



测绘地理信息科技出版资金资助
CEHUI DILI XINXI KEJI CHUBAN ZIJIN ZIZHU

The Calibration Technique of Optical Gyro SINS

赵桂玲 著

光学陀螺捷联惯性 导航系统标定技术



测绘出版社

测绘地理信息科技出版资金资助

光学陀螺捷联惯性导航 系统标定技术

The Calibration Technique of Optical Gyro SINS

赵桂玲 著

测绘出版社

· 北京 ·

© 赵桂玲 2014

所有权利(含信息网络传播权)保留,未经许可,不得以任何方式使用。

内 容 简 介

本书比较系统和全面地介绍了光学陀螺捷联惯性导航系统标定技术,全书内容可大致分为三部分:介绍了光学捷联惯性导航系统标定技术的研究背景与研究意义,分析了光学陀螺、惯性测试技术和惯性测试设备的研究现状、发展趋势以及与国外的差距;分析了惯性测量单元标定误差对捷联惯性导航系统的影响,建立了惯性测量单元标定误差与捷联惯性导航系统导航参数误差之间的关系;重点介绍了光学捷联惯性导航系统标定技术,包括分立式标定方法、闭环标定方法和系统级标定方法,并进行系统标定实验和导航实验验证。

本书可作为导航制导与控制、仪器仪表、测绘工程及相关专业的本科生、研究生的参考书,也可供从事相关专业的科研和工程技术人员参考阅读。

图书在版编目(CIP)数据

光学陀螺捷联惯性导航系统标定技术/赵桂玲著. —北京:测绘出版社,2014.12

ISBN 978-7-5030-3580-7

I. ①光… II. ①赵… III. ①光学陀螺仪—捷联系统—惯性导航系统—研究 IV. ①TN965②U666.12

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 281681 号

责任编辑	赵福生	封面设计	李 伟	责任校对	董玉珍	责任印制	喻 迅
------	-----	------	-----	------	-----	------	-----

出版发行	测绘出版社	电 话	010—83543956(发行部)
地 址	北京市西城区三里河路 50 号		010—68531609(门市部)
邮政编码	100045		010—68531363(编辑部)
电子邮箱	smp@sinomaps.com	网 址	www.chinasmp.com
印 刷	北京京华虎彩印刷有限公司	经 销	新华书店
成品规格	169mm×239mm		
印 张	8.5	字 数	165 千字
版 次	2014 年 12 月第 1 版	印 次	2014 年 12 月第 1 次印刷
印 数	0001—1000	定 价	32.00 元

书 号 ISBN 978-7-5030-3580-7/P·764

本书如有印装质量问题,请与我社门市部联系调换。

前 言

惯性技术具有自主、隐秘、全天候、抗电磁干扰、实时、连续测量等优点,可为载体提供角运动和线运动参数,在国民经济和国防建设中应用日益广泛,其应用领域已由原来的航天、航空、航海、陆用等军事领域扩展到了大地测量、资源勘测、地球物理测量、隧道监测等各个方面。世界各国源于军事和民用的需求都十分重视惯性技术的发展和运用。惯导系统的标定技术是影响系统使用性能的关键技术之一,标定的精度直接关系到惯导系统的精度,因此引起国内外导航界的重视与关注。许多学者与工程师对标定技术进行了精心的研究,取得了卓越的成果。

在过去的几年中,国内外出版了多部有关惯性导航的著作与教材,其中只用了有限的篇幅讲述标定的基本原理与经典方法。笔者在博士论文《船用光纤捷联惯导系统标定与海上对准技术研究》的前期研究成果下,会同国家自然科学基金青年基金的部分成果,对光学捷联惯性导航系统标定技术进行系统而深入的研究,本书是这些研究成果的系统总结。

本书共 6 章,分三部分介绍光学捷联惯性导航系统标定技术。第 1 章介绍了光学捷联惯性导航系统标定技术的研究背景与研究意义,分析了光学陀螺、惯性测试技术和惯性测试设备的研究现状、发展趋势以及与国外的差距。第 2 章系统地分析了惯性测量单元(IMU)标定误差对捷联惯性导航系统的影响,建立 IMU 标定误差与捷联惯性导航系统导航参数误差之间的关系,在静态、匀速直线运动和摇摆运动下进行仿真实验验证。第 3、4、5、6 章分别介绍了常用的分立式标定方法、六位置分立式标定方法、闭环标定方法、十位置系统级标定方法以及光学陀螺多级系统级标定方法,并进行系统标定实验和导航实验验证。

本书按照标定技术发展进程组织各章节内容,在编写过程中承蒙哈尔滨工程大学高伟教授审阅。高教授提出了许多宝贵的意见,在此谨致深切谢意。

由于作者水平有限,书中存在的不足和错误,敬请读者批评指正。

目 录

第 1 章 绪 论	1
§ 1.1 发展背景与研究意义	1
§ 1.2 光学陀螺技术	3
§ 1.3 惯性测试技术	5
§ 1.4 惯性测试设备	11
第 2 章 IMU 标定误差对惯性导航系统的影响	15
§ 2.1 IMU 标定误差数学建模	15
§ 2.2 标定误差对惯性导航系统的影响	21
§ 2.3 标定误差对导航影响的仿真	26
第 3 章 捷联惯性导航系统分立式标定方法	36
§ 3.1 常用的分立式标定方法介绍	36
§ 3.2 转台误差对常用分立式标定方法的影响	45
§ 3.3 六位置分立式标定方法设计	53
§ 3.4 转台误差对六位置分立式标定的影响	56
第 4 章 捷联惯性导航系统闭环标定方法	59
§ 4.1 闭环标定方法的提出	59
§ 4.2 陀螺漂移的确定	61
§ 4.3 陀螺仪标定参数闭环修正	65
§ 4.4 加速度计标定参数闭环修正	68
第 5 章 捷联惯性导航系统级标定方法	72
§ 5.1 系统级标定发展概述	73
§ 5.2 系统误差方程的降维处理	75
§ 5.3 十位置标定路径与滤波器设计	79
§ 5.4 十位置系统级标定仿真	91
§ 5.5 陀螺仪的多级系统级标定	95

§ 5.6 多级系统级标定仿真	96
第 6 章 捷联惯性导航系统标定与导航实验	99
§ 6.1 实验设备介绍	99
§ 6.2 自动标定程序设计	101
§ 6.3 标定实验	103
§ 6.4 导航实验	109
§ 6.5 总结与展望	112
参考文献	114
附录 A 捷联惯导系统的误差模型	117
§ A.1 速度误差和位置误差方程	117
§ A.2 姿态误差方程	119
附录 B 卡尔曼滤波原理	123
§ B.1 卡尔曼滤波与最优估计	123
§ B.2 卡尔曼滤波方程	124

Contents

Chapter 1	Introduction	1
§ 1.1	Development Background and Research Significance	1
§ 1.2	Optical Gyro Technology	3
§ 1.3	Inertial Testing Technology	5
§ 1.4	Inertial Testing Equipments	11
Chapter 2	Influence of IMU Calibration Errors on INS	15
§ 2.1	Mathematical Model of IMU Calibration Errors	15
§ 2.2	Influence of Calibration Errors on INS	21
§ 2.3	Simulations in Influence of Calibration Errors on Navigation	26
Chapter 3	Discrete Calibration Method of SINS	36
§ 3.1	Commonly Used Discrete Calibration Method	36
§ 3.2	Influence of Turntable Errors on Commonly Used Discrete Calibration Method	45
§ 3.3	Design of Six Position Discrete Calibration	53
§ 3.4	Influence of Turntable Errors on Six Position Discrete Calibration	56
Chapter 4	Closed-loop Calibration Method of SINS	59
§ 4.1	Closed-loop Calibration Method Proposed	59
§ 4.2	Determine the Gyro Drift	61
§ 4.3	Closed-loop Correction of Gyro Calibration Parameters	65
§ 4.4	Closed-loop Correction of Accelerometer Calibration Parameters	68
Chapter 5	Systematic Calibration Method for SINS	72
§ 5.1	Development Overview of Systematic Calibration Method	73
§ 5.2	Reducing Dimension Algorithm of System Error	

Equation	75
§ 5.3 Ten Position Calibration Path and Filter Design	79
§ 5.4 Ten Position Systematic Calibration Simulations	91
§ 5.5 Multi-systematic Calibration of Gyro	95
§ 5.6 Multi-systematic Calibration Simulations	96
Chapter 6 Calibration Experiments and Navigation Experiments of SINS	99
§ 6.1 Experimental Equipments Introduction	99
§ 6.2 Automatic Calibration Program Design	101
§ 6.3 Calibration Experiments	103
§ 6.4 Navigation Experiments	109
§ 6.5 Summary and Forecast	112
References	114
Appendix A Error Model of SINS	117
§ A.1 Velocity Error Equations and Position Error Equations	117
§ A.2 Attitude Error Equations	119
Appendix B Kalman Filtering Principle	123
§ B.1 Kalman Filter and Optimal Estimation	123
§ B.2 Kalman Filter Equations	124

第1章 绪论

§ 1.1 发展背景与研究意义

1.1.1 发展背景

捷联式惯性导航系统(strapdown inertial navigation system, SINS)是近年来惯性技术的一个发展方向。20世纪80年代以来,国外不断涌现出各种各样的捷联式惯性导航系统,以激光陀螺、光纤陀螺和MEMS陀螺为代表的固态陀螺的出现为捷联式惯性导航系统的发展注入了新的活力(陈哲,1986;刘智平等,2013;万德钧等,1998;Farrell et al,1999;Salychev,2004;Savage,2007;Titterton et al,1997)。捷联惯性导航系统以普及之势进入航空、航天、航海及陆用等各个领域(秦永元,2006a,2006b;秦永元等,2012),首先得到应用的是激光陀螺捷联惯性导航系统,最具代表性的是美国Litton公司的LN-93、Honeywell公司的H-423机载激光陀螺捷联惯性导航系统,以及Sperry公司的MK39、MK49激光陀螺捷联舰船惯性导航系统等,随后基于光纤陀螺、MEMS陀螺的捷联惯性导航系统也进入了应用领域(曹通,2012)。近年来,我国捷联惯性导航系统取得了较快的发展:基于激光陀螺的捷联惯性导航系统已经得到了规模应用,且应用领域不断扩大;基于光纤陀螺的捷联惯性导航系统也已进入工程应用阶段;基于MEMS陀螺和加速度计的捷联惯性导航系统正处在重点研究突破阶段(中国惯性技术学会,2010)。

在航空领域,国外20世纪80年代中期以前装备的机载惯性导航系统基本都是平台式惯性导航系统,从20世纪80年代以后改装或更换惯导设备时,几乎都选择了捷联式惯性导航系统,具有代表性的是美国Litton公司的LN-93、LN-101激光陀螺捷联惯性导航系统和Honeywell公司的H-423、H-746激光陀螺捷联惯性导航系统(张红良,2012)。目前,民用飞机方面的美国波音公司波音737以上机型,欧洲空中客车公司空客A310/320/330/340乃至A380飞机,军用飞机方面的美国现役F-15、F-16、F/A-18、F-22以及F-35等各型战斗机,均采用了激光捷联惯性导航系统。随着高精度光纤陀螺的研制成功,基于光纤陀螺的捷联惯性导航系统已经开始进入航空惯性应用领域,这在很大程度上得益于光纤陀螺规模应用所带来的低成本优势的吸引,惯性组合导航在航空领域里的应用也日益受到重视,得到广泛应用。在航天领域,国外早期型号均采用平台式惯性导航系统,近年来研制的型号开始采用捷联式惯性导航系统特别是光学陀螺捷联式惯性导航系统,如欧

洲的阿里亚娜-V 运载火箭和日本的 H-II 运载火箭均采用光学陀螺捷联式惯性导航系统。在载人及其他大型复杂航天器的发射任务中,除制导外,逃逸等子系统也需要惯性系统进行姿态和位置的测量与控制,它们需要小型化、高可靠的惯性系统,一般采用捷联系统或捷联仪表。在航海领域,国外的惯性系统应用技术已经相当成熟,在舰船惯性系统的标准化、通用化、系列化、模块化和装备普及化方面成果显著。MK39 系列船用惯性导航系统已被超过 20 个国家的海军选为各种舰船的导航系统,MK49 激光陀螺惯性导航系统已成为北约国家海军的标准设备,AV/WSN-7 系列激光陀螺惯性导航系统已被选为美国海军水面舰船和攻击型潜艇的导航设备。目前捷联惯性导航系统已经能满足航海级要求,正在向高精度领域发展,不断侵蚀着平台式惯性系统技术的领地。在陆用领域方面,美国陆军目前装备的陆地导航系统主要是 KN 系统小型一体化激光捷联陆用惯性导航系统。法国 20 世纪 90 年代开发的 Sigma30 系统,它由激光捷联惯性导航系统和 GPS 接收机组成,定向精度为 $2.7'$,定位精度为 $5\text{ m}+0.1\%D$,研发成功后在欧洲使用广泛,2009 年第 1000 套 Sigma30 系统完成交付和装备。

随着捷联惯性技术的发展,各类新型惯性器件相继出现,尤其是光学陀螺和机电陀螺的诞生,使得捷联惯性技术在传统军工领域发挥其优势外,在现代国民经济各领域中也得到广泛应用。在石油钻井测量中,光纤陀螺自主式油井测斜仪采用捷联惯导技术,实现对水平井的倾斜角、方位角等的测量(简红清等,2006)。在地下矿山中,近年来开发了一种由捷联惯性测量装置、数字罗经和其他传感器组成的用于煤矿移动机器人的组合定位系统。在石油及天然气管道测量中,新一代管道测绘仪器,采用干涉式光纤陀螺(IFOG)捷联式惯性测量单元(inertial measurement unit,IMU)、以测量精度优于 $1/1000\text{ m}$ 的里程计和定位精度达到厘米级的差分 GPS(DGPS)地标为辅助进行组合测量,完成系统测绘功能(余艳阳,2009)。煤矿领域的科研人员将捷联惯性导航引入到井下电机车的精确定位中,经过捷联惯导算法的运算,最终可得到机车的位置、速度、行驶方向、姿态四个量,同时应用计算机测控技术、通信技术和数据库技术,建立了一个包括电机车精确定位、语音通信、可视化显示及数据管理等现代化的矿井电机车运输管理调度系统(赵小明等,2012)。同时,捷联惯性导航系统在城市测绘、火车安全告警、智能交通等国民经济领域得到广泛应用(中国测绘学会,2012;Cramer et al,2000)。

1.1.2 研究意义

由于小型速率积分陀螺、动调陀螺、新型光学陀螺及振动陀螺的出现,惯性系统的发展达到了新的里程碑,捷联惯性导航系统正越来越多的应用于飞机、导弹、船舶、潜艇并进一步拓展到民用领域(高钟毓,2012)。光学陀螺精度的不断提升、环境适应性持续提高,将极大地推进光学捷联惯性导航系统的发展,目前在中、低精

度领域,激光捷联惯性导航系统已经成熟,光纤捷联惯性导航系统应用日益广泛,光纤捷联惯性导航系统将进入成熟期(王巍,2010;张维述,2008)。目前,我国正在加紧捷联惯性导航系统的研制步伐,但由于受国内制造工艺技术水平的限制和国外技术先进国家的技术封锁,激光、光纤陀螺的制造水平与发达国家还有一定的差距,高精度、高可靠性的光纤陀螺还处于研制阶段,现有的惯性传感器不能达到系统精度的要求(徐博,2010)。单靠不断改进惯性仪表设计和工艺提高惯性传感器的精度,在实践中遇到越来越多的困难,成本也越来越高。这不仅使惯性仪表结构变得更加复杂,还将给生产、装配、维护等带来诸多不便,也将导致产品的生产周期加长,价格昂贵(张红良等,2010;赵桂玲,2011)。因此,从系统角度出发,建立惯性仪表和惯性系统的误差数学模型,利用专门的测试设备对仪表和系统的误差项进行精确标定,通过误差补偿措施提高系统使用精度更有实际意义,这也使得标定成为捷联惯性导航系统不可或缺的重要环节(高延滨等,2013;胡恒章,1981;严恭敏等,2012;赵桂玲等,2012)。开展高精度光学捷联惯性导航系统的标定技术,实现高精度光学陀螺捷联惯性导航系统的自主导航定位,具有重要的理论意义和工程价值。

§ 1.2 光学陀螺技术

1.2.1 激光陀螺技术

激光陀螺是一种以萨尼亚克(Sagnac)效应为基础的光学陀螺,用于测量运载体相对于惯性空间的角运动,本质上是一种环形激光器。激光陀螺作为一种新型的惯性器件,较传统的机电陀螺具有动态范围大、瞬时启动、精度高、耐冲击、振动能力强、可靠性高、直接数字输出等一系列优点,被称为捷联式惯性导航和制导系统的理想部件(邓志红等,2012;林玉荣等,2001;杨孟兴等,2008)。国外的激光陀螺研究主要是以美国和法国为代表,经过几十年的发展,在军用和民用的导航与制导、定位定向、姿态稳定与测量等领域有着广泛的应用。1963年2月,美国Sperry公司用环形波激光器感测旋转速率获得成功,研制出世界上第一台激光陀螺实验样机,其后经过20多年在理论研究与关键技术方面的艰苦攻关,1984年Honeywell公司的激光陀螺开始在飞机上大量使用,标志着美国激光陀螺发展基本成熟,进入批量化生产阶段。如今,激光陀螺已经广泛应用于海、陆、空、天等军用和民用领域,成为惯性导航与制导等系统的理想元件。激光陀螺关键技术包括偏频技术、机械与光学加工技术、镀膜技术、总成技术和控制电路技术等。激光陀螺的主要误差是比例因子误差、闭锁效应误差和零漂。究其误差来源,主要部分源自制造工艺,另一部分来源于在解决关键技术时引入的耦合误差影响。国外激光

陀螺技术发展较早,无论是理论水平还是解决实际问题的能力都要高出国内很多。表 1.1 给出了国外较为典型的激光陀螺型号的性能指标,从中可以看出国外的激光陀螺型号众多,性能指标各异,能够满足不同场合的应用需求。

表 1.1 激光陀螺性能指标

生产厂商	型号	测量范围 ($^{\circ}/\text{s}$)	偏差稳定 ($^{\circ}/\text{h}$)	随机游走 ($^{\circ}/\text{h}^{1/2}$)	线性度 ($\times 10^{-6}$)	应用领域
美国 Honeywell	GG1320 GG1320AN GG1320AN01	± 800	0.03~0.1 0.0035 0.01~0.04	0.003~0.01 0.0035 0.01~0.04	30	地面导航 军用 民用
美国 Honeywell	GG1389		0.0003	0.00004	0.1	科研
美国 Northrop Grumman	LG8028	± 400	<0.01		5	飞机
法国 Sextant	PIXYZ22	± 400	0.001	0.008	5	飞机
美国 Sperry	SLIC-15	± 1500	0.13		100	导弹
俄罗斯 Polus	ZLK-16	± 500	0.2	0.03	100	导弹

我国激光陀螺研究起步比国外要晚,无论是精度还是数量规模,我国激光陀螺的研制生产水平与国际先进水平相比还有一定差距(杨华波,2008),主要体现在:①陀螺精度水平离世界最高精度还有差距;②国内电子工业,尤其是电路集成方面的水平不高,限制了陀螺电路的小型化。

1.2.2 光纤陀螺技术

陀螺技术是惯性技术领域的重要基础技术之一。光纤陀螺(fiber optic gyroscope, FOG)从实验室到目前的部分实用化,经历了 20 年的发展过程。其间,从开环陀螺到模拟闭环,再到数字闭环;检测电路由集成器件,到大规模集成电路,再到光电一体的模块化设计,都体现着光纤技术和半导体技术的进步。光纤陀螺的发展过程中,经历了方案探索、技术研究、产品开发三个阶段。1976—1986 年是光纤陀螺发展的第一个 10 年,是方案探索阶段。1986—1996 年为光纤陀螺技术迅猛发展和成熟时期,技术研发集中在干涉型光纤陀螺上,许多公司都开发出光纤陀螺产品并投入应用。在 1996 年举办的光纤陀螺 20 周年会议上,国外许多公司都报道了它们的光纤陀螺产品,已能覆盖高、中、低精度范围。干涉型光纤陀螺已形成系列化产品,应用于几乎所有的惯性技术领域。光纤陀螺技术研发仍是惯性技术

领域的研究热点。国际上各种光纤陀螺研究单位都集中开展高性能和高精度光纤陀螺的研究,并取得重要突破。在超高精度干涉型光纤陀螺的研究和应用领域,美国 Honeywell 公司居前列。公司对重要的光学子系统(包括光源组件、光纤环和探测器组件)进行严格的设计,还对闭环电路、信号处理算法以及这些部分的最终集成和测试技术进行优化和提高,其研制的高精度干涉型光纤陀螺产品具备优于 $0.0003(^{\circ})/\text{h}$ 的零偏稳定性、 $0.00008(^{\circ})/\sqrt{\text{h}}$ 的角度随机游走和 0.5×10^{-6} 的标度因数误差。目前国外光纤陀螺的精度已达到 $0.0002(^{\circ})/\text{h}$ 。在光纤陀螺技术领域,美国斯坦福大学和 MIT 等研究机构在光纤陀螺理论、测量技术和光纤元器件开发上居世界领先地位。西欧国家也相当重视光纤陀螺在军事上的应用,法国 IXSEA 和汤姆逊—CSF 公司、英国航空航天公司、德国 SEL 公司、LITEF 公司等都已开发光纤陀螺产品,并应用于航空、航天和航海领域。

目前,光纤陀螺主要集中在以下技术的研究:①关键光学器件技术,包括光纤技术、光纤耦合器技术、光源技术、Y 波导集成光学器件技术、探测器组件技术等;②敏感光纤环路制作技术的研究;③信号检测技术;④工程化设计和工艺技术。我国光纤陀螺技术经过 20 多年的发展,已经用于海、陆、空、天各个领域,与国外的差距主要体现在光纤陀螺的温度、振动、电磁等环境适应性方面,这在一定程度上制约了光纤陀螺的应用。因此,必须加强技术和方案的创新,充分关注和利用其他领域的先进技术,解决光纤陀螺应用中的关键问题,实现光纤陀螺技术的跨越式发展。

经过 30 年的发展,光纤陀螺已从最初的概念成为一类成熟的产品。光纤陀螺设计灵活,能很好地适应战略、战术和速率级惯性系统的需要,在海、陆、空、天领域都得到实际应用和验证(崔锦泰等,2013;吴旭等,2012;张志鑫等,2008)。经过优化设计,光纤陀螺已能工作在变温、振动、辐射等各种恶劣的环境中并能保持高性能和高可靠性。现在,光纤陀螺正发挥其重量轻、体积小、成本低、精度高、可靠性高等优势,大幅度提高惯性系统的性能,降低系统维护成本。

§ 1.3 惯性测试技术

随着装备和产品性能的不断提高,必然对惯性导航系统提出越来越高的要求。单靠不断改进惯性仪表设计和工艺提高精度,在实践中遇到越来越多的困难,这不仅使惯性仪表机构变得更加复杂,还将给生产、装配、维护等带来更多不便,也将导致产品的生产周期变长、价格昂贵(肖龙旭等,2008;颜苗等,2006)。因此,依靠惯性测试技术,建立模型方程,准确评价惯性仪表和惯性系统性能,通过误差补偿措施进一步提高其使用精度变得更有实际意义,已成为生产惯性仪表系统中必不可少的环节。通过对测试结果的利用和误差补偿技术,使产品的性能得到提高,使设

计人员的指导思想由原来的片面追求降低惯性仪表和惯性导航系统的绝对误差,转为重点保证其性能的稳定性和重复性(Yun et al,2005)。

测试技术的目的是建立惯性仪表和惯性导航系统的数学模型或误差模型并确定其参数。严格来说,测试技术中的标定和辨识是两个不同的概念。标定侧重具体参数的求解,将这些参数看成不变量,通过代数法或最小二乘求解方程;辨识则从统计意义上考虑,认为参数是期望不变、服从某些分布的变量,因此,辨识往往采用数理统计和滤波技术来处理问题。然而工程上不区分这两种方法,一般统称为标定方法。

对标定部分,根据场合不同,惯性导航系统一般划分为实验室标定和外场标定,惯性仪表一般进行实验室标定。实验室标定主要依靠高精度转台、精密离心机等测试设备和标定算法,能较好地标定出惯性仪表、惯性导航系统主要误差参数,标定精度较高;外场标定主要是对实验室标定的补充,用于修正那些变化较大的误差参数,以保障系统的精度(杨晓霞等,2008)。根据标定对象的不同,又可将标定方法划分为仪表级标定、IMU级标定和系统级标定三类(丁枫等,2013;蔚国强等,2011;周广涛等,2008;Bekkeng,2009;Eduardo et al,1999)。仪表级标定是对惯性导航系统内部的陀螺和加速度计进行标定,一般是在惯性导航系统装配前完成;IMU级标定主要目的是检查惯性仪表之间是否契合良好、在工作环境下参数的变化及安装误差,确认系统整体性能是否满足设计的要求;系统级标定是对已安装到飞机、舰艇、导弹、特种车辆等的惯性导航系统进行的标定。

1.3.1 惯性测试技术发展现状

惯性测试技术主要分为仪表级测试标定技术、IMU级测试标定技术、系统级测试标定技术。

1. 仪表级测试标定技术

1) 陀螺仪测试技术的发展现状

机械转子陀螺仪的测试方法主要有双轴翻滚试验、离心机试验、线性振动试验和角振动试验等。力反馈双轴翻滚试验常用于确定在 $1g$ 重力环境中陀螺静态误差模型的系数。

当陀螺仪处于高 g 工作环境时,一般情况下,用重力场测得的陀螺与 g 有关的参数可以线性扩展到高 g 的情况。在特殊情况下,可以用精密线振动台和带反转机构的离心机完成陀螺参数的测试。离心机试验可以分离出与比力和比力平方敏感的漂移系数,而线振动台可以对比力平方敏感的漂移系数进行标定。

平台惯性导航系统中,由于载体受到各方向的线振动和角运动,使惯性平台产生低频和低幅角运动。同样,在捷联惯性导航系统中,陀螺仪直接安装在运载体的支撑结构上,承受的角振动更大。陀螺仪的频率响应和角振动力矩可以用单轴正

弦角振动进行测试。为更好地同理论计算相比较,还需要在各种相位关系下产生正交正弦振动的双轴角振动台上进行测试。

近年来,随着激光、光纤等光学陀螺的快速发展,针对这类陀螺的测试设备也相继出现,如带温控箱的速率位置转台。速率实验、位置实验用于测试标定陀螺仪零偏和标度因数,温度实验主要考察不同恒定温度以及不同温度梯度对陀螺仪输出特性的影响,用于标定陀螺中与温度有关的系数(徐清雷等,2004)。

2) 加速度计测试技术的发展现状

加速度计的测试通常包括启动准备时间、阈值、分辨率、测量范围、交叉耦合系数、偏值、标度因数、非线性系数、温度系数、带宽、磁敏感系数、重复性以及稳定性等项目。典型重力场试验是将重力加速度在加速度计输入轴方向的分量作为输入,借助精密分度台确定输入的角度,利用高精度数字电压表等仪器检测其输出,获取加速度计的主要指标。国内对重力场试验研究较多,主要包括静态重力场 $\pm 1g_0$ 试验、线振动试验和离心试验。重力场 $\pm 1g_0$ 试验主要测试加速度计在输入地球重力时的静态特性,完成加速度计标度因数和偏值的标定测试。线振动试验主要测试加速度计动态响应特性及与加速度平方成正比例的系数。离心试验可用于准确测定加速度计的非线性参数。

随着捷联惯性导航系统的广泛应用,在系统不采取温控措施的情况下,加速度计的主要参数如偏值、标度因数、非线性系数都与温度有关(李汉舟等,2013),从而提出对带温控箱的分度头和加带温控箱精密离心机的需求。随着加速计精度的提高,对测试和标定的精确性的要求也在提高,非线性系数和参数不对称性的标定技术正在被重视。

2. IMU 级测试标定技术

IMU 级测试一方面需要检查惯性仪表的性能在系统级的复杂电磁、温度、力学环境下,性能参数是否会有变化;另一方面需要确认系统是否满足设计的需求。IMU 级测试主要有分立式标定方法和全参数一体化标定方法两种。

分立式标定方法是通过不同路径将惯性导航系统各误差参数分别进行误差激励。误差激励的基本思想是在不同激励信号作用下,各误差源对观测量的影响不同,通过激励信号的变化以改变各个误差参数的客观性,使得惯性导航系统误差参数得到分离。误差激励的方法之一是使转台相对于重力加速度矢量改变姿态,以此给加速度计提供不同的重力加速度分量输入,激励加速度计的静态误差项和安装误差项,通过转台的转动过程,也可以激励陀螺仪与 g 有关的误差项。误差激励的方法之二是利用地球自转角速度或转台输入角速度激励陀螺的误差项和安装误差。

分立式标定方法最常用的是静态测试法。这类测试通常是将惯性导航系统安装到多轴转台或其他测试设备上,然后将其转动一系列精确已知的角度,以当地重

力加速度和地球自转角速率为基准输入,将系统的输出值与之比较。国内外对于惯性平台系统静态测试的研究较为充分,能够实现惯性平台系统主要参数和主要误差源的标定。同时,还研究了惯性平台框架轴不正交性误差的标定方法,对惯性平台的姿态角能实现较为精确的补偿。

此外,分立式标定方法中的速率试验能提高陀螺安装误差的标定精度,目前国内主要研究了施加等幅低频正弦扰动和利用速率转台施加角速率两种激励方法,并由此引申出多种试验方法。

全参数一体化标定方法需要建立一个较为完善的误差模型,包含所有待标定的参数和误差,借助位置试验、速率试验等激励方式,运用卡尔曼滤波等数据处理方法将所有参数和误差一起标定出来,这样可以提高效率、节省时间。我国研究的静态和线震动下惯性平台系统参数一体化的标定方法,解决了陀螺二次项和交叉项误差参数的标定问题。利用三组六位置静态测试的方法,以速度、姿态和位置作为观测量,以系统误差作为状态量进行卡尔曼滤波估计,再用解析方法可以分离出24项误差参数。

3. 系统级测试标定技术

系统级标定方法指的是系统在导航状态下,以导航误差(速度误差、位置误差及姿态误差)作为观测量对IMU误差参数进行辨识的标定方法。

导航标定技术是在导航模式下以其他信息为基准,由载体做有利于激励误差影响的运动,从而获取主要的参数和误差。国内近几年已开展了对这一类技术的研究,这类标定具有标定设备要求低、工作方式灵活等优点,不足之处是建模复杂,模型取舍不当会影响标定效果。

惯性平台系统的自标定是一种借助惯性平台自身框架转动及锁定功能实现误差参数标定的静态测试方法。通过给陀螺施加力矩,使平台转动多个位置进行测试。在弹用惯性导航系统中,有时需要在发射前对重复性误差相对较大的参数进行自标定,也称为发射自标定(Baziw, 1972)。国内对自标定和射前自标定的研究主要集中在弹用惯性导航系统领域。

捷联惯性导航系统的标定往往需要借助一定的辅助信息,即辅助信息标定技术。常用捷联惯性导航系统一般会配备卫星接收机等其他辅助导航设备组成组合导航系统,可利用GPS输出的准确位置和速度信息,在车载、机载等条件下依靠车辆、飞机的机动完成部分误差参数的标定,再使用基准辅助信息进行标定(肇慧等, 2013)。在使用基准辅助信息进行标定时,由于辅助信息与惯性导航系统不在同一参考点上,当载体沿辅助信息坐标系某个方向轴转动时,惯导坐标系就会承受附加的离心加速度和切向加速度,从而引起惯性系统的速度误差,这种现象叫作“尺寸效应”或“杆臂效应”。消除尺寸效应的方法是通过测量手段测出惯性导航系统坐标系和辅助信息坐标系各轴向的垂直距离,即杆臂长度,通过软件设计加

以补偿(党建军等,2014)。

1.3.2 惯性测试技术与国外的差距

1. 仪表级测试技术与国外的差距

1) 陀螺仪测试技术方面的差距

国内陀螺仪测试技术总体上落后于国外,主要表现在:①缺少高精度的测试设备;②制造工艺水平有待进一步提高;③需要进一步建立和完善测试规范;④应该进一步深入开展惯性仪表误差来源以及测试方法和测试技术的研究。

2) 加速度计测试技术与国外的差距

加速度计重力场试验方面,国外研究已经非常成熟,积累了大量实验研究和丰富经验。重力场试验的主要差距是测试设备以及实验室试验条件建设方面落后于美国等发达国家。

在过载试验、振动试验等方面,我国无论从实验设备还是测试方法上,与国外相比都有较为明显的差距。美国、俄罗斯、法国等国家具备多种精密设备,如高精度线振动台、带三轴转台的离心机、带反转机构的精密离心机或“鸟笼”离心机。从几年前美国发布的加速度计离心试验标准可以看出,借助这些设备,国外对试验方法也有非常深入的研究,建立了完善的误差模型。而我国只具备少量这种高精度设备,且精度与国外相比有一定差距,试验模型和试验方法的研究也需要进一步深入。

国外在其他试验方法上也有成功的探索,例如美国采用电流注入试验标定加速度计的二阶非线性系数。

2. IMU 级测试技术与国外的差距

国内对 IMU 级标定主要集中在对分立标定方法的研究上,国外则更倾向于全参数一体化标定法。1973 年,由美国 Space and Missiles Test Center 研究的液浮平台惯性导航系统模型中包含了 63 个误差系数,其中包括当时认知的陀螺和加速度计的所有误差系数;1977 年,美国组织 The Branch Reference Systems Software and Evaluation Group 做了更深入研究,从注重物理意义着手,在平台随机性误差以及各种实验中平台模型的选取问题做了大量工作,最终研究得出 68 维平台惯导误差模型,他们指出这 68 个系数并不是在任何情况下都同样有用,有些系数在激励不够的情况下可以忽略,以简化系统模型。在这一时期,还有 Northrop 公司、位于 Holloman 空军基地的中央惯性制导实验室、Wright-Patterson 空军基地的实验室等多个机构研究了多种平台惯性导航系统误差模型,模型参数最多达到 84 项。这些模型具有一定通用性,但又因惯性仪表等因素的不同而有细微差异。有了这些模型,国外研究了重力场和过载环境下的多种试验和数据处理方法。

国内目前也已开始开展了参数一体化标定方法的研究,但由于起步相对较晚,