

火箭弹载捷联惯导简易标定路径设计

王志伟¹, 石志勇¹, 秦俊奇¹, 王风杰²

(1. 军械工程学院 火炮工程系, 河北 石家庄 050003;

2. 中国人民解放军 63870 部队, 陕西 华阴 714200)

摘要: 捷联惯导误差标定中考虑的误差主要包括零偏误差、刻度系数误差、安装误差。标定的误差参数越多, 难度越大, 并且火箭炮在发射标定阶段无线运动, 只能进行两自由度角运动, 导致误差参数基本不可观测。如果能抓住影响导航精度的主要误差, 将可简化标定算法, 简化标定过程, 提高标定效率。基于这样的思路, 将旋转的弹丸类比为旋转惯导, 从误差方程入手, 采用提取误差直流分量的方法对飞行中的弹载惯导进行误差分析, 得出影响导航精度的主要误差参数, 然后提出了利用机动前后速度误差的变化方法进行机动方式设计, 该方法不需求解微分方程, 大大降低了计算量。仿真结果表明, 所提出的简易标定方案解决了发射准备阶段激励不足, 不能进行有效标定的问题。

关键词: 火箭弹; 捷联惯导; 在线标定; 路径设计

中图分类号: U666.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201645.0217005

Route design of simple calibration of rocket projectile onboard SINS

Wang Zhiwei¹, Shi Zhiyong¹, Qin Junqi¹, Wang Fengjie²

(1. Department of Artillery Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;

2. Unit 63870 of PLA, Huayin 714200, China)

Abstract: The main errors considered during online calibration of strapdown inertial navigation system (SINS) include bias error, scale factor error, installation error. The more the error parameters, the difficult calibration process, and the rocket can not do line movement during calibration stage before launch, which let the most of the error parameters unobservable. If the main parameters affecting navigation accuracy can be determined, the calibration algorithm and the calibration process can be simplified, the efficiency of calibration is improved. Based on this idea, the rotation projectile was compared to the rotation INS, starting from the error equation, the errors on the flight onboard INS was analyzed by extracting the DC component, the main parameters affecting navigation accuracy were drawn. Then a way was designed by using the speed error change around motorization maneuver. The differential equations needn't be solved, the amount of computation was reduced greatly. Simulation results show that simple calibration scheme solves the problem of lack of incentives during launch preparation stage, and the problem can not be effectively calibrated.

Key words: rocket projectile; SINS; on-line calibration; route design

收稿日期: 2015-06-05; 修订日期: 2015-07-10

基金项目: 国防预研基金(9140A09040112JB34111)

作者简介: 王志伟(1990-), 男, 硕士, 主要从事惯性导航方面的研究。Email: wzw505869351@126.com

0 引言

对火箭弹载惯导进行在线标定,是提高火箭弹载惯导精度的重要手段^[1-3]。为降低标定成本、提高标定效率,许多学者提出了在线标定弹载惯导的方法,参考文献[4]利用导弹的水平、竖起的机动过程来激励误差参数并进行标定,但是只能标定加速度计的零偏;参考文献[5]利用只有角运动时速度误差的变化量对惯性器件进行了可观测度分析,但是由于激励不足,纵向刻度系数误差始终无法标定;参考文献[6]中设定了不同的路况,例如侧倾、上下坡等,使得参数可观测度有一定提高,但是由于能够侧倾的幅度很小,使纵向陀螺的标定效果较差;参考文献[7-9]依旧通过设计复杂的机动方式来弥补了弹载惯导射前标定激励不足的缺点,但是所提出的机动方式都是在理想情况下进行的,不利于实现。

考虑到弹丸在飞行的过程中是旋转的,而旋转运动可以调制掉除沿旋转轴以外的惯性器件零偏和常值漂移,所以文中针对射前标定过程中激励不足的问题,以标定陀螺和加速度计刻度系数误差为目标,提出了一种简易标定方法,给出了机动路径设计原则,解决了射前准备阶段激励不足,不能进行有效误差标定的问题。

1 火箭弹飞行特点

火箭炮自从在二战中崭露头角就备受各国部队青睐,经过几十年的发展,火箭炮已成为远程压制类武器的主力^[10]。

与炮弹相比,火箭弹的飞行速度较慢,在飞行过程中主要靠自身的旋转进行稳定。根据种类的不同,大多数火箭弹的最大转速约为 10~40 r/s,有的也能达到 80~100 r/s。在火箭炮发射过程中,定向管中的螺旋导向槽充当了身管火炮中的膛线,通过螺旋导向槽与火箭弹上的定向扭的相互作用,使火箭弹在飞出定向管时是旋转的。

火箭弹飞出定向管后的飞行过程可分为主动段和惯性段,在主动段中火箭弹发动机一直在工作,当主动段结束时火箭弹飞行速度达到最大,然后进入惯性段,弹丸靠惯性进行飞行,直到最后击中目标。

目前,为了提高火箭弹打击精度,许多国家对火箭弹进行了制导化改造,使火箭弹在飞行过程中可

以通过控制发动机不同方向的机动来改变火箭弹的飞行轨迹。

2 火箭弹载惯导误差特性分析

由于火箭弹在飞行过程中是旋转的,所以在对飞行弹丸进行误差分析时可以将弹丸当做单轴旋转惯导系统。

在探究弹丸飞行时影响其导航精度的主要误差之前,首先对所涉及的坐标系做如下说明: n 为导航坐标系; i 为惯性坐标系; s 为弹载子惯导坐标系;设定计算坐标系 c , c 系不做横滚,其余机动跟随子惯导。另外,设弹丸旋转角速度为 ω_c 。将其类比为旋转惯导系统时, c 系为旋转惯导中的载体坐标系, s 系为惯性器件坐标系。

计算坐标系到导航坐标系的转换矩阵为:

$$C_c^n = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad (1)$$

弹丸沿纵向轴做横滚运动后,子惯导坐标系到计算坐标系的旋转矩阵为:

$$C_c^s = \begin{bmatrix} \cos\omega_c t & 0 & -\sin\omega_c t \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\omega_c t & 0 & \cos\omega_c t \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$C_s^c = (C_c^s)^T$$

此时,陀螺的误差模型为:

$$\delta\omega_{is}^s = \begin{bmatrix} K_{gx} & M_{gy} & M_{gz} \\ M_{gx} & K_{gy} & M_{gz} \\ M_{gx} & M_{gy} & K_{gz} \end{bmatrix} \omega_{is}^s + \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \end{bmatrix} = \delta M_g \omega_{is}^s + \varepsilon$$

$$\omega_{is}^s = C_c^s (\omega_{ic}^c + \omega_{cs}^c) \quad (3)$$

加入旋转调制后变为:

$$C_c^n C_s^c \delta\omega_{is}^s = C_c^n C_s^c \delta M_g C_c^s \omega_{ic}^c + C_c^n C_s^c \delta M_g C_c^s \omega_{cs}^c + C_c^n C_s^c \varepsilon \quad (4)$$

加速度计误差模型为:

$$\delta f^s = \begin{bmatrix} K_{ax} & M_{ay} & M_{az} \\ M_{ax} & K_{ay} & M_{az} \\ M_{ax} & M_{ay} & K_{az} \end{bmatrix} f^s + \begin{bmatrix} \nabla_x \\ \nabla_y \\ \nabla_z \end{bmatrix} = \delta M_f f^s + \nabla$$

$$f^s = C_c^s f^c \quad (5)$$

加入旋转调制后变为:

$$C_c^n C_s^c \delta f^s = C_c^n C_s^c \delta M_a C_c^s f^c + C_c^n C_s^c \nabla \quad (6)$$

式中: $K_{ai}(i=x, y, z)$, $K_{gi}(i=x, y, z)$ 分别为加速度计和陀

螺刻度系数误差; M_a, M_g 分别为加速度计和陀螺安装误差; ω, f 为陀螺和加速度计的测量值。

以陀螺输出误差为例, 公式(4)右侧第一项为主惯导(摇架)相对于惯性系旋转的输出误差, 第二项

为子惯导旋转相对主惯导旋转的输出误差, 第三项为陀螺常值漂移。下面逐项进行分析。

公式(4)中第三项和公式(6)中第二项, 弹丸旋转状态下的子惯导系统零偏和常值漂移为:

$$\varepsilon_i^n = C_c^n \begin{bmatrix} \varepsilon_E \\ \varepsilon_N \\ \varepsilon_U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (C_{11}\cos\omega_x t + C_{31}\sin\omega_x t) \varepsilon_x^s + (C_{12}\cos\omega_y t + C_{32}\sin\omega_y t) \varepsilon_y^s + (C_{13}\cos\omega_z t + C_{33}\sin\omega_z t) \varepsilon_z^s \\ C_{21}\varepsilon_x^s + C_{22}\varepsilon_y^s + C_{23}\varepsilon_z^s \\ (-C_{11}\sin\omega_x t + C_{31}\cos\omega_x t) \varepsilon_x^s + (-C_{12}\sin\omega_y t + C_{32}\cos\omega_y t) \varepsilon_y^s + (-C_{13}\sin\omega_z t + C_{33}\cos\omega_z t) \varepsilon_z^s \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\nabla_i^n = C_c^n \begin{bmatrix} \nabla_E \\ \nabla_N \\ \nabla_U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (C_{11}\cos\omega_x t + C_{31}\sin\omega_x t) \nabla_x^s + (C_{12}\cos\omega_y t + C_{32}\sin\omega_y t) \nabla_y^s + (C_{13}\cos\omega_z t + C_{33}\sin\omega_z t) \nabla_z^s \\ C_{21}\nabla_x^s + C_{22}\nabla_y^s + C_{23}\nabla_z^s \\ (-C_{11}\sin\omega_x t + C_{31}\cos\omega_x t) \nabla_x^s + (-C_{12}\sin\omega_y t + C_{32}\cos\omega_y t) \nabla_y^s + (-C_{13}\sin\omega_z t + C_{33}\cos\omega_z t) \nabla_z^s \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: $\varepsilon_i^s (i=x, y, z)$ 为陀螺常值漂移; $\nabla_i^s (i=x, y, z)$ 为加速度计零偏; 其中, $\varepsilon_i^c (i=N, E, U)$, $\nabla_i^c (i=N, E, U)$ 为旋转条件下加计和陀螺零偏造成的等效零偏, 由公式(7)、(8)可以看出, ε, ∇ 在 x, z 两个方向上均得到了调制, 使得 ε_i^n 和 ∇_i^n 非常小。

通过上述分析可知, 旋转调制会将零偏误差调制, 故下面对剩余的两种误差(刻系误差和安装误差)进行分析。这里以陀螺为例, 忽略常值漂移, 公式(4)

的前两项可合并为:

$$C_s^c \delta\omega_{is}^s = \begin{bmatrix} \cos\omega_x t & 0 & -\sin\omega_x t \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\omega_x t & 0 & \cos\omega_x t \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} K_{gx} & M_{gy} & M_{gz} \\ M_{gx} & K_{gy} & M_{gz} \\ M_{gx} & M_{gy} & K_{gz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{isx}^c \\ \omega_c \\ \omega_{isz}^c \end{bmatrix} \quad (9)$$

由公式(9)得:

$$C_s^c \delta\omega_{is}^s = \begin{bmatrix} (K_{gx} + K_{gz})/2 + (K_{gx} - K_{gz})\cos 2\omega_x t/2 + (M_{gx} + M_{gz})\sin 2\omega_x t/2 \\ M_{gz}\cos\omega_x t + M_{gx}\sin\omega_x t \\ (M_{gx} - M_{gz})/2 + (M_{gx} + M_{gz})\cos 2\omega_x t/2 + (K_{gz} - K_{gx})\sin 2\omega_x t/2 \\ (M_{gz} - M_{gx})/2 + (M_{gz} + M_{gx})\cos 2\omega_x t/2 + (K_{gz} - K_{gx})\sin 2\omega_x t/2 \\ M_{gz}\cos\omega_x t - M_{gx}\sin\omega_x t \\ (K_{gx} + K_{gz})/2 + (K_{gz} - K_{gx})\cos 2\omega_x t/2 - (M_{gx} + M_{gz})\sin 2\omega_x t/2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{isx}^c \\ \omega_c \\ \omega_{isz}^c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{gy}\cos\omega_x t + M_{gz}\sin\omega_x t \\ K_{gy} \\ M_{gz}\cos\omega_x t - M_{gy}\sin\omega_x t \end{bmatrix} \omega_c \quad (10)$$

可以看出公式(10)中所有元素中有以下直流分量:

$$C_s^c \delta\omega_{is}^s = \begin{bmatrix} (K_{gx} + K_{gz})/2 \\ 0 \\ (M_{gx} - M_{gz})/2 \\ 0 \\ (K_{gx} + K_{gz})/2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{isx}^c \\ K_{gy} \\ 0 \\ \omega_{isz}^c \end{bmatrix} \omega_c \quad (11)$$

从公式(11)可看出安装误差 $M_{gy}, M_{gx}, M_{gz}, M_{gz}$ 均为正弦交流分量, 可等效为周期震荡的陀螺常值漂移, 故安装误差在载体周期性运动过程中部分可被相互抵消, 从而减小了对导航精度的影响; 而所有

刻度系数误差 K_{gx}, K_{gy}, K_{gz} 均包含在了直流分量中, 使得经过旋转后不能被调制。因此为了提高导航精度, 应尽量避免刻度系数误差所造成的影响。加速度计的分析过程与陀螺基本相同。

由于弹丸在飞行中绕单轴旋转, 可以将其等效为单轴旋转惯导。因此, 可以得出如下结论: 火箭弹发射后, 弹丸在飞行过程中的导航精度受到弹载子惯导的安装误差和惯性器件零偏以及常值漂移影响较小, 而刻度系数误差会对导航精度造成较大影响。因此, 在射前标定阶段, 可近似忽略安装误差以及惯性器件零偏以及常值漂移, 单独对刻度系数误差进行标定。

3 在线标定机动方式设计

由误差分析的结果可知刻度系数误差为影响导航精度的主要因素,故此节将设计出一种合理的载体机动方式对弹载子惯导进行有效地激励。首先重新定义坐标系如下:

m 为车载主惯导坐标系; s 为弹载子惯导坐标系; n 为导航坐标系; i 为惯性坐标系。

惯导速度和姿态误差模型^[13]:

$$\dot{\phi} = \phi \times \omega_m^n + \delta\omega_m^n - C_s^n [\delta K_g] \omega_{is}^n - \varepsilon^n \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}^n = & f^n \times \phi + C_s^n [\delta K_a] f^s + \delta V^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + \\ & V^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) + \nabla^n \end{aligned} \quad (13)$$

惯性器件的误差模型为:

$$\delta\omega_{is}^s = [\delta K_g] \omega_{is}^s + \varepsilon^s \quad (14)$$

$$\delta f^s = [\delta K_a] f^s + \nabla^s \quad (15)$$

旋转运动可以抵消大部分零偏和常值漂移,惯组相对地球只有角速度,没有线运动,故 $V^n = \omega_{en}^n = 0$,另外,所在地的经纬度可通过卫星导航精确得到,故认为 $\delta L = \delta \lambda = 0$ 。简化速度和姿态误差模型,忽略惯性器件常值漂移、地球自转得:

$$\dot{\delta v}^n = f^n \times \phi + C_m^n C_s^m [\delta K_a] f^s \quad (16)$$

$$\dot{\phi} = \phi \times \omega_{ie}^n - C_m^n C_s^m [\delta K_g] \omega_{is}^s \quad (17)$$

$$\dot{\delta v}(T) - \dot{\delta v}(0) = \begin{bmatrix} -g \sin \gamma \cos \gamma (\delta K_{ax} + \delta K_{ax}) - g \sin \gamma \cos \gamma \sin 2\theta (\delta K_{ay} - \delta K_{ay}) - g \gamma \cos \theta \delta K_{gy} \\ g \sin \theta \cos \theta \cos \gamma (\delta K_{ax} + \delta K_{ax}) - g \theta \cos \gamma \delta K_{gx} - g \gamma \sin \gamma \cos \theta \delta K_{gy} \\ g \sin^2 \gamma \delta K_{ax} + g \sin^2 \theta \cos^2 \gamma \delta K_{ay} - g (\cos^2 \theta \cos^2 \gamma + 1) \delta K_{ax} \end{bmatrix} \quad (25)$$

通过上式可看出在弹丸旋转的基础上进行俯仰运动时,可观测性组合 $(\delta K_{ax} + \delta K_{ax})$, $(\delta K_{ay} - \delta K_{ay})$, 以及 δK_{gy} , δK_{gx} , δK_{ax} , δK_{ay} , δK_{ax} 可以观测, δK_{gx} 不可观测。所以,除了 Z 轴陀螺刻度系数误差外,其余五个误差参

$$\dot{\delta v}(T) - \dot{\delta v}(0) = \begin{bmatrix} -g \sin \gamma \cos \gamma (\delta K_{ax} + \delta K_{ax}) - g \sin \gamma \cos \gamma \sin^2 \varphi (\delta K_{ay} - \delta K_{ax}) - g \gamma \cos \varphi \delta K_{gy} \\ g \sin \gamma \sin \varphi \cos \varphi (\delta K_{ax} - \delta K_{ay}) - g \gamma \sin \varphi \cos \gamma \delta K_{gx} - g \varphi \sin \gamma \delta K_{gx} \\ g \sin^2 \gamma \cos^2 \varphi \delta K_{ax} + g \sin^2 \gamma \sin \varphi \cos \varphi \delta K_{ay} - g (\cos^2 \gamma + 1) \delta K_{ax} \end{bmatrix} \quad (26)$$

通过上式可看出可观测性组合 $(\delta K_{ax} + \delta K_{ax})$, $(\delta K_{ax} - \delta K_{ay})$ 以及 δK_{gy} , δK_{gx} , δK_{ax} , δK_{ay} , δK_{ax} 可以观测, δK_{gx} 不可观测。所以,弹丸旋转的基础上进行偏航运动时,除 X 轴陀螺刻度系数误差不可观外,其余五个误差参数均可估计。如果在火箭炮射前准备阶段,在

$$\delta\omega_{is}^s = [\delta K_g] \omega_{is}^s \quad (18)$$

$$\delta f^s = [\delta K_a] f^s \quad (19)$$

式中: ϕ 为姿态角; f 为比力; δK_a , δK_g 为加计和陀螺的刻度系数误差矩阵。

下面就在弹丸旋转的基础上进行俯仰和偏航运动,利用惯性器件的速度误差变化值对各个误差参数进行可观测性分析。

由于火箭炮无线运动,所以机动前后的速度误差的变化完全是由惯性器件自身误差造成的,分析机动前后速度误差的变化可以得到误差参数的有用信息,分析如下:

$$\dot{\delta v}(0) = f^n \times \phi(0) + C_m^n C_s^m(0) \delta f^s(0) \quad (20)$$

$$\dot{\delta v}(T) = f^n \times \phi(T) + C_m^n C_s^m(T) \delta f^s(T) \quad (21)$$

$$\dot{\delta v}(T) - \dot{\delta v}(0) = f^n \times \Delta \phi^n + \Delta f^n \quad (22)$$

式中: $\dot{\delta v}(0)$ 和 $\dot{\delta v}(T)$ 分别为机动前后的速度误差; ϕ 为载体姿态,假设初始姿态误差 $\phi(0)$ 为零,并且 $\phi = \Delta \phi + \phi(0)$,故

$$\Delta \dot{\phi} = \dot{\phi} = -C_m^n C_s^m [\delta K_g] \omega_{is}^s \quad (23)$$

$$\Delta f^n = C_m^n(T) C_s^m(T) [\delta K_a] f^s(T) - C_m^n(0) C_s^m(0) [\delta K_a] f^s(0) \quad (24)$$

将公式(23)、(24)代入公式(22),当进行俯仰运动时 $f^n = f^n(0) = [0 \ 0 \ g]^T$,子惯导初始姿态为 $[0 \ 0 \ 0]$,转动后姿态为 $[\theta \ \gamma \ 0]$,得到公式(25)。

数均可估计。

当进行偏航运动时,子惯导初始姿态为 $[0 \ 0 \ 0]$,转动后姿态为 $[0 \ \gamma \ \varphi]$,其余参数与俯仰运动是相同,得到公式(26)。

惯组横滚的前提下摇架同时进行两种角运动可使六个刻度系数误差可观测。

4 仿真试验

通过上文的分析讨论得出了使所估计误差参数

可观测的机动原则,为验证所得结论的正确性,对以下三种机动方式进行仿真比较:(1)只有俯仰和横滚运动;(2)只有偏航和横滚运动;(3)同时进行俯仰、偏航和横滚运动。

其中俯仰和偏航以正弦规律运动,频率均为 $\pi/20$,俯仰角幅度为 $\pi/3$,偏航角幅度为 $\pi/2$,横滚运动的角加速度为 $2(^{\circ})/s$,匀速旋转时角速度为 $6(^{\circ})/s$ 。

采用“速度+姿态”的匹配方式,并设置滤波参数^[1]:初始纬度为 30° ,经度为 180° ,加速度计刻度系数误差为 $10^{-3}/ppm(1 ppm=10^{-6})$,陀螺刻度系数误差为 $10^{-3}/ppm$,状态变量 X 的初值为 0,杆臂 r 取 $[2 \ 3 \ 2]m$ 。

表 1 为在以上三种机动方式下六个刻度系数误差的可观测度仿真结果。

图 1、图 2、图 3 为三种机动方式下的六个刻度系数误差标定结果。可看出在“俯仰+横滚”条件下,Z 轴陀螺刻度系数误差标定结果误差较大,在“偏

航+横滚”条件下,X 轴陀螺刻度系数误差标定结果误差较大,而在“俯仰+偏航+横滚”条件下,六个误差参数都可以较好地收敛。

表 1 可观测度

Tab.1 Observable degree

Parameters	Yaw+roll	Pitch+roll	Pitch+yaw+roll
Scale factor error of X accelerometer	8.00 9	15.051 7	36.372 8
Scale factor error of Y accelerometer	41.422 8	9.990 7	47.653 5
Scale factor error of Z accelerometer	16.529 8	27.460 5	20.635 2
Scale factor error of X gyro	6.034 8	$1.756 8 \times 10^{-3}$	49.550 5
Scale factor error of Y gyro	15.317 2	27.673 9	32.460 7
Scale factor error of Z gyro	$3.517 8 \times 10^{-4}$	1.662 6	2.715 1

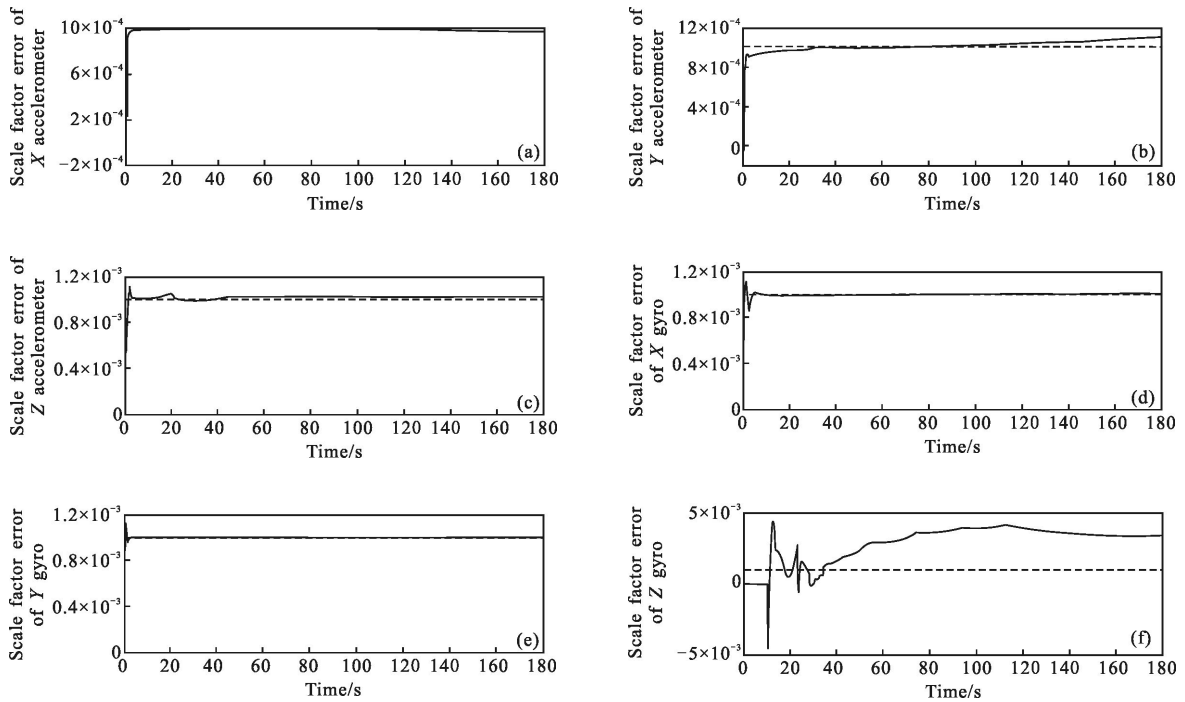
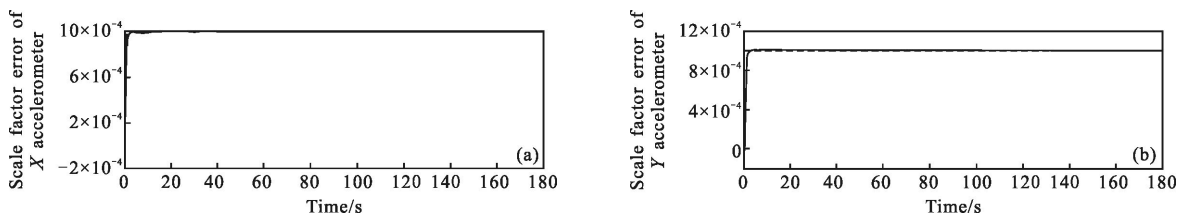


图 1 俯仰加横滚时加计和陀螺刻度系数误差

Fig.1 Scale factor error of accelerometer and gyro under the conditions of the pitch and roll



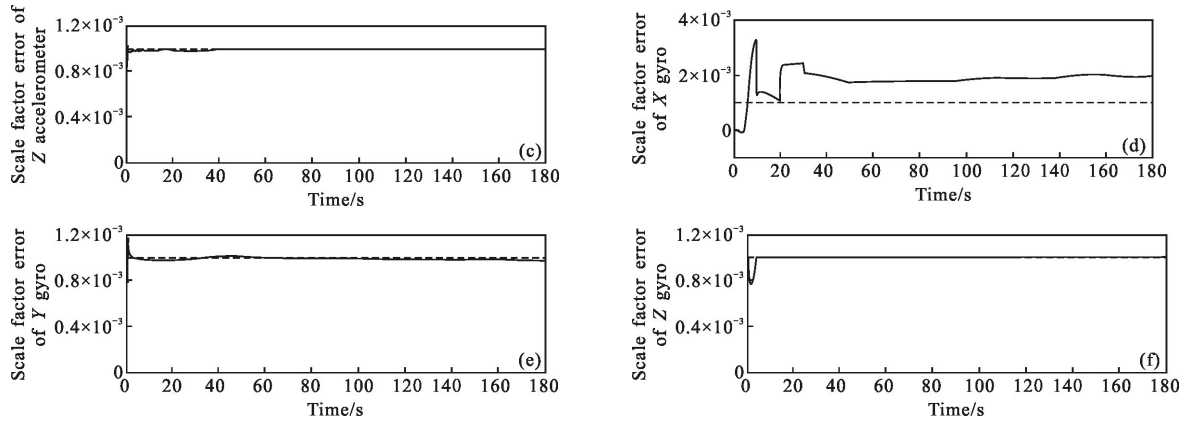


图 2 偏航加横滚时加计和陀螺刻度系数误差

Fig.2 Scale factor error of accelerometer and gyro under the conditions of the yaw and roll

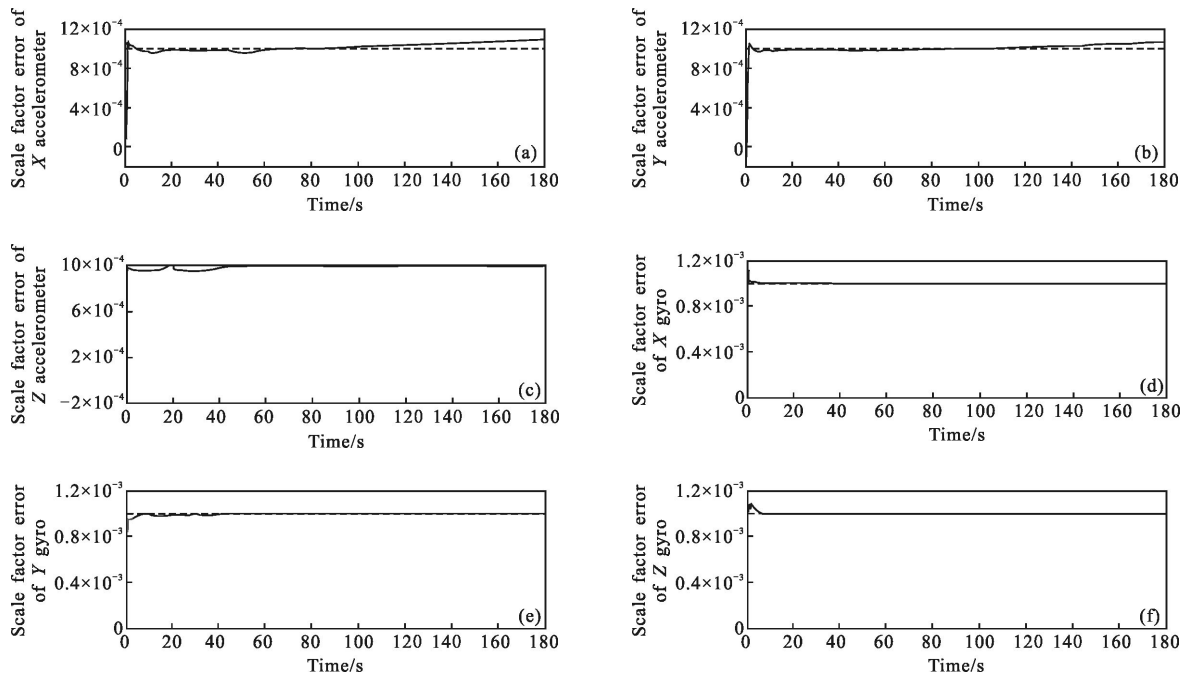


图 3 偏航加俯仰加横滚时加计和陀螺刻度系数误差

Fig.3 Scale factor error of accelerometer and gyro under the conditions of the pitch and yaw and roll

从表 1 中可看出,在进行“横滚+俯仰”运动时, δkg_x 可观测度低;在进行“横滚+偏航”运动时, δkg_z 可观测度低;当三个方向都有角速度输入时,六个误差参数都可观,而且部分参数的可观测度不同程度都有增大。说明只要在三个方向上均有角速度输入时,六个误差参数可观测。与利用机动前后速度误差差值的方法推导得到的结论一致。

在进行弹载子惯导在线标定的过程中,机动方式的选择尤为重要,而摇架的摆动频率和幅度是机动方式中重要的参数,这里将对不同摆动频率和幅

度下的标定结果进行仿真对比,分析其对在线标定的影响。

同时赋以俯仰和偏航不同的摆动频率以及不同的摇摆幅度,其余参数不变,得出仿真结果,如表 2 和表 3 所示。

通过表 2 可以看出,随着摇架摆动频率的增大, X 和 Z 轴加速度计刻度系数误差标定精度急剧下降, Y 轴加速度计刻度系数误差标定精度小幅降低。三个方向的陀螺刻度系数误差的标定精度都有不同程度的提高,但是随着频率的增大,精度提高的幅度

表 2 不同摇摆频率对刻度系数误差标定精度的影响

Tab.2 Influence of different swing frequencies on calibration precision of scale factor error

Frequency	Scale factor error of X accelerometer	Scale factor error of Y accelerometer	Scale factor error of Z accelerometer	Scale factor error of X gyro	Scale factor error of Y gyro	Scale factor error of Z gyro
$\pi/40$	18.75%	13.54%	14.58%	9.30%	5.04%	7.43%
$\pi/35$	14.13%	12.39%	12.83%	6.68%	4.49%	8.13%
$\pi/30$	12.39%	14.21%	12.37%	3.34%	2.39%	3.45%
$\pi/25$	13.06%	13.27%	11.79%	1.06%	3.12%	2.31%
$\pi/20$	13.90%	12.36%	12.89%	0.98%	3.52%	2.35%
$\pi/15$	20.80%	14.56%	27.57%	1.21%	2.48%	1.73%
$\pi/10$	41.38%	15.05%	45.63%	0.93%	1.32%	3.72%
$\pi/5$	50.24%	15.69%	73.91%	1.13%	1.26%	2.36%

表 3 不同摇摆幅度对刻度系数误差标定精度的影响

Tab.3 Influence of different swing amplitudes on calibration precision of scale factor error

Frequency	Scale factor error of X accelerometer	Scale factor error of Y accelerometer	Scale factor error of Z accelerometer	Scale factor error of X gyro	Scale factor error of Y gyro	Scale factor error of Z gyro
$\pi/36$	18.34%	20.53%	28.36%	11.28%	4.37%	3.01%
$\pi/18$	18.02%	19.47%	25.75%	9.06%	3.56%	2.92%
$\pi/9$	17.31%	17.54%	20.13%	6.70%	3.89%	2.58%
$\pi/6$	16.73%	17.69%	16.59%	3.24%	3.30%	2.62%
$\pi/3$	14.82%	16.85%	12.30%	1.25%	3.48%	2.42%

逐渐减小,甚至略有降低,所以由所有误差参数的标定情况综合考虑,选择 $\pi/20$ 为最终摇摆频率。

通过表 3 可以看出,随着摇架摆动幅度的增大,大部分误差参数的标定精度均有提高,只有 Y 轴陀螺刻度系数误差对幅度的敏感程度较低。所以火箭炮摇架进行机动时的幅度应尽量大一些,这里考虑到火箭炮的实际情况,选择 $\pi/3$ 为俯仰幅度, $\pi/2$ 为偏航幅度。

综上,可得以下结论:

(1) 将飞行中的弹丸类比于旋转惯导,得出影响导航精度的主要误差为刻度系数误差;(2) 只要陀螺在三个方向上都能感应到角速度输入,六个刻度系数误差就可观测;(3) 随着摇摆频率的增大,加速度计刻度系数误差标定精度降低,而陀螺刻度系数误差标定精度小幅增长;(4) 随着摇摆幅度的增大,六个刻度系数误差的标定精度均有提高。

结合以上结论,设计机动方式如下:

在每组火箭弹发射间隙炮塔进行俯仰和偏航运动,同时惯组进行横滚运动。其中,炮塔俯仰频率为 $\pi/20$,幅度为 $\pi/3$;偏航频率为 $\pi/20$,幅度为 $\pi/2$;惯

组进行横滚运动时,角加速度为 $2(^{\circ})/s$,达到匀速旋转时角速度为 $6(^{\circ})/s$;整个机动过程用时小于 20 s。

5 结论

由于火箭炮的射前标定机动不足,所以许多参数不可观测,文中将飞行中的弹丸类比于旋转惯导,得出了影响弹丸制导精度的主要误差参数。并利用速度误差的变化分析出使主要误差参数可观测的机动方式,设计出了用于弹载惯导简易标定的机动方式,这为火箭炮的射前标定提供了有效的参考方案。

参考文献:

- [1] Savage P G. Strapdown Analytics[M]. Maple Plain, Minnesota: Strapdown Associates, Inc, 2007.
- [2] Gamble A E, Jenkins P. Low cost guidance for the multiple launch rocket system(MLRS) artillery rocket[J]. *IEEE AES Systems*, 2001, 16(1): 33-39.
- [3] Robert M Rogers. Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems[M]. Second Edition. Reston: AIAA, 2003.
- [4] Zhu Yanhua, Liu Jianye, Sun Yongrong, et al. Research on

- real time IMU error calibration methods for missile prelaunch preparation [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2007, 29(4): 618–621. (in Chinese)
- 祝燕华, 刘建业, 孙永荣, 等. 导弹射前惯测组件误差在线标定方案研究[J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(4): 618–621.
- [5] You Jinchuan, Qin Yongyuan, Yang Pengxiang, et al. On-launcher calibration of SIMU for the guided multiple launch rocket system(GMLRS)[J]. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2011, 24(7): 1001–1006. (in Chinese)
- 游金川, 秦永元, 杨鹏翔, 等. 制导弹箭捷联惯组在架标定方案研究[J]. 传感技术学报, 2011, 24(7): 1001–1006.
- [6] Li Haiqiang, Shan Lijuan, Qing Li. Research on a method of calibrating SIMU without removal from missile [J]. *Tactical Missile Control Technology*, 2006(2): 32–36. (in Chinese)
- 李海强, 詹丽娟, 卿立. 捷联惯性测量装置在整弹上的标定方法研究[J]. 战术导弹控制技术, 2006(2): 32–36.
- [7] Wu Ping, Lei Humin, Shao Lei, et al. Calibration without opening box for vehicle silo missile's inertia instrument [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2010, 18(1): 29–32. (in Chinese)
- 吴平, 雷虎民, 邵雷, 等. 一种车载筒弹惯导装置不开箱标定方法[J]. 中国惯性技术学报, 2010, 18(1): 29–32.
- [8] Syed Z F, Aggarwal P, Goodall C, et al. A new multiposition calibration method for MEMS inertial navigation systems [J]. *Measurement Science and Technology*, 2007, 18: 1897–1907.
- [9] Jiang Qiyuan, Tang Jianxun, Yuan Baolun, et al. Analysis and compensation for size effect error of laser gyro Strapdown Inertial Navigation System[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(4): 1110–1114. (in Chinese)
- 江奇渊, 汤建勋, 袁保伦, 等. 激光陀螺捷联惯导尺寸效应误差分析与补偿 [J]. 红外与激光工程, 2015, 44(4): 1110–1114.
- [10] High Mobility Artillery Rocket System (HMARS) Program Overview [EB/OL]. [2015 -01 -12]. <http://www.army-technology.com/projects/himars/>.
- [11] Wang Wei, Xiang Zheng, Wang Guodong. Fiber optic gyroscope SINS/GNSS tight integrated navigation based on adaptive Kalman filter [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(3): 686–691. (in Chinese)
- 王巍, 向政, 王国栋. 自适应 Kalman 滤波在光纤陀螺 SINS/GNSS 紧组合导航中的应用 [J]. 红外与激光工程, 2013, 42(3): 686–691.