

doi: 10.11918/j.issn.0367-6234.2015.01.018

双轴旋转式惯导系统自标校技术

于飞¹, 孙骞², 张亚², 吕重阳²

(1. 哈尔滨工程大学 理学院, 150001 哈尔滨; 2. 哈尔滨工程大学 自动化学院, 150001 哈尔滨)

摘要: 为使系统长时间保持较高精度, 惯导系统启动后需要对惯性器件误差进行标校。本文利用全局可观测性分析方法, 建立了旋转式惯导系统的运动状态与其可观测性之间的关系, 提出船用旋转式捷联惯导初始对准与自标校的转位原则, 利用该原则并结合惯导系统的实际, 设计出了一种绕两水平轴旋转的八位置标校方案, 仿真结果表明绕两水平轴旋转方案优于其他绕任意两轴旋转方案; 在实验室环境下对该标校方案进行了试验验证, 结果表明: 采用该方案后系统的定位误差由 18 nm/10 h 减小到 5 nm/10 h, 系统定位精度大幅度提高, 验证了该标校方案的有效性。

关键词: 捷联惯导系统; 双轴旋转; 自标校; 可观测性分析

中图分类号: U666.1

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2015)01-0118-06

Self-calibration in dual-axis rotary inertial navigation system

YU Fei¹, SUN Qian², ZHANG Ya², LÜ Chongyang²

(1. College of Science, Harbin Engineering University, 150001 Harbin, China;

2. College of Automation, Harbin Engineering University, 150001 Harbin, China)

Abstract: The inertial sensor errors should be calibrated when strapdown inertial navigation system (SINS) restarts to maintain the high accuracy for a long time. In this paper, we use the global observability analysis method to build up the relationship between the motion status and the system observability. The rotating principle of SINS initial alignment and self-calibration is also proposed. An eight-position rotating method which rotates around the two horizontal axes is designed based on the principle. The simulation results show that the rotating method which rotates around the horizontal axis has a better performance than that rotates around the any other two axes. At last the experiment results show that the location accuracy is enhanced to 5 nm/10 h from 18 nm/10 h with the eight-position calibration method, which verifies the effectiveness of this new rotating method.

Keywords: strapdown inertial navigation system (SINS); dual-axis rotary; self-calibration; observability analysis

惯性器件逐次启动误差是影响捷联惯性导航系统 (strap-down inertial navigation system, SINS) 精度的主要因素, 因此若保证系统能够长时间具有较高的定位精度, 需要在 SINS 启动后对其进行在线标校^[1]。惯导系统在线标校的基本思想是通过改变惯性测量单元 (inertial measurement unit, IMU) 在空间中的运动形式 (包括角运动和线运

动) 提高系统的可观测性, 从而实现惯性器件误差最优估计的目的^[2]。对于飞机、导弹等高速运载体改变 IMU 的运动形式相对容易, 但是对水面航行的舰船来说, 系泊状态下的其机动可以近似忽略, 即使在航行过程中, 由于舰船加减速或转弯过程十分缓慢, 因此其机动也并不明显。所以直接改变舰船 IMU 的空间位置并不容易。为了解决上述问题, 双轴旋转式 SINS 应运而生, 该系统是利用具有二自由度转位能力的旋转机构, 按照特定的转位方案旋转, 从而改变 IMU 的空间位置, 大幅提高 SINS 中惯性器件误差的可观测性^[3]。旋转式 SINS 自标校技术可以被看作一种基于

收稿日期: 2013-12-04.

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金 (HEUCFL1411002), 国家自然科学基金 (51379047).

作者简介: 于飞 (1974—), 男, 教授, 博士生导师.

通信作者: 孙骞, qsun@hrbeu.edu.cn.

Kalman 滤波的系统状态最优估计问题, 因此在设计 Kalman 滤波器之前需要对 SINS 系统进行可观性分析^[4-5]. 传统的可观性分析方法有分段线性定常系统 (piece wise constant system, PWCS) 可观性分析方法^[6-7] 和奇异值分解 (singular value decomposition, SVD) 方法^[8] 等. 但这两种方法均有一定的局限性, PWCS 方法只能得到系统可观状态向量的个数, 而无法确定其具体的可观程度; 对存在多个状态耦合的不完全可观系统来说, SVD 方法并不能明确指出这种耦合性^[9-10].

针对传统方法的不足, 众多学者对可观性分析方法进行进一步的研究与改进, 其中最为显著的改进方法是国防科技大学吴美平等^[11] 在 2011 年提出的一种基于原始非线性模型的可观性分析方法, 即全局可观性分析方法. 该方法从可观性定义入手, 以 SINS 的非线性误差模型作为可观性分析基本方程组, 求解方程组解的形式, 进而对 SINS 进行全局可观性分析. 全局可观性分析方法避免了传统可观性分析方法的不足, 可以简单、直接、有效地对 SINS 进行可观性分析. 本文借助该方法的思想建立了多位置驻留及绕旋转轴转动与惯导系统可观性之间的关系, 据此提出了 SINS 初始对准与自标校转位方案设计原则, 并基于该原则设计出一种较优的转位方案, 最后通过数字仿真和实验验证了该初始对准与自标校转位方案的有效性和优越性.

1 转位方案设计原则

对于双轴旋转式 SINS 自标校方案的设计, 其关键在于驻留位置的选择及旋转轴的确定. 因此本节将分别对转位方案设计的关键技术进行讨论.

1.1 驻留位置的选取原则

假设惯性器件只存在常值偏差, 陀螺仪的输出值可表示为

$$\tilde{\omega}_{ib}^b = \omega_{ib}^b + \varepsilon. \quad (1)$$

其中: $\tilde{\omega}_{ib}^b$ 为实际输出值, ω_{ib}^b 为理论值, ε 为陀螺漂移.

对式(1)进行整理, 有

$$|\tilde{\omega}_{ib}^b - \varepsilon| = |\omega_{ib}^b| = \Omega. \quad (2)$$

式(2)可认为是以 $\tilde{\omega}_{ib}^b$ 的矢端为球心, 以 Ω 为半径的球面, 而 ε 则为该球面上一点. 那么 ε 的可观性问题可以理解为在该球面上确定唯一点的问题.

若有 3 个等半径的球面两两相交, 则交点的个数为 2, 且这两个交点关于这 3 个球心所成平面对称, 所以仅有 3 个约束条件是不够的. 若希望进一步确定出唯一点, 则需引入另一个球面, 且该球面的球心不在该平面内^[12]. 因此 ε 可表示成:

$$\varepsilon = \begin{pmatrix} 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_2]^T \\ 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_3]^T \\ 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_4]^T \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_2]^T \\ 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_3]^T \\ 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_4]^T \end{pmatrix}^{-1} \cdot \begin{pmatrix} 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_2]^T \\ 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_3]^T \\ 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_4]^T \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_2]^T \\ 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_3]^T \\ 2[(\tilde{\omega}_{ib}^b)_1 - (\tilde{\omega}_{ib}^b)_4]^T \end{pmatrix}^T.$$

其中 $(\tilde{\omega}_{ib}^b)_j$ 为陀螺仪在第 j ($j=1, 2, \dots, n$) 个位置的输出值, 同样地, 加速度计零偏 ∇ 也能够唯一确定.

经过上述分析可得驻留位置的选取原则, 即 IMU 至少在 4 个不同位置驻留时, 陀螺漂移、加速度计零偏才能完全可观.

1.2 旋转轴的选取原则

根据惯性导航基本原理有式(3)成立^[13], 该式为全局可观性分析基本方程组.

$$\begin{cases} \dot{C}_b^n = C_b^n [(\tilde{\omega}_{ib}^b - \varepsilon) \times] - [(\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times] C_b^n, \\ \dot{\mathbf{v}}^n = C_b^n (\dot{\mathbf{f}}^b - \nabla) - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \mathbf{v}^n + \mathbf{g}^n. \end{cases} \quad (3)$$

其中: C_b^n 为载体坐标系相对于导航坐标系的方向余弦矩阵; $\dot{\mathbf{f}}^b$ 和 $\tilde{\omega}_{ib}^b$ 分别为加速度计和陀螺仪的实际输出值; ω_{ie}^n 为地球坐标系相对惯性坐标系的旋转角速度在导航坐标系下的投影; ω_{en}^n 为导航坐标系相对地球坐标系的旋转角速度在导航坐标系下的投影; \mathbf{g}^n 为重力加速度在导航坐标系下的投影; \mathbf{v}^n 为载体运动速度在导航坐标系下的投影, 静基座条件下为 0.

考虑静基座条件下绕 IMU 敏感轴匀速转动的情况, 上式可化简成:

$$\begin{cases} \tilde{\omega}_{ib}^b = \omega_{nb}^b + C_n^b \omega_{ie}^n + \varepsilon, \\ \dot{\mathbf{f}}^b = C_n^b \mathbf{g}^n + \nabla. \end{cases} \quad (4)$$

对式(4)进行求导运算, 有

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\omega}}_{ib}^b = \dot{\omega}_{nb}^b + \dot{C}_n^b \omega_{ie}^n = \dot{C}_n^b \omega_{ie}^n = -\omega_{nb}^b \times (C_n^b \omega_{ie}^n), \\ \dot{\dot{\mathbf{f}}}^b = -\dot{C}_n^b \mathbf{g}^n = \omega_{nb}^b (C_n^b \mathbf{g}^n). \end{cases} \quad (5)$$

对式(4)进行求二阶导运算, 有

$$\begin{cases} \ddot{\tilde{\omega}}_{ib}^b = -\omega_{nb}^b \times (-\omega_{nb}^b \times C_n^b) = -\omega_{nb}^b \times \dot{\tilde{\omega}}_{ib}^b, \\ \ddot{\dot{\mathbf{f}}}^b = \omega_{nb}^b \times (C_n^b \mathbf{g}^n) = -\omega_{nb}^b \times \dot{\dot{\mathbf{f}}}^b. \end{cases} \quad (6)$$

因为 $\dot{\omega}_{ib}^b = -\omega_{nb}^b \times (C_n^b \omega_{ie})$, 由向量性质可知 $C_n^b \omega_{ie}$ 是以 ω_{nb}^b 和 $\omega_{nb}^b \times \dot{\omega}_{ib}^b$ 为基所成的平面内的向量. 因此 $C_n^b \omega_{ie}$ 可表示成 $C_n^b \omega_{ie} = k_1 \omega_{nb}^b + k_2 (\omega_{nb}^b \times \dot{\omega}_{ib}^b)$, 其中 k_1, k_2 为常数. 又由于 $\omega_{nb}^b \perp (\omega_{nb}^b \times \dot{\omega}_{ib}^b)$, 因此 $\omega_{nb}^b \cdot (\omega_{nb}^b \times \dot{\omega}_{ib}^b) = 0$, 进而求得

$$k_2 = -\frac{1}{|\omega_{nb}^b|^2}. \quad (7)$$

由于 $C_n^b \omega_{ie} = k_1 \omega_{nb}^b + k_2 (\omega_{nb}^b \times \dot{\omega}_{ib}^b)$, 所以

$$[k_1 \omega_{nb}^b + k_2 (\omega_{nb}^b \times \dot{\omega}_{ib}^b)]^2 = \Omega^2.$$

将等式左边展开, 有

$$k_1^2 |\omega_{nb}^b|^2 + 2k_1 k_2 \omega_{nb}^b \cdot (\omega_{nb}^b \times \dot{\omega}_{ib}^b) + k_2^2 (\omega_{nb}^b \times \dot{\omega}_{ib}^b)^2 = \Omega^2. \quad (8)$$

因为 $\omega_{nb}^b \perp (\omega_{nb}^b \times \dot{\omega}_{ib}^b)$, 所以式(8)可以化简成

$$k_1^2 |\omega_{nb}^b|^2 + k_2^2 |\omega_{nb}^b|^2 \cdot |\dot{\omega}_{ib}^b|^2 = \Omega^2. \quad (9)$$

由式(7)和(9)整理得

$$k_1 = \pm \frac{\sqrt{|\omega_{nb}^b|^2 \Omega^2 - |\dot{\omega}_{ib}^b|^2}}{|\omega_{nb}^b|^2}. \quad (10)$$

文献[12]中已对本部分进行了详细推导, 本文不再累述, 可得

$$C_n^b \omega_{ie} = C_n^b \omega_{ie} - \frac{\omega_{nb}^b (C_n^b \omega_{ie})}{|\omega_{nb}^b|^2} \omega_{nb}^b \pm \frac{\omega_{nb}^b (C_n^b \omega_{ie})}{|\omega_{nb}^b|^2} \omega_{nb}^b. \quad (11)$$

同样地, 也可以求得 $C_n^b g^n$, 即

$$C_n^b g^n = C_n^b g^n - \frac{\omega_{nb}^b (C_n^b g^n)}{|\omega_{nb}^b|^2} \omega_{nb}^b \pm \frac{\omega_{nb}^b (C_n^b g^n)}{|\omega_{nb}^b|^2} \omega_{nb}^b. \quad (12)$$

可认为式(11)和(12)中 $C_n^b \omega_{ie}$ 和 $C_n^b g^n$ 为真值; 而 $\frac{\omega_{nb}^b (C_n^b \omega_{ie})}{|\omega_{nb}^b|^2} \omega_{nb}^b$ 和 $\frac{\omega_{nb}^b (C_n^b g^n)}{|\omega_{nb}^b|^2} \omega_{nb}^b$ 为误差项.

当 $\omega_{nb}^b \perp (C_n^b \omega_{ie})$ 时, 即 IMU 的旋转方向与地球的自转轴垂直时, 误差项 $\frac{\omega_{nb}^b (C_n^b \omega_{ie})}{|\omega_{nb}^b|^2} \omega_{nb}^b$ 为 0, ε 完全可观测; 当 $\omega_{nb}^b \perp (C_n^b g^n)$ 时, 即 IMU 的旋转方向在水平面内时, 误差项 $\frac{\omega_{nb}^b (C_n^b g^n)}{|\omega_{nb}^b|^2} \omega_{nb}^b$ 为 0, ∇ 完全可观测.

经过上述分析可得旋转轴的选取原则: 当旋转轴选取为两水平轴时, 陀螺漂移、加速度计零偏均完全可观.

$$X(t) = [\delta L \quad \delta \lambda \quad \delta v_E \quad \delta v_N \quad \varphi_x \quad \varphi_y \quad \varphi_z \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T. \quad (14)$$

系统的噪声向量为

$$W(t) = [\omega_{\nabla_x} \quad \omega_{\nabla_y} \quad \omega_{\nabla_z} \quad \omega_{\varepsilon_x} \quad \omega_{\varepsilon_y} \quad \omega_{\varepsilon_z}]^T. \quad (15)$$

2 初始对准与自标校方案设计

由上节分析可知, IMU 绕两水平轴交替旋转并至少在 4 个不同位置驻留时, 陀螺漂移、加速度计零偏及失准角等参数才能够完全可观. 为了确保惯性器件误差能够完全可观, 并尽量减少旋转机构的转动次数, 根据上节所分析的转位原则, 本节提出了一种绕两水平轴旋转的八位置标校方案, 该方案的转动次序如图 1 所示.

该方案的具体设计为: 由位置 1 绕 x_s 轴逆时针旋转 180° 后到位置 2; 由位置 2 绕 x_s 轴逆时针旋转 90° 后到位置 3; 由位置 3 绕 x_s 轴顺时针旋转 180° 后到位置 4; 由位置 4 绕 x_s 轴顺时针旋转 90° 后到位置 1; 由位置 1 绕 y_s 轴逆时针旋转 90° 后到位置 5; 由位置 5 绕 x_s 轴顺时针旋转 180° 后到位置 6; 由位置 6 绕 x_s 轴顺时针旋转 90° 后到位置 7; 由位置 7 绕 x_s 轴顺时针旋转 180° 后到位置 8; 由位置 8 绕 x_s 轴顺时针旋转 90° 后到位置 5; 由位置 5 绕 y_s 轴顺时针旋转 90° 后到位置 1.

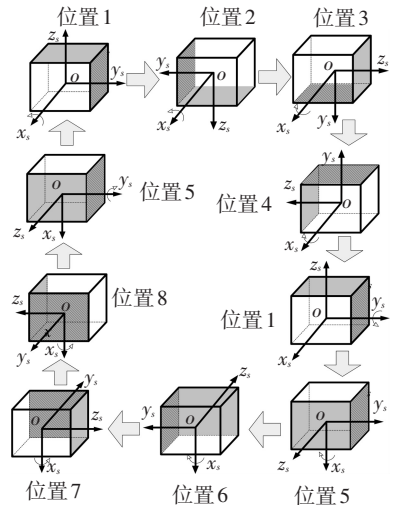


图 1 八位置转位方案

3 仿真及分析

3.1 Kalman 滤波方程

建立旋转式 SINS 的 Kalman 滤波方程, 状态方程为

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t). \quad (13)$$

其中: $\dot{X}(t)$ 为 SINS 系统在 t 时刻的状态向量; $F(t)$ 为 SINS 系统的状态转移矩阵; $W(t)$ 和 $G(t)$ 分别为系统的噪声向量和噪声驱动阵.

SINS 系统的状态向量设置为

其中: $\delta v_E, \delta v_N$ 分别表示东向和北向的速度误差; 计算地理坐标系与实际地理坐标系之间东向、北向和

天向的误差角分别用 $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ 来表示; $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 分别为 x, y, z 轴加速度计零偏; $\omega_{\nabla_x}, \omega_{\nabla_y}, \omega_{\nabla_z}$ 分别为 x, y, z 轴加速度计的噪声误差; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ 分别为 x, y, z 轴陀螺的常值漂移; $\omega_{\varepsilon_x}, \omega_{\varepsilon_y}, \omega_{\varepsilon_z}$ 分别为 x, y, z 轴陀螺漂移的噪声误差。

以速度误差作为量测量, 则 SINS 的量测方程为

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t). \quad (16)$$

其中 $\mathbf{Z}(t)$ 为 t 时刻系统的量测向量, $\mathbf{H}(t)$ 和 $\mathbf{V}(t)$ 分别为系统的量测矩阵和量测噪声. 系统的量测矩阵 $\mathbf{H}(t)$ 为

$$\mathbf{H}(t) = [0_{2 \times 2} \quad \mathbf{I}_{2 \times 2} \quad 0_{2 \times 9}]. \quad (17)$$

3.2 仿真及结果分析

为了验证所提出的转位方案设计原则的准确性及所设计的绕 x, y 轴旋转的八位置标校方案的有效性和优越性, 设计了三组仿真试验, 分别为绕 x, y 轴旋转的八位置标校试验; 绕 x, z 轴旋转的八位置标校试验; 绕 y, z 轴旋转的八位置标校试验; 绕 x, z 轴和绕 y, z 轴的转位方案与绕 x, y 轴旋转的转位方案相同, 只是旋转轴不同. 仿真参数如表 1 所示.

表 1 仿真参数设置

旋转轴	旋转角速度/ ((°) · s ⁻¹)	旋转角加速度/ ((°) · s ⁻²)	停止时间/s	陀螺仪常值 漂移/((°) · h ⁻¹)	加速度计零偏/ (m · s ⁻²)	失准角误差/(°)	初始位置/(°)
x, y 轴	5	2.5	500	0.01	9.8×10^{-4}	水平 0.01	经度 126.67
x, z 轴						方位 0.05	纬度 45.78
y, z 轴							

图 2 为采用不同转位方案条件下对失准角估计的误差对比曲线. 可以看出采用不同的标校方案水平失准角均可在 1 h 内收敛. 而采用绕 x, y 轴旋转的八位置标校方案, 方位失准角误差可在 0.7 h 内收敛保持稳定, 收敛速度明显高于其他两种方案.

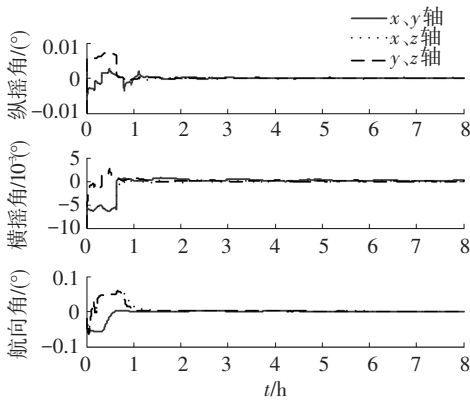


图 2 SINS 失准角误差估计曲线

图 3 为采用不同转位方案条件下对常值陀螺漂移估计的误差对比曲线. 从曲线中可以看出采用绕 x, y 轴旋转的八位置标校方案, 水平陀螺漂移误差可在 1 h 内收敛并保持稳定; 方位陀螺漂移误差也可在 1.4 h 内收敛. 收敛速度和精度都高于其他两种方案.

图 4 为采用不同转位方案条件下对加速度计零偏估计的误差对比曲线. 可以看出采用绕 x, y 轴旋转标校方案和绕 x, z 轴旋转标校方案对 y 轴和 z 轴加速度计零偏估计效果相当, 均可在 1 h 内收敛; 但对 x 轴加速度计的零偏估计效果, 采用绕 x, y 轴旋转标校方案, 可在 0.6 h 内收敛, 明显优于其他两种方案.

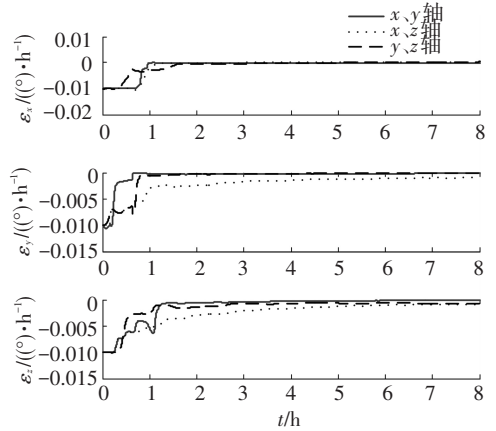


图 3 常值陀螺漂移估计误差曲线

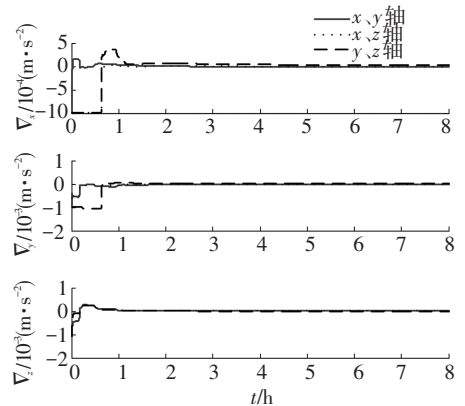


图 4 加速度计零偏估计误差曲线

综合仿真曲线及分析可知, 采用绕 x, y 轴旋转的八位置初始对准及自标校旋转方案, 系统失准角及惯性器件常值误差的估计效果优于绕 x, z 轴旋转和绕 y, z 轴旋转的方案. 从而证明了本文所提的转位方案设计原则的正确性及所设计的绕 x, y 轴旋转的八位置标校方案对惯性器件误差和失准角估计的有效性及优越性.

4 原理样机建立及试验分析

为进一步验证本文提出的标校方案对惯性器件误差的估计效果,开展了实验室试验. 实验设备包括哈尔滨工程大学海洋运载器与导航设备研究所研制的光纤陀螺惯导系统和三轴测试转台,如图 5 所示. 为了验证该标校方案的有效性,设计了两组试验,分别为静态条件下 SINS 自标校试验和绕两水平轴旋转的八位置自标校试验. 利用卡尔曼滤波对器件误差及失准角的估计效果进行离线分析. 为避免逐次启动误差对试验结果的影响,两组试验之间不重启系统. 试验参数如表 2

表 2 试验参数设置

方案	转位机构旋转角速度/ ($^{\circ} \cdot s^{-1}$)	转位机构旋转角加速度/ ($^{\circ} \cdot s^{-2}$)	停止时间/s	初始位置
旋转方案	5	2.5	500	经度 126.67 $^{\circ}$
非旋转方案	—	—	—	纬度 45.78 $^{\circ}$

在实际系统中由于误差未知,进而无法从图 6~8 的曲线中判断出估计结果的优劣,但是从图中可以看出 4 h 后采用八位置标校方案的误差估计曲线趋于稳定. 为了验证估计出的器件误差及失准角的正确性,把 4 h 后趋于稳定的估计结果补偿到系统中,通过补偿后系统定位精度的对比,就可以反映出估计效果的优劣,精度对比曲线如图 9 所示.

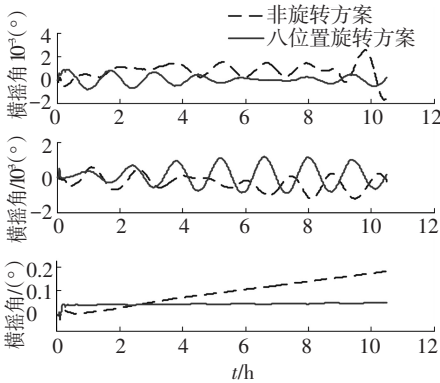


图 6 失准角估计效果对比曲线

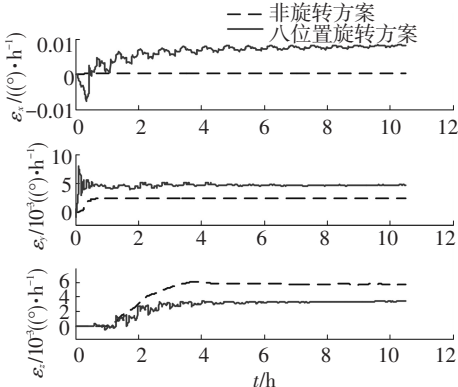


图 7 陀螺漂移估计效果对比曲线

所示,两组试验失准角及惯性器件误差的估计曲线如图 6~8 所示.

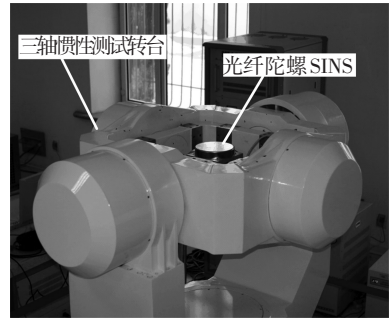


图 5 双轴旋转式 SINS 原理样机

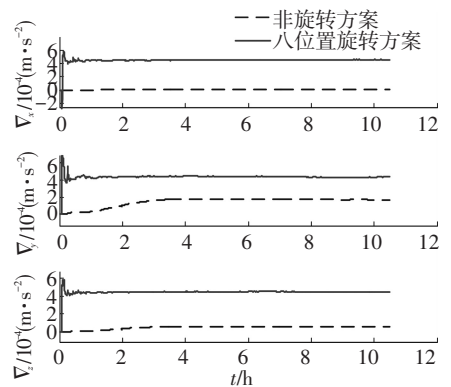


图 8 加速度计零偏估计效果对比曲线

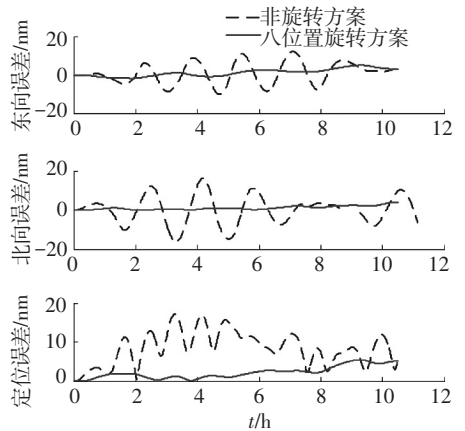


图 9 器件误差及失准角补偿后系统定位精度对比曲线

从图 9 中可以看出:补偿由非旋转方案估计出的器件误差及失准角之后,系统的定位精度约为 18 nm/10 h;补偿由八位置旋转方案估计出的器件误差及失准角后,系统的定位精度约为 5 nm/10 h. 由此可以看出本文所提出的双轴八位置初始对准与自标校旋转方案能够有效地估计出惯性器件误差,进一步提高 SINS 的定位精度.

5 结 语

针对 SINS 自标校中失准角及惯性器件误差估计精度低、收敛速度慢的问题,本文提出了双轴旋转式 SINS 自标校转位方案设计原则,并利用该原则设计出了一种八位置标校方案,该方案采用绕两水平轴周期性转停的方式,有效提高了系统的可观测性. 数字仿真和试验结果表明利用本文所提出的标校方案能够有效地估计出惯性器件误差及失准角误差,从而有效地抑制惯性器件误差的影响,大幅度提高了 SINS 的定位精度. 但是本文并未考虑惯性器件标度因数误差,因此将进一步研究惯性器件标度因数误差的估计问题.

参考文献

- [1] 孙枫,孙伟. 基于单轴转动的捷联系统粗对准技术研究[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(6): 1272-1276.
- [2] 李仁,陈希军,曾庆双. 旋转式捷联惯导系统误差分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42(3): 368-372.
- [3] 孙枫,曹通,唐李军,等. 旋转调制捷联惯导惯性测量组件零偏的估计方法[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(9): 2045-2049.
- [4] 孙枫,孙伟. 旋转捷联惯导系统精对准技术[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(3): 630-633, 659.
- [5] 王小刚,郭继峰,崔乃刚. INS/Vision 相对导航系统在无人机上的应用[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42

(7): 1029-1032.

- [6] GOSHEN-MESKIN D, BAR-ITZHACK I Y. Observability analysis of piece-wise constant system, Part I: Theory [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1992, 28(4): 1056-1067.
- [7] GOSHEN-MESKIN D, BAR-ITZHACK I Y. Observability analysis of piece-wise constant system, Part II: Application to inertial navigation in-flight alignment [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1992, 28(4): 1067-1075.
- [8] 万德钧,房建成. 惯性导航初始对准[M]. 南京:东南大学出版社, 1998: 95-135.
- [9] 孔星炜,董景新,吉庆昌,等. 一种基于 PWCS 的惯导系统可观测度分析方法[J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19(4): 631-641.
- [10] 马艳红,胡军. 基于 SVD 理论的可观测度分析方法的几个反例[J]. 中国惯性技术学报, 2008, 16(4): 448-452.
- [11] WU M, WU Y, HU X, et al. Optimization-based alignment for inertial navigation system: Theory and algorithm [J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15: 1-17.
- [12] 孙骞. 双轴旋转式光纤陀螺捷联惯导系统技术[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2013: 7-30.
- [13] 孙枫,孙伟. 旋转自动补偿捷联惯导系统技术研究[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(1): 122-125.

(编辑 张 宏)