

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2107400

弹载磁传感器的误差补偿及姿态解算方法

尹 上 管雪元 刘雨顺

(南京理工大学瞬态物理国家重点实验室 南京 210096)

摘要: 随着国防工业科技的不断发展,弹上导航制导技术的应用越来越广泛。为了实现高旋弹的飞行控制,获取姿态信息是最为关键的步骤,而传统的利用IMU或地磁来解算姿态的方法,在滚转角结果上存在着较大误差且存在灵敏度不足的缺点。提出了一种使用补偿后的三轴地磁数据来解算姿态的方法,采用最小二乘与椭球拟合的方法对磁传感器进行温度标定与弹体系数标定,补偿了地磁数据的误差,并在此基础上研究了利用地磁信息解算弹体姿态的方法。实验结果表明,所提出的方法在易于工程实现的同时,采集的地磁数据相比于国际地磁标准减小了近20%的误差,在姿态的解算上可以减小14.21%的误差,在滚转角解算上提高了30.72%的精度。

关键词: 三轴磁传感器;误差补偿;最小二乘法;椭球拟合;姿态解算

中图分类号: TJ412 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.4030

Error compensation and attitude calculation method of three-axis magnetic sensor on projectile

Yin Shang Guan Xueyuan Liu Yushun

(State Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210096, China)

Abstract: With the development of technology in the defense industry, the application of missile navigation and guidance technology has become more and more extensive. It's the most critical step to obtain attitude information to realize the flight control of the high spinner. However, to measure attitude, a disadvantage of traditional methods (e.g., IMU, geomagnetism) is that there is a large error in roll angle results and insufficient sensitivity. A method of using the compensated three-axis geomagnetic data to measure the attitude is proposed. The method of least squares and ellipsoid fitting is used to calibrate the temperature and the number of missiles of the magnetic sensor, which compensates for the error of the geomagnetic data. On this basis, the method of using the geomagnetic information to measure the missile attitude is studied. The experimental results show that while the method proposed is easy to implement in engineering, the error of collected geomagnetic data is reduced by nearly 20% compared with the international geomagnetic standard, and the error of attitude calculation is reduced by 14.21%. The accuracy of the corner calculation is improved by 30.72%.

Keywords: three-axis magnetometer; error compensation; least square method; ellipsoid fitting; attitude solution

0 引 言

随着科技与信息技术的不断发展,导航技术在各个领域占有越来越重要的地位。尤其在军事领域,惯性导航和卫星导航是对炮弹、火箭进行控制的基础,然而惯性导航因对时间积分会累积误差且GPS卫星信号极易受到干扰,均会对导航精度产生较大影响。目前常采用的捷联惯导技术,陀螺测量精度一般在 $500^{\circ}/s$ 以下,无法满足高旋弹高速滚转的测量要求。对于高旋弹的姿态获取方法,需要满足高动态、高精度的前提条件^[1]。

近年来,由于地磁测量技术的成熟与传感器技术的发展,利用地磁场进行辅助修正导航信息已经成为当下热点研究问题^[2]。地磁场是一个稳定的无源矢量场,基于地磁的导航方式具有隐蔽性强、抗干扰强、体积小、无积分误差等特点,利用地磁来获取弹体姿态角已经成为测量姿态信息的重要手段之一。特别是在高旋弹高速滚转及低偏航情况下,磁传感器相比于惯导陀螺具有更高的采样速率,可以更为精准的计算姿态角,尤其是滚转角。

刘继昊等^[3]提出了一种基于误差模型的地磁补偿方法,利用最优化函数求解补偿参数,并用载体坐标系的磁场

收稿日期:2021-07-26

强度判断真值。Grandvallet 等^[4]提出了一种与姿态无关的三轴磁力计实时校准方法,并在卡尔曼滤波的基础上建立了一种新的参数估计方法对标定参数进行估计。上述方法都对地磁的误差来源进行了分析,考虑到了实验环境对地磁数据的影响,但均未考虑弹体在飞行过程中由于空气摩擦产生的温度变化,尤其是在天气复杂多变的情况下,弹体的温度会产生明显的涨落,这对磁传感器的输出同样会造成很大影响。

载体在飞行过程中产生的热量传导到磁传感器上,会产生温漂误差,此外弹体及环境自身的磁场也会对传感器产生影响,导致出现误差,这些误差会降低地磁解算的精度。本文针对这些问题,首先分析了误差的来源并建立了误差模型,根据模型提出了基于最小二乘与椭球拟合的补偿方法,在此基础上提出了利用地磁数据计算弹体姿态角的方法。通过在室外靶场的标定实验,采集地磁数据进行标定并仿真计算姿态,与未进行标定的地磁数据解算的姿态进行对比,验证了本文方法的有效性。

1 传感器误差补偿

1.1 误差模型

实际环境中各种外界干扰会导致磁传感器的输出含有误差,其中输出误差主要包含 3 个方面:1)弹体环境误差;2)传感器自身误差;3)温度误差。其中弹体环境误差主要包括组件载体的铁磁性引起的固定偏置;传感器自身误差主要由传感器安装时,两个两轴磁传感器安装位置不正交引起的安装误差,以及磁传感器各轴的灵敏度差异引起的零偏误差,和放大电路、AD 转换电路的零点漂移误差引起固定误差构成^[5]。温度误差主要是由载体在运动中阻力产生的热量传递至传感器上,导致温度变换产生的误差^[6]。

根据上述误差类别,可建立误差方程:

$$\begin{bmatrix} M_x^c(T) \\ M_y^c(T) \\ M_z^c(T) \end{bmatrix} = \mathbf{C} \cdot \begin{bmatrix} M_x^A(T) \\ M_y^A(T) \\ M_z^A(T) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} H_1(T) \\ H_2(T) \\ H_3(T) \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} M_x^A(T) \\ M_y^A(T) \\ M_z^A(T) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} M_x(T_0) \\ M_y(T_0) \\ M_z(T_0) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_{x0} \\ g_{y0} \\ g_{z0} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} c_1(T) & 0 & 0 \\ 0 & c_2(T) & 0 \\ 0 & 0 & c_3(T) \end{bmatrix}, \mathbf{H} = \begin{bmatrix} H_1(T) \\ H_2(T) \\ H_3(T) \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: $[M_x(T_0) \ M_y(T_0) \ M_z(T_0)]^T$ 是在选定的基准温度 T_0 下,三轴地磁理论输出值; $[M_x^A(T) \ M_y^A(T) \ M_z^A(T)]^T$ 是在 T 温度下含环境干扰并受传感器自身影响的地磁输出值; \mathbf{A} 是弹体系数矩阵,考虑了传感器的灵敏度误差与安装误差; $\mathbf{G} = [g_{x0}, g_{y0}, g_{z0}]^T$ 为弹体偏置矩阵,体现的是零位误差; \mathbf{C} 和 \mathbf{H} 矩阵分别是温度误差的温漂比例系数矩阵

和传感器的温度零偏系数矩阵。

1.2 温度标定

各向异性磁传感器的敏感元件是在硅底板上,制作 4 个 NiFe 薄膜磁电阻形成惠斯通电桥。HMC1052 的结构如图 1 所示, HMC1052 是由用各向异性磁传感器的敏感元件在硅底板上,制作的 4 个 NiFe 薄膜磁电阻所形成的惠斯通电桥。电阻的阻值与 NiFe 薄膜材料磁敏系数随温度的变化近似呈线性。且为了满足组件抗过载、抗高温的要求,需要对组件内部进行灌胶,以保护弹载计算机、传感器、电源模块等,在组件通电工作时,这种密封的环境使得温度上升较快。因此可以用多项式拟合的方法对磁传感器的输出进行温度补偿^[7]。

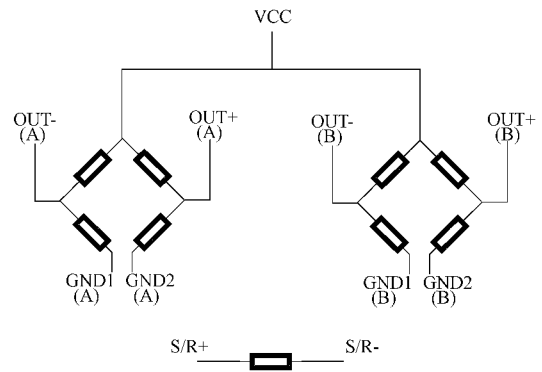


图 1 HMC1052 工作原理

在对温度进行补偿时,需要选定一个基准温度认定该温度下磁传感器输出为理论输出^[8]。根据具体情况,本文在基于最小二乘法的基础上,选择 20°C 作为基准温度对其他温度下的输出进行多项式拟合。

1) 基准温度下的补偿系数计算

在基准温度 T_0 下对 x 轴的标定方法如下:

$$M'_{x,i}(T_0) = M_{x,i}(T_0) + H_1(T_0) \quad (4)$$

$$H_1(T_0) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n M'_{x,i}(T_0) \quad (5)$$

式中: $M'_{x,i}(T_0)$ 为第 i 次 x 轴测量的平均值, $M_{x,i}(T_0)$ 为无偏置的理论地磁值, $H_x(T_0)$ 为 x 轴的偏置值, n 为测量次数。本文取 i 为 4,即组件在水平面内每顺时针旋转 90° 采集一次数据。

对 y, z 轴温度标定方法如下:

$$\begin{aligned} M'_{y,\max,i}(T_0) &= M_{y,\max,i}(T_0) + H_2(T_0) \\ M'_{y,\min,i}(T_0) &= M_{y,\min,i}(T_0) + H_2(T_0) \\ M'_{z,\max,i}(T_0) &= M_{z,\max,i}(T_0) + H_3(T_0) \\ M'_{z,\min,i}(T_0) &= M_{z,\min,i}(T_0) + H_3(T_0) \end{aligned} \quad (6)$$

$$H_2(T_0) = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^n (M'_{y,\max,i}(T_0) + M'_{y,\min,i}(T_0)) \quad (7)$$

$$H_3(T_0) = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^n (M'_{z,\max,i}(T_0) + M'_{z,\min,i}(T_0))$$

式中: $M'_{y,\max,i}(T_0)$ 为在基准温度下第 i 次 y 轴测量的最大

值, $M_{y_{\max,i}}(T_0)$ 为在基准温度下的理论最大值, $H_2(T_0)$ 为在基准温度下 y 轴的偏置值, z 轴同理。

2) 其他温度下的补偿系数计算

假设以 20°C 作为参考温度, 即 T_0 为 20°C , 设在温度 $T(T \neq T_0)$ 下共进行 n 次测量, x 轴温度标定方法如下:

$$M'_{x,i}(T) = C_1(T)[M'_{x,i}(T_0) - H_1(T_0)] + H_1(T), \quad i = 1, \dots, n$$

$$c_1(T_0) = c_2(T_0) = c_3(T_0) \quad (8)$$

式中: $M'_{x,i}(T)$ 为第 i 次 x 轴测量的平均值。利用式(8), 采用最小二乘法可确定温度 T 下的 $C_1(T)$ 和 $H_1(T)$ 。

对 y, z 轴温度标定方法如下:

$$M'_{y_{\max,i}}(T) = C_2(T)[M'_{y_{\max,i}}(T_0) - H_2(T_0)] + H_2(T), \quad i = 1, \dots, n$$

$$M'_{y_{\min,i}}(T) = C_2(T)[M'_{y_{\min,i}}(T_0) - H_2(T_0)] + H_2(T), \quad i = 1, \dots, n$$

$$M'_{z_{\max,i}}(T) = C_3(T)[M'_{z_{\max,i}}(T_0) - H_3(T_0)] + H_3(T), \quad i = 1, \dots, n$$

$$M'_{z_{\min,i}}(T) = C_3(T)[M'_{z_{\min,i}}(T_0) - H_3(T_0)] + H_3(T), \quad i = 1, \dots, n \quad (9)$$

同 x 轴计算方法, 可计算出温度 T 下的 $C_2(T)$ 、 $C_3(T)$ 和 $H_2(T)$ 、 $H_3(T)$ 。

3) 拟合温度补偿曲线

设测量计算得到各轴的 $C_{k,i}(T)$ 、 $H_{k,i}(T)$, ($k = 1, 2, 3$; $i = 1, \dots, n$), 可采用二次曲线进行拟合, 得到温度标定曲线 $C_k(T) \sim T$ 、 $H_k(T) \sim T$ 。

$C_1(T)$ 、 $C_2(T)$ 、 $C_3(T)$ 、 $H_1(T)$ 、 $H_2(T)$ 、 $H_3(T)$ 为温度 T 的二次函数, 即 $f(T) = a_0 + a_1T + a_2T^2$, 其中 a_0 、 a_1 、 a_2 为装定参数。

1.3 弹体系数标定

在理想情况下, 地球上某一点地磁值在短时间内可视为一常量, 三轴地磁值应构成一个标准的球面, 然而由于环境误差与安装误差的存在, 会使得地磁产生偏置, 从而使地磁球面变形为椭球面。因此对磁传感器的弹体系数标定就是在考虑误差的情况下, 对采集到的三轴地磁值进行椭球拟合, 得到椭球参数, 利用计算得到的参数将椭球面修正为球面^[9]。设椭球方程为:

$$f(x, y, z) = ax^2 + by^2 + cz^2 + 2fxy + 2gzx + 2hyz + 2px + 2qy + 2rz + d = 0 \quad (10)$$

令:

$$\xi = [a, b, c, f, g, h, p, q, r, d]^T \quad (11)$$

$$\mathbf{M}_k = [x_k, y_k, z_k]^T, k = 1, 2, \dots, n \quad (12)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [x^2, y^2, z^2, 2xy, 2xz, 2yz, 2x, 2y, 2z, 1]^T \quad (13)$$

ξ 表示待求的椭球参数向量, \mathbf{M}_k 表示 k 组三轴磁传感器实际输出值, $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为量测数据向量。设 $F(\xi, \boldsymbol{\varepsilon})$ 为测量点到所述椭球曲面对应点的代数距离, 结合椭球公式有 $F(\xi, \boldsymbol{\varepsilon}) = \mathbf{D}\xi$, 其中 \mathbf{D} 为满足椭球方程的观测变量组成的 $n \times 10$ 维的量测矩阵, 则:

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} x_1^2 & y_1^2 & z_1^2 & 2x_1y_1 & 2x_1z_1 & 2y_1z_1 & 2x_1 & 2y_1 & 2z_1 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_n^2 & y_n^2 & z_n^2 & 2x_ny_n & 2x_nz_n & 2y_nz_n & 2x_n & 2y_n & 2z_n & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

在进行椭球拟合求解最优椭球参数时, 要求解使 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 值的平方和最小的椭球系数, 根据最小二乘规则有:

$$\hat{\xi} = \min \|F(\xi, \boldsymbol{\varepsilon})\| = \min(\xi^T \mathbf{D}^T \mathbf{D} \xi) \quad (15)$$

根据椭球式(10), 将椭球公式改写为:

$$\mathbf{M}^T \mathbf{E} \mathbf{M} + 2\mathbf{F}^T \mathbf{M} + d = 0 \quad (16)$$

式中将椭球参数分别写为:

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} a & f & g \\ f & b & h \\ g & h & c \end{bmatrix}, \mathbf{F} = [p, q, r]^T$$

则最佳拟合的椭球面可写成矢量形式:

$$(\mathbf{M} - \mathbf{H}_0)^T \mathbf{K} (\mathbf{M} - \mathbf{H}_0) = 1 \quad (17)$$

其中,

$$\mathbf{H}_0 = -\mathbf{E}^{-1} \mathbf{F}, \mathbf{K} = \frac{1}{\mathbf{H}_0^T \mathbf{E} \mathbf{H}_0 - d} \mathbf{E}$$

根据误差模型式(2), 有:

$$\mathbf{M}_A^T \mathbf{M}_A = (\mathbf{M} - \mathbf{H}_0)^T \mathbf{A}^T \mathbf{A} (\mathbf{M} - \mathbf{H}_0) \quad (18)$$

式中: \mathbf{M}_A 表示理论地磁输出值, 令 $\mathbf{Q} = \mathbf{A}^T \mathbf{A}$ 。

对照式(17), 可得 $\mathbf{Q} = \mathbf{K}(\mathbf{H}^T \mathbf{H})$ 。

将矩阵 \mathbf{Q} 进行奇异值分解, 得到 $\mathbf{Q} = a^2 \mathbf{U} \boldsymbol{\Sigma} \mathbf{U}^T$, 其中 $a \in \mathbf{R}$, $\boldsymbol{\Sigma} = \Lambda(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ 为特征值构成的对角阵, \mathbf{U} 为特征向量矩阵。则标定系数矩阵 $\mathbf{A} = \mathbf{U} \boldsymbol{\Sigma} \mathbf{U}^T$ 。

综上所述, 椭球拟合补偿模块最终标定方程为^[10]:

$$\mathbf{M} = \mathbf{A}^{-1} \left[\frac{(\mathbf{M}^A(T) - \mathbf{G}(T))}{C(T)} - \mathbf{H}_0 \right] \quad (19)$$

2 基于磁传感器的姿态解算

2.1 坐标系的定义及转换

地磁数据经过误差补偿后, 即可进行对姿态的计算。由于传感器安装在弹体上, 实际使用时采集到的数据是载体坐标系下的, 而地面上所观测到的载体数据是发射坐标系下的。因此首先需要定义各个坐标系并推导各坐标系之间的转换关系。

1) 地理坐标系 (n 系)

如图 2 所示, 地理坐标系的原点在地球表面某点 p , $ox_n y_n$ 构成当地水平面, ox_n 轴水平指东, oy_n 轴与当地子午线一致且水平指北, oz_n 轴沿当地垂线指天向上, $ox_n y_n z_n$ 构成右手系。该系也被称为东北天坐标系。

2) 载体坐标系 (b 系)

如图 3 所示, 载体坐标系的原点在载体重心, oy_b 轴沿载体横轴向右, ox_b 轴沿载体纵轴向前即在 $ox_b y_b$ 平面中 ox_b 轴向右旋转 90° 得到 oy_b 轴, oz_b 轴垂直于 $ox_b y_b$ 平面向上, $ox_b y_b z_b$ 构成右手系。该坐标系与载体固联, 随载体一起运动。

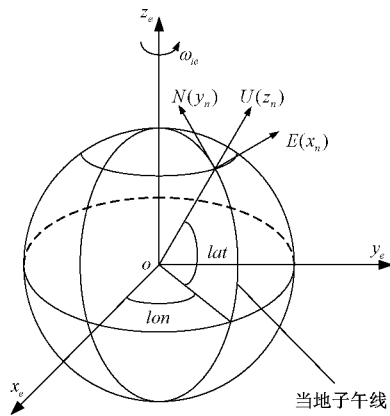


图 2 地理坐标系示意图

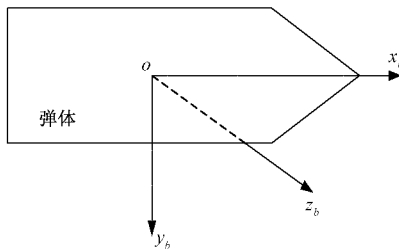


图 3 载体坐标系示意图

如图 4 所示,一个动坐标系相对于参考坐标系的转换关系,可以由参考坐标系依次绕自身 3 个轴转动一定的角度来确定。

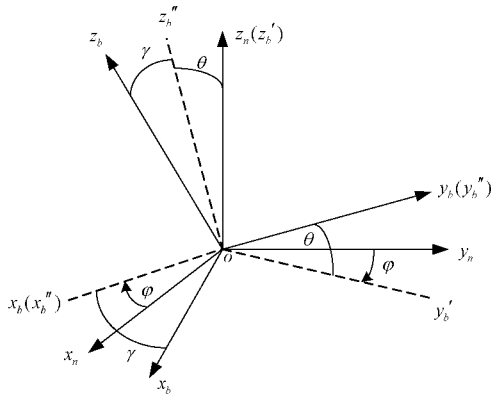


图 4 坐标系转换示意图

从地理坐标系 (n 系) 到载体坐标系 (b 系) 转换的过程可以分为如下 3 个步骤。

(1) $ox_n y_n z_n$ 绕 oz_n 轴正向转动 $-\varphi$ 角度到坐标系 $ox'_b y'_b z'_b$, 有:

$$\begin{bmatrix} x'_b \\ y'_b \\ z'_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{bmatrix} \quad (20)$$

(2) $ox'_b y'_b z'_b$ 绕 x'_b 轴正向转动 θ 角度到坐标系 $ox''_b y''_b z''_b$, 有:

$$\begin{bmatrix} x''_b \\ y''_b \\ z''_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'_b \\ y'_b \\ z'_b \end{bmatrix} \quad (21)$$

(3) $ox''_b y''_b z''_b$ 绕 y''_b 轴正向转动 γ 角度到坐标系 $ox_b y_b z_b$, 有:

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x''_b \\ y''_b \\ z''_b \end{bmatrix} \quad (22)$$

由以上 3 个步骤, 可得地理坐标系到载体坐标系的转换矩阵为:

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_n^b &= \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \\ & \begin{bmatrix} \cos\gamma \cos\varphi + \sin\gamma \sin\theta \sin\varphi & -\cos\gamma \sin\varphi + \sin\gamma \sin\theta \cos\varphi & -\sin\gamma \cos\theta \\ \cos\theta \sin\varphi & \cos\theta \cos\varphi & \sin\theta \\ \sin\gamma \cos\varphi - \cos\gamma \sin\theta \sin\varphi & -\sin\gamma \sin\varphi - \cos\gamma \sin\theta \cos\varphi & \cos\gamma \cos\theta \end{bmatrix} \quad (23) \end{aligned}$$

2.2 姿态角定义

姿态即描述物体相对于所处空间的位置信息, 物体的任何一种旋转都可分解为依次绕坐标系 3 个轴的旋转。

根据式(20)~(23)对应的转换关系, 分别定义姿态角为: 1) 偏航角(yaw): 载体绕 oz_b 轴转动, oz_b 轴在水平面上的投影与地理北之间的夹角, 顺时针方向为正; 2) 俯仰角(pitch): 载体绕 oy_b 轴转动产生的 oz_b 轴与纵向水平轴的夹角, 向上为正向下为负; 3) 滚转角(roll): 载体绕 ox_b 轴转动, 相对于水平面的转角, 从水平面起, 向右为正, 向左为负。

由式(23)可知, 载体的 3 个姿态角即坐标系转换矩阵中 3 个轴对应的旋转角度, 即偏航角为 φ , 俯仰角为 θ , 滚转角为 γ 。

2.3 姿态角求解

载体飞行时的位置信息可由惯性组件或 GPS 信号给出, 根据地球磁场球谐模型, 可以计算出载体所处位置的地磁场总量 M' 、磁偏角 α 、磁倾角 β 。从而有地磁总量在地理坐标系下的分量^[11]:

$$\begin{bmatrix} M_{x_n} \\ M_{y_n} \\ M_{z_n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M' \cos\beta \cos\alpha \\ M' \sin\beta \\ M' \cos\beta \sin\alpha \end{bmatrix} \quad (24)$$

地磁传感器安装在载体上, 输出的值是相对载体坐标系而言的, 因此有:

$$\begin{bmatrix} M_{x_b} \\ M_{y_b} \\ M_{z_b} \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} M_{x_n} \\ M_{y_n} \\ M_{z_n} \end{bmatrix} \quad (25)$$

由式(25)可得如下方程^[12]:

$$\begin{cases} M_{x_b} = (\cos\gamma \cos\varphi + \sin\gamma \sin\theta \sin\varphi) M_{x_n} + (\sin\gamma \sin\theta \cos\varphi - \cos\gamma \sin\varphi) M_{y_n} - \sin\gamma \cos\theta M_{z_n} \\ M_{y_b} = \cos\theta \sin\varphi M_{x_n} + \cos\theta \cos\varphi M_{y_n} + \sin\theta M_{z_n} \\ M_{z_b} = (\sin\gamma \cos\varphi - \cos\gamma \sin\theta \sin\varphi) M_{x_n} - (\sin\gamma \sin\varphi + \cos\gamma \sin\theta \cos\varphi) M_{y_n} + \cos\gamma \cos\theta M_{z_n} \end{cases} \quad (26)$$

代入磁场三要素量 M' 、 α 、 β ，式(26)中的 M_n 、 M_b 已知，只剩下 3 个未知量，然而三角函数之间具有相关性，3 个方程并不能解算出 3 个姿态角。

由于高旋弹的滚转速度很快且稳定性较好，因此偏航角变化较小。偏航角信息可以由载体上的陀螺解算输出，可认为在飞行过程中不改变。在该条件下，可以得出俯仰角与滚转角^[13-15]，则：

$$\theta = \begin{cases} 2\arctan \frac{M_{z_n} + \sqrt{M_{z_n}^2 + (\sin\varphi M_{x_n} + \cos\varphi M_{y_n})^2 - M_{y_b}^2}}{M_{y_b} + (\sin\varphi M_{x_n} + \cos\varphi M_{y_n})}, & \rho > \theta \\ 2\arctan \frac{M_{z_n} - \sqrt{M_{z_n}^2 + (\sin\varphi M_{x_n} + \cos\varphi M_{y_n})^2 - M_{y_b}^2}}{M_{y_b} + (\sin\varphi M_{x_n} + \cos\varphi M_{y_n})}, & \rho < \theta \end{cases} \quad (27)$$

$$\gamma = \arctan \left(\frac{\cos\varphi M_{x_n} - \sin\varphi M_{y_n}}{\cos\theta M_{z_n} - \sin\theta \sin\varphi M_{x_n} - \sin\theta \cos\varphi M_{y_n}} \right) - \arctan \left(\frac{M_{x_b}}{M_{z_b}} \right) \quad (28)$$

$$\rho = \arctan \frac{\sin\varphi M_{x_n} + \cos\varphi M_{y_n}}{M_{z_n}} \quad (29)$$

$$-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}, 0 \leq \gamma \leq 2\pi$$

式中： ρ 表示初始时刻地磁在弹轴上的投影合矢量与 oz_n 轴的夹角，即初始俯仰角。由于三角函数计算存在奇点问题，实际结算滚转角时需要根据真值表 1 代入数据，则 τ 为：

$$\tau = \arctan \left(\frac{M_{x_b}}{M_{z_b}} \right)$$

根据表 1 解算出的姿态角可以配合弹载陀螺的输出融合，更新弹体位置、速度信息，从而进一步减小估计误差，提高导航与控制精度。

表 1 τ 真值表

M_{x_b}	M_{z_b}	τ
+	+	τ
+	-	$2\pi - \tau$
-	+	$\pi - \tau$
-	-	$\pi + \tau$
+	0	$\frac{\pi}{2}$
-	0	$\frac{3\pi}{2}$
0	+	0
0	-	π

3 实验验证

为了验证地磁补偿与姿态解算方法的有效性，本文的实验选择四周地形开阔且电磁干扰较小的场地，实验参数的设置如表 2 所示。

表 2 实验参数设置

参数名称	数值
纬度/(°)	119.072 71
经度/(°)	32.076 35
高度/m	10.8
磁场总强度/nT	49 511
磁倾角/(°)	48.160 7
磁偏角/(°)	-5.413 8

测量得出当地的地磁场强度为 49 511 nT，磁倾角为 63.625°，磁偏角为 -11.26°。

本文实验对象为某型号 155 mm 口径炮弹，将包含三轴磁传感器的组件安装在弹体头部，弹体总重量约为 40 kg。弹体放置于无磁转台上，利用转台和弹体可以模拟飞行过程中的俯仰、偏航、滚转 3 种姿态变化，并用雷莫插头引出信号线接到上位机，实验示意图如图 5 所示。

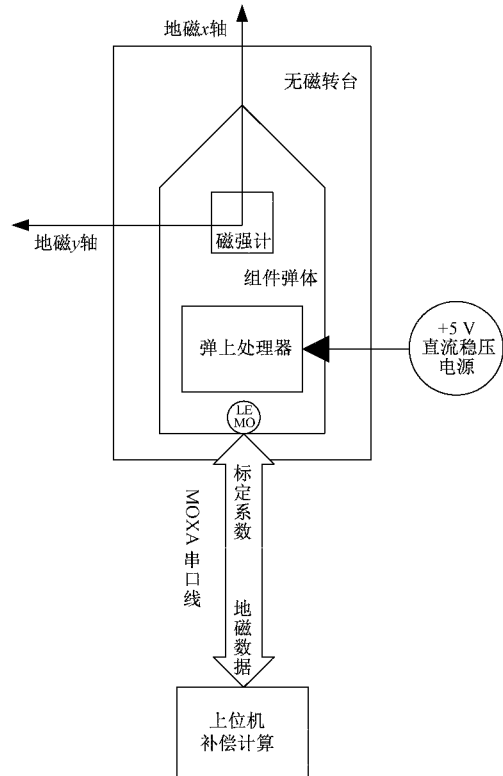


图 5 实验方法示意图

综合考虑拟合的精度与计算量等因素，选定误差补偿实验过程为在水平面内顺时针转动 8 个角度旋转弹体进行数据采集。采集的三轴地磁原始数据如图 6 所示。

从图 6 (a)中可以看出，原始地磁值由于受到环境与温度变化的影响，在每个角度上整体呈现椭球切面形状，图 6(b)也可以看出未经补偿的地磁各轴原始值的幅值差别较大。为了使地磁满足理论值要求圆球，需要先进行误差补偿。

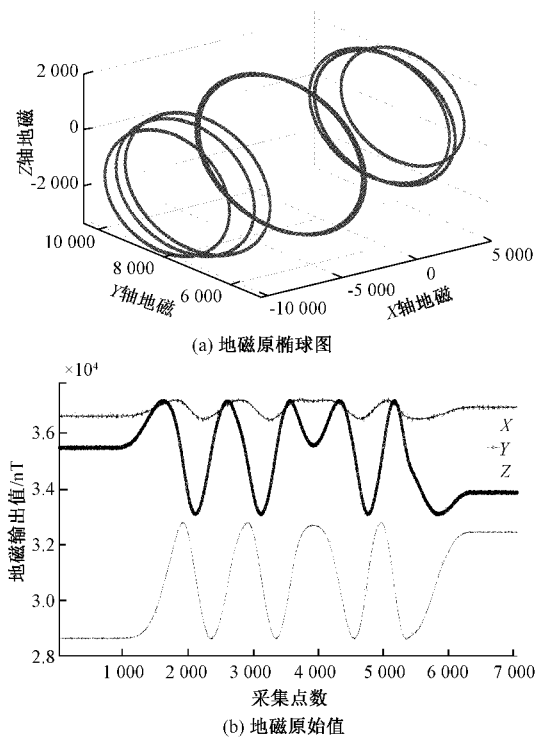


图 6 弹体指北三轴地磁原始值

进行温度补偿时选取 20 °C 作为基准,通过上文方法对温度补偿后的数据进行椭球拟合求出标定系数矩阵 A 和 G ,通过误差补偿模型对采集到的数据进行补偿,结果如图 7 所示。

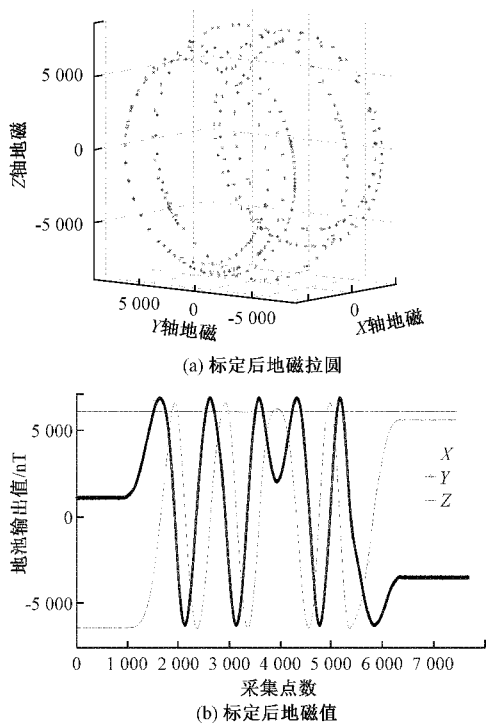


图 7 弹体指北三轴地磁补偿后输出值

从图 7(b)中可以看出在误差补偿过后的三轴地磁值输出均值在零位附近,输出幅值基本相等,通过图 7(a)可以看出单个角度上的整个地磁值呈现出较为标准的圆形,可以验证本文提出的补偿方法的有效性。

将补偿后的地磁数据与实验初始设定参数作为姿态解算的输入,代入式(27)~(29)进行计算,结果如图 8、9 所示。

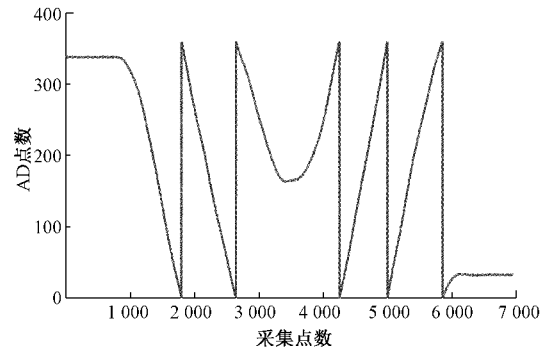


图 8 地磁补偿值解算滚转角

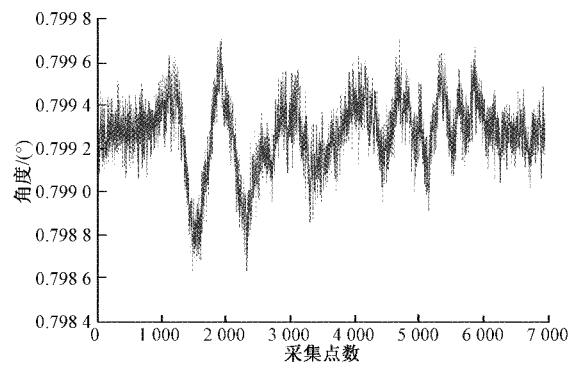


图 9 地磁补偿值解算俯仰角

从图中可以看出,滚转角随弹体转动在 $0^{\circ} \sim 360^{\circ}$ 之间变化,对比图 7 可以看出在俯仰角解算值跳变的时刻,即为弹体旋转一整周的时刻。由于实验时弹体水平放置于无磁转台上,俯仰角的变化很小,为人工转动导致的弹体受力不均匀导致,可认为俯仰角变化很小,符合测量的要求。

若不采用补偿,直接对采集到的地磁数据进行姿态解算,得到的结果如图 10 所示。

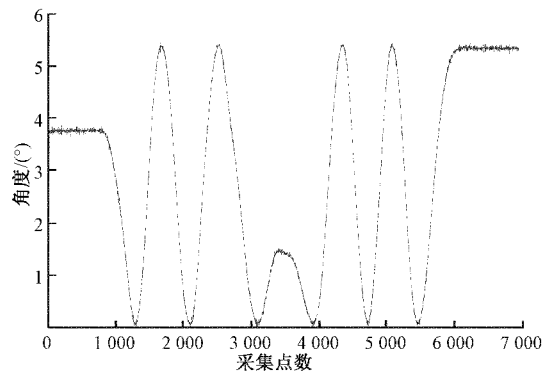


图 10 地磁原始值解算姿态

对比图 8、10 可知,用原始值对姿态进行解算存在较大偏差与噪声干扰,且无法排除固定的环境干扰,在数值上存在较大误差。而在经过地磁补偿过后的姿态解算在精度上有大幅度地提高,尤其在俯仰角的解算上,经补偿后解算的姿态角可以准确地反映出弹体在飞行过程中旋转的姿态信息,为导航控制提供良好的数据支持。

综上,可以得出标定前后的地磁数据在姿态解算误差上差距较大,地磁误差计算方法为实际输出值与国际地磁场理论值之差,姿态误差计算方法为解算值与陀螺输出值之差。对比情况如表 3 所示。

表 3 标定前后姿态解算误差对比

误差项	误差标定前/%	误差标定后/%
X 轴地磁误差	28.23	2.57
Y 轴地磁误差	20.54	2.06
Z 轴地磁误差	21.33	1.89
俯仰角解算误差	16.32	2.11
滚转角解算误差	31.75	1.03

通过上述实验结果对比可以看出,经过本文所述的误差补偿过后进行的姿态解算方法,在精度上与鲁棒性上都有了很大地提升。相较于传统的高旋弹利用惯性器件测量姿态的方法,本文所提出的方法在滚转角解算上具有很大的优势。

4 结 论

本文主要讨论了关于三轴磁传感器的误差补偿问题,以及利用补偿后的地磁数据进行弹体姿态解算的方法。利用最小二乘法以及椭球拟合法对误差进行补偿,根据姿态角定义及坐标系转换关系求解弹体姿态角,在给定偏航角精度较高的情况下有较好的俯仰角与滚转角解算精度。整体方法简单,工程上易于实现,在工程中可以大幅提高炮弹的标定与解算效率。但受限于现代制造工艺水平的限制与发射天气的影响,高旋弹在飞行过程中的偏航角会与预设值存在着一定的偏差。此外,炮弹在飞行过程受到的电磁干扰会对磁传感器产生较大的影响,在大射程的情况下应采取一定的电磁屏蔽装置来削减该影响。在未来更高的精度要求下,地磁可以与惯性器件、GPS 一起,对弹体的位置、姿态等信息进行解算,可以很好地弥补各自的局限,更好地完成导航制导任务。

参考文献

- [1] 孙永林,姜鑫. 基于 MEMS/地磁的无人机航姿自适应估计算法[J]. 传感器与微系统,2020,39(11):122-125.
 [2] 李锋. 磁敏传感器发展综述[J]. 黑龙江科学,2021,

12(2):30-31.

- [3] 刘继兴,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.
 [4] GRANDVALLET B, ZEMOUCHE A, BOUTAYEB M, et al. Real-time attitude-independent three-axis magnetometer calibration for spinning projectiles: A sliding window approach[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2014,22(1):255-264.
 [5] 赵东亮,李风,郑毅,等. 基于 HMC5983 磁阻传感器的乘用车底部地磁场分布特性的实验研究[J]. 电子测量技术,2017,40(2):155-161,178.
 [6] 黄学功,王灵. 地磁信号检测系统误差分析与补偿方法研究[J]. 兵工学报,2011,32(1):33-36.
 [7] 黄子军,卞雷祥,李辉,等. 高 Q 值超低功耗谐振式磁传感器的设计与实现[J]. 电子测量与仪器学报,2021,35(5):1-7.
 [8] 杭义军,李荣冰,刘建业. 微型航姿系统中磁传感器温度漂移补偿研究[J]. 传感器与微系统,2010,29(1):30-32,35.
 [9] 李勇,刘文怡,李杰,等. 基于椭球拟合的三轴磁传感器误差补偿方法[J]. 传感技术学报,2012,25(7):917-920.
 [10] 张樾,李杰,蒋穹,等. 基于椭球拟合的三轴磁传感器快速标定补偿方法[J]. 机械工程与自动化,2012(4):163-165,167.
 [11] 彭飞,熊凌,陈洋. 地磁模型构建仿真及匹配特征量的选择[J]. 自动化与仪表,2020,35(8):87-92.
 [12] 邵伟平,孙林,张嘉易,等. 基于地磁传感器解算旋转体姿态的方法[J]. 兵器装备工程学报,2020,41(3):62-66.
 [13] 于勇吉,林春生,翟国君. 一种新型弹体飞行姿态角解算方法[J]. 船电技术,2018,38(10):1-4,9.
 [14] 李海涛,曹咏弘,祖静. 旋转弹姿态解算方法研究[J]. 兵工学报,2010,31(7):987-990.
 [15] 张嘉易,李爽,郝永平,等. 基于磁传感器的高速旋转弹姿态算法研究[J]. 国外电子测量技术,2012,31(1):27-29.

作者简介

尹上,工程硕士,主要研究方向为导航制导与控制、嵌入式软件技术。

E-mail:o049394@163.com

管雪元,硕士研究生,高级工程师,主要研究方向为测试计量技术及仪器。

E-mail:309234310@qq.com