

静基座捷联惯导解析法对准研究

丁磊香^{1,2} 许厚泽² 王勇² 柴华² 孙亚飞² 蔡小波²

1 河南城建学院测绘与城市空间信息学院,河南 平顶山,467036
2 中国科学院测量与地球物理研究所,大地测量与地球动力学国家重点实验室,湖北 武汉,430077

摘要:初始对准是捷联惯导系统的关键技术之一,对准精度直接影响到导航系统的导航解算精度,静基座捷联惯导卡尔曼滤波法对准的精度和收敛时间受模型参数以及初始条件的影响,对于低精度的捷联惯导,这种影响更大,滤波结果往往不能收敛,甚至发散。采用解析法对准是解决上述问题的有效途径,针对静基座解析法对准做了系统研究,推导了惯性器件误差的解析表达式,分析了对准时间与仪器误差估计精度的关系。实测试验结果表明,给予适当的对准时间,解析法对准亦可接近极限精度;同时,在解析法初始对准中,等效天向加速度计零偏可得到有效估计;等效天向、北向陀螺漂移虽可估计,但随机游走对估计结果的影响不可忽视。

关键词:捷联惯导系统;静基座;对准;解析法;常值偏置;随机游走

中图法分类号:P228 **文献标志码:**A

初始对准是捷联惯导系统(strapdown inertial navigation system, SINS)的关键技术之一,对准精度直接影响到导航系统的导航解算精度^[1-3]。静基座捷联惯导对准方法中,卡尔曼滤波法^[4-7]是最为常用的对准方法,但卡尔曼滤波器的初始条件以及模型参数会影响到系统状态变量的估计精度和速度^[8-10]。文献[8-13]曾开展相应的研究,来解决卡尔曼滤波器的初始化及滤波参数优化问题。对精度较高的捷联惯导,以上各种改进方法较为有效,但对精度较低的惯性系统,由于卡尔曼滤波法的鲁棒性较低,其对初始条件以及先验信息更为敏感,滤波结果很难收敛,甚至发散。

采用解析法对准是解决上述问题的有效途径,本文针对静基座解析法对准开展了系统研究,推导了惯性器件误差的解析表达式,分析了对准时间与仪器误差估计精度的关系。分析以及实测结果表明,适当时间(建议大于5 min)解析法对准即可以接近对准的极限精度。同时,本研究还证明了在解析法初始对准中,等效天向加速度计零偏是可以得到有效估计的;等效天向、北向陀螺漂移虽可估计,但随机游走对估计结果的影响不可忽视。

1 解析法对准原理

1.1 坐标系定义

导航坐标系:选取东-北-天(E-N-U)地理坐标系为导航坐标系,记为 n 系。

OEPQ坐标系:其原点 O 位于载体所在点, E 轴指向导航系的东向, P 轴平行于地球自转轴, Q 轴与另外两轴构成右手坐标系,记为 o 系。

载体坐标系:其三轴分别平行于载体横轴、纵轴和立轴,取右-前-上为正,记为 b 系。

由导航坐标系与OEPQ坐标系的定义可知,两者之间的方向余弦矩阵为:

$$C_n^o = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos B & \sin B \\ 0 & -\sin B & \cos B \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中, B 为载体所在纬度。

1.2 解析法对准的原理

考虑到捷联惯导系统处于静止状态,可将加速度计误差模型近似为常值零偏加白噪声(也称为随机游走),陀螺误差模型近似为常值漂移加白噪声^[14-15]。用平均法确定测量值,如果观测时间适当,白噪声得以减弱,测量值可表示为:

$$\begin{cases} \hat{f}_x^b = f_x^b + a_x^b, & \hat{\omega}_x^b = \omega_x^b + \epsilon_x^b \\ \hat{f}_y^b = f_y^b + a_y^b, & \hat{\omega}_y^b = \omega_y^b + \epsilon_y^b \\ \hat{f}_z^b = f_z^b + a_z^b, & \hat{\omega}_z^b = \omega_z^b + \epsilon_z^b \end{cases} \quad (2)$$

式中,上标表示所在坐标系,下标表示对应的坐标轴; $\hat{f}^b$ 为加速度计比力测量值; f^b 为 $\hat{f}^b$ 的理论值(下同); a 为加速度计的测量误差; $\hat{\omega}^b$ 为陀螺角速度测量值; ϵ 为陀螺的测量误差。并记:

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{f}}^b = [\hat{f}_x^b & \hat{f}_y^b & \hat{f}_z^b]^T \\ \hat{\boldsymbol{\omega}}^b = [\hat{\omega}_x^b & \hat{\omega}_y^b & \hat{\omega}_z^b]^T \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \boldsymbol{\epsilon}^n = \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\epsilon}^b \quad (\boldsymbol{\epsilon}^b = [\epsilon_x^b & \epsilon_y^b & \epsilon_z^b]^T, \\ \quad \quad \quad \boldsymbol{\epsilon}^n = [\epsilon_E^n & \epsilon_N^n & \epsilon_U^n]^T) \\ \mathbf{a}^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{a}^b \quad (\mathbf{a}^b = [a_x^b & a_y^b & a_z^b]^T, \\ \quad \quad \quad \mathbf{a}^n = [a_E^n & a_N^n & a_U^n]^T) \end{cases} \quad (4)$$

求得平均值之后,姿态矩阵计算为:

$$\hat{\mathbf{C}}_b^n = \begin{bmatrix} (\mathbf{g}^n)^T \\ (\mathbf{g}^n \times \boldsymbol{\omega}^n)^T \\ [(\mathbf{g}^n \times \boldsymbol{\omega}^n) \times \mathbf{g}^n]^T \end{bmatrix}^{-1} \times \begin{bmatrix} (-\hat{\mathbf{f}}^b)^T \\ (-\hat{\mathbf{f}}^b \times \hat{\boldsymbol{\omega}}^b)^T \\ [(-\hat{\mathbf{f}}^b \times \hat{\boldsymbol{\omega}}^b) \times (-\hat{\mathbf{f}}^b)]^T \end{bmatrix} \quad (5)$$

导航系中的重力与地球自转角速度为:

$$\begin{cases} \mathbf{g}^n = [0 & 0 & -g]^T \\ \boldsymbol{\omega}^n = [0 & \omega_N & \omega_U]^T \\ \quad = [0 & \omega \cos B & \omega \sin B]^T \end{cases} \quad (6)$$

式(6)中, g 为载体所在位置的重力加速度, ω 为地球自转角速率。

把式(5)展开,可得(由于公式繁琐,在此仅写出第 3 行的值):

$$\hat{\mathbf{C}}_b^n = \begin{bmatrix} (\hat{\mathbf{C}}_b^n)_{11} & (\hat{\mathbf{C}}_b^n)_{12} & (\hat{\mathbf{C}}_b^n)_{13} \\ (\hat{\mathbf{C}}_b^n)_{21} & (\hat{\mathbf{C}}_b^n)_{22} & (\hat{\mathbf{C}}_b^n)_{23} \\ \hat{f}_x^b/g & \hat{f}_y^b/g & \hat{f}_z^b/g \end{bmatrix} \quad (7)$$

由于测量值存在误差,式(7)求得的矩阵不是正交单位阵,需要按下式正交化处理:

$$(\hat{\mathbf{C}}_b^n)_1 = \hat{\mathbf{C}}_b^n [(\hat{\mathbf{C}}_b^n)^T \hat{\mathbf{C}}_b^n]^{-1/2} \quad (8)$$

上式姿态矩阵的失准角为^[16]:

$$\begin{cases} \varphi_E = a_N^n/g \\ \varphi_N = -a_E^n/g \\ \varphi_U = \epsilon_E^n/\omega_N - a_E^n \tan B/g \end{cases} \quad (9)$$

通过比较文献[17]与文献[18],可以发现,在忽略白噪声的情况下,解析法对准的误差与卡尔曼滤波法的极限精度相同。

2 惯性仪器误差的解析表达式

捷联惯导静基座对准时,可以估计惯性测量单元的常值偏置^[19],但目前还没有文献给出解析算法。本节推导了惯性仪器误差的解析表达式,可以得到惯性测量单元常值偏置的解析解。

由式(7)的第 3 行乘以加速度计的测量值,得:

$$\begin{aligned} \hat{f}_U^n &= [(\hat{f}_x^b)^2 + (\hat{f}_y^b)^2 + (\hat{f}_z^b)^2]/g \\ &= \langle \hat{\mathbf{f}}^b, \hat{\mathbf{f}}^b \rangle / g \end{aligned} \quad (10)$$

式中, $\langle a, b \rangle$ 表示 a 与 b 作内积。

把式(2)代入上式并化简,忽略高阶小量,可计算天向加速度计零偏:

$$a_U^n/g = (\langle \hat{\mathbf{f}}^b, \hat{\mathbf{f}}^b \rangle / g^2 - 1)/2 \quad (11)$$

用同样的方法可在 OEPQ 坐标系中计算极向陀螺漂移,公式为:

$$\epsilon_P^n/\omega = (\langle \hat{\boldsymbol{\omega}}^b, \hat{\boldsymbol{\omega}}^b \rangle / \omega^2 - 1)/2 \quad (12)$$

根据式(1),陀螺极向漂移可写为:

$$\epsilon_P^n/\omega = \epsilon_N^n \cos B/\omega + \epsilon_U^n \sin B/\omega \quad (13)$$

用式(7)的第 3 行乘以陀螺的测量值并化简,然后忽略高阶小量,可得:

$$\begin{aligned} \hat{\omega}_U^n &= (\langle \hat{\mathbf{f}}^b, \hat{\boldsymbol{\omega}}^b \rangle) / g \\ &= \frac{\langle \mathbf{f}^b, \boldsymbol{\omega}^b \rangle + \langle \mathbf{f}^b, \boldsymbol{\epsilon}^b \rangle + \langle \mathbf{a}^b, \boldsymbol{\omega}^b \rangle}{g} \end{aligned} \quad (14)$$

把式(14)两边同除以地球自转角速度,再次进行化简,可得:

$$\begin{aligned} \frac{\hat{\omega}_U^n}{\omega} - \sin B &= \frac{\langle \mathbf{f}^n, \boldsymbol{\epsilon}^n \rangle + \langle \boldsymbol{\omega}^n, \mathbf{a}^n \rangle}{g\omega} \\ &= \frac{\epsilon_U^n}{\omega} + \frac{a_N^n \cos B}{g} + \frac{a_U^n \sin B}{g} \end{aligned} \quad (15)$$

式(11)、式(13)和式(15)即为惯性传感器误差方程,通常认为北向加速度计零偏不可观测,且相对于陀螺漂移其为小量,可把此项误差设为零,然后把上述 3 式整理为:

$$\begin{cases} \frac{a_U^n}{g} = \frac{\langle \hat{\mathbf{f}}^b, \hat{\mathbf{f}}^b \rangle / g^2 - 1}{2} \\ \frac{\epsilon_U^n}{\omega} = \frac{\langle \hat{\mathbf{f}}^b, \hat{\boldsymbol{\omega}}^b \rangle}{g\omega} - \sin B - \frac{a_U^n \sin B}{g} \\ \frac{\epsilon_N^n}{\omega} = \frac{\langle \hat{\boldsymbol{\omega}}^b, \hat{\boldsymbol{\omega}}^b \rangle / \omega^2 - 1}{2 \cos B} - \frac{\epsilon_U^n \tan B}{\omega} \end{cases} \quad (16)$$

式(16)即为惯性仪器误差的解析表达式,由此可以得到天向加速度计零偏、天向陀螺漂移与北向陀螺漂移。

3 精度分析

对准误差主要由常值偏置和白噪声引起,在增加外部观测或者多位置对准的情况下^[20],常值偏置引起的对准误差可以减弱或者消除。但在静基座的情况下,常值偏置引起的对准误差不可避免,理论上能达到的最高精度是包含常值偏置的极限精度。因此,如何减小白噪声引起的对准误差是静基座对准的关键。解析法对准采用的观测是一定观测时间的平均值,观测时间的长短决定了白噪声的大小,下面分析观测时间对对准精度的影响。

3.1 姿态角估计精度分析

相对于陀螺误差对失准角的影响,加速度计误差的影响为小量,并且较短时间平均值的加速度计白噪声即可忽略,因此本小节只分析陀螺误差的影响。航向角误差主要受东向陀螺漂移的影响,虽然东向陀螺漂移不可观测,但只要观测时间适当,即可极大减弱白噪声的影响,对准精度可接近极限精度。

求观测数据平均值的目的是为了减弱角度随机游走(白噪声)的影响,观测时间的长短直接影响失准角的大小。在惯性器件的 Allan 方差分析中,陀螺角度随机游走和观测时间的双对数曲线为一条直线^[21],直线的斜率为 -0.5 ,根据上述关系可以确定不同观测时间随机游走的大小,可写为:

$$\sigma(t) = Q / \sqrt{t} \quad (17)$$

式中, σ 为 Allan 标准差; Q 为随机游走系数; t 为观测时间,单位为 h 。

根据式(17),10 min 对应的随机游走约为 $2.4Q$,5 min 对应的随机游走约为 $3.5Q$,与10 min 的误差相差不大。根据式(9),陀螺随机游走引起的航向角误差为:

$$\varphi_{U0} = \epsilon_0 / \omega_N \quad (18)$$

式中, ϵ_0 为随机游走。

通常情况下认为陀螺常值漂移比随机游走系数高一个数量级,约为 $10Q$,与之相比,5 min 或者10 min 对应的随机游走较小,引起的对准误差在可接受的范围内。同时,通过式(17)还可得出,当观测时间越长时,随机游走的影响越弱,对准精度越接近极限精度。

3.2 惯性器件误差估计精度分析

除了计算姿态角,静基座对准还可以估计惯性器件误差。在忽略白噪声和北向加速度计零偏

的情况下,可以根据式(16)准确估计惯性器件偏置。但在实际应用中,白噪声对估计惯性器件误差是有影响的,影响的大小可以根据式(17)计算。10 min 对应的随机游走约为 $2.4Q$,5 min 对应的随机游走约为 $3.5Q$ 。

通过上述分析可知,对于低精度的静基座捷联惯导,在应用卡尔曼滤波法无法完成精对准的情况下,应用解析法对准是可行的。即使对于高精度的捷联惯导,解析法对准也有一定的应用价值。

需要指出的是,对于陀螺零偏超过 $5^\circ/h$ 的捷联惯导系统,不具备自对准能力^[22],需要借助外部观测信息进行航向角的计算。

4 算例分析

为了验证解析法对准的效果,针对一组静基座光纤捷联惯导数据进行解算分析。光纤捷联惯导的标称精度为陀螺漂移小于 $0.75^\circ/h$,随机游走系数为 $0.1^\circ/\sqrt{h}$,加速度计零偏 $1 \times 10^{-3} g$ 。

捷联惯导采集数据时间为2 h,并把2 h 数据的对准结果作为参考值,分两种方案进行比较。第1种方案为:从中截取10段数据进行解析法对准,每段数据的时间为10 min,并与参考值进行对比,比较结果见图1和图2。第2种方案为:从中截取10段数据进行解析法对准,每段数据的时间为5 min,并与参考值进行对比,比较结果见图3和图4。

通过图1可以发现,水平姿态角可以得到有效估计,航向角的估计值与参考值之差在 $\pm 1.1^\circ$ 之间。通过§3分析可知,10 min 的随机游走约为 $2.4Q$ ($Q=0.1$),比较式(18)可知, $2.4Q$ 对应的航向角误差约为 1.0° ,与实验结果相符。

惯性仪器误差方面,通过图2可以得出:等效天向加速度计零偏可以得到有效估计;等效陀螺漂移受随机游走的影响,估计误差较大,但结果和第3节的分析相符,10 min 的对准时间引起的陀螺估计误差约在 $\pm 0.3^\circ/h$ 之间。

通过图3可以发现,航向角的估计值与参考值之差在 $\pm 1.7^\circ$ 之间。5 min 的随机游走约为 $3.5Q$ ($Q=0.1$),比较式(18)可知, $3.5Q$ 对应的航向角误差约为 1.5° ,与实验结果相符。

惯性仪器误差方面,通过图4可以得出,等效陀螺漂移受随机游走的影响,估计误差较大,但结果和§3的分析相符,5 min 的对准时间引起的陀螺估计误差约在 $\pm 0.4^\circ/h$ 之间。

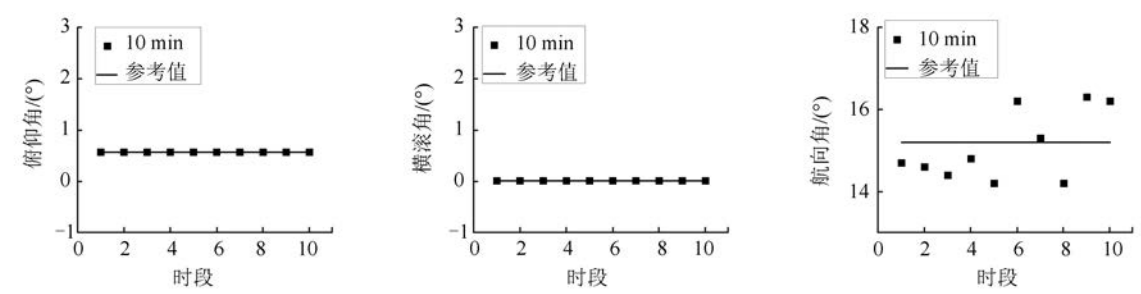


图 1 10 min 数据姿态角估计结果
Fig.1 Results of Attitude Angles in 10 Minutes

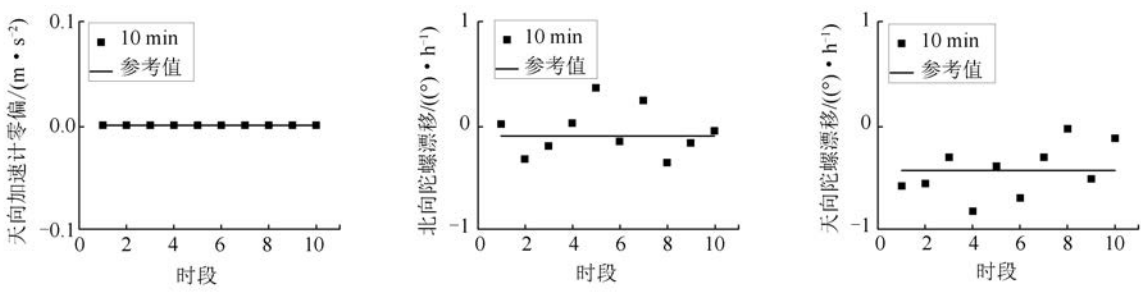


图 2 10 min 数据仪器误差的估计结果
Fig.2 Results of Instrument Errors in 10 Minutes

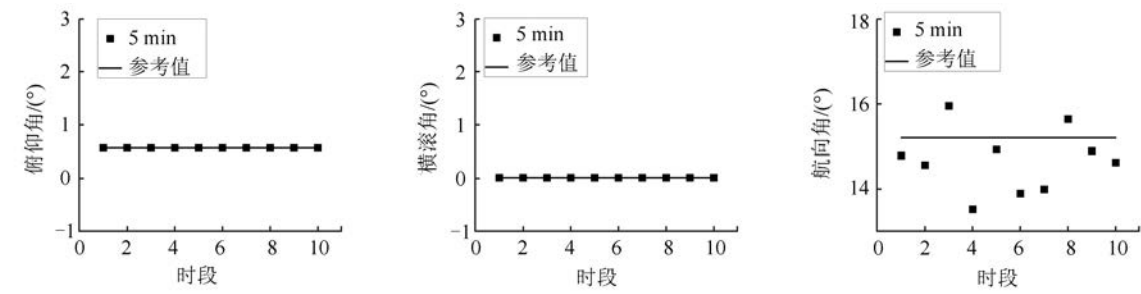


图 3 5 min 数据姿态角估计结果
Fig.3 Results of Attitude Angles in 5 Minutes

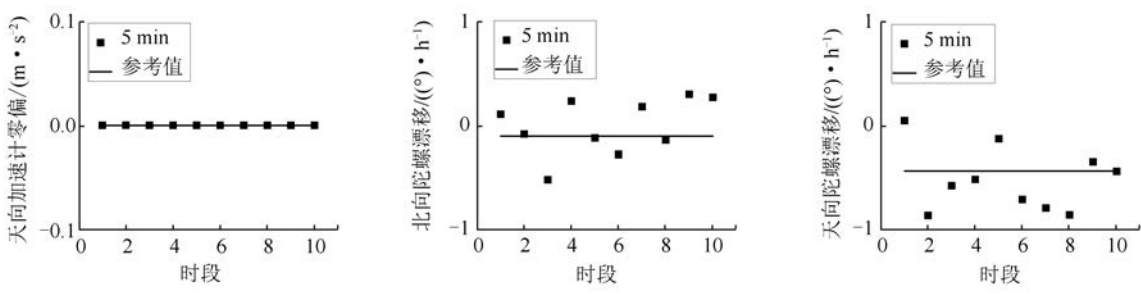


图 4 5 min 数据仪器误差的估计结果
Fig.4 Results of Instrument Errors in 5 Minutes

通过两种方案的比较发现,对于俯仰角、横滚角以及天向加速度计零偏,10 min 和 5 min 的结果几乎相同,差异可以忽略;对于航向角、北向以及天向陀螺漂移,10 min 的结果优于 5 min,但其差异在可接受的范围内,考虑到 § 3 的分析,本文建议解析法对准的时间大于 5 min。读者也可根

据 § 3 的精度分析和实际需要选择合适的对准时间。

5 结 语

本文针对静基座捷联惯导解析法对准,给出

了解析法对准的详细过程,推导了惯性器件误差的解析表达式,分析了对准时间对对准精度的影响。分析以及试验结果证明,适当时间(建议大于 5 min)解析法对准,即可以接近对准的极限精度。同时证明,在解析法初始对准中,等效天向加速度计零偏得到有效估计;等效天向、北向陀螺漂移虽可估计,但随机游走对估计结果的影响不可忽视。最后,得出结论:解析法是适用于低精度捷联惯导行之有效的初始对准方法,而对于高精度的捷联惯导,解析法对准也有一定的应用价值。

参 考 文 献

- [1] Paul G S. Blazing Gyros: The Evolution of Strapdown Inertial Navigation Technology for Aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(3): 637-655
- [2] Liu X X, Xu X S, Wang L H, et al. A Fast Compass Alignment Method for SINS Based on Saved Data and Repeated Navigation Solution[J]. *Measurement*, 2013, 46(10): 3 836-3 846
- [3] Titterton D, Weston J L. Strapdown Inertial Navigation Technology[M]. 2nd ed. London: Institution of Engineering and Technology, 2004
- [4] Ma T, Gao Y B. Application and Comparison of Two Methods for Alignment of FOG SINS[C]. 2010 8th World Congress on Intelligent Control and Automation. Ji'nan, China, 2010
- [5] Wang X L, Shen G X. A Fast and Accurate Initial Alignment Method for Strapdown Inertial Navigation System on Stationary Base[J]. *Journal of Control Theory and Applications*, 2005, 3(2): 145-149
- [6] Ahn H S, Won C H. Fast Alignment Using Rotation Vector and Adaptive Kalman Filter [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2006, 42(1): 70-83
- [7] Acharya A, Sadhu S, Ghoshal T K. Improving Self-alignment of Strapdown INS Using Measurement Augmentation[C]. 12th International Conference on Information Fusion, Seattle, USA, 2009
- [8] Zhu Feng, Zhang Xiaohong. Fine Alignment of SINS on Stationary Base Using a Reduced-order Filter and Equivalence Operation[J]. *Geomatics and Information Sciences of Wuhan University*, 2015, 40(2): 204-208, 279(朱锋, 张小红. 滤波降阶和等效性操作的捷联惯导静基座精对准[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2015, 40(2): 204-208, 279)
- [9] Xia Jiahe, Qin Yongyuan, Long Rui. The Effect of Kalman Filtering Initial Conditions on SINS Alignment[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(8): 1 933-1 938(夏家和, 秦永元, 龙瑞. 卡尔曼滤波初始条件对捷联惯导对准的影响[J]. 宇航学报, 2010, 31(8): 1 933-1 938)
- [10] Cheng Xianghong, Zheng Mei. Optimization on Kalman Filter Parameters of SINS During Initial Alignment[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2006, 14(4): 12-17(程向红, 郑梅. 捷联惯导系统初始对准中 Kalman 参数优化方法[J]. 中国惯性技术学报, 2006, 14(4): 12-17)
- [11] Ocone D, Pardoux E. Asymptotic Stability of the Optimal Filter with Respect to its Initial Condition [J]. *SIAM Journal on Control and Optimization*, 1996, 34(1): 226-243
- [12] Suzdaleva E. Initial Conditions for Kalman Filtering: Prior Knowledge Specification [C]. 7th WSEAS International Conference on Systems Theory and Scientific Computation, Athens, Greece, 2007
- [13] Snyder R, Saligari G. Initialization of the Kalman Filter with Partially Diffuse Initial Conditions[J]. *Journal of Time Series Analysis*, 1996, 17(4): 409-424
- [14] Xiong Jian, Liu Jianye, Lai Jizhou, et al. A Fast Initial Alignment Method Assisted by the Measurement Information of Gyro[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(4): 1 455-1 459(熊剑, 刘建业, 赖际舟, 等. 一种陀螺测量信息辅助的快速对准方法[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1 455-1 459)
- [15] Bar-Itzhack I Y, Berman N. Control Theoretic Approach to Inertial Navigation Systems[J]. *Journal of Guidance Control Dynamics*, 1988, 11(3): 237-245
- [16] Yan Gongmin, Yan Weisheng, Xu Demin, et al. SINS Initial Alignment Analysis Under Geographic Latitude Uncertainty[J]. *Aerospace Control*, 2008, 26(2), 31-34(严恭敏, 严卫生, 徐德民, 等. 纬度未知条件下捷联惯导系统初始对准分析[J]. 航天控制, 2008, 26(2): 31-34)
- [17] Jiang Y F, Lin Y P. Error Estimation of INS Ground Alignment through Observability Analysis [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1992, 28(1): 92-97
- [18] Chai Hua, Wang Yong, Xu Daxin, et al. Inertial Navigation System Fine Aliment under ECEF Frame with Quaternion and Kalman Filter[J]. *Geomatics and Information Sciences of Wuhan University*, 2012, 37(1): 68-72(柴华, 王勇, 许大欣, 等. 地固系下四元数和卡尔曼滤波方法的惯导初始精对准研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2012, 37(1): 68-72)

[19] Tan Caiming, Wang Yu, Su Yan, et al. The Simplest Multi-position Analytic Alignment for SINS[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(9): 1 645-1 650(谭彩铭, 王宇, 苏岩, 等. 捷联惯导系统最简多位置解析对准[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (9): 1 645-1 650)

[20] Chang G. Fast Two-position Initial Alignment for SINS Using Velocity plus Angular Rate Measurements[J]. *Advances in Space Research*, 2015, 56 (7): 1 331-1 342

[21] Hou H Y. Modeling Inertial Sensors Errors Using Allan Variance[D]. Calgary: Geomatics Engineering, University of Calgary, 2004

[22] Groves P D. Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems[M]. Boston: Artech House, 2008

Alignment of SINS on Stationary base Using Analytic Method

DING Leixiang^{1,2} XU Houze² WANG Yong² CHAI Hua² SUN Yafei² CAI Xiaobo²

1 School of Surveying and Urban Spatial Information, Henan University of Urban Construction, Pingdingshan 467036, China

2 State Key Laboratory of Geodesy and Earth's Dynamics, Institute of Geodesy and Geophysics, CAS, Wuhan 430077, China

Abstract: Initial alignment is one of the key SINS technologies, and alignment precision affects the navigation precision of navigation system directly, while Kalman filter parameters and initial conditions affect the convergent time and accuracy in SINS ground alignment. The effect is greater and usually leads to non-convergence and subsequently, low-accuracy SINS. The analytic alignment method is recommended based on a systematic study of this approach. In this study, the analytic expressions of javascript:void(0); nertial instrument errors were derived. The relationship between alignment time and instrument error were analyzed. Test results show that alignment accuracy can be close to the limitation using the analytic method. Meanwhile, up accelerometer bias can be correctly estimated, but the influence by random walk on the estimation results of gyro drifts cannot be ignored.

Key words: SINS; stationary base; alignment; analytic method; constant bias; random walk

First author: DING Leixiang, PhD, specializes in GNSS/INS integrated navigation. E-mail: dingleixiang@163.com

Corresponding author: SUN Yafei, PhD candidate. E-mail: sunyafei@asch.whigg.ac.cn

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China, Nos. 41274084, 41074001, 41406115.