

国家自然科学基金青年项目资助 (41504032)

江苏省自然科学基金青年项目资助 (BK20150175)

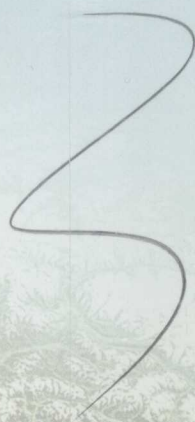
江苏高校优势学科建设工程项目资助 (PAPD)



GPS辅助SINS

动态对准关键模型研究

张秋昭 张书毕 著



中国矿业大学出版社

China University of Mining and Technology Press

国家自然科学基金青年项目(4

江苏省自然科学基金青年项目(BK20150175)资助

江苏高校优势学科建设工程项目(PAPD)资助

GPS 辅助 SINS 动态对准 关键模型研究

张秋昭 张书毕 著

中国矿业大学出版社

内 容 简 介

本书主要介绍了在低成本 INS 动态初始对准方面的研究成果,主要包括 INS 动态初始对准的基础知识、IMU 元件随机误差识别与建模、SINS 系统误差模型、非线性鲁棒卡尔曼滤波及 GPS/INS 紧组合等,以及上述理论方法在 GPS 辅助低成本 SINS 动态初始对准的应用研究。

全书以 SINS 动态初始对准为主线,采用理论分析、仿真技术和实测数据验证相结合的研究方式,体现了理论与实际应用并重的特点。本书可供相关专业科研人员和工程技术人员参考,也可以作为相关专业研究生学习 GPS/INS 组合导航定位的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

GPS 辅助 SINS 动态对准关键模型研究 / 张秋昭,张书毕著. —

徐州:中国矿业大学出版社,2016.4

ISBN 978 - 7 - 5646 - 3032 - 4

I. ①G… II. ①张… ②张… III. ①全球定位系统—应用—
组合导航—研究 IV. ①TN967.2②P228.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 027578 号

书 名 GPS 辅助 SINS 动态对准关键模型研究

著 者 张秋昭 张书毕

责任编辑 杨 洋

出版发行 中国矿业大学出版社有限责任公司

(江苏省徐州市解放南路 邮编 221008)

营销热线 (0516)83885307 83884995

出版服务 (0516)83885767 83884920

网 址 <http://www.cumtp.com> E-mail: cumtpvip@cumtp.com

印 刷 徐州中矿大印发科技有限公司

开 本 787×1092 1/16 印张 9.75 字数 240 千字

版次印次 2016 年 4 月第 1 版 2016 年 4 月第 1 次印刷

定 价 38.00 元

(图书出现印装质量问题,本社负责调换)

前 言

捷联惯性导航系统是一种重要的自主式导航设备,广泛应用于军事和民用等诸多领域。初始对准是捷联惯导独自导航及组合导航的关键技术,其中卫星导航系统辅助捷联惯导动态初始对准是一个重要的研究方向。本书针对 GPS 辅助捷联惯导动态对准中的关键模型开展研究,包括 INS 元件误差的辨识和处理、地固系下基于多种姿态描述方法的 SINS 误差模型、GPS 辅助捷联惯导动态初始对准的鲁棒非线性滤波算法以及 GPS/INS 紧组合初始对准的观测模型及鲁棒滤波算法等。

全书共分 7 章:第 1 章为绪论,简要总结了 INS、GNSS/INS 组合导航、初始对准方面的基本概况;第 2 章阐述了 SINS 初始对准的基础知识;第 3 章介绍 IMU 随机误差的辨识与处理方法;第 4 章介绍 SINS 初始对准误差模型;第 5 章研究了 GPS 辅助 SINS 动态初始对准的非线性滤波方法;第 6 章介绍了 GPS/SINS 紧组合初始对准算法;第 7 章为本书的总结和展望。

在此要感谢英国诺丁汉大学孟晓林教授的指导;感谢中国矿业大学王坚教授、郑南山教授、刘志平副教授在本书撰写与修改过程中给予的帮助和修改意见;感谢书中参考文献的作者们。

本书的研究工作和出版得到了国家自然科学基金青年项目(41504032)、江苏省自然科学基金青年项目(BK20150175)和江苏高校优势学科建设工程项目(PAPD)的资助,在此一并表示感谢。

作者水平所限、经验尚浅,书中存在的谬误之处,恳请同行专家与读者斧正。联系方式为 qiuzaocumt@cumt.edu.cn,不胜感谢。

作 者

2015 年 11 月

目 录

1 绪论	1
1.1 研究背景和意义	1
1.2 国内外研究现状	2
1.3 主要研究内容	7
1.4 本书的组织结构	8
2 初始对准的基础知识	10
2.1 数学基础	10
2.2 导航常用坐标系	13
2.3 INS 误差模型	15
2.4 初始对准的基本概念及分类	16
2.5 粗对准	17
2.6 静基座精对准	20
2.7 本章小结	23
3 IMU 随机误差的辨识与处理方法	24
3.1 随机误差的辨识方法	24
3.2 IMU 随机误差的分类	25
3.3 低精度 IMU 随机误差的仿真与建模	29
3.4 基于 EMD 的 IMU 信号平稳化方法	31
3.5 本章小结	36
4 地固系下 SINS 初始对准误差模型	37
4.1 引言	37
4.2 大失准角 SINS 误差模型	37
4.3 基于四元数的 SINS 误差模型	55
4.4 基于罗德里格参数的 SINS 误差模型	62
4.5 基于修正罗德里格参数的 SINS 误差模型	66
4.6 四元数、罗德里格参数等的 SO(3)统一性	74
4.7 本章小结	78

5	GPS 辅助 SINS 动态对准的非线性滤波	79
5.1	Cubature 卡尔曼滤波算法	79
5.2	基于 SVD 的鲁棒 Cubature 卡尔曼滤波算法	94
5.3	一种新的变约束水平的鲁棒 Cubature 卡尔曼滤波算法	101
5.4	本章小结	110
6	GPS/SINS 紧组合初始对准算法	111
6.1	GNSS/SINS 紧组合系统状态方程	111
6.2	GPS/SINS 紧组合系统量测方程	112
6.3	GPS/SINS 紧组合初始对准	114
6.4	GPS/SINS 紧组合初始对准的鲁棒滤波算法	118
6.5	本章小结	128
7	结论与展望	130
7.1	结论	130
7.2	展望	131
	参考文献	132
	附录	147

1 绪 论

1.1 研究背景和意义

惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)是一种利用陀螺、加速度计获得运载体的加速度并经过运算求出运载体的位置、速度、姿态等参数的导航设备,是一种不受外界干扰、隐蔽性好的自主式导航系统,广泛应用于军事、航空航天等领域^[1-3]。结构简单、可靠性高的捷联惯性导航系统(Strap-down Inertial Navigation System, SINS)的出现,进一步拓宽了 INS 在飞机、舰船、车辆导航和各种导弹、精确制导武器等领域的应用^[4]。近年来,利用 GNSS(Global Navigation Satellite System)定位和测速信息实时修正 SINS,抑制 SINS 误差漂移,可以发挥 SINS 短时间内定位精度和数据采样率高的优点,通过组合导航算法提供动态位置、速度及姿态^[4-7],在以下领域也得到了广泛应用:① 飞机、车辆导航、航海、精细农业等领域的导航服务^[8];② 摄影测量、激光雷达、移动测图系统、低空无人机测绘等三维空间数据采集系统的轨迹及姿态确定^[9-11];③ 重力大地测量等其他涉及动态定位、测速及测姿的领域^[12],已经成为测绘科学与技术领域的一个重要研究方向^[13]。

捷联惯性导航系统进行导航之前必须进行初始对准,初始对准的好坏将直接影响系统的导航精度^[14,15]。初始对准的方法有很多,如静基座精对准法、传递对准法、多位置对准法、GPS 辅助 SINS 对准法和罗经对准法等^[16-25]。捷联惯导系统的初始对准工作一般包含两个阶段,即粗对准和精对准^[15]。通常粗对准是指通过 SINS 惯性元件静止条件下获取的惯性传感器测量输出来获取粗略的初始姿态矩阵,或者直接利用外界辅助传感器获得方位信息对 SINS 进行姿态角装订;精对准阶段是在粗对准的基础上,一般以速度误差作为观测量,通过一定的算法进一步精确估计粗对准的失准角,使其满足导航的精度要求^[14,26]。因此,一般的精对准算法都必须假设在事先具备有一定精度的初始姿态信息的条件下才能进行,也就是说在这些初始对准方法中粗对准阶段是不可缺少的^[27]。如何使 SINS 在运动条件下,如车辆在行驶中或舰船在机动航行时难以获得粗略初始姿态矩阵条件下,实现初始对准是一个非常值得研究的课题。

目前,INS 系统大多数价格昂贵且体积较大,极大制约着其在大比例尺航空摄影测量、低空无人遥感平台、高精度三维空间数据采集等测绘领域及其他民用领域中的应用^[28]。随着光纤技术、微机电系统(Micro-Electro-Mechanism System, MEMS)技术的快速发展^[29],基于光纤技术、MEMS 技术的低成本惯性测量组件(Inertial Measurement Unit, IMU)技术有了长足的进步,已成为研究的一大热点,并正向传统惯性技术无法涉及的领域扩展应用^[30-35]。但低成本 INS 由于元件误差较大,即使在静基座下也无法准确辨识地球自转速率等重要信息,导致无法正常完成粗对准,使得传统的小失准角线性模型无法应用^[26],同时需

要卫星定位系统、里程计、磁力计等外部信息辅助动态对准^[27],因此研究适合于低成本 INS 的非线性动态对准误差模型,实现 GPS 辅助低成本 SINS 的快速动态对准,是低成本 INS 在民用领域推广应用的关键问题之一。

1.2 国内外研究现状

初始对准误差是影响 SINS 导航精度的主要误差源之一,直接影响捷联惯性导航系统单独导航及组合导航应用时的导航精度。捷联惯导系统初始对准的目的是精确、快速获得载体初始姿态矩阵,主要的影响因素有 IMU 元件的噪声水平、初始对准的误差模型、初始对准采用的最优估计方法、外界辅助信息的选取等。

1.2.1 INS 的发展现状

INS 是一种自主式的导航系统,不受外界的干扰,隐蔽性好,能方便提供载体的三维位置、速度和姿态参数,受到海陆空军、航天和交通运输等部门的青睐和重视。

传统的惯性器件以牛顿 1687 年提出的力学三定律为理论基础,欧拉、傅科、休拉等提出的力学基本原理为惯性导航系统的设计奠定了基础^[36]。1944 年,德国首次利用装备初级惯性导航系统的 V—2 火箭袭击英国,开创了惯性导航系统应用的先河。V—2 火箭中装备的初级惯导系统利用陀螺姿态仪测量导弹飞行的方向,利用沿着两个陀螺纵轴安装的加速度计来掌握火箭实时的速度和位置,实现精确制导^[37],但其设计相对粗糙,制导精度较低。随后,美国麻省理工学院德雷帕(Draper)实验室研制成功了具有三轴液浮陀螺稳定平台的惯导系统,完善了初级的惯性导航系统,使其向实用化更进一步^[37]。基于 20 世纪 40 年代提出的动力去耦合调谐概念,动力调谐式挠性陀螺仪于 60 年代开始起步,并受飞机需求的推动得到了迅速发展,至 60 年代中期,已经达到了惯性级的精度水平,随后被广泛应用于各类型的飞机上^[29]。随后,平台式惯性导航系统开始进入成熟阶段,并逐步应用于运载火箭、航天飞行器、各类型导弹、飞机、舰船以及民用的大地测量等领域^[7]。20 世纪 80 年代,在以现代控制理论与计算机小型化为代表的新科学理论与工程技术的推动下,基于数学平台原理的捷联式惯性导航系统得以快速发展,而以激光陀螺、光纤陀螺为代表的光学陀螺技术的不断成熟更加快了捷联式惯性导航系统在各个领域的应用,同时各种惯性基组合导航系统在军用、民用的多个领域也得到了广泛的重视^[4]。21 世纪初,成本更低、功耗更低、体积极小的微机电系统陀螺和加速度计组成的惯性元件在民用领域更是得到了长足的发展^[31]。

按照精度可以将惯性导航系统大致分为战略级、战术级、速率级、汽车导航级、自动化级和用户消费级等^[38]。其中,战略级惯性导航系统代表高精度,其中的陀螺漂移一般低于 $0.01^{\circ}/\text{h}$,目前主要采用机械式挠性技术和激光技术。而战术级惯导系统为中精度,主要为各式光纤陀螺,其陀螺的零漂精度一般介于 $0.1^{\circ}/\text{h} \sim 10^{\circ}/\text{h}$;而速率级 INS 以下的陀螺仪为低精度,以光纤陀螺和微机械技术陀螺为主,主要用于民用,其陀螺漂移误差大多高于 $10^{\circ}/\text{h}$ ^[29,38]。

图 1-1 给出了现阶段主要的各类型陀螺的精度。各个分类的加速度计的精度指标与陀螺相似,为了避免重复,不再采用文字一一给出。图 1-2 给出了各类型加速度计的相应精度范围^[38]。

提高 INS 元件硬件的性能是改善 INS 导航精度的根本途径,对 INS 元件误差进行正确

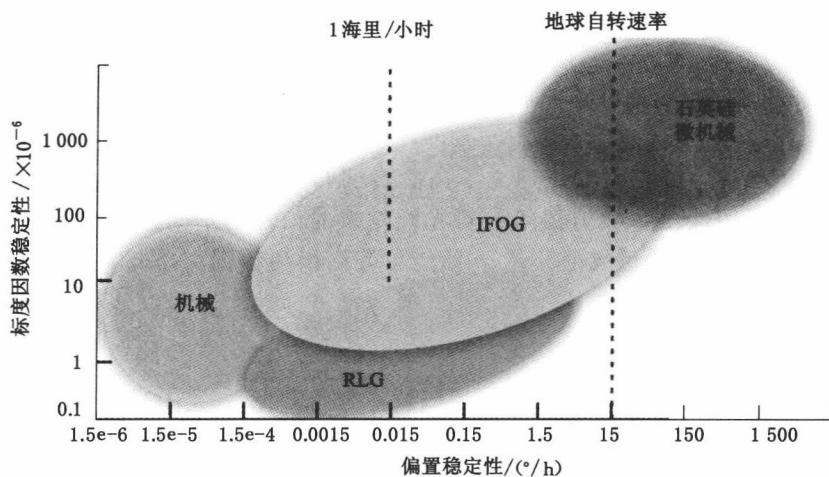


图 1-1 目前各类型陀螺的精度

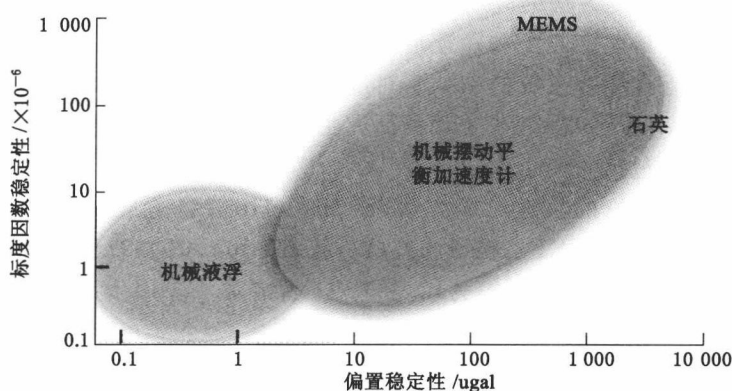


图 1-2 目前各类型加速度计的精度

处理和建模也是影响惯性导航系统精度的重要因素。惯性元件误差可分为系统性误差和随机误差。系统性误差主要通过实验室仪器标定确定其误差系数并加以补偿^[39,40]。杨常松等研究了捷联惯导的多位置静态标定方法^[41]，周章华等对转台标定 INS 做了详细的分析^[42]；Aggarwal 等提出了一种 MEMS IMU 的误差标定方法^[43]。惯性元件的随机误差是影响惯导精度的关键因素^[10, 37]。国内外学者针对 INS 元件的随机误差进行了大量的研究。早期，Robert L. Hammon、Albert 等研究了自相关函数、时间序列在陀螺随机漂移的建模方法^[44,45]；Pandi-Wu 等学者采用动态数据系统分析的思想给出了对陀螺等随机信号直接建模的方法^[46]。近些年来，Nassar 等采用 AR 模型^[47]、El-Sheimy 等采用 Allan 方差^[48]、Yi 利用功率谱密度估计 (Power Spectral Density, PSD) 和 Allan 方差分别研究了 INS 随机误差的辨识和建模方法^[49]。在国内，黄仁等提出了一种辨识陀螺漂移的弱非线性时间序列模型^[50]；缪玲娟尝试了小波变换在光纤陀螺信号滤波中的应用^[51]；王坚等采用小波—经验模态分解方法建立了 GPS/INS 组合导航的随机模型^[52]；张秋昭等采用经验模态分解来消除光纤陀螺信号中的趋势项^[53]；甘雨等采用经验模态分解处理陀螺的随机漂移噪声^[54]。刘

英华等、王新龙等综合应用 Allan 方差分析法及 PSD 分析法对光纤陀螺的误差特性及建模技术进行研究^[55, 56];熊凯、吴一、赵思浩等也分别研究了 Allan 方差在陀螺误差建模的应用^[57-59]。熊剑、刘建业等提出了基于高斯粒子滤波的光纤陀螺自回归求和移动平均(AutoRegressive Integrated Moving Average, ARIMA)模型辨识方法^[60]。吴富梅、杨元喜对光纤陀螺随机漂移中的相关噪声建立了高阶自回归(AutoRegressive, AR)模型,并实验验证了该方法的适用性^[61]。葛升民等针对光纤陀螺的信号的不同误差性质给出了仿真方法,分析了陀螺元件误差的组成部分^[62]。孙红星等给出高精度 INS 的高阶误差模型,并成功应用于航空遥感的定位定向^[10]。

1.2.2 初始对准的研究现状

从 20 世纪 60 年代起,国外发达国家惯性技术领域的专家、学者已经开始对平台式以及捷联式惯性导航系统的各种类型的初始对准理论与技术进行了研究。至 20 世纪 90 年代中期前,发达国家初始对准技术的理论研究已经在静基座惯导系统理想误差模型的统一建模方法、分段线性定常系统(piece-wise constant systems, PWCS)的可观测性理论、大方位失准角情形下的捷联惯导初始对准非线性误差模型及非线性滤波方法、最优估计在传递对准的应用、基于姿态和速度匹配方法的应用等领域取得了较大成果^[63-71]。部分专家学者还关注研究基于加速度匹配、角速率匹配和角速度积分匹配的初始对准方法^[72]。随着 GPS 等卫星导航系统的兴起,组合导航系统的动基座对准的理论研究也开始得到专家们的关注^[73]。90 年代中期以后,国外关于初始对准方面的研究主要集中上述理论研究方向的进一步延伸及其工程化应用,主要包括:

① 基于先进估计理论快速对准方法,将 Sage-Husa 自适应滤波、无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)、粒子滤波(Particle Filter, PF)、 H_∞ 鲁棒滤波等滤波方法和以模糊理论、遗传算法、神经网络等为代表的人工智能算法应用于初始对准过程中,有效提高了初始对准的滤波估计性能^[74-78];

② 基于激光陀螺、光纤陀螺等新型陀螺技术的捷联惯导系统的初始对准技术^[79];

③ 复合匹配方式的快速传递对准研究^[69]。

与发达国家相比,我国在惯导系统初始对准技术方面的研究起步较晚。在科研实践过程中以及参考国外资料的基础上,国内研究人员于 20 世纪 80 年代末期逐步展开了对初始对准技术的研究,并取得了丰硕的研究成果,主要集中在以下几个方面:

① 高精度的平台式和捷联式惯性导航系统静基座精对准技术^[80, 81];

② 动态条件下的快速传递对准方法研究^[82, 83];

③ 基于卫星导航系统、里程计等外部传感器辅助的 SINS 快速动态对准^[73, 84, 85]。

近年来,遗传算法、神经网络等人工智能方法及小波分析方法在中低成本的捷联惯导系统的静、动态初始对准技术中的应用也得到了国内学者广泛的关注^[86-92],无迹卡尔曼滤波、强跟踪滤波等精度高、鲁棒性强的滤波算法在初始对准中的应用也是诸多国内学者关注的研究方向之一^[93-96]。

动基座初始对准技术主要包括主辅惯性导航系统之间的传递对准以及外界传感器辅助下的惯性导航系统初始对准。其中,利用卫星导航系统输出的位置和速度或者其他传感器系统(里程计等)输出的信息,通过建立相关系统和测量模型,在一定的运动条件下可以正确估计出惯导系统的平台失准角和惯性元件漂移误差,从而实现惯导系统快速对准,这对提高

惯性导航系统的对准速度无疑具有重要实际意义,成为研究的重点^[73,85,97]。

建立精确的 SINS 系统误差模型是捷联惯导研究中的关键任务,也是捷联惯导系统初始对准技术的核心问题。其中姿态角误差模型是惯导误差模型研究中的主要内容,按照惯导系统模型中导航坐标系的不同选取方法,姿态角误差模型可以分为两种: Φ 角模型(取真实地理坐标系为导航坐标系)与 Ψ 角模型(取计算地理坐标系为导航坐标系)。Benson、Goshen和 Bar-Itzhack 分别从理论上给出了这两种误差模型的统一性结论^[15]。并且,上述两种误差模型在小失准角情形均可以写为线性形式。不幸的是,在初始对准误差角较大或者机动复杂及运行环境变化较快时,失准角误差模型常呈现非线性特性,这时传统的小失准角误差模型将无法准确描述平台误差角的真实特性^[98]。鉴于此,研究相应的非线性误差模型就成为捷联惯性导航系统动基座对准技术中的一个关键问题。Dmitriyev 等提出一种大方位失准角和小倾斜角模型^[78];Pham 针对航空 INS 系统引入 Kalman 滤波,采用两个非线性状态参数描述航向角^[99];NAVtecq 公司的 Scherzinger 采用 4 个参数描述 3 个误差角的误差模型^[100];Kong、Scherzinger、李东明、严恭敏等、魏春玲等也分别从不同的角度推导了大方位失准角下的初始对准误差模型^[26,101-105]。

目前常见的姿态解算方法有三种,即方向余弦法、欧拉角法和四元数法^[2]。方向余弦法虽然能一一描述刚体的姿态解算,但基于方向余弦的姿态角误差模型不易表述且计算量较大导致工作效率低;而欧拉角法由于不能描述飞行载体的全姿态运动而难以在工程实践中得到广泛应用。四元数法因为其计算方便、计算量较小而得到了广泛的应用^[106]。Friedland 等最早提出姿态解算的四元数方法,但误差方程仍采用失准角模式^[107]。Yu 等采用基于四元数加性和乘性模型的大失准角模型,有效地减小了模型误差^[108]。Farid 等给出了 INS 的四元数模型,采用 UKF 方法处理非线性的四元数误差模型^[109]。Kong 提出一种不依赖于小失准角的四元数误差模型,采用分布近似滤波方法进行低精度 INS 的初始对准^[110]。Wu 等提出对偶四元数导航算法,采用非线性高斯滤波处理对偶四元数导航模型^[111]。吴高龙等针对原始对偶四元数导航算法计算量大的问题推导了一种物理意义明确清晰、精度高的简化算法^[112]。Wei 等采用四元数误差方程以及非线性滤波技术有效地提高了对准精度^[113]。Dai 等基于 Unscented 卡尔曼滤波研究了一种没有小失准角假设,以速度误差和姿态四元数误差作为量测的非线性快速传递对准误差模型^[114]。四元数用于描述姿态时存在冗余现象,且无法与载体姿态建立一一对应关系,基于罗德里格参数及其改进算法的姿态描述方法因此受到关注^[115-121]。丁国强等针对舰载飞机初始对准引入一种改进的 Rodrigues 姿态误差方程^[115]。

1.2.3 非线性滤波的研究现状

在初始对准过程中,快速、鲁棒的估计方法也是影响最终初始对准精度和速度的重要因素。在传统的惯导系统初始精对准过程中,一般采用卡尔曼滤波等误差估计方法来提高姿态估计精度。但常规的卡尔曼滤波算法不再适用于大失准角情形下的非线性捷联惯导误差模型,同时在面对系统状态噪声不确定或者量测噪声受外界粗差影响较大时无法实现最优估计。

SINS 大失准角误差模型是非线性误差模型,需要相应的非线性滤波方法进行处理^[97,110]。目前广泛使用的非线性滤波器是扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter,

EKF)^[122,123],其基本思想是将非线性函数进行一阶泰勒级数展开,转化为线性问题,对于高度非线性滤波问题,使用 EKF 会引入较大误差,且计算系统的 Jacobian 矩阵较困难^[124]。随后,学者们提出了多个非微分的非线性滤波算法,其中具有代表性的算法有无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter,UKF)^[124]、中心差分卡尔曼滤波(Centered Difference Kalman filter,CDKF)^[125]和粒子滤波(Particle Filter,PF)^[126]。无迹卡尔曼滤波方法通过一组确定的加权采样点来逼近随机变量的分布函数,当这组采样点通过非线性函数传播时,捕获非线性函数的统计特性,精度达到二阶。但使用 UKF 对高于 3 维状态向量估计时,为了避免非正定协方差矩阵的传播,需要仔细的调整 UKF 中的参数^[127]。中心差分滤波卡尔曼滤波器是基于低阶多维 Stirling 内插多项近似非线性函数,结合卡尔曼滤波算法实现状态估计^[128]。UKF、CDKF 具有类似的确定性采样和加权统计估计属性,估计精度接近,因此 UKF、CDKF 统称为 Sigma 点滤波方法^[126]。近年来提出的粒子滤波方法依据蒙特卡罗思想,随机产生大量粒子近似计算后验概率密度,能处理非线性非高斯噪声的模型^[129-132]。随着迭代次数的增加,PF 实现时会出现粒子退化和贫化现象^[126,131-135]。为了解决粒子退化和粒子贫化问题,出现了许多改进的粒子算法^[126,131-133,136-140]。但是 PF 实现时需要产生大量的粒子,计算量非常大,且降低粒子退化和贫化现象是以增加 PF 算法的复杂度为代价的,因此 PF 很难满足实时性的要求^[141]。基于上述非线性滤波的改进算法也是学者们关注的焦点。

扩展卡尔曼滤波、Unscented 卡尔曼滤波、中心差分卡尔曼滤波及粒子滤波、等非线性滤波及其改进算法先后被引入处理初始对准的非线性误差模型^[16,142-150]。Shin 等研究了无迹卡尔曼滤波在低精度 INS 初始对准的应用^[97];Kong 采用分布近似滤波解决动态对准的非线性模型;Kubo 等采用扩展卡尔曼滤波(EKF)、二次滤波和迭代滤波针对初始对准非线性误差模型进行了比较分析^[150];严恭敏等利用简化的 UKF 处理大失准角初始对准问题^[151];周战馨等也将 UKF 方法应用于惯导系统大方位失准角的初始对准^[152];熊凯等、丁杨斌等、Wang 等尝试将粒子滤波及其改进算法应用于惯导系统非线性对准问题^[153,154]。彭赛锋等将强跟踪滤波应用于机动条件下的传递对准,得到了比卡尔曼滤波更好的仿真结果^[93];Xiong 等、周本川等在处理初始对准过程中引入鲁棒滤波,能提高初始对准精度^[155,156]。

此外,国内外专家还将神经网络、遗传算法等人工智能算法应用于惯性导航初始对准领域。Chiang 等集成自适应神经模糊推理系统与 Kalman 滤波方法提高初始对准速度^[157];刘瑞华等将遗传算法应用于初始对准中,取得不错的仿真效果^[92]。目前基于粒子滤波、人工智能算法等新型算法或技术对改进对准性能的研究大多采用仿真手段验证,在实际工程应用中的可行性、可靠性还需进一步的验证^[98]。

1.2.4 组合导航系统的研究现状

GNSS/INS 组合导航系统可以弥补各系统单独导航的不足,提高导航系统的精度和可靠性,是最理想的组合方式之一,得到了国内外众多学者的广泛关注。随着 GNSS/INS 组合导航系统的大规模推广应用,GPS 等卫星导航系统辅助 SINS 动基座初始对准也将成为初始对准技术研究的重要课题。

目前正在使用的卫星导航定位系统主要包括:已经在全球范围提供服务的 GPS^[158]、GLONASS(GLObal Navigation Satellite System)系统^[159],在亚太区域提高服务的北斗二代导航系统^[160-163],以及在日本周围使用的区域系统 QZSS^[159]。欧盟和印度也正在建设或

者筹备建设自己的卫星导航系统^[159]。未来更多的卫星导航系统投入使用必会进一步推动 GNSS/INS 组合导航系统、基于组合导航系统的动基座初始对准技术的发展和推广应用。

GNSS/INS 从组合方式可分为松散组合 (Loosely Coupled, LC)、紧组合 (Tightly Coupled, TC) 和深组合 (也称为超紧组合, Ultra Tightly Coupled, UTC)^[164-167]。深组合是一种硬件层面的组合方式, 该方式将 GNSS 跟踪信号同 GNSS/INS 组合导航系统连接在一个最优滤波器中, 可以提高 GNSS 跟踪信号的信噪比, 降低多路径效应的影响, 可以实现信号遮挡或中断后快速捕获, 但也存在结构复杂等缺点, 目前大多数受到国内外军事领域的关注^[164]。松散组合和紧组合都是软件层面的组合, 在现实工程中应用较广。松散组合将 GNSS 和 INS 各自解算的导航结果输入到一个 Kalman 滤波器, 是研究最多的一种组合方式^[168-170]。紧组合直接将 GNSS 原始观测值与 INS 导航结果一并输入到滤波器进行融合, 当 GNSS 卫星少于 4 颗时, GNSS 观测值仍可参与计算, 在深山峡谷、城市中心、露天矿等接受卫星困难条件下优势明显, 逐渐受到研究人员的重视^[171-174]。孙红星博士提出一种将松散组合和紧组合结合使用的方法, 拓展了组合方式的思路^[28]。汤勇刚等提出一种基于载波相位时间差分的北斗/SINS 紧组合导航技术, 能有效抑制位置和速度误差积累^[175]。王坚等、吴富梅等分别提出紧组合导航的抗差算法来抑制组合导航中的粗差现象^[176, 177]; 丁传炳等引入 GPS 测姿信息实现全信息组合模式, 提高了组合导航系统的可观测性^[178]。杜亚玲等研究了全组合导航系统中的姿态组合算法, 将观测量转换为平台误差角再进行姿态组合, 消除了姿态组合的数学模型误差^[179]; 赵伟等采用鲁棒滤波对全组合导航系统参数进行降阶处理^[180]; 孙红星等采用 GPS/INS 新型全组合方式解算机载 TLS 外方位元素^[181]; 柴艳菊等提出在运动条件下的组合观测模型中附加 GPS 单天线测方位角约束, 提高了间接可测参数的估计精度^[182]; Hu 等设计了基于伪距/伪距率的 MSINS/GPS 紧耦合系统 (TCS) 的卡尔曼滤波器, 在上述量测方程中加入基于 GPS 载波相位观测量的姿态测量方程, 给出了有姿态测量信息的全组合系统^[183]。

1.2.5 研究现状分析

通过对上文中的国内外研究现状进行总结分析, 主要有以下几个方向需要进一步研究:

- ① 如何分离 INS 元件的误差, 尤其是对低精度 INS 元件随机误差的辨识和处理还需要大量的实验进一步分析。
- ② 传统的小失准角误差模型无法完成低精度 INS 初始对准, 研究适用大失准角情形下的误差模型还待进一步深入。
- ③ 针对大失准角非线性误差模型, 研究滤波稳定性更优、鲁棒性更强的非线性滤波算法也是需要研究的问题。
- ④ GPS 辅助 SINS 初始对准的传统模型需要至少 4 颗卫星, 将组合导航中的紧组合模型应用于辅助 SINS 动态初始对准, 对在更恶劣环境下完成初始对准具有一定意义。如何减小直接利用原始观测值时的误差, 还待进一步研究。

1.3 主要研究内容

本书的主要研究内容有:

- ① 利用仿真和实测数据分析采用不同精度的惯性元件的条件下粗对准和精对准的收

敛情况,指出低精度 INS 无法实现粗对准和静态精对准。

② 对实测 IMU 数据及其仿真模拟数据进行辨识和分析,实验证明仿真数据与实测数据的 Allan 方差和 PSD 辨识结果一致。提出一种基于经验模态分解的陀螺信号平稳化方法,不仅有效辨识出信号中的趋势项,还提高了陀螺信号的正态性。

③ 提出地固系下任意失准角的 SINS 初始对准误差模型,并利用实测数据验证该模型的正确性,指出现有的大方位失准角模型和小失准角线性误差模型均是其简化形式。设计三个典型实验验证上述几个模型的适用范围和估计精度。

④ 提出地固系下基于四元数的 SINS 初始对准误差模型,指出该模型仅适用于水平失准角较小的情形,并利用实测数据验证该模型的正确性。进一步提出地固系下基于罗德里格参数、修正罗德里格参数的 SINS 初始对准误差模型。给出四元数、罗德里格参数和修正罗德里格参数的高阶 Cayley 变换的统一形式,实验比较几种误差模型的计算效率和估计精度。

⑤ 提出一种基于奇异值分解的鲁棒 Cubature 卡尔曼滤波算法并将其应用于大方位失准角初始对准。实验验证该算法可以有效避免鲁棒滤波中约束水平参数取值不当引起的滤波发散。实验验证最优约束参数迭代界限和迭代步长对滤波精度和计算效率的影响。

⑥ 引入双差伪距率观测值有效提高 GPS/INS 紧组合初始对准的精度和加快收敛速度。提出一种改进的多重渐消鲁棒 Cubature 卡尔曼滤波,可以有效抑制紧组合初始对准中精度较差的观测值对滤波的影响。

1.4 本书的组织结构

本书分为 7 章,安排如下:

第 1 章绪论。阐述本书的研究背景、动机与意义;论述了当前 INS、初始对准的发展现状,简要阐述了本书的研究内容并给出各章节的相互关系。

第 2 章初始对准的基础知识。介绍了初始对准的基础知识,包括数学基础知识、导航常用的坐标系及转换模型、导航误差模型以及初始对准的基本概念和分类。给出了解析粗对准和精对准的方法和仿真分析。

第 3 章 IMU 随机误差的辨识与处理方法。介绍了 Allan 方差、PSD、自相关函数等惯性元件随机误差的分析方法;对实测开环光纤陀螺数据进行分析,采用经验模态分解对其趋势项进行识别。

第 4 章地固系下 SINS 初始对准误差模型。在地固系下推导了任意失准角情形下的 SINS 误差模型,并给出了其与大方位失准角误差模型和小失准角线性模型的惯性,设计实验验证该模型的正确性。推导了地固系下基于四元数、罗德里格参数、修正罗德里格参数的 SINS 误差模型,基于 $SO(3)$ 及高阶 Cayley 变换给出了几种姿态描述方法的统一性,并用初始对准实例比较了几种姿态描述方法的精度和计算效率。

第 5 章 GNSS 辅助低精度 SINS 动态初始对准的非线性滤波。给出了 CKF 及其平方根滤波的理论及实例验证。从二维粒子仿真和三个实例仿真分析了 UKF 和 CKF 的相似和不同之处。提出一种基于 SVD 的鲁棒 CKF 算法,并将其应用于 GPS 辅助 SINS 初始对准,实验表明该方法能有效避免鲁棒滤波中参数选择不当引起的滤波发散问题,且可以放松

对约束参数的限制,进一步提高滤波的鲁棒性。分析约束参数的迭代界限和迭代步长对变约束参数鲁棒 CKF 的影响,并给出迭代界限和迭代步长的经验值。

第 6 章 GNSS/INS 紧组合初始对准算法。给出双差伪距/伪距率紧组合初始对准的观测方程,实验验证了该模型的正确性。针对双差伪距/伪距率原始观测值中的观测精度较差,提出一种多重渐消鲁棒 CKF 算法。

第 7 章结论与展望。对本书所做的研究工作进行简要的总结,指出存在的不足之处,并对未来需要进一步研究的问题进行了设想。

图 1-3 给出了本书的组织结构图。

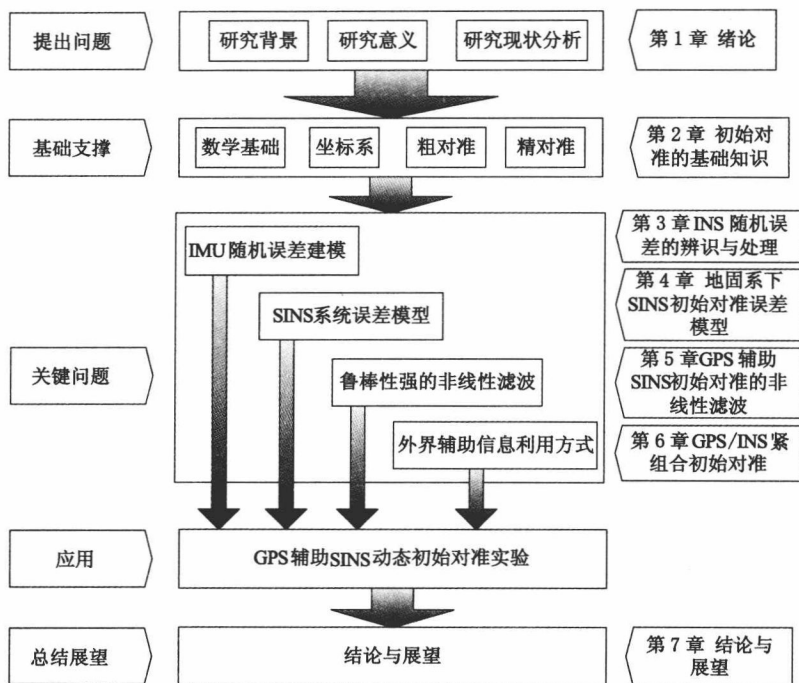


图 1-3 本书的组织结构图

2 初始对准的基础知识

2.1 数学基础

矩阵与向量的数学运算贯穿 INS 数据处理的全过程,本节主要介绍惯性导航、卫星导航与定位等领域所涉及的数学基础知识。

2.1.1 向量

在惯性导航领域,一个向量可以根据其在不同坐标系中的 3 个分量表示为列向量(列矩阵)形式。例如,某点在地固系下至原点的位置向量可以表示成如下形式^[7]:

$$\mathbf{r}^e = \begin{bmatrix} x^e \\ y^e \\ z^e \end{bmatrix} \quad (2-1)$$

式中,上角标 e 代表地心地固坐标系,也简称地固系, (x^e, y^e, z^e) 是该点在地心地固系中的坐标。

式(2-1)可以推广至 n 维向量,这样就可以应用矩阵方法解决相应的问题了。

2.1.2 向量的坐标变换

同一个向量(以位置向量为例),在不同的坐标系中会有不同的列向量描述形式。那么,一个坐标系中的向量就可以通过坐标转换矩阵变换至另一个坐标系中^[7,184],如下式所示:

$$\mathbf{r}^i = \mathbf{C}_i^e \mathbf{r}^e \quad (2-2)$$

式中,上角标 i 表示该位置向量描述在惯性坐标系;矩阵 $\mathbf{C}_i^e$ 表示地心地固坐标系至惯性坐标系的方向余弦矩阵,又称为坐标转换矩阵。

同理,其逆矩阵形式 $(\mathbf{C}_i^e)^{-1}$ 则表示该位置向量由惯性坐标系至地心地固坐标系的方向余弦矩阵,即:

$$\mathbf{C}_i^e = (\mathbf{C}_e^i)^{-1} \quad (2-3)$$

则有:

$$\mathbf{r}^e = \mathbf{C}_i^e \mathbf{r}^i$$

当两个坐标系均为正交坐标系时,方向余弦矩阵 $\mathbf{C}$ 为正交阵,即:

$$\mathbf{C}_i^e = (\mathbf{C}_e^i)^{-1} = (\mathbf{C}_e^i)^T \quad (2-5)$$

2.1.3 角速度向量及其运算法则

在惯性导航中,经常涉及两个坐标系之间的相对旋转运动,可以用一角速度向量来描述。如通常用角速度向量 $\boldsymbol{\omega}_e^i$ 表示地心地固系 e 系相对于惯性系 i 系的相对角运动,并可写成列向量形式为:

$$\boldsymbol{\omega}_{ie}^e = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2-6)$$

式中,下角标 ie 表示旋转方向(地固坐标系 e 相对于惯性坐标系 i 的旋转);上角标表示坐标分量($\omega_x, \omega_y, \omega_z$)相应的坐标系(这里为地心地固系 e 系),这个角速度向量是在地固系下描述的。

角速度也遵循向量有关的运算法则。例如,同一个角速度在两个坐标系间的旋转可以表示为多次旋转的最终等价结果,如:

$$\boldsymbol{\omega}_{ie} = \boldsymbol{\omega}_{in} + \boldsymbol{\omega}_{ne} \quad (2-7)$$

注意,式(2-7)中的内层小角标相互抵消。

改变旋转的方向(如 i 系相对于 e 系),则相应的旋转角速度为 ω_{ei} ,且有:

$$\boldsymbol{\omega}_{ei} = -\boldsymbol{\omega}_{ie} \quad (2-8)$$

2.1.4 反对称矩阵及其运算法则

两个坐标系之间的相对角运动,既可以用旋转角速度向量(2.1.3 小节)表示,还可以用反对称矩阵来描述。同样的,以地心地固系 e 系相对于惯性系 i 系的相对角运动 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^e$ 为例,其反对称矩阵定义为^[7]:

$$\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & \omega_y \\ -\omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \Leftrightarrow \boldsymbol{\omega}_{ie}^e = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2-9)$$

式(2-9)也可以简写成 $\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e = (\boldsymbol{\omega}_{ie}^e \times)$ 。上述公式在不同著作中有符号上的区别^[7,184,185],原因在于选取的坐标轴旋转方向不一致,本书采用上述公式。

类似地,对于任一向量,可以得到相应的反对称矩阵,例如速度向量 $\mathbf{v}$,有:

$$(\mathbf{v} \times) = \begin{bmatrix} 0 & v_z & v_y \\ -v_z & 0 & -v_x \\ -v_y & v_x & 0 \end{bmatrix} \Leftrightarrow \mathbf{v} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \quad (2-10)$$

对于任意两个向量 $\mathbf{a}$ 和 $\mathbf{b}$,其对应的反对称矩阵分别为 $\mathbf{A}$ 和 $\mathbf{B}$,则有如下反对称矩阵与向量的乘积法则:

$$\mathbf{A} * \mathbf{b} = -\mathbf{B} * \mathbf{a} \quad (2-11)$$

2.1.5 角速度与反对称矩阵的变换关系

同样的,角速度向量也可以通过方向余弦矩阵从一个坐标系变换至另一个坐标系,例如:

$$\boldsymbol{\omega}_{ie}^i = \mathbf{C}_e^i \boldsymbol{\omega}_{ie}^e \quad (2-12)$$

式(2-12)表示将地固坐标系中表示的角速度向量 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^e$ 变换至惯性坐标系中。

反对称矩阵之间的变换遵从如下形式的相似变换:

$$\boldsymbol{\Omega}_{ie}^i = \mathbf{C}_e^i \boldsymbol{\Omega}_{ie}^e \mathbf{C}_i^e \quad (2-13)$$

式(2-13)的一般形式为^[184,186]:

$$\boldsymbol{\Omega}_{\beta\delta}^\beta = \mathbf{C}_\gamma^\beta \boldsymbol{\Omega}_{\beta\delta}^\gamma \mathbf{C}_\delta^\gamma \quad (2-14)$$

式(2-14)的证明过程详见附录 1。

2.1.6 向量、反对称矩阵基本运算规则

如上所述,任一向量可以用列矩阵表示,也可以用对应的反对称矩阵表示,因此可以将