

文章编号: 0258-7025(2010)05-1209-04

# 基于姿态解算的 $z$ 向激光陀螺零偏估计方法

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** 在基于激光陀螺(RLG)的单轴旋转惯性导航系统中,由于惯性测量单元(IMU)绕  $z$  轴旋转,使得水平方向的惯性元件的误差量能在很大程度上自动抵消,因此系统的导航精度主要由  $z$  向陀螺的零偏估计精度决定。提出了一种基于姿态解算的  $z$  向陀螺零偏的估计方法,并进行了理论分析与实验论证。实验结果表明,能有效地估计出单轴旋转惯性导航系统的  $z$  轴零偏值,使系统达到较高的导航精度。

**关键词** 激光陀螺;零偏估计;姿态解算;惯性导航系统;初始对准

中图分类号 U666.1 文献标识码 A doi: 10.3788/CJL20103705.1209

## A New Method for the Estimate of $z$ -Direction Ring Laser Gyro Drift Based on Attitude Determination

Wu Saicheng Qin Shiqiao Wang Xingshu Hu Chunsheng

(The College of Opto-Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha, Hunan 410073, China)

**Abstract** In the single-axial rotation inertial navigation system using ring laser gyro (RLG), the errors of the inertial elements can be counteracted automatically because of rotating around the  $z$ -direction axis of inertial measurement unit (IMU), so the performance of single-axial rotating inertial navigation system is mostly determined by the estimate precision of  $z$ -direction gyro drift. A method to estimate the drift of  $z$ -direction gyro based on attitude determination is put forward in this paper, and the theoretical and experimental results are obtained. The experiments show that this method in this paper can estimate the drift of  $z$ -direction gyro efficaciously, and the result of navigation is excellent.

**Key words** ring laser gyro; the estimate of drift; attitude determination; inertial navigation system; initial alignment

## 1 引 言

惯性敏感元件的误差是决定惯性导航系统精度的主要因素<sup>[1~3]</sup>。惯性元件的误差补偿方法主要有两种:一种是采用高精度的偏移误差补偿软件<sup>[4,5]</sup>,另一种是采用系统的翻转或者旋转补偿法<sup>[1]</sup>。自从光学陀螺(激光陀螺和光纤陀螺)出现以后<sup>[6]</sup>,在旋转自动补偿技术与捷联惯性导航系统的基础上出现了一种新型的惯性导航系统,即旋转式导航系统,它具有传统平台系统类似的框架和转轴,而没有稳定平台。旋转式惯性导航系统中转位机构的目的是为

了让惯性元件的常值偏移对导航系统产生的误差在一个转动周期内能自动抵消,这种技术在国外已经被广泛地应用到当前的船用激光陀螺惯性导航中<sup>[7~11]</sup>,如 Sperry 公司的 MK39 Mod3C, MK49<sup>[9]</sup>等。国内近几年也开始研究,并且取得了一些很好的结果<sup>[12]</sup>。旋转式惯性导航系统根据转轴的数目多少可以分为单轴系统、双轴系统和三轴系统,其中单轴系统结构简单,成本较低,具有很大的应用前景,一般取  $z$  轴作为旋转轴。绕  $z$  轴单轴旋转方案只能抵消水平方向惯性器件常值偏移误差对系统导

收稿日期:2009-07-09; 收到修改稿日期:2009-08-24

基金项目:国家 863 计划(2006AA09Z208)及国防装备预研基金资助课题。

作者简介:吴赛成(1982—),男,博士研究生,主要从事激光陀螺高精度惯性姿态测量方面的研究。

E-mail: wsc820508@163.com

导师简介:秦石乔(1963—),男,教授,博士生导师,主要从事光电仪器与测控技术和光电精确制导技术等方面的研究。

E-mail: sqqin8@nudt.edu.cn

航精度的影响,  $z$  方向的误差影响依然存在。就目前的陀螺仪和加速度计的精度水平, 陀螺误差是影响系统精度的主要因素。仿真表明, 要达到  $1 \text{ nm}/72 \text{ h}$  的定位精度, 陀螺常值零偏的估计精度要达到  $0.0003 (^\circ)/\text{h}$ , 故高精度地估计出  $z$  向陀螺的零漂对提高单轴旋转导航系统的精度具有重要的意义。本文讨论了基于方位对准回路的  $z$  轴陀螺零偏估计原理并分析了其可观测性, 并提出了一种基于姿态解算估计  $z$  轴陀螺零偏的方法。

## 2 基于方位对准回路的 $z$ 轴陀螺测漂原理及可观测性分析

为了使讨论方便, 利用经典的方位初始对准回路来讨论方位陀螺测漂原理及可观测性, 其原理如图 1 所示<sup>[13,14]</sup>。

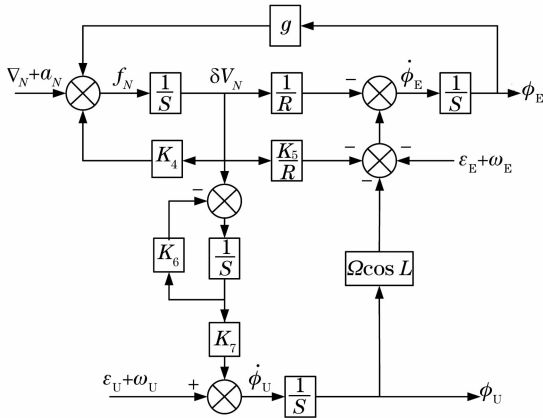


图 1 方位对准测漂原理图

Fig. 1 Schematic of azimuthal alignment and drift estimate

方位陀螺零偏的测定, 应该在方位对准回路处于稳定状态时进行, 达到稳定状态时有

$$\dot{\phi}_U = K_7 X + \epsilon_U + \omega_U = 0, \quad (1)$$

则

$$\epsilon_U = -K_7 X - \omega_U, \quad (2)$$

式中  $\phi_U$  为方位误差角, 由于水平失准角和安装误差等因素的存在, 导航系内地球自转角速度在天向投影将存在误差, 此误差量记为  $\omega_U$ ,  $-K_7 X$  为初始对准时的反馈控制分量, 此分量为已知量; 在一定时间内对数据采样, 并求平均值, 若采样次数为  $n$  且忽略误差量  $\omega_U$  的影响, 则

$$\epsilon_U \approx \frac{-\sum_{i=1}^n K_7 X}{n}, \quad (3)$$

式中  $\epsilon_U$  为等效天向陀螺的零偏分量, 即为三个陀螺

零偏分量在天向投影之和, 但在船用惯性导航系统准静基座对准过程中, 系统的水平姿态角比较小, 另外水平方向配置的陀螺零偏分量可以先进行旋转双位置对准进行较精确的估计并补偿, 故  $\epsilon_U$  中的主要分量为  $z$  轴陀螺零偏。此即为方位陀螺零偏测定的基本原理, 其本质是在方位对准回路达到稳态平衡时通过平衡方程式求得可观测量, 进而计算出陀螺的漂移, 这对于利用 Kalman 滤波估计  $z$  轴零偏也是适用的。由于方位对准时达到稳态值所需的时间比水平对准长, 达到稳态值时, 才能进行测漂, 故其可观测性较弱, 测漂所需时间最长, 大约 4000 s 以后才开始趋于稳定值。

## 3 通过姿态解算估计 $z$ 轴陀螺零偏的方法

对于沿地球表面运动的导航系统, 其方位误差传播公式为<sup>[15]</sup>

$$\delta\gamma \approx \int \left\{ \epsilon_U - \left[ \left( \Omega + \frac{V_E}{R_0 \cos L} \right) \cos L + \frac{V_E}{R_0} \tan^2 L \right] \delta L \right\}, \quad (4)$$

由(4)式可以看出, 由于纬度误差  $\delta L$  的存在, 方位误差角将受一个周期性傅科振荡的调制。而在准静基座测漂的过程中, 纬度  $L$  是可以准确已知的, 断开导航解算的位置解算环节, 消除纬度误差对航向误差的影响, 有

$$\delta\gamma \approx \int \epsilon_U, \quad (5)$$

此时, 方位误差角将近似等于天向等效陀螺漂移  $\epsilon_U$  对时间的积分,  $\epsilon_U$  表示为

$$\begin{bmatrix} \epsilon_E \\ \epsilon_N \\ \epsilon_U \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} + \omega_d = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} + \omega_d, \quad (6)$$

式中  $\epsilon_U$  包含惯性测量单元各方向陀螺漂移在天向的投影以及地球自转角速度在天向投影误差, 由(6)式可得出其表达式为

$$\epsilon_U = C_{31}\epsilon_x + C_{32}\epsilon_y + C_{33}\epsilon_z + \omega_U. \quad (7)$$

首先考虑静态情况, 系统航向角保持不变, 采集并保存一段时间内系统输出的原始数据, 将保存下来的原始数据先后进行两次导航解算, 一次进行正常的位置解算, 一次屏蔽位置解算, 通过姿态解算分别得到系统输出的航向角偏移真实航向角的曲线如图 2, 3 所示。

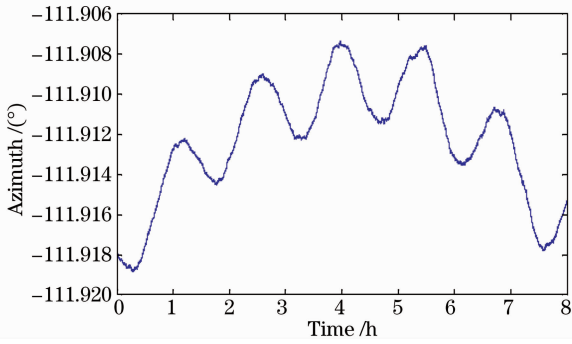


图2 有位置解算环的航向偏移曲线

Fig. 2 Azimuthal error curve with positioning solution

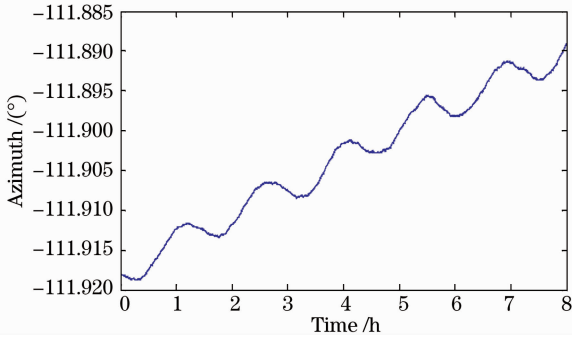


图3 无位置解算环的航向偏移曲线

Fig. 3 Azimuthal error curve without positioning solution

从图2可以看出,由于耦合了纬度误差  $\delta L$  的影响,包含位置解算过程时航向角偏移曲线成傅科振荡;屏蔽位置解算环节以后,航向角偏移量将随时间近似线性增长,由(5)式可知,其增长率为  $\epsilon_z$  成正比。

考虑到动态情况,联立(5)~(7)式有

$$\begin{aligned} \delta\gamma \approx & \int (C_{31}\epsilon_x + C_{32}\epsilon_y + C_{33}\epsilon_z + \omega_U) dt \approx \\ & \sum C_{31}\epsilon_x \Delta t + \sum C_{32}\epsilon_y \Delta t + \\ & \sum C_{33}\epsilon_z \Delta t + \sum \omega_U \Delta t. \end{aligned} \quad (8)$$

由于水平方向配置的两个陀螺零偏值  $\epsilon_x, \epsilon_y$  通过双位置多极对准<sup>[9]</sup> 可以比较快速且准确地估计出来,经过补偿后的  $\epsilon_x, \epsilon_y$  残余零偏量约为  $0.001$  ( $^\circ$ )/h,而待估计  $z$  轴零偏约为  $0.01$  ( $^\circ$ )/h,故  $\epsilon_x, \epsilon_y$  相对于  $\epsilon_z$  是一个较小量;另外在船用导航中,船体沿横摇轴与纵摇轴做一个摇摆运动,且幅度不大,所以  $\epsilon_x$  与  $\epsilon_y$  在天向的投影比较小且时正时负,取一段系泊状态下船用惯性导航的姿态数据,经过计算得到  $\sum C_{31}, \sum C_{32}, \sum C_{33}$  的大小分别为  $32.34, -7.32, 3595.65$ ;综合以上几点可知(8)式右端的第一项和第二项可以忽略。另外对于  $\omega_U$ ,可以通过绕

$z$  轴旋转的办法使其在天向的投影进行自动抵消,故第4项也可以忽略,由(8)式可得到

$$\epsilon_z \approx \frac{\delta\gamma}{\sum C_{33} \Delta t}, \quad (9)$$

式中  $\delta\gamma$  的求取方法如下,系统初始对准完后屏蔽位置解算环进行导航解算,运行一段时间后重新启动初始对准,此次对准过程中对 Kalman 滤波算法的航向反馈修正的量求和即为航向漂移角  $\delta\gamma$ 。

## 4 实验结果

为了验证零偏估计方法的有效性,利用单轴旋转惯性导航系统实验样机进行验证实验。系统开机以后先进行16 h的对准与测漂,前4 h进行姿态角精对准、水平方向惯性元器件测漂以及利用第2节中的方法进行  $z$  向陀螺的零偏估计,后12 h主要利用第3节介绍的方法进行  $z$  向陀螺零偏的更精确的估计。对准测漂完成以后,进行24 h旋转导航实验,实验装置及导航结果分别如图4,5所示。



图4 惯性导航系统实验样机

Fig. 4 Experimental setup of inertial navigation system

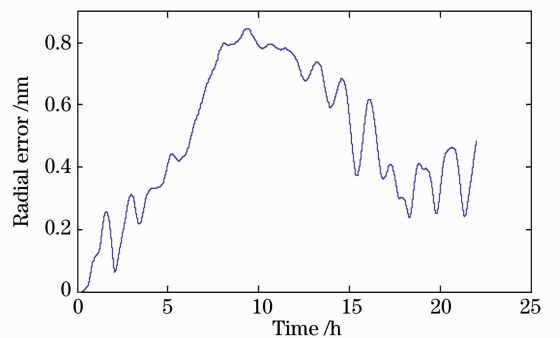


图5 24 h 导航误差曲线图

Fig. 5 Error curve of 24 hours navigation

实验结果表明,本文分析的方法能有效估计出单轴旋转惯性导航系统  $z$  轴陀螺的零偏值,使导航精度优于  $1 \text{ nm}/24 \text{ h}$ ,达到了较高的导航精度。

## 5 结 论

对于激光陀螺单轴旋转惯性导航系统,  $z$  轴陀螺零偏估计精度最终决定着系统的导航精度。本文分析了基于方位对准回路的  $z$  轴陀螺零偏估计的基本原理, 并对其可观测性进行了分析; 提出了一种在屏蔽位置解算环条件下, 通过姿态解算进行  $z$  轴陀螺零偏估计的方法。综合利用这两种方法进行了 24 h 单轴旋转导航实验研究, 实验结果验证了其有效性。

## 参 考 文 献

- 1 Yuan Baolun. Research on rotating inertial navigation system with four-frequency differential laser gyroscope [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007. 4~9  
袁保伦. 四频激光陀螺旋转式惯导系统研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007. 4~9
- 2 Gao Yukai, Lin Yurong, Deng Zhenglong. A method for improving the performance of ring laser gyro by injecting the multi-cycles step noise with white noise [J]. *Chinese J. Lasers*, 2007, **34**(4):481~484  
高玉凯, 林玉荣, 邓正隆. 改善激光陀螺输出特性的随机噪声注入方法[J]. *中国激光*, 2007, **34**(4):481~484
- 3 Wang Kedong, Gu Qitai. The influence of random noise on output of ring laser gyroscope [J]. *Acta Optica Sinica*, 2003, **23**(12):1479~1483  
王可东, 顾启泰. 随机噪声对激光陀螺输出特性的影响[J]. *光学学报*, 2003, **23**(12):1479~1483
- 4 Yan Fengping, Lan Huijuan, Jian Shuisheng. Investigation of the temperature compensated method for fiber optic gyros [J]. *Acta Optica Sinica*, 1999, **19**(7):968~974  
延凤平, 蓝慧娟, 简水生. 光纤陀螺温度补偿方案研究[J]. *光学学报*, 1999, **19**(7):968~974
- 5 Gao Yukai, Deng Zhenglong. A new method for eliminating the lock-in error of mechanically dithered ring laser gyro [J]. *Chinese J. Lasers*, 2007, **34**(3):354~358  
高玉凯, 邓正隆. 消除机械抖动激光陀螺闭锁误差的方法[J]. *中国激光*, 2007, **34**(3):354~358
- 6 Gao Bolong, Li Shutang. Ring Laser Gyro [M]. Changsha:

- National University of Defense Technology Press, 1984. 54~58  
高伯龙, 李树棠. 激光陀螺[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1984. 54~58
- 7 K. M. Hays, R. G. Schmidt, W. A. Wilson *et al.*. A submarine navigator for the 21st century [C]. *Proceedings of IEEE Position Location and Navigation Symposium*, 2002. 179~188
  - 8 H. Rice, L. Mendelsohn, R. Aarons *et al.*. Next generation marine precision navigation system [C]. *IEEE 2000 Position Location and Navigation Symposium*, 2000. 200~206
  - 9 J. I. Lahhan, J. R. Brazell. Acoustic noise reduction in the MK49 ship's inertial navigation system (SINS) [C]. *Proceedings of IEEE Position Location and Navigation Symposium*, 1992. 32~39
  - 10 J. I. Lahham, D. J. Wigent, A. L. Coleman. Tuned support structure for structure-borne noise reduction of inertial navigator with dithered ring laser gyros (RLG) [C]. *Position Location and Navigation Symposium, IEEE*, 0-7803-5872-4, 2000. 419~428
  - 11 E. Levinson, J. ter Horst, M. Willcocks. The next generation marine inertial navigator is here now [C]. *IEEE Position Location and Navigation Symposium*, 1994. 121~127
  - 12 Long Xingwu, Tang Jianxun, Wang Yu. Development on ship's RLG inertial navigation system [C]. *Proceedings of the 6th Chinese Society of Inertial Technology Symposium*, 2008. 15~23  
龙兴武, 汤建勋, 王宇. 船用激光陀螺惯导系统研制[C]. 中国惯性技术学会第六届学术年会论文集, 2008. 15~23
  - 13 Wang Xingshu. Research on laser gyro strapdown attitude & heading road-spectrum measurement system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. 109~110  
王省书. 激光陀螺捷联姿态路谱测量系统研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006. 109~110
  - 14 Wang Xingshu, Huang Zongsheng, Zhou Pu *et al.*. Comparative study on digital filtering on the random drift of laser gyro [J]. *Chinese J. Lasers*, 2006, **33**(11):1547~1551  
王省书, 黄宗升, 周朴等. 激光陀螺随机漂移的数字滤波方法比较[J]. *中国激光*, 2006, **33**(11):1547~1551
  - 15 Wan Dejun, Fang Jiancheng. Initial Alignment of Inertial Navigation [M]. Nanjing: Southeast University Press, 1998. 26~30  
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. 26~30