



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109460075 B

(45) 授权公告日 2021.10.01

(21) 申请号 201811296538.6	CN 104236586 A, 2014.12.24
(22) 申请日 2018.11.01	CN 104567930 A, 2015.04.29
(65) 同一申请的已公布的文献号 申请公布号 CN 109460075 A	CN 101566477 A, 2009.10.28
(43) 申请公布日 2019.03.12	CN 103256942 A, 2013.08.21
(73) 专利权人 湖北航天技术研究院总体设计所 地址 430040 湖北省武汉市金山大道9号	CN 105973268 A, 2016.09.28
(72) 发明人 周啟帆 董良慈 张义广 吴敏 舒孟炯 蒋金龙 何乾坤 许方家 (续)	CN 107389099 A, 2017.11.24
(74) 专利代理机构 武汉智权专利代理事务所 (特殊普通合伙) 42225 代理人 余浩	CN 104535080 A, 2015.04.22
(51) Int. Cl. G05D 3/12 (2006.01)	CN 105973268 A, 2016.09.28
(56) 对比文件 US 2017343650 A1, 2017.11.30	CN 101131311 A, 2008.02.27
	CN 102435206 A, 2012.05.02
	CN 104457748 A, 2015.03.25
	CN 107990910 A, 2018.05.04
	CN 104535080 B, 2017.10.31
	JP 6136216 B2, 2017.05.31
	GUO Qiang, 等. Dynamic Alignment Research of the Dead Reckoning System Aided by Electro-Optical Detection System. 《Proceedings of the 34th Chinese Control Conference》. 2015, 王清哲, 等. 基于惯性参考系基准的快速传递对准方法. 《中国惯性技术学报》. 2012, 第20卷 (第2期), (续)
	审查员 潘英
	权利要求书3页 说明书9页 附图1页

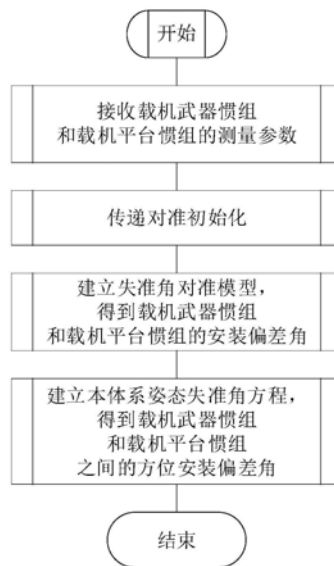
(54) 发明名称

一种快速方位角对准的方法及系统

(57) 摘要

本发明公开了一种快速方位角对准的方法，用于在滑跑起飞过程中对载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数进行处理，得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角，包括以下步骤：接收载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数；根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数，建立失准角对准模型，得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角；建立本体系姿态失准角方程，将安装偏差角反馈到本体系姿态失准角方程中，得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角。

CN 109460075 B



[接上页]

(72) 发明人 熊俊辉 朱政光 陈旭

(56) 对比文件

谢波,等.捷联惯导基于地球系的动基座间接精对准算法.《中国惯性技术学报》.2014,第22卷(第5期),

赵晓伟,等.单轴旋转捷联惯导系统初始对准误差分析.《导弹与航天运载技术》.2014,(第4

期),

Qingwei Gao,等.The Model and Simulation of Transfer Alignment of Carrier based Aircraft INS with Large Azimuth Misalign Angle.《2009 International Joint Conference on Computational Sciences and Optimization》.2009,

1. 一种快速方位角对准的方法,用于在滑跑起飞过程中对载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数进行处理,得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角,其特征在于,包括以下步骤:

接收载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数;

根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数,建立失准角对准模型,得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角;

建立本体系姿态失准角方程,将所述安装偏差角反馈到本体系姿态失准角方程中,得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角;

所述本体系姿态失准角方程为:

$$C_n^{b^*} C_a^n = I - \psi_m \times$$

其中, $C_n^{b^*}$ 为滑跑末时刻的载机武器惯组的姿态矩阵; C_a^n 为滑跑起飞前的载机平台惯组姿态矩阵, ψ_m 为本体系姿态失准角;同时,

$$\psi = -C_b^n (\psi_m - \psi_a)$$

其中, ψ 为惯导系统的姿态失准角, C_b^n 为滑跑起飞末时刻载机武器惯组的姿态矩阵, ψ_m 为本体系统的姿态失准角, ψ_a 为安装偏差角;联立方程:

$$\begin{cases} C_n^{b^*} C_a^n = I - \psi_m \times \\ \psi = -C_b^n (\psi_m - \psi_a) \end{cases}$$

得到载机武器和载机平台之间的方位安装偏差角 ψ_{ay} :

$$\begin{aligned} \psi_{ay} = & C_n^{b^*} (2,1) \psi_x + C_n^{b^*} (2,2) \psi_y + C_n^{b^*} (2,3) \psi_z + C_n^{b^*} (3,1) C_a^n (1,1) \\ & + C_n^{b^*} (3,2) C_a^n (2,1) + C_n^{b^*} (3,3) C_a^n (3,1) \end{aligned}$$

其中, ψ_x 、 ψ_y 、 ψ_z 分别为惯导系统x、y、z方向的姿态失准角。

2. 如权利要求1的快速方位角对准的方法,其特征在于,建立失准角对准模型,具体包括以下步骤:

选取姿态失准角、速度误差作为传递对准滤波器的状态向量;

基于所述状态向量,建立传递对准状态方程;

基于 2×1 维的观测向量建立传递对准观测方程。

3. 如权利要求2的快速方位角对准的方法,其特征在于,所述状态向量为:

$$X(t) = [\psi_x, \psi_y, \psi_z, \delta V_E, \delta V_N]^T$$

其中, ψ_x 、 ψ_y 、 ψ_z 分别为惯导系统X、Y、Z方向的姿态失准角, δV_E 、 δV_N 分别为北天东导航坐标系东向和北向的速度误差。

4. 如权利要求3的快速方位角对准的方法,其特征在于,所述传递对准状态方程为:

$$X(k+1) = A(k+1, k) X(k) + W(k)$$

其中, $X(k+1)$ 为k+1时刻的传递对准滤波器状态; $X(k)$ 为k时刻的传递对准滤波器状态; $A(k+1, k)$ 为k到k+1时刻的传递对准滤波器状态转移矩阵; $W(k)$ 为k时刻的传递对准过程噪声。

5. 如权利要求3的快速方位角对准的方法,其特征在于,所述 2×1 维观测向量为:

$$Z(1) = V_E^s - V_E^m$$

$$Z(2) = V_N^s - V_N^m$$

其中： V_E^s, V_N^s 为载机武器惯组的东向、北向速度； V_E^m, V_N^m 为载机平台惯组的东向、北向速度。

6. 如权利要求5的快速方位角对准的方法，其特征在于，所述传递对准观测方程为：

$$Z = H \cdot X(t) + V$$

其中，观测关系矩阵H为 2×5 维矩阵，具体形式如下：

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

其中，Z为观测向量，H为观测关系矩阵，X(t)为状态向量，V为测量噪声矩阵。

7. 一种快速方位角对准的系统，用于在滑跑起飞过程中对载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数进行处理，得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角，其特征在于，包括：

接收模块，用于：接收载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数；

失准角对准模型建立模块，用于：根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数，建立失准角对准模型，得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角；

方位安装偏差角计算模块，用于：建立本体系姿态失准角方程，将所述安装偏差角反馈到本体系姿态失准角方程中，得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角；

所述本体系姿态失准角方程为：

$$C_n^{b^*} C_a^n = I - \psi_m \times$$

其中， $C_n^{b^*}$ 为滑跑末时刻的载机武器惯组的姿态矩阵； C_a^n 为滑跑起飞前的载机平台惯组姿态矩阵， ψ_m 为本体系姿态失准角；同时，

$$\psi = -C_b^n (\psi_m - \psi_a)$$

其中， ψ 为惯导系统的姿态失准角， C_b^n 为滑跑起飞末时刻载机武器惯组的姿态矩阵， ψ_m 为本体系系统的姿态失准角， ψ_a 为安装偏差角；联立方程：

$$\begin{cases} C_n^{b^*} C_a^n = I - \psi_m \times \\ \psi = -C_b^n (\psi_m - \psi_a) \end{cases}$$

得到载机武器和载机平台之间的方位安装偏差角 ψ_{ay} ：

$$\begin{aligned} \psi_{ay} = & C_n^{b^*}(2,1)\psi_x + C_n^{b^*}(2,2)\psi_y + C_n^{b^*}(2,3)\psi_z + C_n^{b^*}(3,1)C_a^n(1,1) \\ & + C_n^{b^*}(3,2)C_a^n(2,1) + C_n^{b^*}(3,3)C_a^n(3,1) \end{aligned}$$

其中， ψ_x, ψ_y, ψ_z 分别为惯导系统x、y、z方向的姿态失准角。

8. 如权利要求7的快速方位角对准的系统，其特征在于，所述失准角对准模型建立模块包括：

状态向量建立模块，用于选取姿态失准角、速度误差作为传递对准滤波器的状态向量；

传递对准状态方程建立模块，用于基于所述状态向量，建立传递对准状态方程；

传递对准观测方程建立模块,用于基于 2×1 维的观测向量建立传递对准观测方程。

9. 如权利要求7的快速方位角对准的系统,其特征在于,载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数包括角速度增量、加速度增量、速度增量、位置增量和时间。

一种快速方位角对准的方法及系统

技术领域

[0001] 本发明涉及传递对准技术领域,具体涉及一种快速方位角对准的方法及系统。

背景技术

[0002] 载机武器在发射前要精确知道载机平台和武器系统之间的姿态关系,即载机武器与载机平台间的水平安装偏差角和方位安装偏差角,目前国内外载机武器的水平安装偏差角的获取方法已比较成熟,载机武器的方位角对准一般采用“地面静瞄准(在地面进行静基基座瞄准或采用地面光学瞄准)”或者“空中激励对准(在空中载机采取特殊机动,利用机动时载机的激励,建立传递对准模型进行对准)”的方式进行对准。

[0003] 目前的方位角对准方法虽能在载机起飞前获得载机武器与平台间的姿态关系,但载机在滑跑起飞和飞行过程中与静态情况相比,力学环境发生剧烈变化,之前测量的姿态关系不再准确,且“地面静瞄准”的方法耗时较长,难以满足快速对准的需求;采用“空中激励对准”的方法,需载机在空中保持特殊的飞行状态或作出特殊的运动,极大地限制了载机作战的机动性与灵活性,并将对准过程带到了天上,使作战流程变得复杂。

发明内容

[0004] 针对现有技术中存在的缺陷,本发明的目的在于提供一种快速方位角对准的方法及系统,能精准计算出载机武器与平台之间的方位安装偏差角。

[0005] 为达到以上目的,本发明采取的技术方案是:

[0006] 一种快速方位角对准的方法,用于在滑跑起飞过程中对载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数进行处理,得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角,包括以下步骤:

[0007] 接收载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数;

[0008] 根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数,建立失准角对准模型,得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角;

[0009] 建立本体系姿态失准角方程,将所述安装偏差角反馈到本体系姿态失准角方程中,得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角。

[0010] 在上述技术方案的基础上,建立失准角对准模型,具体包括以下步骤:

[0011] 选取姿态失准角、速度误差作为传递对准滤波器的状态向量;

[0012] 基于所述状态向量,建立传递对准状态方程;

[0013] 基于 2×1 维的观测向量建立传递对准观测方程。

[0014] 在上述技术方案的基础上,所述状态向量为:

$$[0015] X(t) = [\psi_x, \psi_y, \psi_z, \delta V_E, \delta V_N]^T$$

[0016] 其中, ψ_x 、 ψ_y 、 ψ_z 分别为惯导系统X、Y、Z方向的姿态失准角, δV_E 、 δV_N 分别为北天东导航坐标系东向和北向的速度误差。

[0017] 在上述技术方案的基础上,所述传递对准状态方程为:

[0018] $X(k+1) = A(k+1, k)X(k) + W(k)$

[0019] 其中, $X(k+1)$ 为 $k+1$ 时刻的传递对准滤波器状态; $X(k)$ 为 k 时刻的传递对准滤波器状态; $A(k+1, k)$ 为 k 到 $k+1$ 时刻的传递对准滤波器状态转移矩阵; $W(k)$ 为 k 时刻的传递对准过程噪声。

[0020] 在上述技术方案的基础上, 所述 2×1 维观测向量为:

$$[0021] \quad Z(1) = V_E^s - V_E^m$$

$$[0022] \quad Z(2) = V_N^s - V_N^m$$

[0023] 其中: V_E^s, V_N^s 为载机武器惯组的东向、北向速度; V_E^m, V_N^m 为载机平台惯组的东向、北向速度。

[0024] 在上述技术方案的基础上, 所述传递对准观测方程为:

$$[0025] \quad Z = H \cdot X(t) + V$$

[0026] 其中, 观测关系矩阵 H 为 2×5 维矩阵, 具体形式如下:

$$[0027] \quad H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

[0028] 其中, Z 为观测向量, H 为观测关系矩阵, $X(t)$ 为状态向量, V 为测量噪声矩阵。

[0029] 在上述技术方案的基础上, 所述本体系统姿态失准角方程为:

$$[0030] \quad C_n^{b^*} C_a^n = I - \psi_m \times$$

[0031] 其中, $C_n^{b^*}$ 为滑跑末时刻的载机武器惯组的姿态矩阵; C_a^n 为滑跑起飞前的载机平台惯组姿态矩阵, ψ_m 为本体系姿态失准角; 同时,

$$[0032] \quad \psi = -C_b^n (\psi_m - \psi_a)$$

[0033] 其中, ψ 为惯导系统的姿态失准角, C_b^n 为滑跑起飞末时刻载机武器惯组的姿态矩阵, ψ_m 为本体系统的姿态失准角, ψ_a 为安装偏差角; 联立方程:

$$[0034] \quad \begin{cases} C_n^{b^*} C_a^n = I - \psi_m \times \\ \psi = -C_b^n (\psi_m - \psi_a) \end{cases}$$

[0035] 得到载机武器和载机平台之间的方位安装偏差角 ψ_{ay} :

$$[0036] \quad \begin{aligned} \psi_{ay} = & C_n^{b^*}(2,1)\psi_x + C_n^{b^*}(2,2)\psi_y + C_n^{b^*}(2,3)\psi_z + C_n^{b^*}(3,1)C_a^n(1,1) \\ & + C_n^{b^*}(3,2)C_a^n(2,1) + C_n^{b^*}(3,3)C_a^n(3,1) \end{aligned}$$

[0037] 其中, ψ_x, ψ_y, ψ_z 分别为惯导系统 x, y, z 方向的姿态失准角。

[0038] 本发明还提供一种快速方位角对准的系统, 用于在滑跑起飞过程中对载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数进行处理, 得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角, 包括:

[0039] 接收模块, 用于: 接收载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数;

[0040] 失准角对准模型建立模块, 用于: 根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数, 建立失准角对准模型, 得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角;

[0041] 方位安装偏差角计算模块, 用于: 建立本体系统姿态失准角方程, 将所述安装偏差角

反馈到本体系姿态失准角方程中,得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角。

[0042] 在上述技术方案的基础上,所述失准角对准模型建立模块包括:

[0043] 状态向量建立模块,用于选取姿态失准角、速度误差作为传递对准滤波器的状态向量;

[0044] 传递对准状态方程建立模块,用于基于所述状态向量,建立传递对准状态方程;

[0045] 传递对准观测方程建立模块,用于基于 2×1 维的观测向量建立传递对准观测方程。

[0046] 在上述技术方案的基础上,载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数包括角速度增量、加速度增量、速度增量、位置增量和时间。

[0047] 与现有技术相比,本发明的优点在于:

[0048] 本发明的快速方位角对准的方法,在滑跑起飞过程中接收载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数,并根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数,建立失准角对准模型,得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角,能够实时测量载机武器惯组和载机平台惯组之间的安装偏差角,由于建立的失准角对准模型只包含导航系姿态失准角,因此建立本体系姿态失准角方程,将安装偏差角反馈到本体系姿态失准角方程中,能够精确得到载机武器和载机平台之间的方位安装偏差角。

附图说明

[0049] 图1为本发明实施例中一种快速方位角对准的系统的结构框图;

[0050] 图2为本发明实施例中一种快速方位角对准的方法流程图。

具体实施方式

[0051] 以下结合附图及实施例对本发明作进一步详细说明。

[0052] 参见图2所示,本发明实施例提供一种快速方位角对准的方法,用于在滑跑起飞过程中对载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数进行处理,得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角,包括以下步骤:

[0053] 接收载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数;

[0054] 根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数,建立失准角对准模型,得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角;

[0055] 建立本体系姿态失准角方程,将安装偏差角反馈到本体系姿态失准角方程中,得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角。

[0056] 根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数,建立失准角对准模型,得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角,能够实时测量载机武器惯组和载机平台惯组之间的安装偏差角,由于建立的失准角对准模型只包含导航系姿态失准角,因此建立本体系姿态失准角方程,将安装偏差角反馈到本体系姿态失准角方程中,能够精确得到载机武器和载机平台之间的方位安装偏差角。

[0057] 参见图2所示,其中,根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数,建立失准角对准模型,得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角之前,包括以下步骤:

[0058] 根据载机平台惯组的静对准结果,建立载机武器惯组姿态矩阵;

[0059] 根据载机武器惯组姿态矩阵,对载机武器惯组的姿态、速度和位置进行初始化。

[0060] 载机武器惯组姿态矩阵:

$$[0061] \quad \mathbf{C}_b^n = \mathbf{C}_a^n \mathbf{C}_b^a$$

[0062] 其中: \mathbf{C}_b^n 为载机武器惯组姿态矩阵, \mathbf{C}_a^n 为滑跑起飞前的载机平台惯组姿态矩阵, \mathbf{C}_b^a 为滑跑起飞前载机平台的安装矩阵 \mathbf{C}_b^a 。而且:

$$[0063] \quad \mathbf{C}_b^a = \begin{bmatrix} 1 & -\phi_{az} & \phi_{ay} \\ \phi_{az} & 1 & -\phi_{ax} \\ -\phi_{ay} & \phi_{ax} & 1 \end{bmatrix}$$

[0064] 其中: ϕ_{ax} , ϕ_{ay} , ϕ_{az} 分别为滑跑起飞前的静对准得到的载机平台的滚装、方位、俯仰安装偏差角。

[0065] 根据载机武器惯组姿态矩阵,对载机武器惯组的姿态、速度和位置进行初始化,具体包括,

[0066] 载机武器惯组的姿态初始方程:

$$[0067] \quad \mathcal{G}_0 = \arcsin(\mathbf{C}_b^n(2,1))$$

$$[0068] \quad \psi_0 = \psi_{m0}$$

$$[0069] \quad \gamma_0 = \arctan(-\mathbf{C}_b^n(2,3) / \mathbf{C}_b^n(2,2))$$

[0070] 其中: \mathcal{G}_0 、 ψ_0 、 γ_0 为载机武器惯组的俯仰、偏航与滚转角初值; ψ_{m0} 为载机平台惯组的方位角;

[0071] 载机武器惯组的速度初始方程:

$$[0072] \quad V_N^0 = V_N^{m0}$$

$$[0073] \quad V_U^0 = V_U^{m0}$$

$$[0074] \quad V_E^0 = V_E^{m0}$$

[0075] 其中, V_N^0 、 V_U^0 、 V_E^0 为载机武器惯组系统的北向、天向、东向的速度初值;

V_N^{m0} 、 V_U^{m0} 、 V_E^{m0} 为载机平台惯组系统的北向、天向、东向的速度初值;

[0076] 载机武器惯组的位置初始方程:

$$[0077] \quad L_0 = L_{m0}$$

$$[0078] \quad \lambda_0 = \lambda_{m0}$$

$$[0079] \quad h_0 = h_{m0}$$

[0080] 其中: L_0 、 λ_0 、 h_0 分别为载机武器惯组系统的经度、纬度、高度三向位置的初值。 L_{m0} 、 λ_{m0} 、 h_{m0} 分别为载机平台惯组系统经度、纬度、高度三向位置的初值。

[0081] 进一步的,根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数,建立失准角对准模型,得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角,具体包括以下步骤:

[0082] 选取姿态失准角、速度误差作为传递对准滤波器的状态向量;

[0083] 基于状态向量,建立传递对准状态方程;

[0084] 建立基于 2×1 维观测向量的传递对准观测方程。

[0085] 其中,状态向量为:

$$[0086] \quad X(t) = [\psi_x, \psi_y, \psi_z, \delta V_E, \delta V_N]^T$$

[0087] 其中, ψ_x, ψ_y, ψ_z 分别为惯导系统X、Y、Z方向的姿态失准角, $\delta V_E, \delta V_N$ 分别为北天东导航坐标系东向和北向的速度误差。

[0088] 通过载机平台惯性测量装置、载机武器惯性测量装置测量获得了包括角速度增量、加速度增量、速度增量、位置增量和时间的多个测量参数,但本发明实施例只选取其中五个测量参数 $\psi_x, \psi_y, \psi_z, \delta V_E, \delta V_N$ 进行监测,通过选取较少的量,可以在保证对准精度前提下,节省计算时间和传输时间,使对准更加快速。

[0089] 进一步的,传递对准状态方程为:

$$[0090] \quad X(k+1) = A(k+1, k) X(k) + W(k)$$

[0091] 其中, $X(k+1)$ 为 $k+1$ 时刻的传递对准滤波器状态; $X(k)$ 为 k 时刻的传递对准滤波器状态; $A(k+1, k)$ 为 k 到 $k+1$ 时刻的传递对准滤波器状态转移矩阵; $W(k)$ 为 k 时刻的传递对准过程噪声。

[0092] 具体的, $A(k+1, k)$ 的具体表达形式为:

$$[0093] \quad A(k+1, k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\Delta V_x^n & 0 & 1 & 0 \\ 0 & \Delta V_z^n & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \Delta V_x^n \\ \Delta V_y^n \\ \Delta V_z^n \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} \Delta V_x \\ \Delta V_y \\ \Delta V_z \end{bmatrix}$$

[0094] 其中: $\Delta V_x^n, \Delta V_y^n, \Delta V_z^n$ 分别为在导航系下载机武器惯组的加速度计测量得到三轴速度增量, $\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z$ 分别为在本体系载机武器惯组的加速度计测量得到三轴速度增量, C_b^n 为载机武器惯组滑跑起飞末时刻姿态矩阵。

[0095] 基于 2×1 维的观测向量建立传递对准观测方程具体为:

[0096] 观测向量 Z 为 2×1 维向量,其观测值计算如下:

$$[0097] \quad Z(1) = V_E^s - V_E^m$$

$$[0098] \quad Z(2) = V_N^s - V_N^m$$

[0099] 其中: V_E^s, V_N^s 为载机武器惯组的东向、北向速度; V_E^m, V_N^m 为载机平台惯组的东向、北向速度。

[0100] 传递对准观测方程为:

$$[0101] \quad Z = H \cdot X(t) + V$$

[0102] 其中, Z 为观测向量, H 为观测关系矩阵, $X(t)$ 为状态向量, V 为测量噪声矩阵。

[0103] 观测关系矩阵 H 为 2×5 维矩阵,具体形式如下:

$$[0104] \quad H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

[0105] 进一步的,建立的本体系姿态失准角方程为:

$$[0106] \quad C_n^{b^*} C_a^n = I - \psi_m \times$$

$$[0107] \quad C_n^{b^*} C_a^n = \begin{bmatrix} 1 & \psi_{mz} & -\psi_{my} \\ -\psi_{mz} & 1 & \psi_{mx} \\ \psi_{my} & -\psi_{mx} & 1 \end{bmatrix} \quad \psi_m \times = \begin{bmatrix} 0 & -\psi_{mz} & \psi_{my} \\ \psi_{mz} & 0 & -\psi_{mx} \\ -\psi_{my} & \psi_{mx} & 0 \end{bmatrix}$$

[0108] 其中： $C_n^{b^*}$ 为载机武器惯组姿态矩阵； C_a^n 为载机平台惯组姿态矩阵， ψ_{mx} 、 ψ_{my} 、 ψ_{mz} 分别表示本体系x、y、z方向的姿态失准角。

[0109] 其中， $C_n^{b^*}$ 为滑跑末时刻的载机武器惯组的姿态矩阵； C_a^n 为滑跑起飞前的载机平台惯组姿态矩阵， ψ_m 为本体系姿态失准角；同时，

$$[0110] \quad \psi = -C_b^n (\psi_m - \psi_a)$$

[0111] 其中， ψ 为惯导系统的姿态失准角， C_b^n 为载机武器惯组滑跑起飞末时刻姿态矩阵， ψ_m 为本体系的姿态失准角， ψ_a 为安装偏差角；联立方程：

$$[0112] \quad \begin{cases} C_n^{b^*} C_a^n = I - \psi_m \times \\ \psi = -C_b^n (\psi_m - \psi_a) \end{cases}$$

[0113] 得到载机武器和载机平台之间的方位安装偏差角 ψ_{ay} ：

$$[0114] \quad \psi_{ay} = C_n^{b^*} (2,1) \psi_x + C_n^{b^*} (2,2) \psi_y + C_n^{b^*} (2,3) \psi_z + C_n^{b^*} (3,1) C_a^n (1,1) + C_n^{b^*} (3,2) C_a^n (2,1) + C_n^{b^*} (3,3) C_a^n (3,1)。$$

[0115] 其中， ψ_x 、 ψ_y 、 ψ_z 分别为惯导系统x、y、z方向的姿态失准角。

[0116] 参见图1所示，本发明实施例还提供一种快速方位角对准的系统，用于在滑跑起飞过程中对载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数进行处理，得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角，包括接收模块、失准角对准模型建立模块和方位安装偏差角计算模块和控制装置。

[0117] 接收模块用于：接收载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数；

[0118] 失准角对准模型建立模块用于：根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数，建立失准角对准模型，得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角；

[0119] 方位安装偏差角计算模块用于：建立本体系姿态失准角方程，将安装偏差角反馈到本体系姿态失准角方程中，得到载机武器惯组和载机平台惯组之间的方位安装偏差角；

[0120] 控制装置用于控制快速方位角对准的系统的运行。

[0121] 根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数，建立失准角对准模型，得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角，能够实时测量载机武器惯组和载机平台惯组之间的安装偏差角，由于建立的失准角对准模型只包含导航系姿态失准角，因此建立本体系姿态失准角方程，将安装偏差角反馈到本体系姿态失准角方程中，能够精确得到载机武器和载机平台之间的方位安装偏差角。

[0122] 其中，载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数包括角速度增量、加速度增量、速度增量、位置增量和时间。载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数分别通过载机武器惯组测量装置和载机平台惯组测量装置测量得到，载机武器惯组测量装置安装在载机武器

上,能实时测量载机武器运动的角速度和加速度,主要由陀螺仪和加速度计组成,载机平台惯组测量装置安装在载机平台上,能实时测量载机平台运动的角速度和加速度,主要由陀螺仪和加速度计组成。

[0123] 参见图1所示,其中,失准角对准模型建立模块包括状态向量建立模块、传递对准状态方程建立模块和传递对准观测方程建立模块。

[0124] 状态向量建立模块用于选取姿态失准角、速度误差作为传递对准滤波器的状态向量;

[0125] 传递对准状态方程建立模块用于基于所述状态向量,建立传递对准状态方程;

[0126] 传递对准观测方程建立模块用于基于 2×1 维的观测向量建立传递对准观测方程。

[0127] 参见图2所示,其中,根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数,建立失准角对准模型,得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角之前,包括以下步骤:

[0128] 根据载机平台惯组的静对准结果,建立载机武器惯组姿态矩阵;

[0129] 根据载机武器惯组姿态矩阵,对载机武器惯组的姿态、速度和位置进行初始化。

[0130] 载机武器惯组姿态矩阵:

$$[0131] \quad C_b^n = C_a^n C_b^a$$

[0132] 其中: C_b^n 为载机武器惯组姿态矩阵, C_a^n 为滑跑起飞前的载机平台惯组姿态矩阵, C_b^a 为滑跑起飞前载机平台的安装矩阵 C_b^a 。而且:

$$[0133] \quad C_b^a = \begin{bmatrix} 1 & -\phi_{az} & \phi_{ay} \\ \phi_{az} & 1 & -\phi_{ax} \\ -\phi_{ay} & \phi_{ax} & 1 \end{bmatrix}$$

[0134] 其中: ϕ_{ax} , ϕ_{ay} , ϕ_{az} 分别为滑跑起飞前的静对准得到的载机平台的滚装、方位、俯仰安装偏差角。

[0135] 根据载机武器惯组姿态矩阵,对载机武器惯组的姿态、速度和位置进行初始化,具体包括,

[0136] 载机武器惯组的姿态初始方程:

$$[0137] \quad \mathcal{G}_0 = \arcsin(C_b^n(2,1))$$

$$[0138] \quad \psi_0 = \psi_{m0}$$

$$[0139] \quad \gamma_0 = \arctan(-C_b^n(2,3)/C_b^n(2,2))$$

[0140] 其中: \mathcal{G}_0 、 ψ_0 、 γ_0 为载机武器惯组的俯仰、偏航与滚转角初值; ψ_{m0} 为载机平台惯组的方位角;

[0141] 载机武器惯组的速度初始方程:

$$[0142] \quad V_N^0 = V_N^{m0}$$

$$[0143] \quad V_U^0 = V_U^{m0}$$

$$[0144] \quad V_E^0 = V_E^{m0}$$

[0145] 其中, V_N^0 、 V_U^0 、 V_E^0 为载机武器惯组系统的北向、天向、东向的速度初值;

$V_N^{m0}, V_U^{m0}, V_E^{m0}$ 为载机平台惯组系统的北向、天向、东向的速度初值；

[0146] 载机武器惯组的位置初始方程：

$$[0147] \quad L_0 = L_{m0}$$

$$[0148] \quad \lambda_0 = \lambda_{m0}$$

$$[0149] \quad h_0 = h_{m0}$$

[0150] 其中： L_0, λ_0, h_0 分别为载机武器惯组系统的经度、纬度、高度三向位置的初值。 $L_{m0}, \lambda_{m0}, h_{m0}$ 分别为载机平台惯组系统经度、纬度、高度三向位置的初值。

[0151] 进一步的，根据载机武器惯组和载机平台惯组的测量参数，建立失准角对准模型，得到载机武器惯组和载机平台惯组的安装偏差角，具体包括以下步骤：

[0152] 选取姿态失准角、速度误差作为传递对准滤波器的状态向量；

[0153] 基于状态向量，建立传递对准状态方程；

[0154] 建立基于 2×1 维观测向量的传递对准观测方程。

[0155] 其中，状态向量为：

$$[0156] \quad X(t) = [\psi_x, \psi_y, \psi_z, \delta V_E, \delta V_N]^T$$

[0157] 其中， ψ_x, ψ_y, ψ_z 分别为惯导系统X、Y、Z方向的姿态失准角， $\delta V_E, \delta V_N$ 分别为北天东导航坐标系东向和北向的速度误差。

[0158] 通过载机平台惯性测量装置、载机武器惯性测量装置测量获得了包括角速度增量、加速度增量、速度增量、位置增量和时间的多个测量参数，但本发明实施例只选取其中五个测量参数 $\psi_x, \psi_y, \psi_z, \delta V_E, \delta V_N$ 进行监测，通过选取较少的量，可以在保证对准精度前提下，节省计算时间和传输时间，使对准更加快速。

[0159] 进一步的，传递对准状态方程为：

$$[0160] \quad X(k+1) = A(k+1, k) X(k) + W(k)$$

[0161] 其中， $X(k+1)$ 为 $k+1$ 时刻的传递对准滤波器状态； $X(k)$ 为 k 时刻的传递对准滤波器状态； $A(k+1, k)$ 为 k 到 $k+1$ 时刻的传递对准滤波器状态转移矩阵； $W(k)$ 为 k 时刻的传递对准过程噪声。

[0162] 具体的， $A(k+1, k)$ 的具体表达形式为：

$$[0163] \quad A(k+1, k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\Delta V_x^n & 0 & 1 & 0 \\ 0 & \Delta V_z^n & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \Delta V_x^n \\ \Delta V_y^n \\ \Delta V_z^n \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} \Delta V_x \\ \Delta V_y \\ \Delta V_z \end{bmatrix}$$

[0164] 其中： $\Delta V_x^n, \Delta V_y^n, \Delta V_z^n$ 分别为在导航系下载机武器惯组的加速度计测量得到三轴速度增量， $\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z$ 分别为在本体系载机武器惯组的加速度计测量得到三轴速度增量， C_b^n 为载机武器惯组滑跑起飞末时刻姿态矩阵。

[0165] 基于 2×1 维的观测向量建立传递对准观测方程具体为：

[0166] 观测向量 Z 为 2×1 维向量，其观测值计算如下：

$$[0167] \quad Z(1) = V_E^s - V_E^m$$

$$[0168] \quad Z(2) = V_N^s - V_N^m$$

[0169] 其中： V_E^s, V_N^s 为载机武器惯组的东向、北向速度； V_E^m, V_N^m 为载机平台惯组的东向、北向速度。

[0170] 传递对准观测方程为：

$$[0171] \quad Z = H \cdot X(t) + V$$

[0172] 其中， Z 为观测向量， H 为观测关系矩阵， $X(t)$ 为状态向量， V 为测量噪声矩阵。

[0173] 观测关系矩阵 H 为 2×5 维矩阵，具体形式如下：

$$[0174] \quad H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

[0175] 进一步的，建立的本体系姿态失准角方程为：

$$[0176] \quad C_n^{b^s} C_a^n = I - \psi_m \times$$

$$[0177] \quad C_n^{b^s} C_a^n = \begin{bmatrix} 1 & \psi_{mz} & -\psi_{my} \\ -\psi_{mz} & 1 & \psi_{mx} \\ \psi_{my} & -\psi_{mx} & 1 \end{bmatrix} \quad \psi_m \times = \begin{bmatrix} 0 & -\psi_{mz} & \psi_{my} \\ \psi_{mz} & 0 & -\psi_{mx} \\ -\psi_{my} & \psi_{mx} & 0 \end{bmatrix}$$

[0178] 其中： $C_n^{b^s}$ 为载机武器惯组姿态矩阵； C_a^n 为载机平台惯组姿态矩阵， ψ_{mx} 、 ψ_{my} 、 ψ_{mz} 分别表示本体系x、y、z方向的姿态失准角。

[0179] 其中， $C_n^{b^s}$ 为滑跑末时刻的载机武器惯组的姿态矩阵； C_a^n 为滑跑起飞前的载机平台惯组姿态矩阵， ψ_m 为本体系姿态失准角；同时，

$$[0180] \quad \psi = -C_b^n (\psi_m - \psi_a)$$

[0181] 其中， ψ 为惯导系统的姿态失准角， C_b^n 为载机武器惯组滑跑起飞末时刻姿态矩阵， ψ_m 为本体系的姿态失准角， ψ_a 为安装偏差角；联立方程：

$$[0182] \quad \begin{cases} C_n^{b^s} C_a^n = I - \psi_m \times \\ \psi = -C_b^n (\psi_m - \psi_a) \end{cases}$$

[0183] 得到载机武器和载机平台之间的方位安装偏差角 ψ_{ay} ：

$$[0184] \quad \psi_{ay} = C_n^{b^s} (2,1)\psi_x + C_n^{b^s} (2,2)\psi_y + C_n^{b^s} (2,3)\psi_z + C_n^{b^s} (3,1)C_a^n (1,1) + C_n^{b^s} (3,2)C_a^n (2,1) + C_n^{b^s} (3,3)C_a^n (3,1)。$$

[0185] 其中， ψ_x 、 ψ_y 、 ψ_z 分别为惯导系统x、y、z方向的姿态失准角。

[0186] 本发明不局限于上述实施方式，对于本技术领域的普通技术人员来说，在不脱离本发明原理的前提下，还可以做出若干改进和润饰，这些改进和润饰也视为本发明的保护范围之内。本说明书中未作详细描述的内容属于本领域专业技术人员公知的现有技术。

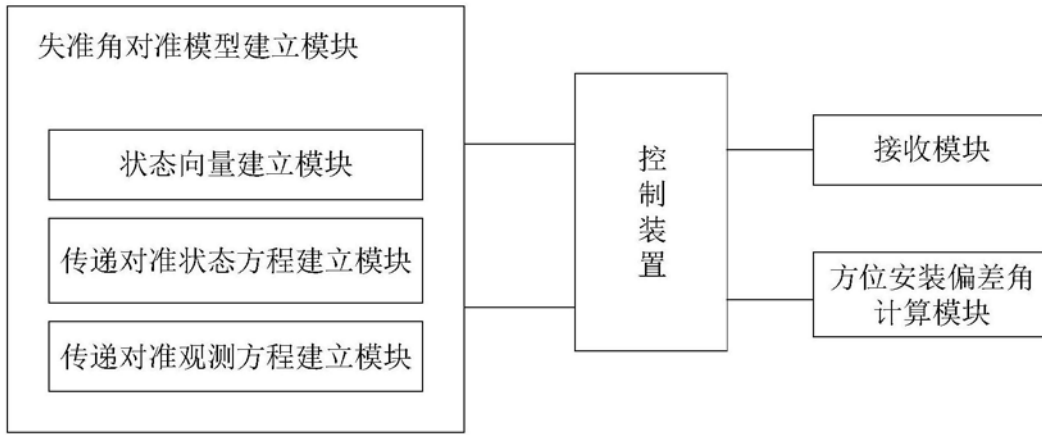


图1

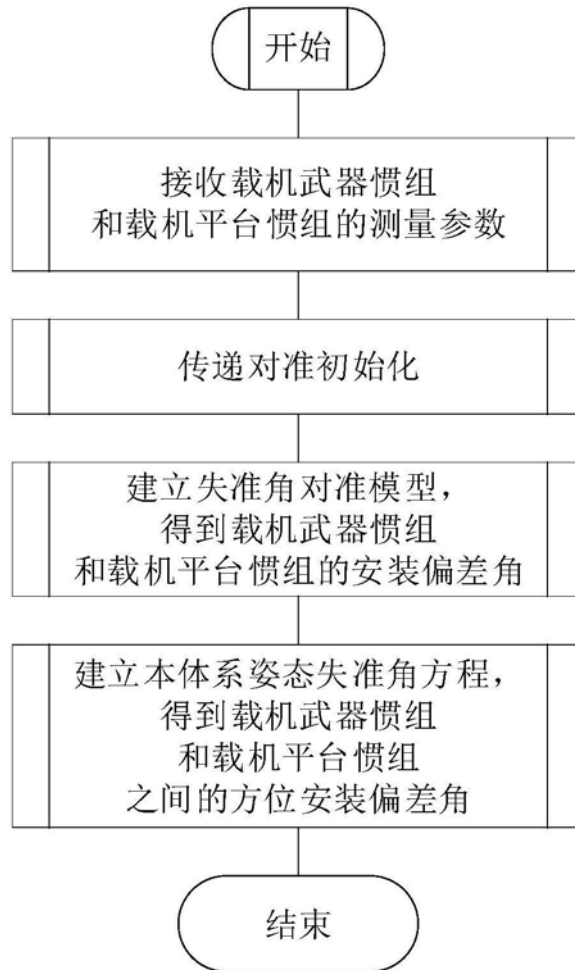


图2