址 610213 四川省成都市天府新区天府大道南段846号

(72)发明人 谭双福 衡国彬 徐靖然 唐富春 高锋

(51)Int.Cl.

G01C 21/16(2006.01)

G01S 19/47(2010.01)

(56)对比文件

CN 104181572 A,2014.12.03,

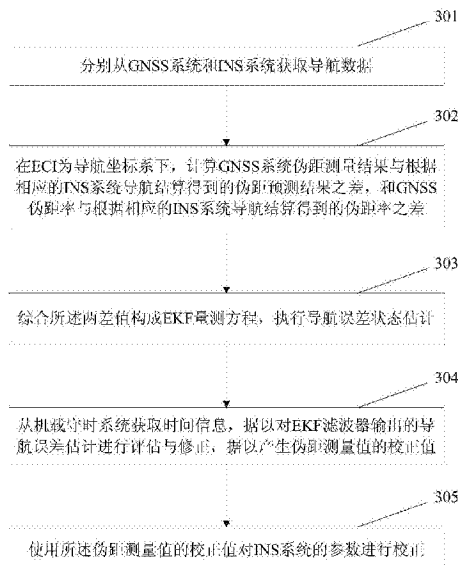
权利要求书4页 说明书15页 附图2页

(54)发明名称

一种基于GNSS、INS和守时系统的组合导航方法和设备

(57)摘要

本发明提供了一种基于GNSS系统、INS系统和守时系统的组合导航方法和设备,该方法包括:分别从GNSS系统和INS系统获取导航数据;在ECI为导航坐标系下,计算GNSS系统伪距测量结果与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距预测结果之差,和GNSS伪距率与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距率之差;综合所述两差值构成EKF量测方程,执行导航误差状态估计;从机载守时系统获取时间信息,据以对EKF滤波器输出的导航误差估计进行评估与修正,据以产生伪距测量值的校正值;使用所述伪距测量值的校正值对INS系统的参数进行校正。该方法能够有效提高机载导航设备的可用性和完好性。



1. 一种基于全球卫星导航系统GNSS、惯性导航系统INS和守时系统的组合导航设备,其特征在于,包括GNSS系统、INS系统、机载守时系统、卡尔曼EKF滤波器、修正电路和反馈电路,其中:

所述EKF滤波器,用于对GNSS系统和INS系统进行紧组合滤波,包括:获取以ECI为导航坐标系下,GNSS系统伪距测量结果与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距预测结果之差,和GNSS伪距率与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距率之差,综合两差值构成EKF量测方程,执行导航误差状态估计;

修正电路,用于从守时系统获取时间信息,据以对EKF滤波器输出的导航误差估计进行评估与修正,据以产生伪距测量值的校正值;

所述反馈电路,用于使用所述伪距测量值的校正值对INS系统的参数进行校正。

2. 如权利要求1的设备,其特征在于,所述EKF滤波器对GNSS系统和INS系统进行紧组合滤波时采用开环形式,包括时间更新过程和量测更新过程,其中:

时间更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} \hat{X}_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{X}_i(k-1) \\ P_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{P}_i(k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

量测更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} K_i(k) &= P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ P_i(k/k) &= (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ \hat{X}_i(k/k) &= \hat{X}_i(k/k-1) + K_i(k)[Z_i(k) - H_i(k/k)\hat{X}_i(k/k-1)] \end{aligned} \right\}$$

其中:

$\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值;

$\hat{X}_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测值;

$K_i(k)$ 表示系统当前时刻滤波增益阵;

$P_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测误差估计协方差阵;

$P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵;

$Q_i(k-1)$ 表示系统状态噪声阵;

$R_i(k)$ 表示量测噪声阵。

3. 如权利要求1的设备,其特征在于,所述EKF滤波器对GNSS系统和INS系统进行紧组合滤波时采用闭环形式,包括时间更新过程、量测更新过程和自适应反馈校正过程,其中:

时间更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} \hat{X}_i(k/k-1) &= 0 \\ P_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{P}_i(k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

量测更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} K_i(k) &= P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ P_i(k/k) &= (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ \hat{X}_i(k/k) &= K_i(k)Z_i(k) \end{aligned} \right\}$$

自适应反馈校正公式为：

$$\hat{X}_{i_mod i}(k/k) = \eta_i X_i(k/k)$$

其中：

$\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值；

$\hat{X}_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测值；

$K_i(k)$ 表示系统当前时刻滤波增益阵；

$P_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测误差估计协方差阵；

$P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵；

$Q_i(k-1)$ 表示系统状态噪声阵；

$R_i(k)$ 表示量测噪声阵。

4. 如权利要求1所述的设备,其特征在于,所述EKF滤波器执行导航误差状态估计时：

$$\text{全局的最优估计值公式为: } \hat{X}_g = P_g \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \hat{X}_i(k/k) \right)$$

$$\text{最优估计方差阵公式为: } P_g = \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \right)^{-1}$$

其中：

$\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值；

$P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵。

5. 如权利要求1所述的设备,其特征在于,所述GNSS系统包括：

GPS导航接收机、GLONASS导航接收机、GALILEO导航接收机和北斗导航接收机中的一种或者多种,用于接收对应的卫星信号；

融合电路,用于将一种或者多种导航接收机接收到的卫星信号进行时空归一化处理,进行数据融合处理后输出作为GNSS系统的输出信号。

6. 如权利要求1所述的设备,其特征在于：

INS系统采用捷联惯性导航SINS系统。

7. 一种基于GNSS、INS和守时系统的组合导航方法,其特征在于,包括：

分别从GNSS系统和INS系统获取导航数据；

在ECI为导航坐标系下,计算GNSS系统伪距测量结果与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距预测结果之差,和GNSS伪距率与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距率之差；

综合两差值构成EKF量测方程,执行导航误差状态估计；

从守时系统获取时间信息,据以对EKF滤波器输出的导航误差估计进行评估与修正,据以产生伪距测量值的校正值；

使用所述伪距测量值的校正值对INS系统的参数进行校正。

8. 如权利要求7所述的方法,其特征在于,采用开环方式进行导航误差状态估计时,还包括时间更新过程和量测更新过程,其中：

时间更新公式为：

$$\left. \begin{aligned} \hat{X}_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{X}_i(k-1) \\ P_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{P}_i(k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

量测更新公式为：

$$\left. \begin{aligned} K_i(k) &= P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ P_i(k/k) &= (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ \hat{X}_i(k/k) &= \hat{X}_i(k/k-1) + K_i(k)[Z_i(k) - H_i(k/k)\hat{X}_i(k/k-1)] \end{aligned} \right\}$$

其中：

$\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值；

$\hat{X}_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测值；

$K_i(k)$ 表示系统当前时刻滤波增益阵；

$P_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测误差估计协方差阵；

$P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵；

$Q_i(k-1)$ 表示系统状态噪声阵；

$R_i(k)$ 表示量测噪声阵。

9. 如权利要求7所述的方法，其特征在于，采用闭环方式进行导航误差状态估计时，还包括时间更新过程、量测更新过程和自适应反馈校正过程，其中：

时间更新公式为：

$$\left. \begin{aligned} \hat{X}_i(k/k-1) &= 0 \\ P_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{P}_i(k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

量测更新公式为：

$$\left. \begin{aligned} K_i(k) &= P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ P_i(k/k) &= (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ \hat{X}_i(k/k) &= K_i(k)Z_i(k) \end{aligned} \right\}$$

自适应反馈校正公式为：

$$\hat{X}_{i_mod i}(k/k) = \eta_i \hat{X}_i(k/k)$$

其中：

$\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值；

$\hat{X}_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测值；

$K_i(k)$ 表示系统当前时刻滤波增益阵；

$P_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测误差估计协方差阵；

$P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵；

$Q_i(k-1)$ 表示系统状态噪声阵；

$R_i(k)$ 表示量测噪声阵。

10. 如权利要求7所述的方法，其特征在于，进行导航误差状态估计时：

全局的最优估计值公式为：
$$\hat{X}_g = P_g \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \hat{X}_i(k/k) \right)$$

最优估计方差阵公式为：
$$P_g = \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \right)^{-1}$$

其中：

$\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值；

$P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵。

一种基于GNSS、INS和守时系统的组合导航方法和设备

技术领域

[0001] 本发明属于导航技术领域,尤其涉及一种组合导航方法和设备。

背景技术

[0002] 随着技术及其应用的推广,全球卫星导航系统(GNSS)接收机已经成为机载电子装备中核心部件之一。GNSS接收机的性能一般通过精度、完好性、连续性和可用性等四个方面来进行评估。其中完好性主要是对接收机在应用的安全性方面的要求,因此在对安全要求较高的应用中,完好性是必须要解决的关键问题。

[0003] 完好性一般定义为:完好性是一种概率,在特定时期、系统覆盖区域内的任一点,位置误差不超出告警门限(Alarm Limit),不给用户在告警时限(Time To Alarm)内发出告警信息的概率。

[0004] 完好性问题对于航空来说是关系重大的,因为用户正以高速航行,如果不能及时的检测并排除故障卫星的话,飞机就很可能偏离航路。随着机载系统对安全性能要求的日益提高,飞机上的导航系统也呈现多信息化、智能化、集成化的发展趋势。精确性与安全可靠成为机载导航系统的重要特点。而精确定位定姿、故障检测隔离,已成为机载导航领域的重要学科技术之一,越来越受到人们的重视,近几年来得到了迅猛的发展。

[0005] GNSS虽然有传统陆基无线电导航系统无法比拟的全球覆盖、高精度等性能,但目前在飞行器导航领域并没有得到普遍应用。不考虑政治方面的影响,从技术而言,精度、完好性、连续性及可用性四个方面都没有可满足所有飞行阶段的需求。从完好性方面看,GNSS系统本身能进行一定程度的完好性监测,但告警时间太长,通常需几个小时。从连续性和可用性方面看,GPS虽然能保证所有地区能有4颗以上可视卫星,但卫星几何结构仍然存在较差情况,如果加上完好性要求,其可用性会更差。

[0006] GNSS接收机进行完好性监测采用RAIM算法,其基本原理是利用卫星测量的冗余观测信息对接收机导航定位结果进行超差判定,因此单纯卫星导航接收机完好性能受接收机跟踪锁定卫星数量、卫星几何分布及告警门限制约,具体如下:

[0007] (1)GNSS接收机完好性受限于可见卫星数

[0008] GNSS接收机通过基带处理单元可以输出接收机相对卫星的伪距,忽略噪声后,伪距是接收机三维位置和接收机钟差的函数,因此在进行三维导航时至少需要接收机跟踪4颗卫星才能解算出正确的接收机位置和钟差信息。假设只有一颗卫星出现故障,当观测到5颗卫星时,可以利用伪距间的冗余信息检测出对于当前飞行阶段,GNSS接收机存在不可接受的定位误差,但是由于没有其它信息,此时虽然可以给出超差告警,但不能锁定是哪颗卫星出现了故障;只有在同时观测到6颗以上卫星时才能确定出是哪颗卫星出现了故障。

[0009] (2)GNSS接收机完好性受限于卫星几何分布

[0010] GNSS接收机完好性能除和可见卫星数有关外,还和可见卫星的几何分布密切相关。通常在跟踪4颗以上卫星的条件下,当卫星与接收机之间构成的多面体体积最大时定位性能最佳,这时卫星星座的精度因子(DOP)最小。卫星几何分布越理想,接收机定位结果估

计越准确,就越不容易超差,同时对故障卫星的监测能力也越高。因此GNSS卫星几何分布对接收机完好性有重要影响。

[0011] (3) GNSS接收机完好性受限于应用精度要求

[0012] GNSS接收机完好性是衡量接收机定位结果超差时的告警能力,因此完好性与告警门限密切相关,而告警门限的设定取决于实际的应用精度需求。

[0013] 飞行器不同飞行阶段对GNSS导航的完好性能要求不同,随着GNSS导航在飞机精密进近阶段的应用研究,GNSS导航系统的精度和完好性能要求越来越高。

[0014] 在精密进近阶段,尤其在3类精密进近阶段,对机载GNSS系统的完好性要求较高。考虑到卫星导航的体制局限性,单凭GNSS接收机算法优化很难满足要求。

发明内容

[0015] 有鉴于此,本发明的一个目的是提供一种基于GNSS、INS和守时系统的组合导航方法和设备,由外部增强信息和辅助信息为GNSS导航系统提供更精确的测量信息和冗余测量信息,从而提高机载导航设备的可用性和完好性。为了对披露的实施例的一些方面有一个基本的理解,下面给出了简单的概括。该概括部分不是泛泛评述,也不是要确定关键/重要组成元素或描绘这些实施例的保护范围。其唯一目的是用简单的形式呈现一些概念,以此作为后面的详细说明书的序言。

[0016] 本发明提供了一种基于全球卫星导航系统(GNSS)、惯性导航系统(INS)和守时系统的组合导航设备,包括GNSS系统、INS系统、机载守时系统、卡尔曼EKF滤波器、修正电路和反馈电路,其中:

[0017] 所述EKF滤波器,用于对GNSS系统和INS系统进行紧组合滤波,包括:获取以ECI为导航坐标系下,GNSS系统伪距测量结果与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距预测结果之差,和GNSS伪距率与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距率之差,综合所述两差值构成EKF量测方程,执行导航误差状态估计;

[0018] 修正电路,用于从机载守时系统获取时间信息,据以对EKF滤波器输出的导航误差估计进行评估与修正,据以产生伪距测量值的校正值;

[0019] 所述反馈电路,用于使用所述伪距测量值的校正值对INS系统的参数进行校正。

[0020] 较佳地,所述EKF滤波器对GNSS系统和INS系统进行紧组合滤波时采用开环形式,包括时间更新过程和量测更新过程,其中:

[0021] 时间更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} \hat{X}_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{X}_i(k-1) \\ P_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{P}_i(k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

[0023] 量测更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} K_i(k) &= P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ P_i(k/k) &= (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ \hat{X}_i(k/k) &= \hat{X}_i(k/k-1) + K_i(k)[Z_i(k) - H_i(k/k)\hat{X}_i(k/k-1)] \end{aligned} \right\}$$

[0025] 其中:

[0026] $\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值;

[0027] $\hat{X}_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测值；

[0028] $K_i(k)$ 表示系统当前时刻滤波增益阵；

[0029] $P_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测误差估计协方差阵；

[0030] $P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵；

[0031] $Q_i(k-1)$ 表示系统状态噪声阵；

[0032] $R_i(k)$ 表示量测噪声阵。

[0033] 较佳地,所述EKF滤波器对GNSS系统和INS系统进行紧组合滤波时采用闭环形式,包括时间更新过程、量测更新过程和自适应反馈校正过程,其中:

[0034] 时间更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} [0035] \quad & \hat{X}_i(k/k-1) = \Phi_i(k/k-1)\hat{X}_i(k-1/k-1) \\ & P_i(k/k-1) = \Phi_i(k/k-1)P_i(k-1/k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

[0036] 量测更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} [0037] \quad & K_i(k) = P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ & P_i(k/k) = (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ & \hat{X}_i(k/k) = K_i(k)Z_i(k) \end{aligned} \right\}$$

[0038] 自适应反馈校正公式为:

$$[0039] \quad \hat{X}_{i_mod i}(k/k) = \eta_i \hat{X}_i(k/k)$$

[0040] 其中:

[0041] $\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值;

[0042] $\hat{X}_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测值;

[0043] $K_i(k)$ 表示系统当前时刻滤波增益阵;

[0044] $P_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测误差估计协方差阵;

[0045] $P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵;

[0046] $Q_i(k-1)$ 表示系统状态噪声阵;

[0047] $R_i(k)$ 表示量测噪声阵。

[0048] 较佳地,所述EKF滤波器执行导航误差状态估计时:

$$[0049] \quad \text{全局的最优估计值公式为: } \hat{X}_g = P_g \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \hat{X}_i(k/k) \right)$$

$$[0050] \quad \text{最优估计方差阵公式为: } P_g = \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \right)^{-1}$$

[0051] 其中:

[0052] $\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值;

[0053] $P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵。

[0054] 较佳地,所述GNSS系统包括:

[0055] GPS导航接收机、GLONASS导航接收机、GALILEO导航接收机和北斗导航接收机中的一种或者多种,用于接收对应的卫星信号;

[0056] 融合电路,用于将一种或者多种导航接收机接收到的卫星信号进行时空归一化处理,进行数据融合处理后输出作为GNSS系统的输出信号。

[0057] 较佳地,INS系统采用捷联惯性导航SINS系统。

[0058] 本发明还提供了一种基于GNSS、INS和守时系统的组合导航方法,包括:

[0059] 在ECI为导航坐标系下,计算GNSS系统伪距测量结果与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距预测结果之差,和GNSS伪距率与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距率之差;

[0060] 综合所述两差值构成EKF量测方程,执行导航误差状态估计;

[0061] 从机载守时系统获取时间信息,据以对EKF滤波器输出的导航误差估计进行评估与修正,据以产生伪距测量值的校正值;

[0062] 使用所述伪距测量值的校正值对INS系统的参数进行校正。

[0063] 较佳地,采用开环方式进行导航误差状态估计时,还包括时间更新过程和量测更新过程,其中:

[0064] 时间更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} \hat{X}_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{X}_i(k-1) \\ P_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{P}_i(k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

[0066] 量测更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} K_i(k) &= P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ P_i(k/k) &= (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ \hat{X}_i(k/k) &= \hat{X}_i(k/k-1) + K_i(k)[Z_i(k) - H_i(k/k)\hat{X}_i(k/k-1)] \end{aligned} \right\}$$

[0068] 其中:

[0069] $\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值;

[0070] $\hat{X}_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测值;

[0071] $K_i(k)$ 表示系统当前时刻滤波增益阵;

[0072] $P_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测误差估计协方差阵;

[0073] $P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵;

[0074] $Q_i(k-1)$ 表示系统状态噪声阵;

[0075] $R_i(k)$ 表示量测噪声阵。

[0076] 较佳地,采用闭环方式进行导航误差状态估计时,还包括时间更新过程、量测更新过程和自适应反馈校正过程,其中:

[0077] 时间更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} \hat{X}_i(k/k-1) &= 0 \\ P_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{P}_i(k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

[0079] 量测更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} & K_i(k) = P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ [0080] \quad & P_i(k/k) = (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ & \hat{X}_i(k/k) = K_i(k)Z_i(k) \end{aligned} \right\}$$

[0081] 自适应反馈校正公式为：

$$[0082] \quad \hat{X}_{i_mod i}(k/k) = \eta_i X_i(k/k)$$

[0083] 其中：

[0084] $\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值；

[0085] $\hat{X}_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测值；

[0086] $K_i(k)$ 表示系统当前时刻滤波增益阵；

[0087] $P_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测误差估计协方差阵；

[0088] $P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵；

[0089] $Q_i(k-1)$ 表示系统状态噪声阵；

[0090] $R_i(k)$ 表示量测噪声阵。

[0091] 较佳地，进行导航误差状态估计时：

$$[0092] \quad \text{全局的最优估计值公式为：} \hat{X}_g = P_g \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \hat{X}_i(k/k) \right)$$

$$[0093] \quad \text{最优估计方差阵公式为：} P_g = \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \right)^{-1}$$

[0094] 其中：

[0095] $\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值；

[0096] $P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵。

[0097] 为了上述以及相关的目的，一个或多个实施例包括后面将详细说明并在权利要求中特别指出的特征。下面的说明以及附图详细说明某些示例性方面，并且其指示的仅仅是各个实施例的原则可以利用的各种方式中的一些方式。其它的益处和新颖性特征将随着下面的详细说明结合附图考虑而变得明显，所公开的实施例是要包括所有这些方面以及它们的等同。

附图说明

[0098] 图1是本发明实施例一种组合导航设备结构图；

[0099] 图2是本发明实施例组合导航设备中GNSS系统与SINS系统融合结构图；

[0100] 图3是采用本发明实施例组合导航设备的组合导航方法流程图。

具体实施方式

[0101] 以下描述和附图充分地示出本发明的具体实施方案，以使本领域的技术人员能够实践它们。其他实施方案可以包括结构的、逻辑的、电气的、过程的以及其他的改变。实施例仅代表可能的变化。除非明确要求，否则单独的组件和功能是可选的，并且操作的顺序可以变化。一些实施方案的部分和特征可以被包括在或替换其他实施方案的部分和特征。本发

明的实施方案的范围包括权利要求书的整个范围,以及权利要求书的所有可获得的等同物。在本文中,本发明的这些实施方案可以被单独地或总地用术语“发明”来表示,这仅仅是为了方便,并且如果事实上公开了超过一个的发明,不是要自动地限制该应用的范围为任何单个发明或发明构思。

[0102] 申请人注意到,在飞行器运行过程中,各种传感器都在时刻探测着飞行器自身和外界信息,由于这些信息本身之间是飞行器所处环境的映射,因此其具有很强的关联性,这种关联性反映到数据之上就代表着其数据之间具有互补、冗余特性。利用数据之间的互补性来提升探测系统性能是数据融合的核心目的。

[0103] 因此,申请人在本申请中提出利用外部增强系统和传感器辅助信息提高卫星导航接收机输出导航信息完好性能。由外部增强信息和辅助信息为GNSS导航系统提供更精确的测量信息和冗余测量信息,从而提高机载导航设备的可用性和完好性。

[0104] 申请人通过深入分析导航系统的数据来源和关联性,选择全球卫星导航系统(简称GNSS)和惯性导航系统(简称INS)进行融合,并选择机载守时系统在融合过程提供精确的时间信息,从而能够大大提高机载导航设备的可用性和完好性

[0105] 下面将对本发明所选择的多源信息进行分析:

[0106] (1) 可利用惯性辅助提升机载完好性

[0107] 惯性导航具有不受电磁干扰、独立自主输出载体导航信息和姿态信息的能力,其缺点是定位误差受初始对准精度影响较大,且误差随时间有积累。将惯导与卫星导航进行组合,可以利用卫星导航测量信息没有误差积累的优点对惯导误差进行修正,同时当采用紧组合方式时,短时间内可以在卫星数低于4颗情况下进行精确导航。惯导独立输出的定位结果给卫星导航提供了多种冗余信息,合理利用这些冗余信息不仅可以提高卫星导航定位精度,还可以对卫星测量伪距精度进行有效评估,从而可以提高机载卫星导航接收机的完好性。

[0108] 当前卫星导航完好性大都是基于单颗卫星故障进行研究的,故障卫星越多需要的冗余信息越多,而惯导提供的冗余信息为多颗卫星故障监测提供了理想的解决途径。

[0109] (2) 星基辅助提升机载完好性:

[0110] 现有的四大GNSS系统分别是:我国正在建设的北斗第二代导航系统、美国的GPS系统、俄罗斯GLONASS系统和欧洲的GALILEO系统。随着全球卫星导航卫星系统的建设,可见卫星数目逐渐增多,同一历元时刻可见星从单GPS的10颗左右上升到近40颗。

[0111] 星基辅助主要是指利用如GPS、GLONASS、GALILEO等的其它卫星导航系统及伪卫星系统来改善北斗系统星座分布、提供冗余测量信息从而可以增强机载北斗接收机的完好性能。

[0112] 单星座导航系统由于卫星数目有限或是某些恶劣环境中信号受到严重干扰等问题,提供的卫星定位服务的精度、可靠性、安全性和可用性无法得到保障。同时,各个卫星导航系统单独工作时可能存在难以覆盖的空白带,而且用户在使用过程中会受到主控国的限制。

[0113] 由于例如GPS、GLONASS、GALILEO和北斗等这几种星基导航系统在系统构置、导航定位机理、工作频段、调制方式、信号和星历数据结构等在方面是基本相同和近似的,都以发射扩频测距码、测量卫星与用户之间的伪距来完成导航定位,所以就存在利用一部用户

设备同时接收这四种卫星信号的可能性。如果能将多个系统组合使用,由于可用卫星数目增多,不仅能填补单一系统存在的覆盖空白问题,而且可使系统精度显著提高。

[0114] 所谓星基组合定位,就是用一台接收机或者多个接收机同时接收和测量多个GNSS系统的卫星信号,然后进行数据融合处理。例如,目前可此采用GPS/GLONASS/GALILEO/北斗组合定位,就是用一台接收机或者多个接收机同时接收和测量GPS、GLONASS、GALILEO和北斗四种卫星信号,然后进行数据融合处理。从而实现在世界上任何地方、任何时间精确测出三维位置、三维速度、时间和姿态参数,为用户提供仅用单一卫星系统定位无法获得的性能。它将提高系统完善性、可靠性、定位精度以及导航连续性。

[0115] 对于多星融合实现组合导航,需要进行如下设计:

[0116] 1、共有接收射频资源设计:由于各GNSS系统,例如GPS/GLONASS/GALILEO/北斗之间的载波频率和码率上是不同的,需要设计一个能同时得到各GNSS系统的本振频率和钟频频率的频率综合器。

[0117] 2、时空归一化处理:由于各GNSS系统,例如GPS/GLONASS/GALILEO/北斗系统的坐标系是不一致的,所以需要实现多星座系统的坐标系统一计算。同时上述四个系统的时间尺度也是不一致的,这也需要系统进行时间对准处理。而且在上述处理过程中不要将单一系统误差传递到最终的组合系统上来。

[0118] 利用多卫星定位系统进行导航定位都是要基于一定的卫星几何分布,也就是首先需要知道卫星的空间位置,判断可用于导航定位的可见卫星数目和分布情况,再根据可见卫星的伪距或者载波相位等相关方法来求解用户位置。

[0119] 卫星导航定位,是以卫星和用户接收机天线之间的距离观测量为基准,根据已知的卫星瞬时坐标,来确定用户接收机天线的位置。卫星导航定位方法的实质是以星地空间距离为半径的三球交汇,因此,在一个观测站上,只需要3个独立距离观测量。

[0120] 但是,由于各GNSS系统采用的都是单程测距原理,卫星钟与用户接收机时钟之间难以保持严格同步,受卫星钟和接收机时钟同步差的共同影响,实际上观测量不是观测站到卫星之间的真实距离,而是含有误差的伪距。当然,卫星钟差是可以通过卫星导航电文中所提供的相应钟差参数加以修正的,而接收机的钟差,由于精度低、随机性强,难以预先准确测定。所以,可将接收机的钟差作为一个未知参数与观测站坐标在数据处理中一并解出。因此,在一个观测站上,为了实时求解4个未知参数(3个用户坐标 x 、 y 、 z 和一个接收机时钟误差 δt),至少需要同步观测4颗卫星。

[0121] 在多星座组合导航定位中,需要同时接收多个卫星星座的导航电文信息,而由于各系统之间存在时间偏差,以及坐标系不同,而且接收机对不同系统信号的时延也不同,所以在多星座组合导航中需要考虑时空统一问题,进而进行组合导航解算。

[0122] 根据各个卫星星座仿真器输出的可见卫星的位置,给定用户初始近似位置信息,获得伪距观测量,按照上述介绍的多星座组合导航定位方法,进而可以求解含有定位误差的用户位置,实现多星座组合导航定位。

[0123] 在我国不同纬度地区,GPS和GLONASS卫星导航系统的可见卫星数目分布在5~8颗,而GALILEO系统分布在8~11颗。因此,与GPS和GLONASS卫星导航系统相比,GALILEO系统具有一定的优势,相同环境下能观测到更多的可见卫星。与单星座系统相比,组合系统的可见卫星数目能增加几倍,在任何时段任何地点都能观测到18颗及以上的导航卫星,这样将

有利于组成更好的卫星几何分布,在任何时段都能满足定位要求,提高定位精度。

[0124] (3) 机载守时设备辅助机载完好性

[0125] 机载守时系统可实现对机载系统提供高精度的时钟信号,利用机载守时系统结合GNSS实现对接收机与GNSS信号偏差的计算,避免了对时间偏差的估计,这样就可以采用三个卫星信号完成定位解算。如果卫星信号增加,则利用机载守时系统将实现对故障信号的检测与隔离修正,从而提高系统的完好性。

[0126] 本发明通过将飞行器所携带的GNSS导航系统、INS导航系统和机载守时系统等来形成组合导航系统,用以完成对GNSS导航系统的信号缺失补偿、提高对卫星信号的捕获和跟踪精度和提高系统抗干扰性,从而达到最终提高组合导航精度的目标。

[0127] 多源信息虽然具有互补性,但是其时空属性如采样率、数据形式、向融合中心报告的时间、对环境的描述、空间测量偏差等往往不一致,在进行信息融合之前需要完成对信息的时空对准,即将信息转换为相同的形式、相同的参照、相同的描述之后,才能完成信息融合处理。

[0128] 时间配准指的是将各传感器时间同步到统一基准时标下,并将不同步的量测信息配准到同一融合时刻。时间系统是复杂的系统,现行的时间系统主要有恒星时 (sidereal time, ST)、世界时 (universal time, UT)、历书时 (ephemeris time, ET)、国际原子时 (international atomic time, TAI)、协调世界时 (coordinate universal time, UTC)、地球动力学时 (terrestrial dynamic time, TDT) 和质心动力学时 (barycenter dynamic time, TDB)。导航系统的时间同步采用UTC作为基准。

[0129] 在组合导航系统中,时间误差主要来自于三个方面:

[0130] 1、各传感器时间基准之间的误差,由于各传感器时钟精度不同形成的时间偏差,这部分误差目前通常通过时间统一装置进行补偿,补偿后误差较小。

[0131] 2、各传感器开机时刻和采样周期是不一致的,它们向融合中心报告的时刻往往也是不相同的,造成了不同步误差。

[0132] 3、各传感器量测信息和时间基准统一信号都会在通信中有延时,而且由于数据传输的复杂性,即使是同一网络,通信延迟时间也不同,仍会造成时间不同步。

[0133] 为分析时间误差对导航系统造成的影响,以INS和GPS组合系统为例进行理论分析。首先考虑时间误差对速度的影响,根据速度误差方程:

$$[0134] \quad \delta \dot{V} = (I - C_n^b) f + \nabla$$

[0135] 其中, f 是比力, ∇ 是加速度计误差, C_n^b 是方向余弦矩阵。在姿态角为小量时,

$$[0136] \quad [\phi] = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_U & \phi_N \\ \phi_U & 0 & \phi_E \\ -\phi_N & -\phi_E & 0 \end{bmatrix}$$

[0137] 于是可得:

$$[0138] \quad \delta \dot{V} = -[\phi] f + \nabla$$

[0139] 又有姿态误差方程为:

$$[0140] \quad \dot{\phi} = [\phi] \omega_{ib} + \varepsilon$$

[0141] 其中, $\omega_{ib} = \left[-\frac{V_N}{R_M} \omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N} \omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R_N} \right]^T$ 。

[0142] 使用间接法建立观测方程,速度观测量应为:

[0143]
$$\begin{aligned} Z_V(t) &= V_{INS} - V_{GPS} = [V(t)\delta V] - [V(t-\Delta t) + v] \\ &= V(t) + \delta V - V(t) + \dot{V}(t)\Delta t - v = \delta V - \dot{V}(t)\Delta t - v \end{aligned}$$

[0144] 当 $\dot{V}(t) = 0$ 时,即载体静止或匀速直线运动时,观测方程不受时间误差的影响。

[0145] 当 $\dot{V}(t) \neq 0$ 时,忽略高度通道,得简化的速度状态:

[0146]
$$\delta \dot{V} = \begin{bmatrix} \delta \dot{V}_E \\ \delta \dot{V}_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ g \end{bmatrix} \phi_E + \begin{bmatrix} -g \\ 0 \end{bmatrix} \phi_N + \begin{bmatrix} f_N \\ -f_E \end{bmatrix} \phi_U + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \Delta a_E + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \Delta a_N$$

[0147] 考虑两种代表性运动,直线加速运动和圆周运动。

[0148] 当载体直线加速运动时,速度状态变为:

[0149]
$$\delta \dot{V} = \begin{bmatrix} \delta \dot{V}_E \\ \delta \dot{V}_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ g \end{bmatrix} \phi_E + \begin{bmatrix} -g \\ 0 \end{bmatrix} \phi_N + V \begin{bmatrix} \cos K \\ \sin K \end{bmatrix} \phi_U + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \Delta a_E + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \Delta a_N$$

[0150] 其滤波稳态 $\hat{X} = E(X) = const$ 时,有:

[0151]
$$\delta \dot{V} = \ddot{V} \Delta t$$

[0152] 由上面两式知,直线加速运动时,时间误差将对速度估计造成影响,由于时间误差本身是小量,在加速度变化不大时,其影响不大。

[0153] 当载体圆周运动时,速度状态变为:

[0154]
$$\delta \dot{V} = \begin{bmatrix} \delta \dot{V}_E \\ \delta \dot{V}_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ g \end{bmatrix} \phi_E + \begin{bmatrix} -g \\ 0 \end{bmatrix} \phi_N + V \omega \begin{bmatrix} \cos K \\ \sin K \end{bmatrix} \phi_U + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \Delta a_E + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \Delta a_N$$

[0155] 其滤波稳态时,有:

[0156]
$$\delta \dot{V} = V \omega^2 \begin{bmatrix} \cos K \\ \sin K \end{bmatrix} \Delta t$$

[0157] 此时,时间误差与方位角具有信息的一致特征性,滤波时,会把时间误差归因于方位角,从而直接造成方位角估计错误,给速度估计带来较大的误差。

[0158] 综上,时间误差对速度的影响主要原因是载体的牵连加速度,当载体机动时,时间误差会对速度估计造成影响。

[0159] 然后分析时间误差对位置的影响,考虑到速度与位置的积分关系,因此可以简化分析过程。

[0160] 位置误差的表达式为:

[0161]
$$\delta \dot{L} = \frac{\delta V_N}{R_M}$$

[0162]
$$\delta \dot{\lambda} = \frac{\delta V_E}{R_N} \sec L + \frac{V_E}{R_N} \sec L \tan L \delta L$$

[0163] 位置观测量为:

$$\begin{aligned}
Z_p(t) &= P_{INS} - P_{GPS} = P(0) + \int (V + \delta V) dt + \iint a(t + \Delta t) dt dt - P(t + \Delta t) - \bar{\omega} \\
[0164] \quad &= P(0) + \int V dt + \int \delta V dt + \iint a(t) dt dt + \iint \dot{a}(t) \Delta t dt dt - P(t) + P(\Delta t) - \bar{\omega} \\
&= Z_p(t) + \int \delta V dt + \iint \dot{a}(t) \Delta t dt dt + P(\Delta t)
\end{aligned}$$

[0165] 其中, $\bar{\omega}$ 是时间差在位置观测上造成的外观测误差, $P(\Delta t)$ 可视为直接对位置估计造成影响的时间误差如起始时刻误差等。由 $\iint \dot{a}(t) \Delta t dt dt$ 可知, 当载体加速度变化时 (包括线速度和角速度), 会产生速度观测量的直接误差。由速度造成的误差分量会直接积分到位置中, 因此可知时间误差在组合导航系统中的作用不容轻易忽视。

[0166] 空间配准不仅包括传感器的坐标系统一, 即将各传感器坐标系中的信息变换到统一的导航坐标系中; 而且包括校正各传感器因空间位置所造成的相对偏差。空间配准有两个配准任务: 坐标系统一和传感器空间偏差校正。

[0167] 空间误差来源主要有:

[0168] 1 不同坐标系体系存在定位偏差;

[0169] 2 各导航传感器参考坐标系不一;

[0170] 3 传感器测量单元或天线处于不同位置所造成的空间测量偏差;

[0171] 4 受载体扭曲形变影响造成的空间测量偏差。

[0172] 考虑到各种信息其时空属性如采样率、数据形式、向融合中心报告的时间、对环境的描述、空间测量偏差等因素, 本发明提供一种组合导航设备, 如图1所示, 包括全球卫星导航系统 (GNSS) 101、惯性导航系统 (INS) 102、机载守时系统103、卡尔曼 (EKF) 滤波器104、修正电路105和反馈电路106, 其中:

[0173] 所述EKF滤波器104, 用于对GNSS系统101和INS系统102进行紧组合滤波, 包括: 获取以ECI为导航坐标系下, GNSS系统101伪距测量结果与根据相应的INS系统102导航解算得到的伪距预测结果之差, 和GNSS101伪距率与根据相应的INS系统102导航结算得到的伪距率之差, 综合所述两差值构成EKF量测方程, 执行导航误差状态估计;

[0174] 修正电路105, 用于从机载守时系统103获取时间信息, 据以对EKF滤波器104输出的导航误差估计进行评估与修正, 据以产生伪距测量值的校正值;

[0175] 所述反馈电路106, 用于使用所述伪距测量值的校正值对INS系统102的参数进行校正。

[0176] 在一具体实施例中, GNSS系统与INS系统采用线性卡尔曼滤波器进行融合, 如图2所示。系统的状态方程为纯捷联惯性导航系统的误差方程。结合捷联惯性导航系统的基本导航参数误差方程以及惯性仪表的误差方程, 可以获得惯性/卫星组合导航系统的状态方程为:

$$[0177] \quad X(t) = F(t) X(t) + G(t) W(t)$$

[0178] 式中 $F(t)$ 表示惯性/卫星组合导航系统状态方程的一步状态转移矩阵; $G(t)$ 表示惯性/卫星组合导航系统状态方程的系统白噪声误差矩阵; $W(t)$ 为惯性/卫星组合导航系统状态方程的系统误差白噪声矢量, 系统状态矢量定义为:

$$[0179] \quad X = [\phi_e, \phi_n, \phi_u, \delta v_e, \delta v_n, \delta v_u, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z]^T$$

[0180] 式中 ϕ_e, ϕ_n, ϕ_u 表示三个惯性导航平台误差角; $\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u$ 表示三个速度误差; δ

$L, \delta\lambda, \delta h$ 表示三个位置误差; $\varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}$ 表示陀螺三个常值漂移误差和三个一阶马尔可夫漂移误差; $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 表示加速度计三个一阶马尔可夫漂移误差。

[0181] 组合导航系统的白噪声矢量为:

$$[0182] \quad W = [\omega_{gx}, \omega_{gy}, \omega_{gz}, \omega_{rx}, \omega_{ry}, \omega_{rz}, \omega_{ax}, \omega_{ay}, \omega_{az}]^T$$

[0183] 对应于白噪声矢量,白噪声方差矩阵 $Q(t)$ 为:

$$[0184] \quad \text{diag} \left[\sigma_{gx}^2, \sigma_{gy}^2, \sigma_{gz}^2, \frac{2\sigma_{rx}^2}{T_{rx}}, \frac{2\sigma_{ry}^2}{T_{ry}}, \frac{2\sigma_{rz}^2}{T_{rz}}, \frac{2\sigma_{ax}^2}{T_{ax}}, \frac{2\sigma_{ay}^2}{T_{ay}}, \frac{2\sigma_{az}^2}{T_{az}} \right]$$

[0185] 组合导航系统噪声系数矩阵为:

$$[0186] \quad G(t) = \begin{pmatrix} -C_b^n & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{pmatrix}$$

[0187] 组合导航系统的状态转移矩阵为:

$$[0188] \quad A(t) = \begin{pmatrix} (A_{INS})_{9 \times 9} & (A_{sg})_{9 \times 3} \\ 0_{9 \times 9} & (A_{IMU})_{9 \times 3} \end{pmatrix}$$

[0189] 上式中,

$$[0190] \quad A_{IMU} = \text{diag} \left[0 \quad 0 \quad 0 \quad -\frac{1}{T_{rx}} \quad -\frac{1}{T_{ry}} \quad -\frac{1}{T_{rz}} \quad -\frac{1}{T_{ax}} \quad -\frac{1}{T_{ay}} \quad -\frac{1}{T_{az}} \right]$$

$$[0191] \quad A_{sg} = \begin{pmatrix} -C_b^n & -C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_b^n \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{pmatrix}$$

[0192] A_{INS} 对应9个基本导航参数的系统阵,由惯性导航系统的导航参数基本误差方程决定,其具体形式如下:

$$[0193] \quad \begin{cases} A(1,2) = -w_{ie} \sin L - v_{et} g L / R_e \\ A(1,3) = v_n / R_n \\ A(1,5) = 1 / R_e \\ A(1,7) = -w_{ie} \sin L \end{cases} \quad \begin{cases} A(3,1) = v_n / R_n \\ A(3,2) = -w_{ie} \cos L - v_e / R_e \\ A(3,5) = t g L / R_e \\ A(3,7) = -w_{ie} \cos L - v_e / R_e \cos^2 L \end{cases}$$

$$[0194] \quad \begin{cases} A(4,2) = -f_d \\ A(4,3) = f_e \\ A(4,4) = v_d / R_n \\ A(4,5) = -2(w_{ie} \sin L + v_{et} g L / R_e) \\ A(4,6) = v_n / R_n \\ A(4,7) = -(2w_{ie} \cos L + v_e R_e / \cos^2 L) v_e \end{cases} \quad \begin{cases} A(2,1) = w_{ie} \sin L + v_{et} g L / R_e \\ A(2,3) = w_{ie} \cos L + v_e / R_e \\ A(2,4) = -1 / R_n \end{cases}$$

$$\begin{aligned}
[0195] \quad & \left\{ \begin{aligned} A(5,1) &= f_d \\ A(5,3) &= f_e \\ A(5,4) &= 2w_{ie} \sin L + v_{et}gL / R_e \\ A(5,5) &= (v_{nt}gL + v_d) / R_e \\ A(5,6) &= 2w_{ie} \cos L + v_e / R_e \\ A(5,7) &= 2w_{ie}(v_n \cos L - v_d \sin L) + v_n v_e / R_e \cos^2 L \end{aligned} \right. \\
[0196] \quad & \left\{ \begin{aligned} A(6,1) &= -f_e & A(7,4) &= 1 / R_n \\ A(6,2) &= f_n & & \\ A(6,4) &= -2v_n / R_n & \left\{ \begin{aligned} A(8,5) &= 1 / (R_n \cos L) \\ A(8,7) &= v_{et}gL / (R_e \cos L) \end{aligned} \right. \\ A(6,5) &= -2(w_{ie} \cos L + v_e / R_e) & & \\ A(6,7) &= 2w_{ie}v_e \sin L & & \\ A(6,9) &= -2g / R & A(9,6) &= -1 \end{aligned} \right.
\end{aligned}$$

[0197] 量测方程中的量测信息由惯性导航系统输出的三维速度、三维位置分别与卫星输出的三维速度、三维位置的差值构成,如下式所示,其中 R_n 和 R_e 为参考椭球子午圈和卯酉圈上各点的曲率半径。

$$[0198] \quad Z_{GPS}(t) = \begin{bmatrix} v_{nINS} - v_{nGPS} \\ v_{eINS} - v_{eGPS} \\ v_{dINS} - v_{dGPS} \\ (L_{INS} - L_{GPS})R_n \\ (\lambda_{INS} - \lambda_{GPS})R_e \cos L \\ h_{INS} - h_{GPS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta v_n + M_{nGPS} \\ \delta v_e + M_{eGPS} \\ \delta v_d + M_{dGPS} \\ R_n \delta L + N_{nGPS} \\ R_e \cos L \delta \lambda + N_{eGPS} \\ \delta h + N_{hGPS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_v(t) \\ H_p(t) \end{bmatrix} X(t) + N_{GPS}(t)$$

[0199] 上式中:

$$[0200] \quad H_v(t)_{3 \times 18} = [0_{3 \times 3} \text{diag}[1 \ 1 \ 1] \ 0_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 9}]_{3 \times 18}$$

$$[0201] \quad H_p(t)_{3 \times 18} = [0_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3} \ \text{diag}[R_n \ R_e \cos L \ 1] \ 0_{3 \times 9}]_{3 \times 18}$$

[0202] 子系统测量白噪声矢量为:

$$[0203] \quad N_{GPS}(t) = [M_{nGPS} \ M_{eGPS} \ M_{dGPS} \ N_{nGPS} \ N_{eGPS} \ N_{dGPS}]^T$$

[0204] 测量白噪声矢量方差阵为:

$$[0205] \quad R_{GPS}(t) = \text{diag}[\sigma_{vnGPS}^2 \ \sigma_{veGPS}^2 \ \sigma_{vdGPS}^2 \ \sigma_{pnGPS}^2 \ \sigma_{peGPS}^2 \ \sigma_{pdGPS}^2]^T$$

[0206] 采用卡尔曼滤波进行惯性/卫星组合导航信息融合,其开环形式为:

[0207] 时间更新算法:

$$[0208] \quad \left. \begin{aligned} \hat{X}_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{X}_i(k-1) \\ P_i(k/k-1) &= \Phi_i(k/k-1)\hat{P}_i(k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

[0209] 量测更新算法:

$$[0210] \quad \left. \begin{aligned} K_i(k) &= P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ P_i(k/k) &= (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ \hat{X}_i(k/k) &= \hat{X}_i(k/k-1) + K_i(k)[Z_i(k) - H_i(k/k)\hat{X}_i(k/k-1)] \end{aligned} \right\}$$

[0211] 其中:

[0212] $\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值;

[0213] $\hat{X}_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测值;

[0214] $K_i(k)$ 表示系统当前时刻滤波增益阵;

[0215] $P_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测误差估计协方差阵;

[0216] $P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵;

[0217] $Q_i(k-1)$ 表示系统状态噪声阵;

[0218] $R_i(k)$ 表示量测噪声阵。

[0219] 对开环滤波器引入控制项后变成闭环形式,在完全闭环修正时,滤波方程组变为:

[0220] 时间更新算法:

$$\left. \begin{aligned} [0221] \quad & \hat{X}_i(k/k-1) = 0 \\ & P_i(k/k-1) = \Phi_i(k/k-1) \hat{P}_i(k-1) \Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1) Q_i(k-1) \Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

[0222] 量测更新算法:

$$\left. \begin{aligned} [0223] \quad & K_i(k) = P_i(k/k-1) H_i^T(k) (H_i(k) P_i(k/k-1) H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ & P_i(k/k) = (I - K_i(k) H_i(k)) P_i(k/k-1) [I - K_i(k) H_i(k)]^T + K_i(k) R_i(k) K_i^T(k) \\ & \hat{X}_i(k/k) = K_i(k) Z_i(k) \end{aligned} \right\}$$

[0224] 基于可观测度分析的惯性/卫星组合导航系统卡尔曼滤波算法采用闭环模式,主要包括时间更新过程、量测更新过程以及自适应反馈校正过程。其中时间更新、量测更新如上式所示,自适应反馈校正算法为:

$$[0225] \quad \hat{X}_{i_mod i}(k/k) = \eta_i \hat{X}_i(k/k)$$

[0226] 式中, $\hat{X}_i(k/k)$ 表示卡尔曼滤波当前时刻状态估计值, η_i 表示归一化的可观测度系数, $\hat{X}_{i_mod i}(k/k)$ 表示用于对系统参数进行补偿的修正量。

[0227] 其中,所述EKF滤波器执行导航误差状态估计时:

$$[0228] \quad \text{在一具体实施例中,全局的最优估计值公式为: } \hat{X}_g = P_g \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \hat{X}_i(k/k) \right)$$

$$[0229] \quad \text{最优估计方差阵公式为: } P_g = \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \right)^{-1}$$

[0230] 其中:

[0231] $\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值;

[0232] $P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵。

[0233] 在一具体实施例中,INS系统可采用捷联惯性导航SINS系统。

[0234] 采用本发明上述组合导航设备,能够将多源信息进行最优融合,利用所选取的多源数据的关联性和互补性,对GNSS导航系统的信号缺失补偿、提高对卫星信号的捕获和跟踪精度和提高系统抗干扰性,从而达到最终提高组合导航精度的目标。

[0235] 下面将说明本发明实施例上述组合导航设备的工作流程,如图3所示,包括步骤:

[0236] 步骤S301:分别从GNSS系统和INS系统获取导航数据;

[0237] 步骤S302:在ECI为导航坐标系下,计算GNSS系统伪距测量结果与根据相应的INS

系统导航结算得到的伪距预测结果之差,和GNSS伪距率与根据相应的INS系统导航结算得到的伪距率之差;

[0238] 步骤S303:综合所述两差值构成EKF量测方程,执行导航误差状态估计;

[0239] 步骤S304:从机载守时系统获取时间信息,据以对EKF滤波器输出的导航误差估计进行评估与修正,据以产生伪距测量值的校正值;

[0240] 步骤S305:使用所述伪距测量值的校正值对INS系统的参数进行校正。

[0241] 在执行步骤S303时,设备采用开环设计方式时,进行导航误差状态估计还包括时间更新过程和量测更新过程,其中:

[0242] 时间更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} [0243] \quad & \hat{X}_i(k/k-1) = \Phi_i(k/k-1)\hat{X}_i(k-1) \\ & P_i(k/k-1) = \Phi_i(k/k-1)\hat{P}_i(k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

[0244] 量测更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} [0245] \quad & K_i(k) = P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ & P_i(k/k) = (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ & \hat{X}_i(k/k) = \hat{X}_i(k/k-1) + K_i(k)[Z_i(k) - H_i(k/k)\hat{X}_i(k/k-1)] \end{aligned} \right\}$$

[0246] 其中:

[0247] $\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值;

[0248] $\hat{X}_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测值;

[0249] $K_i(k)$ 表示系统当前时刻滤波增益阵;

[0250] $P_i(k/k-1)$ 表示系统状态一步预测误差估计协方差阵;

[0251] $P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵;

[0252] $Q_i(k-1)$ 表示系统状态噪声阵;

[0253] $R_i(k)$ 表示量测噪声阵。

[0254] 在执行步骤S303时,设备采用闭环设计方式时,进行导航误差状态估计还包括时间更新过程、量测更新过程和自适应反馈校正过程,其中:

[0255] 时间更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} [0256] \quad & \hat{X}_i(k/k-1) = 0 \\ & P_i(k/k-1) = \Phi_i(k/k-1)\hat{P}_i(k-1)\Phi_i^T(k/k-1) + \Gamma_i(k-1)Q_i(k-1)\Gamma_i^T(k-1) \end{aligned} \right\}$$

[0257] 量测更新公式为:

$$\left. \begin{aligned} [0258] \quad & K_i(k) = P_i(k/k-1)H_i^T(k)(H_i(k)P_i(k/k-1)H_i^T(k) + R_i(k))^{-1} \\ & P_i(k/k) = (I - K_i(k)H_i(k))P_i(k/k-1)[I - K_i(k)H_i(k)]^T + K_i(k)R_i(k)K_i^T(k) \\ & \hat{X}_i(k/k) = K_i(k)Z_i(k) \end{aligned} \right\}$$

[0259] 自适应反馈校正公式为:

$$[0260] \quad \hat{X}_{i_mod}(k/k) = \eta_i X_i(k/k)$$

[0261] 在执行步骤S303时,进行导航误差状态估计时:

[0262] 全局的最优估计值公式为： $\hat{X}_g = P_g \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \hat{X}_i(k/k) \right)$

[0263] 最优估计方差阵公式为： $P_g = \left(\sum_{i=1}^n P_i^{-1}(k/k) \right)^{-1}$

[0264] 其中：

[0265] $\hat{X}_i(k/k)$ 表示系统当前时刻状态估计值；

[0266] $P_i(k/k)$ 表示系统状态误差估计协方差阵。

[0267] 根据所述公开的实施例，可以使得本领域技术人员能够实现或者使用本发明。对于本领域技术人员来说，这些实施例的各种修改是显而易见的，并且这里定义的总体原理也可以在不脱离本发明的范围和主旨的基础上应用于其他实施例。以上所述的实施例仅为本发明的较佳实施例而已，并不用以限制本发明，凡在本发明的精神和原则之内，所作的任何修改、等同替换、改进等，均应包含在本发明的保护范围之内。

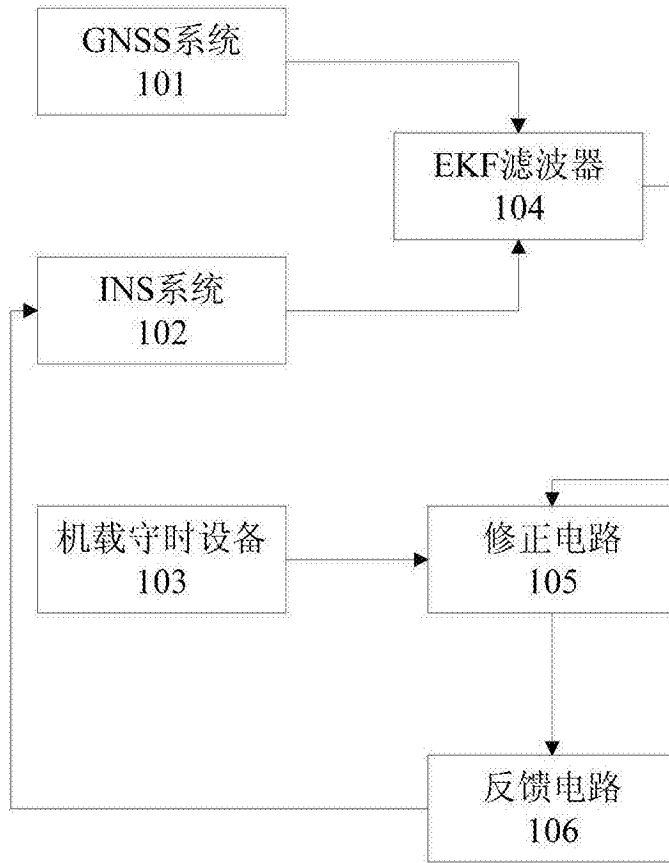


图1

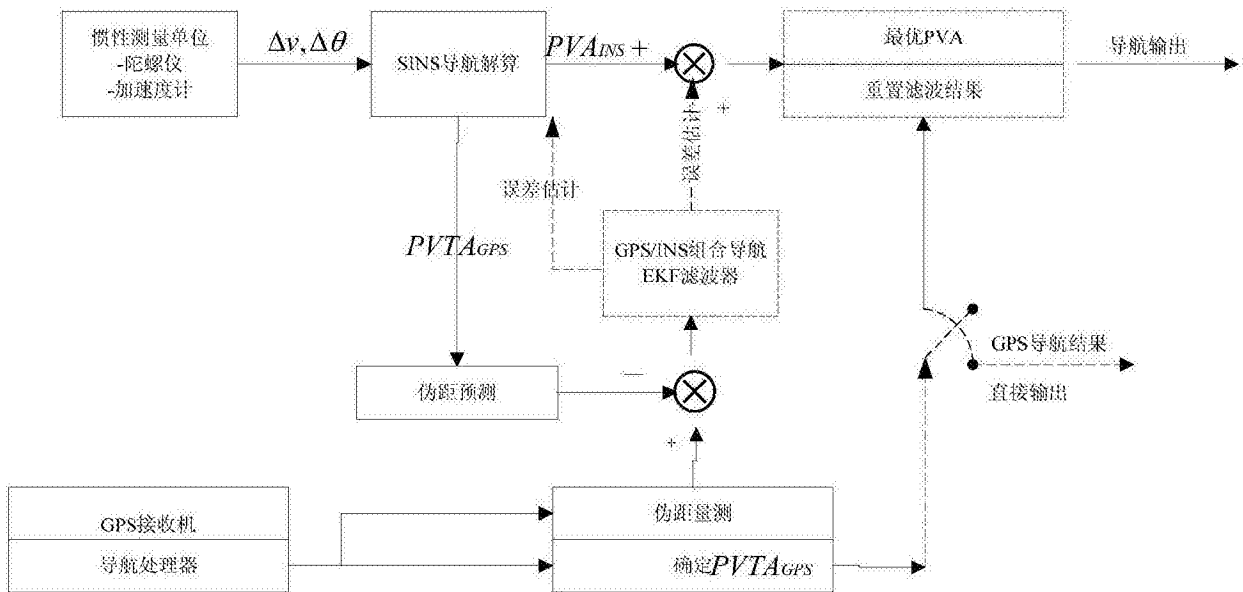


图2

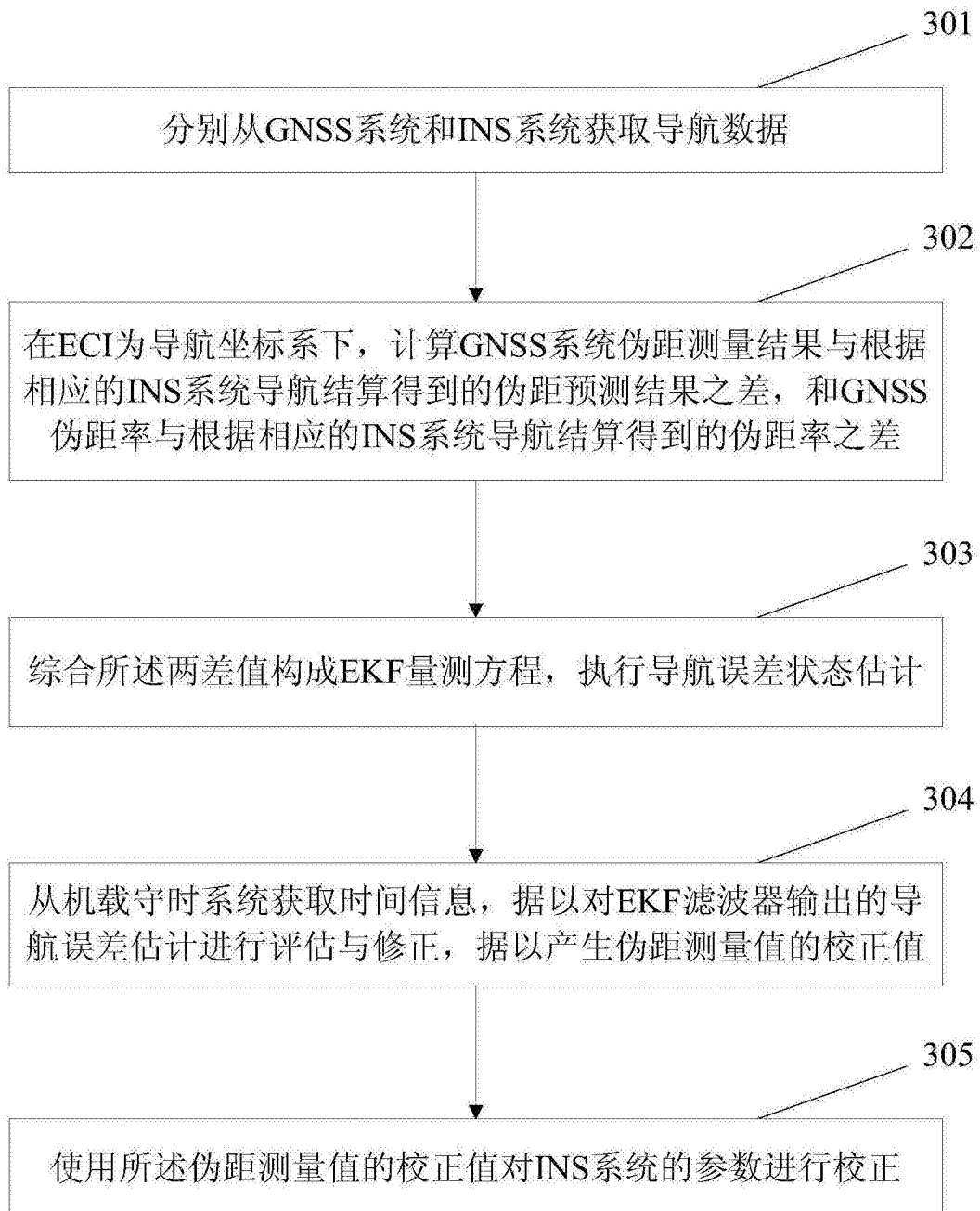


图3