

单轴旋转惯导系统最优二位置对准方案设计

郭琦,周召发,童树兵,徐梓皓,孙立江

(火箭军工程大学 定位定向与光电瞄准实验室,陕西 西安 710025)

摘要:二位置对准能够提高捷联惯导系统初始对准精度的原因有惯性器件常值误差的自补偿和改善系统可观性两方面。首先,为了研究单轴旋转惯导系统的误差补偿机理,建立了系统误差模型,引入了等效惯性器件常值误差,然后,从等效陀螺常值漂移的角度出发,推导了最优二位置对准方案,代入误差传播方程可知,该方案能够抑制水平等效陀螺常值漂移,进而减小航向角误差;最后,建立了卡尔曼滤波模型,采用奇异值分解法证实了二位置对准能够改善系统可观性,并开展了相关试验。试验结果表明,该方案可使初始对准精度达到 $36.441 4''(1\sigma)$ 。

关键词:单轴旋转;捷联惯导;二位置;误差传播特性;常值漂移;可观性

中图分类号:V249.322

文献标识码:A

Design of Optimal Two-position Alignment of Signal-axis Rotary SINS

GUO Qi, ZHOU Zhaofa, TONG Shubing, XU Zihao, SUN Lijiang

(Lab. of Orientation and Electro-optical Collimation, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: The two-position alignment can increase the precision of SINS initial alignment due to two reasons that are the compensation of inertial devices constant errors and the improvement of system observability. Firstly in order to study the error compensation principle of single-axis rotary SINS, the system error model is established, and the equivalent constant errors of inertial devices is introduced. Then the optimal two-position alignment scheme is deduced from the view of the equivalent gyro constant drift. A conclusion that two-position alignment can restrain horizontal equivalent gyro constant drift and decrease azimuth error is reached by substituting into the error propagation equations. Finally, the Kalman filter model is established and the method of two-position alignment to improve system observability is verified and the relevant experiment is carried out. The results show that the proposed scheme can increase the alignment precision to $36.441 4''(1\sigma)$.

Key words: single-axial rotation; SINS; two-position; error propagation character; gyro constant drift; observability

0 引言

二位置对准是一种常用的提高捷联惯导系统初始对准精度的方法^[1],其实质是在整周期内惯性测量单元(IMU)在对称位置驻留相同时间,使得惯性器件常值误差积分为0^[2];另一方面,其可将东向、北向加速度计零偏和东向陀螺仪常值漂移由单位置时的不可观测变为二位置时的可观测,改善了卡尔曼滤波的效果。文献[3]建立了捷联惯导系统的误差模型;文献[4]提出了等效陀螺常值漂移的概念,并应用于多位置对准方案的选择;文献[3,5-6]对惯导系统的误差传播特性进行了分析。文献[7]提出了一种基于奇异值分解的可观测性分析方法。本

文参照文献[4]推导了等效加速度计零偏模型,并结合文献[3]建立了引入等效常值误差描述的旋转惯导系统误差模型。本文从等效陀螺常值漂移的角度出发推导了最优二位置对准方案,并结合误差传播方程,揭示了该方案的误差抑制原理。与文献[4]相比,本文将初始姿态由零扩展到任意值,更具有普遍性。最后,采用奇异值分解法进行了可观性分析并开展了相关试验,验证了方案的可行性和精度。

1 单轴旋转惯导系统的误差模型

1.1 坐标系说明

地理坐标系 t :用 $O-x_t y_t z_t$ 表示,原点位于载体

收稿日期:2016-01-25

基金项目:国家自然科学基金资助项目(41174162)

作者简介:郭琦(1992-),男,山东高唐人,硕士生,主要从事惯性导航技术的研究。通信作者:周召发(1973-),男,重庆忠县人,教授,博士生导师,主要从事惯性导航技术的研究。

质心, Ox_t, Oy_t, Oz_t 分别指向所在点的东、北、天^[3]。

导航坐标系 n : 用 $Ox_n y_n z_n$ 表示, 是在导航时根据系统工作的需要而选取的作为导航基准的坐标系^[5]。在此, 选取地理坐标系为导航坐标系。

载体坐标系 b : 用 $Ox_b y_b z_b$ 表示, 以载体质心为原点, Ox_b, Oy_b, Oz_b 分别指向右、前、上, 即沿载体横轴向右、沿载体纵轴向前和沿载体立轴向上^[8]。

IMU 坐标系 s : 用 $Ox_s y_s z_s$ 表示, 原点为载体质心, z 轴指向为惯性器件敏感轴方向^[6]。

1.2 姿态误差方程

单轴旋转惯导系统的姿态误差方程^[3]为

$$\dot{\boldsymbol{\phi}} = \boldsymbol{\phi} \times \boldsymbol{\omega}_m^n + \delta\boldsymbol{\omega}_m^n - \delta\boldsymbol{\omega}_{is}^n \quad (1)$$

式中 $\boldsymbol{\phi}$ 为姿态误差角矢量, 可视为小角。导航坐标

$$\begin{cases} \delta\dot{L} = \frac{\delta V_N}{R_M + h} - \delta h \frac{V_N}{(R_M + h)^2} \\ \delta\dot{\lambda} = \frac{\delta V_E}{R_N + h} \sec L + \delta L \frac{V_E}{R_N + h} \tan L \sec L - \delta h \frac{V_E \sec L}{(R_N + h)^2} \\ \delta\dot{h} = \delta V_U \end{cases} \quad (5)$$

式中: L, λ, h 分别为载体所在点的纬度、经度和高度; R_M, R_N 分别为子午圈和卯酉圈的曲率半径。

该模型引入等效陀螺常值漂移和等效加速度计零偏, 更能准确反映旋转惯导的旋转特性。通过改变 C_s^b , 不仅适用于单轴旋转惯导, 而且适用于双轴、三轴旋转惯导。当 C_s^b 恒取为单位阵时, 该模型退化为一般捷联惯导系统模型。

2 二位置对准的误差抑制原理

2.1 二位置条件下的等效陀螺常值漂移

初始姿态矩阵为 C_b^n , 第 i 行第 j 列元素记为 C_{ij} , ($i, j=1, 2, 3$)。IMU 绕 Oz_s 转动, 逆时针为正。 t 时刻 IMU 转动角速率为 ω_c , 相对 b 系转过的角度为 α , 那么静基座条件下陀螺的理想输出为

$$\delta\boldsymbol{\omega}_{is}^n = \begin{bmatrix} C_{11}(\epsilon_x^s \cos \alpha - \epsilon_y^s \sin \alpha) + C_{12}(\epsilon_x^s \sin \alpha + \epsilon_y^s \cos \alpha) + C_{13}\epsilon_z^s \\ C_{21}(\epsilon_x^s \cos \alpha - \epsilon_y^s \sin \alpha) + C_{22}(\epsilon_x^s \sin \alpha + \epsilon_y^s \cos \alpha) + C_{23}\epsilon_z^s \\ C_{31}(\epsilon_x^s \cos \alpha - \epsilon_y^s \sin \alpha) + C_{32}(\epsilon_x^s \sin \alpha + \epsilon_y^s \cos \alpha) + C_{33}\epsilon_z^s \end{bmatrix} \quad (8)$$

由式(8)可知, 绕方位轴转动可对水平方向的陀螺漂移进行调制, 但不能补偿方位轴方向的常值漂移 ϵ_z^s 。

为了便于经纬仪与 IMU 直角棱镜准直, 进而计算方位角真值, 一般情况下 IMU 初始位置的载体坐标系与 IMU 坐标系重合。所以, IMU 处于位

系中等效陀螺常值漂移^[4]为

$$\delta\boldsymbol{\omega}_{is}^n = C_s^n \delta\boldsymbol{\omega}_{is}^s = C_b^n C_s^b [(\delta\mathbf{K}_g + \delta\mathbf{G})\boldsymbol{\omega}_{is}^s + \boldsymbol{\epsilon}^s + \boldsymbol{\epsilon}_w^s] \quad (2)$$

式中 $\boldsymbol{\epsilon}^s, \boldsymbol{\epsilon}_w^s, \delta\mathbf{K}_g$ 和 $\delta\mathbf{G}$ 分别为陀螺常值漂移、系统随机噪声、标度因数误差矩阵和安装误差矩阵。

1.3 速度误差方程

单轴旋转惯导系统的速度误差方程^[3]为

$$\delta\dot{\mathbf{V}}^n = -\boldsymbol{\phi}^n \times \mathbf{f}^n + \delta\mathbf{V}^n \times (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) + \mathbf{V}^n \times (2\delta\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n) + \delta\mathbf{f}^n \quad (3)$$

导航坐标系中等效加速度计零偏为

$$\delta\mathbf{f}^n = C_b^n C_s^b [(\delta\mathbf{K}_a + \delta\mathbf{A})\mathbf{f}^s + \nabla^s + \nabla_w^s] \quad (4)$$

式中 $\nabla^s, \nabla_w^s, \delta\mathbf{K}_a$ 和 $\delta\mathbf{A}$ 分别为加速度计零偏、系统随机噪声、标度因数误差矩阵和安装误差矩阵。

1.4 位置误差方程

$$\boldsymbol{\omega}_{is}^s = C_b^n C_s^b \boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{is}^s = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{11} & C_{21} & C_{31} \\ C_{12} & C_{22} & C_{32} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ie} \cos L \\ \omega_{ie} \sin L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_c \end{bmatrix} \quad (6)$$

根据式(2), 等效陀螺常值漂移的一般性表示为

$$\delta\boldsymbol{\omega}_{is}^n = C_s^n \delta\boldsymbol{\omega}_{is}^s = C_b^n C_s^b [(\delta\mathbf{K}_g + \delta\mathbf{G})\boldsymbol{\omega}_{is}^s + \boldsymbol{\epsilon}^s + \boldsymbol{\epsilon}_w^s] \quad (7)$$

惯性器件的常值误差是引起导航误差的主要因素。忽略陀螺标度因数误差、安装误差和系统随机噪声的影响。式(7)可简写为

置一时, 取 $\alpha=0^\circ$, 代入式(8)得

$$\delta\boldsymbol{\omega}_{is1}^n = \begin{bmatrix} C_{11}\epsilon_x^s + C_{12}\epsilon_y^s + C_{13}\epsilon_z^s \\ C_{21}\epsilon_x^s + C_{22}\epsilon_y^s + C_{23}\epsilon_z^s \\ C_{31}\epsilon_x^s + C_{32}\epsilon_y^s + C_{33}\epsilon_z^s \end{bmatrix} \quad (9)$$

IMU 处于位置二时, α 未知, 等效陀螺常值漂移为

$$\delta\omega_{is2}^n = \begin{bmatrix} C_{11}(\epsilon_x^s \cos \alpha - \epsilon_y^s \sin \alpha) + C_{12}(\epsilon_x^s \sin \alpha + \epsilon_y^s \cos \alpha) + C_{13}\epsilon_z^s \\ C_{21}(\epsilon_x^s \cos \alpha - \epsilon_y^s \sin \alpha) + C_{22}(\epsilon_x^s \sin \alpha + \epsilon_y^s \cos \alpha) + C_{23}\epsilon_z^s \\ C_{31}(\epsilon_x^s \cos \alpha - \epsilon_y^s \sin \alpha) + C_{32}(\epsilon_x^s \sin \alpha + \epsilon_y^s \cos \alpha) + C_{33}\epsilon_z^s \end{bmatrix} \quad (10)$$

建立目标函数和约束条件:

$$\begin{cases} \min \{ \delta\omega_{is1x}^n + \delta\omega_{is2x}^n \} \\ \min \{ \delta\omega_{is1y}^n + \delta\omega_{is2y}^n \} \\ \text{s. t. } 0 \leq \alpha < 360^\circ \end{cases} \quad (11)$$

可得唯一解 $\alpha = 180^\circ$ 。此时,位置二的等效陀螺常值漂移为

$$\delta\omega_{is2}^n = \begin{bmatrix} -C_{11}\epsilon_x^s - C_{12}\epsilon_y^s + C_{13}\epsilon_z^s \\ -C_{21}\epsilon_x^s - C_{22}\epsilon_y^s + C_{23}\epsilon_z^s \\ -C_{31}\epsilon_x^s - C_{32}\epsilon_y^s + C_{33}\epsilon_z^s \end{bmatrix} \quad (12)$$

若使 IMU 在对称位置驻留相同时间 t_s , 可以相互抵消水平方向陀螺常值漂移。以上即为最优二位置对准方案。此时,整周期内

$$\delta\omega_{is}^n = \delta\omega_{is1}^n + \delta\omega_{is2}^n = \begin{bmatrix} 2C_{13}\epsilon_z^s t_s \\ 2C_{23}\epsilon_z^s t_s \\ 2C_{33}\epsilon_z^s t_s \end{bmatrix} \quad (13)$$

2.2 等效陀螺常值漂移在误差传播特性中的体现

纯惯导的高度通道是发散的,故在建立特征方程时不考虑 δV^n 和 δh ; 由于经度误差并没有以输入量的形式出现在其他系统误差方程中,即经度误差在系统回路之外,对系统的动态特性不产生影响^[5], 故在建立特征方程时不考虑 $\delta\lambda$ 。

联立式(1)、(3)、(5)得到误差方程的状态空间形式

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X} + \mathbf{u} \quad (14)$$

其中

$$\mathbf{X} = [\delta V_E \quad \delta V_N \quad \phi_E \quad \phi_N \quad \phi_U \quad \delta L]^T \quad (15)$$

$$\mathbf{u} = [\delta f_E \quad \delta f_N \quad \delta\omega_{isx}^n \quad \delta\omega_{isy}^n \quad \delta\omega_{isz}^n \quad 0]^T \quad (16)$$

式中 \mathbf{F} 为状态转移矩阵,由式(1)、(3)、(5)可得。

对式(14)进行拉普拉斯变换,得到静基座条件下的误差传播方程为

$$\mathbf{X}(s) = (s\mathbf{I} - \mathbf{F})^{-1} [\mathbf{X}(0) + \mathbf{u}(s)] \quad (17)$$

文献[3,5]给出了忽略傅科周期时系统误差传播的解析表达式,此处不再赘述。忽略解析表达式中的振荡项,保留常值项和积累项,得到等效陀螺常值漂移与载体航向角误差和经纬度误差的函数关系为

$$\begin{cases} \phi_U = \frac{1}{\omega_{ie} \cos L} \delta\omega_{isx}^n \\ \delta L = \frac{\sin L}{\omega_{ie}} \delta\omega_{isy}^n - \frac{\cos L}{\omega_{ie}} \delta\omega_{isz}^n \\ \delta\lambda = \frac{\tan L}{\omega_{ie}} \delta\omega_{isx}^n - \cos L \delta\omega_{isy}^n t - \sin L \delta\omega_{isz}^n t \end{cases} \quad (18)$$

由式(13)可知,二位置对准中由于位置一与位置二对称,且驻留时间等长,整周期内 $\epsilon_x^s, \epsilon_y^s$ 在导航坐标系的投影经积分后为 0, $\delta\omega_{isx}^n, \delta\omega_{isy}^n$ 减小, $\delta\omega_{isz}^n$ 不变。因此,式(18)中与水平等效陀螺常值漂移有关的航向角误差和经纬度误差减小。

3 试验验证与结果分析

为验证单轴旋转惯导系统最优二位置对准方案的可行性,在实验室条件下进行静基座试验。主要试验仪器为某型单轴旋转激光惯导系统、双轴位置转台、基准棱镜和经纬仪。激光陀螺常值漂移约为 0.005 ($^\circ$)/h, 加速度计零偏约为 3×10^{-5} g ($g = 9.8 \text{ m/s}^2$)。初始对准时间为 5 min, 其中粗对准 1 min, 精对准 4 min。记录精对准结束时刻 IMU 解算出的姿态角。

3.1 卡尔曼滤波器设计

状态量取为速度误差、姿态误差、陀螺常值漂移和加速度计零偏。

$$\mathbf{X} = [\delta V_E \quad \delta V_N \quad \delta V_U \quad \phi_E \quad \phi_N \quad \phi_U \quad \epsilon_x^s \quad \epsilon_y^s \quad \epsilon_z^s \quad \nabla_x^s \quad \nabla_y^s \quad \nabla_z^s]^T \quad (19)$$

状态方程:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}\mathbf{X}(t) + \mathbf{w}(t) \quad (20)$$

式中 $\mathbf{w}(t)$ 为系统噪声,与陀螺仪和加速度计的参数有关。

量测方程:

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t) \quad (21)$$

其中

$$\mathbf{Z} = [V_E \quad V_N \quad V_U]^T \quad (22)$$

$$\mathbf{H} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3}] \quad (23)$$

式中 $\mathbf{V}(t)$ 为量测噪声。

观测量 \mathbf{Z} 为地速,可根据纯惯导解算得到。由于载体相对于地球未产生位置变化,真实地速为 0, 故观测量 \mathbf{Z} 实质上是速度误差。

每个采样周期进行一次滤波,每次滤波结束后,利用失准角估计值进行姿态修正。记 n 为真实的导航坐标系, n' 为纯惯导解算得到的导航坐标系。卡尔曼滤波估计得到坐标系 n' 偏离坐标系 n 的失准角 ϕ_E, ϕ_N, ϕ_U 均为小角,则

$$\mathbf{C}_b^n = \mathbf{C}_n^n \mathbf{C}_b^{n'} = \begin{bmatrix} 1 & -\phi_U & \phi_N \\ \phi_U & 1 & -\phi_E \\ -\phi_N & \phi_E & 1 \end{bmatrix} \mathbf{C}_b^{n'} \quad (24)$$

3.2 可观测性分析

捷联惯导系统单位置初始对准时系统不完全可观测, 东向、北向加速度计零偏和东向陀螺仪常值漂移为不可观测状态, 限制了初始对准的精度^[4]。下面采用奇异值分解法对单轴旋转惯导系统静基座二位置对准进行可观测性分析^[7], 如图 1 所示。图中, 各个子图分别为奇异值对应分解右阵列矢量的直方图, 横坐标表示列矢量中各分量的序号, 纵坐标表示各分量的取值。奇异值越大, 分解右阵列矢量对应的状态变量或其线性组合可观测性越强, 反之则越弱。

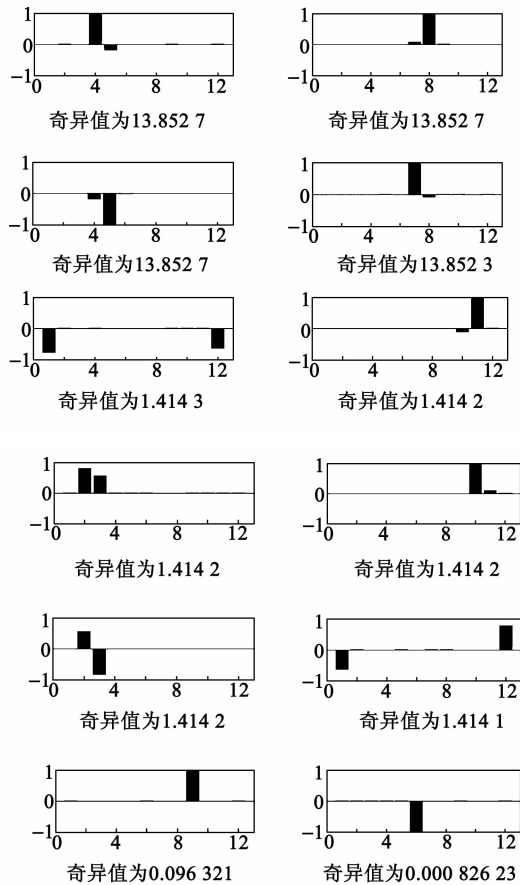


图 1 最优二位置对准的可观测性分析

已知单位置对准时东向、北向加速度计零偏和东向陀螺仪常值漂移为不可观测状态量。由图 1 可知, 采用二位置对准后, 所有状态量的可观测度均不为 0, 系统由不完全可观测变为完全可观测, 有效提高滤波估计精度。

3.3 数据分析

单轴旋转激光惯导系统静基座最优二位置初始对准试验的姿态数据如表 1 所示。

表 1 最优二位置对准解算的姿态角

组别	俯仰角/(°)	横滚角/(°)	航向角/(°)
1	-0.209 28	0.094 04	270.743 96
2	-0.209 31	0.094 05	270.751 42
3	-0.209 28	0.094 03	270.744 61
4	-0.209 40	0.094 08	270.746 19
5	-0.209 40	0.094 07	270.749 85
6	-0.209 49	0.094 09	270.736 14
7	-0.209 43	0.094 21	270.725 69
8	-0.209 51	0.094 06	270.742 68
9	-0.209 59	0.094 10	270.739 87
10	-0.209 57	0.094 03	270.744 24

由实验室基准棱镜计算得到的方位角(航向角)为 $270^{\circ}44'9.12''$, 即 270.735867° , 记为初始对准的真值。由表 1 计算可知, 单轴旋转惯导系统最优二位置对准结果相对于真值的标准差为 $36.4414''(1\sigma)$ 。

为进一步体现最优二位置对准的优越性, 设计单位置对准试验, 硬件设备和对准时间与最优二位置对准方案相同。单位置对准的姿态数据如表 2 所示。

表 2 单位置对准解算的姿态角

组别	俯仰角/(°)	横滚角/(°)	航向角/(°)
1	0.164 05	0.039 63	270.923 35
2	0.163 92	0.039 58	270.926 70
3	0.163 81	0.039 54	270.925 59
4	0.163 72	0.039 42	270.930 41
5	0.163 69	0.039 35	270.933 05
6	0.163 71	0.039 34	270.936 49
7	0.163 58	0.039 39	270.920 73
8	0.163 61	0.039 17	270.922 12
9	0.163 60	0.039 19	270.920 80
10	0.163 43	0.039 16	270.921 93

由实验室基准棱镜计算得到的方位角(航向角)为 $270^{\circ}54'21.14''$, 即 270.905873° , 记为初始对准的真值。由表 2 计算可知, 单轴旋转惯导系统单位置对准结果相对于真值的标准差为 $79.3383''(1\sigma)$ 。与表 1 结果比较可知, 最优二位置对准方案能改善初始对准的精度。

4 结束语

本文分析了二位置对准能够提高初始对准精度

的两个原因,误差自补偿和改善可观测性。推导了最优二位置对准方案,并设计了相关试验验证了方案的可行性和精度。二位置对准只能对惯性器件水平常值误差进行调制,若对方位轴误差进行补偿还需要进一步开展三位置对准等技术的研究。

参考文献:

- [1] TITTERTON D H, WESTON J L. Strapdown inertial navigation technology[M]. London: Institution of Engineering and Technology, 2004.
- [2] ISHIBASHI S, TSUKIOKA S, SAWA T, et al. The rotation control system to improve the accuracy of an inertial navigation system installed in an autonomous underwater vehicle[C]//Tokyo: Proceedings of Symposium on Underwater Technology and Workshop on Scientific Use of Submarine Cables and Related Technologies, 2007:495-498.
- [3] 秦永元. 惯性导航[M]. 2版. 北京:科学出版社,2014.

- [4] 王新龙. 捷联式惯导系统动、静基座初始对准[M]. 西安:西北工业大学出版社,2013.
- [5] 高伟, 奔粤阳, 李倩. 捷联惯导系统初始对准技术[M]. 北京:国防工业出版社,2014.
- [6] 孙枫, 孙伟. 基于单轴旋转的光纤捷联惯导系统误差特性与实验分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(4):1070-1077. SUN Feng, SUN Wei. Error characteristic and experiment analysis of FOG SINS based on signal-axis rotation[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(4):1070-1077.
- [7] 程向红, 万德均, 仲巡. 捷联惯导系统的可观测性和可观测度研究[J]. 东南大学学报, 1997, 27(6):6-10. CHENG Xianghong, WAN Dejun, ZHONG Xun. Research on strapdown inertial navigation system observability and observable degree[J]. Journal of Southeast University, 1997, 27(6):6-10.
- [8] 严恭敏. 车载自主定位定向系统研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.

(上接第950页)

由表2、3可见,经过补偿后,惯导冷启动的精度得到明显提高,与热启动精度相当,补偿达到了预期的效果。

4 结束语

本文分析了初始对准中惯性器件斜坡性零偏对准精度的影响,指出了惯导等效北向加速度计斜坡性零偏会给方位的对准带来较大误差,但通过对加速度计零偏变化的建模、数字补偿可以很好地减小其对初始对准的影响,提高对准精度,试验证明此方法起到了较好的效果。

参考文献:

- [1] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京:科学出版社,2006.
- [2] 万德钧, 房建成. 惯性导航初始对准[M]. 南京:东南大学出版社,1988.
- [3] 王进. 捷联导系统罗经对准方法研究[D]. 长沙:国防

科学技术大学,2005.

- [4] 陆元九. 惯性器件[M]. 北京:中国宇航出版社,2005.
- [5] HONG S, LEE M H, KWON S H, et al. A car test for the estimation of GPS/INS alignment errors[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2004, 5(3):208-218.
- [6] JIANG Y F. Error analysis of analytic coarse alignment methods[J]. IEEE Trans Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(1):334-337.
- [7] 魏小莹, 林玉荣, 邓正隆. 光纤陀螺捷联姿态算法的改进研究[J]. 中国惯性技术学报, 2005, 13(2):70-74.
- [8] 严恭敏, 秦永元. 车载导航系统动态高精度初始对准技术[J]. 系统工程与电子技术, 2006, 28(9):1404-1407.
- [9] 姜军, 杨亚非. SINS/GPS组合导航系统初始对准的可观测度分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2007, 39(7):1025-1027.