

# 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

曹鹏, 于纪言, 王晓鸣, 姚文进, 吴有龙  
(南京理工大学 智能弹药技术国防重点学科实验室, 江苏 南京 210094)

**摘要:** 为了研究地磁与卫星组合测量的系统误差并提高其测量频率, 利用高旋弹丸的飞行特性, 建立了基于小攻角及单轴旋转假设的弹丸滚转角及其角速率的高频测量方法, 并推导了其滚转角及其角速率计算的系统误差方程。通过建立以俯仰角为变量的仿真模型, 完成了组合测量系统在全域范围内实时变化的系统误差计算。经6自由度(DOF)外弹道仿真验证, 在排除弹轴与地磁矢量的较小夹角区域后, 其整体滚转角误差小于 $\pm 5^\circ$ , 角速率误差小于 $\pm 5^\circ/\text{s}$ 。在中小射角发射条件下, 地磁与卫星组合的滚转角计算方法能够满足高旋弹丸的高频高精度的滚转角测量。

**关键词:** 兵器科学与技术; 地磁; 全球导航卫星系统; 组合测量; 滚转角; 弹道修正弹  
**中图分类号:** TJ765      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1000-1093(2014)06-0795-06  
**DOI:** 10.3969/j.issn.1000-1093.2014.06.007

## High-frequency Measurement and Calculation Study of Systematic Errors of High-rolling Projectile Roll Angle Based on a Combination of MR/GNSS

CAO Peng, YU Ji-yan, WANG Xiao-ming, YAO wen-jin, WU You-long  
(Ministerial Key Laboratory of ZNDY, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China)

**Abstract:** In order to study the systematic errors of MR/GNSS measurement system and improve its measuring frequency, a high-frequency measuring method for the projectile roll angle and angular rate, which is based on the assumptions of small angle-of-attack and single axis rotation, is established by using the flight characteristics of high-spin projectile. The systematic error equations of roll angle and angular rate are derived. The real-time systematic error of this combined measuring system in the global scope is calculated by establishing the simulation model with pitch angle as a variable. The results of 6-DOF exterior ballistic simulation show that the overall roll angle error is less than  $\pm 5^\circ$  and the angular rate error is less than  $\pm 5^\circ/\text{s}$  after the region of smaller angle between projectile axis and geomagnetic vector is excluded. In the condition of medium or small launching angle, the roll angle calculation method based on MR/GNSS can meet the needs of high-frequency and high-accuracy roll angle measurement for the high-spin projectile.

收稿日期: 2013-07-09

基金项目: 总装备部“十二五”预先研究项目(2011—2015)

作者简介: 曹鹏(1985—), 男, 博士研究生。E-mail: caopeng32@163.com;

于纪言(1979—), 男, 讲师, 硕士生导师。E-mail: yujiyan@139.com

**Key words:** ordnance science and technology; geomagnetic field; GNSS; combined measurement; roll angle; trajectory correction projectile

## 0 引言

弹丸姿态角的测量是弹道修正弹的关键技术之一<sup>[1]</sup>。目前弹丸姿态角的测量方法有很多,其中包括卫星、陀螺、加速度计及磁探测等方法。然而单一的测量模式,都会因自身问题而限制系统的全姿态角测量及测量精度,例如:卫星更新频率低且不能测量弹丸滚转角;陀螺系统误差随时间而累积且不能抗高过载;加速度计无法适用于高动态环境;磁探测需要引入一个或两个外部已知角。卫星能提供速度倾角与偏角,并能提供位置信息补偿磁测量,而地磁信息能基于此完成滚转角的计算。因此,基于地磁与卫星组合的弹丸滚转角计算将可能成为一种有效姿态角测量方法。

目前关于地磁与卫星组合测量弹丸姿态角方案的研究中,杨小军等<sup>[2]</sup>与牛春峰等<sup>[3]</sup>采用卡尔曼滤波方法对弹丸的位置与姿态参数进行状态估计,但均采用了简化的弹道模型;史连艳等<sup>[4-5]</sup>对该方案的可行性及制导精度进行了简单分析,并在后续研究中利用拟牛顿法来进行姿

态解算。以上研究均未全局考虑组合测量的系统误差。裴东兴等<sup>[6]</sup>基于单轴假设,利用地磁计算了弹丸的炮口角速率。针对无法通过实弹及半实物仿真实验的方法来验证地磁与卫星组合测量弹丸滚转角的可行性及精度问题,本文基于小攻角及单轴旋转假设,建立了地磁与卫星组合的弹丸滚转角及其角速率的计算方法,并推导了该假设下滚转角及其角速率的系统误差。通过建立以俯仰角为变量的系统误差仿真参数模型,完成全弹道域实时变化的弹丸滚转角及其角速率的系统误差计算,并通过 4 个方向的独立 6 自由度(DOF)外弹道仿真,验证了系统误差仿真计算的正确性及高频计算的可行性。

## 1 地磁与卫星组合的姿态测量原理

### 1.1 基于地磁的姿态测量原理

地磁测量单元捷联安装在弹体上,磁传感器的敏感轴方向与弹体坐标系方向一致。在弹丸飞行过程中,通过弹载地磁测量单元实时测量地磁数据,可以得到地磁与弹体姿态角的关系方程为

$$\begin{bmatrix} h_{bx} \\ h_{by} \\ h_{bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ -\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi & \cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \theta \sin \psi & \sin \gamma \cos \theta \\ \sin \gamma \sin \psi + \cos \gamma \sin \theta \cos \psi & -\sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \theta \sin \psi & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h_{nx} \\ h_{ny} \\ h_{nz} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

式中: $h_{nx}$ 、 $h_{ny}$ 、 $h_{nz}$ 为导航系(北东地坐标系)下的地磁分量; $h_{bx}$ 、 $h_{by}$ 、 $h_{bz}$ 为地磁矢量在弹体坐标系的投影; $\psi$ 、 $\theta$ 、 $\gamma$ 分别为导航系到弹体系按  $z$ 、 $y$ 、 $x$  轴顺序旋转而得的偏航角、俯仰角和滚转角。

由(1)式可知,对于单一地磁矢量组成的坐标转换方程,求解姿态角时存在无数解,无法得到唯一解。因此,仅仅依靠地磁测量模块实时测量弹体坐标系下的地磁信息,无法完成姿态角的解算。

### 1.2 地磁与卫星组合的弹丸滚转角测量原理

由外弹道知识可知,在弹丸飞行过程中,弹丸稳定飞行的上升阶段及下降阶段,满足弹丸攻角为小攻角(攻角为  $\alpha_1$ ,  $\alpha_1 \approx (a^2 + b^2)^{0.5}$ ) 的条件,而在大射角的初始阶段与弹道顶部阶段,可能出现大攻角<sup>[7]</sup>。在弹轴与速度坐标系下,满足

如下关系式:

$$\begin{cases} \theta \approx a + \theta_v, \\ \psi \approx b + \psi_v, \end{cases} \quad (2)$$

式中: $a$ 、 $b$ 分别为高低攻角和侧滑角; $\theta_v$ 、 $\psi_v$ 分别为弹道倾角和弹道偏角。

利用弹载卫星设备,可实时测量弹丸所在位置的经度、纬度、高度及速度信息。在速度与导航坐标系中,利用卫星提供的速度信息,即可得到弹道倾角与弹道偏角,其计算公式如下:

$$\begin{cases} \theta_v = \arctan(v_z / \sqrt{v_x^2 + v_y^2}), \\ \psi_v = \arctan(v_y / v_x), \end{cases} \quad (3)$$

式中: $v_x$ 为北向速度; $v_y$ 为东向速度; $v_z$ 为地向速度。

基于弹丸的小攻角假设可得,高低攻角和侧滑角  $a$ 、 $b$  为小量。因此,可以直接利用弹道倾角和偏

角  $\theta_v, \psi_v$  代替弹丸的俯仰角和偏航角  $\theta, \psi$ 。即可认为弹道倾角和偏角为带有测量误差的俯仰角和偏航角。

已知俯仰角和偏航角,利用(1)式可得弹丸滚转角的计算公式

$$\gamma = \arctan \left( \frac{nh_{by} - mh_{bz}}{mh_{by} + nh_{bz}} \right), \quad (4)$$

式中: $m$  与  $n$  为中间变量,定义为

$$\begin{cases} m = -\sin \psi h_{nx} + \cos \psi h_{ny}, \\ n = \cos \psi \sin \theta h_{nx} + \sin \psi \sin \theta h_{ny} + \cos \theta h_{nz}. \end{cases}$$

### 1.3 组合测量系统误差模型

由(4)式可得弹丸滚转角的另一种函数表达形式,如下式:

$$\gamma = F(h_{by}, h_{bz}, h_{nx}, h_{ny}, h_{nz}, \theta, \psi). \quad (5)$$

在利用(5)式计算弹丸的滚转角时,基于小攻角的假设,采用弹道倾角和偏角代替弹丸俯仰角和偏航角,即认为弹道倾角和偏角为带有测量误差的俯仰角和偏航角。令俯仰角与偏航角的角增量误差为  $\delta\theta$  与  $\delta\psi$ ,即

$$\begin{cases} \delta\theta = \theta - \theta_v, \\ \delta\psi = \psi - \psi_v. \end{cases} \quad (6)$$

(5)式可以得到滚转角的误差方程为

$$\delta\gamma \approx \frac{\partial F}{\partial \psi} \delta\psi + \frac{\partial F}{\partial \theta} \delta\theta, \quad (7)$$

$$\text{式中:} \begin{cases} \frac{\partial F}{\partial \psi} = \frac{\frac{\partial n}{\partial \psi} m - \frac{\partial m}{\partial \psi} n}{a^2 + b^2}, \\ \frac{\partial m}{\partial \psi} = \cos \psi \sin \theta h_{ny} - \sin \psi \sin \theta h_{nx}, \\ \frac{\partial n}{\partial \psi} = -\cos \psi h_{nx} - \sin \psi h_{ny}, \\ \frac{\partial F}{\partial \theta} = \frac{\frac{\partial n}{\partial \theta} m - \frac{\partial m}{\partial \theta} n}{a^2 + b^2}, \\ \frac{\partial n}{\partial \theta} = \cos \psi \cos \theta h_{nx} + \sin \psi \cos \theta h_{ny} - \sin \theta h_{nz}, \\ \frac{\partial m}{\partial \theta} = 0. \end{cases}$$

从(7)式可以看出,基于小攻角假设的弹丸滚转角计算误差,与参考磁分量  $h_{nx}, h_{ny}, h_{nz}$ 、俯仰角  $\theta$  和偏航角  $\psi$  及其增量误差  $\delta\theta, \delta\psi$  相关。

在这一节中,基于弹丸的小攻角假设,完成了地磁与卫星组合计算弹丸滚转角的数学推导,并推导

出该假设下的系统误差解析式。

## 2 组合测量系统的高频测量

### 2.1 高旋弹丸的高频测量原理

对于高速旋转弹丸,在弹丸飞行的全弹道过程中,弹丸的滚转角速率远远大于俯仰角及偏航角速率( $\dot{\gamma} \gg \dot{\theta}$  和  $\dot{\psi}$ ),即在一个短的时间内,可以假设弹丸仅仅只有滚转角的变化,由(1)式整理可得

$$\begin{cases} h_{by} = A \sin(\gamma + \alpha), \\ h_{bz} = A \cos(\gamma + \alpha), \end{cases} \quad (8)$$

式中: $A$  与  $\alpha$  为中间变量,定义为

$$\begin{cases} A = \sqrt{A_1^2 \cos^2(\psi + \alpha_1) + A_2^2 \sin^2(\theta + \alpha_2)}, \\ A_1 = \sqrt{h_{nx}^2 + h_{ny}^2}, \\ A_2 = \sqrt{A_1^2 \sin^2(\psi + \alpha_1) + h_{nz}^2}; \\ \alpha = \arctan \left( \frac{A_1 \cos(\psi + \alpha_1)}{A_2 \sin(\theta + \alpha_2)} \right), \\ \alpha_1 = \arctan \left( \frac{h_{nx}}{h_{ny}} \right), \\ \alpha_2 = \arctan \left( \frac{h_{nz}}{A_1 \sin(\psi + \alpha_1)} \right). \end{cases}$$

由(8)式可令滚转平面地磁输出为

$$\begin{cases} h_{by} = A \sin(2\pi ft + \varphi), \\ h_{bz} = A \cos(2\pi ft + \varphi), \end{cases} \quad (9)$$

式中: $A$  为磁测量幅值; $f$  为磁测量变化频率; $t$  为磁测量时间序列; $\varphi$  为初始偏移角。

基于单轴旋转假设,由(8)式和(9)式可得其滚转角速率为

$$\dot{\gamma} \approx 2\pi f. \quad (10)$$

因此,由(9)式与(10)式可近似计算  $\dot{\gamma}$ 。在卫星没有更新速度信息的短时间内,通过积分获得滚转角更新,从而获得高频的滚转角测量。

### 2.2 高频测量误差模型

由(8)式和(9)式可得,滚转平面的地磁输出函数为幅值与周期变化的三角函数,其频率为

$$f = (\dot{\gamma} + \dot{\alpha})/2\pi. \quad (11)$$

由(11)式可知,基于单轴旋转假设的滚转角速率计算误差即为  $\dot{\alpha}$ 。令俯仰角与偏航角的角速率分别为  $\dot{\theta}$  与  $\dot{\psi}$ ,由(8)式中  $\alpha$  的关系式可得

$$\dot{\alpha} = \frac{\partial \alpha}{\partial \psi} \dot{\psi} + \frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \dot{\theta}, \quad (12)$$

式中:

$$\begin{cases} \frac{\partial \alpha}{\partial \psi} = \frac{A_1}{A^2 A_2} [ -\sin(\psi + \alpha_1) \sin(\theta + \alpha_2) (A_1^2 + h_{nz}^2) + \\ h_{nz} A_1 \cos(\theta + \alpha_2) \cos^2(\psi + \alpha_1) ], \\ \frac{\partial \alpha}{\partial \theta} = \frac{1}{A^2} [ -A_1 A_2 \cos(\psi + \alpha_1) \cos(\theta + \alpha_2) ]. \end{cases} \quad (13)$$

由(12)式和(13)式可以看出,基于单轴旋转假设的弹丸滚转角速率计算误差  $\dot{\alpha}$  的影响因素包含:参考磁分量  $h_{nx}$ 、 $h_{ny}$ 、 $h_{nz}$ ,俯仰角  $\theta$  和偏航角  $\psi$  及其角速率  $\dot{\theta}$ 、 $\dot{\psi}$ 。

在这一节中,基于高速旋转弹丸的单轴旋转假设,完成了弹丸滚转平面磁测量频率变化计算滚转角速率的数学推导,并推导出了该假设下的系统误差解析式。

### 3 组合测量的系统误差研究

#### 3.1 系统误差变量的取值

由 6DOF 外弹道理论可知,俯仰角和偏航角增量  $\delta\theta$ 、 $\delta\psi$  及其角速率  $\dot{\theta}$ 、 $\dot{\psi}$  误差的值并非固定,而是随外弹道飞行阶段变化而变化,即:弹丸飞行稳定上升阶段至弹道顶点,攻角逐渐增大;由弹道顶点至弹丸下降阶段,攻角又逐渐减小。弹丸的飞行阶段不仅可以用时间描述,还可用俯仰角描述。因此,在研究小攻角及单旋转假设的系统误差时,可利用 6DOF 仿真数据,建立以俯仰角为变量的误差变量  $\delta\theta$ 、 $\delta\psi$  及  $\dot{\theta}$ 、 $\dot{\psi}$  的仿真参数值。

以南京某地 E118.85°、N32.03°地磁场为例,俯仰角及偏航角分别以步长  $\Delta$  变化,建立其系统误差的仿真参数。其仿真条件如表 1 所示,得到误差变量  $\delta\theta$ 、 $\delta\psi$  及  $\dot{\theta}$ 、 $\dot{\psi}$  的值如图 1 和图 2 所示。

表 1 系统误差仿真参数

Tab.1 Simulation parameters of systematic errors

地磁分量			姿态角		
$h_{nx}/nT$	$h_{ny}/nT$	$h_{nz}/nT$	$\psi/(\circ)$	$\theta/(\circ)$	$\Delta/(\circ)$
32 908.6	-3 062.1	36 990.3	-180 ~ 180	-70 ~ 50	1

由外弹道知识可知,射角越大其最大攻角也就越大。从图 1 可看出,在 55°射角下,俯仰角与偏航角误差值的取值范围分别为:  $-1^\circ < \delta\theta < 1^\circ$  与  $-1^\circ < \delta\psi < 5^\circ$ 。从图 2 可看出,高速旋转弹丸的俯

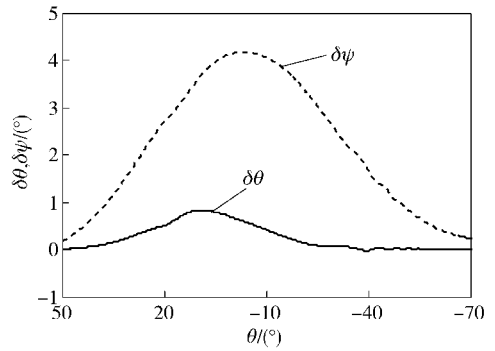


图 1 俯仰角和偏航角误差参数

Fig.1 Errors of pitch and yaw angles

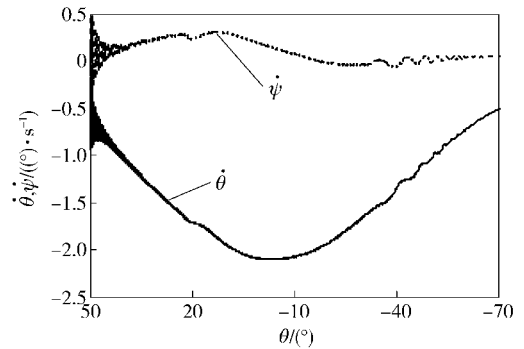


图 2 俯仰角和偏航角角速率参数

Fig.2 Pitch and yaw angular velocities

仰角及偏航角角速率取值范围为:  $-2.5^\circ/s < \dot{\theta} < 0^\circ/s$  与  $-1.0^\circ/s < \dot{\psi} < 0.5^\circ/s$ ,远远小于滚转角速率(初始角速率约为  $86\ 000^\circ/s$ ,落地角速率约为  $48\ 000^\circ/s$ )。

#### 3.2 组合测量系统的误差计算

利用 3.1 节的系统误差变量值,建立以俯仰角为变量的误差变量  $\delta\theta$ 、 $\delta\psi$  及  $\dot{\theta}$ 、 $\dot{\psi}$  的仿真参数值,再利用(7)式与(12)式即可完成全射向角区域(偏航角及偏航角取值见表 1)的系统误差计算,如图 3 和图 4 所示。

图 3 为小攻角假设条件下,组合测量系统在全域范围内的滚转角误差等值线图。从图 3 可看出,在小攻角假设条件下,地磁与卫星组合的弹丸滚转角计算误差范围为:绝大部分区域满足  $< \pm 5^\circ$ 。图 4 为单轴旋转假设条件下,组合测量系统在全域范围内的滚转角速率误差等值线图。从图 4 可看出,在单轴旋转假设条件下,弹丸滚转角速率计算误差范围为:绝大部分区域满足  $< \pm 5^\circ/s$ 。

图 3 与图 4 中均有两个相同的区域出现较大的

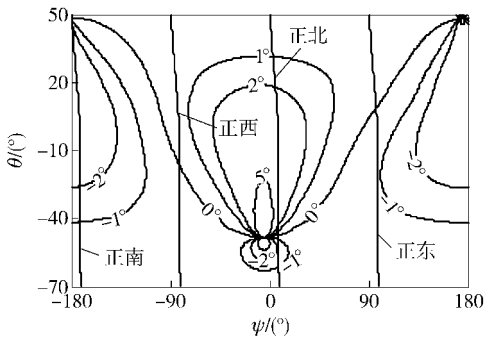


图 3 小攻角假设下的滚转角系统误差  
Fig. 3 Systematic errors of roll angle under the assumption of small angle of attack

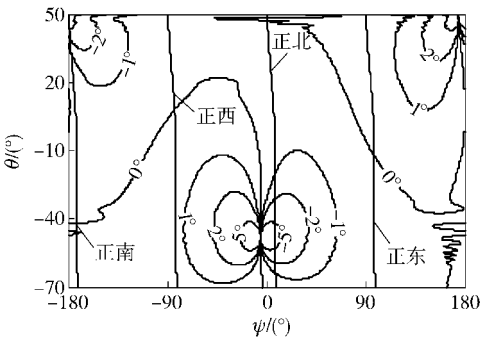


图 4 单轴旋转假设下的滚转角速率系统误差  
Fig. 4 Systematic errors of projectile roll angle rate under the assumption of single axial rotation

误差,该区域中心位置为: $\psi \approx -5^\circ \approx D, \theta \approx -48^\circ \approx -I$  与  $\psi \approx 175^\circ \approx D + \pi, \theta \approx 48^\circ \approx I$  ( $D$  为磁偏角,  $I$  为磁倾角)。当  $\psi = D, \theta = -I$  或  $\psi = D + \pi, \theta = I$  时,即弹轴与地磁矢量在同一直线上时,无法利用地磁信息计算任何角度。而当弹轴与地磁矢量有较小的夹角时,即使较小的俯仰角和偏航角误差及较小的俯仰角和偏航角角速率,也会带来较大的滚转角及其角速率误差。因此,在弹轴与地磁矢量有较小的夹角时,小攻角假设与单轴旋转假设下的滚转角及其角速率计算误差较大。排除该区域后,其整体滚转角误差小于  $\pm 5^\circ$ ,角速率误差小于  $\pm 5^\circ/\text{s}$ 。

### 4 弹道仿真验证

为了检验在小攻角和单轴旋转假设下组合的滚转角计算误差,以某型高旋弹丸为例,进行 6DOF 外弹道仿真研究。外弹道仿真分别以正东( $\psi = 90^\circ$ )、正南( $\psi = 180^\circ$  或  $-180^\circ$ )、正西( $\psi = -90^\circ$ )及正北( $\psi = 0^\circ$ )4 个射向角发射,射角均为  $55^\circ$ ;地磁与卫

星组合计算滚转角的频率为 10 Hz(假定卫星速率数据更新频率为 10 Hz);滚转平面的地磁旋转速率输出频率为 200 Hz(模拟地磁采集频率最高可以达到 5 MHz,即可满足 200 Hz 的计算),计算方法为取该周期内的频率  $f$  的均值。最终滚转角计算误差仿真结果如图 5 所示。

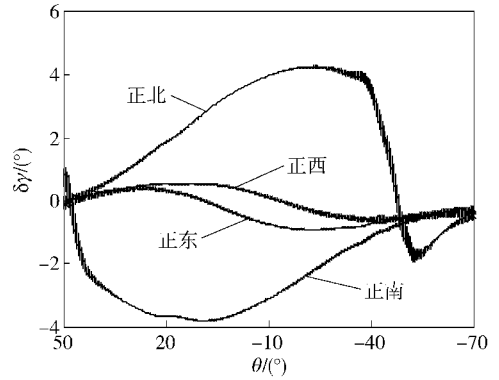


图 5 组合滚转角计算误差  
Fig. 5 Calculated error of combined roll angle

图 5 为在小攻角及单轴旋转假设条件下,组合测量系统频率为 200 Hz 时,组合计算的弹丸滚转角与 6DOF 外弹道仿真的差值。比较图 5 与图 3 可知,单次 6DOF 仿真的滚转角误差在全域仿真的滚转角误差范围内。图 5 中正南与正北方向相比正东与正西方向的滚转角误差大,对比图 3 可知:正东与正西角度轨迹需穿越弹轴与地磁矢量较小的夹角区域。图 5 中,正南方向  $\theta = 50^\circ$  附近与正北方向  $\theta = -40^\circ$  附近的组合滚转角计算误差的波动较大,对比图 4 可知:该区域用于高频计算滚转角的角速率误差较大。

由上面分析可知,6DOF 外弹道仿真结果验证了基于小攻角假设的组合测量方法以及基于单轴旋转假设的高频计算方法的可行性,同时也验证了建立以俯仰角为变量的系统误差计算模型的正确性。

### 5 结论

利用高速旋转弹丸的外弹道飞行特性,即在中小射角下,满足小攻角与单轴旋转假设的特性,建立了地磁与卫星组合的弹丸滚转角及其角速率计算方法。根据其计算原理,分别推导了地磁与卫星组合的弹丸滚转角及其角速度的系统误差方程。通过 6DOF 外弹道仿真验证,可以得出如下结论:

1) 在中小射角下,排除弹轴与地磁矢量小夹角区域时,地磁与卫星组合测量的弹丸滚转角系统误差小于  $\pm 5^\circ$ ,弹丸滚转角速率的系统误差小于  $\pm 5^\circ/\text{s}$ .

2) 利用单轴旋转假设,建立了通过测量弹丸滚转平面的地磁旋转速率计算弹丸滚转角的方法,并以此获得了地磁与卫星组合的高频测量方法。该方法具有误差不随时间累积的优点,满足弹丸滚转角测量高频高精度的要求。

3) 本文推导的地磁与卫星组合测量弹丸滚转角系统误差的解析式,及建立的以俯仰角为变量的系统误差参数的仿真计算方法,能较为准确地计算全射角范围的系统误差。

### 参考文献 (References)

- [1] 岳明凯, 曲家惠. 弹道修正弹药的关键技术和发展趋势[J]. 飞航导弹, 2009, 9: 25-28.  
YUE Ming-kai, QU Jia-hui. The key technologies and trends of trajectory correction ammunition[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2009, 9: 25-28. (in Chinese)
- [2] 杨小军, 施坤林, 汪仪林. 基于磁传感器/GPS 组合制导飞行弹体的姿态和位置估计[J]. 兵工学报, 2008, 29(2): 169-173.  
YANG Xiao-jun, SHI Kun-lin, WANG Yi-lin. Estimate of attitude and position of flying projectile controlled by combined guidance based on magnetometer/GPS[J]. Acta Armamentarii, 2008, 29(2): 169-173. (in Chinese)
- [3] 牛春峰, 刘世平, 王中原. 高速旋转弹位置与姿态测量数据分析方法[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(5): 89-92.  
NIU Chun-feng, LIU Shi-ping, WANG Zhong-yuan. Estimate of position and attitude of high-speed rotating projectile[J]. Fire Control & Command Control, 2012, 37(5): 89-92. (in Chinese)
- [4] 史连艳, 杨树兴, 张夏庆. MR/GPS 制导在旋转火箭弹中的应用分析[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(2): 1145-1147.  
SHI Lian-yan, YANG Shu-xing, ZHANG Xia-qing. Analyzing of MR/GPS guiding applied in rotating rocket-powered missile[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(2): 1145-1147. (in Chinese)
- [5] 史连艳, 张自宾, 宋文渊. 基于 MR/GPS 的弹体姿态解算方法研究[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(12): 2948-2951.  
SHI Lian-yan, ZHANG Zi-bin, SONG Wen-yuan. Study of rocket body attitude solving method based on MR/GPS[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(12): 2948-2951. (in Chinese)
- [6] 裴东兴, 王文武, 崔春生. 利用转速测试弹丸炮口速度的方法研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(1): 125-128.  
PEI Dong-xing, WANG Wen-wu, CUI Chun-sheng. Study on projectile muzzle velocity measurement based on rotational speed[J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(1): 125-128. (in Chinese)
- [7] Robert L M. Modern exterior ballistics[M]. Atglen: Schiffer Publishing, 1999.