



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 105973268 B
(45)授权公告日 2019.09.27

(21)申请号 201610293287.0

(22)申请日 2016.05.06

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 105973268 A

(43)申请公布日 2016.09.28

(73)专利权人 哈尔滨工程大学
地址 150001 黑龙江省哈尔滨市南岗区南
通大街145号哈尔滨工程大学科技处
知识产权办公室

(72)发明人 程建华 陈岱岱 费再慧 于天琦
董楠楠 蒋国桢 董铭涛

(51)Int.Cl.
G01C 25/00(2006.01)

审查员 董丹丹

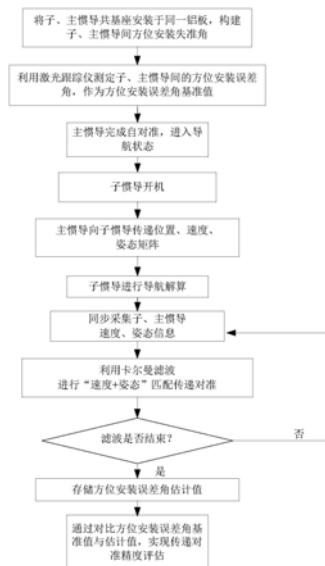
权利要求书2页 说明书6页 附图2页

(54)发明名称

一种基于共基座安装的传递对准精度定量
评估方法

(57)摘要

本发明属于惯导系统性能评估领域,具体涉
及一种针对捷联惯导系统传递对准精度的基于
共基座安装的传递对准精度定量评估方法。本发
明包括:将子、主惯导共基座安装于同一铝板,构
建子、主惯导间方位安装失准角;将安装有子、主
惯导的铝板置于高精度转台,利用光学瞄准镜使
主惯导的y轴指向正北,利用激光跟踪仪测定子、
主惯导y轴指向间的方位安装误差角,作为方位
安装误差角基准值;主惯导开机并完成自对准。
该方法获取对准精度评估的基准在传递对准之
前,通过基准值和估计值的对比即可实现对准精
度的定量评估。避免了对准完成后子惯导进行导
航解算和平滑解算,大大降低了计算复杂度和数
据存储需求;可以实现短时间内多次的重复试
验。



1. 一种基于共基座安装的传递对准精度定量评估方法,其特征在于,包括如下步骤:

(1) 将子、主惯导共基座安装于同一铝板,构建子、主惯导间方位安装失准角;

(2) 将安装有子、主惯导的铝板置于高精度转台,利用光学瞄准镜使主惯导的y轴指向正北,利用激光跟踪仪测定子、主惯导y轴指向间的方位安装误差角,作为方位安装误差角基准值;

(3) 主惯导开机并完成自对准,进入导航状态;

(4) 子惯导开机;

(5) 主惯导向子惯导传递位置、速度、姿态矩阵;

(6) 子惯导进行导航解算,同步采集子、主惯导的速度、姿态信息;

(7) 利用卡尔曼滤波进行“速度+姿态”匹配快速传递对准解算,估计出子惯导系统误差状态;

所涉及的子惯导系统误差状态向量为:

$$X = [\phi_{mx} \quad \phi_{my} \quad \phi_{mz} \quad \delta V_x \quad \delta V_y \quad \phi_{ax} \quad \phi_{ay} \quad \phi_{az} \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T$$

式中, ϕ_{mx} , ϕ_{my} , ϕ_{mz} 为主惯导系到计算得到的子惯导坐标系之间的相对姿态误差; δV_x , δV_y 为子惯导速度误差; ϕ_{ax} , ϕ_{ay} , ϕ_{az} 为主惯导载体坐标系到实际的子惯导载体坐标系的相对姿态误差; $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 为子惯导三个轴向的加速度计常值零偏; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ 为子惯导三个轴向的陀螺常值漂移;

所涉及的快速传递对准系统误差方程为:

$$\begin{cases} \dot{\phi}_m = (\phi_m - \phi_a) \times \bar{\omega}_{nm}^s + \varepsilon^s \\ \delta \dot{V} = C_s^n ([\phi_m \times] - [\phi_a \times]) \bar{f}_m^s - (2\bar{\omega}_{ie}^n + \bar{\omega}_{en}^n) \times \delta V + C_s^n \nabla_s^s \\ \dot{\phi}_a = 0 \\ \dot{V} = 0 \\ \dot{\varepsilon}^s = 0 \end{cases}$$

式中, $\phi_m = [\phi_{mx}, \phi_{my}, \phi_{mz}]^T$, $\phi_a = [\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}]^T$, $\delta V = [\delta V_x, \delta V_y]^T$, $\varepsilon^s = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$, $\bar{\omega}_{nm}^s$ 为主惯导坐标系m相对东北天地理坐标系n的旋转角速度在子惯导坐标系s下的投影; C_s^n 为子惯导计算坐标系s转换至东北天地理坐标系n的转换矩阵; \bar{f}_m^s 为主惯导比力在子惯导系的投影; $\bar{\omega}_{ie}^n$ 为地球自转角速度; $\bar{\omega}_{en}^n$ 为东北天地理坐标系相对于地球系的旋转角速度;

当子、主惯导的方位安装误差角小于等于3度时,快速传递对准系统误差方程中的反对称阵为

$$[\phi_m \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_{mz} & \phi_{my} \\ \phi_{mz} & 0 & -\phi_{mx} \\ -\phi_{my} & \phi_{mx} & 0 \end{bmatrix}$$

$$[\phi_a \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_{az} & \phi_{ay} \\ \phi_{az} & 0 & -\phi_{ax} \\ -\phi_{ay} & \phi_{ax} & 0 \end{bmatrix}$$

利用上述模型,进行标准卡尔曼滤波解算;

当子、主惯导的方位安装误差角大于3度时,快速传递对准系统误差方程中的反对称阵为:

$$[\phi_m \times] = \begin{bmatrix} 0 & \sin(-\phi_{mz}) & \sin\phi_{my} \\ \sin\phi_{mz} & 0 & \sin(-\phi_{mx}) \\ \sin(-\phi_{my}) & \sin\phi_{mx} & 0 \end{bmatrix}$$

$$[\phi_a \times] = \begin{bmatrix} 0 & \sin(-\phi_{az}) & \sin\phi_{ay} \\ \sin\phi_{az} & 0 & \sin(-\phi_{ax}) \\ \sin(-\phi_{ay}) & \sin\phi_{ax} & 0 \end{bmatrix}$$

系统模型表现为非线性特性,数字处理滤波器为非线性卡尔曼滤波器;

(8) 滤波结束后,存储主惯导载体坐标系到实际的子惯导载体坐标系的相对姿态误差 ϕ_{ax} , ϕ_{ay} , ϕ_{az} ,其中 ϕ_{az} 作为方位安装误差角估计值;

(9) 通过对比步骤(2)中测得的方位安装误差角基准值与步骤(8)中得到的方位安装误差角估计值,实现传递对准定量精度评估。

2. 根据权利要求1所述的一种基于共基座安装的传递对准精度定量评估方法,其特征在于:所述步骤(7)中的卡尔曼滤波器为非线性滤波器,实现大方位失准角传递对准的精度评估。

一种基于共基座安装的传递对准精度定量评估方法

技术领域

[0001] 本发明属于惯导系统性能评估领域,具体涉及一种针对捷联惯导系统传递对准精度的基于共基座安装的传递对准精度定量评估方法。

背景技术

[0002] 传递对准技术,利用高精度惯导系统作为主惯导可以快速实现中、低精度惯导系统的初始对准。传递对准的精度评估可以有效评估各中传递对准方案的精度,用于传递对准方案的评优和优化改进。

[0003] 典型的传递对准精度评估方法,通常使传递对准结束后的惯导系统进行导航解算,通过观测导航误差对对准结束时刻的残留失准角进行平滑估计(典型文献参见于:陈岱岱.《舰载武器传递对准及其精度评估方法研究》.哈尔滨工程大学硕士学位论文.2013)。这种方法需要进行长时间的惯导解算,并同步存储惯导解算数据以及卡尔曼滤波的四个矩阵,再进行贝叶斯平滑解算,最终平滑估计得到导航解算初始时刻的初始误差值,即为对准结束时刻的对准误差。这类算法存在的不足是:(1)涉及大量的数据存储和计算;(2)受外部基准信息可靠性的影响较大,对于极区等卫星导航系统覆盖较弱的区域适用性差;(3)方位失准角的评估能力较差,实现方位失准角的有效评估依赖于载体的主动机动,对于大型舰船等机动性能较差的载体,甚至有可能会出现无法精确评估方位失准角的情况。

发明内容

[0004] 本发明的目的在于提供一种计算量更小、适用范围广且能够有效定量评估传递对准方位失准角的基于共基座安装的传递对准精度定量评估方法。

[0005] 本发明的目的是这样实现的:

[0006] (1)将子、主惯导共基座安装于同一铝板,构建子、主惯导间方位安装失准角;

[0007] (2)将安装有子、主惯导的铝板置于高精度转台,利用光学瞄准镜使主惯导的y轴指向正北,利用激光跟踪仪测定子、主惯导y轴指向间的方位安装误差角,作为方位安装误差角基准值;

[0008] (3)主惯导开机并完成自对准,进入导航状态;

[0009] (4)子惯导开机;

[0010] (5)主惯导向子惯导传递位置、速度、姿态矩阵;

[0011] (6)子惯导进行导航解算,同步采集子、主惯导的速度、姿态信息;

[0012] (7)利用卡尔曼滤波进行“速度+姿态”匹配快速传递对准解算,估计出子惯导系统误差状态;

[0013] 所涉及的子惯导系统误差状态向量为:

$$[0014] \quad X = [\phi_{mx} \quad \phi_{my} \quad \phi_{mz} \quad \delta V_x \quad \delta V_y \quad \phi_{ax} \quad \phi_{ay} \quad \phi_{az} \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T$$

[0015] 式中, ϕ_{mx} , ϕ_{my} , ϕ_{mz} 为主惯导系到计算得到的子惯导坐标系之间的相对姿态误差; δV_x , δV_y 为子惯导速度误差; ϕ_{ax} , ϕ_{ay} , ϕ_{az} 为主惯导载体坐标系到实际的子惯导载体坐

标系的相对姿态误差； $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 为子惯导三个轴向的加速度计常值零偏； $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ 为子惯导三个轴向的陀螺常值漂移；

[0016] 所涉及的快速传递对准系统误差方程为：

$$[0017] \begin{cases} \dot{\phi}_m = (\phi_m - \phi_a) \times \bar{\omega}_{nm}^s + \varepsilon^s \\ \delta \dot{V} = C_s^n ([\phi_m \times] - [\phi_a \times]) \bar{f}_m^s - (2\bar{\omega}_{ie}^n + \bar{\omega}_{en}^n) \times \delta V + C_s^n \nabla_s^s \\ \dot{\phi}_a = 0 \\ \dot{V} = 0 \\ \dot{\varepsilon} = 0 \end{cases}$$

[0018] 式中， $\phi_m = [\phi_{mx}, \phi_{my}, \phi_{mz}]^T$ ， $\phi_a = [\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}]^T$ ， $\delta V = [\delta V_x, \delta V_y]^T$ ， $\varepsilon^s = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$ ， $\bar{\omega}_{nm}^s$ 为主惯导坐标系 m 相对东北天地理坐标系 n 的旋转角速度在子惯导坐标系 s 下的投影； C_s^n 为子惯导计算坐标系 \hat{s} 转换至东北天地理坐标系 n 的转换矩阵； \bar{f}_m^s 为主惯导比力在子惯导系的投影； $\bar{\omega}_{ie}^n$ 为地球自转角速度； $\bar{\omega}_{en}^n$ 为东北天地理坐标系相对于地球系的旋转角速度；

[0019] (8) 滤波结束后，存储主惯导载体坐标系到实际的子惯导载体坐标系的相对姿态误差 $\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}$ ，其中 ϕ_{az} 作为方位安装误差角估计值；

[0020] (9) 通过对比步骤 (2) 中测得的方位安装误差角基准值与步骤 (8) 中得到的方位安装误差角估计值，实现传递对准定量精度评估。

[0021] 所述步骤 (7) 中的卡尔曼滤波器为非线性滤波器，实现大方位失准角传递对准的精度评估。

[0022] 本发明的有益效果在于：

[0023] 该方法获取对准精度评估的基准在传递对准之前，仅需在完成对准后，通过基准值和估计值的对比即可实现对对准精度的定量评估。避免了对准完成后子惯导进行导航解算和平滑解算，大大降低了计算复杂度和数据存储需求；可以实现短时间内多次的重复试验；高精度激光跟踪仪能够精确测定子、主惯导方位安装误差角的基准值，精度可达角秒级别，比子、主惯导系统测姿精度（角分）高一个数量级；将子、主惯导系统近距离共基座安装，可有效避免动态挠曲变形对方位精度评估效果的影响；对方位安装误差角的评估尤其精确，适用于大方位失准角条件下的传递对准精度评估；该方法实现的是子、主惯导相对安装误差的评估，适用于极区（高纬度地区、南极、北极）传递对准的精度评估，而不需要将导航坐标系转换到极区导航坐标系。

附图说明

[0024] 图1为本发明提出的方法基本流程框图；

[0025] 图2为子、主惯导共基座安装俯视图。

具体实施方式

[0026] 下面结合附图对本发明作进一步的详细描述。

[0027] 本发明公开了一种基于共基座安装的传递对准精度定量评估方法。通过将传递对

准涉及的子、主惯导近距离、共基座安装于同一铝板上,构造子、主惯导间的方位安装误差角。然后,利用激光跟踪仪,测定该方位安装误差角,作为传递对准的方位安装误差角基准值。子、主惯导进行快速传递对准,保存对准结束时刻由卡尔曼滤波器估计得到的子、主惯导方位安装误差角。通过方位安装误差角基准值与估计值的对比,实现对子惯导传递对准的精度评估。该方法可以直接、定量地实现对子惯导传递对准方位安装误差角的精度评估,且不需要进行对准后的惯导解算,计算量小。

[0028] 实施例一:

[0029] 本发明的实现包括以下步骤:

[0030] (1) 将子、主惯导共基座安装于同一铝板,构建子、主惯导间方位安装失准角,使方位安装失准角小于等于3度;

[0031] (2) 将安装有子、主惯导的铝板置于高精度转台,利用光学瞄准镜使主惯导的y轴向指向正北,利用激光跟踪仪测定子、主惯导y轴指向间的方位安装误差角,作为方位安装误差角基准值;

[0032] (3) 主惯导开机并完成自对准,进入导航状态;

[0033] (4) 子惯导开机;

[0034] (5) 主惯导向子惯导传递位置、速度、姿态矩阵;

[0035] (6) 子惯导进行导航解算,同步采集子、主惯导的速度、姿态信息;

[0036] (7) 利用卡尔曼滤波进行“速度+姿态”匹配快速传递对准解算,估计出子惯导系统误差状态;

[0037] 所涉及的子惯导系统误差状态向量为:

$$[0038] \quad X = [\phi_{mx} \quad \phi_{my} \quad \phi_{mz} \quad \delta V_x \quad \delta V_y \quad \phi_{ax} \quad \phi_{ay} \quad \phi_{az} \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T$$

[0039] 式中, ϕ_{mx} , ϕ_{my} , ϕ_{mz} 为主惯导系到计算得到的子惯导坐标系之间的相对姿态误差; δV_x , δV_y 为子惯导速度误差; ϕ_{ax} , ϕ_{ay} , ϕ_{az} 为主惯导载体坐标系到实际的子惯导载体坐标系的相对姿态误差; ∇_x , ∇_y , ∇_z 为子惯导三个轴向的加速度计常值零偏; ε_x , ε_y , ε_z 为子惯导三个轴向的陀螺常值漂移;

[0040] 所涉及的快速传递对准系统误差方程为:

$$[0041] \quad \begin{cases} \dot{\phi}_m = (\phi_m - \phi_a) \times \bar{\omega}_{mm}^s + \varepsilon^s \\ \delta \dot{V} = C_s^n ([\phi_m \times] - [\phi_a \times]) \bar{f}_m^s - (2\bar{\omega}_{ie}^n + \bar{\omega}_{en}^n) \times \delta V + C_s^n \nabla_s^s \\ \dot{\phi}_a = 0 \\ \dot{V} = 0 \\ \dot{\varepsilon} = 0 \end{cases}$$

[0042] 式中, $\phi_m = [\phi_{mx}, \phi_{my}, \phi_{mz}]^T$, $\phi_a = [\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}]^T$, $\delta V = [\delta V_x, \delta V_y]^T$, $\varepsilon^s = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$, $\bar{\omega}_{mm}^s$ 为主惯导坐标系m相对东北天地理坐标系n的旋转角速度在子惯导坐标系s下的投影; C_s^n 为子惯导计算坐标系s转换至东北天地理坐标系n的转换矩阵; \bar{f}_m^s 为主惯导比力在子惯导系的投影; $\bar{\omega}_{ie}^n$ 为地球自转角速度; $\bar{\omega}_{en}^n$ 为东北天地理坐标系相对于地球系的旋转角速度;

[0043] (8) 滤波结束后, 存储主惯导载体坐标系到实际的子惯导载体坐标系的相对姿态误差 $\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}$, 其中 ϕ_{az} 作为方位安装误差角估计值;

[0044] (9) 通过对比步骤 (2) 中测得的方位安装误差角基准值与步骤 (8) 中得到的方位安装误差角估计值, 实现传递对准定量精度评估。

[0045] 实施例二:

[0046] 本发明的实现包括以下步骤:

[0047] (1) 将子、主惯导共基座安装于同一铝板, 构建子、主惯导间方位安装失准角, 使方位安装失准角大于3度;

[0048] (2) 将安装有子、主惯导的铝板置于高精度转台, 利用光学瞄准镜使主惯导的y轴指向正北, 利用激光跟踪仪测定子、主惯导y轴指向间的方位安装误差角, 作为方位安装误差角基准值;

[0049] (3) 主惯导开机并完成自对准, 进入导航状态;

[0050] (4) 子惯导开机;

[0051] (5) 主惯导向子惯导传递位置、速度、姿态矩阵;

[0052] (6) 子惯导进行导航解算, 同步采集子、主惯导的速度、姿态信息;

[0053] (7) 利用非线性卡尔曼滤波进行“速度+姿态”匹配快速传递对准解算, 估计出子惯导系统误差状态;

[0054] 所涉及的子惯导系统误差状态向量为:

$$[0055] \quad X = [\phi_{mx} \quad \phi_{my} \quad \phi_{mz} \quad \delta V_x \quad \delta V_y \quad \phi_{ax} \quad \phi_{ay} \quad \phi_{az} \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T$$

[0056] 式中, $\phi_{mx}, \phi_{my}, \phi_{mz}$ 为主惯导系到计算得到的子惯导坐标系之间的相对姿态误差; $\delta V_x, \delta V_y$ 为子惯导速度误差; $\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}$ 为主惯导载体坐标系到实际的子惯导载体坐标系的相对姿态误差; $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 为子惯导三个轴向的加速度计常值零偏; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ 为子惯导三个轴向的陀螺常值漂移;

[0057] 所涉及的快速传递对准系统误差方程为:

$$[0058] \quad \begin{cases} \dot{\phi}_m = (\phi_m - \phi_a) \times \bar{\omega}_{nm}^s + \varepsilon^s \\ \delta \dot{V} = C_s^n ([\phi_m \times] - [\phi_a \times]) \bar{f}_m^s - (2\bar{\omega}_{ie}^n + \bar{\omega}_{en}^n) \times \delta V + C_s^n \nabla_s^s \\ \dot{\phi}_a = 0 \\ \dot{\nabla} = 0 \\ \dot{\varepsilon} = 0 \end{cases}$$

[0059] 式中, $\phi_m = [\phi_{mx}, \phi_{my}, \phi_{mz}]^T$, $\phi_a = [\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}]^T$, $\delta V = [\delta V_x, \delta V_y]^T$, $\varepsilon^s = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$, $\bar{\omega}_{nm}^s$ 为主惯导坐标系m相对东北天地理坐标系n的旋转角速度在子惯导坐标系s下的投影; C_s^n 为子惯导计算坐标系s转换至东北天地理坐标系n的转换矩阵; \bar{f}_m^s 为主惯导比力在子惯导系的投影; $\bar{\omega}_{ie}^n$ 为地球自转角速度; $\bar{\omega}_{en}^n$ 为东北天地理坐标系相对于地球系的旋转角速度;

[0060] (8) 滤波结束后, 存储主惯导载体坐标系到实际的子惯导载体坐标系的相对姿态误差 $\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}$, 其中 ϕ_{az} 作为方位安装误差角估计值;

[0061] (9) 通过对比步骤(2)中测得的方位安装误差角基准值与步骤(8)中得到的方位安装误差角估计值,实现传递对准定量精度评估。

[0062] 如附图1所示,该方法的实施流程如下:

[0063] (1) 将子、主惯导共基座安装于同一铝板,构建子、主惯导间方位安装失准角。对铝板、子惯导底座和主惯导底座的高精度表面加工,有效保证铝板作为基准面,进而忽略子、主惯导的水平安装误差角的干扰。

[0064] 子、主惯导间方位安装误差角,以子、主惯导壳体的水平y轴指向作为方位指向进行构造。子、主惯导安装误差角俯视图,如图2所示。方位安装误差角值大小将决定后续进行的传递对准问题是否为大方位失准角,进而决定了传递对准的线性及非线性特性。

[0065] 通常当子、主惯导的方位安装误差角小于等于3度时,认为系统仍满足小角度近似条件,快速传递对准系统误差方程中的反对称阵为

$$[0066] \quad [\phi_m \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_{mz} & \phi_{my} \\ \phi_{mz} & 0 & -\phi_{mx} \\ -\phi_{my} & \phi_{mx} & 0 \end{bmatrix}$$

$$[0067] \quad [\phi_a \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_{az} & \phi_{ay} \\ \phi_{az} & 0 & -\phi_{ax} \\ -\phi_{ay} & \phi_{ax} & 0 \end{bmatrix}$$

[0068] 利用上述模型,进行标准卡尔曼滤波解算。

[0069] 当子、主惯导的方位安装误差角大于3度时,小角度近似时误差较大故不再满足,快速传递对准系统误差方程中的反对称阵为

$$[0070] \quad [\phi_m \times] = \begin{bmatrix} 0 & \sin(-\phi_{mz}) & \sin \phi_{my} \\ \sin \phi_{mz} & 0 & \sin(-\phi_{mx}) \\ \sin(-\phi_{my}) & \sin \phi_{mx} & 0 \end{bmatrix}$$

$$[0071] \quad [\phi_a \times] = \begin{bmatrix} 0 & \sin(-\phi_{az}) & \sin \phi_{ay} \\ \sin \phi_{az} & 0 & \sin(-\phi_{ax}) \\ \sin(-\phi_{ay}) & \sin \phi_{ax} & 0 \end{bmatrix}$$

[0072] 此时,系统模型表现为非线性特性,数字处理滤波器优选为扩展卡尔曼滤波器、无极卡尔曼滤波器等非线性卡尔曼滤波器。

[0073] (2) 将安装有子、主惯导的铝板置于高精度转台,利用高精度光学测量设备使主惯导的y轴指向正北,利用激光跟踪仪测定子、主惯导y轴之间的方位安装误差角,作为方位安装误差角基准值。

[0074] 现有的光学测量设备具有极高的测角精度,激光经纬仪的测姿精度达到数角分,激光全站仪的测姿精度达到数角秒,激光跟踪仪的测姿精度最高达到2角秒。将测量方位安装误差角的光学测量设备优选为激光跟踪仪,其精度确保方位安装误差角测量值作为基准值的有效性。

[0075] (3) 主惯导开机并完成自对准,自对准时长通常持续约1小时,中等精度激光惯导系统在完成自对准过程后,输出水平姿态精度优于0.02度,方位姿态优于0.1度。在进入导

航状态后,输出主惯导解算得到的速度、姿态、位置信息。

[0076] (4) 子惯导信号输入串口与主惯导信号输出串口相连,子惯导开机、预热,;

[0077] (5) 传递对准开始时刻,主惯导向子惯导一次性传递主惯导的位置、速度、姿态矩阵;

[0078] (6) 子惯导利用主惯导传递而来的位置、速度、姿态矩阵作为初始值,完成子惯导导航初始化,子惯导进行导航解算,同步采集子、主惯导的速度、姿态信息;

[0079] (7) 利用非线性卡尔曼滤波进行“速度+姿态”匹配快速传递对准解算,估计出子惯导系统误差状态;

[0080] 所涉及子惯导系统误差状态向量为:

$$[0081] \quad X = [\phi_{mx} \quad \phi_{my} \quad \phi_{mz} \quad \delta V_x \quad \delta V_y \quad \phi_{ax} \quad \phi_{ay} \quad \phi_{az} \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T$$

[0082] 式中, $\phi_{mx}, \phi_{my}, \phi_{mz}$ 为主惯导系到计算得到的子惯导坐标系之间的相对姿态误差; $\delta V_x, \delta V_y$ 为子惯导速度误差; $\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}$ 为主惯导载体坐标系到实际的子惯导载体坐标系的相对姿态误差,为精度评估提供被评估的量; $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 为子惯导三个轴向的加速度计常值零偏; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ 为子惯导三个轴向的陀螺常值漂移;

[0083] 所涉及的快速传递对准系统误差方程为:

$$[0084] \quad \begin{cases} \dot{\phi}_m = (\phi_m - \phi_a) \times \bar{\omega}_{mm}^s + \varepsilon^s \\ \delta \dot{V} = C_{\hat{s}}^n ([\phi_m \times] - [\phi_a \times]) \bar{f}_m^s - (2\bar{\omega}_{ie}^n + \bar{\omega}_{en}^n) \times \delta V + C_{\hat{s}}^n \nabla_s^s \\ \dot{\phi}_a = 0 \\ \dot{\nabla} = 0 \\ \dot{\varepsilon} = 0 \end{cases}$$

[0085] 式中, $\phi_m = [\phi_{mx}, \phi_{my}, \phi_{mz}]^T$, $\phi_a = [\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}]^T$, $\delta V = [\delta V_x, \delta V_y]^T$, $\varepsilon^s = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$, $\bar{\omega}_{mm}^s$ 为主惯导坐标系m相对东北天地理坐标系n的旋转角速度在子惯导坐标系s下的投影; $C_{\hat{s}}^n$ 为子惯导计算坐标系 \hat{s} 转换至东北天地理坐标系n的转换矩阵; \bar{f}_m^s 为主惯导比力在子惯导系的投影; $\bar{\omega}_{ie}^n$ 为地球自转角速度; $\bar{\omega}_{en}^n$ 为东北天地理坐标系相对于地球系的旋转角速度;

[0086] 对于初始方位安装误差角小于等于3度时,利用标准卡尔曼滤波进行解算;

[0087] 对于初始方位安装误差角大于3度时,利用非线性卡尔曼滤波器进行解算。优选为无迹卡尔曼滤波器。

[0088] (8) 滤波结束后,存储主惯导载体坐标系到实际的子惯导载体坐标系的相对姿态误差 $\phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}$, 其中 ϕ_{az} 作为方位安装误差角估计值;

[0089] (9) 通过对比步骤(2)中测得的方位安装误差角基准值与步骤(8)中得到的方位安装误差角估计值,实现传递对准定量精度评估。

[0090] 应理解,这些实施例仅用于说明本发明而不适用于限制本发明的范围。此外应理解,在阅读了本发明讲授的内容之后,本领域技术人员可以对本发明作各种改动或修改,这些等价形式同样落于本申请所附权利要求书所限定的范围。

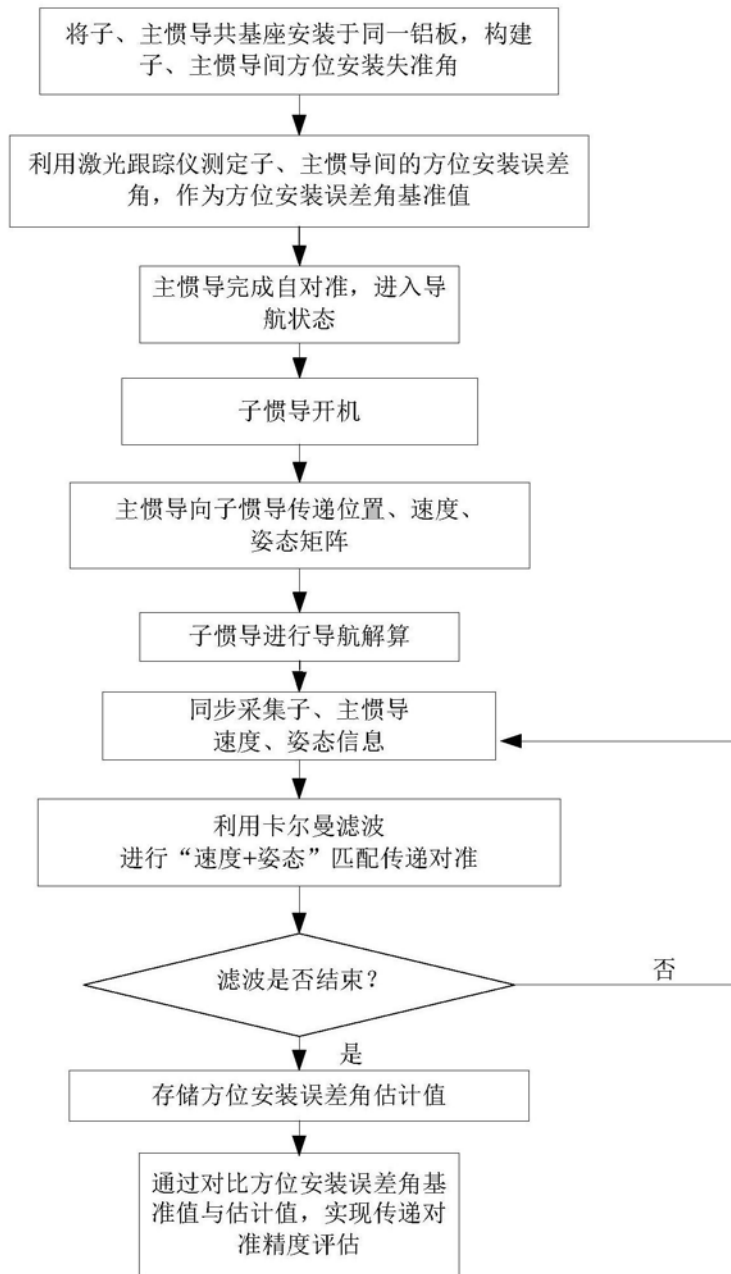


图1

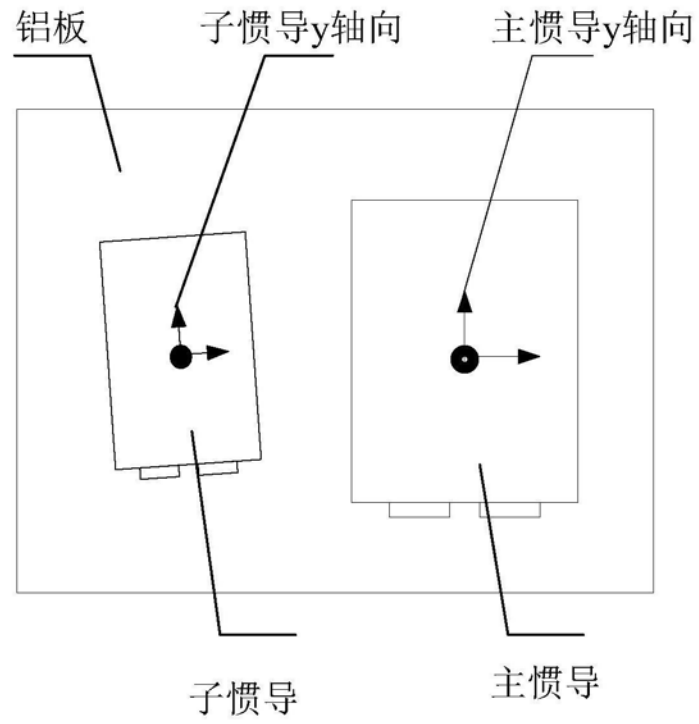


图2