

捷联惯导系统的两种系统级标定方法研究

胡国欣, 于古胜
(91550 部队 大连 116023)

摘要: 针对现有捷联惯导的标定方法标定误差大, 且部分参数的可观测性较差的问题, 本文根据观测量的不同设计两种系统级标定方案, 在误差传播模型的基础上, 重新推导建立捷联惯导系统的系统级标定模型, 分别建立以“速度误差”为观测量的 24 维大系统标定模型和以“速度误差+姿态误差”为观测量的 12 维降维标定模型, 并设计不同的标定路径。仿真结果表明, 两种标定方案都有较高的标定精度, 且优势互补, 能在不同的标定环境下配合使用。

关键词: 捷联惯导系统; 系统级标定; 标定路径

中图分类号: U666.1 文献标识码: A 文章编号: CN11-1780(2020)04-0068-05

Research on two systematic calibration methods for strapdown inertial navigation system

HU Guoxin, YU Gusheng

(No. 91550 Troops of PLA, Dalian 116023, China)

Abstract: Aiming at the large calibration error of the existing calibration methods and the poor observability of some parameters, two systematic calibration schemes are designed this paper according to the different observed quantities. Based on the error propagation model, the systematic calibration model of Strapdown Inertial Navigation System is derived again, and the 24-dimensional large system calibration model with “velocity error” as the observed quantity and the 12-dimensional reduction calibration model with “velocity error + attitude error” as the observed quantity are established respectively, and then different calibration paths are designed. The simulation results show that the two calibration methods have high calibration precision and complementary advantages, and can be used in different calibration environments.

Key words: Strapdown inertial navigation system; Systematic calibration method; calibration path

引 言

惯性组件(陀螺仪和加速度计)是惯导系统的主要器件,其精度直接影响着系统的导航精度。惯性组件的误差随时间不断积累,研究表明,惯性组件给系统造成的累积性误差占导航误差的 70%以上,因此,在使用前对惯性器件进行标定补偿非常重要^[1-3]。标定技术根据标定环境和标定观测量的不同分为系统级标定和分立式标定,分立式标定对环境 and 标定设备的要求较高,需要高精度的精密转台;系统级标定是指在测量解算状态下,以导航解算误差为观测量,通过卡尔曼滤波或最小二乘法对各项误差参数进行估计,相比于分立式标定,其具有工作方式灵活、可标定参数多等优点,可实现外场标定^[4,5]。

国外在系统级标定方面的研究起步较早,欧洲的一些学者致力于低成本标定技术的研究,在没有转台的条件下,基本能实现对低精度惯性组件的在线标定^[6,7]。同时,也有一些学者通过组合导航技术实现对惯性组件的在线标定,但是大部分还需依赖高精度的姿态基准^[8,9]。近年来,国内在标定技术方面的研究越来越多,也取得了一些成就,但是大部分存在误差参数考虑不全面、部分参数可观测性差、状态变量维数高等问题,导致在实际应用中标定精度较差^[10-12]。

针对部分参数可观测性差、状态变量维数高的问题,本文推导了捷联惯导系统的误差传播模型,建立了以“速度误差”为观测量的 24 维系统级标定模型和以“速度误差+姿态误差”为观测量的 12 维标定模型,并分别根据误差传播特性设计不同的标定路径来激励和分离各个误差参数。

1 以“速度误差”为观测量的系统级标定方法

1.1 误差方程的建立

惯性器件的刻度系数误差、安装误差以及常值漂移等误差都会影响陀螺仪和加速度计的输出，从而影响系统的导航精度，综合考虑惯性器件各误差系数的影响，捷联惯导系统的误差传播方程为^[1,2]：

$$\delta \dot{V}^n = -\phi^n \times f^n + C_b^n([\delta K_A] + [\delta A])f^b + \delta V^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + V^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) + \nabla^n \quad (1)$$

$$\dot{\phi} = \phi \times \omega_{in}^n + \delta\omega_{in}^n - C_b^n([\delta K_G] + [\delta G])\omega_{ib}^b - \varepsilon^n \quad (2)$$

$$\delta \dot{L} = \frac{\delta V_N}{R_M + h} - \delta h \frac{V_N}{(R_M + h)^2}$$

$$\delta \dot{\lambda} = \frac{\delta V_E}{R_N + h} \sec L + \delta L \frac{V_E}{R_N + h} \tan L \sec L - \delta h \frac{V_E \sec L}{(R_N + h)^2} \quad (3)$$

$$\delta \dot{h} = \delta V_U$$

上式中， $\delta \dot{V}^n = [\delta V_E, \delta V_N, \delta V_U]^T$ 为速度误差， $\dot{\phi} = [\phi_E, \phi_N, \phi_U]^T$ 为姿态角误差， $[\delta L, \delta \lambda, \delta h]^T$ 为位置误

差， $\delta K_A = \begin{bmatrix} \delta K_{Ax} & 0 & 0 \\ 0 & \delta K_{Ay} & 0 \\ 0 & 0 & \delta K_{Az} \end{bmatrix}$ 为加速度计的实际刻度系数误差矩阵， $\delta A = \begin{bmatrix} 0 & \delta A_z & -\delta A_y \\ -\delta A_z & 0 & \delta A_x \\ \delta A_y & -\delta A_x & 0 \end{bmatrix}$ 为加速

度计的安装误差， $\delta K_G = \begin{bmatrix} \delta K_{Gx} & 0 & 0 \\ 0 & \delta K_{Gy} & 0 \\ 0 & 0 & \delta K_{Gz} \end{bmatrix}$ 为陀螺仪的刻度系数误差， $\delta G = \begin{bmatrix} 0 & \delta G_z & -\delta G_y \\ -\delta G_z & 0 & \delta G_x \\ \delta G_y & -\delta G_x & 0 \end{bmatrix}$

为陀螺仪的安装误差， $\nabla^n = [\nabla_{bx}, \nabla_{by}, \nabla_{bz}]^T$ 为加速度计常值零偏， $\varepsilon = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$ 为陀螺仪的常值漂移， ω_{ie}^n 为地球自转角速度， $\delta\omega_{en}^n$ 为导航坐标系相对于地球角速度在导航坐标系的投影。

在静基座条件下，解算得到的速度即为速度误差得到的位置与初始位置做差得到位置误差，惯性器件的各项误差参数通过误差传递影响导航输出，即解算得到的导航误差中包含了上述误差源。以惯性器件的各项误差参数作为卡尔曼滤波器的状态变量，因此，选取如下 24 维的状态变量：

$$X = [\delta V_E, \delta V_N, \delta V_U, \phi_E, \phi_N, \phi_U, \nabla_{bx}, \nabla_{by}, \nabla_{bz}, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \delta K_{Ax}, \delta K_{Ay}, \delta K_{Az}, \delta K_{Gx}, \delta K_{Gy}, \delta K_{Gz}, \delta A_x, \delta A_y, \delta A_z, \delta G_x, \delta G_y, \delta G_z]^T \quad (4)$$

系统的状态方程为

$$\dot{X} = FX + Q \quad (5)$$

F 为状态转移矩阵，根据系统的误差传播模型，推导得到状态转移矩阵 F 具有如下形式

$$F = \begin{bmatrix} C_1 & C_2 & C_3 & C_4 & C_5 & C_6 & C_7 & C_8 \\ D_1 & D_2 & D_3 & D_4 & D_5 & D_6 & D_7 & D_8 \\ & & & & 0_{18 \times 24} & & & \end{bmatrix}_{24 \times 24} \quad (6)$$

上式中：

$$C_1 = \begin{bmatrix} 0 & 2\omega_{ie} \sin L & -2\omega_{ie} \cos L \\ -2\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 \\ 2\omega_{ie} \cos L & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad C_2 = \begin{bmatrix} 0 & -f_U & f_N \\ f_U & 0 & -f_E \\ -f_N & f_E & 0 \end{bmatrix}, \quad C_5 = C_b^n \begin{bmatrix} f_x^b & 0 & 0 \\ 0 & f_y^b & 0 \\ 0 & 0 & f_z^b \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$$C_7 = \begin{bmatrix} 0 & -f_z^b & f_y^b \\ f_z^b & 0 & -f_x^b \\ -f_y^b & f_x^b & 0 \end{bmatrix}, \quad C_3 = C_b^n, \quad C_4 = [0]_{3 \times 3}, \quad C_6 = [0]_{3 \times 3}, \quad C_8 = [0]_{3 \times 3}$$

$$\begin{aligned}
 \mathbf{D}_1 &= \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{R_M} & 0 \\ \frac{1}{R_N} & 0 & 0 \\ \frac{\tan L}{R_N} & 0 & 0 \end{bmatrix}, \\
 \mathbf{D}_2 &= \begin{bmatrix} 0 & \omega_{ie} \sin L & -\omega_{ie} \cos L \\ -\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 \\ \omega_{ie} \cos L & 0 & 0 \end{bmatrix} \\
 \mathbf{D}_6 &= -\mathbf{C}_b^n \begin{bmatrix} \omega_{ibx}^b & 0 & 0 \\ 0 & \omega_{iby}^b & 0 \\ 0 & 0 & \omega_{ibz}^b \end{bmatrix}, \\
 \mathbf{D}_8 &= -\mathbf{C}_b^n \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{ibz}^b & \omega_{iby}^b \\ \omega_{ibz}^b & 0 & -\omega_{ibx}^b \\ -\omega_{iby}^b & \omega_{ibx}^b & 0 \end{bmatrix} \\
 \mathbf{D}_3 &= [\mathbf{0}]_{3 \times 3}, \quad \mathbf{D}_4 = -\mathbf{C}_b^n, \quad \mathbf{D}_5 = [\mathbf{0}]_{3 \times 3}, \quad \mathbf{D}_7 = [\mathbf{0}]_{3 \times 3}
 \end{aligned} \tag{8}$$

1.2 标定路径设计

由式(1)、式(2)可知,捷联惯导系统的导航误差是惯性器件各项误差参数的函数,通过卡尔曼滤波器标定出各项误差参数。惯性组件在不同的激励条件下,各项误差参数的可观测性是不同的^[13,14]。在对系统进行可观测性分析的基础上,通过转台绕不同轴向的转动来激励惯性器件的各项误差参数,以“速度误差”作为唯一观测量,从而标定出惯性器件的各项误差参数,因此,设计了16位置连续翻转的标定方案,如表1所示。

表1 16位置翻转标定路径
Table 1 Calibration path of position rollover

目次	转轴	旋转前姿态		
		Y轴	X轴	Z轴
位置1	+180Z	北	东	天
位置2	+90X	南	西	天
位置3	+180Y	天	西	北
位置4	+90Z	天	东	南
位置5	+180X	西	天	南
位置6	+180Z	东	天	北
位置7	+90Z	西	地	北
位置8	+180Z	天	西	北
位置9	+90Y	地	东	北
位置10	+180X	地	南	东
位置11	+90X	天	南	西
位置12	+180X	西	南	地
位置13	+90Z	东	南	天
位置14	+180Y	北	东	天
位置15	+90Y	北	西	地
位置16	停止	北	天	西

2 以“速度误差+姿态误差”为观测量的系统级标定方法

2.1 误差方程的建立

由式(1)可以看出,捷联惯导系统SINS的姿态误差是由陀螺的各项标定误差耦合在一起引起的,速度误差是由加速度计的各项标定误差耦合在一起引起的,陀螺仪和加速度计的等效误差输出与各标定误差之间的关系为^[2]:

$$\begin{aligned}
 \Delta \omega_b &= \varepsilon_b + \delta K_G \omega_b + \delta G \omega_b \\
 \Delta f_b &= \nabla_b + \delta K_A f_b + \delta A f_b
 \end{aligned} \tag{9}$$

将陀螺仪和加速度计的所有18个误差参数等效耦合为6个误差参数,选取如下12维的参数作为卡尔曼滤波器的状态变量:

$$\mathbf{X} = [\delta V_E, \delta V_N, \delta V_U, \phi_E, \phi_N, \phi_U, x_7, x_8, x_9, x_{10}, x_{11}, x_{12}]^T \tag{10}$$

上式中, $x_7 \sim x_{12}$ 为18个误差参数耦合的6个误差参数,因为每个位置合并的误差项不同,故每个位置的状态变量也不同,这里不再进行一一推导。以“速度误差+姿态误差”作为观测量,经过卡尔曼滤波器进行参数估计之后,再进行解耦运算,即可得到惯性器件的各项误差参数。

2.2 标定路径设计

由于该方案以“速度误差+姿态误差”作为观测量,因此,只需要改变转台的姿态,给加速度计

提供不同的重力加速度分量即可。在对系统进行可观分析的基础上,设计了12位置静止的标定路径,如表2所示。

根据系统在不同位置的状态,通过卡尔曼滤波器估计得到6个耦合值,将12个位置的Kalman滤波估计值进行解耦运算就能得到惯性器件各项误差参数的标定值。

3 仿真研究

3.1 仿真模块设计

仿真模块主要包括惯导仿真数据生成、惯导解算和Kalman滤波三个模块组成。整个仿真实验基本流程如下:

设地理纬度为39°,经度为121°,在进行系统级标定之前,仿真参数设置如表3所示。

表2 12位置静止标定路径
Table 2 Static calibration path of 12 positions

目次	Y轴	X轴	Z轴
1	北	东	天
2	南	西	天
3	北	西	地
4	东	北	地
5	西	南	地
6	西	北	天
7	天	北	东
8	地	西	南
9	东	天	北
10	东	地	南
11	天	东	南
12	地	南	东

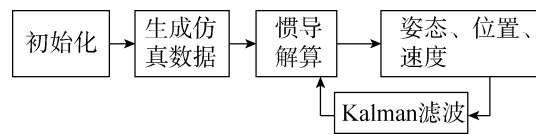


图1 系统级标定流程

Fig. 1 System level calibration process

表3 仿真参数设置

Table 3 Simulation parameter setting

参数	设定值
加计零偏 (μg)	30/-50/40
加计刻度因子误差 (ppm)	40/-30/40
加计安装误差 (")	60/-60/60
陀螺零漂 (°/h)	0.02/-0.04/0.03
陀螺刻度因子误差 (ppm)	-40/30/40
陀螺安装误差 (")	60/-60/60

表4 惯性器件各项误差参数估计

Table 4 Error parameter estimation of inertial devices

误差参数	设定值	前者估计值	后者解耦估计值
X陀螺常偏 (°/h)	0.02	0.0219	0.0200
Y陀螺常偏 (°/h)	-0.04	-0.0398	-0.0403
Z陀螺常偏 (°/h)	0.03	0.0303	-0.0296
X加计零偏 (μg)	30	28.03	29.96
Y加计零偏 (μg)	-50	-44.64	-49.99
Z加计零偏 (μg)	40	34.56	47.46
X陀螺刻度因子误差 (ppm)	-40	-38.72	-39.75
Y陀螺刻度因子误差 (ppm)	30	30.13	29.82
Z陀螺刻度因子误差 (ppm)	40	39.90	44.19
X加计刻度因子误差 (ppm)	40	27.81	偏差较大
Y加计刻度因子误差 (ppm)	-30	-20.94	偏差较大
Z加计刻度因子误差 (ppm)	40	22.26	63.6736
X陀螺安装误差 (")	60	49.03	79.80
Y陀螺安装误差 (")	-60	-52.04	-59.96
Z陀螺安装误差 (")	60	效果不佳	59.83
X加计安装误差 (")	60	49.23	59.98
Y加计安装误差 (")	-60	-52.48	-59.96
Z加计安装误差 (")	60	效果不佳	59.99

以“速度误差”作为唯一观测量的方案根据标定路径,按照“静止—转动—静止”的方式生成仿真数据,每个位置静止10mins。由于载体处于静基座状态,因此,载体的位置不变,速度为零。将生成的仿真数据进行惯导解算,即可得到观测量速度误差。

以“速度误差+姿态误差”作为观测量的方案按照标定路径,每个位置静止时间30mins,将生成的仿真数据通过惯导解算得到观测量速度误差和姿态误差。

3.2 仿真结果分析

为后文分析方便,将以“速度误差”为观测量的系统级标定方法称为“方案一”,将以“速度误差+姿态误差”为观测量的系统级标定方法称为“方案二”。“方案一”中,设置转台转速为1°/s,根据标定路径翻转转台,经卡尔曼滤波后各项误差参数趋于收敛。“方案二”中,经卡尔曼滤波得到耦合值,经解耦运算后分别得到各项误差参数的值。两种方案的估计值如表4所示。

从表 4 可以看出,“方案一”和“方案二”都能准确估计出陀螺和加速度计的常值漂移,且精度较高,基本接近设定值。“方案一”对于陀螺和加速度计的刻度因子误差能准确估计,但是精度相对常值漂移有所降低,而“方案二”在估计加计水平方向的刻度因子误差偏差较大。对于陀螺和加计的安裝误差,“方案二”都能准确估计,且精度较高,而“方案一”对于陀螺和加计天向安裝误差估计效果不佳,是因为天向安裝误差观测性较弱。整体来看,“方案二”的估计精度要比“方案一”普遍高一点,这是因为“方案二”中加入了精准的姿态误差作为观测量。

4 结束语

本文设计了两种系统级标定方案实现对捷联惯导系统的误差参数的标定,“方案一”以“速度误差”作为唯一观测量,通过转台绕不同轴向的转动来激励各个误差参数,不需要高精度的姿态基准,可用于外场标定;“方案二”以“速度误差”和“姿态误差”作为观测量,通过降维处理,大大降低了计算量,且标定精度极高。通过仿真试验对两种标定方案进行验证,仿真结果表明,两种方案基本都能准确估计出惯性器件的各项误差参数,且精度较高。但是,“方案一”中捷联惯导天向安裝误差观测性相对较弱;“方案二”中加速度计的刻度因子误差观测性相对较弱,两种方案各有优势,结合使用,可达到最佳的标定效果。

参考文献

- [1] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2010.
- [2] 赵桂玲. 光学陀螺捷联惯性导航系统标定技术[M]. 北京: 测绘出版社, 2014.
- [3] 夏明波. 捷联惯性导航系统误差标定方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- [4] 吴运平, 何永前, 林新荣. 捷联惯导系统标定方案设计[J]. 舰船电子工程, 2017, 37(2): 52-55, 147.
WU Yunping, HE Yongqian, LIN Xinrong. Design of strapdown inertial navigation system calibration scheme[J]. Ship Electronic Engineering, 2017, 37(2): 52-55, 147.
- [5] 王乐. 弹载捷联惯导系统免拆标定技术研究[D]. 南京: 东南大学, 2016.
- [6] KIM K, SUN Y, VOYLES R M. Calibration of multi-axis MEMS force sensors using the shape-from-motion method[J]. IEEE Sensors Journal, 2007, 7(3): 344-351.
- [7] HWANGBO M, KANADE T. Factorization-based calibration method for MEMS inertial measurement unit[C]. IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2008.
- [8] SCHANZER G, VIEWEG S. Inflight calibration of inertial sensors with the help of global navigation satellite systems[C]. Symposium Gyro Technology, 1992.
- [9] 盛宏媛. 光纤陀螺捷联惯导系统级标定方法的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.
- [10] 杨晓霞, 孟浩然, 王帅. 激光捷联惯导系统的外场动态标定方法[J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19(4): 393-398.
- [11] 张红良. 陆用高精度激光陀螺捷联惯导系统误差参数估计方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- [12] 吴赛成, 秦石乔, 王省书, 等. 激光陀螺惯性测量单元系统级标定方法[J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19(2): 185-189.
- [13] 丁智坚, 蔡洪, 张文杰. 惯性平台自标定中惯性仪表安裝误差可观性分析[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(5): 127-136.
DING Zhijian, CAI Hong, ZHANG Wenjie. Observability analysis for misalignments of inertial sensors in inertial platform self-calibration[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(5): 127-136.
- [14] LI Ziyue, ZHANG Lin, LIU Jianye. Airborne LSINS/GNSS integrated navigation system self-calibration technology research and realization[C]. IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference, 2016.

[作者简介]

胡国欣 1992年生, 硕士, 助理工程师, 主要研究方向为导航、制导与控制。

于古胜 1969年生, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为指挥控制系统, 实时测控软件系统。