



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108759867 A

(43)申请公布日 2018.11.06

(21)申请号 201810558155.5

(22)申请日 2018.06.01

(71)申请人 长光卫星技术有限公司

地址 130000 吉林省长春市高新北区明溪路1759号

(72)发明人 黄帅 汪宗洋 邹波 高畅

(74)专利代理机构 长春众邦菁华知识产权代理有限公司 22214

代理人 王丹阳

(51) Int. Cl.

G01C 25/00(2006.01)

G01C 21/16(2006.01)

G01C 21/18(2006.01)

权利要求书2页 说明书9页 附图2页

(54)发明名称

外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法

(57)摘要

外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法涉及导航技术领域,解决了现有分析方法过程繁琐、工作量随系统维数增加、建模过程引入误差和没有充分揭示原理的问题,该方法包括:一、建立惯性导航系统动基座初始对准模型;二、根据惯性导航系统动基座初始对准模型,分析 $b_a$ 和 $b_g$ 可观测性;三、根据二和一,分析 $C_b^n$ 可观性;四、根据三分析安装误差角可观性;根据 $b_a$ 可观性的分析、三和一,分析 $v^n$ 可观性;五、根据 $b_g$ 、三、 $v^n$ 可观性的分析和一,分析 $l^b$ 可观性。本发明分析过程直观、简洁,且结论更加准确、清晰。且全面、深刻地揭示了系统状态估计同载体机动之间的联系,为载体运动轨迹的规划和滤波器的设计提供了理论指导,为惯性导航系统高精度对准奠定了基础。

1. 外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法,其特征在于,包括如下步骤:

步骤一、建立惯性导航系统动基座初始对准模型

$$\dot{\mathbf{r}}^n = \mathbf{v}^n \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_b^n (\mathbf{f}^b - \mathbf{b}_a) - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n + \mathbf{g}^n \quad (2)$$

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{C}_b^n [\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times] \quad (3)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = (\boldsymbol{\omega}^b - \mathbf{b}_g) - \mathbf{C}_n^b (\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \quad (4)$$

$$\mathbf{r}_m^n = \mathbf{r}^n + \mathbf{C}_b^n \mathbf{l}^b \quad (5)$$

$$\mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n + \mathbf{C}_b^n (\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times \mathbf{l}^b) \quad (6)$$

式中,  $\mathbf{r}^n$  表示惯导系统在导航坐标系下的位置矢量,  $\mathbf{v}^n$  表示惯导系统在导航坐标系下的速度矢量,  $\mathbf{C}_b^n$  表示惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵,  $\mathbf{C}_n^b$  表示惯性导航系统由导航坐标系到载体坐标系的坐标转换矩阵,  $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$  为在导航坐标系下表示的地球自转角速度矢量,  $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$  为在导航坐标系下表示的导航坐标系相对于地面坐标系的转动角速度矢量,  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$  为在载体坐标系下表示的载体坐标系相对导航坐标系的转动角速度矢量,  $\mathbf{g}^n$  为在导航坐标系下表示的当地重力加速度矢量,  $\mathbf{f}^b$  为加速度计测量的比力矢量,  $\boldsymbol{\omega}^b$  为陀螺仪测量的载体相对于惯性坐标系的转动角速度矢量, 符号  $\times$  表示矢量积运算,  $[\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times]$  表示为向量  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$  的反对称矩阵;  $\mathbf{b}_a$  为加速度计零偏矢量,  $\mathbf{b}_g$  为陀螺漂移矢量,  $\mathbf{r}_m^n$  为外界辅助导航设备输出的载体在导航坐标系下的位置矢量,  $\mathbf{v}_m^n$  为外界辅助导航设备输出的载体在导航坐标系下的速度矢量,  $\mathbf{l}^b$  为杆臂矢量;

步骤二、根据惯性导航系统动基座初始对准模型,分析加速度计零偏矢量  $\mathbf{b}_a$  可观性和分析陀螺漂移矢量  $\mathbf{b}_g$  可观性;

步骤三、根据步骤二和惯性导航系统动基座初始对准模型,分析惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵  $\mathbf{C}_b^n$  可观性;

步骤四、根据步骤三,分析安装误差角可观性;根据加速度计零偏矢量  $\mathbf{b}_a$  可观性的分析、步骤三和惯性导航系统动基座初始对准模型,分析惯导系统在导航坐标系下的速度矢量  $\mathbf{v}^n$  可观性;

步骤五、根据陀螺漂移矢量  $\mathbf{b}_g$ , 惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵  $\mathbf{C}_b^n$ 、惯导系统在导航坐标系下的速度矢量  $\mathbf{v}^n$  可观性的分析和惯性导航系统动基座初始对准模型,分析杆臂矢量  $\mathbf{l}^b$  可观性。

2. 如权利要求1所述的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法,其特征在于,所述步骤一中  $\dot{\mathbf{f}}^b = \mathbf{0}$ 。

3. 如权利要求1所述的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法,其特征在于,所述分析加速度计零偏矢量  $\mathbf{b}_a$  可观性的具体过程为:

控制载体作直线运动且姿态不发生变化,得到  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \mathbf{0}$ ,  $\dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{0}$ ; 将  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \mathbf{0}$  代入公式(6)得

到  $\mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n$  ;

$\mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n$  联立公式 (2), 得到  $\mathbf{b}_a = \mathbf{f}^b - \mathbf{C}_n^b \left[ \dot{\mathbf{v}}_m^n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n - \mathbf{g}^n \right]$  ;

令  $\dot{\mathbf{v}}_m^n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n - \mathbf{g}^n = \mathbf{0}$ , 得到  $\mathbf{b}_a = \mathbf{f}^b$ , 加速度计零偏矢量  $\mathbf{b}_a$  可观。

4. 如权利要求1所述的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法, 其特征在于, 所述分析陀螺漂移矢量  $\mathbf{b}_g$  可观性的具体过程为:

控制载体作直线运动且姿态不发生变化, 得到  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \mathbf{0}$  ;

$\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \mathbf{0}$  代入公式 (4) 得到  $\mathbf{b}_g = \boldsymbol{\omega}^b - \mathbf{C}_n^b (\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n)$ ,  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \mathbf{0}$  代入公式 (6) 得到  $\mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n$  ; 联立  $\mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n$  和公式 (2) 并求导, 得到  $\mathbf{C}_b^n \dot{\mathbf{f}}^b = \dot{\mathbf{v}}_m^n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \dot{\mathbf{v}}_m^n - \dot{\mathbf{g}}^n$  并求解  $\mathbf{C}_b^n$  ;

将  $\mathbf{C}_b^n$  和  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \mathbf{0}$  代入  $\mathbf{b}_g = \boldsymbol{\omega}^b - \mathbf{C}_n^b (\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n)$ , 计算得到  $\mathbf{b}_g$ , 陀螺漂移矢量  $\mathbf{b}_g$  可观。

5. 如权利要求1所述的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法, 其特征在于, 所述步骤三的具体过程为:

控制载体作直线运动且姿态不发生变化, 得到  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \mathbf{0}$ , 将  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \mathbf{0}$  代入公式 (6) 得到  $\mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n$  ;

将  $\mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n$  代入公式 (2) 并求导, 得到  $\dot{\mathbf{v}}_m^n = \dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_b^n (\mathbf{f}^b - \mathbf{b}_a) - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n + \mathbf{g}^n$  ; 其中  $\mathbf{C}_b^n = \boldsymbol{\phi}_n(t_0, t) \mathbf{C}_b^n(t_0) \boldsymbol{\phi}_b^T(t_0, t)$ , 式中的  $\boldsymbol{\phi}_n(t_0, t)$  为导航坐标系相对于惯性空间从  $t_0$  到  $t$  时刻的姿态转移矩阵,  $\boldsymbol{\phi}_b(t_0, t)$  为载体坐标系相对于惯性空间从  $t_0$  到  $t$  时刻的姿态转移矩阵;

求解  $\mathbf{C}_b^n$ , 得到惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵  $\mathbf{C}_b^n$  可观。

6. 如权利要求1所述的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法, 其特征在于, 所述分析安装误差角可观性的具体过程为:

联立  $\mathbf{C}_b^a = \mathbf{I} + [\boldsymbol{\psi}_a \times]$  和  $\mathbf{C}_b^a = (\mathbf{C}_a^n)^T \cdot \mathbf{C}_b^n$ , 并根据步骤三得到的  $\mathbf{C}_b^n$ , 求解  $\boldsymbol{\psi}_a$ , 安装误差角可观;  $\mathbf{C}_b^a$  为安装误差矩阵,  $\mathbf{I}$  为单位矩阵,  $\boldsymbol{\psi}_a$  为惯导系统的安装误差角,  $[\boldsymbol{\psi}_a \times]$  为  $\boldsymbol{\psi}_a$  的反对称矩阵,  $\mathbf{C}_a^n$  为惯性导航系统由接收机坐标系到导航坐标系的坐标变换矩阵。

7. 如权利要求1所述的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法, 其特征在于, 所述分析惯导系统在导航坐标系下的速度矢量  $\mathbf{v}^n$  可观性的具体过程为: 联立公式 (2) 和公式 (6), 求解  $\mathbf{v}^n$ , 得到惯导系统在导航坐标系下的速度矢量  $\mathbf{v}^n$  可观。

8. 如权利要求1所述的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法, 其特征在于, 所述分析杆臂矢量  $\mathbf{l}^b$  可观性的具体过程为: 控制载体作曲线运动, 根据公式 (6) 求解  $\mathbf{l}^b$ , 得到杆臂矢量  $\mathbf{l}^b$  可观。

## 外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及导航技术领域,具体涉及外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法。

### 背景技术

[0002] 初始对准是惯性导航系统能够正常解算运行的关键阶段,指在系统进入工作状态之前建立导航所必需的初始条件,对准的精度直接影响了惯导系统的性能。

[0003] 对于在动基座条件下完成惯性导航系统导航参数初始化的载体,其初始对准的方式通常为传递对准或利用外界信息的辅助对准,以克服因运动环境而产生的各种干扰影响,同时也可以对低精度的惯性传感器进行修正。而无论哪种方式,其对准过程都是在高精度导航信息的辅助下,利用两者导航参数或测量信息的差值作为观测量,对惯导系统的失准角、速度误差、位置误差等导航参数误差及惯性器件误差进行估计并校正,从而达到提高导航精度的目的。对准流程为:惯性导航系统根据传感器原始的测量数据进行捷联导航解算,外界辅助导航设备提供高精度的导航参数信息,捷联导航解算的结果和导航参数信息二者通过Kalman滤波进行融合,对系统的状态量进行估计并校正,输出正确的对准参数。

[0004] 可观性描述了系统状态变量的可估计能力,系统可观是Kalman滤波收敛的前提条件,直接决定了初始对准的效果。然而,在动基座条件下,捷联惯性系统是非线性、时变的,虽然理论上可通过检查Grammian矩阵的秩来判断其可观性,但计算量较大,且只能通过数值分析的方法对其性质进行研究,不便于在实际工程中使用。

[0005] 文献《Observability Analysis of Piece-Wise Constant Systems-Part I: Theory》及《Observability Analysis of Piece-Wise Constant Systems-Part II: Application to Inertial Navigation In-flight Alignment》提出的PWCS (Piece-Wise Constant System)理论,以分段线性化模型代替原系统的非线性模型,可通过求解系统可观性矩阵的秩或奇异值来判断系统的可观性,这也是当前工程领域最为常用的方法。

[0006] 这种方法虽然极大简化了非线性时变对准模型的可观性分析,但过程依旧繁琐,且结论并不一定完全准确,同时还存在以下问题:①工作量会随着系统维数或分段数的增加而增加;②系统模型需经过线性化与分段定常两次近似,相比原模型会引入一定的误差;③没有充分揭示系统可观性与载体运动状态之间的联系和内在机理。

### 发明内容

[0007] 为了解决现有分析方法过程繁琐、工作量随系统维数增加、建模过程引入误差和没有充分揭示原理的问题,本发明提供外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法。

[0008] 本发明为解决技术问题所采用的技术方案如下:

[0009] 外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法,包括如下步骤:

[0010] 步骤一、建立惯性导航系统动基座初始对准模型

[0011]

$$\dot{\mathbf{r}}^n = \mathbf{v}^n \quad (1)$$

[0012]

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_b^n (\mathbf{f}^b - \mathbf{b}_a) - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n + \mathbf{g}^n \quad (2)$$

[0013]

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{C}_b^n [\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times] \quad (3)$$

[0014]

$$\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = (\boldsymbol{\omega}^b - \mathbf{b}_g) - \mathbf{C}_n^b (\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \quad (4)$$

[0015]

$$\mathbf{r}_m^n = \mathbf{r}^n + \mathbf{C}_b^n \mathbf{l}^b \quad (5)$$

[0016]

$$\mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n + \mathbf{C}_b^n (\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times \mathbf{l}^b) \quad (6)$$

[0017] 式中,  $\mathbf{r}^n$ 表示惯导系统在导航坐标系下的位置矢量,  $\mathbf{v}^n$ 表示惯导系统在导航坐标系下的速度矢量,  $\mathbf{C}_b^n$ 表示惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵,  $\mathbf{C}_n^b$ 表示惯性导航系统由导航坐标系到载体坐标系的坐标转换矩阵,  $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 为在导航坐标系下表示的地球自转角速度矢量,  $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 为在导航坐标系下表示的导航坐标系相对于地面坐标系的转动角速度矢量,  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$ 为在载体坐标系下表示的载体坐标系相对导航坐标系的转动角速度矢量,  $\mathbf{g}^n$ 为在导航坐标系下表示的当地重力加速度矢量,  $\mathbf{f}^b$ 为加速度计测量的比力矢量,  $\boldsymbol{\omega}^b$ 为陀螺仪测量的载体相对于惯性坐标系的转动角速度矢量, 符号  $\times$  表示矢量积运算,  $[\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times]$  表示为向量  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$  的反对称矩阵;  $\mathbf{b}_a$ 为加速度计零偏矢量,  $\mathbf{b}_g$ 为陀螺漂移矢量,  $\mathbf{r}_m^n$ 为外界辅助导航设备输出的载体在导航坐标系下的位置矢量,  $\mathbf{v}_m^n$ 为外界辅助导航设备输出的载体在导航坐标系下的速度矢量,  $\mathbf{l}^b$ 为杆臂矢量;

[0018] 步骤二、根据惯性导航系统动基座初始对准模型, 分析加速度计零偏矢量  $\mathbf{b}_a$  可观性和分析陀螺漂移矢量  $\mathbf{b}_g$  可观性;

[0019] 步骤三、根据步骤二和惯性导航系统动基座初始对准模型, 分析惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵  $\mathbf{C}_b^n$  可观性;

[0020] 步骤四、根据步骤三, 分析安装误差角可观性; 根据加速度计零偏矢量  $\mathbf{b}_a$  可观性的分析、步骤三和惯性导航系统动基座初始对准模型, 分析惯导系统在导航坐标系下的速度矢量  $\mathbf{v}^n$  可观性;

[0021] 步骤五、根据陀螺漂移矢量  $\mathbf{b}_g$ 、惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵  $\mathbf{C}_b^n$ 、惯导系统在导航坐标系下的速度矢量  $\mathbf{v}^n$  可观性的分析和惯性导航系统动基座初始对准模型, 分析杆臂矢量  $\mathbf{l}^b$  可观性。

[0022] 本发明的有益效果是:

[0023] 1、本发明从基本定义出发提出了非线性可观性分析方法, 解决了传统方法存在的

模型误差不可避免、计算量较大、物理意义不明确等问题,分析过程直观、简洁,且结论更加准确、清晰。

[0024] 2、全面、深刻地揭示了系统状态估计同载体机动之间的联系,为载体运动轨迹的规划和滤波器的设计提供了理论指导,同时也为惯性导航系统高精度对准奠定了基础。

### 附图说明

[0025] 图1为本发明的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法的 $f^b$ 的变化曲线图。

[0026] 图2为本发明的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法的 $\omega^b$ 的变化曲线图。

[0027] 图3为本发明的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法的加速度计零偏矢量 $b_a$ 估计曲线。

[0028] 图4为本发明的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法的陀螺漂移矢量 $b_g$ 估计曲线。

[0029] 图5为本发明的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法的安装误差角 $\psi_a$ 估计曲线。

[0030] 图6为本发明的外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法的杆臂矢量 $l^b$ 估计曲线。

### 具体实施方式

[0031] 为了能够更清楚地理解本发明的上述目的、特征和优点,下面结合附图和具体实施方式对本发明进行进一步的详细描述。

[0032] 在下面的描述中阐述了很多具体细节以便于充分理解本发明,但是,本发明还可以采用其他不同于在此描述的方式来实施,因此,本发明的保护范围并不受下面公开的具体实施例的限制。

[0033] 在介绍本发明的技术方案之前,首先对涉及到的坐标系等情况进行说明,如下:

[0034] 定义外界辅助导航设备接收机坐标系为a系;惯性导航系统简称惯导系统,惯导系统坐标系记为b系,惯导系统安装在载体上,忽略载体可能发生的变形,即认为惯导系统和载体的安装关系不会发生改变,也就是载体坐标系;以当地地理坐标系(北-天-东坐标系即N-U-E坐标系)作为导航坐标系,记为n系;定义惯性坐标系为i系,定义地面坐标系为e系。本文中外界辅助导航设备可采用GNSS、或其他可提供载体在导航坐标系下的位置和速度等高精度外界信息导航参数的设备。 $r^n$ 、 $l^b$ 、 $C_b^n$ 、 $v^n$ 、 $v_m^n$ 分别为 $r^n$ 、 $l^b$ 、 $C_b^n$ 、 $v^n$ 、 $v_m^n$ 的一阶导数, $\ddot{v}_m^n$ 为 $v_m^n$ 的二阶导数,依此可知本文中所有一阶导数和二阶导数的表达方式。

[0035] 外界辅助惯性导航系统动基座对准可观性分析方法,包括如下的步骤:

[0036] 步骤一、建立惯性导航系统动基座初始对准模型,模型包括公式(1)~公式(6),具体如下:

[0037] 考虑惯性器件误差,惯性器件包括加速度计与陀螺仪,所以考虑加速度计误差与陀螺仪误差,建立如下部分模型

$$[0038] \quad \dot{\mathbf{r}}^n = \mathbf{v}^n \quad (1)$$

$$[0039] \quad \dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_b^n (\mathbf{f}^b - \mathbf{b}_a) - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n + \mathbf{g}^n \quad (2)$$

$$[0040] \quad \dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{C}_b^n [\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times] \quad (3)$$

$$[0041] \quad \boldsymbol{\omega}_{nb}^b = (\boldsymbol{\omega}^b - \mathbf{b}_g) - \mathbf{C}_n^b (\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \quad (4)$$

[0042] 式中,  $\mathbf{r}^n$  表示惯导系统在导航坐标系下的位置矢量,  $\mathbf{v}^n$  表示惯导系统在导航坐标系下的速度矢量,  $\mathbf{v}^n = [v_N \ v_U \ v_E]^T$ , ( $v_N, v_U, v_E$  分别代表  $\mathbf{v}^n$  的北向、天向和东向分量值);  $\mathbf{C}_b^n$  表示惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵, 也即惯性导航系统在导航坐标系输出的姿态矩阵;  $\mathbf{C}_n^b$  表示惯性导航系统由导航坐标系到载体坐标系的坐标转换矩阵;  $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$  为在导航坐标系下表示的地球自转角速度矢量,  $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n = [\omega_{ie} \cos L \ \omega_{ie} \sin L \ 0]^T$ ,  $\omega_{ie}$  为  $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$  的模;  $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$  为在导航坐标系下表示的导航坐标系相对于地面坐标系的转动角速度矢量,  $\boldsymbol{\omega}_{en}^n = [v_E \ v_E \tan L \ -v_N]^T / (R+h)$ , 其中  $L, h$  和  $R$  分别代表纬度、高程和地球半径,  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$  为在载体坐标系下表示的载体坐标系相对导航坐标系的转动角速度矢量;  $\mathbf{g}^n$  为在导航坐标系下表示的当地重力加速度矢量;  $\mathbf{f}^b$  为加速度计测量的比力矢量;  $\boldsymbol{\omega}^b$  为陀螺仪测量的载体相对于惯性坐标系的转动角速度矢量; 符号  $\times$  表示矢量积运算,  $[\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times]$  表示为向量  $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$  的反对称矩阵;  $\mathbf{b}_a$  为加速度计零偏矢量, 即加速度计误差矢量;  $\mathbf{b}_g$  为陀螺漂移矢量, 即陀螺仪误差,  $\mathbf{b}_a$  和  $\mathbf{b}_g$  均视为随机常数, 即对  $\mathbf{b}_a$  和  $\mathbf{b}_g$  分别求导均等于 0

$$[0043] \quad \dot{\mathbf{b}}_a = 0, \quad \dot{\mathbf{b}}_g = 0$$

[0044] 考虑由杆臂影响导致的安装位置差异, 外界辅助导航设备提供的高精度辅助导航信息与载体惯导输出的位置、速度间存在如下关系

$$[0045] \quad \mathbf{r}_m^n = \mathbf{r}^n + \mathbf{C}_b^n \mathbf{l}^b \quad (5)$$

$$[0046] \quad \mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n + \mathbf{C}_b^n (\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times \mathbf{l}^b) \quad (6)$$

[0047] 式中,  $\mathbf{r}_m^n$  为外界辅助导航设备输出的载体在导航坐标系下的位置矢量,  $\mathbf{v}_m^n$  为外界辅助导航设备输出的载体在导航坐标系下的速度矢量,  $\mathbf{l}^b$  为杆臂矢量 (惯导系统与外界辅助导航设备在载体上的安装位置不同, 杆臂矢量用于描述两套系统的相对位置)。

[0048]  $\mathbf{r}^n, \mathbf{v}^n, \boldsymbol{\omega}_{ie}^n, \boldsymbol{\omega}_{en}^n, \boldsymbol{\omega}_{nb}^b, \mathbf{g}^n, \mathbf{f}^b, \boldsymbol{\omega}^b, \mathbf{b}_a, \mathbf{b}_g, \mathbf{r}_m^n, \mathbf{v}_m^n$  和  $\mathbf{l}^b$  均为矢量

[0049] 忽略载体可能发生的变形, 即认为惯导系统和载体的安装关系不会发生改变, 可将杆臂矢量视为常数, 即对杆臂矢量  $\mathbf{l}^b$  求导等于 0

$$[0050] \quad \dot{\mathbf{l}}^b = 0$$

[0051] 以上方程即构成了惯性导航系统动基座初始对准模型, 系统状态量包括  $\mathbf{r}^n, \mathbf{v}^n, \mathbf{C}_b^n$ , 以及惯性器件误差 ( $\mathbf{b}_a$  和  $\mathbf{b}_g$ ) 和  $\mathbf{l}^b$ 。

[0052] 步骤二、根据步骤一得到的惯性导航系统动基座初始对准模型, 分析加速度计零偏矢量  $\mathbf{b}_a$  可观性和分析陀螺漂移矢量  $\mathbf{b}_g$  可观性。

[0053] (人直接或人通过控制系统) 控制载体作直线运动, 且姿态不发生变化。

[0054] 加速度计零偏矢量  $\mathbf{b}_a$  可观性分析:

[0055] 当载体相对于地面做直线运动,且姿态不发生变化时,即 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b=0$ ,  $\dot{\mathbf{C}}_b^n=0$ ,则将 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b=0$ 代入公式(6)有

$$[0056] \quad \mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n,$$

[0057] 即外界辅助导航设备输出的载体在导航坐标系下的速度与惯导系统在导航坐标系下的速度相等,公式(6)中 $\mathbf{v}_m^n$ 不受杆臂影响。

[0058] 对上式两端求导,进一步可得:

$$[0059] \quad \dot{\mathbf{v}}_m^n = \dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{C}_b^n (\mathbf{f}^b - \mathbf{b}_a) - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n + \mathbf{g}^n \quad (7)$$

[0060] 解得:

$$[0061] \quad \mathbf{b}_a = \mathbf{f}^b - \mathbf{C}_n^b \left[ \dot{\mathbf{v}}_m^n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n - \mathbf{g}^n \right]$$

[0062] 式中, $\mathbf{f}^b$ 由加速度计测量获得, $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 可通过外界辅助导航设备输出的位置及速度信息计算获得(即 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n = [\omega_{ie} \cos L \quad \omega_{ie} \sin L \quad 0]^T$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{en}^n = [v_E \quad v_E \tan L \quad -v_N]^T / (R+h)$ ),而 $\mathbf{g}^n$ 在位置矢量已知后,即可利用索米利亚纳(Somigliana)模型进行计算获得(由杆臂造成的位置误差较小,可忽略不计,所以认为外界辅助导航设备所提供的重力加速度矢量即为导航坐标系下表示的当地重力加速度矢量 $\mathbf{g}^n$ )。故上式等号右端除 $\mathbf{C}_n^b$ 外,各项均为已知。

[0063] 因此,令

$$[0064] \quad \dot{\mathbf{v}}_m^n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n - \mathbf{g}^n = \mathbf{0}$$

[0065] 即 $\mathbf{b}_a = \mathbf{f}^b - \mathbf{f}$ ,令载体比力 $\mathbf{f} = \mathbf{a} - \mathbf{g} = \mathbf{0}$ ( $\mathbf{f}$ 为载体的比力, $\mathbf{a}$ 为载体的绝对加速度, $\mathbf{g}$ 为重力加速度),便可唯一确定 $\mathbf{b}_a$ , $\mathbf{b}_a = \mathbf{f}^b$ ,故加速度计零偏矢量可观。

[0066] 载体比力为0,即可满足加速度计零偏矢量可观;然而具体应用中在地球1g重力场环境下,载体比力为0难以满足,若维持初始姿态不变,令载体静止或做匀速直线运动,可同样满足要求。

[0067] 陀螺漂移矢量 $\mathbf{b}_g$ 可观性分析:

[0068] 已知在载体相对于地面做直线运动且姿态不发生变化的状态下, $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b=0$ ,  $\mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n$ ( $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b=0$ 代入公式(6))。根据惯性导航系统动基座初始对准模型的公式(4)有

$$[0069] \quad \mathbf{b}_g = \boldsymbol{\omega}^b - \mathbf{C}_n^b (\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n)$$

[0070] 根据惯性导航系统动基座初始对准模型的公式(2)、公式(6)和 $\mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n$ ,可得

$$[0071] \quad \dot{\mathbf{v}}_m^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b - (2\dot{\boldsymbol{\omega}}_{ie}^n + \dot{\boldsymbol{\omega}}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \dot{\mathbf{v}}_m^n + \dot{\mathbf{g}}^n$$

[0072] 整理得

$$[0073] \quad \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b = \dot{\mathbf{v}}_m^n + (2\dot{\boldsymbol{\omega}}_{ie}^n + \dot{\boldsymbol{\omega}}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \dot{\mathbf{v}}_m^n - \dot{\mathbf{g}}^n$$

[0074] 式中, $\mathbf{f}^b$ 、 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 、 $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 、 $\mathbf{v}_m^n$ 和 $\mathbf{g}^n$ 均可获得( $\mathbf{f}^b$ 、 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 、 $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 和 $\mathbf{g}^n$ 获得方式见加速度计零偏矢量 $\mathbf{b}_a$ 可观性分析, $\mathbf{v}_m^n$ 由外界辅助导航设备输出),故其对应的导数也均为已知量。

[0075] 若存在两个不相等的时刻 $t_1$ 、 $t_2$ ,满足 $\mathbf{f}^b(t_1)$ 和 $\mathbf{f}^b(t_2)$ 线性不相关,则可确定该运



动状态下的姿态矩阵  $C_b^n$ 。

[0076] 再将已知的  $C_b^n$  和  $\omega_{nb}^b=0$  同时代入  $b_g = \omega^b - C_n^b (\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)$  中,即可确定  $b_g$ ,即陀螺漂移矢量可观。

[0077] 使  $f^{b(t_1)}$  和  $f^{b(t_2)}$  线性不相关具有两种方法,一:若载体作直线运动,则比力的变化将始终沿着载体前进的方向,无法满足线性不相关的要求。因此,在直线行驶的末端,载体的运动轨迹必须发生变化,依靠转弯瞬间的侧向加速度来实现不同时刻  $f^b$  的导数  $\dot{f}^b(t)$  的线性不相关。二:使载体在变加速直线运动的同时进行上升下降或侧向平移等机动且保证姿态不发生变化,则载体在机动前后的  $f^b$  的导数  $\dot{f}^b(t)$  是线性不相关的。优选的是方法二,一的机动只能在很短的时间段内得到满足  $\dot{f}^b(t)$  的线性不相关,难以达到满意的估计效果,二可得到较好的仿真结果。

[0078] 步骤三、根据步骤二(加速度计零偏矢量  $b_a$  和分析陀螺漂移矢量  $b_g$  的分析)和步骤一得到的惯性导航系统动基座初始对准模型,分析惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵  $C_b^n$  可观性。

[0079] 载体相对于地面做直线运动且姿态不发生变化的状态下,得到  $\omega_{nb}^b=0$ ,将  $\omega_{nb}^b=0$  代入公式(6)得到  $v_m^n = v^n$ ;

[0080] 将  $v_m^n = v^n$  代入公式(2)并求导,有

$$[0081] \quad \dot{v}_m^n = \dot{v}^n = C_b^n (f^b - b_a) - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v_m^n + g^n$$

$$[0082] \quad \text{其中, } C_b^n \text{ 项满足 } C_b^n = \phi_n^n(t_0, t) C_b^n(t_0) \phi_b^T(t_0, t)$$

[0083] 式中,  $\phi_n(t_0, t)$  为导航坐标系相对于惯性空间从  $t_0$  到  $t$  时刻的姿态转移矩阵 ( $t_0$  为初始时刻,  $t$  为时间),  $\phi_b(t_0, t)$  为载体坐标系相对于惯性空间从  $t_0$  到  $t$  时刻的姿态转移矩阵,可由外界辅助导航设备提供的导航信息及补偿后的陀螺仪测量数据(等同于后面的  $\omega_{ib}^b$ ; 陀螺仪测量得到  $\omega^b$ , 补偿后即为减掉陀螺漂移矢量  $b_g$  即减掉误差)计算得到,为已知量。 $\phi_b^T(t_0, t)$  其中 T 表示转置。

[0084] 将  $C_b^n = \phi_n^n(t_0, t) C_b^n(t_0) \phi_b^T(t_0, t)$  代入公式(7)后,进一步整理可得

$$[0085] \quad C_b^n(t_0) \phi_b^T(t_0, t) (f^b - b_a) = \phi_n^n(t_0, t) \left[ \dot{v}_m^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v_m^n - g^n \right]$$

[0086] 式中,除  $C_b^n(t_0)$  外,各项皆为已知。记

$$[0087] \quad f^{b(0)}(t) = \phi_b^T(t_0, t) (f^b - b_a)$$

[0088] 因此,若存在  $f^{b(0)}(t_3)$  和  $f^{b(0)}(t_4)$  且  $t_3 \neq t_4$ , 使这两个时刻的  $f^{b(0)}(t)$  线性不相关,则  $C_b^n(t_0)$  可被唯一确定,进而任意时刻的  $C_b^n$  都是已知的,即惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵  $C_b^n$  可观。

[0089] 载体作变加速直线运动,便可满足  $f^{b(0)}(t)$  线性不相关。由此可见,此时的载体机动方案包含于  $\dot{f}^b(t)$  线性不相关中,因此无需再额外进行特定的机动。

[0090] 关于  $\Phi_n(t_0, t)$ 、 $\Phi_b(t_0, t)$  的计算说明:

[0091] 设当前时刻为  $t_k$ , 则

[0092]  $\Phi_b(t_0, t) = \Phi_b(t_0, t_k) = \Phi_b(t_{k-1}, t_k) \cdots \Phi_b(t_1, t_2) \Phi_b(t_0, t_1)$

[0093] 其中, 矩阵  $\Phi_b(t_{k-1}, t_k)$  可由惯导系统坐标系  $b$  从  $t_{k-1}$  时刻到  $t_k$  时刻的旋转矢量  $\sigma$  表示为:

$$[0094] \quad \phi_b(t_{k-1}, t_k) = I - \frac{\sin \sigma}{\sigma} [\sigma \times] + \frac{1 - \cos \sigma}{\sigma^2} [\sigma \times]^2$$

[0095] 式中,  $[\sigma \times]$  是  $\sigma$  的反对称矩阵, 旋转矢量  $\sigma$  可由旋转矢量微分方程式计算得到, 即

$$[0096] \quad \dot{\sigma} = \omega_{ib}^b + \frac{1}{2} \sigma \times \omega_{ib}^b + \frac{1}{12} \sigma \times (\sigma \times \omega_{ib}^b)$$

[0097] 其中  $\omega_{ib}^b$  为在载体坐标系下表示的载体相对于惯性坐标系的转动角速度矢量,

$$\omega_{ib}^b = \omega^b - b_g^o$$

[0098]  $\Phi_n(t_0, t)$  的计算方式与  $\Phi_b(t_0, t)$  类似, 为:

[0099]  $\Phi_n(t_0, t) = \Phi_n(t_0, t_k) = \Phi_n(t_{k-1}, t_k) \cdots \Phi_n(t_1, t_2) \Phi_n(t_0, t_1)$

[0100] 其中, 矩阵  $\Phi_n(t_{k-1}, t_k)$  可由导航坐标系  $n$  从  $t_{k-1}$  时刻到  $t_k$  时刻的旋转矢量  $\xi$  表示为:

$$[0101] \quad \phi_n(t_{k-1}, t_k) = I - \frac{\sin \xi}{\xi} [\xi \times] + \frac{1 - \cos \xi}{\xi^2} [\xi \times]^2$$

[0102] 式中,  $[\xi \times]$  是  $\xi$  的反对称矩阵, 旋转矢量  $\xi$  可由旋转矢量微分方程式计算得到, 即

$$[0103] \quad \dot{\xi} = \omega_{in}^n + \frac{1}{2} \xi \times \omega_{in}^n + \frac{1}{12} \xi \times (\xi \times \omega_{in}^n)$$

[0104] 其中,  $\omega_{in}^n = \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n$ ,  $\omega_{in}^n$  为在导航坐标系下表示的导航坐标系相对于惯性坐标系的转动角速度矢量。

[0105] 上述的  $t_0, t_1, t_2, t_{k-1}, t_k$  均为公知含义, 表示某一时刻, 故而  $\Phi_b(t_0, t_k)$ 、 $\Phi_b(t_{k-1}, t_k)$ 、 $\Phi_b(t_1, t_2)$  和  $\Phi_b(t_0, t_1)$  的含义对应  $\Phi_b(t_0, t)$  的含义即可知,  $\Phi_n(t_0, t_k)$ 、 $\Phi_n(t_{k-1}, t_k)$ 、 $\Phi_n(t_1, t_2)$  和  $\Phi_n(t_0, t_1)$  的含义对应  $\Phi_n(t_0, t)$  即可知。

[0106] 步骤四、根据步骤三 ( $C_b^n$  可观性的分析), 分析安装误差角  $\psi_a$  可观性; 根据步骤二中加速度计零偏矢量  $b_a$  可观性的分析、步骤三 ( $C_b^n$  可观性的分析) 和步骤一得到的惯性导航系统动基座初始对准模型, 分析惯导系统在导航坐标系下的速度矢量  $v^n$  可观性。

[0107] 安装误差角  $\psi_a$  可观性分析:

[0108] 除了惯性器件误差及杆臂外, 安装误差同样是导致外界辅助信息 (外界辅助导航设备输出的信息) 与惯导系统输出不一致的因素之一。定义  $\psi_a$  为惯导系统的安装误差角, 即

$$[0109] \quad C_b^a = I + [\psi_a \times]$$

[0110] 其中是  $C_b^a$  为安装误差矩阵,  $I$  为单位矩阵,  $[\psi_a \times]$  为  $\psi_a$  的反对称矩阵;

[0111] 故  $C_b^n$  已知后, 安装误差矩阵  $C_b^a = (C_a^n)^T \cdot C_b^n$  即为已知。则可解得

$$[0112] \quad [\psi_a \times] = (C_a^n)^T \cdot C_b^n - I$$

[0113]  $C_a^n$ 为惯性导航系统由接收机坐标系到导航坐标系的坐标变换矩阵,  $C_a^n$ 由外界辅助导航设备提供。

[0114] 由此可唯一确定 $\psi_a$ ,即安装误差角 $\psi_a$ 可观。

[0115] 安装误差角 $\psi_a$ 基于 $C_b^n$ 可观,无需载体再额外进行特定的机动。

[0116]  $v^n$ 可观性:

[0117] 载体相对于地面做直线运动且姿态不发生变化的状态下,(联立公式(2)和公式(6))有

$$[0118] \quad \mathbf{v}_m^n = \mathbf{v}^n = \mathbf{v}^n(t_0) + \int_{t_0}^t \left[ C_b^n (\mathbf{f}^b - \mathbf{b}_a) - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n + \mathbf{g}^n \right] dt$$

[0119] 可解得

$$[0120] \quad \mathbf{v}^n(t_0) = \mathbf{v}_m^n - \int_{t_0}^t \left[ C_b^n (\mathbf{f}^b - \mathbf{b}_a) - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_m^n + \mathbf{g}^n \right] dt$$

[0121] 则任意时刻 $v^n$ 都可确定,  $v^n$ 可观。

[0122]  $v^n$ 基于 $C_b^n$ 可观,无需载体再额外进行特定的机动。

[0123] 步骤五、根据陀螺漂移矢量 $b_g$ 、惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标变换矩阵 $C_b^n$ 和惯导系统在导航坐标系下的速度矢量 $v^n$ 可观性的分析和步骤一(惯性导航系统动基座初始对准模型),分析杆臂矢量 $l^b$ 可观性。

[0124] 由惯性导航系统动基座初始对准模型的公式(6),有

$$[0125] \quad \left[ \boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times \right] l^b = C_n^b (\mathbf{v}_m^n - \mathbf{v}^n) = \delta \mathbf{v}^b$$

[0126] 式中,  $(\mathbf{v}_m^n - \mathbf{v}^n)$ 是n坐标系下的速度误差,  $C_n^b (\mathbf{v}_m^n - \mathbf{v}^n)$ 为b坐标系下的速度误差,即 $\delta \mathbf{v}^b$ 为b坐标系下的速度误差。

[0127] 除 $l^b$ 外各项均为已知( $C_n^b = C_n^f$ )。注意到矩阵 $\left[ \boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times \right]$ 的秩为2,因此若存在时刻 $t_5 \neq t_6$ ,满足 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b(t_5)$ 与 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b(t_6)$ 线性不相关,则有

$$[0128] \quad \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{nb}^b(t_5) \times \\ \boldsymbol{\omega}_{nb}^b(t_6) \times \end{bmatrix} l^b = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{v}^b(t_5) \\ \delta \mathbf{v}^b(t_6) \end{bmatrix}$$

[0129] 由于

$$[0130] \quad \text{rank} \left( \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{nb}^b(t_5) \times \\ \boldsymbol{\omega}_{nb}^b(t_6) \times \end{bmatrix} \right) = 3$$

[0131] 即系数矩阵满秩,  $l^b$ 有唯一解。因此,载体作曲线运动,且存在两个不同的时刻满足 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$ 线性不相关,则可满足杆臂矢量可观。

[0132] 载体作曲线运动,若行进过程中存在俯仰、偏航或滚转3种姿态运动中的全部或任意两种,即可满足不同时刻 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b(t)$ 线性不相关的要求,使杆臂矢量 $l^b$ 可观。

[0133] 综上,对于惯性导航系统动基座初始对准中的可观性分析问题,有如下结论:

[0134] 结论1:载体作直线运动,姿态不发生变化,即 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b=0$ ,  $\dot{C}_b^n=0$ ,且载体比力为0,则

加速度计零偏矢量可观；

[0135] 结论2:载体作直线运动,姿态不发生变化,即 $\omega_{nb}^b=0$ ,  $\dot{C}_b^n=0$ ,且存在两个时刻 $t_1 \neq t_2$ ,满足 $f^b(t_1)$ 和 $f^b(t_2)$ 线性不相关,则陀螺漂移矢量可观；

[0136] 结论3:载体作直线运动,姿态不发生变化,即 $\omega_{nb}^b=0$ ,  $\dot{C}_b^n=0$ ,且存在两个时刻 $t_3 \neq t_4$ ,满足 $f^{b(0)}(t_3)$ 和 $f^{b(0)}(t_4)$ 线性不相关,则惯性导航系统由载体坐标系到导航坐标系的坐标转换矩阵 $C_b^n$ 、惯导系统在导航坐标系下的速度矢量 $v^n$ 和安装误差角 $\psi_a$ 可观；

[0137] 结论4:载体作曲线运动,姿态发生变化,且存在两个时刻 $t_5 \neq t_6$ ,满足 $\omega_{nb}^b(t_5)$ 与 $\omega_{nb}^b(t_6)$ 线性不相关,则杆臂矢量 $l^b$ 可观。

[0138] 通过对各项结论的分析,并考虑其所要求载体机动状态间的包含关系,若需满足系统各状态变量均可观,可设计载体机动方案如下:

[0139] 机动段1:载体静止不动；

[0140] 机动段2:载体做变加速直线运动；

[0141] 机动段3:载体同时进行滚转运动和俯仰运动。

[0142] 下面举一个具体应用的例子,对上述分析方法进行佐证:

[0143] 设置惯性导航系统加速度计零偏矢量为 $b_a=[0.01 \ 0.01 \ 0.01]^T$ (m/s<sup>2</sup>),陀螺漂移矢量为 $b_g=[0.005 \ 0.005 \ 0.005]^T$ (°/s),安装误差角为 $\psi_a=[1 \ 3 \ 2]^T$ (°),杆臂向量为 $l^b=[1 \ 4 \ 2]^T$ (m)。

[0144] 图1为 $f^b$ 的变化曲线图,即加速度计的测量输出。图2为 $\omega^b$ 的变化曲线图,即陀螺仪的测量输出。图3为加速度计零偏矢量 $b_a$ 估计曲线。图4为陀螺漂移矢量 $b_g$ 估计曲线。图5为安装误差角 $\psi_a$ 估计曲线。图6为杆臂矢量 $l^b$ 估计曲线。通过对比载体运动状态变化及各状态量估计结果曲线,可以验证本发明所提理论分析方法的正确性,可指导惯性系统动基座对准过程中载体运动轨迹的规划及相应滤波器的设计。

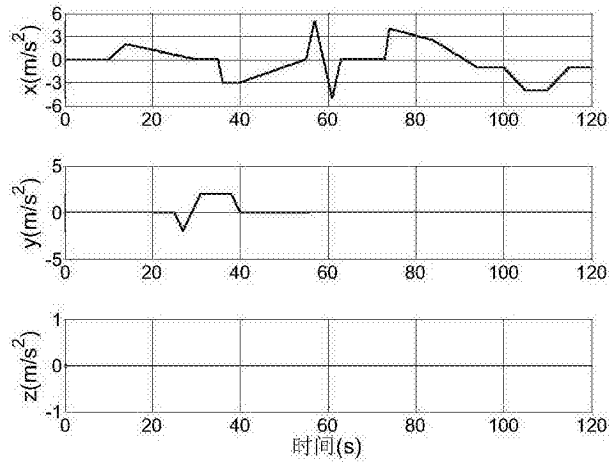


图1

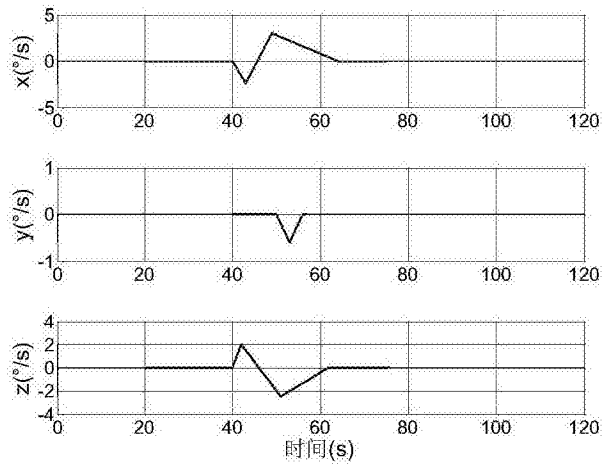


图2

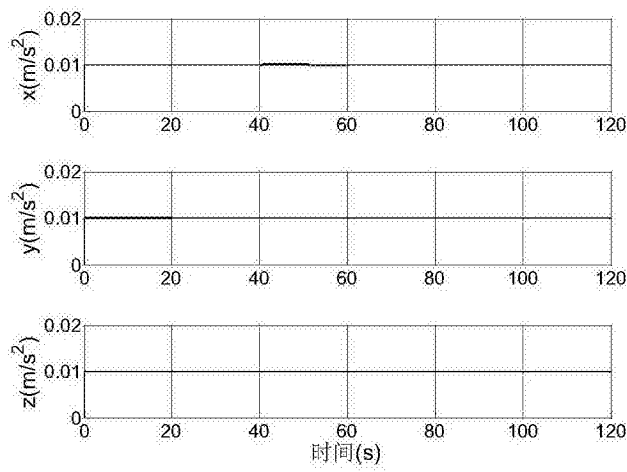


图3

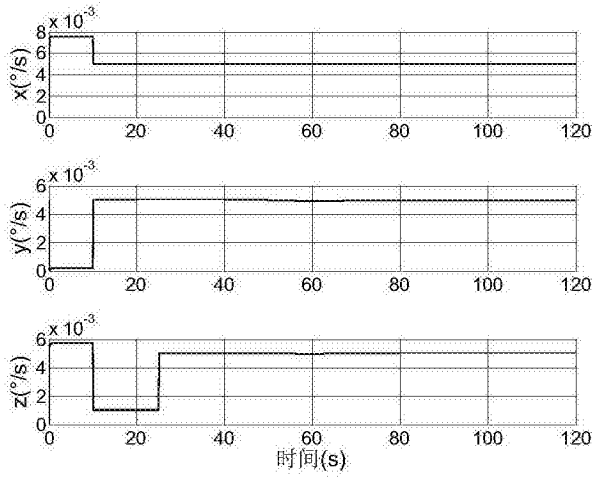


图4

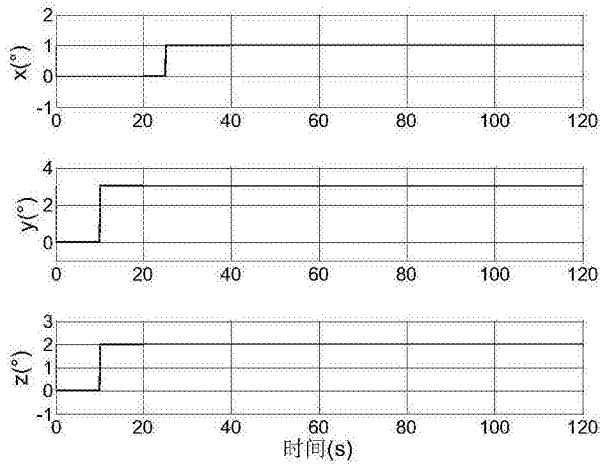


图5

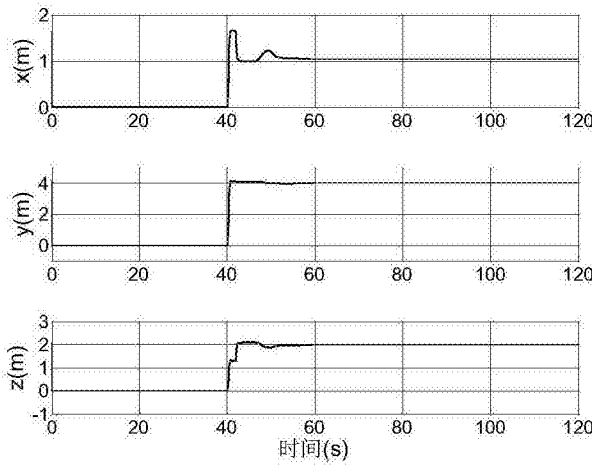


图6