

捷联惯导系统复杂误差参数系统级标定方法

王子超, 范会迎, 谢元平*, 罗 晖, 于旭东*

(国防科技大学 前沿交叉学科学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 重点研究捷联惯导系统复杂误差模型的建立, 提出了一种新的包含加速度计内杆臂参数和温度误差系数的系统级标定方法。该方法基于 45 维卡尔曼滤波器对误差参数进行辨识估计, 并通过温度控制试验箱控制标定过程中的温度变化。仿真实验表明该方法能够同时标定出激光陀螺和加速度计的零偏、标度因数误差、安装误差以及加速度计的内杆臂参数和温度误差系数。导航实验结果表明, 对标定参数进行多误差源补偿之后, 10 h 导航实验水平最大定位误差为 0.6 n mile (1 n mile=1.852 km), 相较于不经过补偿, 导航精度提升了 37.5%。

关键词: 捷联惯导系统; 复杂误差参数; 系统级标定; 卡尔曼滤波

中图分类号: V249.322; U666.1 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA20210499

System-level calibration method for complex error coefficients of strapdown inertial navigation system

Wang Zichao, Fan Huiying, Xie Yuanping*, Luo Hui, Yu Xudong*

(College of Advanced Interdisciplinary Studies, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The establishment of a complex error model of strapdown inertial navigation system is researched, and a new system-level calibration method is proposed, which includes the inner level arm parameters of the accelerometer and temperature error coefficients. The method is based on the 45-dimensional Kalman filter to identify and estimate the error parameters, and the temperature change in the calibration process is controlled by a temperature control test chamber. Simulation experiments show that this method can simultaneously calibrate the constant drift, scale factor error, installation error of the laser gyroscope and accelerometer, as well as the inner level arm parameters and temperature coefficients of the accelerometer. The results of the navigation experiment show that when using the calibration parameters compensated for multiple error sources, the maximum positioning error of the navigation for 10 h is 0.6 n miles. The navigation accuracy is improved by 37.5% compared to that without compensation.

Key words: strapdown inertial navigation system; complex error coefficients; system-level calibration; Kalman filter

收稿日期: 2021-07-20; 修订日期: 2021-09-02

基金项目: 国家自然科学基金 (62003360); 国防科技创新特区重点项目 (20-XXX-04-ZD-024-002-01)

作者简介: 王子超, 男, 硕士生, 主要从事激光陀螺及惯性导航系统技术方面的研究。

导师(通讯作者)简介: 谢元平, 男, 研究员, 博士, 主要从事激光陀螺及惯性导航系统技术方面的研究。

于旭东, 男, 副研究员, 博士, 主要从事机抖激光陀螺及旋转调制惯性导航技术等方面的研究。

0 引言

捷联惯导系统被广泛应用于导航领域, 惯性测量单元 (IMU) 是惯导系统中的核心部件, 激光陀螺和石英挠性加速度计是目前在 IMU 中广泛采用的惯性器件, 由于惯性器件存在标度因数误差、零偏等器件误差, 且 IMU 在装配过程中会引入安装角误差等, 因此需要对误差参数进行精确标定, IMU 的标定精度是影响捷联惯导系统定位精度的重要因素之一^[1]。

传统的误差参数标定方法主要包括分立式标定和系统级标定。分立式标定利用高精度的转台, 提供精确的方位、位置和角速率基准。通过参考当地重力加速度和地球自转角速率, 将 IMU 放置在不同位置, 可以将激光陀螺和加速度计的误差项标定出来^[2-3]。但是分立式标定的标定精度从根本上受限于转台精度^[4], 而高精度的转台设备成本过大, 这使得分立式标定的精度很难大幅提升。

系统级标定方法通过观测导航解算误差对 IMU 的各项误差参数进行估计, 可以从根本上摆脱转台精度对标定结果的影响。目前对于系统级标定的研究主要集中在标定路径的编排和卡尔曼滤波器的设计两大方面。标定路径编排的首要目的是误差传递解耦和提高误差参数的可观测性。参考文献 [5] 设计了一种 18 位置的标定方案, 可以在 20 min 内达到导航级惯性导航系统的标定精度要求, 目前被广泛采用。参考文献 [6] 设计了一种 25 位置转动编排方式, 额外考虑了加速度计的二次项误差和内杆臂的误差, 并验证了标定路径的可行性。卡尔曼滤波器的设计主要基于 IMU 误差模型的建立和捷联惯导系统误差传播方程。参考文献 [7] 利用经纬度误差作为观测量, 对激光陀螺的漂移进行精确辨识。刘冰^[8] 等设计了一种基于高阶卡尔曼滤波算法的系统级标定方法。石文峰^[1] 等设计了十位置系统级标定路径, 并建立了 33 维的卡尔曼滤波器对误差参数进行估计。张红良^[9] 设计了一种系统级标定卡尔曼滤波方法, 额外考虑了系统的内杆臂效应。于海龙^[10] 设计了一种 33 维的卡尔曼滤波器, 考虑了加速度计二次项误差系数, 并通过仿真实验加以验证。

在传统的激光陀螺和加速度计误差建模的基础上, 由于机械结构及安装原因, 3 个加速度计敏感质心和 IMU 质心不重合, 从而造成因加速度计测量点不同而引起的导航误差, 这种误差效应被称为内杆臂

效应。同时, 在大多数工作条件下, IMU 的标定参数被认为是固定值。但在温度变化范围较大时, 由于石英挠性加速度计的输出对工作温度敏感^[11-14], 其标定参数随之变化, 因此需要对加速度计的标定参数进行补偿, 以消除温度变化引起的标定参数热漂移误差。目前广泛采用的温度补偿方法主要为求解标定参数的温度误差系数, 从而构建标定参数的温度模型^[13]。

基于此, 文中重点研究系统级标定法卡尔曼滤波器的设计, 额外考虑了加速度计的内杆臂效应和标定参数的温度误差系数等复杂误差源。设计了一种基于 45 维卡尔曼滤波器的系统级标定方法, 并通过温度控制试验箱控制标定过程中的温度变化。仿真及实验结果表明, 该方法能够精确标定出激光陀螺和加速度计的零偏、标度因数误差、安装角误差以及加速度计的内杆臂参数和温度误差系数。导航实验结果证明, 使用经过温度误差系数和内杆臂参数误差反馈后的标定参数进行导航解算, 可以显著提升惯导系统导航精度。

1 IMU 误差模型的建立

1.1 坐标系的选取

文中定义的坐标系包括惯性参考系 (i 系)、地球参考系 (e 系)、导航坐标系 (n 系) (xyz 轴分别指向北东地方向) 以及 IMU 坐标系 (b 系) (xyz 轴分别指向右前上方向)。

1.2 加速度计的误差模型

在 IMU 中, 由于加速度计的安装质心与 IMU 的质心不重合, 当载体存在角运动时, 加速度计会敏感到额外的切向和向心加速度, 此误差即为加速度计的内杆臂效应误差, 其表达式为:

$$\begin{cases} \delta_{ax} = \frac{d\omega_{ib}^b}{dt} \times r_x + \omega_{ib}^b \times \omega_{ib}^b \times r_x \\ \delta_{ay} = \frac{d\omega_{ib}^b}{dt} \times r_y + \omega_{ib}^b \times \omega_{ib}^b \times r_y \\ \delta_{az} = \frac{d\omega_{ib}^b}{dt} \times r_z + \omega_{ib}^b \times \omega_{ib}^b \times r_z \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\delta_{ai}(i=x,y,z)$ 为杆臂效应误差; ω_{ib}^b 为 b 系相对于 i 系的旋转角速度; $r_i(i=x,y,z)$ 为载体质心到 3 个加速度计安装质心的矢量, 即内杆臂参数^[15]。在加速度计误差模型中, 忽略角加速度的影响, 且加速度计的安装误差为小量, 因此只考虑敏感轴方向上的杆臂效应。经过简化后的内杆臂误差方程为:

$$\begin{bmatrix} \delta a_x \\ \delta a_y \\ \delta a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} ([\omega_{ib}^b \times]^2)_{11} & 0 & 0 \\ 0 & ([\omega_{ib}^b \times]^2)_{22} & 0 \\ 0 & 0 & ([\omega_{ib}^b \times]^2)_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

对于中高精度的石英挠性加速度计而言,需要考虑由温度变化引起的标度因数误差、安装误差和零偏的热漂移误差。综上,加速度计的误差模型为:

$$\begin{bmatrix} \delta f_x^b \\ \delta f_y^b \\ \delta f_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{ax} \\ B_{ay} \\ B_{az} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta T_{ax} * TB_{ax} \\ \Delta T_{ay} * TB_{ay} \\ \Delta T_{az} * TB_{az} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta a_x \\ \delta a_y \\ \delta a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta K_{ax} & \delta M_{axy} & \delta M_{axz} \\ \delta M_{ayx} & \delta K_{ay} & \delta M_{ayz} \\ \delta M_{azx} & \delta M_{azy} & \delta K_{az} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_x^b \\ f_y^b \\ f_z^b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta T_{ax} * TK_{ax} & \Delta T_{ay} * TM_{axy} & \Delta T_{az} * TM_{axz} \\ \Delta T_{ax} * TM_{ayx} & \Delta T_{ay} * TK_{ay} & \Delta T_{az} * TM_{ayz} \\ \Delta T_{ax} * TM_{azx} & \Delta T_{ay} * TM_{azy} & \Delta T_{az} * TK_{az} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_x^b \\ f_y^b \\ f_z^b \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: f_i^b 是在 b 系下沿 i 轴方向的不含误差因素的真实比力输出; δf^b 是比力的误差; B_{ai} 是 i 轴加速度计的零偏; TB_{ai} 是加速度计零偏的一阶温度系数; δK_{ai} 是 i 轴加速度计的标度因数误差; TK_{ai} 是加速度计标度因数误差的一阶温度系数; $\delta M_{aij}(i=x,y,z, j=x,y,z, i \neq j)$ 是 i 轴加速度计与 b 系 oij 平面的安装误差角; TM_{aij} 是加速度计安装误差的一阶温度系数; ΔT_{ai} 是 i 轴加速度计表面的温度变化率。

1.3 激光陀螺的误差模型

激光陀螺典型误差模型为:

$$\begin{bmatrix} \delta \omega_{ibx}^b \\ \delta \omega_{iby}^b \\ \delta \omega_{ibz}^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{gx} \\ B_{gy} \\ B_{gz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta K_{gx} & 0 & 0 \\ \delta M_{gyx} & \delta K_{gy} & 0 \\ \delta M_{gzx} & \delta M_{gzy} & \delta K_{gz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{ibx}^b \\ \omega_{iby}^b \\ \omega_{ibz}^b \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: ω_{ibj}^b 为在 b 系下沿 j 轴方向的不含误差因素的真实角速率输出; $\delta \omega_{ib}^b$ 为角速率的误差; B_{gi} 为 i 轴激光陀螺的零偏; δK_{gi} 为 i 轴激光陀螺的比例因子误差; $\delta M_{gij}(i=y,z, j=x,y, i \neq j)$ 为 i 轴激光陀螺与 b 系 oij 平面的安装误差角。

2 基于 45 维卡尔曼滤波器的系统级标定

2.1 滤波器的设计

为了标定 IMU 误差模型中的所有误差参数,文中提出了一种基于 45 维卡尔曼滤波器的系统级标定方法。卡尔曼滤波器的主要功能是通过观测导航解算的速度和位置误差来估计 IMU 的误差参数。基于传统的捷联惯导系统误差传播方差^[16],文中在考虑加

速度计的内杆臂效应和温度误差系数的前提下对速度误差方程进行了扩展。

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= \phi \times \omega_{in}^n + \delta \omega_{in}^n - C_b^n([\delta K_g] + [\delta M_g])\omega_{ib}^b - B_g^n \\ \delta \dot{V}^n &= -\phi^n \times f^n + C_b^n([\delta K_a] + T * [TK_a] + [\delta M_a] + T * [TM_a])f^b + \delta V^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + V^n \times (2\delta \omega_{ie}^n + \delta \omega_{en}^n) + B_a^n + T * TB_a^n + \delta a \\ \delta \dot{L} &= \frac{\delta V_N}{R_N + h} - \delta h \frac{V_N}{(R_N + h)^2} \\ \delta \dot{\lambda} &= \frac{\delta V_E}{R_E + h} \sec L + \delta L \frac{V_E}{R_E + h} \tan L \sec L - \delta h \frac{V_E \sec L}{(R_E + h)^2} \\ \delta \dot{h} &= -\delta V_D \end{aligned} \quad (5)$$

式中: $V^n = [V_N^n \ V_E^n \ V_D^n]^T$ 为 IMU 在 n 系下的速度; L, λ, h 分别表示纬度、经度和高度; $\phi^n = [\phi_N^n \ \phi_E^n \ \phi_D^n]^T$ 为 IMU 在 n 系下的姿态误差; $\omega_{ie}^n = [\omega_{ie} \cos L \ 0 \ -\omega_{ie} \sin L]^T$ 为地球自转角速率在 n 系下的投影; $\omega_{en}^n = \left[\frac{V_E}{R_E + h} - \frac{V_N}{R_N + h} \frac{V_E \tan L}{R_E + h} \right]$ 为 e 系相对于 n 系的转动角速率; $\delta[\cdot]$ 表示为矢量 $[\cdot]$ 的误差。

将误差传播方差改写成矩阵形式,从而得到卡尔曼滤波器的状态方程如下:

$$\dot{X} = FX + W(t) \quad (6)$$

其中,状态矢量 X 由 45 个分量组成:

$$\begin{aligned} X = [& \phi_N \ \phi_E \ \phi_D \ \delta V_N \ \delta V_E \ \delta V_D \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h \\ & B_{gx} \ B_{gy} \ B_{gz} \ B_{ax} \ B_{ay} \ B_{az} \ \delta K_{gx} \ \delta M_{gyx} \ \delta M_{gzx} \\ & \delta K_{gy} \ \delta M_{gzy} \ \delta K_{gz} \ \delta K_{ax} \ \delta M_{ayx} \ \delta M_{axz} \ \delta M_{axy} \\ & \delta K_{ay} \ \delta M_{azy} \ \delta M_{axz} \ \delta M_{ayz} \ \delta K_{az} \ TB_{ax} \ TB_{ay} \\ & TB_{az} \ TK_{ax} \ TK_{ay} \ TK_{az} \ TM_{ayx} \ TM_{azx} \ TM_{axy} \\ & TM_{azy} \ TM_{axz} \ TM_{ayz} \ r_x \ r_y \ r_z]^T \end{aligned} \quad (7)$$

状态转移矩阵 F 由误差传播方差确定, $W(t)$ 为激光陀螺和加速度计的输出白噪声。

卡尔曼滤波器的观测方程表示为:

$$Z = HX + v(t) \quad (8)$$

式中: $v(t)$ 是量测噪声,可以被当作白噪声进行处理。

文中选取速度误差和位置误差作为观测量,因此观测量 Z 和观测矩阵 H 表示为:

$$Z = [\delta V_N \ \delta V_E \ \delta V_D \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h]^T \quad (9)$$

$$H = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 36} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 36} \end{bmatrix}_{6 \times 45} \quad (10)$$

式中: $I_{3 \times 3}$ 为三阶单位矩阵。

2.2 标定路径设计

参考文献 [5] 设计了一种 18 次序标定路径,并且证明此路径可以有效标定出激光陀螺和加速度计的

零偏、标度因数误差和安装误差。为了充分激励加速度的温度误差系数,在此 18 次序标定路径的基础

上,利用放置在转台上的温度控制试验箱控制标定过程的温度持续变化,标定路径的示意图如图 1 所示。

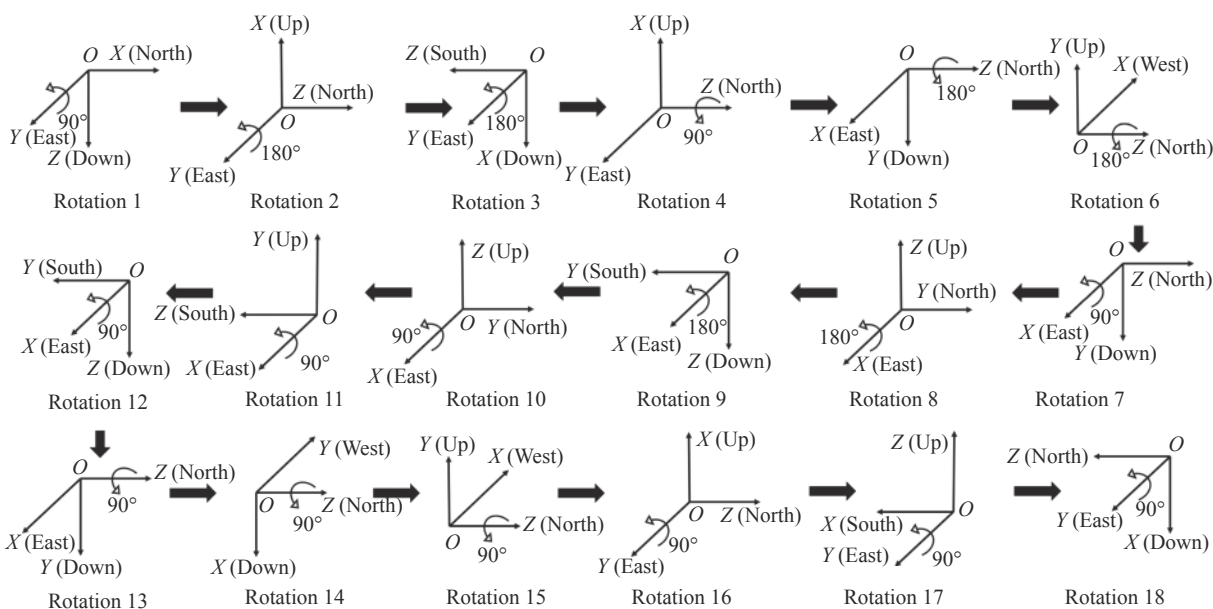


图 1 18 次序标定路径示意图

Fig.1 Diagram of 18-sequence calibration path

2.3 可观性分析

为了验证改进的 18 次序标定路径激励误差参数的有效性,基于分段线性定常系统 (PWCS) 对该标定路径进行可观性分析^[17-18]。对系统进行分段线性化,利用提取可观性矩阵 (SOM) 代替总体可观性矩阵 (TOM),计算标定路径下各位置 SOM 的秩,结果如表 1 所示。

表 1 可观性矩阵的秩

Tab.1 Ranks of the SOM

Position	Ranks of the SOM
0	12
1	18
2	23
3	26
4	32
5	35
6	38
7	41
8	42
9	44
10	44
11	45
...	45
18	45

由表 1 可以看出,经过 11 个次序的旋转后, SOM 的秩达到 45,等于滤波器的维数,证明系统在改进的 18 次序标定方案下完全可观,各项误差参数能够被有效地分离并辨识。

3 仿真实验验证

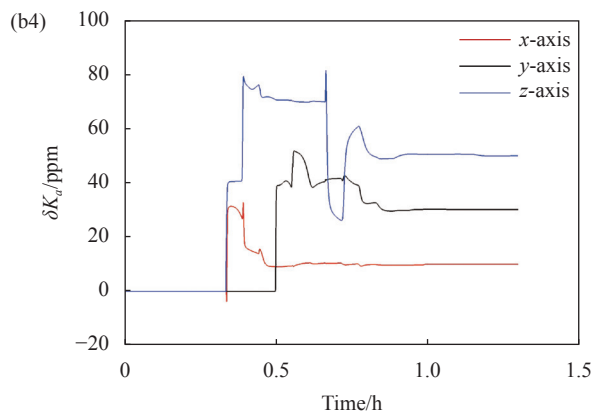
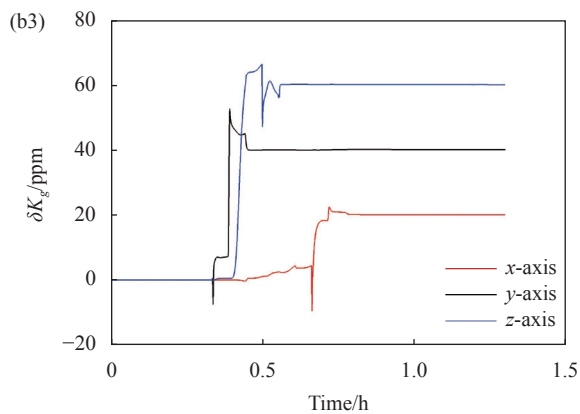
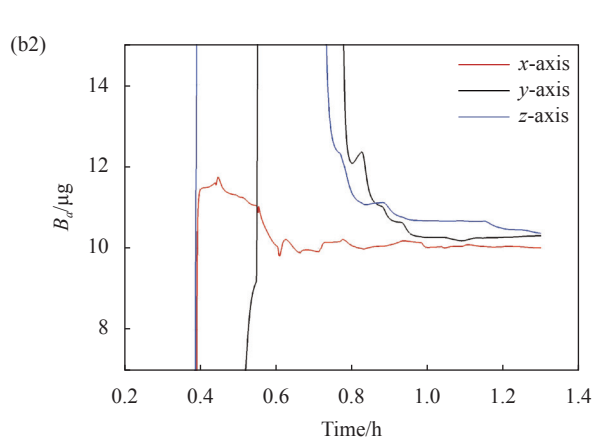
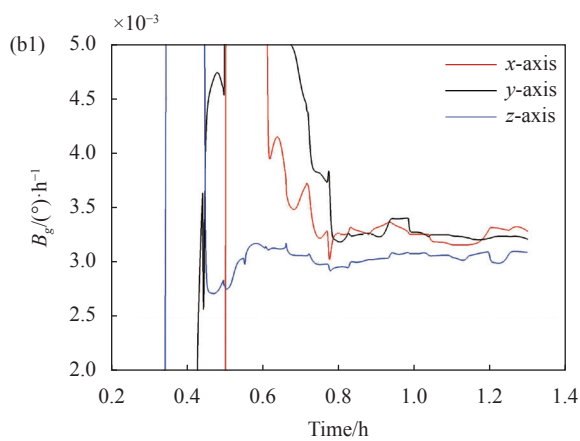
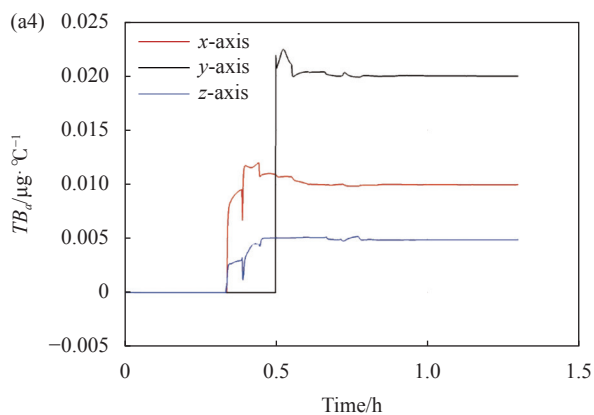
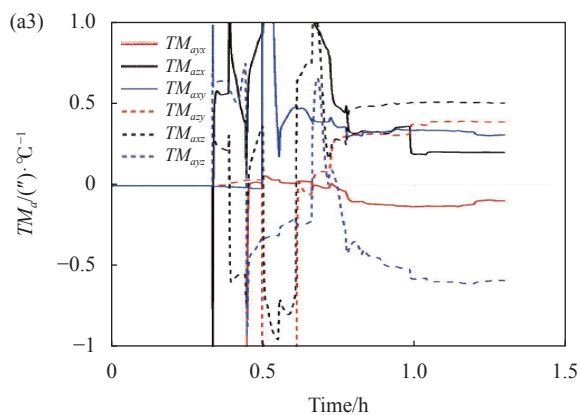
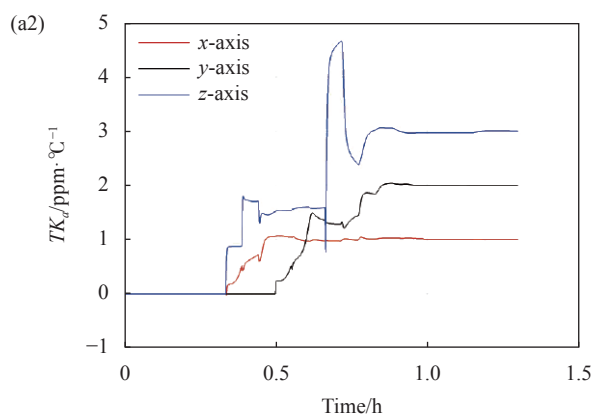
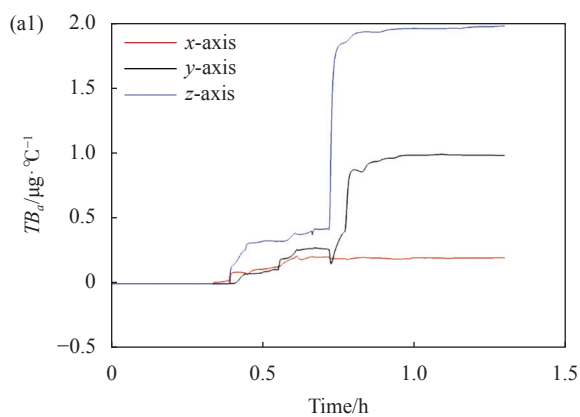
为了验证所提出的标定方法的可行性,该节进行仿真实验验证。仿真实验中 IMU 的初始速度设置为 0,初始姿态角度设置为 0,初始位置为 (112.99°E, 28.22°N),初始对准时间为 20 min,仿真总时间设置为 1.3 h,惯性器件的数据采样频率和 Kalman 滤波频率均为 200 Hz。仿真初始设置加速度计表面温度为 15 °C,并以 1 °C/min 的速率升温至 40 °C,后保持温度不变直至仿真实验结束。

表 2 展示了仿真实验中误差参数的预设值和估计值的对比。根据仿真结果,误差参数的估计残差均趋近于 0,这表明文中提出的标定方法具有很高的估计精度。标定方法的可行性通过仿真实验得到了验证。仿真实验的卡尔曼滤波估计曲线如图 2 所示,可以看出:在标定结束时,所有误差参数收敛于一个特定取值范围内。

表 2 仿真实验误差参数的预设值和估计值

Tab.2 Preset values and estimation values of error coefficients in simulation experiment

Error coefficients	Preset	Estimation	Residual
$B_{gx}/(^{\circ}) \cdot h^{-1}$	0.003	0.003 4	0.000 4
$B_{gy}/(^{\circ}) \cdot h^{-1}$	0.003	0.003 1	0.000 1
$B_{gz}/(^{\circ}) \cdot h^{-1}$	0.003	0.002 9	0.000 1
Error coefficients	Preset	Estimation	Residual
$\delta K_{gx}/\text{ppm}$	20	20.17	0.17
$\delta K_{gy}/\text{ppm}$	40	40.02	0.02
$\delta K_{gz}/\text{ppm}$	60	60.01	0.01
Error coefficients	Preset	Estimation	Residual
$\delta M_{gyx}/(^{\prime\prime})$	-61.88	-62.02	0.14
$\delta M_{gxx}/(^{\prime\prime})$	41.25	41.09	0.16
$\delta M_{gzy}/(^{\prime\prime})$	-20.63	-20.54	0.09
Error coefficients	Preset	Estimation	Residual
$B_{ax}/\mu\text{g}$	10	10.02	0.02
$B_{ay}/\mu\text{g}$	10	10.01	0.01
$B_{az}/\mu\text{g}$	10	-10.06	0.06
Error coefficients	Preset	Estimation	Residual
$\delta K_{ax}/\text{ppm}$	10	10.06	0.06
$\delta K_{ay}/\text{ppm}$	30	30.08	0.08
$\delta K_{az}/\text{ppm}$	50	50.06	0.06
Error coefficients	Preset	Estimation	Residual
$\delta M_{ayx}/(^{\prime\prime})$	-41.25	-41.20	0.05
$\delta M_{axx}/(^{\prime\prime})$	20.62	20.59	0.03
$\delta M_{axy}/(^{\prime\prime})$	61.88	61.79	0.09
$\delta M_{azy}/(^{\prime\prime})$	-61.88	-61.90	0.02
$\delta M_{axz}/(^{\prime\prime})$	-20.62	-20.69	0.07
$\delta M_{ayz}/(^{\prime\prime})$	41.25	41.28	0.03
Error coefficients	Preset	Estimation	Residual
$TB_{ax}/\mu\text{g} \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	0.2	0.198	0.002
$TB_{ay}/\mu\text{g} \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	1	0.999	0.001
$TB_{az}/\mu\text{g} \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	2	1.997	0.003
Error coefficients	Preset	Estimation	Residual
$TK_{ax}/\text{ppm} \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	1	1.001	0.001
$TK_{ay}/\text{ppm} \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	2	2.002	0.002
$TK_{az}/\text{ppm} \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	3	2.999	0.001
Error coefficients	Preset	Estimation	Residual
$TM_{ayx}/(^{\prime\prime}) \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	-0.1	-0.102	0.002
$TM_{axx}/(^{\prime\prime}) \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	0.2	0.202	0.002
$TM_{axy}/(^{\prime\prime}) \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	0.3	0.304	0.004
$TM_{azy}/(^{\prime\prime}) \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	0.4	0.402	0.002
$TM_{axz}/(^{\prime\prime}) \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	0.5	0.504	0.004
$TM_{ayz}/(^{\prime\prime}) \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1}$	-0.6	-0.607	0.007
Error coefficients	Preset	Estimation	Residual
r_x/m	0.01	0.0102	0.000 2
r_y/m	0.02	0.0199	0.000 1
r_z/m	0.005	0.005 1	0.000 1



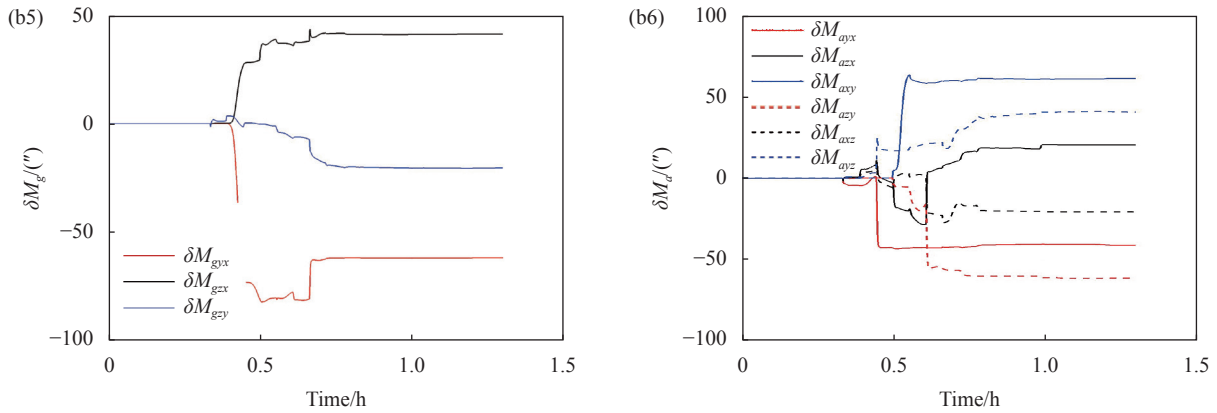


图 2 (a1)~(a4) 仿真实验温度误差系数和内杆臂参数的卡尔曼滤波估计曲线; (b1)~(b6) 仿真实验零偏、标度因数误差和安装误差的卡尔曼滤波估计曲线

Fig.2 (a1)-(a4) Kalman filtering estimation curves of temperature error coefficients and inner level arm parameters in simulation experiment; (b1)-(b6) Kalman filtering estimation curves of bias, scale factor error and installation error in simulation experiment

4 实验结果与分析

4.1 标定实验

标定实验的实验系统如图 3 所示, 包括高精度三轴转台、某型号 IMU、温度控制试验箱、转台控制端和 IMU 数据采集装置。在 IMU 数据采集过程中, 使用低通滤波器滤除激光陀螺原始信号中的高频抖动噪声。实验所用的三轴转台的角分辨率优于 1"。标定实验所使用的 IMU 配备有三轴激光陀螺和三轴加速度计, IMU 被放置在温度控制试验箱之中。激光陀螺和加速度计的零偏稳定性分别为 0.005 (°)/h 和 20 μg。在每轴加速度计表面装配有一个铂电阻温度计来测量加速度计表面温度。

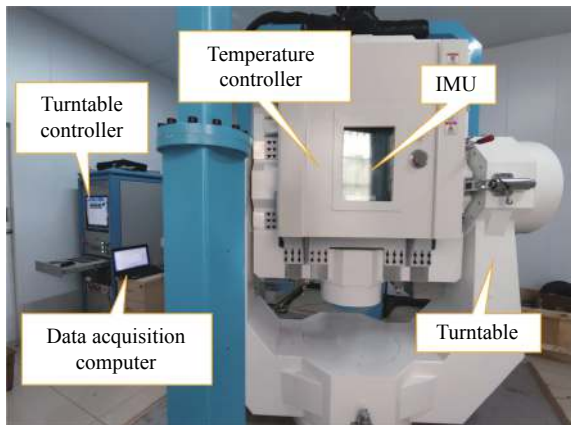


图 3 实验系统图

Fig.3 Diagram of the experimental system

标定实验基于图 4 所示的流程来进行, 加速度计表面温度的变化曲线如图 5 所示。考虑到在标定过程中温度误差系数需要相对较长的时间才能够收敛, 因此将 18 次序标定路径循环 4 次。将温箱温度设置为自 15 °C 开始以 1 °C/min 的速率升温至 40 °C, 之后温箱温度保持在 40 °C 直至标定结束。由于温箱内热

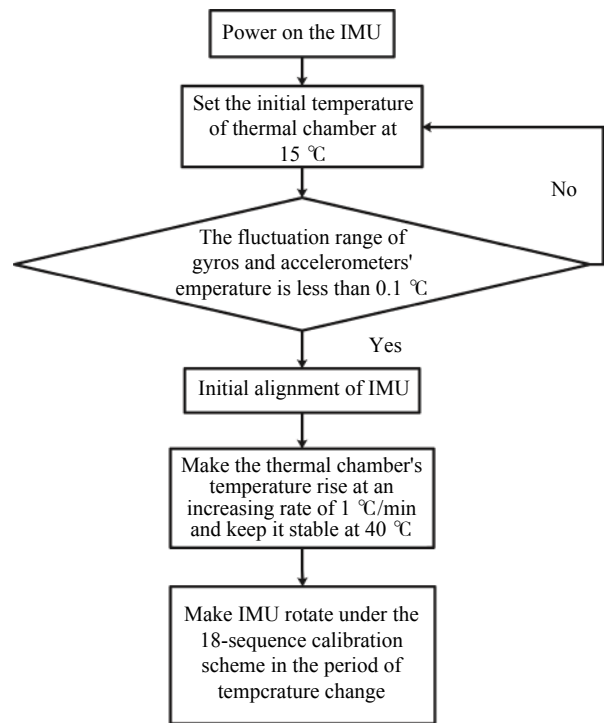


图 4 标定实验流程图

Fig.4 Fow diagram of calibration experiment

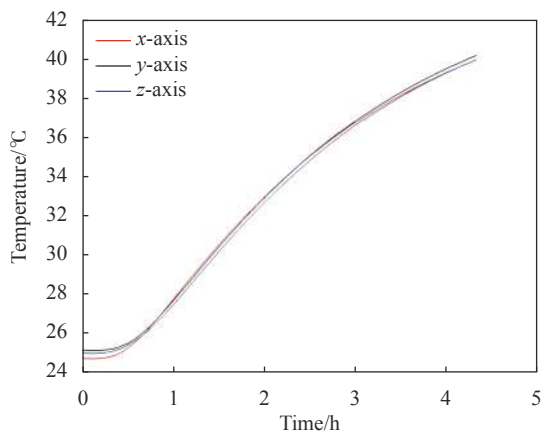
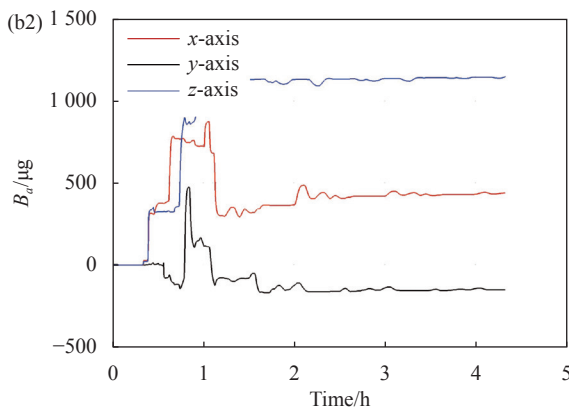
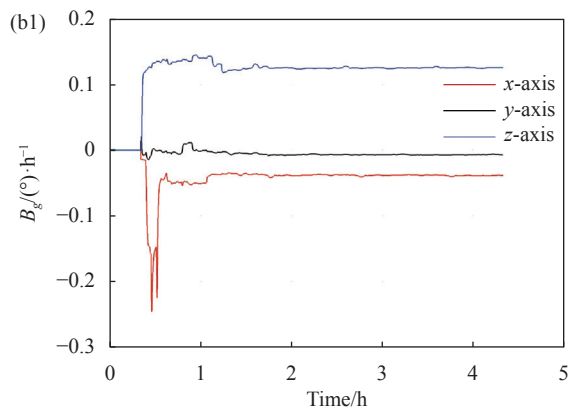
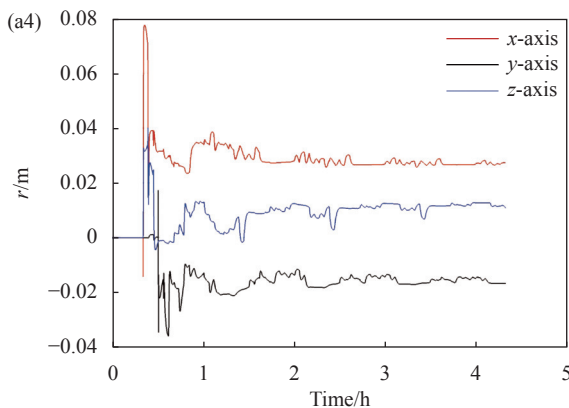
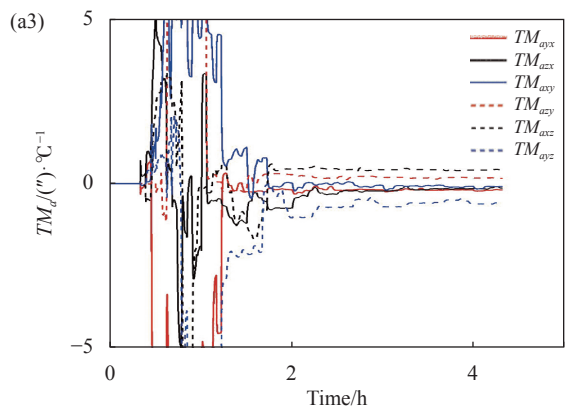
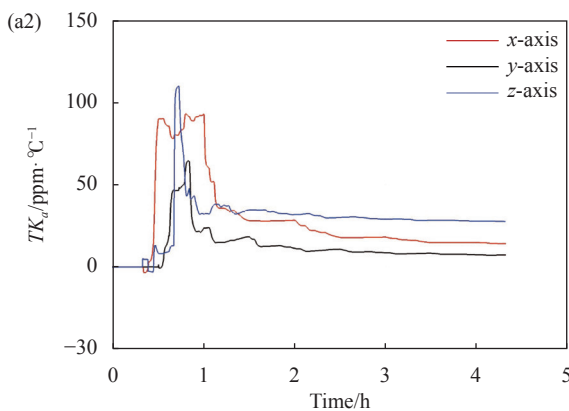
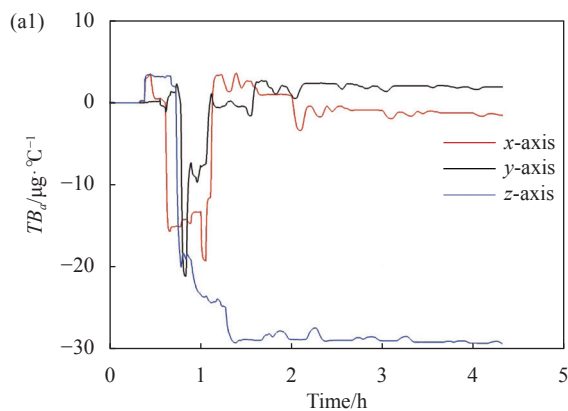


图 5 标定实验加速度计温度变化曲线

Fig.5 Temperature curves of accelerometer calibration experiment

分布不均并且热传递会消耗一定时间,且 IMU 内部温度高于外界环境温度,加速度计表面温度升温过程会与温箱温度升温过程存在差异,因此在标定实验中通过铂电阻温度计实测温度对加速度计温度进行表征。

标定实验的卡尔曼滤波估计曲线如图 6 所示,所有的 IMU 误差参数在滤波结束阶段都能够收敛,表明文中提出的标定方法可以有效地标定出加速度计的温度误差系数与内杆臂参数,同时标定 IMU 标度因数误差、安装误差和零偏。各误差参数的标定值如表 3 所示。



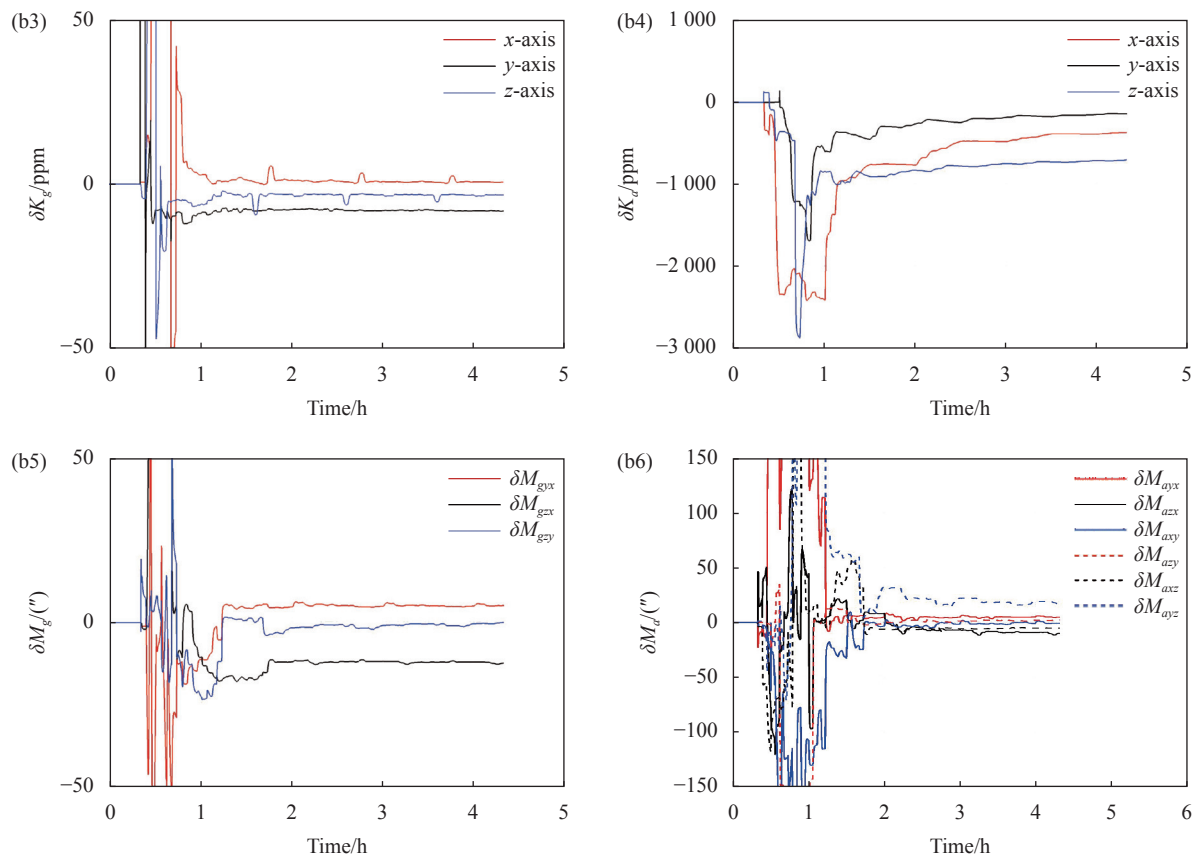


图 6 (a1)~(a4) 标定实验温度误差系数和内杆臂参数的滤波估计曲线; (b1)~(b6) 标定实验零偏, 标度因数误差和安装误差的滤波估计曲线
 Fig.6 (a1)~(a4) Kalman filtering estimation curves of temperature error coefficients and inner level arm parameters in calibration experiment;
 (b1)~(b6) Kalman filtering estimation curves of bias, scale factor error and installation error in calibration experiment

表 3 误差参数的标定值

Tab.3 Calibration value of error parameters

Error parameters	Calibration value
Gyro drifts/(°)·h ⁻¹	-0.098/-0.061/0.12
Gyro scale factor/rad·pulse ⁻¹	2.2609e-06/-2.2612e-06/-2.2611e-06
Gyro installation(/")	842.70/-246.03/-1 056.05/105.09/357.41/-309.24
Accelerometer biases/μg	368.6/-62.42/-126.5
Accelerometer scale factor/m·s ⁻¹ ·pulse ⁻¹	-2.8084e-04/2.7803e-04/2.7028e-04
Accelerometer installation(/")	590.53/-244.94/-507.83/67.01/345.59/-148.38
Temperature coefficients of biases/μg·°C ⁻¹	-1.133/1.572/-31.68
Temperature coefficients of scale factor errors/ppm·°C ⁻¹	11.23/8.238/28.29
Temperature coefficients of installation(/")·°C ⁻¹	-0.211/-0.089/-0.141/0.121/0.325/-0.368
Inner level arm parameters/m	0.027/-0.017/0.011

4.2 导航实验

为了验证复杂误差参数的误差反馈效果, 基于图 3 所示的三轴转台和温箱进行 IMU 变温摇摆导航实验。摇摆运动可以充分激励杆臂效应, 用于验证内杆臂参数的反馈效果。转台摇摆方式如表 4 所示。

温箱用于控制实验过程中加速度计表面温度的连续变化, 用于验证温度误差系数的反馈效果。导航实验总时长为 10 h。激光陀螺角增量和加速度计比力增量输出曲线如图 7 所示, 加速度计表面温度变化曲线如图 8 所示。

表 4 摇摆运动方式

Tab.4 Swing mode

	Vibration axis (IMU)	Amplitude/(°)	Frequency/Hz
Swing mode 1 (5-7.3 h)	x-axis	2	0.3
	y-axis	4	0.2
	z-axis	6	0.1
Swing mode 2 (8.6-10 h)	x-axis	6	0.15
	y-axis	8	0.2
	z-axis	10	0.1

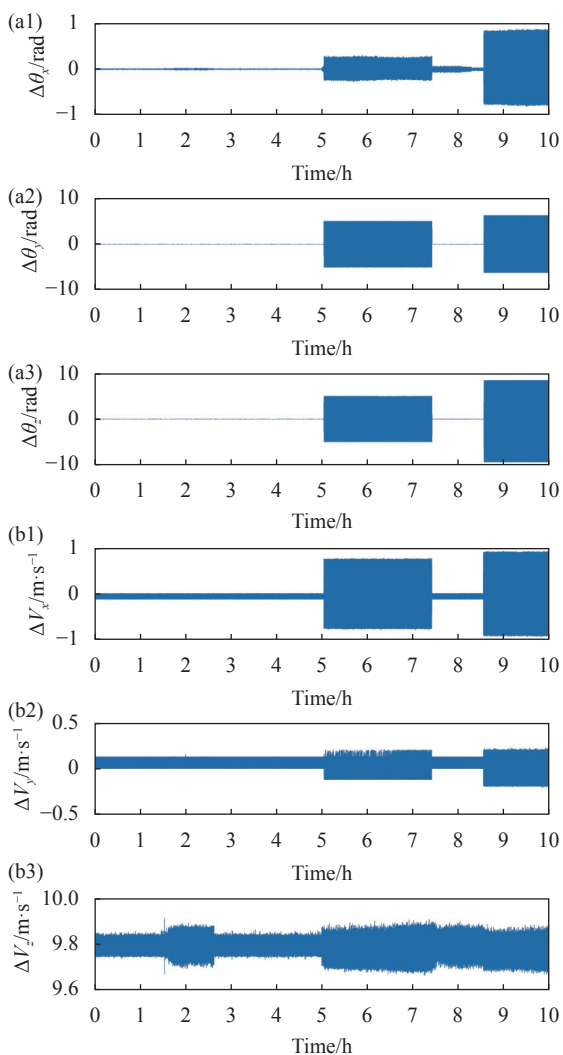


图 7 (a1)~(a4) 导航实验激光陀螺角增量输出曲线; (b1)~(b6) 导航实验加速度计比力增量输出曲线

Fig.7 (a1)-(a4) Output curves of angular increment of laser gyros in navigation experiment; (b1)-(b6) Output curves of specific force increment of accelerometers in navigation experiment

为了验证在导航实验中对温度误差系数和内杆臂参数的误差补偿效果,在相同的 18 次序标定路径

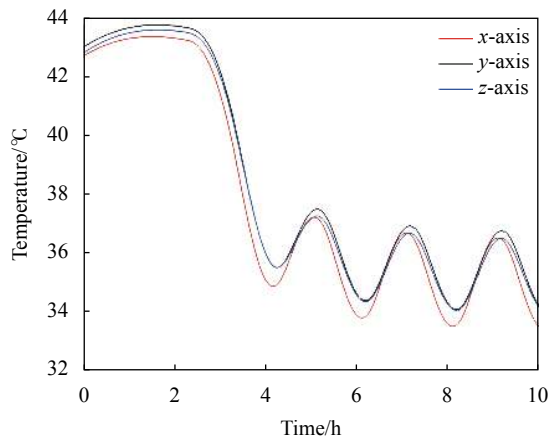


图 8 导航实验加速度计温度变化曲线

Fig.8 Temperature curves of accelerometers in navigation experiment

下采用不考虑温度误差系数和内杆臂参数的 30 维滤波器进行系统级标定,并利用 30 维滤波器和 45 维滤波器分别得到一组标定结果,将两组标定结果同时进行导航解算,得出导航实验的水平定位误差如图 9 所示,基于 30 维滤波器标定的导航最大水平定位误差超过 0.96 n mile,而基于 45 维滤波器标定的 10 h 导航最大水平定位误差优于 0.60 n mile,导航精度提升了 37.5%。由此可见,采用文中提出的复杂误差参数的系统级标定方法对 IMU 标定参数进行误差反馈,可以有效改善惯导系统的导航精度。

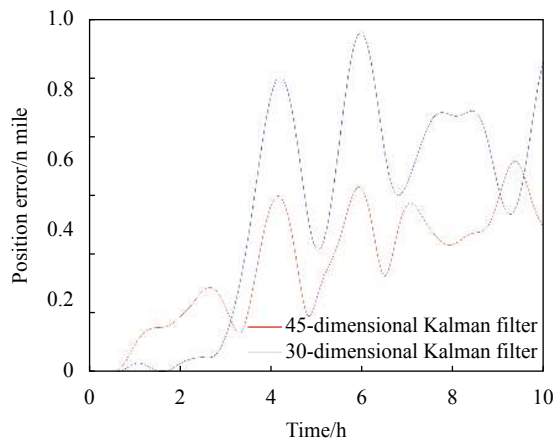


图 9 导航定位误差

Fig.9 Positioning errors of navigation

5 结论

文中针对捷联惯导系统复杂误差参数的标定问题,提出了一种基于 45 维卡尔曼滤波器的系统级标定方法。算法分析与实验结果表明:

(1) 文中所建立的 IMU 误差模型能够实现温度误差系数和内杆臂参数的标定与补偿, 为研究更高阶温度模型的建立和复杂误差源的标定提供了新的方法。

(2) 为了同时标定出温度误差系数和内杆臂参数, 文中设计了一个 45 维的卡尔曼滤波器, 并基于三轴转台与温箱, 提出了一种控制温度变化的改进 18 次序标定路径。仿真实验表明, 提出的标定方案具有可行性。

(3) 为了验证文中提出的标定方案的误差补偿效果, 开展了变温摇摆导航实验, 实验结果表明, 对标定参数进行多误差源补偿后, 10 h 导航水平最大定位误差为 0.60 n mile, 相比没有经过温度误差系数和内杆臂参数补偿的标定参数, 导航精度提升了 37.5%。

参考文献:

- [1] Shi Wenfeng, Wang Xingshu, Zheng Jiaying, et al. Multi-position systematic calibration method for RLG-SINS [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(11): 1106004. (in Chinese)
- [2] Ren Qian, Wang Bo, Deng Zhihong, et al. A multi-position self-calibration method for dual-axis rotational inertial navigation system [J]. *Sensors & Actuators A: Physical*, 2014, 219: 24-31.
- [3] Tuukka Nieminen, Jari Kangas, Saku Suuriniemi, et al. An enhanced multi-position calibration method for consumer-grade inertial measurement units applied and tested [J]. *Measurement Science and Technology*, 2010, 21: 105204.
- [4] Zhang Hongliang, Wu Yuanxin, Wu Wenqi, et al. Improved multi-position calibration for inertial measurement units [J]. *Measurement Science and Technology*, 2010, 21: 015107.
- [5] Camberlein L, Mazzanti F. Calibration technique for laser gyro strapdown inertial navigation systems[C]//Symposium Gyro Technology, 1985.
- [6] Jiang Qiyuan, Tang Jianxun, Han Songlai, et al. Systematic calibration method based on 36-dimension Kalman filter for laser gyro SINS [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(5): 1579-1586. (in Chinese)
- [7] Yu Xudong, Wang Yu, Zhang Pengfei, et al. Calibration of RLG drift in single-axis rotation INS [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2012, 20(6): 1201-1207. (in Chinese)
- [8] Liu Bing, Ren Jishan, Bai Huanxu, et al. Systematic calibration method based on high-order Kalman filter for laser gyro SINS [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2017(4): 90-94. (in Chinese)
- [9] Zhang Hongliang. Research on the methods for error parameter estimation of the land high-precision RLG strapdown inertial navigation system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)
- [10] Yu Hailong. Research on the methods for improving the accuracy of Laser Gyro SINS in vibration environment [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [11] Gao Jingmin, Zhang Kebei, Chen Fubin, et al. Temperature characteristics and error compensation for quartz flexible accelerometer [J]. *International Journal of Automation and Computing*, 2015, 12(5): 540-550.
- [12] Pan Yingjun, Li Leilei, Ren Chunhua, et al. Study on the compensation for a quartz accelerometer based on a wavelet neural network [J]. *Measurement Science and Technology*, 2010, 21(10): 105202.
- [13] Ban Jingxuan, Wang Lei, Liu Zengjun, et al. Self-calibration method for temperature errors in multi-axis rotational inertial navigation system [J]. *Optics Express*, 2020, 28(6): 8909-8923.
- [14] Weng Jun. Multi-position continuous rotate-stop fast temperature parameters estimation method of flexible pendulum accelerometer triads [J]. *Measurement*, 2020, 169: 108372.
- [15] 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)
- [16] Wang Zihui, Cheng Xianghong, Fan Shimiao. Eight-position systematic calibration method for SINS based on two-axis turntable with temperature compensation [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2019, 27(1): 23-31. (in Chinese)
- [17] Cao Yuan, Cai Hong, Zhang Shifeng, et al. A new continuous self-calibration scheme for a gimbaled inertial measurement unit [J]. *Measurement Science and Technology*, 2012, 23(1): 015103.
- [18] Cheng Xianghong, Wan Dejun, Zhong Xun. Study on observability and its degree of strapdown inertial navigation system [J]. *Journal of Southeast University*, 1997, 4(6): 8-13. (in Chinese)