

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2209592

## 神经网络校准的磁强计与卫星组合测姿方法\*

闫小龙<sup>1,2</sup> 于天朋<sup>2</sup> 郑娜娜<sup>3</sup> 王志刚<sup>2</sup> 兰开颜<sup>2</sup>

(1. 中北大学 太原 030051; 2. 淮海工业集团 长治 046000; 3. 陆军装备部驻北京地区长治军事代表局 长治 046000)

**摘要:** 弹药的滚转姿态准确测量是精确制导的前提,在常见的卫星导航与磁强计组合测姿方案中,弹药的大范围机动会带来较大的测角误差。为了解决上述问题,提出一种基于BP神经网络校准的磁强计与卫星导航组合测姿方案,针对同一弹型利用控制指令、弹道速度、历史姿态角等参数对弹体的侧滑角信息进行实时估计,为卫星导航系统解算的弹体偏角进行在线校准,最终经过融合磁强计测量信息对弹体滚转姿态进行测量,并通过拟合滤波方案为弹道的实时控制提供准确的滚转姿态估计。数值仿真验证结果表明,对于同一型弹药系统而言利用经过训练的BP神经网络估计出弹体的侧滑角信息误差在满量程的5%以内,结合卫星定位导航系统与磁强计经过拟合滤波得到的滚转姿态角精度在 $\pm 1^\circ$ 以内,较大的提高了弹药在机动过程中的滚转角测量精度。

**关键词:** 弹体滚转姿态;神经网络;卫星定位导航系统;磁强计

**中图分类号:** TG76 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.4

## Calibration of missile-borne magnetometer based on energy evaluation

Yan Xiaolong<sup>1,2</sup> Yu Tianpeng<sup>2</sup> Zheng Nana<sup>3</sup> Wang Zhigang<sup>2</sup> Lan Kaiyan<sup>2</sup>

(1. North University of China, Taiyuan 030051, China; 2. Huaihai industrial Group Co., Ltd., Changzhi 046000, China; 3. Military Representative Office of the Army Equipment Department in Beijing Changzhi, Changzhi 046000, China)

**Abstract:** The accurate measurement of the rolling attitude of the ammunition is the premise of precise guidance. In the common attitude measurement schemes that combining satellite navigation and magnetometer, large-scale maneuvering of the ammunition can cause the large angle measurement error. In order to solve the above problems, a new combined attitude measurement scheme of magnetometer and satellite navigation based on BP neural network calibration is proposed. For the same type of missile, the control command, ballistic speed, historical attitude angle and other parameters are used to estimate the sideslip angle information of the missile body in real time. Simultaneously, the declination angle of the missile body calculated by the satellite navigation system is calibrated online. Finally, the rolling attitude of the projectile is measured by fusing the measurement information of the magnetometer, and the accurate rolling attitude estimation is provided through the fitting and filtering scheme for the real-time control of the ballistic trajectory. The numerical simulation results show that for the same type of ammunition system, the sideslip angle information error of the projectile that estimated by the trained BP neural network is within 5% of the full scale. The roll attitude angle accuracy obtained by the fitting and filtering after the combination of the satellite positioning and navigation system and the magnetometer is within  $\pm 1^\circ$ , which greatly improves the roll angle measurement accuracy of the ammunition during maneuvering.

**Keywords:** missile roll attitude; neural Networks; GNSS; magnetometer

## 0 引言

智能弹药作为常规弹药的一种发展趋势,具有改变飞行轨迹、目标跟踪等能力,因此在打击精度上有非常大的优势<sup>[1-3]</sup>。越来越多的常规弹药在向智能化、信息化的方向改

进。在这个过程中弹体姿态角的测量是非常关键的一部分,它为导弹的导航控制提供了必要条件。

对于低过载发射的火箭助推弹药来说,与弹体捷联的惯性传感器用于弹体的姿态测量是常见且实用方案之一<sup>[4-6]</sup>。但是对于炮射导弹或者是发射过载较高的导弹来

收稿日期:2022-04-13

\* 基金项目:中国博士后科学基金(2021M691987)、山西省青年科学基金(201901D211239)、山西省高等学校科技创新项目(2020L0296)资助

说,惯性传感器无法在高于承受过载极限的条件下进行稳定且准确的数据输出<sup>[7]</sup>。

地磁场作为地球的一个固有物理场在高空环境下不易被干扰,因此利用磁场来确定弹体的滚转姿态有无累计误差、不易受干扰、成本低等特征,最重要的一点磁强计作为地磁场的敏感元件有着较高的抗过载能力,满足目前大部分的弹药捷联测量需求<sup>[8-10]</sup>。对于攻击地面固定目标来说,导弹在飞行过程中不会有较大的机动动作,可以在发射前为导弹装定的预设的基准弹道信息用于计算导弹的滚转姿态,一般这样的求解前提下可以获得较高精度的滚转姿态信息<sup>[11]</sup>。但是对于攻击移动目标来说,目标的移动会引起导弹起控后的大范围机动,在此过程中预设的基本弹道信息已经和实飞弹道产生较大差距,无法为滚转姿态测量提供依据<sup>[12]</sup>。因此人们开始使用全球卫星定位导航系统(GNSS)提供的信息来计算导弹的弹道倾角与弹道偏角,用于支持磁强计对导弹的滚转姿态计算,这样的处理方式在很大程度上解决了导弹在大范围机动过程中的滚转姿态测量<sup>[13]</sup>。但是在导弹机动过程中,弹道偏角、弹道倾角是不等同于弹体倾角、弹体偏角的,这样造成了弹体滚转姿态

$$\mathbf{B}_b = \begin{bmatrix} B_{xb} \\ B_{yb} \\ B_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\vartheta \cos\psi & -\sin\vartheta \cos\psi \cos\gamma + \sin\psi \sin\gamma & \sin\vartheta \cos\psi \sin\gamma + \sin\psi \cos\gamma \\ \sin\vartheta & \cos\vartheta \cos\gamma & -\cos\vartheta \sin\gamma \\ -\cos\vartheta \sin\psi & \sin\vartheta \sin\psi \cos\gamma + \cos\psi \sin\gamma & -\sin\vartheta \sin\psi \sin\gamma + \cos\psi \cos\gamma \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $\gamma$ 为弹体滚转姿态角, $\psi$ 为导弹的偏航角, $\vartheta$ 为导弹的俯仰角。由式(1)、(2)共同构建了依据地磁场表达导弹滚转姿态的基本模型。在导弹的短距离飞行过程中地磁矢量 $\mathbf{B}$ 是几乎不变的,那么每一组确定的 $B_{xb}, B_{yb}, B_{zb}$ 会对应多组满足等式的 $\vartheta, \psi, \gamma$ ,所以想要求得弹体滚转角 $\gamma$ ,需要得到弹体的俯仰角 $\vartheta$ 以及弹体的偏航角 $\psi$ 。

$$\gamma = \arctan\left(\frac{\cos\psi \sin\vartheta B_x + \sin\psi \sin\vartheta B_y + \cos\vartheta B_z}{\cos\psi B_y - \sin\psi B_x}\right) - \arctan\left(\frac{B_{yb}}{B_{zb}}\right) \quad (3)$$

通常在攻击地面固定目标或以某种规律行进的目标时,导弹的飞行轨迹在发射前就是可以预知的,一般称之为标称弹道或基准弹道。在这个前提下,弹体的偏航角与俯仰角是可以描述为关于弹道时间的函数的。

$$\begin{cases} \vartheta = \theta = \hat{\theta}(t) \\ \psi = \psi_v = \hat{\psi}_v(t) \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\theta$ 是弹道倾角, $\psi_v$ 是弹道偏角, $t$ 是弹道时 $t=0$ 时为弹道零时。

基准弹道的发射方式根据弹道特性与目标点预设,一般也不会产生较大的弹道机动,因此也可以利用GNSS对弹体的俯仰角与偏航角进行估计计算。

$$\begin{cases} \vartheta = \theta = \arctan\left(\frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}}\right) \\ \psi = \psi_v = \arctan\frac{V_y}{V_x} \end{cases} \quad (5)$$

的测量误差,对于越来越精准的先进化导弹来说,这是非常不利于控制的,鉴借于新兴的网络智能算法<sup>[14-15]</sup>。本文提出了一种基于BP神经网络校准的磁强计与卫星导航组合测姿方法,可以有效的解决导弹在机动过程中的精准测姿难题。

## 1 弹体捷联磁强计测姿模型

地磁场是地球固有的磁场,在近地空间的分布是规律的,为了规范描述地球磁场的空间分布特征,世界地磁测量机构将地磁场向量在北东天坐标系中用地磁3要素来描述。

弹药发射后,依据炮位信息可获取该地区的磁场强度 $F$ 、磁倾角 $I$ 、磁偏角 $D$ ,依据地磁三要素大地系下的磁矢量 $\mathbf{B} = (B_x, B_y, B_z)^T$ 可以描述为:

$$\begin{cases} B_x = F \cos I \cos D \\ B_y = F \cos I \sin D \\ B_z = F \sin I \end{cases} \quad (1)$$

捷联于弹体横截面上的磁强计敏感到地磁矢量的投影 $\mathbf{B}_b = (B_{xb}, B_{yb}, B_{zb})^T$ 描述为:

$$\mathbf{B}_b = \begin{bmatrix} B_{xb} \\ B_{yb} \\ B_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\vartheta \cos\psi & -\sin\vartheta \cos\psi \cos\gamma + \sin\psi \sin\gamma & \sin\vartheta \cos\psi \sin\gamma + \sin\psi \cos\gamma \\ \sin\vartheta & \cos\vartheta \cos\gamma & -\cos\vartheta \sin\gamma \\ -\cos\vartheta \sin\psi & \sin\vartheta \sin\psi \cos\gamma + \cos\psi \sin\gamma & -\sin\vartheta \sin\psi \sin\gamma + \cos\psi \cos\gamma \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $V_x, V_y, V_z$ 是GNSS提供的弹体在弹道坐标系下的速度分量。

但是在指令制导弹药、末制导弹药攻击过程中,如果目标的大范围机动会引起弹药的大过载跟随控制,从而引起弹道突变。突变的弹道是无法由基准弹道预测的,因此在这种状况下由基准弹道估计的弹体俯仰角与弹体偏航角将会产生较大误差,弹体的滚转姿态信息也会带来等级别的测量误差。

同样地,在使用GNSS提供的速度信息估计弹体俯仰、偏航信息时,也会因为弹体在大过载机动过程中产生的攻角侧滑角而引起较大误差:

$$\begin{cases} \vartheta = \theta + \alpha \\ \psi = \psi_v + \beta \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\alpha$ 为攻角, $\beta$ 为侧滑角,在攻角侧滑角非常大时,弹体的滚转姿态测量同样会产生较大的误差。

针对上述问题,本文提出了基于神经网络校准的磁强计与卫星组合测姿方法,旨在导弹利用目标追踪过程中的控制指令、气象条件、已知飞行参数等信息对飞行攻角及侧滑角进行估计,从而校准滚转姿态信息。

## 2 神经网络校准的滚转姿态滤波方案

### 2.1 BP神经网络预测模型

对于可控的飞行弹药,其飞行过程中的攻角、侧滑角的计算与测量都是非常困难的,常见的方案是对预设攻角、侧滑角进行插值查询,在导弹大范围机动时非常不准

确,这就给机动过程中的弹药滚转姿态测量带来了加大的难题。但是,对于同型弹药而言,因其有唯一确定的外形结构、执行机构、飞控算法,使得它们在相同飞行工况下的攻角与侧滑角有着相同的表现特性。鉴于此,提出使用BP神经网络算法对弹体飞行过程中的攻角与侧滑角进行估计。

根据导弹飞行过程中的攻角、侧滑角影响因素,提出如下包含一层隐含层的BP神经网络结构,如图1所示。

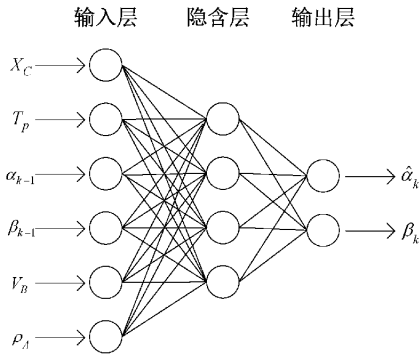


图1 BP神经网络模型

图1中输入层信息中  $X_C$  为弹体控制指令( $y, z$  两方向),  $T_p$  为弹道飞行节点(弹道起点为0,落点为1),  $\alpha_{k-1}$  为  $k-1$  时刻弹体攻角,  $\beta_{k-1}$  为  $k-1$  时刻弹体侧滑角,  $V_B$  为

$$\gamma = \arctan \left( \frac{\cos \psi \sin \arctan \left( \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} \right) + \hat{\alpha}_k B_x + \sin \arctan \left( \frac{V_y}{V_x} + \hat{\beta}_k \right) \sin \left( \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} + \hat{\alpha}_k \right) B_y + \cos \left( \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} + \hat{\alpha}_k \right) B_z}{\cos \arctan \left( \frac{V_y}{V_x} + \hat{\beta}_k \right) B_y - \sin \arctan \left( \frac{V_y}{V_x} + \hat{\beta}_k \right) B_x} \right) - \arctan \left( \frac{B_{yb}}{B_{zb}} \right) \quad (11)$$

### 2.2 构造滚转姿态信息滤波模型

弹体的滚转姿态信息由磁强计、GNSS 组合测量得到,在此阶段中,滚转姿态结构受到量测噪声  $V_{i+1}$ 、系统方程噪声  $W_k$  的干扰,直接用于飞控参数将会对飞控回路产生较大的干扰项。因此,针对磁强计测量滚转姿态的非线性模型,使用初值自适应无迹卡尔曼滤波(AUKF)对待求量进行滤波估计。

对于非线性系统的无迹卡尔曼滤波而言,初值的准确程度直接影响着滤波的收敛速度与收敛精度,粗糙的滤波初值会造成滤波的长时间不收敛,甚至发散,因此滤波初值的给定至关重要。导弹在飞行过程中弹体的滚转速率可以描述为

$$\dot{\gamma} = \gamma_0 \exp(-0.075k \cdot \frac{LD^3}{A} t) \quad (12)$$

式中: $L$  为弹体长度, $D$  为弹体直径, $A$  为导弹的极转动惯量, $k$  为修正系数。由此可以看出,导弹的在平稳飞行过程中绕弹轴的滚转运动可以近似的描述为加速度缓慢变化的加速运动:

弹体速度矢量( $x, y, z$  三方向),  $\rho_A$  为环境空气密度,共9个输入节点;输出层为  $\hat{\alpha}_k$  为  $k$  时刻攻角,  $\hat{\beta}_k$  为  $k$  时刻侧滑角,共2个输出节点;隐含层取5个节点。其中隐含层选择非线性 Sigmoid 函数中 Logsig 类型为驱动函数,描述为:

$$\text{logsig}(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}} \quad (7)$$

输出层选择线性的 Purelin 函数,描述为:

$$\text{purelin}(x) = x \quad (8)$$

选用所研究弹体的气动参数构建6DOF 完备弹道模型,定步长遍历飞行状态与控制参数得到不同输入层参数  $X_{input}$  状态下的准确输出参数  $Y_{output}$ , 获得训练样本,构建评价函数

$$\epsilon_k = \sum (\hat{Y}_{output}^k - Y_{output}^k)^2 \quad (9)$$

再次利用完备弹道模型随机生成测试样本,对训练好的BP神经网络进行测试。

此时,结合式(5)、(6)弹体的俯仰角与偏航角可以描述为

$$\begin{cases} \vartheta = \arctan \left( \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} \right) + \hat{\alpha}_k \\ \psi = \arctan \frac{V_y}{V_x} + \hat{\beta}_k \end{cases} \quad (10)$$

此时,式(3)中的弹体滚转姿态角描述为:

$$\gamma_i \approx \gamma(t_i) = \gamma_0 + \dot{\gamma} t_i + \frac{1}{2} \ddot{\gamma} t_i^2 + n(t) \quad (13)$$

其中,  $\gamma_i$  为  $i$  时刻弹体实际滚转角,  $\gamma_0$  为弹体初始滚转角,  $\dot{\gamma}$  为弹体角速度,  $\ddot{\gamma}$  为弹体角加速度,  $n(t_i)$  为误差项。

定义系统残差,并对待求参数求偏导:

$$\begin{cases} \epsilon = \sum_{i=0}^{n-1} (\gamma_i - \gamma(t_i))^2 \\ \frac{\partial \epsilon}{\partial \gamma_0} = \frac{\partial \epsilon}{\partial \dot{\gamma}} = \frac{\partial \epsilon}{\partial \ddot{\gamma}} = 0 \end{cases} \quad (14)$$

得到求解矩阵:

$$\begin{bmatrix} 2 \sum_{i=0}^{n-1} 1 & 2 \sum_{i=0}^{n-1} t_i & \sum_{i=0}^{n-1} t_i^2 \\ 2 \sum_{i=0}^{n-1} t_i & 2 \sum_{i=0}^{n-1} t_i^2 & \sum_{i=0}^{n-1} t_i^3 \\ \sum_{i=0}^{n-1} t_i^2 & \sum_{i=0}^{n-1} t_i^3 & \frac{1}{2} \sum_{i=0}^{n-1} t_i^4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_0 \\ \dot{\gamma} \\ \ddot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2 \sum_{i=0}^{n-1} \gamma_i \\ 2 \sum_{i=0}^{n-1} t_i \gamma_i \\ \sum_{i=0}^{n-1} t_i^2 \gamma_i \end{bmatrix} \quad (15)$$

由式(11)~(15)构建得到滚转角信息的初步拟合算法,得到导弹的滚转角滤波初值。无迹卡尔曼滤波状态向量初值  $\mathbf{X}_0 = [\gamma_0 \quad \dot{\gamma} \quad \ddot{\gamma}]$ , 并依此计算出协方差矩阵初值  $\mathbf{P}_0 = E[(\mathbf{X} - \mathbf{X}_0)(\mathbf{X} - \mathbf{X}_0)^T]$ 。

构造扩展状态向量  $k-1$  时刻的  $\sigma$  样本点:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_k^{ax,0} &= \hat{\mathbf{X}}_k^{ax} \\ \mathbf{X}_k^{ax,i} &= \hat{\mathbf{X}}_k^{ax} + (\sqrt{(L+\lambda)\hat{\mathbf{P}}_k^{ax}})_i \quad i = 1, \dots, L \\ \mathbf{X}_k^{ax,i} &= \hat{\mathbf{X}}_k^{ax} - (\sqrt{(L+\lambda)\hat{\mathbf{P}}_k^{ax}})_i \quad i = L+1, \dots, 2L \end{aligned} \quad (16)$$

构建时间驱动方程:

$$\begin{aligned} \gamma_{X,k+1|i}^{ax,i} &= f(\mathbf{X}_{X,k}^{ax,i}, \mathbf{X}_{W,k}^{ax,i}) \quad i = 0, 1, 2, \dots, 2L \\ \gamma_{H,k+1|i}^{ax,i} &= h(\gamma_{X,k+1|i}^{ax,i}, \mathbf{X}_{V,k}^{ax,i}) \quad i = 0, 1, 2, \dots, 2L \end{aligned} \quad (17)$$

计算  $k$  时刻一步预测模型:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{X}}_{k+1|k} &= \sum_{i=0}^{2L} W_i^m \gamma_{X,k+1|i}^{ax,i} \\ \tilde{\mathbf{P}}_{X,k+1|k} &= \sum_{i=0}^{2L} W_i^c (\gamma_{X,k+1|i}^{ax,i} - \tilde{\mathbf{X}}_{k+1|k}) (\gamma_{X,k+1|i}^{ax,i} - \tilde{\mathbf{X}}_{k+1|k})^T + \mathbf{Q}_k \end{aligned} \quad (18)$$

计算互协方差矩阵:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{P}}_{XH,k+1|k} &= \sum_{i=0}^{2L} W_i^c [\gamma_{X,k+1|i}^{ax,i} - \tilde{\mathbf{X}}_{k+1|k}] [\gamma_{H,k+1|i}^{ax,i} - \tilde{\mathbf{H}}_{k+1|k}]^T \\ \tilde{\mathbf{P}}_{H,k-1|k} &= \sum_{i=0}^{2L} W_i^c (\gamma_{H,k+1|i}^{ax,i} - \tilde{\mathbf{H}}_{k+1|k}) (\gamma_{H,k+1|i}^{ax,i} - \tilde{\mathbf{H}}_{k+1|k})^T + \mathbf{R}_k \end{aligned} \quad (19)$$

计算滤波增益:

$$\mathbf{K}_{k+1} = \tilde{\mathbf{P}}_{XH,k+1|k} \cdot \tilde{\mathbf{P}}_{H,k-1|k}^{-1} \quad (20)$$

更新滤波值:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{X}}_{k+1} &= \tilde{\mathbf{X}}_{k+1|k} + \mathbf{K}_{k+1} (\mathbf{H}_{k+1} - \tilde{\mathbf{H}}_{k+1|k}) \\ \hat{\mathbf{P}}_{k+1} &= \tilde{\mathbf{P}}_{X,k+1|k} - \mathbf{K}_{k+1} \cdot \tilde{\mathbf{P}}_{H,k+1|k} \cdot \mathbf{K}_{k+1}^T \end{aligned} \quad (21)$$

依据式(16)~(21)构建的非线性无迹卡尔曼滤波,对磁强计的输出值进行实时滤波,最终得到弹体的滚转姿态信息  $\hat{\mathbf{X}}_k = [\gamma_0 \quad \dot{\gamma} \quad \ddot{\gamma}]$ 。

### 3 数值仿真分析

为了验证本文提出方案的可行性与准确性,在靶场试验数据支持的基础上设计仿真方案,如图 2 所示,该系统在 122 mm 制导火箭弹参数诸元的技术上建立完备的弹道模型以及对应的飞控方案,在 BP 神经网络训练模块利用弹道模型实时输出的控制指令、上一时刻攻角侧滑角、弹体速度矢量等信息、真实的攻角、侧滑角信息对网络进行重复训练,当达到收敛要求后停止训练,并保存。在测试段设置导弹在发射后进行恒定控制指令拉偏,形成较稳定的侧滑角,最终对比侧滑角信息与滚转姿态信息,验证算法方案的可行性。

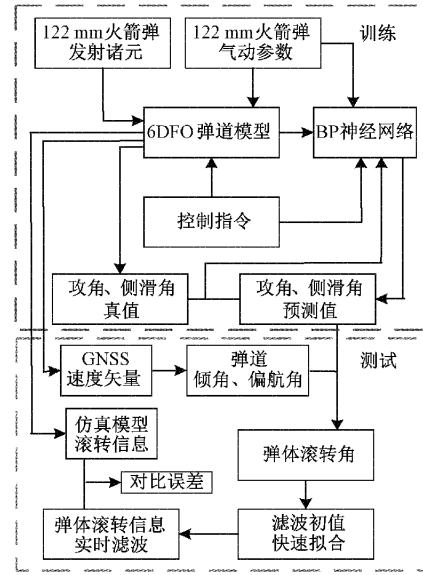


图 2 数值仿真方案模型

弹道射击诸元如表 1 所示。

表 1 弹道参数诸元

参数 (单位)	射角/ (°)	射向/ (°)	初速/ (m·s <sup>-1</sup> )	初转速/ (r·s <sup>-1</sup> )
值	40	0	50	3
参数 (单位)	控制时/ s	控制方向/ (°)	舵偏/ (°)	
值	40~100	-90	15	

测试弹道中,在弹道时 40 s,对弹上执行机构发出控制指令,在弹道时 90 s 逐步结束控制。在此条件下分别对弹体方向角与弹道偏角,弹体侧滑角与估计弹体侧滑角进行对比。

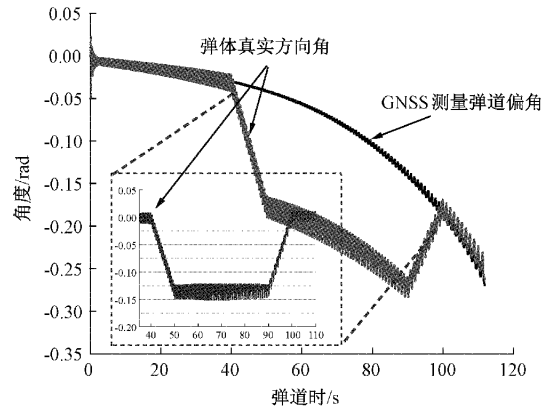


图 3 GNSS 解算弹道偏角与实际弹体方向角对比

由图 3~5 可以看出在导弹无控状态下,由于弹体侧滑角的产生,由 GNSS 提供的速度信息计算得到的弹道偏角几乎等于弹体方向角,带来的测角误差可以忽略不计。

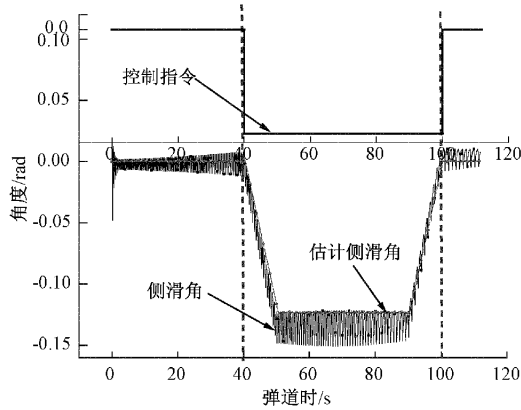


图4 估计得到的侧滑角与真实侧滑角对比

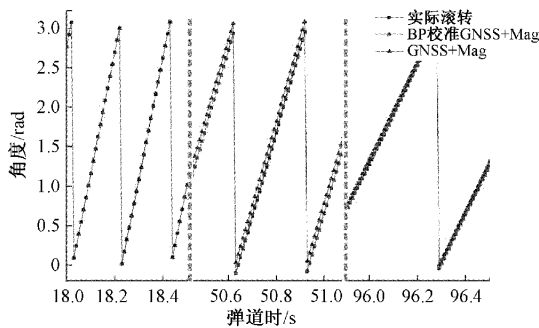


图5 不同弹道段的滚转姿态测量对比

当导弹接受到控制指令,对应的执行结构动作产生弹体机动时,由GNSS提供的速度信息计算得到的弹道偏角在数值上将会与弹体方向角产生较大误差,从而将这个误差直接带到弹体的滚转姿态测量中,但是经过BP神经网络校准的测角方案很好的解决了这个问题。

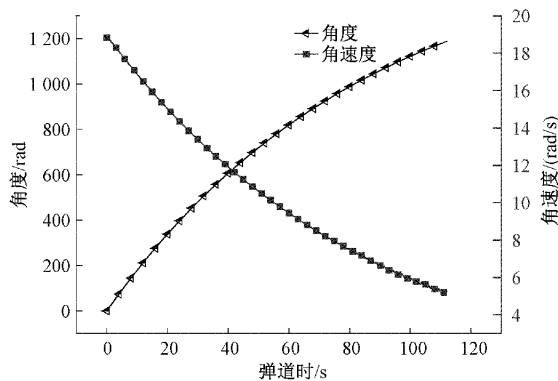


图6 滚转姿态角度、滚转姿态角速度信息

图6为在得到模型解算结果后经过快速拟合滤波得到的滚转姿态信息,弹体滚转角测量精度为 $\pm 1^\circ$ ,弹体滚转角速度测量精度为 $\pm 0.5^\circ/\text{s}$ 。

#### 4 结论

在该研究中,提出了一种基于BP神经网络校准的

GNSS与磁强计联合测量弹体滚转姿态的方案,在该方案中利用BP神经网络对弹道输入信息进行综合评判估计弹体在有控状态下的弹体侧滑角信息,可以有效的提高GNSS与磁强计的组合测姿精度;再结合弹道初期弹体滚转姿态的快速拟合以及后期的有效滤波可以将弹体滚转角测量精度控制在 $\pm 1^\circ$ 范围内,滚转角速度可以控制在 $\pm 0.5^\circ$ 的范围内,为制导弹药在飞行过程中的有效控制提供了准确的测量依据。

#### 参考文献

- [1] 任先贞,边玉亮,裴东兴,等. 高速旋转弹章动测试方法研究[J]. 中国测试,2017,43(4):23-27.
- [2] 徐森森,卜雄洙,何子路,等. 利用积分比值的旋转弹体地磁测姿方法[J]. 哈尔滨工程大学学报,2019,40(6):1163-1168.
- [3] SUH Y S. Simple-structured quaternion estimator separating inertial and magnetic sensor effects [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2019,55(6): 2698-2706.
- [4] AN L L, WANG L M, LIU N. A novel method for estimating pitch and yaw of rotating projectiles based on dynamic constraints[J]. Sensors, 2019, 19: 1-21.
- [5] 闫小龙,陈国光,田晓丽. 两步快速可重构无迹卡尔曼滤波算法测量导弹滚转角[J]. 仪器仪表学报,2018,39(6):140-147.
- [6] 管雪元,秦赟. 三轴地磁传感器温度误差补偿研究[J]. 传感器与微系统, 2020,39(10):11-13,16.
- [7] 方旭,王良明. 地磁传感器标定方法研究及数值模拟[J]. 弹箭与制导学报,2018,38(1):73-76.
- [8] 张龙,赵志勤,范斌宁,等. 基于弹载地磁测试的高速旋转稳定弹锥形运动分析[J]. 兵工学报,2016,37(12):2235-2241.
- [9] 刘继昊,李夕海,张莹,等. 一种通用的地磁测量中载体干扰矢量补偿方法[J]. 仪器仪表学报, 2020,41(11): 112-118.
- [10] ZHAO H, SU Z, LIU F, et al. Magnetometer-based phase shifting ratio method for high spinning projectile's attitude measurement[J]. IEEE Access, 2019, 7: 22509-22522.
- [11] YU H, LI H W. Two-step complete calibration of magnetic vector gradiometer based on functional link artificial neural network and least squares[J]. IEEE Sensors Journal, 2016, 16(11): 4230-4237.
- [12] 缪林良,米洒洒,王玮琳,等. 航磁矢量测量的误差分析和补偿算法研究[J]. 电子测量与仪器学报,2021,35(12):15-23.
- [13] 鲜勇,杨子成,郭玮林,等. 基于BP神经网络的惯导初始对准误差辨识方法[J]. 飞行力学,2021,39(2):77-82,94.

- [14] 王林琳,黎海涛. 基于深度学习的室内定位系统设计与实现 [J]. 国外电子测量技术, 2020, 39(4): 138-143.
- [15] ABBAS A, HAG A. Denoising of radio frequency partial discharge signals using artificial neural network [J].

Energies, 2019, 12:1-14.

#### 作者简介

闫小龙,博士,讲师,主要研究方向为信息化弹药技术、弹体姿态测量技术、弹上信号处理技术等。  
E-mail: yanxl@nuc.edu.cn