

# 敏感轴安装偏角的误差分析与标定方法\*

郭强,李岁劳,何颖

(西北工业大学自动化学院 西安 710129)

**摘要:**针对光电辅助惯导的高精度定位定向系统而言,系统间敏感轴安装偏角的标定是惯导系统初始对准的关键。建立了敏感轴安装偏角的标定原理,将安装偏角的标定转化为对横向位置误差的标定,详细分析影响横向位置误差的主要因素,将惯导系统误差的影响与安装偏角影响分离,采用递推最小二乘算法标定出安装偏角所引起的横向位置偏差。仿真结果表明:敏感轴安装偏角的标定精度优于 $10''$ ,实验验证结果优于 $20''(1\sigma)$ ,并且算法简单、实验操作方便、耗时较少、对外在环境依赖性小,因此本系统满足高精度定位定向系统的对准要求。

**关键词:**捷联惯导系统;敏感轴安装偏角;横向位置偏差;递推最小二乘

**中图分类号:** V666.12 TH714 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.35

## Error analysis and calibration method of the installation angle of sensitive axis

Guo Qiang, Li Suilao, He Ying

(School of Automation Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

**Abstract:** In the high-precision positioning and orientation system aided by the auxiliary Electro-Optical inertial navigation, the initial alignment installation angle of sensitive axis among systems is the key factor. Based on calibration principle of the installation angle of the sensitive axis, the installation angle calibration is converted to the calibration of the lateral position error. The main factors of affecting the lateral position deviation are detailedly analyzed, and the affection of INS system error and the installation angle are separated. The Lateral position deviation by the installation angle of sensitive axis is calibrated by using the least square algorithm. The simulation results reveal that the calibration accuracy of the installation angle of sensitive axis is less than  $10''$ . Experimental verification result is less than  $20''(1\sigma)$ . Moreover, the algorithm is simple and convenient to be implemented, less time-consuming, and small dependency on the external environment. Thus, the high-precision dynamic alignment requirement can be satisfied in this work.

**Keywords:** strap-down inertial navigation system (SINS); installation angle of sensitive axis; lateral position deviation; recursive least squares (RLS)

## 1 引言

实现利用光学瞄准的惯导系统初始对准,首先需要完成利用光电平台测量航向,然后把测得的航向信息传递给惯导系统<sup>[1-3]</sup>。但由于光电平台与惯导系统各有自身的测量坐标系,不同的测量设备分别安装在载体的不同位置,这就造成不同测量坐标系间的基准不一致,即不同测量设备测量坐标系间存在不同维的不对准角,称为敏感轴安装偏角<sup>[4]</sup>。比如在飞机中,机载雷达系统、惯

导系统的测量坐标系间就存在安装偏角,同时它们又同飞机的载体坐标系间存在安装偏角,这些安装偏角的量级最大可达 $0.5^\circ$ ,如果不进行标定,将严重影响航向的传递精度<sup>[5-7]</sup>。但这些安装偏角均固定存在,可以通过标定的方法进行消除。标定这些不同坐标系间的安装偏角是基于光学瞄准的惯导系统初始对准技术的关键。

当前文献中关于敏感轴安装偏角标定问题研究少之又少,文献[4]中采用运动学约束与零速修正组合估计捷联惯导系统误差,进而估计出光电探测系统与捷联惯导系统之间的敏感轴安装偏角,标定精度优于 $30''$ ,但算

法复杂,对车载机动要求严格,同时对惯导系统误差标定精度较低,且不够稳定。本文通过从影响敏感轴安装偏角的主要因素横向位置偏差入手,详细分析惯导系统误差对横向位置偏差的影响,从而有效分离出安装偏角,采用递推最小二乘算法(recursive least squares, RLS)可以精确估计出惯导系统误差和敏感轴安装偏角,并且算法简单、实验操作方便、耗时较少、对外在环境依赖性小,因此本系统适应于陆用战车的高精度定位定向系统的对准要求。

## 2 敏感轴安装偏角标定原理

### 2.1 安装偏角模型

惯导测量坐标系  $o_i-x_iy_iz_i$ 、光电平台测量坐标系  $o_p-x_py_pz_p$  的位置关系可以表示为<sup>[8]</sup>:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \mathbf{C}_p^i \begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{C}_p^i$  为坐标系  $o_p-x_py_pz_p$  到  $o_i-x_iy_iz_i$  的转移矩阵,  $\mathbf{C}_p^i$  可由下式表示:

$$\mathbf{C}_p^i = \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

角  $\psi$ 、 $\theta$ 、 $\gamma$  分别为坐标系  $o_p-x_py_pz_p$  到  $o_i-x_iy_iz_i$  的欧拉转角。由于光电测量平台测量坐标系与惯导测量坐标系间的安装偏角都为小角度,可以对  $\mathbf{C}_p^i$  进行小角度线性化近似,得:

$$\mathbf{C}_p^i = \begin{bmatrix} 1 & \psi & -\gamma \\ -\psi & 1 & \theta \\ \gamma & -\theta & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

可见在小角度情况下,坐标系旋转的欧拉转角旋转顺序不再重要,各维度的偏角可以解耦考虑。利用光学瞄准辅助惯导航向对准主要关心坐标系  $o_p-x_py_pz_p$  和  $o_i-x_iy_iz_i$  的航向偏角。所以在只关心航向偏角的情况下,可以把  $\mathbf{C}_p^i$  表示为<sup>[9]</sup>:

$$\mathbf{C}_p^i = \begin{bmatrix} 1 & \psi & 0 \\ -\psi & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

由式(4)可知,简化后只考虑航向偏角的情况下,认为坐标系  $o_p-x_py_pz_p$  到  $o_i-x_iy_iz_i$  只经历一次航向轴的转动,其偏角的平面模型如图1所示<sup>[4]</sup>。

图1中,  $\psi_I$  为惯导陀螺敏感轴坐标系真实航向角;  $\psi_I - \Delta\psi$  为惯导罗经对准给出的惯导航向角;  $\Delta\psi$  为惯导

罗经对准误差;  $\psi_T$  为光电测量系统瞄准目标时的航向角,即目标航向角;  $\psi_0$  为光电测量系统瞄准目标时,平台输出的方位测量输出角,即目标方位角;  $\psi_{p-b}$  为惯导测量坐标系轴与光电测量系统旋变零位航向轴的安装偏角。图1中各角度的关系可以表示为:

$$\psi_{p-b} = \psi_T + \psi_0 - \psi_I \quad (5)$$

式中:利用单靶标可以测得此时的目标方位角  $\psi_0$ ,惯导系统进行罗经对准可以测得  $\psi_I - \Delta\psi$ ,光电测量系统定靶标位置与光电测量系统位置可以计算得到目标航向角  $\psi_T$ ,则:

$$(\psi_{p-b} + \Delta\psi_I) = \psi_T + \psi_0 - (\psi_I - \Delta\psi_I) \quad (6)$$

由式(6)可知,静止时可以得到敏感轴安装偏角与惯导罗经对准误差角的和  $\psi_{p-b} + \Delta\psi_I$ ,无法分离惯导对准引起的误差  $\Delta\psi_I$  和敏感轴安装偏角  $\psi_{p-b}$ ,因此需要运动激励来将其分离<sup>[5]</sup>。

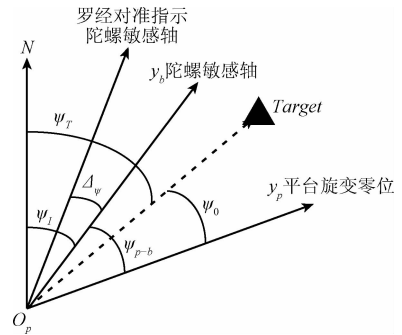


图1 光电测量与惯导间安装偏角平面图

Fig. 1 The installation angle between the electro-optical measurement and INS

一般而言,载车的机体坐标系无法明确给出,对于光电探测系统来说,光电探测器的视轴零位经过对准之后,有着较高的航向对准精度,因此可将其视为航向基准;对于捷联惯导系统而言,需要标定的就是  $X$  轴加速度计与光电探测器视轴零位间的不正交角。当通过转台精确补偿惯性测量组件的标度因素误差和安装角误差之后,加速度计和陀螺输出经过转换都被投影到惯导测量坐标系  $o_b-x_by_bz_b$ ,则此时的  $X$  轴加计与  $Y$  轴陀螺近似正交,也可认为标定目标为捷联惯导系统的  $Y$  轴陀螺与光电探测器视轴零位的安装偏角。

### 2.2 安装偏角标定原理

#### 1) 理想情况下

如图2所示,敏感轴安装偏角标定时,车辆需要行驶在一条直线上,称为基线,该基线方位角为  $\psi_m$ 。车体以一定速度沿基线行驶至终点后,由于敏感轴安装偏角而导致的横向位移偏差为  $X_\psi$ ,假定在理想情况下,陀螺和加速度计没有误差,惯导横轴方向上的位移应该为0。而当将光电探测器的高精度航向信息引入惯导系统之

后,则由于航向安装偏角的存在导致惯导解算的轨迹与实际运行轨迹不一致。

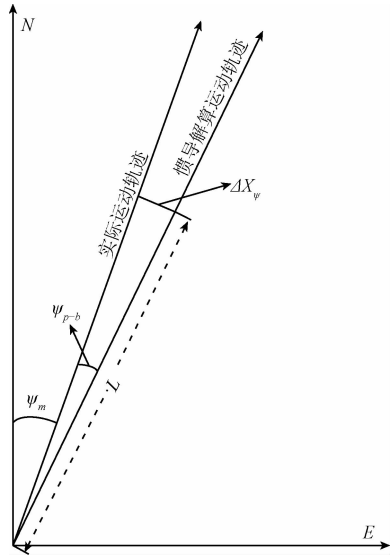


图2 理想情况下敏感轴安装偏角示意图  
Fig. 2 Installation deviation angle of sensitive under ideal condition

由图2可知:

$$\Delta X_{\psi} = L \cdot \tan(\psi_{p-b}) \quad (7)$$

即:

$$\psi_{p-b} = \arctan\left(\frac{\Delta X_{\psi}}{L}\right) \quad (8)$$

式中:  $\Delta X_{\psi} = \Delta S_E \cos(\psi_m) + \Delta S_N \sin(\psi_m)$ ,  $\psi_m = \arctan\left(\frac{S_E}{S_N}\right)$ ,  $L = \sqrt{S_E^2 + S_N^2}$ ,  $\Delta S_E$ 、 $\Delta S_N$  为惯导系统解算的东向和北向位置误差,  $\psi_m$  为实际轨迹航向角,  $S_E$ 、 $S_N$  为车辆实际行驶的东向和北向位移增量;  $L$  为车辆实际行驶的位移增量。

通过分析可知,在理想情况下,载车沿直线行驶在不考虑任何系统误差的情况下,标定精度应随时间增长而缓慢提高。但是首先捷联算法存在计算误差,同时惯性器件误差也会随时间变化而逐渐增大,因此标定时间不应过长,通过仿真分析,不考虑系统误差时,捷联算法误差在行驶 200 s 以后会影响标定精度,造成 0.5" 的安装偏角标定误差,因此标定时间应小于 200 s,同时惯性器件误差在短时间也可近似为线性增长过程,有利于系统误差的标定。

### 2) 实际情况下

在实际系统中,载车行驶的轨迹航向角很难精确已知,同时直线行驶过程中轨迹航向角又在不断的调整,如图3所示。敏感轴安装偏角与载车行驶的纵向距离和横向偏差有关,而纵向距离通过起始点精确坐标值即可求

得,同时载车起始点位置也可精确求得轨迹航向角。通过仿真验证,行驶时间为 200 s,轨迹调整机动小于 20°,引起的安装偏角标定误差不超过 1",因此可以忽略标定过程中的轨迹航向角的变化,仅与起始位置精度有关。

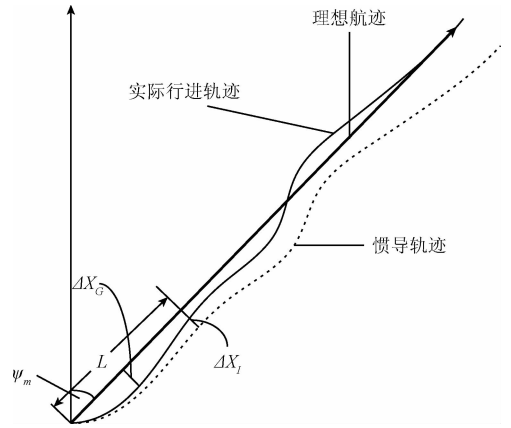


图3 载车实际运行轨迹  
Fig. 3 Actual driving track of Vehicle

由图3可知,车辆行驶的位移增量  $L$  可由差分全球定位系统(differential global positioning system, DGPS)或者标志点信息提供,因此误差较小,可忽略不计;而轨迹航向角  $\psi_m$  则与定位精度和运行位移的长短有关,当车辆运行位移为 2 km,定位精度为 0.02 m 时,轨迹航向角的误差约为 2",对系统影响可忽略不计。 $\Delta X_c$  为实际轨迹与理想轨迹的横向偏差,  $\Delta X_l$  为惯导解算轨迹与理想轨迹之间的横向偏差,当不考虑惯导系统其他误差时,横向位置偏差仅与敏感轴安装偏角有关。

$$X_l = \Delta X_l - \Delta X_c = \Delta X_{\psi} \quad (9)$$

而在捷联惯导系统中,陀螺测量坐标系并非严格的理想正交坐标系,而且与加计测量坐标系存在安装偏角;而且陀螺漂移和加速度计零偏对惯导解算的横向位置也存在影响;同时惯导系统启动后需要进行初始对准,也会产生初始定位误差和初始姿态、航向误差。所以引起惯导解算的横向位置不仅仅由敏感轴安装偏角决定,需要分离其他误差源对其造成的影响,才可以精确标定出敏感轴的安装偏角。

捷联惯导系统速度误差方程<sup>[10-11]</sup>:

$$\delta \dot{V}^n = -\phi^n \times f^n + C_b^n([\delta K_A] + [\delta A])f^n + \delta V^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + V^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) + \nabla^n \quad (10)$$

为了使陀螺/加速度计的测量输出为一个相同的惯性测量正交坐标系,需要对惯导系统进行标定,标定原始测量坐标系与理想正交坐标系的安装误差角,把原始测量信息转换到理想的正交坐标系输出。通过仿真可知,惯导系统的刻度系数误差和安装偏角在标定之后较小,对横向位置误差影响可忽略不计。因此式(7)可

简化为<sup>[12-13]</sup>:

$$\dot{\delta V}^n = -\phi^n \times f^n + \delta V^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + V^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) + \nabla^n \quad (11)$$

又因为标定实验过程中时间较短,忽略忽略哥氏加速度的影响,则速度误差方程可简化为:

$$\dot{\delta V}^n = -\phi^n \times f^n + \nabla^n \quad (12)$$

$$\text{式中: } \phi^n = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_U & \phi_N \\ \phi_U & 0 & -\phi_E \\ -\phi_N & \phi_E & 0 \end{bmatrix}, f^n = C_b^n f^b。$$

忽略陀螺刻度系数误差和安装误差角的影响,捷联惯导系统的姿态误差方程为<sup>[14]</sup>:

$$\dot{\phi} = \phi \times \omega_{in}^n + \delta\omega_{in}^n - \varepsilon^n \quad (13)$$

惯导系统的位置误差为:

$$\dot{\delta P}^n = \delta V^n \quad (14)$$

此时惯导解算出的横向位置误差不仅仅只由敏感轴安装偏角决定,而且受姿态初始误差、加速度计零偏和陀螺漂移等因素的影响。因此,横向位置误差误差为:

$$X_I = \Delta X_I - \Delta X_G = \Delta X_{\psi} + \delta X_I \quad (15)$$

式中:  $\delta X_I$  为惯导系统误差造成的横向位置偏差。

### 3 惯导横向位置偏差的影响因素分析

惯导解算横向位置误差除了与敏感轴安装偏角有关以外,还主要与捷联惯导系统的定位误差、姿态误差角、陀螺漂移、加速度计零偏等4个方面有关。

#### 1) 定位误差

由式(8)可知,航向安装偏角的标定与车辆纵向行驶的位移和横向的位置偏差有关,纵向位移可通过 DGPS 或者标志点提供,一般来说定位误差优于 0.1 m,而车辆行驶的距离超过 2 km,影响特别小,可以忽略不计;而横向的位置偏差是惯导解算结果与基准位置的差值,车辆行驶 2 km 时,存在 0.1 m 的定位误差将引起 10" 的标定误差,因此当定位误差增加时,必须予以考虑。同时定位误差仅对横向位置误差产生随机常值偏置,则不论定位误差的大小,并不影响横向位置误差与航向安装偏角的线性关系。

#### 2) 姿态误差角

分析捷联惯导系统误差方程可知,速度误差受姿态误差影响,位置误差由速度误差计算得到。对于本系统而言,航向对准使用光电探测系统的高精度航向信息,而姿态对准极限精度取决于加速度计零偏的大小,针对 50  $\mu\text{g}$  的加速度计,水平姿态的对准精度极限值应为 10" 左右,同时标定时间较短,陀螺漂移影响较小,可认为水平姿态误差在标定过程中为常值,载车 100 s 行驶 2 km 造成的横向位置偏差如图 4 所示。

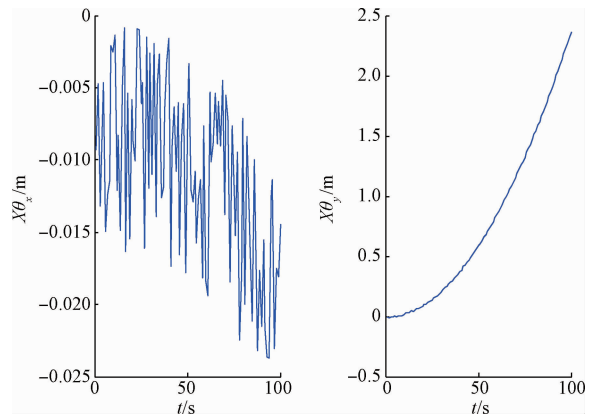


图4 水平姿态对横向位置偏差的影响

Fig. 4 Influence of horizontal attitude on lateral position deviation

#### 3) 陀螺漂移

由捷联惯导系统误差方程可知,陀螺漂移主要影响姿态误差,对于 0.01°/h 的陀螺而言,在 100 s 时间内引起的姿态误差最大变化量为 1",通过前面分析可知,同时也可引起约 0.24 m 的最大位置偏差,此误差对纵向距离影响较小,但对横向位置误差仍然有一定影响,不考虑陀螺漂移的随机游走,只考虑随机常值误差,分别对 X 轴、Y 轴和 Z 轴陀螺漂移进行仿真,结果如图 5 所示。

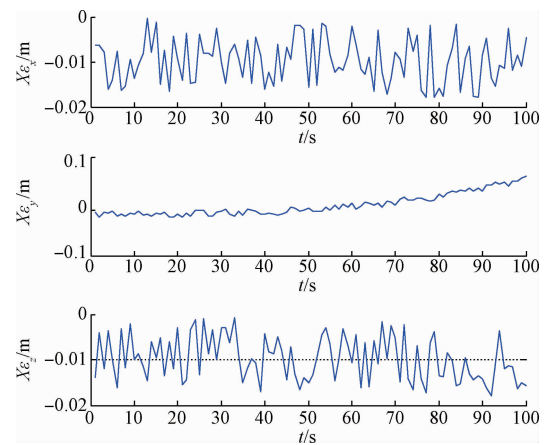


图5 陀螺漂移对横向位置偏差的影响

Fig. 5 Influence of gyro drift on lateral position deviation

由图 5 可以看出,当 X 轴陀螺漂移为 0.01°/h 时,相当于在 X 轴的姿态角变化 1",因此只产生纵向的位移误差,对横向位移误差无影响;当 Y 轴陀螺漂移为 0.01°/h 时,相当于在 Y 轴的姿态角变化 1",此时会相应产生横向位移误差约 0.1 m,必然会导致敏感轴安装偏角标定误差;当 Z 轴陀螺漂移为 0.01°/h 时,相当于在 Z 轴的姿态角变化 1",此误差会叠加进敏感轴安装偏角中,但是其引起的横向位置误差仅为 0.01 m,可将其忽略。

4) 加速度计零偏

影响捷联惯导系统速度误差的主要因素还有加速度计零偏,其对位置误差的影响呈二次增长的关系,针对  $50 \mu\text{g}$  的加速度计零偏,在  $100 \text{ s}$  时间内造成的位置偏差约为  $2.5 \text{ m}$ ,此误差如果叠加到横向位置误差中,会严重影响航向安装偏角的标定结果。分别加入  $X$  轴和  $Y$  轴  $50 \mu\text{g}$  的加速度计零偏,通过仿真观察其对航向安装偏角标定的影响,结果如图 6 所示。从图 6 可以看出  $X$  轴加计零偏对横向位置偏差的影响较为严重。

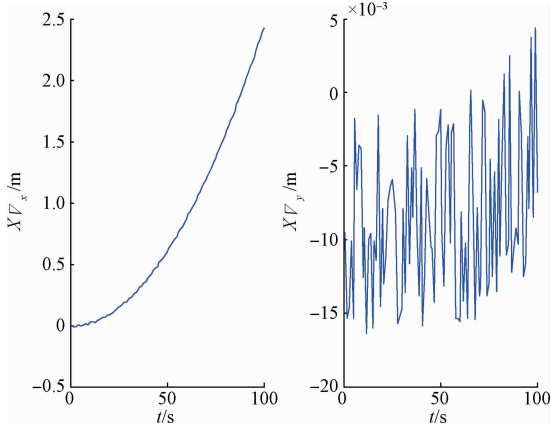


图 6 加计零偏对横向位置偏差的影响

Fig. 6 Influence of zero offset of accelerometer on lateral position deviation

4 误差模型与标定分析

4.1 误差分类

由以上分析可知影响横向位置偏差的因素总共有 5 项,分别为敏感轴装偏角、定位误差、姿态误差、陀螺漂移和加速度计零偏。

1) 敏感轴安装偏角:为标定目标项,此误差并不随时间变化而变化,属于常值误差,与载车行驶的纵向距离有关,行驶距离越长,产生的横向位置误差越大;反之越小。在短时间内,与横向距离呈线性关系。

2) 定位误差:为载车定位时的测量误差,根据不同的测量条件和环境有所不同,属于随机常值误差,针对不同系统误差极限有所限制,不随时间和行驶距离的变化而变化,属于常值误差项。

3) 姿态误差:为惯导系统对准误差,对准精度与加速度计零偏有关,同时受陀螺漂移的影响,而短时间内,陀螺漂移变化相对于姿态误差的来说较小,可认为姿态误差为常值误差。水平的姿态误差会导致重力加速度在水平方向存在分量,从而影响位置测量误差。从上面仿真分析可知,影响横向位置偏差的因素主要是水平  $Y$  轴,即横滚轴的姿态误差,随时间变化二次增长。

4) 陀螺漂移:为惯性器件自身的误差项,在短时间内变化较小,因此可认为在标定过程中属于常值项。通过上面分析可知,陀螺漂移主要影响姿态变化,从而引起重力倾斜,而引起横轴位置误差的主要是  $Y$  轴姿态误差,即在此只关心  $Y$  轴陀螺漂移的影响,并且可知其与横轴位移的关系随时间的三次方增长。

5) 加速度计零偏:为惯性器件自身的误差项,在短时间内不考虑其变化,因此可认为在标定过程中属于常值项。在此仅考虑  $X$  轴加速度计零偏项,其与位置误差的关系随时间的二次方增长。

4.2 误差模型

通过以上分析可知,在实际系统中,考虑航向安装偏角误差  $\psi_{p-b}$ 、定位误差  $\delta P_x$ 、初始速度误差  $\delta V_x$ 、姿态测量误差  $\theta_y$ 、陀螺漂移  $\varepsilon_y$  和加速度计零偏  $\nabla_x$ ,并且在短时间内可以认为彼此间耦合系数较小,则横向位置偏差为:

$$X_I = \Delta X_I - \Delta X_G = X_{\psi_{p-b}} + X_{\delta P_x} + X_{\delta V_x} + X_{\theta_y} + X_{\varepsilon_y} + X_{\nabla_x} + V \tag{16}$$

式中:  $X_I$  为横向位置误差,  $X_{\psi_{p-b}}$  为敏感轴安装偏角产生的横向位置误差,  $X_{\delta P_x}$  为定位误差产生的横向位置误差,  $X_{\delta V_x}$  为初始速度误差产生的横向位置误差,  $X_{\theta_y}$  为  $Y$  轴姿态误差产生的横向位置误差,  $X_{\varepsilon_y}$  为  $Y$  轴陀螺漂移引起的横向位置误差,  $X_{\nabla_x}$  为  $X$  轴加速度计零偏引起的横向位置误差,  $V$  由测量误差和随机误差所造成的横向位置误差。其中,  $X_{\psi_{p-b}} = L \cdot \tan(\psi_{p-b})$ ,  $X_{\delta P_x} = \delta P_x$ ,  $X_{\delta V_x} = \delta V_x t$ ,  $X_{\theta_y} = \frac{1}{2} \theta_y g t^2$ ,  $X_{\varepsilon_y} = \frac{1}{6} \varepsilon_y g t^3$ ,  $X_{\nabla_x} = \frac{1}{2} \nabla_x t^2$ 。

代入式(13),可得:

$$X_I = L \cdot \tan(\psi_{p-b}) + \delta P_x + \delta V_x t + \frac{1}{2} (\theta_y g + \nabla_x) t^2 + \frac{1}{6} \varepsilon_y g t^3 + V \tag{17}$$

考虑各项参数在短时间内变化较小,因此可认为其为未知的常值项,因此可以采用递推最小二乘算法估计各参数。在实验中,可以通过位置和时间信息求得  $X_I$ 、 $L$  和  $t$  等信息,因此量测方程可表示为:

$$Z_{k+1} = H_{k+1} X + V_{k+1} \tag{18}$$

式中:  $Z_{k+1} = X_I = \Delta X_I - \Delta X_G$ ,  $V_{k+1} = V$ ,  $H_{k+1} = [1 \quad L_{k+1} \quad t_k \quad t_k^2 \quad t_k^3]$ ,  $X = [A \quad B \quad C \quad D \quad E]^T$ 。

状态  $X$  为:

$$A = \delta P_x, B = \tan(\psi_{p-b}), C = \delta V_x, D = \frac{1}{2} (\theta_y g + \nabla_x), E = \frac{1}{6} \varepsilon_y g \tag{19}$$



由式(19)可以看出,采用最小二乘估计的方法难以分离Y轴姿态误差和X轴加速度计零偏。但是水平姿态对准误差与加速度计零偏有关,故认为加速度计零偏与姿态误差影响相当,因此各项误差可由下式计算得到:

$$\begin{aligned} \delta \hat{P}_x &= A, \hat{\psi}_{p-b} = \arctan(B), \delta \hat{V}_x = C, \hat{\theta}_y = \frac{D}{g}, \\ \nabla_x^- &= D, \hat{\varepsilon}_y = \frac{6E}{g} \end{aligned} \quad (20)$$

递推最小二乘估计算法为<sup>[15]</sup>:

$$\begin{aligned} P_{k+1} &= P_k - P_k H_{k+1}^T (W_{k+1}^{-1} + H_{k+1} P_k H_{k+1}^T)^{-1} H_{k+1} P_k \hat{X}_{k+1} = \\ &\hat{X}_{k+1} + P_{k+1} H_{k+1}^T W_{k+1} (Z_k - H_{k+1} \hat{X}_k) \end{aligned} \quad (21)$$

式中:  $P_{k+1}$  为系统状态方程阵,  $W_{k+1}$  为加权系数矩阵,在本系统中各系统间耦合关系弱,因此可认为  $W_{k+1}$  是单位矩阵  $I$ 。 $\hat{X}_0$  和  $P_0$  一般来说都是任意值,本文取  $\hat{X}_0 = 0$ ,  $P_0 = \rho I$ , 其中  $\rho$  为很大的正数。

## 5 仿真实验及结果分析

### 5.1 仿真与结果分析

通过仿真生成一条直线行驶轨迹,轨迹航向角调整角度小于  $15^\circ$ ,运行时间 100 s,行驶位移 1 900 m,其他仿真参数如表 1 所示。

表 1 仿真条件

Table 1 Simulation conditions

参数	数值
水平定位误差/m	[0.1; 0.1]
敏感轴安装偏角/(°)	20
初始水平速度误差/(m·s <sup>-1</sup> )	[0.1; 0.1]
初始姿态误差/(°)	[10; 10]
加计随机常值零偏/ $\mu\text{g}$	[50; 50]
陀螺随机常值漂移/(°/h)	[0.01; 0.01; 0.01]
$\hat{X}_0$	[0; 0; 0; 0; 0]
$P_0$	diag{2; 0.5; 0.5; 0.02; 0.000 1}

仿真结果如图 7 所示,从图中可以看出,各项估计参数在刚开始估计时误差较大,这是由于方差阵  $P_0$  在初始时较大,同时运动开始时,行驶位移较短,位置精度虽然很高,但是对标定影响不大,当行驶 50 s 以后,各项参数开始收敛,并且稳定性较好。

由图 7 可知,位置误差的收敛结果为 0.096 m,估计误差仅为 0.004 m,对敏感轴安装偏角的影响仅为 0.4",因为估计精度较高;速度误差的收敛结果为 0.099 m/s,估计误差仅为 0.001 m/s;Y轴姿态误差与X轴加计零偏的估计效果相当,这是因为捷联惯导姿态误差精度由加速度计零偏决定,Y轴姿态估计误差优于 0.1",X轴加速度计零偏估计误差优于 2  $\mu\text{g}$ ;Y轴陀螺漂移估计误差优于 0.002°/h;最终敏感轴安装偏角的估计误差优于 10",符合高精度导航系统要求。

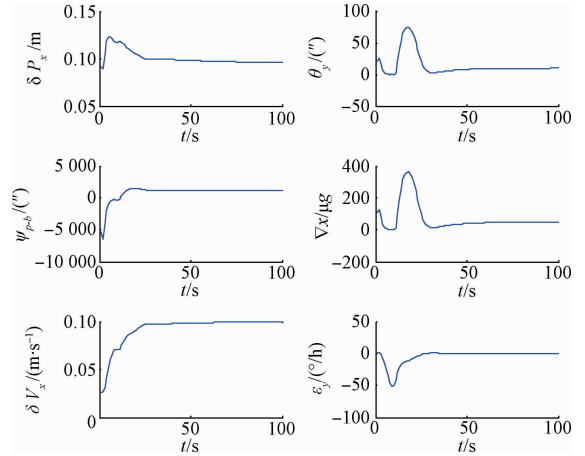


图 7 最小二乘估计参数结果

Fig. 7 Parameter estimation result of RLS

为验证采用递推最小二乘算法估计各参数的正确性,将此参数代入式(16)中,与实际横向位置误差做比较,结果如图 8 所示。由图 8 可以看出,在估计刚开始时,估计误差较大,但随时间推移估计误差逐渐减小趋于稳定,最终收敛到 0.001 3 m,从而证明了算法的有效性。

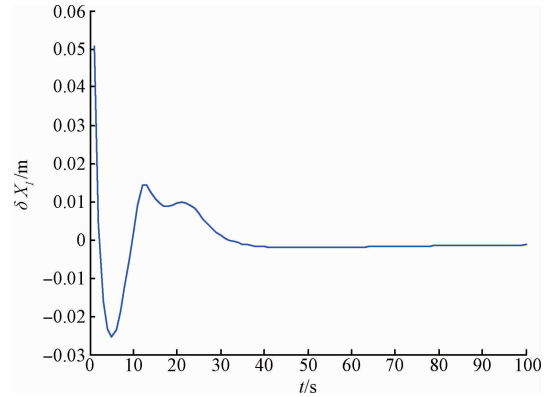


图 8 最小二乘估计误差

Fig. 8 The estimation error of RLS

### 5.2 实验结果与分析

采用实验室的江铃全顺实验车,车内装有某现役机载激光陀螺捷联惯导导航系统、DGPS、光电测量定位定向系统、里程仪、直流电源、工控机、笔记本电脑、锂电池、Novatel DL-V3 接收机和天线等设备。

为验证本文提出方案的有效性,选取西北工业大学长安校区内一段直线路段,采用惯导、DGPS 进行十组实验,十组敏感轴安装偏角的估计结果如图 9 所示,均值为 3 199.3",均方差仅为 11.24",最大最小差值优于 27"。因此采用本方案估计的敏感轴安装偏角精度优于 20"(1 $\sigma$ )。通过与文献[4]中标定方法比较,详细分析了影响横向位置偏差的影响因素,并通过递推最小二乘算法对安装

偏角进行了更加快速和精确的估计,符合高精度定位定向系统需求。

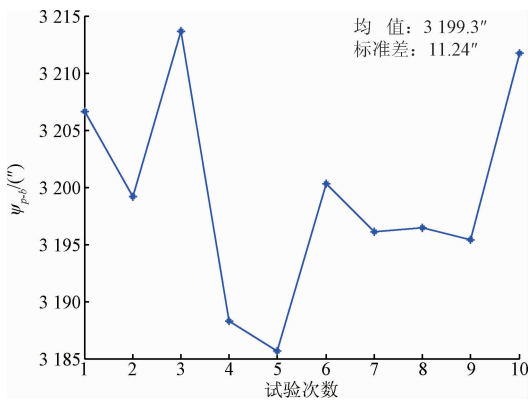


图9 敏感轴安装偏角标定实验结果

Fig.9 The results of calibration with the installation angle of sensitive axis

## 6 结 论

根据敏感轴安装偏角的标定原理,将安装偏角的标定转化为对横向位置误差的标定;详细分析影响横向位置误差的主要因素,将惯导系统误差的影响与安装偏角影响分离,从而标定出安装偏角所引起的横向位置偏差;通过仿真分析可得,各项误差引起的横向位置误差在短时间内可近似线性叠加,故可采用递推最小二乘估计算法进行估计。仿真结果表明,在100 s时间内,DGPS存在0.1 m的定位误差,对敏感轴安装偏角的估算精度优于10'',实验验证结果优于20''(1 $\sigma$ ),并且算法简单、实验操作方便、耗时较少、对外在环境依赖性小,因此本系统适应于陆用战车的高精度定位定向系统的对准要求。

## 参考文献

[1] 周晓尧,范大鹏,张智永. 升降式光电探测平台定位原理与误差分析[J]. 宇航学报,2011,32(6):1416-1422.  
ZHOU X Y, FAN D P, ZHANG ZH Y. Positioning principle and error analysis for lift electro-optical detection platform [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(6):1416-1422.

[2] PIERCE R S, ROSEN D. A method for integrating form errors into geometric tolerance analysis [J]. Journal of Mechanical Design, 2008, 130(1): 467-478.

[3] ZHOU X Y, LU Y F, ZHANG ZH Y, et al. Error analysis and calibration of gyro-stabilized platform for electro-optical pointing system [C]. 2nd International Conference on Functional Manufacturing and Mechanical Dynamics, 2012: 264-269.

[4] 郭强,李岁芳,王玮. 光电探测系统辅助 SINS 的动态对准方法 [J]. 仪器仪表学报, 2015, 36 (11):

2435-2442.

GUO Q, LI S L, WANG W. Dynamic alignment method of the SINS system aided by the electro-optical detection system [J]. Chinese Journal of Science Instrument, 2015, 36(11): 2435-2442.

- [5] ZHOU W D, JI Y R. Application of noise estimator with limited memory index on flexure compensation of rapid transfer alignment [C]. Proceedings of 3rd International Asia Conference on Industrial Engineering and Management Innovation, 2012: 1169-1173.
- [6] 王玮,王丹,冯培德. 基于光电探测系统的地面车精确定位定向技术 [J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(8):902-905.  
WANG W, WANG D, FENG P D. Position and azimuth determination for land vehicles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(8):902-905.
- [7] 张智永,周晓尧,范大鹏. 光电探测系统指向误差分析、建模与修正 [J]. 航空学报, 2011, 32(11): 2042-2054.  
ZHANG ZH Y, ZHOU X X, FAN D P. Analysis, modeling and correction of pointing errors for electro-optical detection systems [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 2042-2054.
- [8] PANEV A A, VAILOVA N B. The navigation problem for a pipeline inspection system [J]. Moscow University Mechanics Bulletin, 2011, 66(1): 13-15.
- [9] GEORGY J, KARAMAT T, IQBAL U, et al. Enhanced MEMS-IMU/odometer /GPS integration using mixture particle filter [J]. GPS Solutions, 2011, 15 (3): 239-252.
- [10] 王跃钢,杨家胜,文超斌,等. 车载导弹低机动条件下的传递对准 [J]. 中国惯性技术学报, 2013, 21(3): 324-327.  
WANG Y G, YANG J SH, WEN CH B, et al. Transfer alignment of land-launched missile under low dynamical maneuver [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2013, 21(3):324-327.
- [11] 刘国海,李沁雪,施维,等. 动态卡尔曼滤波在导航试验状态估计中的应用 [J]. 仪器仪表学报, 2009, 30(2): 396-400.  
LIU G H, LI Q X, SHI W, et al. Application of dynamic Kalman filtering in state estimation of navigation test [J]. Chinese Journal of Science Instrument, 2009, 30 (2): 396-400.
- [12] 杨国梁,王玮,徐焯烽,等. 旋转调制式激光捷联惯导安装误差分析与标定 [J]. 仪器仪表学报, 2011, 32(2): 302-308.

YANG G L, WANG W, XU Y F, et al. Research on installation error analysis and calibration for LSINS based on rotation modulation [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2011, 32(2): 302-308.

- [13] 夏凌楠, 张波, 王莹冠, 等. 基于惯性传感器和视觉里程计的机器人定位[J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(1): 166-172.

XIA L N, ZHANG B, WANG Y G, et al. Robot localization algorithm based on inertial sensor and video odometry[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(1): 166-172.

- [14] 吴建军, 钱峰. 多信息融合的定向测姿方法的研究[J]. 电子测量技术, 2012, 35(2): 41-45.

WU J J, QIAN F. Research on attitude determination method based on multi-information fusion[J]. Electronic Measurement Technology, 2012, 35(2): 41-45.

- [15] 李焱, 张海波, 张强, 等. 惯导平台下舰载光电设备舷角正交测距技术[J]. 仪器仪表学报, 2014, 35(1): 8-14.

LI Y, ZHANG H B, ZHANG Q, et al. Relative bearing orthogonal distance measurement technique for shipborne optoelectronic equipment based on inertial navigation platform[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2014, 35(1): 8-14.

## 作者简介



**郭强**, 分别在 2009 和 2012 年于西北工业大学获得学士和硕士学位, 现为西北工业大学在读博士研究生, 主要研究方向为捷联惯导、组合导航系统。

E-mail: guofeng422@163.com

**Guo Qiang** received his B. Sc. and M. Sc. degrees both from Northwestern Polytechnical University in 2009 and 2012, respectively. He is currently a Ph. D. candidate in Northwestern Polytechnical University. His main research interests include strapdown inertial navigation and integrated navigation.



**李岁劳**, 1988 年于北京航空航天大学获得硕士学位, 现为西北工业大学副教授、硕士生导师, 主要研究方向为惯性导航、组合导航。

E-mail: lisuilao@nwpu.edu.cn

**Li Suilao** received his M. Sc. degree in 1988 from Beijing University of Aeronautics and Astronautics. He is currently an associate professor and Master supervisor in School of Automation, Northwestern Polytechnical University. His main research interests include inertial navigation and integrated navigation.