

文章编号: 1001-2486(2011)02-0033-05

带减振器机抖激光陀螺惯性测量单元标定方法研究*

吴赛成, 秦石乔, 王省书, 胡春生

(国防科技大学 光电科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 由于减振器会产生形变, 使得带减振器的机抖激光陀螺惯性测量单元(IMU)不能使用由精密转台提供姿态基准的标定方法进行标定。提出了一种带减振器的机抖激光陀螺 IMU 标定的新方法, 该方法先将 IMU 固联在精密转台上, 不启动陀螺, 依靠转台提供姿态参考标定出加表各误差参数; 在此基础上装上减振器, 设计了 IMU 陀螺误差参数标定路径, 根据陀螺误差输出方程, 建立 21 维的 Kalman 滤波系统级标定算法, 并利用导航解算的速度误差作为其观测量。仿真结果表明, 该方法能有效地标定出带减振器的机抖激光陀螺 IMU 的陀螺标度因数、常值漂移、安装误差和加速度计常值漂移等误差参数, 满足高精度惯导系统的标定需求。

关键词: 机抖陀螺; 减振器形变; 系统级标定; 误差参数辨识; Kalman 滤波

中图分类号: TP391 **文献标识码:** A

Research on Calibration Method for Dither RLGs Inertial Measurement Unit with Shock Absorbers

WU Sai-cheng, QIN Shi-qiao, WANG Xing-shu, HU Chun-sheng

(College of Opto-electronic Science and Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Because of the deformation of shock absorbers, the dither RLGs inertial measurement unit (IMU) can not be calibrated using a precise turntable as attitude reference. This paper introduces a new calibration method for dither RLGs IMU, firstly, the RLGs were turned off and the IMU without absorbers was fastened on a precise turntable to calibrate the error parameters of accelerometers; then the shock absorbers were installed on IMU, paper designed a procedure for the calibration of RLGs error parameters. Further more, according to the output error equation of the RLGs, a systematic calibration algorithm of the RLGs IMU was proposed based on a 21 dimensional kalman filter using velocity errors as measurement vector. The simulation results indicate that the novel calibration method can accurately identify RLGs scale factor errors, drifts, misalignments errors and accelerometers drifts, and the accuracy of this method satisfy the requirements of high precision inertial navigation system.

Key words: mechanically dithered RLGs; shock absorbers deformation; systematic; calibration; error parameter calibration; Kalman filter

传统的标定方法^[1-2]包括静态多位置试验方法和角速率试验方法两种, 这两种方法均需精密转台提供姿态基准, 以地球自转角速度、重力加速度和转台角速度作为输入捷联惯导系统的标称量, 并与系统中陀螺仪和加速度计的输出来进行比较, 根据陀螺仪和加速度计的误差模型, 建立捷联惯导系统的误差模型后通过最小二乘或者 Kalman 滤波^[3]的方法求解出各项误差系数。

在基于机械抖动激光陀螺的惯性导航系统中, 为了使机抖陀螺工作性能稳定, 其惯性测量单元(IMU)与载体基座间一般加装减振器以隔离外界扰动。减振器形变量的存在将对以精密转台提

供姿态基准的 IMU 标定方法产生严重的影响, 以往解决此问题的方法主要是去除减振器将 IMU 直接刚性固联在精密转台上标定, 这将使机抖激光陀螺的工作状态在标定时与实际工作时不同并受转台运动状态的影响而使标定精度受到影响^[4]。

为了解决带减振器的 IMU 标定问题, 对加表和陀螺的误差参数标定采用不同的方式进行。由于加表稳定可靠的工作不需要减振器的支持, 其标定时去除减振器按照传统的方法进行。装上减振器标定陀螺时, 由于减振器的存在使精确的转台姿态已经利用不上, 本文采用系统级的标定方

* 收稿日期: 2011-11-23

基金项目: 国家“863”高技术计划资助项目(2006AA09Z208)

作者简介: 吴赛成(1982—), 男, 博士生。

法,仅以速度误差作为观测量^[5-9]来标定陀螺的各误差参数,由于之前已经标定出各加表的误差参数,同时考虑到加表逐次启动时零偏会有所不同,建立了包含陀螺比例因子误差、安装误差、零漂和加表零偏等状态量的 Kalman 滤波模型。仿真结果表明,经过合适的标定路径设计,该方法能有效地标定出带减振器的机抖激光陀螺 IMU 的各项误差参数。

1 IMU 系统级标定 Kalman 滤波误差模型

1.1 惯性器件的误差方程

考虑机抖激光陀螺常值漂移、刻度系数误差与安装误差三类误差,机抖激光陀螺 IMU 中陀螺的输出误差方程可表示为^[3,10-12]:

$$\Delta\omega = \varepsilon_b + \delta K_C \omega + M_C \omega \quad (1)$$

其中 $\varepsilon_b = [\varepsilon_{bx} \ \varepsilon_{by} \ \varepsilon_{bz}]$ 为陀螺常值漂移, $\delta K_C = \text{diag}[\delta k_{gx} \ \delta k_{gy} \ \delta k_{gz}]$ 为陀螺的刻度因子误差矩阵, M_C 为陀螺安装误差系数矩阵,表示如下:

$$M_C = \begin{bmatrix} 0 & M_{xy} & M_{xz} \\ M_{yx} & 0 & M_{yz} \\ M_{zx} & M_{zy} & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

由于加表各误差参量已经经过传统的标定方法得到,这里只考虑其逐次启动随机常值漂移 $\nabla = [\nabla_{ax} \ \nabla_{ay} \ \nabla_{az}]$ 。

1.2 Kalman 滤波器设计

(1) 卡尔曼滤波器状态变量的选取

在加表安装误差及比例因子误差系数已知的前提下,标定的主要对象是陀螺的比例因子误差、安装误差及常值漂移。故本文卡尔曼滤波选取如下,共 21 维:

$$X = [\delta V_E \ \delta V_N \ \delta V_U \ \phi_E \ \phi_N \ \phi_U \ \nabla_{ax} \ \nabla_{ay} \ \nabla_{az} \ \varepsilon_{bx} \ \varepsilon_{by} \ \varepsilon_{bz} \ \delta k_{gx} \ \delta k_{gy} \ \delta k_{gz} \ M_{xy} \ M_{xz} \ M_{yx} \ M_{yz} \ M_{zx} \ M_{zy}] \quad (3)$$

(2) 标定状态下的系统误差方程

在考虑各器件相关误差项的影响之后,系统误差方程表示如下^[3,10-12]。

速度误差方程:

$$\left\{ \begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= \frac{V_N \tan L - V_U}{R} \delta V_E + (2\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R}) \delta V_N - (2\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R}) \delta V_U + g\phi_N + C_{bn} (1,1) \nabla_x + C_{bn} (1,2) \nabla_y + C_{bn} (1,3) \nabla_z \\ \delta \dot{V}_N &= (-2\omega_{ie} \sin L - \frac{2V_E \tan L}{R}) \delta V_E - \frac{V_U}{R} \delta V_N - \frac{V_N}{R} \delta V_U - g\phi_E + C_{bn} (2,1) \nabla_x + C_{bn} (2,2) \nabla_y + C_{bn} (2,3) \nabla_z \\ \delta \dot{V}_U &= (2\omega_{ie} \cos L + \frac{2V_E}{R}) \delta V_E + \frac{2V_N}{R} \delta V_N + C_{bn} (3,1) \nabla_x + C_{bn} (3,2) \nabla_y + C_{bn} (3,3) \nabla_z \end{aligned} \right. \quad (4)$$

姿态误差方程:

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\phi}_E &= \frac{-1}{R} \delta V_N + (\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R}) \phi_N - (\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R}) \phi_U + C_{bn} (1,1) \Delta\omega_x + C_{bn} (1,2) \Delta\omega_y + C_{bn} (1,3) \Delta\omega_z \\ \dot{\phi}_N &= \frac{1}{R} \delta V_E - (\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R}) \phi_E - \frac{V_N}{R} \phi_U + C_{bn} (2,1) \Delta\omega_x + C_{bn} (2,2) \Delta\omega_y + C_{bn} (2,3) \Delta\omega_z \\ \dot{\phi}_U &= \frac{\tan L}{R} \delta V_E + (\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R}) \phi_E + \frac{V_N}{R} \phi_N + C_{bn} (3,1) \Delta\omega_x + C_{bn} (3,2) \Delta\omega_y + C_{bn} (3,3) \Delta\omega_z \end{aligned} \right. \quad (5)$$

$\Delta\omega_x$ 、 $\Delta\omega_y$ 、 $\Delta\omega_z$ 表示如下:

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta\omega_x &= \varepsilon_{bx} + \delta k_{gx} w_x + M_{xy} w_y + M_{xz} w_z \\ \Delta\omega_y &= \varepsilon_{by} + \delta k_{gy} w_y + M_{yx} w_x + M_{yz} w_z \\ \Delta\omega_z &= \varepsilon_{bz} + \delta k_{gz} w_z + M_{zx} w_x + M_{zy} w_y \end{aligned} \right. \quad (6)$$

其中 $\Delta\omega_i (i = x, y, z)$ 为载体坐标系下三个陀螺的等效漂移, C_{bn} 为载体的姿态矩阵, $w_i (i = x, y, z)$ 为各个陀螺敏感到的角速度。

(3) 观测量的选取

由于在带减振器条件下,IMU 的姿态误差量不能精确的观测出来,本文中观测量选取为 $Z = [\delta V_E \ \delta V_N \ \delta V_U]$,这样也使得本方法不需要精密转台的支持。固其除了在实验室条件下使用外,还可以作为一种现场级标定方法使用。

2 标定路径设计

在基于精密转台提供姿态基准和角速率信息的标定方法中,只需经过一个静止状态和三次转

动便能激励并估计出 IMU 与陀螺相关的所有参数;对于基于 Kalman 滤波且仅以速度误差作为观测的系统级标定方法,必须进行更多的激励才

能使全部陀螺相关的误差得到激励^[10-13],本文为激励陀螺各项误差参数设计的标定路径如图 1 所示,共分为 6 步:

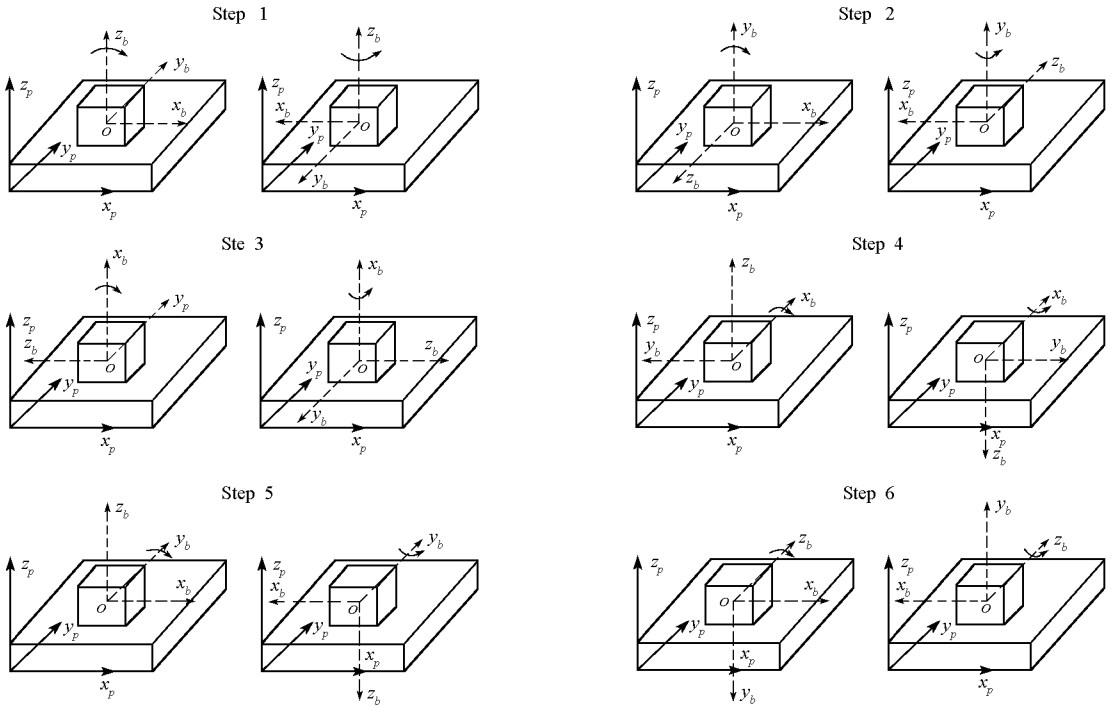


图 1 IMU 标定路径
Fig. 1 IMU calibration procedure

在步骤 1 中,IMU 置于近似水平的基座上,Z 陀螺朝天,当 IMU 绕 Z 天向旋转时,可以近似认为 w_x 与 w_y 为零,此时,式(6)中 IMU 各向等效陀螺参数可改写为:

$$\begin{cases} \Delta\omega_x = \epsilon_{bx} + M_{xz}w_z \\ \Delta\omega_y = \epsilon_{by} + M_{yz}w_z \\ \Delta\omega_z = \epsilon_{bz} + \delta k_{gz}w_z \end{cases} \quad (7)$$

根据捷联惯导系统初始对准的可观测性分析^[10]可知,系统北向陀螺漂移为可观测量,且通过绕天向旋转 180°进行双位置对准可以使东向陀螺漂移也变为可观测,同时考虑到输入适当的角速度时, ϵ_{bx} 、 ϵ_{by} 这两项和 $M_{xz}w_z$ 、 $M_{yz}w_z$ 相比较小,

固在步骤 1 中 M_{xz} 、 M_{yz} 和 ϵ_{bx} 、 ϵ_{by} 相继被估计出来。然后通过步骤 2~3,可以估计 M_{xy} 、 M_{zy} 、 M_{yx} 、 M_{zx} 、 ϵ_{bz} 这 5 个误差参数。同理,步骤 4~6 中可以分别估计出 δk_{gx} 、 δk_{gy} 、 δk_{gz} 。

3 仿真研究

3.1 仿真参数设置

为了验证本文提出方法的有效性,根据设计的标定路径,利用 C 语言程序模拟产生了标定过程中的陀螺和加表数据,并按照式(1)~(6)所述设计了一个包含 21 维状态变量的 Kalman 滤波器^[14-15],仿真时各误差参数的设置如表 1 所示。

表 1 仿真参数设置
Tab.1 Simulation Parameters

参数	参数值
陀螺零偏 ($\epsilon_{bx}/\epsilon_{by}/\epsilon_{bz}$)	0.05/0.05/0.05 (°/h)
陀螺比例因子误差 ($\delta k_{gx}/\delta k_{gy}/\delta k_{gz}$)	100/50/100 ($\times 10^{-6}$)
陀螺安装误差 ($M_{xy}/M_{xz}/M_{yx}$)	-57.58°/112.83°/-21.66°
陀螺安装误差 ($M_{yz}/M_{zx}/M_{zy}$)	25.26°/-13.88°/141.09°
加表零偏 ($\nabla_{ax}/\nabla_{ay}/\nabla_{az}$)	$1.0 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$

3.2 仿真结果

按照上面的参数设置,运行仿真程序,得到陀螺各误差参数估计结果如图 2~4。

图 2 为各陀螺零偏的标定结果,三陀螺的最终估计值分别为:0.0515°/h、0.0511°/h、0.0492°/h。

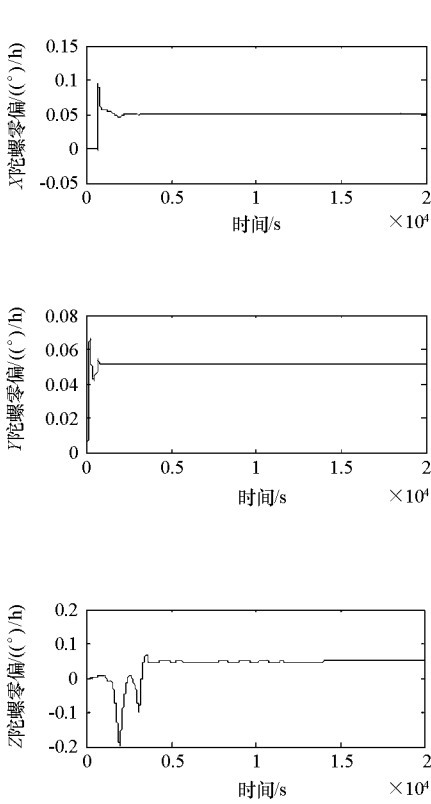


图 2 各陀螺零偏标定结果
Fig.2 Calibration results of RLGs drift

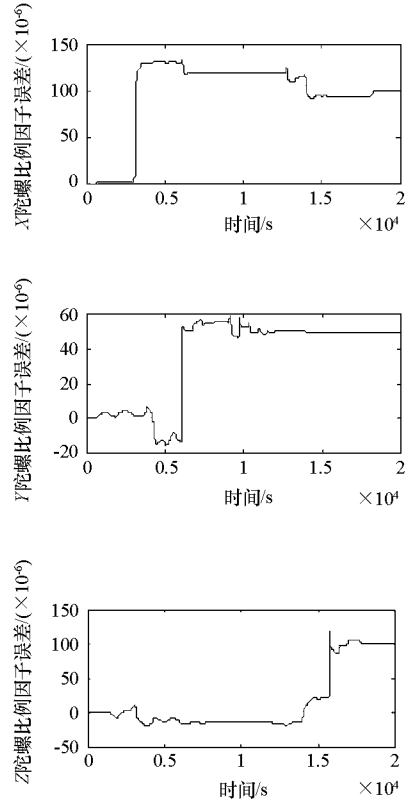


图 3 比例因子误差标定结果
Fig.3 Calibration results of RLGs scale factor errors

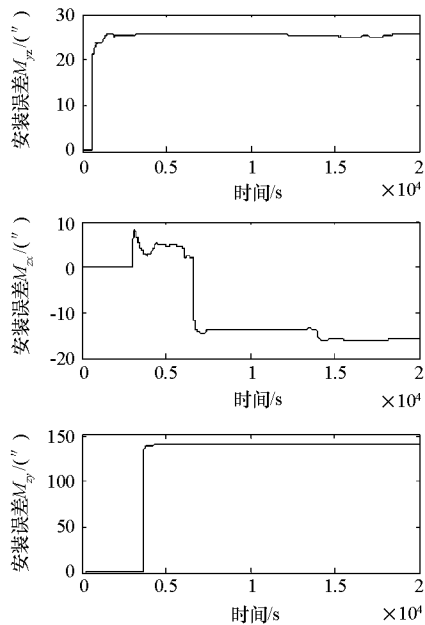
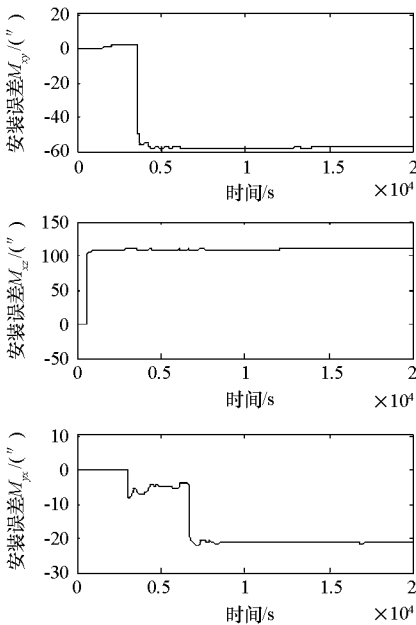


图 4 陀螺安装误差标定结果
Fig.4 Calibration results of RLGs misalignments errors

图3为各陀螺比例因子误差的标定结果,估计值分别为: 99.9×10^{-6} 、 50.0×10^{-6} 、 100.3×10^{-6} ,与表1的设定比较可知,各参数精度优于 0.5×10^{-6} 。

图4为陀螺各安装误差系数的标定结果,估计值分别为: $-57.73''$ 、 $110.85''$ 、 $-21.32''$ 、 $25.44''$ 、 $-15.85''$ 、 $141.074''$,与表1的设定比较可知,各误差角估计精度优于 $2''$ 。

4 结论

通过理论分析及仿真研究表明本文设计的标定路径及滤波算法在无需精密转台提供精确姿态基准的情况下,能准确估计出机抖激光陀螺IMU与陀螺相关的各误差参数,满足带减振器的高精度捷联惯性导航系统的标定需求。本方法的优点是无需精密转台支持且达到了较高的精度,可以作为实验室外的一种现场级标定方法。

参考文献:

- [1] Titterton D H, Weston J L. Strapdown Inertial Navigation Technology [M]. Co-published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics and the Institution of Electrical Engineers, 1997: 242 - 244.
- [2] Mark J, Tazartes D, Hilby T. Fast Orthogonal Calibration of a Ring Laser Strapdown System [C]//Litton Industries, Litton Guidance and Control Systems, California, USA, 1986.
- [3] 林玉荣,邓正隆.激光陀螺捷联惯导系统中惯性器件误差的系统级标定[J].哈尔滨工业大学学报,2001,33(1):112 - 115.
- [4] 袁保伦,饶谷音.一种新的激光陀螺惯性测量组合标定方法[J].中国惯性技术学报,2007,15(1):31 - 34.
- [5] Mirzaei F M, Roumeliotis S I. A Kalman Filter-based Algorithm for IMU-camera Calibration: Observability Analysis and Performance Evaluation[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2008, 24(5): 1143 - 1156.
- [6] Lee T G, Sung C K. Estimation Technique of Fixed Sensor Errors for SDINS Calibration [J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2004, 2(4):536 - 541.
- [7] Camberlein L, Mazzananti F. Calibration Technology for Laser Gyro Strapdown Inertial Navigation Systems [C]//Symposium Gyro Technology, Stuttgart, Germany, 1985.
- [8] Mark J, Tazartes D, Hilby T. Fast Orthogonal Calibration of a Ring Laser Strapdown System [C]//Symposium Gyro Technology, Stuttgart, Germany, 1987.
- [9] Goshen-Meskin D, Bar-Itzhack I Y. A Unified Approach to Inertial Navigation System Error Modeling[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1992, 15(3): 472 - 480.
- [10] 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.
- [11] 陈北欧,孙文胜,张桂宏,等.捷联组合(设备无定向)六位置测试标定[J].导弹与航天运载技术,2001,3(3):23 - 27.
- [12] 杨定新,陶俊勇,陶利民.基于模型参数辨识的动力调谐陀螺故障诊断方法[J].国防科技大学学报,2000,22(5):87 - 92.
- [13] 陆志东,王磊.捷联惯导系统的空中标定方法[J].中国惯性技术学报,2007,15(2):136 - 138.
- [14] 邓自立.卡尔曼滤波与维纳滤波[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2001:75 - 98.
- [15] 袁保伦,饶谷音.光学陀螺旋转惯导系统原理探讨[J].国防科技大学学报,2006,28(6):76 - 80.