

引用格式:廉璞,牟东,叶海福,等.基于航向误差的捷联陀螺罗经标定方法[J].电光与控制,2020,27(2):75-78. LIAN P, MU D, YE H F, et al. A calibration method of strap-down gyrocompass based on heading error[J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(2):75-78.

基于航向误差的捷联陀螺罗经标定方法

廉璞¹, 牟东¹, 叶海福¹, 张延顺²

(1. 中国工程物理研究院电子工程研究所, 四川 绵阳 621999; 2. 北京航空航天大学, 北京 100191)

摘要: 陀螺罗经的航向误差与航向角和器件误差之间存在着非线性映射关系, 利用航向误差关系提出了一种捷联陀螺罗经标定方法。该方法根据陀螺罗经的航向效应, 在分析了罗经航向误差传播机理的基础上, 对航向误差进行曲线拟合, 建立航向角与航向误差的数学模型, 根据航向误差关系完成对陀螺罗经的标定。实验数据表明: 所提标定方法能够有效减小航向误差, 提高陀螺罗经的使用精度, 具有实际应用价值。

关键词: 陀螺罗经; 航向效应; 标定

中图分类号: V249.3 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2020.02.016

A Calibration Method of Strap-down Gyrocompass Based on Heading Error

LIAN Pu¹, MU Dong¹, YE Haifu¹, ZHANG Yanshun²

(1. Institute of Electronic Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China;
2. Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The heading error of gyrocompass has a nonlinear mapping relationship with the heading angle and the device error. In this paper, a strap-down gyrocompass calibration method is proposed based on the heading effect of gyrocompass. On the basis of analyzing the propagation mechanism of heading error of gyrocompass, curve fitting is made to the heading error, and the mathematical models of heading angle and heading error is established. Thus the gyrocompass calibration is completed according to the heading error relationship. The experimental data shows that the proposed calibration method can effectively reduce the heading error and improve the accuracy of gyrocompass, which has practical application value.

Key words: gyrocompass; heading effect; calibration

0 引言

罗经系统输出不随时间累积的航向和水平姿态信息, 在船舶、水下载体和地面车辆导航领域具有良好的应用前景。高精度的惯性测量信息是精确导航的重要前提, 但惯性器件自身不可避免地存在系统误差, 因此, 对陀螺罗经误差模型和标定技术开展研究显得尤为重要。提高惯性器件测量精度主要包括硬件和软件两项措施。其中: 硬件主要是从物理结构和工艺方面进行改进, 但提高系统硬件水平受到材料、元器件、生产工艺、生产设备的限制, 研制周期长、成本高, 跟不上实际系统提高精度的需求; 软件主要是研究惯性器件的误差模型, 通过实验测试手段标定出惯性器件误差

系数, 应用时根据此误差系数对惯性器件输出数据进行补偿, 在硬件基本不变的情况下, 大幅度提高惯性器件的实用精度^[1]。

在陀螺罗经实际使用过程中, 当载体航向不同时, 罗经会产生航向效应^[2-3], 即载体沿不同航向运行时会产生与航向相关的航向附加误差。航行中的航向误差变化与陀螺罗经自身的器件误差具有一定相关性, 通过航向误差的研究可以提高陀螺罗经的测量精度。李彬等^[4]对半球谐振陀螺平台惯导的航向效应进行研究, 通过对航向误差的补偿提高了半球谐振陀螺平台惯导系统的初始对准精度; 施闻明等^[5]提出一种参数拟合的航向效应标定与补偿的方法, 其参数利用多项式进行拟合, 并没有对航向误差产生机理进行分析; 姜永刚等^[6]利用航天测量船惯导平台航向效应的变化规律, 采用最小二乘法进行曲线拟合, 完成了航向效应的动态标定和补偿。虽然学者们对航向效应误差补偿方

收稿日期: 2019-02-26

修回日期: 2019-04-01

作者简介: 廉璞(1993—), 女, 陕西咸阳人, 硕士, 研究方向为惯性导航技术、组合导航。

法研究较多^[7-8],但其研究多为从试验的导航数据直接入手,利用数据探寻航向误差变化规律,虽然一定程度上提高了测量精度,但是由于缺乏对影响航向误差大小的机理分析,其适用度不高,因此有必要针对航向效应的特点完成捷联陀螺的标定及误差补偿。

本文根据陀螺罗经的航向效应,分析了罗经航向误差的传播机理,在此基础上提出了一种利用航向误差进行陀螺罗经标定的方法,通过该方法进行标定后,提高了陀螺罗经的测量精度。

1 基本概念陀螺罗经标定原理

1.1 经典罗经对准原理

捷联罗经通过对地球自转角速率和重力分量的测量,采用经典控制理论和增加阻尼的方式实现自主对准。罗经对准分为水平对准和方位对准两个阶段,其中,水平对准时间较快、精度较高,而方位对准的影响因素较多,需要针对应用情况研究提高方位对准精度的方法。

由于罗经效应的存在,当航向角存在误差角 ϕ_z 时,重力加速度在导航系下的北向分量 f_N^n 会发生改变,从而导致导航系下的北向速度误差 δv_N^n 发生改变^[6]。经典罗经方位对准方法利用北向速度误差 δv_N^n 和航向误差角 ϕ_z 间的耦合关系,设计适当的控制回路和参数(K_{U1} , K_{U2} , K_{U3} 和 K_{U4})便可以使航向误差角逐渐减小,输出不随时间发散的航向 ψ_a 。经典罗经方位对准原理如图 1 所示。

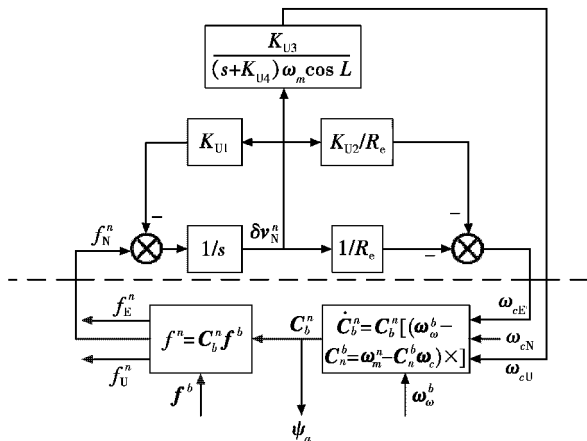


图 1 经典罗经方位对准

Fig. 1 Principle of classical gyrocompass azimuth alignment

图 1 中, ω_b^b 和 f^b 为陀螺仪和加速度计测得的载体系下的角速度和加速度, $\omega_e = [\omega_{eN}^n \ \omega_{eE}^n \ \omega_{eU}^n]^T$ 为控制角速率, $\omega_{ie}^n = [0 \ \omega_{ie} \cos L \ \omega_{ie} \sin L]^T$ 为地球自转角速率, L 和 R_e 分别为当地纬度和地球半径。 C_n^n 为载体系与导航系之间的旋转矩阵, ψ_a 是传统罗经对准方

法计算的航向。

1.2 航向误差机理分析

根据罗经对准的误差传递特性,捷联罗经对准的航向误差 ϕ_z 和陀螺漂移 $\Delta\omega$ 之间的关系式可以表示为^[5]

$$\phi_z = \frac{\Delta\omega_x^n}{\omega_{ie} \cos L} + \frac{(K_{U2} + 1)K_{U4}}{R_e K_{U3}} \Delta\omega_z^n \quad (1)$$

式中: $\Delta\omega_x^n$ 和 $\Delta\omega_z^n$ 分别表示导航系下等效东向陀螺漂移和等效天向陀螺漂移; ω_{ie} 为地球自转角速度; K_{U2} , K_{U3} , K_{U4} 是罗经回路控制参数。由于 $R_e \gg K$, $R_e \gg \Delta\omega_z^n$, 所以一般认为罗经对准的稳态航向误差主要由导航系下的等效东向陀螺漂移 $\Delta\omega_x^n$ 决定。

陀螺罗经输出信号是载体相对惯性空间的角速度测量,因此,需要将载体系下的陀螺漂移 $\Delta\omega^b$ 转换为导航系下的 $\Delta\omega^n$ 才能准确分析罗经对准的实际误差。载体系下的 $\Delta\omega^b$ 和导航系下的 $\Delta\omega^n$ 间的转换关系为

$$\begin{bmatrix} \Delta\omega_x^n \\ \Delta\omega_y^n \\ \Delta\omega_z^n \end{bmatrix} = (C_n^b)^T \begin{bmatrix} \Delta\omega_x^b \\ \Delta\omega_y^b \\ \Delta\omega_z^b \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $\Delta\omega^n = [\Delta\omega_x^n \ \Delta\omega_y^n \ \Delta\omega_z^n]^T$ 和 $\Delta\omega^b = [\Delta\omega_x^b \ \Delta\omega_y^b \ \Delta\omega_z^b]^T$ 分别为导航系和载体系下的陀螺漂移分量。

令载体的姿态角分别为 θ, γ, ψ , 则姿态矩阵 C_n^b 的表达式为

$$C_n^b = R_\gamma(\gamma) \cdot R_\theta(\theta) \cdot R_\psi(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \theta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \\ \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \theta \sin \psi & \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

当载体在近水平状态下不同方向进行罗经对准时,俯仰角和横滚角都是小角度,故可以令 $\cos \theta \approx 1$, $\cos \gamma \approx 1$, $\sin \theta \approx 0$ 和 $\sin \gamma \approx 0$ 。经过小角度近似后姿态矩阵 C_n^b 可以表示为

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

因此将式(4)代入式(2)可得导航系下的等效东向和天向陀螺漂移分别为

$$\begin{cases} \Delta\omega_x^n = \cos \psi \cdot \Delta\omega_x^b - \sin \psi \cdot \Delta\omega_y^b \\ \Delta\omega_z^n = \Delta\omega_z^b \end{cases} \quad (5)$$

将式(5)代入式(1)可得捷联罗经对准的稳态航向误差与陀螺漂移之间的关系为

$$\phi_z = \frac{\cos \psi \cdot \Delta\omega_x^b - \sin \psi \cdot \Delta\omega_y^b}{\omega_{ie} \cos L} + \frac{(K_{U2} + 1)K_{U4}}{R_e K_{U3}} \Delta\omega_z^b \quad (6)$$

由式(6)可以看出,航向误差 ϕ_z 与陀螺漂移 $\Delta\omega_x^b$, $\Delta\omega_y^b$, $\Delta\omega_z^b$, 航向角 ψ 之间存在复杂的非线性关系。对式(6)变形得

$$\phi_z = \frac{\Delta\omega_z^b}{\omega_{ie} \cos L} \cos \psi - \frac{\Delta\omega_y^b}{\omega_{ie} \cos L} \sin \psi + \frac{(K_{12} + 1)K_{14}\Delta\omega_z^b}{R_e K_{13}} \quad (7)$$

可以看出,罗经航向角误差 ϕ_z 与航向角 ψ 的正、余弦值存在一一对应的映射关系,并具有唯一性、确定性的特点。

从式(7)的各个系数中可以看出,这种唯一确定的映射关系体现了陀螺漂移大小,因此利用该映射关系对陀螺漂移进行标定。

1.3 陀螺罗经标定方法

根据 1.2 节罗经的航向误差机理可知,对于某个待标定的陀螺罗经,通过高精度的试验转台获取该陀螺罗经的航向角和航向误差间的对应数据,拟合出航向误差的表达式,利用映射关系的系数解算得到陀螺罗经的漂移误差,实现了基于航向误差的陀螺罗经标定。具体标定方法如图 2 所示。

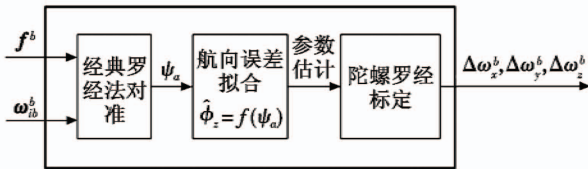


图 2 捷联陀螺罗经的标定方法

Fig.2 Calibration method of strapdown gyrocompass

利用高精度的转台测得不同航向角下陀螺罗经的输出,将高精度转台实际的转角视为真实航向角 ψ ,根据经典罗经对准原理计算得到不同航向下的航向角 ψ_a ,将 ψ_a 定义为视航向角,两者相减可以得到对应的航向误差 ϕ_z ,三者之间对应关系为

$$\phi_z = \psi_a - \psi \quad (8)$$

根据式(7)对真实航向角 ψ 与航向角误差 ϕ_z 的非线性关系进行拟合,求得系数 $\Delta\omega_x^b/(\omega_{ie} \cos L)$, $-\Delta\omega_y^b/(\omega_{ie} \cos L)$, $(K_{12} + 1)K_{14}\Delta\omega_z^b/(R_e K_{13})$,其中,地球自转角速度 ω_{ie} 、地球半径 R_e 、纬度 L 、控制参数 K_{12} , K_{13} 和 K_{14} 均已知,因此可以计算得到陀螺漂移 $\Delta\omega_x^b, \Delta\omega_y^b, \Delta\omega_z^b$,实现算法上对陀螺误差的标定。

2 实验研究

2.1 实验方案

通过实验室高精度转台采集激光 IMU 的输出数据,根据这些数据得到航向误差,并利用采集的数据进行标定和补偿。数据采集的步骤如图 3 所示,首先将激光 IMU 固定在转台上,并将转台调平;转动转台,使 IMU 航向轴指向正北;等稳定后开始采集数据,时间 10 min,共采集 4 组;等该位置数据采集完毕后,转动

转台 45°,继续采集数据,时间 10 min,共采集 4 组;依次转动转台,每次转 45°,每个位置采集 4 组,直至 IMU 航向轴再次指北,数据采集完毕。

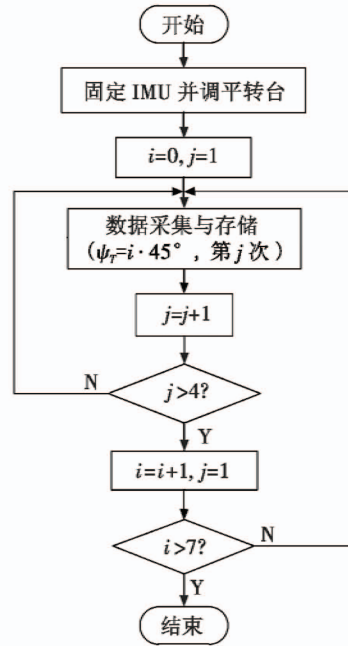


图 3 数据采集步骤

Fig.3 Flow chart of data acquisition

2.2 实验数据及模型验证

通过上述实验方案采集 IMU 的数据,并根据经典罗经方法对数据进行处理,获得陀螺罗经标定时的拟合数据,如表 1 所示。

表 1 拟合数据

Table 1 The fitted data

序号	真实航向/(°)	视航向/(°)	航向误差/(°)	序号	真实航向/(°)	视航向/(°)	航向误差/(°)
1	0	0.1927	0.1927	1	180	179.7316	-0.2684
2		0.1892	0.1892	2		179.7021	-0.2979
3		0.1650	0.1650	3		179.7317	-0.2683
4		0.1767	0.1767	4		179.7198	-0.2802
1	45	45.0348	0.0348	1	225	224.8795	-0.1205
2		45.0419	0.0419	2		224.8809	-0.1191
3		45.0366	0.0366	3		224.8983	-0.1017
4		45.0463	0.0463	4		224.8902	-0.1098
1	90	89.8227	-0.1773	1	270	270.0841	0.0841
2		89.8245	-0.1755	2		270.0888	0.0888
3		89.8350	-0.1650	3		270.0862	0.0862
4		89.8245	-0.1755	4		270.0848	0.0848
1	135	134.6965	-0.3035	1	315	315.1785	0.1785
2		134.7145	-0.2855	2		315.2159	0.2159
3		134.6968	-0.3032	3		315.1997	0.1997
4		134.7168	-0.2832	4		315.1808	0.1808

基于陀螺航向误差机理,利用测量得到的数据对航向误差进行非线性拟合,拟合结果如图 4 所示。

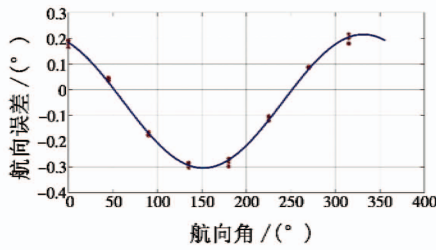


图4 非线性拟合曲线

Fig.4 Nonlinear curve fitting

拟合后航向角误差表达式为： $\phi_z = 0.004 \cos \psi - 0.0022 \sin \psi - 7.8136 \times 10^{-4}$ 。

根据捷联罗经对准的航向误差 ϕ_z 和陀螺漂移之间

的关系式,分别令

$$\begin{cases} \frac{\Delta\omega_x^b}{\omega_{ie} \cos L} = 0.004 \\ \frac{-\Delta\omega_y^b}{\omega_{ie} \cos L} = -0.0022 \\ \frac{(K_{12}+1)K_{14}}{R_e K_{13}} \Delta\omega_z^b = -7.8136 \times 10^{-4} \end{cases}$$

计算得到陀螺罗经的漂移误差为： $\begin{cases} \Delta\omega_x^b = 0.0461 (^\circ)/h \\ \Delta\omega_y^b = 0.0254 (^\circ)/h \\ \Delta\omega_z^b = 0.0318 (^\circ)/h \end{cases}$

标定后可以在航向角解算时对陀螺罗经的漂移进行补偿,补偿后的航向角如表2所示。

表2 补偿后的航向角对比

Table 2 The heading after compensation

序号	真实航向/ 向/(°)	视航向/ (°)	补偿后航向/ 向/(°)	序号	真实航向/ 向/(°)	视航向/ (°)	补偿后航向/ 向/(°)
1	0	0.1927	0.0098	1	179.7316	180.0050	
2	0	0.1892	0.0063	2	180	179.7021	179.9756
3	0	0.1650	-0.0179	3	180	179.7317	180.0051
4	0	0.1767	-0.0062	4	180	179.7198	179.9933
1	45	45.0348	45.0061	1	224.8795	224.9984	
2	45	45.0419	45.0133	2	225	224.8809	224.9998
3	45	45.0366	45.0079	3	225	224.8983	225.0171
4	45	45.0463	45.0177	4	225	224.8902	225.0090
1	90	89.8227	89.9908	1	270.0841	270.0045	
2	90	89.8245	89.9926	2	270	270.0888	270.0092
3	90	89.8350	90.0031	3	270	270.0862	270.0066
4	90	89.8245	89.9926	4	270	270.0848	270.0052
1	135	134.6965	134.9899	1	315.1785	314.9741	
2	135	134.7145	135.0079	2	315	315.2159	315.0114
3	135	134.6968	134.9901	3	315	315.1997	314.9952
4	135	134.7168	135.0102	4	315	315.1808	314.9764

根据标定前后的航向角计算得到相应的航向误差,补偿前后航向误差对比如图5所示。

从表2和图5中可以看出,采用基于航向角误差的陀螺罗经标定方法后,可以对航向角误差进行补偿,

使其误差大幅减小,显著提高了陀螺仪的测量精度,验证了本文所提方法的有效性。

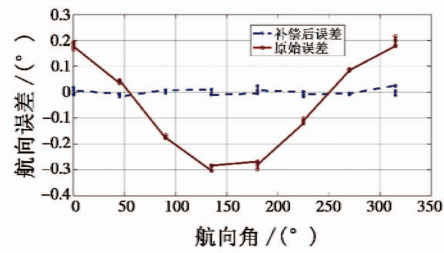


图5 补偿前后航向误差对比图

Fig.5 The comparison of heading error before and after compensation

3 结束语

本文提出了一种基于航向误差的陀螺罗经标定方法。通过对罗经航向效应的分析,发现航向误差与陀螺仪误差之间存在复杂关系,通过对航向误差的曲线拟合,对陀螺罗经进行标定,并对航向误差进行补偿。实验结果表明,本文方法具有一定的有效性,能够显著提高罗经的航向精度。

参考文献

- [1] 张瑞民,杨其,魏诗卉,等.捷联惯测组合标定及误差补偿技术[M].北京:国防工业出版社,2016.
- [2] 许永强,王海青,胡维俭.一种捷联惯导行进间惯性系对准方法的研究[J].计算机仿真,2013,30(10):103-107.
- [3] 何虔恩,杨功流,张嵘,等.基于温度变化 Fourier 展开的惯导航向效应补偿[J].中国惯性技术学报,2017,25(5):581-584.
- [4] 李彬,刘洁瑜,陈伟.半球谐振陀螺平台航向效应误差研究[J].电光与控制,2016,23(12):65-70.
- [5] 施阐明,杨晓东.陀螺罗经的航向效应标定与补偿[J].舰船科学技术,2008,20(5):89-91.
- [6] 姜永刚,郭良,贾志强,等.航天测量船惯导平台航向效应的动态标定与补偿[J].舰船科学技术,2011,33(2):112-115.
- [7] LIU X, XU X, LIU Y, et al. A fast and high-accuracy compass alignment method to SINS with azimuth axis rotation [J]. Mathematical Problems in Engineering, 2013 (1): 61.
- [8] XU B, LIU Y, SHAN W, et al. Error analysis and compensation of gyrocompass alignment for SINS on moving base [J]. Mathematical Problems in Engineering, 2014(2):1-18.