(19)国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 115683092 B
(45)授权公告日 2024.06.28

(21)申请号 202110877439.2

(22)申请日 2021.07.31

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 115683092 A

(43)申请公布日 2023.02.03

(73)专利权人 西南电子技术研究所(中国电子科技集团公司第十研究所)
地址 610036 四川省成都市金牛区茶店子东街48号

(72)发明人 方涛 钱东 罗治斌 杨芸 梁溟翔 米宏涛

(74)专利代理机构 成都九鼎天元知识产权代理有限公司 51214
专利代理师 钱成岑

(51)Int.Cl.
G01C 21/16(2006.01)
G01S 19/47(2010.01)

(56)对比文件
方涛.考虑磁差的鲁棒DME/VOR/SINS组合导航算法.电讯技术.2022,第62卷(第08期),全文.

审查员 朱思韦

权利要求书3页 说明书7页 附图1页

(54)发明名称

DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法

(57)摘要

本发明公开的一种DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,具备抗干扰能力、能够满足导航实时性和可靠性。本发明通过下述技术方案实现:根据惯性器件测量输出值完成SINS导航解算,输出飞机姿态、速度和位置,据此计算飞机至DME台站的伪斜距,将解算伪斜距与DME机载设备得到的斜距作差形成斜距量测信息、高度与大气数据机输出的高度作差形成高度量测信息;以SINS姿态、速度和位置误差方程为基础,建立卡尔曼滤波状态方程和斜距、高度误差与状态变量间的数学关系,以此建立卡尔曼滤波量测方程;利用估计得到的姿态、速度和位置误差反馈校正SINS姿态、速度和位置,以此抑制SINS导航误差,输出更高精度的导航信息。

CN 115683092 B

1.一种DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于包括如下步骤:以指北方位SINS姿态误差方程、速度误差方程和位置误差方程为基础,基于三轴姿态误差、东北天方向的速度误差、位置误差、陀螺常值漂移和加速度计常值零偏为状态变量,建立卡尔曼滤波的状态方程;根据捷联惯性导航系统SINS解算的位置,计算飞机至测距机DME双台站的伪斜距,将DME机载测量设备测量的斜距与伪斜距作差形成斜距量测信息,将大气数据机测量的高度与SINS输出的高度作差形成高度量测信息;推导量测信息与状态变量间的转换关系,建立卡尔曼滤波量测方程;根据惯性器件输出测量值进行SINS导航解算,输出导航参数;在DME台站位置伪斜距计算和大气数据机高度两类导航信息的辅助下,通过卡尔曼滤波器实现对系统状态变量的实时估计,采用反馈校正的策略,反馈校正姿态误差、速度误差和位置误差,对SINS导航误差进行实时校正,确定飞机最终的位置、速度和姿态,将卡尔曼滤波状态方程和量测方程的建立、量测信息的计算、以及卡尔曼滤波状态估计和反馈校正进行综合,得到DME/DME/SINS紧组合导航系统导航传感器数据采集、数据处理、信息融合和重定位的结果,利用估计得到的姿态、速度和位置误差反馈校正SINS姿态、速度和位置,以此抑制SINS导航误差,输出更高精度的导航信息。

2.如权利要求1所述的DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于:飞机机载GNSS接收机接收最低4颗卫星导航信号,在完成定位的情况下,捷联惯性导航系统SINS通过松组合导航的方式输出飞机的位置、速度和姿态。

3.如权利要求2所述的DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于:当出卫星2和卫星4的导航信号拒止时,即卫星被攻击或信号被人为干扰,依靠SINS自身导航解算输出系统导航参数。

4.如权利要求3所述的DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于:若在卫星导航信号拒止时DME机载设备发送询问信号后,收到DME台站1和DME台站2的应答信号,则通过DME/DME/SINS组合导航的方式输出飞机的位置、速度和姿态,以此为GNSS信号拒止条件下的飞机航路导航提供备份。

5.如权利要求1所述的DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于:惯性器件包含陀螺仪和加速度计,其中,陀螺仪输出角速度$\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b}$,加速度计输出比力角速度$f^{b}$。

6.如权利要求1所述的DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于:捷联惯性导航系统SINS根据惯性器件的输出测量值进行导航解算,包括姿态解算、速度解算和位置解算,输出飞机位置、速度和姿态,根据SINS输出的位置,同时结合两个地面DME台站的位置进行伪斜距计算,计算飞机至地面DME台站的伪斜距。

7.如权利要求1所述的DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于:DME机载测量设备包括:进行双向询问应答交互的DME地面应答器和DME机载询问器,SINS输出的纬度、经度和高度分别为φ_s、λ_s和h_s,地面DME台站地心地固坐标系下的位置为x_D、y_D和z_D,将DME台站位置信息转换到地心地固坐标系下,根据捷联惯性导航系统SINS输出的位置为x_s、y_s和z_s,按如下方式的伪斜距计算公式计算得到伪斜距l_s:

$$l_s=\sqrt{(x_s-x_D)^2+(y_s-y_D)^2+(z_s-z_D)^2}\ 。$$

8.如权利要求7所述的DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于:DME机载询问器可接收到DME台站1和DME台站2的两个地面DME台地面应答器的应答信号,则根据

SINS输出的位置信息,按伪斜距计算公式计算得到飞机至两个地面DME台站的伪斜距l_{s1}和l_{s2},解算得到DME台站1和DME台站2的两个斜距为l_{D1}和l_{D2}。

9.如权利要求1所述的DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于:卡尔曼滤波器根据大气数据机输出的高度h_a和两个斜距值,构建出卡尔曼滤波器状态空间模型,计算出进入卡尔曼滤波器的量测值Z为:

$\boldsymbol{Z}=\begin{bmatrix} l_{D1}-l_{s1} \\ l_{D2}-l_{s2} \\ h_a-h_s \end{bmatrix}$,建立状态矩阵F,系统噪声驱动阵G,量测矩阵H,依据系统激励噪声序列w、量测噪声序列v和状态变量X,得到卡尔曼滤波器状态空间模型的状态方程$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{FX}+\boldsymbol{Gw} \\ \boldsymbol{Z}=\boldsymbol{HX}+\boldsymbol{v} \end{cases}$和量测方程$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix} \phi_E & \phi_N & \phi_U & \delta v_E & \delta v_N & \delta v_U & \delta x & \delta y & \delta z & \varepsilon_x^b & \varepsilon_y^b & \varepsilon_z^b & \nabla_x^b & \nabla_y^b & \nabla_z^b \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$;

式中,φ_E、φ_N和φ_U表示姿态误差,δv_E、δv_N和δv_U表示速度误差,δx、δy和δz表示位置误差,ε_x^b、ε_y^b和ε_z^b表示陀螺漂移,∇_x^b、∇_y^b和∇_z^b表示加速度计零偏。

10.如权利要求9所述的DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于:根据SINS姿态误差方程、速度误差方程和位置误差方程建立如下所示的卡尔曼滤波的状态矩阵:

$$\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix} \boldsymbol{M}_{aa} & \boldsymbol{M}_{av} & \boldsymbol{M}_{ap} & -\boldsymbol{C}_b^n & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \boldsymbol{M}_{va} & \boldsymbol{M}_{vv} & \boldsymbol{M}_{vp} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{C}_b^n \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{M}_{pv} & \boldsymbol{M}_{pp} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \end{bmatrix}$$

,且$\boldsymbol{M}_{aa}=-\left(\boldsymbol{\omega}_{in}^n\times\right)$,$\boldsymbol{M}_{av}=\begin{bmatrix} 0 & -1/\left(R_M+h\right) & 0 \\ -1/\left(R_N+h\right) & 0 & 0 \\ \tan\varphi/\left(R_N+h\right) & 0 & 0 \end{bmatrix}$,

$\boldsymbol{M}_{ap}=\boldsymbol{M}_1+\boldsymbol{M}_2$,$\boldsymbol{M}_1=\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{ie}\sin\varphi & 0 & 0 \\ \omega_{ie}\cos\varphi & 0 & 0 \end{bmatrix}$、$\boldsymbol{M}_2=\begin{bmatrix} 0 & 0 & v_N/\left(R_M+h\right)^2 \\ 0 & 0 & -v_E/\left(R_N+h\right)^2 \\ v_E\sec^2\varphi/\left(R_N+h\right) & 0 & -v_E\tan\varphi/\left(R_N+h\right)^2 \end{bmatrix}$

$\boldsymbol{M}_{av}=\begin{bmatrix} 0 & -1/\left(R_M+h\right) & 0 \\ -1/\left(R_N+h\right) & 0 & 0 \\ \tan\varphi/\left(R_N+h\right) & 0 & 0 \end{bmatrix}$,$\mathrm{M_{ap}}=\mathrm{M_1}+\mathrm{M_2}$,$\mathrm{M_{va}}=\mathrm{f^n}\times$

$\boldsymbol{M}_{vv}=\left(\boldsymbol{v}^n\times\right)\boldsymbol{M}_{av}-\left[\left(2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n+\boldsymbol{\omega}_{en}^n\right)\times\right]$,$\mathrm{M_{vp}}=(\mathrm{v^n}\times)(2\mathrm{M_1}+\mathrm{M_2})$,

$\boldsymbol{M}_{pv}=\begin{bmatrix} 0 & -1/\left(R_M+h\right) & 0 \\ \sec\varphi/\left(R_N+h\right) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$

$\boldsymbol{M}_{pp}=\begin{bmatrix} 0 & 0 & -v_N/\left(R_M+h\right)^2 \\ v_E\sec\varphi\tan\varphi/\left(R_N+h\right) & 0 & -v_E\sec\varphi/\left(R_N+h\right)^2 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$

其中:φ表示纬度;n表示导航坐标系;$\boldsymbol{C}_b^n$为捷联矩阵;ω_{ie}为地球自转角速度;R_M和R_N分

别为子午圈和卯酉圈曲率半径;v^n为速度,v_E和v_N为东向、北向速度;$\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$为地球自转角速度在导航坐标系下的投影;$\boldsymbol{\omega}_{en}^n$为导航坐标系相对于地球坐标系的角速度在导航坐标系下的投影,$\boldsymbol{\omega}_{in}^n$为导航坐标系相对于惯性系的旋转角速度在导航坐标系下的投影;f^n表示比力在导航坐标系下的投影;×表示对向量取反对称矩阵。

DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种在高动态、弱信号等工作环境下,载体在飞行过程中DME/DME/SINS紧组合导航系统的快速重定位技术。

背景技术

[0002] 随着导航技术的不断发展,对导航系统精度、稳定性等方面的要求越来越高。现代航空事业涉及到的技术越来越多,也越来越复杂,飞机不再是简单的交通工具,而是多项技术的集合体,单一导航系统的性能存在一定的局限性,其往往无法满足特殊环境下的定位要求。组合导航系统可以充分发挥各个系统的优势,使各导航系统优势互补,从而在保证整个系统的精度的同时提高系统的稳定性,鉴于这种优势,组合导航系统得到了快速发展。其中,捷联惯性导航系统(SINS)和GNSS组合导航系统的应用最为广泛。由于GNSS存在动态响应能力较差,易受电子干扰,信号易被遮挡以及完好性较差的缺点,GNSS信号在某些特殊环境下质量较差,在这种情况下,GNSS/SINS组合导航无法正常工作,系统进入纯SINS解算工作模式,由于惯性器件测量误差等误差源的存在,其导航定位误差随时间积累,依靠SINS独立工作无法满足长时间导航的需求。因而亟需设计GNSS/SINS组合导航系统的备份导航系统,以满足在GNSS拒止条件下飞机航路导航的需求。

[0003] 陆基无线电导航系统是国际通用的民航导航系统,是民航组织与实施飞行,进行安全生产和经营管理的基础系统。陆基无线电导航系统定位精度比较差,但其信号发射功率大,具有不易受干扰、数据更新率较高等卫星导航系统所不具备的优点。测距机(DME)是一种高精度的非自主式时间测距近程导航系统,是民用航空重要的陆基测距导航系统,可为飞机提供到DME台的斜距。DME测距仪采用的是询问—应答式测距法,其为全世界民航的通用测距引导设备,它既可用作航线导航设备,也可用作机场导航设备。DME通过测量电波在空间的传播时间来获取距离信息,测距过程分为搜索、跟踪和记忆阶段。DME系统由机载询问器和地面应答器两部分组成,通过准确测量收发信号总时间以及地面应答部分的固定延时,计算飞机至地面DME台的距离信息。在基于性能的导航应用中DME/DME导航被广泛应用于航路导航阶段。DME/DME导航属于定位方式,基于DME测量斜距的有界性,DME/DME的定位误差也是有界的。惯导系统是以装配的三轴陀螺仪和加速度计为敏感器件的导航参数解算系统,该系统根据陀螺的输出建立起导航坐标系,根据加速度计的输出解算出运载体的速度和位置。根据构建导航坐标系方法的不同可将惯导系统分为平台式和捷联式两种,其中采用数学算法确定出导航坐标系的系统称为捷联惯导系统,即SINS。当GNSS信号在特殊环境受到干扰质量下降时,GNSS/SINS组合导航系统导航精度下降,无法满足航路导航的需求。

[0004] 当前国内民航客机大部分装配国外生产的飞行管理系统,其中部分型号的飞行管理系统已经具备DME/DME/SINS组合导航功能,但其具体技术细节无法得知,亦很难查找到相关的技术资料。国内针对DME/DME/SINS组合导航系统开展的研究较少,仅有一篇文献对其展开了研究。在有高度参考的条件下,将组合导航问题简化为二维平面组合导航。显然由

于将地球局部简化为平面,在状态空间模型的建模层面上带来了原理性误差,该原理性误差将直接影响导航精度,因而该研究实际应用价值不大。综上所述,有必要对这一具备广阔应用前景的组合导航系统开展更为深入的研究。研究DME/DME/SINS组合导航系统,最简单直接的方式是将DME/DME定位的位置结果与SINS解算的位置作差形成量测信息,以SINS误差传播方程为基础建立卡尔曼滤波状态空间模型,进而通过卡尔曼滤波器对系统的导航误差进行估计和补偿以实现组合导航。这种组合方式通常称为松组合导航模式,该模式与GNSS/SINS松组合模式完全一致,其优点在于实现方式简单,存在的问题是算法导航精度不够高且在有突变量测噪声干扰的条件下其导航精度损失严重,甚至在一定时间内无法满足导航需求,因此松组合导航模式并不是DME/DME/SINS组合导航理想的工作模式。为解决松组合存在的问题,大量研究者针对组合导航信息融合的滤波算法开展了大量的研究,然而所提出的相关滤波算法虽然可在理论层面上一定程度改进组合导航系统的性能,但却带来了其他的问题:其一,为保证滤波算法的效果,滤波初始参数的设置极为严苛;其二,改进的滤波算法大幅度增加了运算量,这对于算法运行的实时性提出了新的挑战。因而通过改进滤波算法优化松组合导航系统性能的策略在实际应用中的可行性仍需进行大量的验证。除滤波算法的研究外,部分研究者将故障诊断与隔离的有关方法应用到松组合导航系统中,如小波变换、M估计等,这类方法在算法运行的实时性上同样存在问题。

[0005] 紧组合导航模式是GNSS/SINS组合导航系统在实际中应用最多的工作模式,亦可采用紧组合模式设计DME/DME/SINS组合导航系统。相对于采用外部位置或速度辅助的松组合模式,紧组合采用更深层次的观测量形成量测信息,如伪距和伪距率等。由于采用更深层次的观测量进行组合,紧组合工作模式下的组合导航系统的抗干扰能力更强,在实际应用中的导航精度更高。然而,直接借鉴GNSS/SINS紧组合导航模式无法设计DME/DME/SINS紧组合导航系统,原因在于前者的组合方式往往还需要利用伪距率这一外部观测信息,而对于后者而言,在组合过程中没有伪距率这类量测信息。针对DME/DME/SINS紧组合导航系统,仅依靠两个伪距观测信息无法实现组合导航,结合实际机载导航设备,大气数据机提供的机载高度信息可作为额外的观测信息,将其与双伪距观测信息一道可以辅助SINS实现紧组合导航。DME/DME/SINS组合导航系统主要通过建立卡尔曼滤波状态方程和量测方程、卡尔曼滤波状态估计和导航参数误差校正模式等三个方面来抑制SINS随时间积累的导航误差。

[0006] 综上所述,鉴于国内针对DME/DME/SINS组合导航系统开展的研究较少,同时考虑到DME/DME/SINS作为GNSS/SINS组合导航系统的备份具有重要的应用前景,有必要对其展开系统的研究。在实现过程中,考虑到系统的工程实现难度以及组合导航系统的抗干扰能力和导航精度,应针对DME/DME/SINS组合导航系统的紧组合导航模式开展深入研究。

发明内容

[0007] 为了保证GNSS拒止条件下机载导航系统的导航精度,本发明提供一种具备抗干扰能力、能够满足导航实时性和可靠性要求的DME/DME/SINS紧组合导航方案,旨在保证GNSS拒止条件下,为GNSS/SINS组合导航系统提供可靠的备份导航系统,确保飞机航路飞行阶段的飞航安全。

[0008] 本发明的上述目的可以通过以下措施来得到,一种DME/DME/SINS紧组合导航系统重定位方法,其特征在于包括如下步骤:以指北方位SINS姿态误差方程、速度误差方程和位

置误差方程为基础,基于三轴姿态误差、东北天方向的速度误差、位置误差、陀螺常值漂移和加速度计常值零偏为状态变量,建立卡尔曼滤波的状态方程;根据捷联惯性导航系统SINS解算的位置,计算飞机至测距机DME双台站的伪斜距,将DME机载测量设备测量的斜距与伪斜距作差形成斜距量测信息,将大气数据机测量的高度与SINS输出的高度作差形成高度量测信息;推导量测信息与状态变量间的转换关系,建立卡尔曼滤波量测方程;根据惯性器件输出的测量值进行SINS导航解算,输出导航参数;在DME输出的斜距和大气数据机高度两类导航信息的辅助下,通过卡尔曼滤波器实现对系统状态变量的实时估计,卡尔曼滤波器采用反馈校正的策略,反馈校正姿态误差、速度误差和位置误差,对SINS导航误差进行实时校正,确定飞机最终的位置、速度和姿态,将卡尔曼滤波状态方程和量测方程的建立、量测信息的计算、以及卡尔曼滤波状态估计和反馈校正进行综合,得到DME/DME/SINS紧组合导航系统导航传感器数据采集、数据处理、信息融合和重定位的结果,利用估计得到的姿态、速度和位置误差反馈校正SINS姿态、速度和位置,以此抑制SINS导航误差,输出更高精度的导航信息,并显示。

[0009] 本发明具有如下有益效果:

[0010] 本发明针对DME/DME/SINS紧组合导航系统,暂无完备的可在实际应用中实施的方案,采用DME/DME代替GNSS,利用SINS较好的误差平滑特性,有效地平滑了DME/DME定位误差。

[0011] 本发明以DME+DME+SINS紧组合导航方案,理论框架完备、算法内容简单可靠,改善了GNSS拒止条件下机载导航系统性能,为后续DME/DME/SINS组合导航方案的进一步研究奠定了基础。

[0012] 系统具备较强的抗干扰能力和较高的导航精度。本发明所设计的DME/DME/SINS组合导航方案采用紧组合导航模式。相较于采用DME/DME通过定位方式得到飞机位置,再将该位置与SINS解算的位置作差形成量测信息的松组合导航模式,本发明由于采用更深层次的斜距和伪斜距作差形成量测信息的紧组合模式,在实际应用中具备更强的抗干扰能力和更高的导航精度。

[0013] 为GNSS/SINS组合导航系统提供了重要备份。本发明所提出的DME/DME/SINS组合导航方案的执行与GNSS/SINS组合导航系统完全独立,在GNSS信号良好的条件下,可参考GNSS/SINS组合导航系统给出的导航结果,在GNSS信号拒止的条件下,DME/DME/SINS组合导航系统可为GNSS/SINS组合导航系统提供重要备份,满足GNSS拒止条件下飞机航路飞行阶段的飞航安全。

[0014] 利用本发明可以实现SINS与DME输出导航数据的信息融合,提高组合导航系统的抗干扰能力和导航精度,为GNSS信号拒止条件下的GNSS/SINS组合导航系统提供重要的备份。

[0015] 本发明适用于飞航过程中飞机应用DME双台、大气数据机和惯性器件输出的原始数据进行导航信息融合,可以有效地实现DME/DME/SINS组合导航,所设计的方案对外依赖度低、抗干扰能力强。具备较强的抗干扰能力和较高的导航精度,可作为GNSS拒止条件下GNSS/SINS组合导航系统的重要备份,为航路飞行阶段提供可靠的导航信息。

附图说明

[0016] 下面结合附图和实施例对本发明作进一步说明。

[0017] 图1是本发明DME/DME/SINS紧组合导航方案的原理示意图;

[0018] 图2是本发明执行DME/DME/SINS紧组合导航方案的场景示意图。

具体实施方式

[0019] 参阅图1、图2。根据本发明,以指北方位SINS姿态误差方程、速度误差方程和位置误差方程为基础,基于三轴姿态误差、东北天方向的速度误差、位置误差、陀螺常值漂移和加速度计常值零偏为状态变量,建立卡尔曼滤波的状态方程;根据捷联惯性导航系统SINS解算的位置,计算飞机至测距机DME双台站的伪斜距,将DME机载测量设备测量的斜距与伪斜距作差形成斜距量测信息,将大气数据机测量的高度与SINS输出的高度作差形成高度量测信息;推导量测信息与状态变量间的转换关系,建立卡尔曼滤波量测方程;根据惯性器件输出的测量值进行SINS导航解算,输出导航参数;在DME输出的斜距和大气数据机高度两类导航信息的辅助下,通过卡尔曼滤波器实现对系统状态变量的实时估计,卡尔曼滤波器采用反馈校正的策略,反馈校正姿态误差、速度误差和位置误差,对SINS导航误差进行实时校正,确定飞机最终的位置、速度和姿态,将卡尔曼滤波状态方程和量测方程的建立、量测信息的计算、以及卡尔曼滤波状态估计和反馈校正进行综合,得到DME/DME/SINS紧组合导航系统导航传感器数据采集、数据处理、信息融合和重定位的结果,利用估计得到的姿态、速度和位置误差反馈校正SINS姿态、速度和位置,以此抑制SINS导航误差,输出更高精度的导航信息,并显示。

[0020] 正常工作状态下,飞机机载GNSS接收机接收最低4颗卫星导航信号,在完成定位的情况下,与捷联惯性导航系统SINS通过松组合导航的方式输出飞机的位置、速度和姿态。当出现图中所示情况,即卫星2和卫星4的导航信号拒止时(卫星被攻击或信号被人为干扰),此时无法继续通过GNSS/SINS组合导航的方式输出飞机导航参数,仅可依靠SINS自身导航解算输出系统导航参数。随着时间的延长,由于惯性器件测量误差等误差源的存在,SINS导航误差随时间积累严重,直至无法满足飞机航路飞行导航的需求。若在卫星导航信号拒止时DME机载设备发送询问信号后可以收到DME台站1和DME台站2(至少两个DME台站)的应答信号,此时可以通过DME/DME/SINS组合导航的方式输出飞机的位置、速度和姿态,以此为GNSS信号拒止条件下的飞机航路导航提供备份。

[0021] 惯性器件包含陀螺仪和加速度计,其中,陀螺仪输出角速度$\boldsymbol{\omega}_{ib}^{b}$,加速度计输出比力角速度$f^{b}$。捷联惯性导航系统SINS根据惯性器件的输出测量值进行导航解算,包括姿态解算、速度解算和位置解算,输出飞机位置、速度和姿态。根据当前时刻机载SINS输出的位置,同时结合两个地面DME台站的位置进行伪斜距计算,计算飞机至地面DME台站的伪斜距。

[0022] DME机载测量设备包括:进行双向询问应答交互的DME地面应答器和DMEDME机载询问器。SINS输出的纬度、经度和高度分别为φ_s、λ_s和h_s,地面DME台站地心地固坐标系下的位置为x_D、y_D和z_D,根据捷联惯性导航系统SINS输出的位置为x_s、y_s和z_s,按如下方式的伪斜距计算公式计算得到伪斜距l_s:$l_s=\sqrt{(x_s-x_D)^2+(y_s-y_D)^2+(z_s-z_D)^2}$。

[0023] 若在GNSS信号拒止时DME机载询问器发送询问信号后可以收到至少两个DME台站

DME地面应答器应答信号。假设DME机载询问器可接收到DME台站1和DME台站2的两个地面DME台DME地面应答器的应答信号,则根据SINS输出的位置信息,按上式伪斜距计算公式可计算得到飞机至两个地面DME台站的伪斜距l_{s1}和l_{s2},并进入卡尔曼滤波器。

[0024] 卡尔曼滤波器根据大气数据机输出的高度为h_a和两个斜距值,构建出卡尔曼滤波器状态空间模型,计算出进入卡尔曼滤波器的量测值Z为:$\boldsymbol{Z}=\begin{bmatrix} l_{D1}-l_{s1} \\ l_{D2}-l_{s2} \\ h_a-h_s \end{bmatrix}$,建立状态矩阵F,系统噪声驱动阵G,量测矩阵H,依据系统激励噪声序列w、量测噪声序列v和状态变量X,得到卡尔曼滤波器状态空间模型的状态方程$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{FX}+\boldsymbol{Gw} \\ \boldsymbol{Z}=\boldsymbol{HX}+\boldsymbol{v} \end{cases}$和量测方程$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix} \phi_E & \phi_N & \phi_U & \delta v_E & \delta v_N & \delta v_U & \delta x & \delta y & \delta z & \varepsilon_x^b & \varepsilon_y^b & \varepsilon_z^b & \nabla_x^b & \nabla_y^b & \nabla_z^b \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$,其中:$\varphi_E$、$\varphi_N$和$\varphi_U$表示姿态误差,$\delta v_E$、$\delta v_N$和$\delta v_U$表示速度误差,δx、δy和δz表示位置误差,$\varepsilon_x^b$、$\varepsilon_y^b$和$\varepsilon_z^b$表示陀螺漂移,$\nabla_x^b$、$\nabla_y^b$和$\nabla_z^b$表示加速度计零偏。

[0025] 根据SINS姿态误差方程、速度误差方程和位置误差方程建立如下式所示卡尔曼滤波的状态矩阵:

[0026] $$\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix} \boldsymbol{M}_{aa} & \boldsymbol{M}_{av} & \boldsymbol{M}_{ap} & -\boldsymbol{C}_b^n & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \boldsymbol{M}_{va} & \boldsymbol{M}_{vv} & \boldsymbol{M}_{vp} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{C}_b^n \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{M}_{pv} & \boldsymbol{M}_{pp} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \end{bmatrix}$$

[0027] 式中:

[0028] $$\boldsymbol{M}_{aa}=-\left(\boldsymbol{\omega}_{in}^n\times\right)$$

[0029] $$\boldsymbol{M}_1=\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{ie}\sin\varphi & 0 & 0 \\ \omega_{ie}\cos\varphi & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

[0030] $$\boldsymbol{M}_2=\begin{bmatrix} 0 & 0 & v_N/\left(R_M+h\right)^2 \\ 0 & 0 & -v_E/\left(R_N+h\right)^2 \\ v_E\sec^2\varphi/\left(R_N+h\right) & 0 & -v_E\tan\varphi/\left(R_N+h\right)^2 \end{bmatrix}$$

[0031] $$\boldsymbol{M}_{av}=\begin{bmatrix} 0 & -1/\left(R_M+h\right) & 0 \\ -1/\left(R_N+h\right) & 0 & 0 \\ \tan\varphi/\left(R_N+h\right) & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

[0032] $M_{ap}=M_1+M_2$

[0033] $M_{va}=f^n\times$

[0034] $$\boldsymbol{M}_{vv}=\left(\boldsymbol{v}^n\times\right)\boldsymbol{M}_{av}-\left[\left(2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n+\boldsymbol{\omega}_{en}^n\right)\times\right]$$

[0035] $M_{vp}=(v^n\times)(2M_1+M_2)$

[0036] $$\boldsymbol{M}_{pv}=\begin{bmatrix}0 & -1/(R_M+h) & 0\\ \sec\varphi/(R_N+h) & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}$$

[0037] $$\boldsymbol{M}_{pp}=\begin{bmatrix}0 & 0 & -v_N/(R_M+h)^2\\ v_E\sec\varphi\tan\varphi/(R_N+h) & 0 & -v_E\sec\varphi/(R_N+h)^2\\ 0 & 0 & 0\end{bmatrix}$$

[0038] 式中：$\boldsymbol{C}_b^n$为捷联矩阵；ω_{ie}为地球自转角速度；R_M和R_N分别为子午圈和卯酉圈曲率半径；v^n为速度，v_E和v_N为东向、北向速度；$\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$为地球自转角速度在导航坐标系下的投影；$\boldsymbol{\omega}_{en}^n$为导航坐标系相对于地球坐标系的角速度在导航坐标系下的投影，$\boldsymbol{\omega}_{in}^n$为导航坐标系相对于惯性系的旋转角速度在导航坐标系下的投影；f^n表示比力在导航坐标系下的投影；×表示对向量取反对称矩阵。

[0039] 在可选的实施例中，选取地理坐标系为导航坐标系，得到如下式所示的系统噪声驱动阵G：

[0040] $$\boldsymbol{G}=\begin{bmatrix}-\boldsymbol{C}_b^n & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{C}_b^n\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix}$$

[0041] 经过一系列数学推导，可得到具有如下形式的量测矩阵H：

[0042] $$\boldsymbol{H}=\begin{bmatrix}0&0&0&0&0&0&\boldsymbol{N}(1,1)&\boldsymbol{N}(1,2)&\boldsymbol{N}(1,3)&0&0&0&0&0&0\\ 0&0&0&0&0&0&\boldsymbol{N}(2,1)&\boldsymbol{N}(2,2)&\boldsymbol{N}(2,3)&0&0&0&0&0&0\\ 0&0&0&0&0&0&0&0&1&0&0&0&0&0&0\end{bmatrix}$$

[0043] 式中矩阵N＝PM，其中：矩阵P和矩阵M按如下方式进行计算：

[0044] $$\boldsymbol{P}=\begin{bmatrix}\dfrac{x-x_{D1}}{l_{s1}} & \dfrac{y-y_{D1}}{l_{s1}} & \dfrac{z-z_{D1}}{l_{s1}}\\ \dfrac{x-x_{D2}}{l_{s2}} & \dfrac{y-y_{D2}}{l_{s2}} & \dfrac{z-z_{D2}}{l_{s2}}\end{bmatrix}$$

[0045] $$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}-(R_N+h)\cos\lambda\sin\varphi & -(R_N+h)\cos\varphi\sin\lambda & \cos\varphi\cos\lambda\\ -(R_N+h)\sin\lambda\sin\varphi & (R_N+h)\cos\varphi\cos\lambda & \cos\varphi\sin\lambda\\ \left[R_N(1-e^2)+h\right] & 0 & \sin\varphi\end{bmatrix}$$

[0046] 式中：x_{D1}、y_{D1}和z_{D1}为地面DME台站1的位置；x_{D2}、y_{D2}和z_{D2}为地面DME台站2的位置；e为椭圆偏心率。

[0047] 在每个滤波时刻可得到15维状态变量的估计值，根据可观测性分析得到的结果，仅有姿态误差、速度误差和位置误差能得到准确估计，因而在滤波估计时刻仅利用估计得

到的姿态误差、速度误差和位置误差反馈校正SINS的姿态、速度和位置,以此来抑制SINS随时间积累的导航误差。

[0048] 以上对本发明实施例进行了详细介绍,本文中应用了具体实施方式对本发明进行了阐述,以上实施例的说明只是用于帮助理解本发明的方法及设备;同时,对于本领域的一般技术人员,依据本发明的思想,在具体实施方式及应用范围上均会有改变之处,综上所述,本说明书内容不应理解为对本发明的限制。

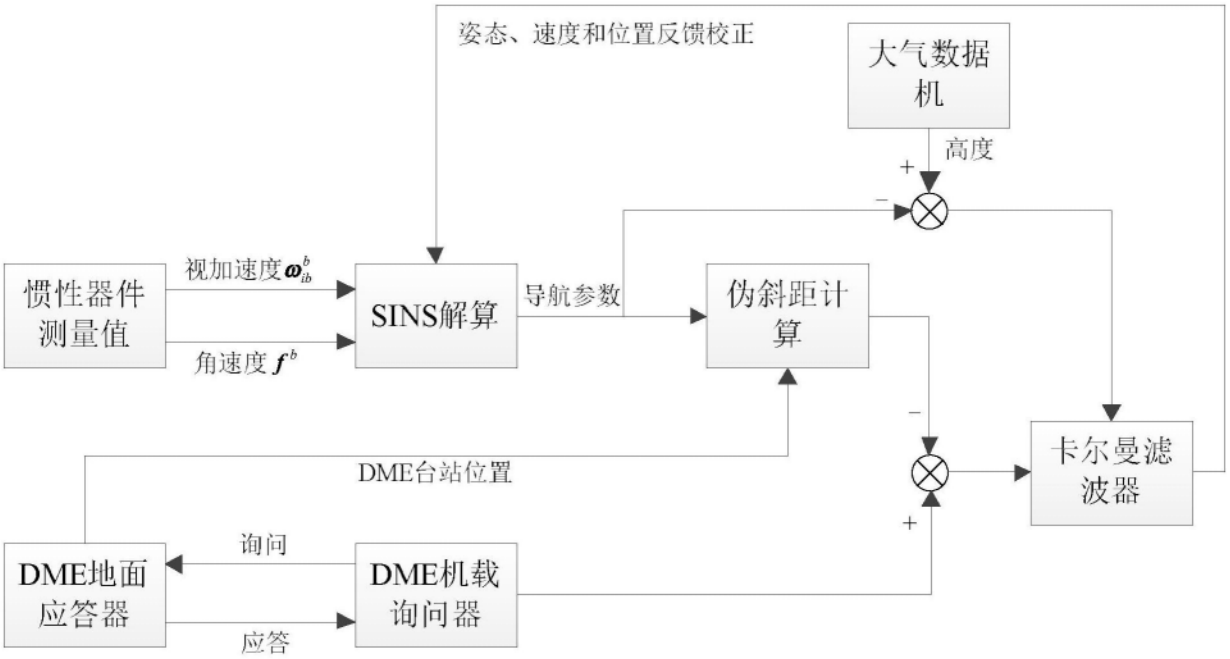

姿态、速度和位置反馈校正
大气数据机
高度
+
−
惯性器件测量值
视加速度 ω_{ib}^{b}
角速度 f^{b}
SINS解算
导航参数
伪斜距计算
−
卡尔曼滤波器
DME台站位置
+
询问
DME地面应答器
DME机载询问器
应答

图1

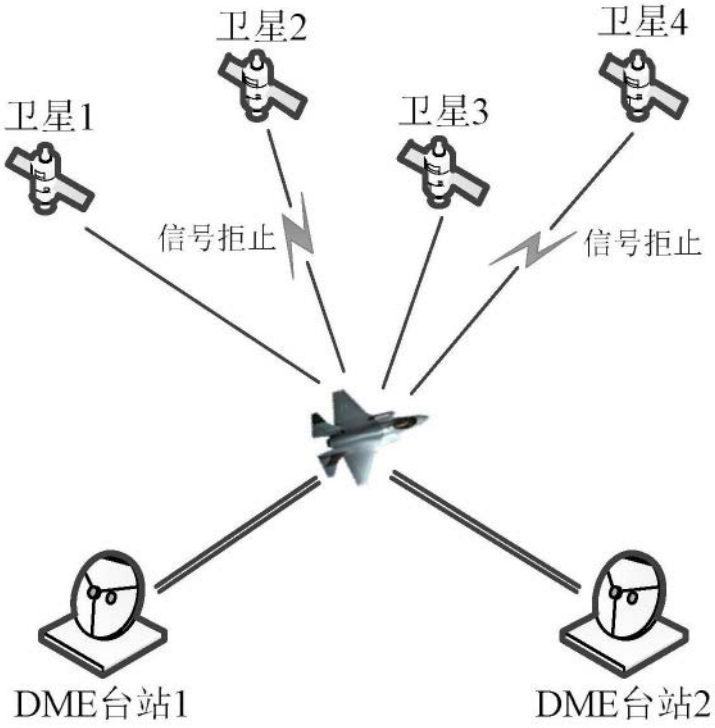

卫星2
卫星4
卫星1
卫星3
信号拒止
信号拒止
DME台站1
DME台站2

图2