

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2018.01.002

捷联惯导系统在线标定综述

戴邵武, 陈强强, 聂子健, 戴洪德

(海军航空工程学院, 山东 烟台 264000)

摘要:捷联惯导系统的部件直接固联在载体上, 承受着载体工作过程中的恶劣环境, 因此系统参数容易受到影响而变化, 需要通过标定过程获得参数变化并进行补偿, 从而修正捷联惯导系统精度。针对捷联惯导系统在线标定问题, 阐述了国内外在线标定技术的发展, 对在线标定问题中的重点技术如误差方程分析、可观测性分析和滤波技术进行了详细的介绍, 最后, 初步分析了捷联惯导系统在线标定技术的研究方向。

关键词:捷联惯导系统; 在线标定; 误差激励; 可观测性; Kalman 滤波

中图分类号: TN957.51 **文献标志码:** A

文章编号: 2095-8110(2018)01-0012-05

Review of On-Line Calibration Method of SINS

DAI Shao-wu, CHEN Qiang-qiang, NIE Zi-jian, DAI Hong-de

(Naval Aeronautical Engineering Institute, Yantai Shandong 264000, China)

Abstract: As the SINS (Strapdown Inertial Navigation System) components are directly fixed on the carrier bearing the harsh environment of the carrier during the work, the system parameters can be easily affected, and the accuracy of SINS can be amended through calibration and compensation. Aiming at the problem of online calibration of SINS, the development of online calibration technology at home and abroad is expounded. The key technologies of online calibration, such as error equation analysis, observability analysis and filtering technology, are introduced in detail. Finally, The research direction of on-line calibration of SINS is analyzed.

Key words: SINS; On-line calibration; Error exciting; Observability; Kalman filter

0 引言

近年来, 随着科学技术的迅猛发展, 惯性技术的应用维度也在不断扩宽, 得到了很大程度的延伸, 无论在军事、工业上, 还是日常生活, 都有着全方位的覆盖^[1]。就军事领域而言, 导航的定义为将运载体从起始点导引至目的地的技术或方法^[2]。而随着战场态势的不断变幻, 敌我双方之间的对抗形势愈发严峻, 捷联惯导系统凭借其全面的导航信息、优秀的动态性能和高度的自主性, 为武器操作人员 and 控制系统提供实时的方位、姿态、速度信息,

大幅度增加了武器系统的作战效能^[3]。但捷联惯导系统的误差会随着时间的增加而不断累积并发散, 在一定程度上影响了导航精度并制约了其作战能力, 因此需要对捷联惯导系统进行标定。

在导航过程中, 受限于制造工艺、工作环境、算法原理及不可避免的误差干扰, 产生很多影响导航精度的误差源。标定技术, 即通过分析捷联惯导系统基本原理, 建立惯性器件和导航系统的误差模型^[4]; 通过估计算法确定模型参数, 并最终实现误差补偿。标定的结果在一定程度上也会存在偏差, 因此为了精确地提高导航需求, 适应现代作战环境,

收稿日期: 2017-11-07; 修订日期: 2017-12-12

基金项目: 航空基金(20160884004); 国防科技项目基金(F062102009)

作者简介: 戴邵武(1966-), 男, 博士, 教授, 主要从事飞行器综合导航方面的研究。E-mail: 1195275597@qq.com

研究更顺应现代发展趋势的标定技术具有重要的意义。

1 经典标定技术发展

对于标定技术的研究,大多集中在实验室标定。实验室标定技术经过数十年的发展,取得了丰硕的成果,在惯导系统中得到了广泛的应用并趋于成熟稳定,为惯导系统的发展奠定了基础,在工程实践中具有很强的应用价值^[5]。

经典的实验室标定方法主要特征为凭借实验室转台提供补偿,通常在执行重大训练、演习任务或达到标定时限之前,将惯性器件从运载载体上拆卸下来,并送往指定的实验室标校中心;通过实验室专用标校设备完成对捷联惯导系统的激励、标定任务后,重新进行装机操作并投入使用。实验室标定方法凭借其极高的转台精度,在一定程度上保证了标定的精确度与可靠性,且经过数十年的不断发展完善,已逐步适应部队的训练任务,为精确地完成任务提供了技术保障。

在实验室标定过程中,受限于拆卸、标定、安装等一系列过程,不可避免地造成了大量人力物力的浪费,同时在固定的标定周期中,存在着标定周期与标定需求之间的冲突。因此,在保证标定精度的前提下,寻求其与装备可持续发展之间的平衡,对于部队发展具有重要意义,同时在现阶段标定问题上有着发展进步的空间。

要改变实验室标定的不足,并使得标定周期合理化,提出了在线标定的思路,通过在线标定,使得标定任务不受限于实际应用场所,并可有效利用外界的准确信息。对在线标定问题的研究,能够节约人力物力资源,同时节省标定时间,对于部队训练具有重要意义。

2 国内外在线标定技术发展

国外对于在线标定技术的研究,始于 1991 年美国 California 大学, Mohinder S. G. 通过对 Kalman 滤波进行研究,利用双 Kalman 滤波器原理,设计了 63 维滤波器。通过多维度滤波器实现惯性器件误差的估计^[6];2001 年,加拿大 Calgary 大学的 Shin E. H. 和 El-Sheimy N. 在著作中论述了现场标定方法,以低成本低消耗的方式完成标定任务^[7];2007 年, Syed Z. F.、Aggarwal P. 和 Goodall C. 等以 MEMS 惯性系统为研究对象,利用多位置标定

手段实现了标定过程并对其标定精度进行了论证^[8];2010 年, Nieminen T.、Kangas J.、Suuriniemi S. 等针对 Consumer-grade 惯性单元,对多位置标定方法进行了改进,取得了很好的标定效果^[9]。

针对在线标定技术的实用性及使用价值,国内高校及科研单位也展开了深入的研究。2006 年,李海强等利用捷联惯性测量装置,对整体弹体进行标定测量,完成了主要误差项的标定^[10];2007 年,中航工业的陆志东通过设定合适的飞行轨迹,依据外部准确的 GPS 信息,实现了惯性器件基本误差的标定,并论证了通过简单的机动动作,可实现对基本误差项的激励^[11];2013 年,房建成院士团队采用四元数最优化法则,在飞行过程中,完成对陀螺误差项的估计,并符合一定的精度误差^[12]。

通过对国内外在线标定技术的研究可知,在线标定的主要思想即利用惯性器件输出进行导航解算,并通过构建导航误差观测量实现对待标定参数的估计。

3 在线标定基本步骤及关键技术

在线标定的主要过程可大致分为以下步骤:误差方程建立;误差项激励;可观测性分析;参数估计。下面针对这些主要过程对在线标定技术进行概述。

3.1 误差方程建立

实现对惯性器件误差参数标定的前提,是建立合理的误差模型。通过建立误差方程,可以确定模型中各项误差系数。在标定过程中,受限于生产过程、加工工艺、系统安装、算法精度等多种因素影响,为惯性器件输出带来多种误差可能。需要针对误差源进行取舍,建立适当的误差模型,寻求标定精度和模型复杂度之间的平衡。文献[6]建立了 63 维 Kalman 滤波器,从多方位详细地构建了误差模型,在一定程度上也加重了系统负担;文献[13]针对无人机组导航问题,选取了 27 维状态量进行观测;文献[14]结合主子惯导信息,设定了 21 维状态方程。在实际应用中,结合系统辨识原理和标定任务实际,多选择包含陀螺和加速度计安装误差、刻度因子误差及随机常值误差在内的误差参数。建立陀螺误差模型如下

$$\boldsymbol{\varepsilon}^n = \mathbf{C}_b^n [(\delta \mathbf{K}_G + \delta \mathbf{G}) \boldsymbol{\omega}_b^b + \boldsymbol{\varepsilon}^b] \quad (1)$$

式中, $\boldsymbol{\varepsilon}^n = [\varepsilon_E \quad \varepsilon_N \quad \varepsilon_U]^T$, 表示陀螺误差 $\boldsymbol{\varepsilon}^n$ 在导航坐标系下的分量,并分别指代东、北、天向的

误差; C_b^n 为载体坐标系到导航坐标系下的转换矩阵; $\omega_{ib}^b = [\omega_{ibx}^b \ \omega_{iby}^b \ \omega_{ibz}^b]^T$ 为陀螺输出, 其分量表示陀螺 x 轴、 y 轴、 z 轴的输出; 陀螺刻度因子误差矩阵 $\delta K_G = \text{diag}[\delta K_{G_x} \ \delta K_{G_y} \ \delta K_{G_z}]$, 其分量表示陀螺 x 轴、 y 轴、 z 轴的刻度因子误差; $\epsilon^b = [\epsilon_{bx} \ \epsilon_{by} \ \epsilon_{bz}]^T$ 为陀螺随机常值误差, 其分量表示陀螺 x 轴、 y 轴、 z 轴的常值误差; 陀螺安装误差矩阵为

$$\delta G = \begin{bmatrix} 0 & \delta G_z & -\delta G_y \\ -\delta G_z & 0 & \delta G_x \\ \delta G_y & -\delta G_x & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

分量表示陀螺 x 轴、 y 轴、 z 轴的安装误差。根据上述定义, 可构建完整的陀螺误差模型。

结合加速度计的刻度因子误差 δK_A 、安装误差矩阵 δA 、随机常值误差 ∇_a , 构建加速度计的测量误差模型为

$$\nabla^n = C_b^n [(\delta K_A + \delta A) f_{ib}^b + \nabla_a] \quad (3)$$

式中, 其分量指代参数与陀螺误差模型类似。

通过建立的标定误差模型, 选择合适的激励、估计方法即可完成对上述误差项的标定。

3.2 误差项激励

激励, 即通过特定的方式, 使某项误差所引起的系统误差被合理放大, 从而方便后续操作过程。适当的激励方式, 可以提高某些误差参数的可观测性, 激励效果的优良程度, 很大程度地影响标定效果。激励方式的选取有如下几种。

3.2.1 运动轨迹设置

文献[11]对误差激励进行研究, 并通过 Kalman 滤波证明, 简单的机动动作, 即可实现对误差项的激励并使得各误差项收敛。文献[15]针对空空导弹, 使用飞行器六自由度模型生成惯导轨迹, 实现了惯导系统和飞行轨迹模型的有机结合。文献[16]针对水下航行器, 通过模拟其在水下运动的姿态过程, 实时解算航迹过程中的惯性器件输出, 对捷联惯导系统工作原理及误差产生原因进行了研究; 文献[17]通过设置机动动作, 与捷联惯导系统误差模型进行对比分析, 以理论分析的方式论证了机动方式对误差激励的影响。通过轨迹设置可以模拟载体运动过程中的参数信息, 极大地提高了研究效率, 降低了研究成本, 在捷联惯导系统在线标定及惯导解算方面具有很高的应用价值。

载机的线运动可以利用速度的分量进行描述;

载机的角运动可以用欧拉角进行描述。一般情况下, 载机常见的基本运动动作包括加速、滚转、俯仰和转弯。

(1) 横滚

纵轴向速度保持不变, 俯仰角和方位角也不变, 仅存在横滚角变化, 描述为 $\dot{\theta} = \dot{\psi} = 0, \dot{v}_y^b = 0, \dot{\gamma} = \omega_\gamma$; 其中, ω_γ 为设置的横滚角变化率大小。

(2) 加速

所有欧拉角均保持不变, 仅存在纵轴向速度变化, 描述为 $\dot{\theta} = \dot{\gamma} = \dot{\psi} = 0, \dot{v}_y^b = a_y$ 。其中, a_y 为设置的纵轴向加速度大小。当 $a_y < 0$ 时为减速运动, 而当 $a_y = 0$ 时飞机处于静止或匀速飞行状态。

(3) 俯仰

纵轴向速度保持不变, 横滚角和方位角也不变, 仅存在俯仰角变化, 描述为 $\dot{\gamma} = \dot{\psi} = 0, \dot{v}_y^b = 0, \dot{\theta} = \omega_\theta$; 其中, ω_θ 为设置的俯仰角变化率大小。

(4) 方位转弯

纵轴向速度保持不变, 俯仰角和横滚角也不变, 仅存在方位角变化, 描述为 $\dot{\theta} = \dot{\gamma} = 0, \dot{v}_y^b = 0, \dot{\psi} = \omega_\psi$; 其中, ω_ψ 为设置的方位角变化率大小。

对于在线标定的研究表明, 通过设置这 4 个基本动作, 即可完成对基本误差项的标定。

3.2.2 姿态变化设置

结合载体自身特性及捷联惯导系统原理, 通过一定程度下自身姿态变化, 即可实现误差项的激励。通过文献阅读分析, 该部分主要通过建立捷联惯导系统射前误差模型, 设计射前标定方案, 追求以最少的位置变化完成最优标定目标。

文献[18]针对加速度计误差, 通过分析基座扰动导致的姿态微变化, 对加速度计输出进行误差建模, 并通过实验验证对其可行性进行了论证。文献[19]以惯性组合转动后重新调平的水平姿态修正量以及静态下重力测量误差为观测量实现标定任务, 在标定过程中, 系统整体不依赖外界基准信息, 实现了一定程度的自主化, 一定程度上解决了在线标定过程中可测量的基准信息有限的问题。针对导弹这一载体, 提出了利用导弹自身射前机动动作进行标定的思想, 例如文献[20]提出的导弹从水平到垂直发射前的准备动作, 以及导弹发射车从出发位置驶向发射位置的过程, 均可用来实现误差激励, 从而为在线标定提供参数。

3.3 可观测性分析

可观测性与误差项激励紧密相关, 一般以可观

测度定义捷联惯导系统误差项在机动方式下是否被激励。通过设置合理的运动轨迹,利用可观测性分析确定其可观测度,可以准确地分析在设置的轨迹任务中所包含的机动动作能否对误差模型中的待估计参数完全激励,从而完善机动过程,节省仿真时间。文献[21]介绍了基于分段线性定常系统(Piece Wise Constant System, PWCS)的可观测性方法,该方法主要针对线性时变系统,通过对其分段处理,在多个时间段内视为定常系统,从而对系统进行简化处理。在 PWCS 方法中,针对某个状态在不同时间段的可观测性分析中,通常采用基于奇异值分解的方法;通过将可观测矩阵进行奇异值分解,并用奇异值的数值分析可观测度。文献[22]介绍了基于谱分解的可观测分析方法定义;通过最优插值的方法得出状态变量的能量密度谱,并根据描述的误差构建 Kalman 滤波方程,从而实现可观测性分析。文献[5]在对线性时变系统的 Lyapunov 方法和 PWCS 方法可观测性分析进行概括的同时,指出了针对非线性时变系统复杂的内部结构,常规的线性方法不能适应其可观测性分析,提出了运用非线性系统的李导数方法进行分析;同时,针对李导数分析方法无法分析某一指定参数可观测度的不足,利用输出灵敏度理论对其进行改进,构建基于范数的输出灵敏度特征值,从而判断参数的输出灵敏度。

3.4 参数估计

在现代战争中,战场形势变幻迅速,因此对武器装备相关技术有着准确性、快速性和实时性的要求。20 世纪 60 年代,美国率先将 Kalman 滤波技术应用于太空计划,在此后的数十年, Kalman 滤波技术在各个领域都有着广泛的应用。Kalman 滤波方法通过分析系统方程、量测方程的模型特征,构建合理的观测量并通过状态向量作为输出,通过时间更新和量测更新,完成对未知状态或参数的估计。

Kalman 滤波虽然具有广泛的应用,但其主要解决针对于线性系统的问题,对于非线性滤波问题,需要进行深入的改进研究。常见的应用于非线性滤波问题的是扩展 Kalman 滤波(Extended Kalman Filter, EKF)。利用 EKF 方法可在一定程度上解决滤波估计中的非线性问题,但在解算过程中需要计算相对繁琐的 Jacobi 矩阵,在一定程度上加重了系统的计算负担,同时容易引入更多的误差。

此外无迹 Kalman 滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)算法对于非线性滤波问题也提出了针对性的解决办法,但这些方法在应用上要求系统噪声和量测噪声均为高斯白噪声,在一定程度上遏制了滤波技术的发展。

针对非高斯条件下的滤波方程而言,鉴于噪声特性影响,在一定程度上导致滤波精度的发散,目前采用的解决办法有粒子滤波。粒子滤波在非线性和非高斯情况下有着优秀的性能,但受限于其大样本统计特性和计算量的影响,针对部分系统仍具有一定困难。

4 结论

本文介绍了捷联惯导系统在线标定技术,对其标定过程进行展开并分别论证。与实验室标定相比,在线标定技术在维持标定精度的同时,可在一定程度提高标定效率,避免了人力物力资源上不必要的浪费。针对在线标定技术,国外起步较早,取得了一定成果,国内相对研究较晚,但也有着很大的突破。

随着装备可持续发展及部队战斗力模式转变,捷联惯导系统在线标定技术将成为未来标定技术的研究方向。目前对于在线标定的研究主要集中在通过运动轨迹设置或姿态变换实现误差激励,并通过可观测性分析进行验证,最后根据建立的误差模型实现待标定参数的标定任务。在下一步的研究中,可以着手以下方向:

1) 在误差模型建立过程中,现有的研究均进行了简化处理,如果在模型中选择全部误差项,则会增加系统维数,同时加重计算负担,延长计算时间,在下一步的研究中可以平衡小量误差项和计算复杂度;

2) 在可观测性研究过程中,大部分都对系统进行了线性化、简化处理,在下一步的研究过程中,可以针对非线性时变系统问题进行突破,研究提高系统可观测性的方法;

3) 在非线性和非高斯情况下,选择合适的滤波技术,是提高在线标定技术实时性和精度的必要条件;

4) 在误差的激励过程以及滤波估计过程中,可以考虑利用现有的数据信息如发动机参数信息等能够直观反映运动状态的数据,在一定程度上可以简化数据,有利于在线标定技术的发展。

参考文献

- [1] 严恭敏, 李四海, 秦永元. 惯性仪器测试与数据分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 31-35.
- [2] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2014: 2-9.
- [3] 秦永元, Weston J L. Strapdown inertial navigation technology[M]. Stevenage: The Institution of Electrical Engineers, 2004: 3-8.
- [4] Han K J, Sung C K, Yu M J. Improved calibration method for SINS considering body-frame drift[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2011, 9(3): 497-505.
- [5] 曹渊, 张士峰, 杨华波, 等. 惯导平台误差快速自标定方法研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(6): 1281-1285.
- [6] Grewal M S, Henderson V D, Miyasako R S. Application of Kalman filtering to the calibration and alignment of inertial navigation systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1991, 36(1): 3-13.
- [7] Shin E H, El-Sheimy N. Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land applications [M]. University of Calgary, Department of Geomatics Engineering, 2001.
- [8] Syed Z F, Aggarwal P, Goodall C, et al. A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems [J]. Measurement Science and Technology, 2007, 18(7): 1897.
- [9] Nieminen T, Kangas J, Suuriniemi S, et al. An enhanced multi-position calibration method for consumer-grade inertial measurement units applied and tested [J]. Measurement Science and Technology, 2010, 21(10): 105204.
- [10] 李海强, 詹丽娟, 卿立. 捷联惯性测量装置在整弹上的标定方法研究[J]. 战术导弹控制技术, 2006(2): 32-36.
- [11] 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.
- [12] Taizhong K, Jiancheng F, Wei W. In-flight calibration approach based on quaternion optimization for POS used in airborne remote sensing[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2013, 62(11): 2882-2889.
- [13] 柏青青. 无人机高精度目标定位中的组合导航系统在线标定技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015: 63-65.
- [14] 高伟伟, 王广龙, 高凤岐, 等. 基于稳瞄稳向系统的在轨标定新方法[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33(5): 41-45.
- [15] 陈凯, 卫凤, 张前程, 等. 基于飞行力学的惯导轨迹发生器及其在半实物仿真中的应用[J]. 中国惯性技术学报, 2014, 22(4): 486-491.
- [16] 高沛林, 周颖. 基于 Matlab 的轨迹发生器与惯导解算[J]. 信息与电脑, 2016(18): 31-35.
- [17] 王洁. 高精度惯导系统在线标定与补偿及动态精度评估技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016: 45-47.
- [18] 贾继超, 秦永元, 张波, 等. 激光捷联惯导系统的射前快速标定技术[J]. 压电与声光, 2015, 37(1): 24-26.
- [19] 吴文启, 张岩, 张晓强, 等. 激光陀螺捷联惯导系统参数稳定性与外场自标定[J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19(1): 11-15.
- [20] 祝燕华, 刘建业, 孙永荣, 等. 导弹射前惯测组件误差在线标定方案研究[J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(4): 618-622.
- [21] 踪华, 齐建宇, 熊攀, 等. 惯性/天文/卫星组合导航误差在线标定方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(4): 88-94.
- [22] Xiong Z, Chen J H, Wang R, et al. A new dynamic vector formed information sharing algorithm in federated filter[J]. Aero Space Science and Technology, 2013, 29(1): 37-46.