

doi: 10.7690/bgzdh.2023.09.003

小口径旋转导弹组合导航算法设计

曹 院

(中国空空导弹研究院制导与控制研究所, 河南 洛阳 471009)

摘要: 针对小口径旋转导弹特点, 提出地磁辅助 MEMS 惯组的组合导航算法设计方案。给出 MEMS 惯性器件和地磁传感器的误差数学模型, 简述三轴地磁定姿解算原理, 在设计的飞行轨迹上进行 MEMS 惯性导航仿真和 MEMS 惯组/地磁组合导航仿真。结果表明: 经过地磁辅助的 MEMS 惯性导航的姿态角误差和位置误差减小明显, 可以满足旋转导弹的使用要求。

关键词: 旋转导弹; MEMS 惯性导航; 地磁; 组合导航

中图分类号: TJ760.6 **文献标志码:** A

Design of Integrated Navigation Algorithm for Small Bore Spinning Missile

Cao Yuan

(Guidance and Control Institute of China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: According to the characteristics of small bore spinning missile, the design scheme of integrated navigation algorithm based on geomagnetism assisted MEMS inertial measurement unit (IMU) is proposed. The error mathematical models of MEMS inertial devices and geomagnetic sensors are given, and the calculation principle of 3-axis geomagnetic attitude determination is briefly described. The MEMS inertial navigation simulation and MEMS IMU/geomagnetic integrated navigation simulation are carried out on the designed flight trajectory. The results show that the attitude angle error and position error of MEMS inertial navigation system with geomagnetism assistance are significantly reduced, which can meet the requirements of the spinning missile.

Keywords: spinning missile; MEMS inertial navigation; geomagnetism; integrated navigation

0 引言

现代战争中, 武器的小型化、低成本、智能化是研究热点之一。以美国“长钉”导弹、“长矛”导弹、MHTK 拦截弹为代表的精确制导导弹, 具有弹径小、成本低的特点^[1]。此类导弹多采用单通道控制方案, 突出优点是弹上控制设备少、控制系统简单、易于小型化。单通道控制的原理是在弹体轴向自旋稳定飞行中, 仅采用一个控制通道控制弹体执行舵面在 2 个极限位置间交替偏转, 实现对弹体偏航、俯仰 2 个通道的控制, 使导弹沿着期望弹道飞行^[2-3]。单通道控制的原理要求必须实时准确测量旋转弹体姿态, 尤其是横滚角。笔者研究的对象就是单通道控制的小口径低成本旋转导弹, 其特点是口径小(通常弹径不大于 50 mm)、高旋转、发射过载大(通常大于 10 000 g), 决定了其导航系统不能选择体积大、抗过载能力低的光纤陀螺、燃气陀螺、石英挠性加速度计等惯性器件, 只能选择 MEMS 惯性器件; 但是由于旋转导弹具有较大的横滚角速率, 受到陀螺器件误差影响, 单独的 MEMS 惯组解算的

姿态误差很大, 尤其是横滚角误差很大, 不能满足弹体控制需求, 因此出现了组合导航方案。李海涛^[4]设计的加速度计/地磁组合测量方案, 需要利用多个加速度计测量向心加速度, 对加速度计精度要求较高, 并且要求加速度计与旋转轴的距离越远越好, 因此其体积不可能做得很小。杨迎迎^[5]设计的地磁惯性组合测量方案, 需要 1 个轴向陀螺去测量横滚角速率, 对轴向陀螺精度要求较高。笔者设计 MEMS 惯组/地磁组合方案, 利用三轴地磁传感器定姿解算的横滚角误差与弹体旋转无关的优点, 用地磁传感器解算的横滚角去实时修正 MEMS 惯性导航系统, 达到遏制横滚角发散的目的, 当惯性器件精度不高时, 也可达到较好的组合导航效果。

1 传感器误差数学模型

1.1 MEMS 惯性器件误差数学模型

考虑 MEMS 惯性器件的标度因数误差、不正交性误差和零偏误差 3 个主要误差项, 建立 MEMS 陀螺仪和 MEMS 加速度计的误差模型^[6]。

收稿日期: 2023-05-07; 修回日期: 2023-06-05

基金项目: 航空科学基金(202000010U0004)

作者简介: 曹 院(1988—), 男, 河南人, 硕士。

MEMS 陀螺仪的误差数学模型为:

$$\begin{bmatrix} \omega_{GX} \\ \omega_{GY} \\ \omega_{GZ} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1+K_{GX} & E_{GXY} & E_{GAZ} \\ E_{GYX} & 1+K_{GY} & E_{GYZ} \\ E_{GZX} & E_{GZY} & 1+K_{GZ} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{GX} \\ D_{GY} \\ D_{GZ} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: ω_{GX} 、 ω_{GY} 、 ω_{GZ} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向陀螺仪的真实输出值; K_{GX} 、 K_{GY} 、 K_{GZ} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向陀螺仪的标度因数误差; K_{GXY} 、 K_{GXZ} 、 K_{GYX} 、 K_{GYZ} 、 K_{GZX} 、 K_{GZY} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向陀螺仪的不正交性误差; ω_X 、 ω_Y 、 ω_Z 分别为 X、Y、Z 3 个轴向角速度输入值; D_{GX} 、 D_{GY} 、 D_{GZ} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向陀螺仪的零位误差。

MEMS 加速度计的误差数学模型为:

$$\begin{bmatrix} a_{AX} \\ a_{AY} \\ a_{AZ} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1+K_{AX} & E_{AXY} & E_{AXZ} \\ E_{AYX} & 1+K_{AY} & E_{AYZ} \\ E_{AZX} & E_{AZY} & 1+K_{AZ} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} a_X \\ a_Y \\ a_Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{AX} \\ D_{AY} \\ D_{AZ} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: a_{AX} 、 a_{AY} 、 a_{AZ} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向加速度计的真实输出值; K_{AX} 、 K_{AY} 、 K_{AZ} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向加速度计的标度因数误差; E_{AXY} 、 E_{AXZ} 、 K_{AYX} 、 E_{AYZ} 、 E_{AZX} 、 E_{AZY} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向加速度计的不正交性误差; a_X 、 a_Y 、 a_Z 分别为 X、Y、Z 3 个轴向加速度输入值; D_{AX} 、 D_{AY} 、 D_{AZ} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向加速度计的零位误差。

1.2 地磁传感器误差数学模型

单轴地磁传感器的测量误差可分为零位误差和标度因数误差。零位误差是由传感器、模拟电路和 A/D 转换的零点不为零以及数据处理过程中数据偏移引起的误差, 而标度因数误差是由于传感器的测量曲线或测量工作点发生变化使得真实值与标定值不一致造成的测量误差^[7]。与陀螺仪和加速度计一

$$\begin{bmatrix} H_x^b \\ H_y^b \\ H_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cos \theta & \sin \theta & -\sin \varphi \cos \theta \\ -\cos \varphi \sin \theta \cos \gamma + \sin \varphi \sin \gamma & \cos \theta \cos \gamma & \sin \varphi \sin \theta \cos \gamma + \cos \varphi \sin \gamma \\ \cos \varphi \sin \theta \sin \gamma + \sin \varphi \cos \gamma & -\cos \theta \sin \gamma & -\sin \varphi \sin \theta \sin \gamma + \cos \varphi \cos \gamma \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} H_x^t \\ H_y^t \\ H_z^t \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: φ 为偏航角; θ 为俯仰角; γ 为横滚角。

由于式(5)方程组中方程式间存在相关性, 在已知 H^t 和 H^b 时并不能独立解算出弹体的 3 个姿态角,

$$\theta = \arcsin \frac{H_x^b}{\sqrt{(H_y^t)^2 + (H_x^t \cos \varphi - H_z^t \sin \varphi)^2}} - \arctan \frac{H_x^t \cos \varphi - H_z^t \sin \varphi}{H_y^t}; \quad (6)$$

$$\gamma = \arctan \left(\frac{c \cdot H_y^b - b \cdot H_z^b}{b \cdot H_y^b + c \cdot H_z^b} \right) \quad (7)$$

式中: $b = -H_x^t \cos \varphi \sin \theta + H_y^t \cos \theta + H_z^t \sin \varphi \sin \theta$;

$c = H_x^t \sin \varphi + H_z^t \cos \varphi$ 。

样, 三轴地磁传感器的误差项同样也有轴间不正交性误差。三轴地磁传感器误差数学模型可表示为:

$$\begin{bmatrix} H_X \\ H_Y \\ H_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1+K_{HX} & E_{HXY} & E_{HYZ} \\ E_{HYX} & 1+K_{HY} & E_{HZY} \\ E_{HZX} & E_{HZY} & 1+K_{HZ} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} H_{mX} \\ H_{mY} \\ H_{mZ} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{HX} \\ D_{HY} \\ D_{HZ} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: H_X 、 H_Y 、 H_Z 分别为 X、Y、Z 3 个轴向地磁传感器的真实输出值; K_{HX} 、 K_{HY} 、 K_{HZ} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向地磁传感器的标度因数误差; K_{HXY} 、 K_{HYZ} 、 K_{HYX} 、 K_{HZY} 、 K_{HZX} 、 K_{HZY} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向地磁传感器的不正交性误差; H_{mX} 、 H_{mY} 、 H_{mZ} 分别为地磁场在 X、Y、Z 3 个轴向上的分量; D_{HX} 、 D_{HY} 、 D_{HZ} 分别为 X、Y、Z 3 个轴向地磁传感器的零位误差。

2 三轴地磁定姿算法

地磁场是地球的基本物理场之一, 其磁场强度、磁偏角、磁倾角等参数信息, 会随着地球经纬度、高度的变化而变化; 但在磁场分布均匀的近中程范围内, 可以近似认为磁场矢量不变。可利用固定于弹体上的三轴磁传感器测量当地地磁矢量在弹体系上的投影分量求取弹体的姿态^[8-9]。

磁阻传感器, 属于磁传感器的一种, 具有自主式测量、隐蔽性好、误差不随时间积累、体积小和功耗低等优点, 非常适合应用于小口径旋转导弹。

设当地地磁矢量 $H^t = [H_x^t \ H_y^t \ H_z^t]^T$, 弹体坐标系下三轴磁传感器的测量值 $H^b = [H_x^b \ H_y^b \ H_z^b]^T$, 则有如下关系:

$$H^b = C^b H^t \quad (4)$$

在北天东惯性坐标系下, 将式(4)展开:

需要已知一个姿态角, 去求解另外 2 个姿态角。工程上通常做法是已知偏航角。

从式(5)中可以求得:

3 MEMS 惯组/地磁组合导航算法

由于本文中研究的对象是小口径近程导弹, 飞行时间在几秒到十几秒之间, 如果 MEMS 惯组/地磁组合导航采用卡尔曼滤波算法, 可能会出现由于

滤波收敛时间过长导致飞行前期导航结果偏大的情况，增大了导弹使用风险^[10-11]。借鉴惯性/GPS 组合导航算法，笔者采用 MEMS 惯组/地磁松组合导航方案^[12]，其原理如图 1 所示。

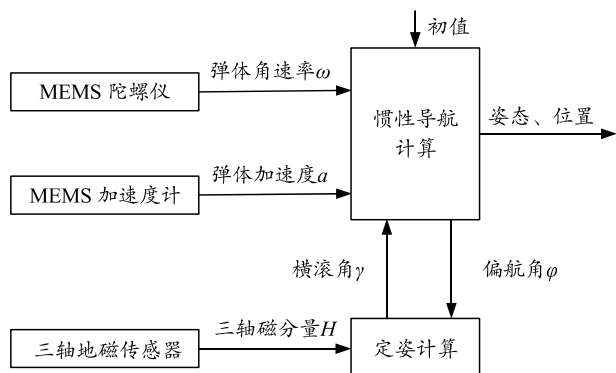


图 1 MEMS 惯组/地磁组合导航原理

如果三轴地磁传感器定姿计算出的横滚角取代惯性导航横滚角，用于导弹控制等，则地磁定姿解算与惯性导航是独立的，与惯性/GPS 松组合模式相类似^[13-14]。而笔者采用的 MEMS 惯组/地磁组合导航则是将惯性导航的偏航角作为已知量，三轴地磁定姿解算的横滚角不仅取代惯性导航的横滚角，作为组合导航输出，还将参与更新惯性导航的姿态矩阵，参与下周期的姿态更新计算。

地磁传感器中磁阻传感器最适合用于小口径导弹，其中霍尼韦尔公司的 HMC1053 应用较为广泛，其输出量为模拟量，经过采样处理后，数字量输出频率可以达到几 kHz，在工程中可以做到与 MEMS 陀螺仪和加速度计输出频率保持一致；因此，地磁定姿解算的横滚角就能做到在每个惯导计算周期参与惯导的姿态解算。

在北天东惯性坐标系下，MEMS 惯性导航的导航方程为：

$$\begin{bmatrix} \dot{p}^i \\ \dot{v}^i \\ \dot{R}_b^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{v} \\ R_b^i f^b + R_e^i g^e \\ R_b^i \Omega_b^b \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中： f^b 和 ω_{ib}^b 是 MEMS 惯组的三轴观测量；

$$\Omega_b^b = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

是 ω_{ib}^b 的反对称矩阵； g^e 是

地球系下的重力加速度。

由式(8)可解算出导弹的位置 p 、速度 v 和姿态矩阵 R_b^i ，由 R_b^i 求解导弹的姿态角。在 MEMS 惯组/地磁组合导航中，三轴地磁定姿解算的横滚角在每

个导航周期中替代惯性导航解算的横滚角作为姿态输出，并将惯性导航解算的偏航角作为输入完成定姿解算，最终完成组合导航。

4 仿真分析

4.1 飞行轨迹仿真

以小口径低成本近程防空炮射旋转导弹为例，建立其飞行轨迹模型。假设其地面发射初始速度为 400 m/s，射程小于 5 km，飞行时间为 10 s。飞行轨迹参数设置如下：

初始位置：东经 120°，北纬 34°。

初始速度：沿弹轴前向 400 m/s。

初始姿态：偏航角 -90°，俯仰角 60°，横滚角 0°，在北天东惯性坐标系下，北偏西时偏航角为正。

姿态角变化率：偏航角变化率 1 (°)/s²，俯仰角变化率 -1 (°)/s²，横滚角变化率 3 600 (°)/s²。

线加速度：北向 2 m/s²，天向 -10 m/s²，东向 2 m/s²。

飞行轨迹仿真图如图 2、3 所示。

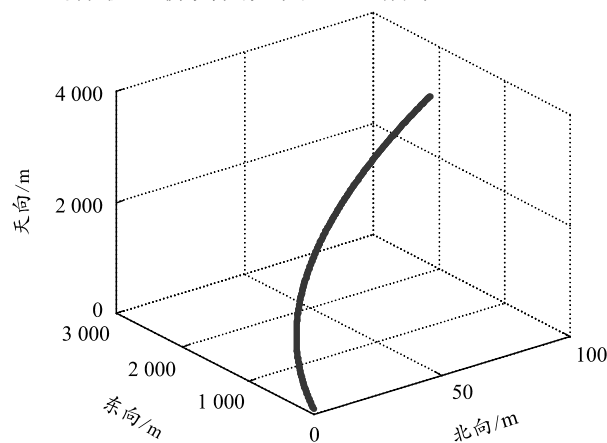


图 2 飞行轨迹 3 维

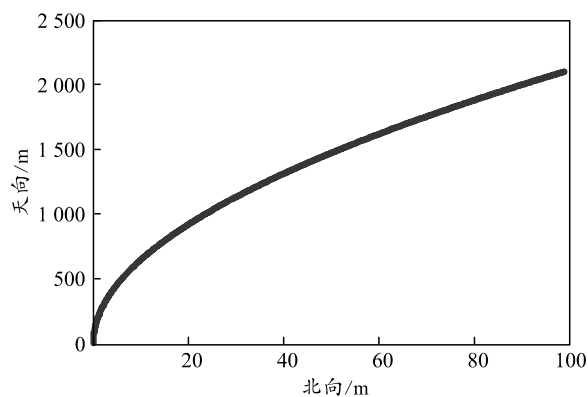


图 3 飞行轨迹 2 维

4.2 MEMS 惯性导航仿真

MEMS 惯性器件的误差值设置见表 1 所示。

表 1 MEMS 惯性器件误差值

惯性器件名称	标度因数 误差/ppm	零位误差	轴间不正交 性误差/(°)
陀螺仪/(°/h)	1 500	200	6
加速度计/mg	1 500	10	6

在不考虑初始对准误差时,进行惯性导航仿真,结果如图 4 所示。

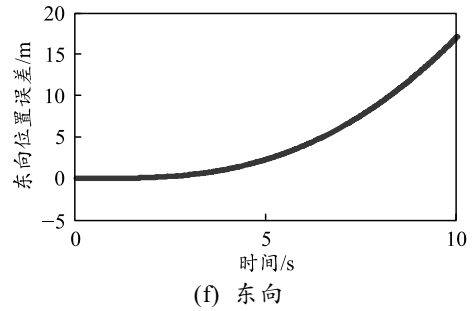
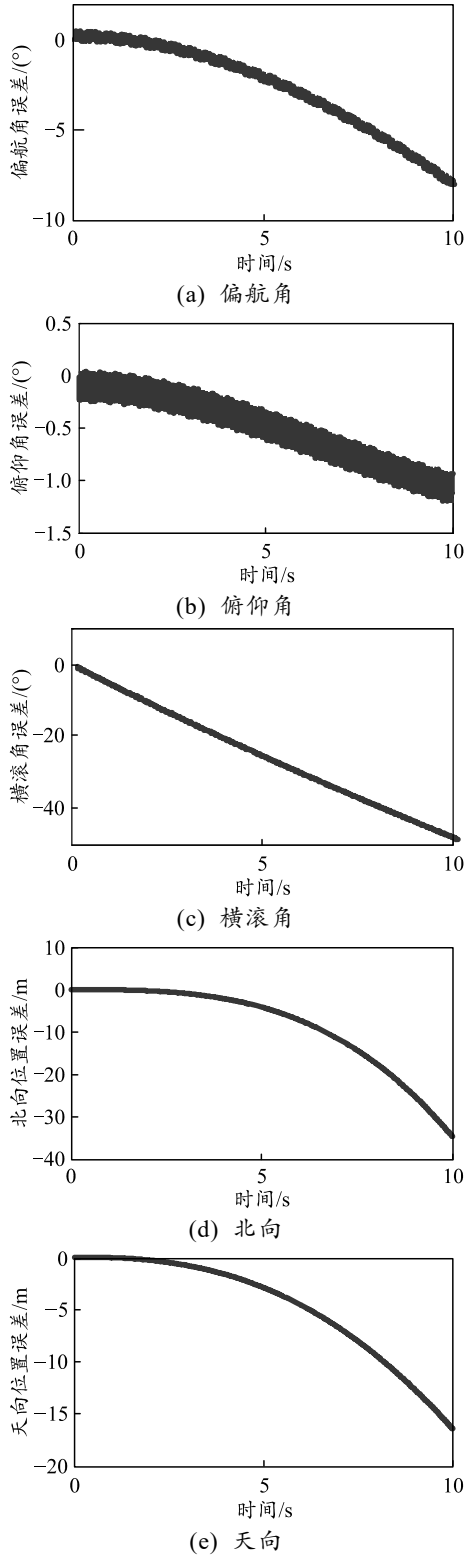
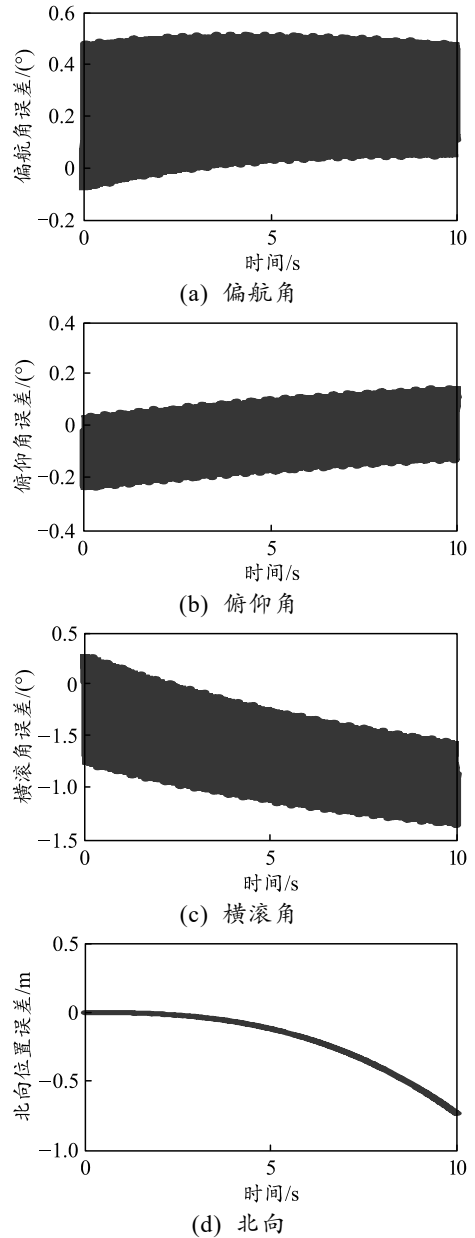


图 4 MEMS 惯性导航仿真结果

4.3 MEMS 惯组/地磁组合导航仿真

设置地磁传感器的标度因数误差为 100 ppm,零位误差为 100 nT,轴间的不正交性误差为 3',在不考虑初始对准误差时,进行 MEMS 惯组/地磁组合导航仿真,结果如图 5 所示。



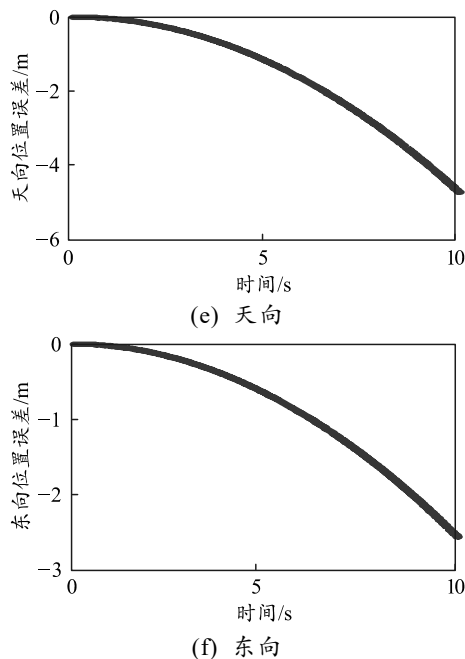


图5 MEMS 惯组/地磁组合导航仿真结果

4.4 结果分析

在 MEMS 惯性导航中, 由于受到弹体高速旋转的激励影响, 姿态角误差很大, 尤其是横滚角误差发散很快, 10 s 后达到 -48.06° 。而 MEMS 惯组/地磁组合导航的姿态角误差很小, 尤其是横滚角误差被遏制在 $-1.5^\circ \sim 0.5^\circ$ 之间, 得到了很大改善。在弹体姿态角得到修正后, 位置误差也从 $-34.5, -16.5, 17.1$ m 减小到 $-0.7, -4.7, -2.6$ m, 位置修正效果很好。

组合导航的姿态角误差曲线呈现了周期性变化, 这个变化频率与弹体旋转角频率一样, 原因是弹体高速旋转角速率通过不正交性误差影响了其余两轴向, 使得姿态矩阵更新呈现周期性变化, 从而解算出的姿态角及其误差均呈现了周期性变化。

5 结束语

在小口径低成本近程防空炮射旋转导弹的导航算法设计中, 由于受到弹体旋转的激励和 MEMS 惯性器件精度低的影响, MEMS 惯性导航的姿态误差

发散很快, 精度很差, 尤其是横滚角, 不能满足控制导弹的需求。为解决该难题, 笔者介绍了三轴地磁定姿算法, 该算法不受弹体旋转的影响, 可辅助 MEMS 惯组完成组合导航。通过仿真和对比分析, MEMS 惯组/地磁组合导航算法可以满足单通道控制需求, 为小口径低成本旋转导弹的设计提供一定的参考价值。

参考文献:

- [1] 高丽珍, 张晓明, 李杰. 旋转制导弹药姿态测试技术研究现状分析[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(12): 73-77.
- [2] 于剑桥, 梅跃松, 孟宏志. 鸭式气动布局单通道控制横滚导弹转速设计[J]. 弹道学报, 2010, 22(2): 32-34.
- [3] 楼朝飞, 张锐, 陆宙斯. 旋转导弹姿态稳定控制方法研究[J]. 现代防御技术, 2011, 39(3): 55-57.
- [4] 李海涛. 加速度计/磁强计捷联惯导系统姿态解算方法研究[D]. 太原: 中北大学, 2007.
- [5] 杨迎迎. 地磁惯性组合姿态测量技术研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- [6] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006: 327-328.
- [7] 张晓明. 地磁导航理论与实践[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016: 74-90.
- [8] 嵇绍康, 高艳丽. 地磁信号误差模型分析及补偿算法[J]. 舰船电子工程, 2019, 39(12): 43-47.
- [9] 刘宗源, 高敏. 基于地磁测姿的误差建模及仿真分析[J]. 火力与指挥控制, 2019, 44(9): 149-152.
- [10] 邵安成. MEMS 惯性测量单元设计与相关技术研究[D]. 南京: 东南大学, 2017.
- [11] 王思远, 韩松来, 任星宇, 等. MEMS 惯性导航技术及其应用与展望[J]. 控制与信息技术, 2018(6): 21-26.
- [12] 龙礼, 张合, 刘建敬. 地磁陀螺复合测姿系统误差补偿方法[J]. 火力与指挥控制, 2014, 39(7): 102-105.
- [13] 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.
- [14] 曹红松, 冯顺山, 赵捍东. 地磁陀螺组合弹药姿态探测技术研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006(3): 142-145.