

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2020.02.010

基于弹道模型的磁测系统偏航干扰误差分析

朱孟龙¹,高丽珍^{1,2},吕辰¹,张莺莺¹,张晓明^{1,2},刘俊^{1,2}

(1. 中北大学电子测试技术国家重点实验室,太原 030051;

2. 中北大学仪器科学与动态测试教育部重点实验室,太原 030051)

摘要:常规弹丸在使用地磁算法测量滚转角的过程中,常将偏航角设为 0° 解算弹丸滚转角。当弹丸在飞行过程中偏航角发生变化时,滚转角解算精度受到一定影响。针对偏航角变化带来的误差与多种因素有关,且规律不清楚。在建立偏航角误差系数的基础上,使用 Matlab 软件建立了弹丸在不同偏航角、俯仰角、射向条件下的误差模型。首先建立了横风修正的质点弹道模型,通过蒙特卡罗方法仿真弹丸的轨迹分布,分析了弹载环境下磁测算法的滚转角误差,并验证了误差系数的准确性。通过仿真验证,误差系数可以较准确地表示滚转角误差与偏航角变化之间的关系,误差系数计算的误差与理论误差的差值小于 10% ,为后续实弹试验做好理论准备。

关键词:地磁算法;弹丸滚转角;弹道建模;误差系数

中图分类号:V249

文献标志码:A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:2095-8110(2020)02-0078-05



Yaw Interference Error Analysis of Magnetic Measurement System Based on Trajectory model

ZHU Meng-long¹, GAO Li-zhen^{1,2}, LYU Chen¹, ZHANG Ying-ying¹, ZHANG Xiao-ming^{1,2}, LIU Jun^{1,2}

(1. National Key Laboratory for Electronic Measurement Technology, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. Key Laboratory of Instrumentation Science & Dynamic Measurement of Ministry of Education,

North University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: In the process of measuring roll angle with geomagnetic algorithm, the yaw angle is usually set to 0° to calculate the roll angle of projectile. When the yaw angle of a projectile changes during flight, the calculation accuracy of roll angle is affected to some extent. The error caused by the change of yaw angle is related to many factors, and the rule is not clear. On the basis of establishing the error coefficient of yaw angle, the error model of projectile under different yaw, pitch and firing direction is established with Matlab. Firstly, the particle trajectory model corrected by transverse wind is established, and the trajectory distribution of projectile is simulated by Monte Carlo method. The roll angle error of magnetic measurement method under the environment of missile is analyzed to verify the accuracy of error coefficient. Simulation results show that the error coefficient can accurately represent the relationship between roll angle error and yaw angle change, and the calculation result is less than 10% , which is a theoretical preparation for subsequent live ammunition tests.

Key words: Geomagnetic algorithm; Projectile roll angle; Trajectory modeling; Error coefficient

收稿日期:2019-05-31;修订日期:2019-06-13

基金项目:国家自然科学基金(61873247)

作者简介:朱孟龙(1994-),男,硕士研究生,主要从事地磁导航方面的研究。E-mail:zml216@qq.com

通信作者:张晓明(1976-),男,教授,主要从事动态测试及组合导航方面的研究。E-mail:23717447@qq.com

0 引言

现代战争要求进攻武器向信息化、智能化转变,必须具备精确远程打击能力和快速机动反应能力。而目前我军广泛装备的各类炮弹、榴弹、迫击弹等常规弹药难以满足上述作战要求。因此,弹药的制导化、信息化改造是常规弹药发展的必然趋势,也是当今世界精确制导武器发展的重要方向^[1]。制导弹药飞行轨迹的控制是通过改变弹体的飞行姿态实现的^[2]。实现弹丸飞行姿态的实时控制最重要的就是获取弹丸每一时刻的滚转角。在众多测量方法中,地磁滚转角测量方法因其体积小、造价低、抗高过载能力强等因素成为研究热点^[3-4]。根据弹丸磁测滚转角算法可知,磁测滚转角算法利用磁传感器跟踪测量弹丸在不同姿态下的三轴磁分量相对于初始发射状态下的三轴磁分量的变化,通过坐标变换理论解算弹丸滚转角^[5-6]。这种算法在解算姿态角时,需已知其中 1 个姿态角才能解算出另外 2 个姿态角^[7-8]。

常规弹药在无控飞行的过程中偏航角变化较小,因此可以通过假设偏航角为 0° 近似地解算弹丸滚转角。但是当弹丸遇到横风,尤其是高空风速是地表风速的数倍^[9]时,弹丸随之产生横向位移,同时伴随着弹丸偏航角增加,致使磁测滚转角算法误差增大^[10]。偏航角增大时,射向和俯仰角的变化也会对滚转角精度产生影响。针对偏航角变化带来的误差与多种因素有关且规律不清楚,在建立误差系数的基础上,仿真验证弹载环境下误差系数的准确性,找出偏航角变化与滚转角误差的近似关系,为后续实弹测试提供理论基础。

1 地磁测量弹丸滚转角算法

1.1 地磁测量弹丸滚转角原理

地磁滚转角测量方法是通过捷联在弹丸上的磁传感器测量地磁场信息,再加上其他已知条件进行数值计算和误差校正得出弹丸飞行姿态的一种技术。常规炮弹飞行范围内,地磁场强度变化较小,可近似认为是不变的^[11]。所以地磁场可作为测量姿态的参照依据。利用三轴磁传感器跟踪测量弹丸在不同姿态下的三轴磁分量相对于初始发射状态下的三轴磁分量的变化,根据坐标变换理论解算弹丸滚转角。

1.2 地磁滚转角解算算法

设发射坐标系下的三轴磁场分量为 $\mathbf{H}^n = [H_x^n \ H_y^n \ H_z^n]^T$, 弹体旋转 3 个姿态角后的三轴磁场分量为 $\mathbf{H}^b = [H_x^b \ H_y^b \ H_z^b]^T$, 发射坐标系和载体坐标系下磁场三分量的关系如式(1)所示^[7]

$$\mathbf{H}^b = \mathbf{C}_n^b \mathbf{H}^n \quad (1)$$

式(1)建立的线性方程组具有 3 个方程和 3 个未知数,但是由于这 3 个方程不是独立的,因此无法同时解算出偏航角 φ 、俯仰角 θ 和滚转角 γ , 只有已知 1 个姿态角的情况下才能解算出另外 2 个姿态角。已知偏航角 φ 的情况下,方程组求解后得到 θ 和 γ

$$\begin{cases} \theta = \arctan\left(\frac{H_x^n \cos\varphi + H_y^n \sin\varphi}{H_z^n}\right) - \\ \arcsin\left(\frac{H_x^b}{\sqrt{(H_x^n \cos\varphi + H_y^n \sin\varphi)^2 + (H_z^n)^2}}\right) \\ \gamma = \arctan\left(\frac{k_1 H_y^b - k_2 H_z^b}{k_1 H_z^b + k_2 H_y^b}\right) \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} k_1 = H_x^n \cos\varphi \sin\theta + H_y^n \sin\varphi \sin\theta + H_z^n \cos\theta \\ k_2 = H_y^n \cos\varphi - H_x^n \sin\varphi \end{cases} \quad (3)$$

1.3 地磁滚转角误差系数

由式(2)可知,俯仰角 θ 是关于偏航角 φ 的函数^[7], 记为 $\theta = f(\varphi)$ 。将其在 $\varphi = 0$ 处按泰勒公式展开,略去高次多项式,局部线性化后可得式(4)

$$\Delta\theta = \theta - f(\varphi_0) \approx \left. \frac{df(\varphi)}{d\varphi} \right|_{\varphi=\varphi_0} \cdot \Delta\varphi \quad (4)$$

由式(3)可知,滚转角 γ 是关于俯仰角 θ 和偏航角 φ 的函数^[7], 记为 $\gamma = g(\theta, \varphi)$ 。又因为 $\theta = f(\varphi)$, 将 $g(\theta, \varphi)$ 在 $\theta = 0, \varphi = 0$ 处按泰勒公式展开。略去高次多项式,局部线性化后可得式(5)

$$\Delta\gamma = \gamma - g(\theta_0, \varphi_0) \approx \left[\left. \frac{\partial g(\theta, \varphi)}{\partial \theta} \right|_{\theta_0, \varphi_0} \frac{\partial \theta}{\partial \varphi} \right]_{\varphi=\varphi_0} + \left. \frac{\partial g(\theta, \varphi)}{\partial \varphi} \right|_{\theta_0, \varphi_0} \Delta\varphi \quad (5)$$

因此, $\Delta\gamma = \gamma - g(\theta_0, \varphi_0)$ 是偏航角变化引起的滚转角误差。 $\Delta\varphi$ 为偏航角相对 0° 的变化,求微分后可得到 $\Delta\gamma$ 的误差方程。对误差方程进行分析可知, $\Delta\gamma$ 与 $\Delta\varphi$ 近似为线性关系。

$$\Delta\gamma \approx k \cdot \Delta\varphi \quad (6)$$

为了验证误差方程的准确性,使用 Matlab 软件进行计算,误差方程的系数计算结果如图 1 所示。图中误差系数值为 3 的部分包含误差系数大于 3 的部分。

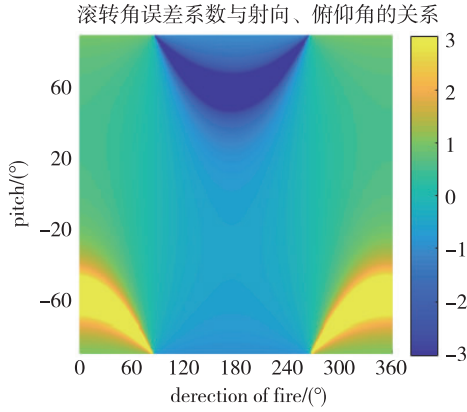


图 1 滚转角误差系数图

Fig. 1 Roll angle error coefficient

2 横风修正弹道模型

为了模拟弹载环境下弹丸的偏航角和俯仰角变化,建立横风修正的弹丸质点弹道模型,如式(8)所示。在攻角为 0 的条件下,速度方向即是弹体的方向,俯仰角可以由水平方向速度和竖直方向速度确定;偏航角可以由水平方向速度和横向速度确定。

式中, V_x 、 V_y 、 V_z 分别为水平方向、竖直方向和侧向方向上的速度, x 、 y 、 z 分别为弹丸在 t 时刻的水平位置、竖直位置和侧向位置。 c 为弹道系数, g 为重力加速度, τ_{on} 和 τ 分别为标准状态下和一般状态下的虚温^[12]。 $V\tau$ 是弹丸经过虚温修正后的速度, $H\tau(y)$ 为气重函数, $G(V\tau)$ 为阻力函数。

其中气重函数在 10km 高度下有经验公式^[12]

$$H\tau(y) = \frac{20000 - y}{20000 + y} \quad (7)$$

阻力函数 $G(V\tau)$ 可由空气阻力函数 $F(V\tau)$ 计算得出, $G(V\tau) = F(V\tau) / V\tau$ 。空气阻力函数 $F(V\tau)$ 有如下经验公式^[13-14]

$$\begin{cases} \frac{dV_x}{dt} = -cH\tau(y)G(V\tau)V_x \\ \frac{dV_y}{dt} = -cH\tau(y)G(V\tau)V_y - g \\ \frac{dx}{dt} = V_x \\ \frac{dy}{dt} = V_y \\ \frac{dz}{dt} = V_z \\ z = w_z t - \frac{w_z}{V_x} x \\ V\tau = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \times \sqrt{\frac{\tau_{on}}{\tau}} \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} V\tau < 250, F(V\tau) = 7.454 \times 10^{-5} V\tau^2 \\ 250 \leq V\tau \leq 400, F(V\tau) = 629.61 - 6.0255 V\tau + 1.8756 \times 10^{-2} V\tau^2 - 1.8613 \times 10^{-5} V\tau^3 \\ 400 \leq V\tau \leq 1400, F(V\tau) = 6.394 \times 10^{-8} V\tau^3 - 6.325 \times 10^{-5} V\tau^2 + 0.1548 V\tau - 26.63 \\ 1400 < V\tau, F(V\tau) = 1.2315 \times 10^{-4} V\tau^2 \end{cases} \quad (9)$$

某型号弹的弹道系数为 0.6, 弹丸初速为 700m/s, 当射角为 45°时, 通过 Matlab 软件, 利用上文中建立的横风修正质点弹道模型, 使用变步长四-五阶龙格库塔算法计算出弹道轨迹^[15], 如图 2 所示。图中的横向位移是由横风引起的最大位移, 不考虑其他因素。

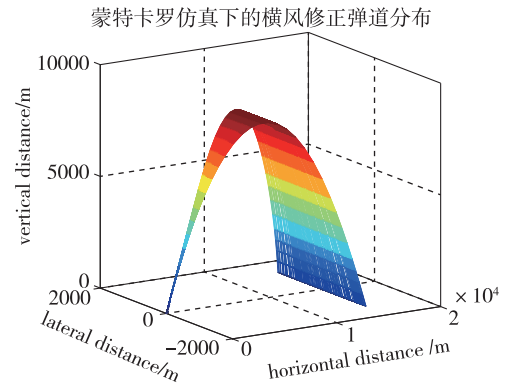


图 2 蒙特卡罗仿真下的横风修正弹道分布

Fig. 2 Monte Carlo simulation of crosswind trajectory distribution

3 弹载环境下精度仿真

地磁滚转角算法的解算精度除了与弹丸的偏航角和俯仰角有关, 还与射向有很大关系。仿真分析了地磁算法在不同偏航角、俯仰角和射向条件下的滚转角精度。射向的选择与地磁矢量有很大关系, 太原地区的磁偏角为 -5°, 射向一般不与地磁矢量方向重合, 所以选择射向为北偏东方向 -50°、40°、-140°、130°。俯仰角和偏航角以上文计算得到的弹道储元为准, 获取弹丸在弹道轨迹不同位置下的偏航角和俯仰角分布。仿真计算弹丸在弹道轨迹各个位置上的滚转角误差。仿真计算结果如图 3 所示。

从图 3 中可以看出, 对比射向北偏东 -50°和北偏东 40°方向、射向北偏东 -140°和 130°方向时, 滚转角误差关于地磁场矢量方向总体呈现对称趋势,

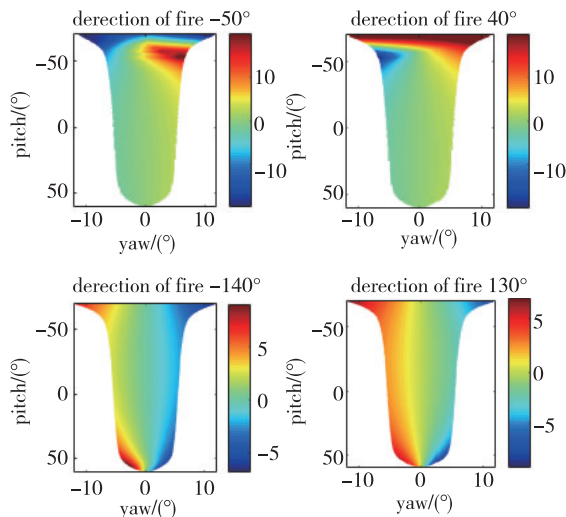


图 3 弹载环境下滚转角误差关系图

Fig. 3 Roll angle error under missile environment

误差值大小接近,与误差系数仿真结果相符。从图 1 可以看出,当射向为 -50° 和 40° ,俯仰角为 $50^\circ \sim 60^\circ$ 时,误差系数较大,达到最大值 3;从图 3 中对比可以看出,当偏航角为正向偏差时,误差值为正值,负向偏差时,误差值为负值,与误差系数仿真结果相符。当射向为 -140° 和 130° ,俯仰角为 $50^\circ \sim 60^\circ$ 时,从图 1 中可以看出,误差系数达到了最小值 -3 ,其他时刻误差系数较小;对比图 3 可以看出,当射向为 -140° 和 130° ,俯仰角为 $50^\circ \sim 60^\circ$ 时,误差达到最大值,偏航角负向时,误差值为正值,偏航角正向时,误差值为负值,与误差系数仿真结果相符。选取一部分误差系数仿真结果与相同条件弹载环境下的仿真数据进行对比,对比情况如表 1 所示。

表 1 误差系数与弹载仿真误差对比

Tab. 1 Error coefficient compared with the simulation error under missile environment

射向	-50°	40°	-140°	130°
俯仰角	14.12°	-53°	35°	45°
偏航角	-5.6°	4.57°	-4.8°	4.4°
误差系数	0.536	1.886	-0.814	-1.206
$k \cdot \Delta\varphi$	-3.002°	8.619°	3.907°	5.306°
弹载误差	-2.796°	7.942°	4.257°	5.876°

从表 1 中可以看出,误差系数计算得到的误差值与仿真得到的弹载误差值存在一定差距,但是差值小于 10%,因此误差系数对偏航角引起的误差可以较为准确的估计。

4 半物理仿真

为了验证上文中的仿真结果,以无磁转台为平台(图 4),霍尼韦尔 HMC1053 磁传感器为数据源,记录地磁算法在不同发射角度、俯仰角和偏航角下的精度。验证实验分为 4 组,每组实验的射向分别为北偏东 -50° 、 40° 、 -140° 、 130° 。射向确定后,偏航角从 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 变化,间隔 5° 取一点;俯仰角从 $-60^\circ \sim 60^\circ$ 变化,间隔 15° 取一点,观测不同条件下的滚转角误差值,测试结果如图 5 所示。

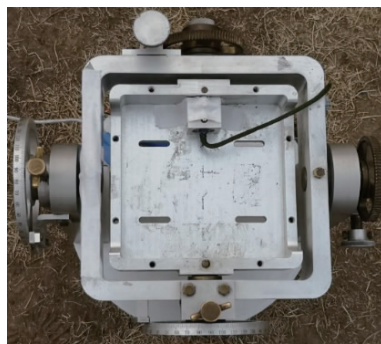


图 4 无磁转台及磁测系统

Fig. 4 Non magnetic turntable and magnetic measuring system

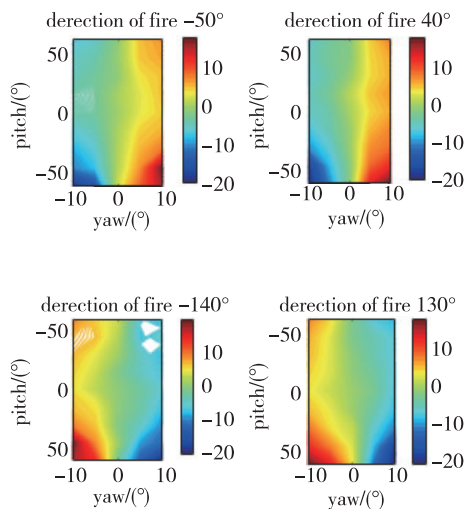


图 5 无磁转台测试结果

Fig. 5 Nonmagnetic turntable test results

从图 5 中可以看出,无磁转台的测试结果与图 5 中仿真结果趋势相符,与仿真结果相比,无磁转台测试结果偏大 $2^\circ \sim 3^\circ$ 。因为实际测试中存在传感器信息噪声、环境中干扰源、无磁转台误差等因素,致使误差值偏大。

5 小结

针对偏航角变化带来的不明确误差,在建立偏航角误差系数的基础上,建立了磁测系统在弹道模型下不同偏航角、俯仰角和射向条件下的误差模型。经过半物理仿真验证,误差系数可以较准确地计算偏航角引起的滚转角误差,与仿真结果相比,误差小于10%。通过对误差分析可知,偏航角、俯仰角和射向都会影响弹丸磁测滚转角算法的精度,这种影响由偏航角不为0°产生。偏航角较小时,弹丸滚转角磁测算法具有较高的精度,随着偏航角的增加,弹丸的弹轴与地磁矢量共线时误差最大,其他时刻弹丸磁测滚转角算法具有较好的精度。

参考文献

- [1] FY 2013 procurement of ammunition, army, ammunition production base support[R]. US Army, 2012; 10-26.
- [2] Calise A J, Sharma M, Corban J E. Adaptive autopilot design for guided munitions[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2012, 23(5): 837-843.
- [3] Cao P, Yu J Y, Wang X M, et al. High-frequency measurement and calculation study of systematic errors of high-rolling projectile roll angle based on a combination of MR /GNSS[J]. Acta Armamentarii, 2014.
- [4] 傅慷, 余杰, 钱富. 地磁导航的相关技术研究[J]. 船电技术, 2013(4): 31-33.
Fu Kang, Yu Jie, Qian Fu. Research on related technology of geomagnetic navigation[J]. Ship Electric Technology, 2013(4): 31-33(in Chinese).
- [5] 曹鹏, 于纪言, 王晓鸣. 基于地磁与卫星组合的高旋弹丸滚转角高频测量及系统误差计算研究[J]. 兵工学报, 2014, 35(6): 795-800.
Cao Peng, Yu Jiyan, Wang Xiaoming. High frequency measurement and systematic error calculation of high spin projectile roll angle based on geomagnetic and satellite combination[J]. Acta Ordnance Sinica, 2014, 35(6): 795-800(in Chinese).
- [6] Shi G X, Yang S X, Zhong S. A fast solution of roll angle based on single-axis MEMS gyro and geomagnetic information[C]// Proceedings of Control Conference, 2011.
- [7] 张晓明, 王天宇, 关洋. 常规弹药滚转角磁测算法中偏航角干扰分析[J]. 测控技术, 2016, 35(10): 119.
Zhang Xiaoming, Wang Tianyu, Guan Yang. Interference analysis of yaw angle in conventional ammunition rolling angle magnetic measurement method[J]. Measurement and Control Technology, 2016, 35(10): 119(in Chinese).
- [8] Shi G, Yang S, Zhong S U. The study on attitude algorithm of rolling projectile using geomagnetic information[J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles & Guidance, 2011, 31(5): 33-32.
- [9] Drouot A, Richard E, Boutayeb M. An approximate backstepping based trajectory tracking control of a gun launched micro aerial vehicle in crosswind[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2013, 70(1-4): 133-150.
- [10] Harkins T E, Hepner D J. MAGSONDE (patent pending): a device for making angular measurements on spinning projectiles using magnetic sensors[J]. Proceedings of SPIE, 2000.
- [11] 赵鑫炉, 张晓明, 龙达峰. 旋转弹丸滚转角磁测系统设计[J]. 传感技术学报, 2013, 26(9): 1309-1313.
Zhao Xinlu, Zhang Xiaoming, Long Dafeng. Design of magnetic measuring system with rolling angle for rotating projectile[J]. Journal of Sensing Technology, 2013, 26(9): 1309-1313(in Chinese).
- [12] 侯宏录, 闫帅. 利用 Simulink 仿真的弹道辨识算法精度分析[J]. 西安工业大学学报, 2008, 28(5): 409-413.
Hou Honglu, Yan Shuai. Accuracy analysis of trajectory identification algorithm simulated by Simulink[J]. Journal of Xi'an University of Technology, 2008, 28(5): 409-413(in Chinese).
- [13] 张维. 基于 MATLAB 的武器外弹道仿真可视化技术研究[D]. 太原: 中北大学, 2014.
Zhang Wei. Research on visualization technology of weapon external ballistic simulation based on MATLAB[D]. Taiyuan: North China university, 2014(in Chinese).
- [14] W. Damico J. A three-degree-of-freedom flight simulator for spin-stabilized projectiles[C]// 2013.
- [15] 张德键. 六自由度刚体外弹道可视化视景仿真研究[D]. 沈阳: 沈阳理工大学, 2018.
Zhang Dejian. Visual simulation research on visualization of 6-DOF rigid external trajectory[D]. Shenyang University of Technology, 2018(in Chinese).