

## 弹载惯性/天文姿态组合导航方法研究

朱剑斌<sup>1a</sup>, 谭守林<sup>1a</sup>, 谭飞<sup>2</sup>, 李方<sup>1b</sup>

(1. 火箭军工程大学, a. 906 教研室, b. 图书馆, 西安 710025; 2. 火箭军驻西安地区军事代表局, 西安 710025)

**摘要:** 提出了一种弹道导弹中融合了天文观测和惯性导航数据的姿态修正算法, 以姿态误差角直接作为卡尔曼滤波器量测量, 推导出组合导航系统线性化量测方程, 并在构建的弹道导弹轨迹仿真器的基础上进行了仿真验证。仿真结果表明, 所提出的融合了天文观测数据和惯性导航信息的姿态组合导航算法, 能够有效减小导弹定姿误差, 对导弹姿态测量精度的提高有一定推进作用。

**关键词:** 弹道导弹; 组合导航; 惯性导航; 天文观测; 量测方程

**中图分类号:** TJ765.2      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1671-637X(2016)05-0050-05

## A Method for Missile-Borne Inertial/Astronomical Attitude Integrated Navigation

ZHU Jian-bin<sup>1a</sup>, TAN Shou-lin<sup>1a</sup>, TAN Fei<sup>2</sup>, LI Fang<sup>1b</sup>

(1. Rocket Force University of Engineering, a. No. 906 Section, b. Library, Xi'an 710025, China;

2. Rocket Force Military Representative Office of Xi'an, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** An attitude revision method is introduced combining astronomical observation with inertial navigation data in ballistic missiles. Taking attitude error as the direct measurement of Kalman filter, a linear signal equation of the integrated navigation system is deduced out. Simulation verification is made based on the constructed ballistic missile trajectory generator. The simulation result indicates that the proposed integrated navigation algorithm can decrease the attitude error of missile, and improve the attitude measurement precision of missile to a certain extent.

**Key words:** ballistic missile; integrated navigation; inertial navigation; astronomical observation; measurement equation

### 0 引言

在弹道导弹的导航系统中, 惯导系统是最基础也是应用最广泛的导航系统, 其主要优点是短时精度高, 速度、位置和姿态等导航数据更新快, 以及工作全自主全天候。惯导系统分为平台式和捷联式两种, 目前捷联式惯导系统因其硬件成本较低、结构简单而成为发展的主流。捷联式惯导的导航算法为递推式, 因此陀螺漂移的存在使得姿态测量误差容易发散, 而姿态测量的误差又会带来速度和位置的导航误差<sup>[1]</sup>。基于大视场星敏感器的天文导航拥有极高的测姿精度, 近地导航中星敏感器可以视为无漂移陀螺, 正好弥补了惯导系统中陀螺漂移的不足。天文导航的缺陷在于数据

更新率低、受制于大气环境条件等, 捷联式惯导的优点正好弥补了天文导航的缺陷。以惯性导航为主, 辅以天文导航, 利用卡尔曼滤波方法综合处理天文导航和惯性导航的观测数据, 能够有效提高导航精度<sup>[1]</sup>。

本文以数学平台误差角和陀螺仪常值漂移为状态量构建了组合导航系统线性化状态方程, 以导弹姿态误差角为直接量测量构建了线性化量测方程。将天文导航的姿态观测数据与捷联式惯导的姿态测量数据进行卡尔曼滤波与融合, 从而使导弹的导航精度在一定程度上得到了提高, 在所建的弹道导弹轨迹仿真器上进行仿真, 其结果也证实了该结论的正确性。

### 1 惯性/天文姿态组合导航系统数学建模

#### 1.1 状态量和状态方程

捷联惯性导航系统中没有平台式惯导的实体平台, 在捷联导航解算中捷联矩阵起着类似实体平台的数学

平台作用<sup>[2]</sup>,因此状态量之一选取为数学平台误差角 $\Phi$ 。姿态测量的惯性器件是陀螺仪,姿态误差主要来源于陀螺仪的测量误差,因此状态量之二便选取为陀螺常值漂移 $\varepsilon$ 。

坐标系定义:弹体坐标系(B系)原点取为弹体质心, $x$ 轴沿弹体对称轴指向弹头, $y$ 轴位于纵对称面内垂直于 $x$ 轴向上, $z$ 轴与 $x,y$ 轴成右手直角坐标系;发射点惯性坐标系(Li系)即为相对于惯性空间静止的初始发射坐标系。在建模过程中,当忽略陀螺仪一次项和二次项的误差时,数学平台误差角方程可表示为

$$\dot{\Phi} = C_B^{Li}(\varepsilon + W_\varepsilon) \quad (1)$$

式中: $W_\varepsilon$ 为陀螺仪高斯白噪声; $C_B^{Li}$ 为弹体坐标系转换到发射点惯性坐标系的方向余弦矩阵<sup>[3]</sup>,其数学计算式为

$$C_B^{Li} = \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin \varphi \sin \psi \sin \gamma + \cos \varphi \cos \gamma & \cos \varphi \sin \psi & \sin \gamma \cos \psi - \sin \varphi \cos \gamma \sin \psi \\ \sin \gamma \sin \varphi \cos \psi - \sin \psi \cos \gamma & \cos \varphi \cos \psi & -\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \varphi \cos \psi \\ -\sin \gamma \cos \varphi & \sin \varphi & \cos \gamma \cos \varphi \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中, $[\varphi \ \psi \ \gamma]$ 为无偏差载体姿态角。将式(1)写成分量形式为

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi}_x \\ \dot{\phi}_y \\ \dot{\phi}_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_x + W_{\varepsilon_x} \\ \varepsilon_y + W_{\varepsilon_y} \\ \varepsilon_z + W_{\varepsilon_z} \end{pmatrix} \quad (3)$$

依据以上各式建立系统线性状态方程为

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (4)$$

式中,

$$\begin{cases} X(t) = (\phi_x \ \phi_y \ \phi_z \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z)^T \\ F(t) = \begin{pmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & C_B^{Li} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{pmatrix} \\ W(t) = (W_{\varepsilon_x} \ W_{\varepsilon_y} \ W_{\varepsilon_z})^T \\ G(t) = \begin{pmatrix} C_B^{Li} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{pmatrix} \end{cases} \quad (5)$$

### 1.2 卡尔曼滤波观测量的选取

星敏感器的输出量为弹体在惯性空间的姿态角 $[\varphi_s \ \psi_s \ \gamma_s]$ 。由于星敏感器的极高测姿精度,该姿态角可视为无误差。弹载陀螺仪通过角速度积分同样输出弹体的惯性空间姿态角 $[\varphi_1 \ \psi_1 \ \gamma_1]$ ,而由于陀螺仪的漂移,该姿态角存在误差,并且随着时间会明显发散。从而姿态角误差为

$$\Delta = \begin{pmatrix} \Delta_\varphi \\ \Delta_\psi \\ \Delta_\gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \varphi_s - \varphi_1 \\ \psi_s - \psi_1 \\ \gamma_s - \gamma_1 \end{pmatrix} \quad (6)$$

在建立量测方程时,传统方案一般是通过一个姿态误差角转换矩阵 $M$ 来将姿态误差角转换为数学平台误差角<sup>[4]</sup>,即 $\Phi = M \times \Delta$ ,其中, $M$ 为

$$M = \begin{pmatrix} 0 & \cos \varphi & -\cos \varphi \sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi & \cos \psi \cos \varphi \\ 1 & 0 & \sin \psi \end{pmatrix} \quad (7)$$

以 $\Phi$ 作为卡尔曼滤波器的观测量能够方便建立线性化量测方程,因为状态量本身包含了 $\Phi$ 。为避免传统方案中可能带来的转换误差,本文提出一种以姿态误差角直接作为量测量来建立量测方程的方案,具体分析如下。

式(2)描述的是无误差的理想姿态转换矩阵,通过惯导解算同样可以得出一个存在误差的姿态转换矩阵

$$C_B^c = \begin{pmatrix} \sin \varphi_c \sin \psi_c \sin \gamma_c + \cos \varphi_c \cos \gamma_c & \cos \varphi_c \sin \psi_c & \sin \gamma_c \cos \psi_c - \sin \varphi_c \cos \gamma_c \sin \psi_c \\ \sin \gamma_c \sin \varphi_c \cos \psi_c - \sin \psi_c \cos \gamma_c & \cos \varphi_c \cos \psi_c & -\sin \gamma_c \sin \psi_c - \cos \gamma_c \sin \varphi_c \cos \psi_c \\ -\sin \gamma_c \cos \varphi_c & \sin \varphi_c & \cos \gamma_c \cos \varphi_c \end{pmatrix} \quad (8)$$

根据数学平台误差角的数学意义,上述两个姿态转换矩阵之间可以建立起的关系为

$$C_B^{Li} = C_c^{Li} \times C_B^c \quad (9)$$

$$C_c^{Li} = \begin{pmatrix} 1 & -\phi_z & \phi_y \\ \phi_z & 1 & -\phi_x \\ -\phi_y & \phi_x & 1 \end{pmatrix}$$

综合式(2)、式(8)和式(9)可得

$$\begin{pmatrix} \sin \varphi \sin \psi \sin \gamma + \cos \varphi \cos \gamma & \cos \varphi \sin \psi & \sin \gamma \cos \psi - \sin \varphi \cos \gamma \sin \psi \\ \sin \gamma \sin \varphi \cos \psi - \sin \psi \cos \gamma & \cos \varphi \cos \psi & -\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \varphi \cos \psi \\ -\sin \gamma \cos \varphi & \sin \varphi & \cos \gamma \cos \varphi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & -\phi_z & \phi_y \\ \phi_z & 1 & -\phi_x \\ -\phi_y & \phi_x & 1 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \sin \varphi_c \sin \psi_c \sin \gamma_c + \cos \varphi_c \cos \gamma_c & \cos \varphi_c \sin \psi_c & \sin \gamma_c \cos \psi_c - \sin \varphi_c \cos \gamma_c \sin \psi_c \\ \sin \gamma_c \sin \varphi_c \cos \psi_c - \sin \psi_c \cos \gamma_c & \cos \varphi_c \cos \psi_c & -\sin \gamma_c \sin \psi_c - \cos \gamma_c \sin \varphi_c \cos \psi_c \\ -\sin \gamma_c \cos \varphi_c & \sin \varphi_c & \cos \gamma_c \cos \varphi_c \end{pmatrix} \quad (10)$$

式(10)反映了理想姿态角、数学平台误差角和惯导解算姿态角之间的关系,从中可以得出组合导航系统角度观测量 $[\Delta_\varphi \ \Delta_\psi \ \Delta_\gamma]$ 的非线性计算表达式。为了利用卡尔曼滤波技术,考虑对式(10)进行一定的处理以获得角度观测量的线性计算表达式,从而建立起线性化观测方程。

### 1.3 线性化角度观测方程的建立

根据三角函数关系,考虑到姿态偏差 $\Delta_\varphi, \Delta_\psi, \Delta_\gamma$ 均为小量的合理假设,有如下关系

$$\begin{cases} \sin \varphi_s = \sin(\varphi_1 + \Delta_\varphi) \approx \sin \varphi_1 + \Delta_\varphi \cos \varphi_1 \\ \sin \psi_s = \sin(\psi_1 + \Delta_\psi) \approx \sin \psi_1 + \Delta_\psi \cos \psi_1 \\ \sin \gamma_s = \sin(\gamma_1 + \Delta_\gamma) \approx \sin \gamma_1 + \Delta_\gamma \cos \gamma_1 \\ \cos \varphi_s = \cos(\varphi_1 + \Delta_\varphi) = \cos \varphi_1 - \Delta_\varphi \sin \varphi_1 \end{cases} \quad (11)$$

同时,对式(8)中的  $C_B^c$  简化为

$$C_B^c = \begin{pmatrix} C'_{11} & \cos \varphi_1 \sin \psi_1 & C'_{13} \\ C'_{21} & \cos \varphi_1 \cos \psi_1 & C'_{23} \\ -\sin \gamma_1 \cos \varphi_1 & \sin \varphi_1 & \cos \gamma_1 \cos \varphi_1 \end{pmatrix} \quad (12)$$

从而,式(10)可简化为

$$\begin{pmatrix} 1 & -\phi_x & \phi_y \\ \phi_x & 1 & -\phi_z \\ -\phi_y & \phi_x & 1 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} C'_{11} & \cos \varphi_1 \sin \psi_1 & C'_{13} \\ C'_{21} & \cos \varphi_1 \cos \psi_1 & C'_{23} \\ -\sin \gamma_1 \cos \varphi_1 & \sin \varphi_1 & \cos \gamma_1 \cos \varphi_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dots & \cos \varphi_1 \sin \psi_1 - \phi_x \cos \varphi_1 \cos \psi_1 + \phi_x \sin \varphi_1 & \dots \\ \dots & \dots & \dots \\ -\phi_x C'_{11} + \phi_x C'_{21} - \sin \gamma_1 \cos \varphi_1 & \phi_x \cos \varphi_1 \cos \psi_1 - \phi_x \cos \varphi_1 \sin \psi_1 + \sin \varphi_1 & \dots \end{pmatrix} \quad (13)$$

式中,“...”表示无关计算的量。根据式(13)中矩阵元素的对应关系可以获得角度观测量  $\Delta_\varphi, \Delta_\psi, \Delta_\gamma$ , 由于星敏感器的测姿精度很高,  $[\varphi_s, \psi_s, \gamma_s] \approx [\varphi, \psi, \gamma]$ , 再结合式(13)中的元素对应关系,可得如下关系

$$\begin{cases} \sin \varphi_s \approx \sin \varphi = \phi_x \cos \varphi_1 \cos \psi_1 - \\ \quad \phi_y \cos \varphi_1 \sin \psi_1 + \sin \varphi_1 \\ \cos \varphi_s \sin \psi_s \approx \cos \varphi \sin \psi = \cos \varphi_1 \sin \psi_1 - \\ \quad \phi_z \cos \varphi_1 \cos \psi_1 + \phi_y \sin \varphi_1 \\ -\sin \gamma_s \cos \varphi_s \approx -\sin \gamma \cos \varphi = -\phi_y C'_{11} + \\ \quad \phi_x C'_{21} - \sin \gamma_1 \cos \varphi_1 \end{cases} \quad (14)$$

将式(11)代入式(14),化简后可得

$$\begin{cases} \Delta_\varphi = \phi_x \cos \psi_1 - \phi_y \sin \psi_1 \\ \Delta_\psi = \phi_x \sin \psi_1 \sin \varphi_1 / \cos \varphi_s + \phi_y \sin \varphi_1 \cos \psi_1 / \\ \quad \cos \varphi_s - \phi_z \cos \varphi_1 / \cos \varphi_s \\ \Delta_\gamma = \phi_x \sin \psi_1 / \cos \varphi_s + \phi_y \cos \psi_1 / \cos \varphi_s \end{cases} \quad (15)$$

式(15)便是最终的线性化角度观测方程,将其表示为标准的矢量形式为

$$\begin{cases} \mathbf{Z}(t) = [\Delta_\varphi \quad \Delta_\psi \quad \Delta_\gamma] = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t) \\ \mathbf{H}(t) = \begin{bmatrix} \cos \psi_1 & -\sin \psi_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sin \psi_1 \sin \varphi_1 / \cos \varphi_s & \sin \varphi_1 \cos \psi_1 / \cos \varphi_s & -\cos \varphi_1 / \cos \varphi_s & 0 & 0 & 0 \\ \sin \psi_1 / \cos \varphi_s & \cos \psi_1 / \cos \varphi_s & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (16)$$

式中,  $\mathbf{V}(t)$  为量测噪声。

#### 1.4 姿态组合导航数学模型离散化

考虑到弹上计算机的计算特性,将组合导航系统连续的数学模型进行离散化处理。将状态方程式(4)和量测方程式(16)进行离散化,即

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \Phi_{k,k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \Gamma_{k-1} \mathbf{W}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \end{cases} \quad (17)$$

式(17)中系数矩阵计算方法为

$$\begin{aligned} \Phi_{k,k-1} &= \mathbf{I} + \mathbf{F}_{k-1} T + \frac{1}{2!} \mathbf{F}_{k-1}^2 T^2 + \frac{1}{3!} \mathbf{F}_{k-1}^3 T^3 + \dots \\ \Gamma_{k-1} &= T \left( \mathbf{I} + \frac{1}{2!} \mathbf{F}_{k-1} T + \frac{1}{3!} \mathbf{F}_{k-1}^2 T^2 + \dots \right) \mathbf{G}_k \end{aligned} \quad (18)$$

式中,  $T$  为滤波周期<sup>[5]</sup>。

## 2 惯性/天文姿态组合导航系统仿真研究

### 2.1 导弹轨迹仿真器的建立

为建立导弹轨迹仿真器,考虑对导弹运动状态的动力学方程进行简化,其简化方程为<sup>[6]</sup>

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{v}} = (P - X_d)/m - g \sin \theta \\ \dot{x} = v \cos \theta \\ \dot{y} = v \sin \theta \end{cases} \quad (19)$$

式中:  $g = g_0 (R_m/r)^2$ , 为地球重力,  $r = \sqrt{x^2 + (R_m + y)^2}$ ;

$$\theta = \begin{cases} \theta_0 & t \leq t_1 \\ \frac{(\theta_0 - \theta_k)(t_2 - t)^2}{(t_2 - t_1)^2} + \theta_k & t_1 < t \leq t_2, \text{ 为发射重力坐} \\ \theta_k & t_2 < t \leq t_k \end{cases}$$

标系下俯仰角,  $\theta_0$  为发射时刻俯仰角,  $\theta_k$  为主动段末俯仰角;  $P$  为推力;  $X_d$  为空气阻力。

利用式(19)可以获得导弹在发射坐标系下的位置、姿态和速度等轨迹参数值,将其作为标称数据。利用标称轨迹参数,根据一定的运动学关系反推得到陀螺仪的无误差测量值<sup>[7]</sup>,加入陀螺漂移和噪声误差后模拟实际中存在误差的陀螺仪测量值。陀螺仪测量值为角速度,根据文献[8]中的捷联算法,进行导航解算得到纯捷联惯性导航下的导弹姿态角测量值。因为星敏感器测量精度很高,故可以在标称姿态角的基础上加上星敏感器量测噪声<sup>[9]</sup>,作为天文导航观测的导弹姿态角。将天文观测的导弹姿态角与惯导解算姿态角做差得到组合导航系统的观测量,进行滤波后得到组合导航的轨迹参数值。

### 2.2 仿真实验

#### 2.2.1 仿真条件

在 Matlab 软件里进行编程仿真,仿真条件假设:导弹发射纬度为  $39.98^\circ \text{N}$ , 经度为  $116.34^\circ \text{E}$ , 高度为  $32.82 \text{ m}$ , 导弹向东垂直发射;主动段飞行时间为  $160 \text{ s}$ , 全程飞行时间为  $1200 \text{ s}$ , 在  $40 \text{ s}$  时开始滤波;初始航向角、俯仰角、滚转角分别为  $0^\circ, 90^\circ, 0^\circ$ ; 初始 3 个轴向失准角分别为  $10'', 6', 10''$ ; 星敏感器误差为  $3''$ 。

#### 2.2.2 仿真结果与分析

按标称弹道和姿态解算、捷联姿态解算、组合导航姿态解算和仿真做图分为 4 步,具体过程如下所述。

1) 根据式(19)编程生成弹道并计算出标称姿态参数值,仿真弹道如图1所示。

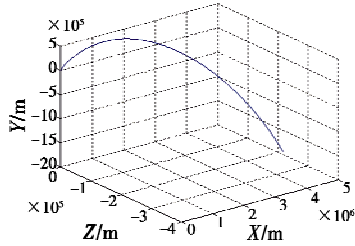


图1 发射惯性系下真实弹道

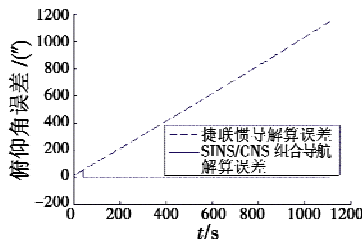
Fig.1 Real trajectory in launching inertial system

2) 根据文献[7]中的方法进行捷联姿态算法的编程,设定陀螺仪不同的漂移参数,解算出不同陀螺漂移误差情况下纯惯性导航导弹姿态角。

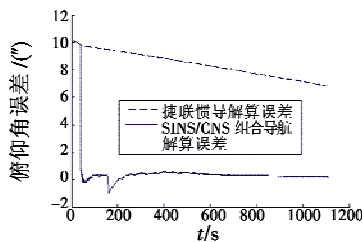
3) 根据状态方程式(4)和量测方程式(16),离散化处理后进行标准卡尔曼滤波的编程,得到本文组合导航方案定姿结果。

4) 将纯捷联惯导解算姿态角和组合导航解算姿态角分别与标称姿态角做差,并进行仿真做图比较。

仿真结果如图2~图4所示。



a 陀螺仪常值漂移  $d=1$  ( $^{\circ}$ )/h, 白噪声 $\sigma=0.5$  ( $^{\circ}$ )/h



b 陀螺仪常值漂移  $d=0.01$  ( $^{\circ}$ )/h, 白噪声 $\sigma=0.01$  ( $^{\circ}$ )/h

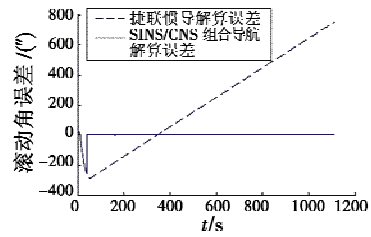
图2 俯仰角误差

Fig.2 Pitch angle error

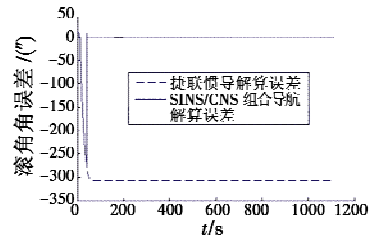
图2a、图3a、图4a分别为陀螺仪漂移较大时仿真结果,图2b、图3b、图4b分别为陀螺仪漂移较小时仿真结果。对比可以看出,纯捷联导航时姿态角误差较大,在陀螺仪常值漂移为1 ( $^{\circ}$ )/h时导航误差明显发散,即便常值漂移缩小到0.01 ( $^{\circ}$ )/h,偏航角和滚动角误差依然达到了200"和300",难以满足导弹武器精度要求。而组合导航精度明显优于纯惯导精度,在40 s时滤波开始后姿态导航误差立刻收敛,有效抑制住了陀螺漂移带来的误差。

为了对比本文组合模式与传统组合模式<sup>[1]</sup>的定姿精度,对两种组合模式进行编程仿真试验。设定陀螺仪

常值漂移  $d=1$  ( $^{\circ}$ )/h,白噪声  $\sigma=0.5$  ( $^{\circ}$ )/h,采用精度为1"的高精度星敏感器,对应仿真结果如图5所示。



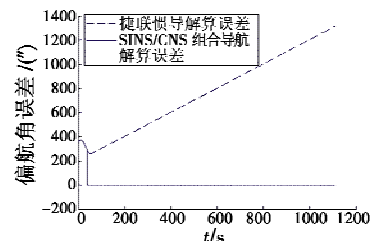
a 陀螺仪常值漂移  $d=1$  ( $^{\circ}$ )/h, 白噪声 $\sigma=0.5$  ( $^{\circ}$ )/h



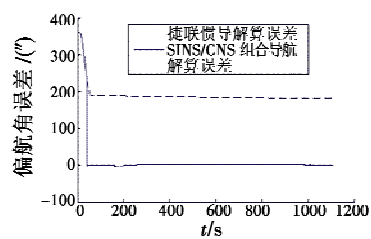
b 陀螺仪常值漂移  $d=0.01$  ( $^{\circ}$ )/h, 白噪声 $\sigma=0.01$  ( $^{\circ}$ )/h

图3 滚动角误差

Fig.3 Roll angle error



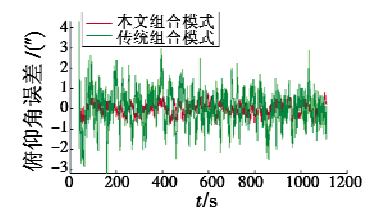
a 陀螺仪常值漂移  $d=1$  ( $^{\circ}$ )/h, 白噪声 $\sigma=0.5$  ( $^{\circ}$ )/h



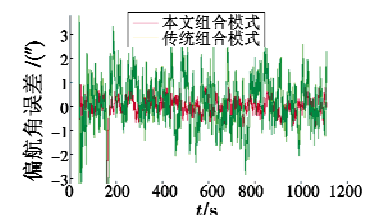
b 陀螺仪常值漂移  $d=0.01$  ( $^{\circ}$ )/h, 白噪声 $\sigma=0.01$  ( $^{\circ}$ )/h

图4 偏航角误差

Fig.4 Yaw angle error



a 俯仰角误差



b 偏航角误差

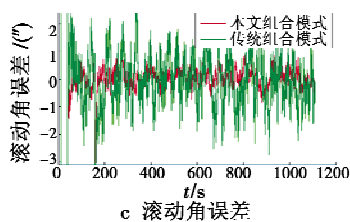


图 5 仿真结果

Fig. 5 Simulation result

由图 5 可以看出,采用了定姿精度  $1''$  的高精度星敏感器后,组合导航达到了很好的效果,并且本文组合导航模式相较于传统组合模式有一定程度提高。本文组合模式定姿精度约在  $1''$  左右,传统组合模式定姿精度约在  $2''$  上下。总体来看,40 s 时滤波开始后定姿误差开始稳定下来,在 160 s 发动机关闭时出现了瞬间的发散,之后立刻再次稳定下来。而  $10''$  以内的定姿精度,能够较好满足导弹武器的精度要求。

### 3 结束语

本文研究了一种适用于弹载平台的捷联惯性/天文姿态组合导航算法。在建立数学模型过程中,以数学平台误差角与陀螺常值漂移为状态量构建了状态方程,以姿态误差角为卡尔曼滤波器直接观测量构建了量测方程。仿真结果表明,该姿态组合导航方法能够有效克服陀螺漂移带来的姿态导航误差,相较于传统组合模式定姿精度有一定提高。为了进一步扩展该组合导航方案的功能,可以考虑增加状态量,将速度、位置和加速度计误差加进来,从而提高导弹位置、速度参数的测量精度。

### 参考文献

[1] 房建成,宁晓琳.天文导航原理及应用[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.(FANG J C, NING X L. Principles and applications of celestial navigation [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006.)

tics Press, 2006.)

- [2] 秦洪卫.捷联惯导/星光组合导航技术研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.(QIN H W. Research on SINS/STAR integrated navigation technology [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.)
- [3] 马清华,王明海.弹道导弹常用坐标系及其转换[J].火力与指挥控制,2004(s):89-91.(MA Q H, WANG M H. Common coordinate and conversion of ballistic missile [J]. Fire Control & Command Control, 2004(s):89-91.)
- [4] 丁涛,赵忠.捷联惯导系统的误差角关系与推导[J].兵工自动化,2007,26(12):66-67.(DING T, ZHAO Z. Angles error relationship and deduction of SINS [J]. Ordnance Industry Automation, 2007, 26(12):66-67.)
- [5] 司胜营.星光/惯性组合导航系统分析与研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.(SI S Y. Research on STAR/SINS integrated navigation system [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.)
- [6] 敖宏奎,王宏力,侯青剑,等.弹道导弹轨迹发生器的设计[J].兵工自动化,2007,26(8):66-68.(AO H K, WANG H L, HOU Q J, et al. Design of ballistic missile trajectory generator [J]. Ordnance Industry Automation, 2007, 26(8):66-68.)
- [7] 翟昆朋,何文涛,徐建华,等.捷联式惯性导航系统轨迹发生器设计与仿真[J].计算机仿真,2013,30(11):58-61.(ZHAI K P, HE W T, XU J H, et al. Design and simulation of SINS trajectory generator [J]. Computer Simulation, 2013, 30(11):58-61.)
- [8] 秦永元.惯性导航[M].北京:科学出版社,2006.(QIN Y Y. Inertial navigation [M]. Beijing: Science Press, 2006.)
- [9] 王永胜,王宏力,刘洁梁,等.星敏感器误差模型及参数分析[J].电光与控制,2014,21(2):85-89.(WANG Y S, WANG H L, LIU J L, et al. Error model and parametric analysis of star sensor [J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21(2):85-89.)

(上接第 29 页)

ing Technology & Application, 2013, 28(4):604-609.)

[12] XU X, XU S, JIN L, et al. Characteristic analysis of Otsu threshold and its applications [J]. Pattern Recognition Letters, 2011, 32(7):956-961.

[13] FISCHLER M A, BOLLES R C. Random sample consensus: a paradigm for model fitting with applications to ima-

ge analysis and automated cartography [J]. Communications of the Acm, 1981, 24(6):381-395.

- [14] 陈付幸,王润生.基于预检验的快速随机抽样一致性算法[J].软件学报,2005,16(8):1431-1437.(CHEN F X, WANG R S. Fast RANSAC with preview model parameters evaluation [J]. Journal of Software, 2005, 16(8):1431-1437.)