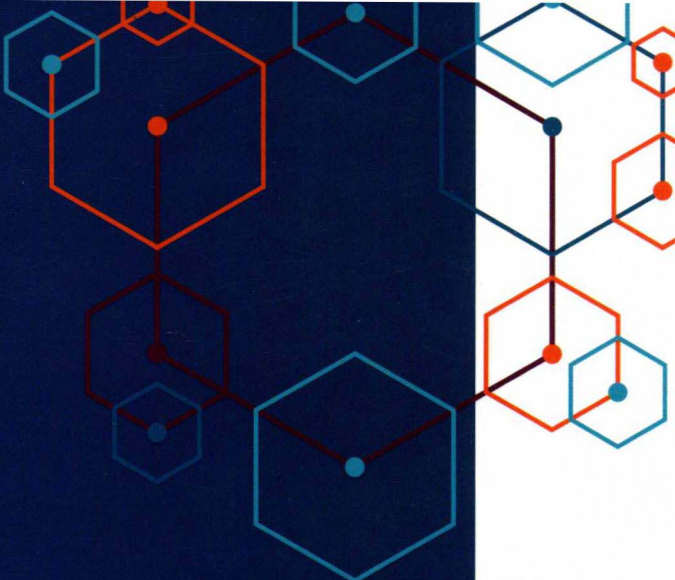




组合导航及其 信息融合方法

Integrated Navigation and Its
Information Fusion Method

林雪原 李荣冰 高青伟 著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

组合导航及其 信息融合方法

Integrated Navigation and Its
Information Fusion Method

林雪原 李荣冰 高青伟



国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

本书重点研究了组合导航及其信息融合方法。主要内容有惯性/卫星组合导航及其最优滤波方法、GPS/SINS 深组合导航技术、惯性/激光雷达组合导航、大气数据/SINS 组合导航、多传感器组合导航系统中的状态估计算法、基于多尺度的综合导航系统信息融合算法、基于非线性的组合导航滤波方法、信息融合方法在惯性导航系统动基座对准中的应用。本书可作为导航专业本科生和硕士研究生的教材,又可作为工程技术人员在组合导航系统及信息融合领域科研中的参考用书。

图书在版编目(CIP)数据

组合导航及其信息融合方法/林雪原,李荣冰,高青伟著. —北京:
国防工业出版社, 2017.6

ISBN 978-7-118-11335-8

I. ①组… II. ①林… ②李… ③高… III. ①组合导航—研究 IV. ①TN967.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2017) 第 181525 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

三河市众誉天成印务有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 插页 3 印张 14½ 字数 266 千字

2017 年 6 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 69.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010) 88540777

发行邮购: (010) 88540776

发行传真: (010) 88540755

发行业务: (010) 88540717

前 言

现代组合导航技术是 20 世纪 70 年代随着现代数学、现代信号处理与计算机技术的发展而产生的,它是一门综合性强、涵盖面广的科学技术,涉及到导航信息源设备的有关技术、计算机技术、显示技术以及控制系统、数据处理、最优估计等理论。许多重大的科学发现和新技术在该领域得到应用,并有力地推动了组合导航系统的发展。目前,组合导航广泛应用在导弹、飞机、舰船和宇宙飞船等大型载体上,并且已经开始在陆地车辆导航乃至个人运动定位中得到应用。

组合导航系统性能的优劣,不仅取决于参与组合的导航传感器,而且取决于系统所采用的信息融合方法。本书作者多年来针对捷联惯性、组合导航及其信息融合方法进行了深入的理论及应用研究,提出了一系列新的设计思想和方法,集结成本书。全书共分 9 章,分别由林雪原、李荣冰、高青伟等撰写完成。

第 1 章介绍了组合导航技术及其信息融合方法的发展。第 2 章分析了惯性/卫星组合导航、最优滤波方法及组合导航实现等内容。第 3 章介绍了 GPS/SINS 深组合导航的原理及其实现方法,详细介绍了系统滤波模型的建立过程,并进行了仿真研究。第 4 章介绍了惯性/激光雷达组合导航技术,在基于激光雷达的导航原理的基础上,建立了惯性/激光雷达组合导航滤波模型,并进行了基于实测数据的仿真验证。第 5 章介绍了大气数据/SINS 组合导航技术,重点探讨了大气数据/惯性导航系统的高度融合算法、大气数据系统/惯性导航系统的攻角补偿修正算法、大攻角惯导辅助大气数据系统补偿滤波算法。第 6 章深入探讨了多传感器组合导航系统中的状态估计算法,以一种全新的视角探讨了多传感器组合导航系统中的集中式多传感器状态估计、分布式多传感器状态估计、联邦卡尔曼滤波器,并提出了带反馈信息的分布估计方法。第 7 章介绍了基于多尺度的综合导航系统信息融合算法,主要提出了多传感器多尺度单模型组合导航系统的信息融合算法、多传感器组合导航系统的多尺度分布式滤波算法、多传感器组合导航系统的多尺度异步融合算法,并进行了仿真研究。第 8 章探讨了基于非线性的组合导航滤波方法,在传统的扩展卡尔曼滤波(EKF)的基础上,引入了基于无色卡尔曼滤波(UKF)、粒子滤波(PF)的组合导航滤波技术,并针对在实际应用中的问题,提出了基于改进的 UKF、PF 的组合导航滤波技术。第 9 章探讨了基于信息融合方法的惯性导航系统动基座对准算法,针对系统模型非线性较强的特点,研究了 UKF 和粒子滤波等非线性滤波技术在初始对准中的应用;针对系统模型不

准确的问题,研究了各种鲁棒滤波器和自适应卡尔曼滤波技术在动基座对准中的应用。

本书的特点是从工程技术领域介绍组合导航系统的原理与技术,并针对不同问题进行了一定深度的阐述。本书即可作为大学航空航天专业本科生及硕士研究生的教材,又可作为工程技术人员在组合导航系统及信息融合领域科研中的参考用书。

本书得到了多项国家自然科学基金(NO.60874112, NO.61273057)及国防预研基金的大力支持,得到了海军航空工程学院信息融合研究所领导与同事们的极大支持与鼓励,在此一并表示衷心的感谢!

由于时间仓促及作者水平有限,书中难免存在不足之处,谨请读者批评指正。

作 者

2016 年 12 月

目 录

第 1 章 引言	1
1.1 组合导航系统的发展简介	1
1.2 组合导航系统概述	3
1.2.1 几种导航系统简介	4
1.2.2 基于惯性导航的组合导航系统简介	5
1.2.3 导航常用坐标系	6
1.2.4 导航坐标系之间的变换	8
1.3 信息融合技术在组合导航系统中的应用	9
1.3.1 卡尔曼滤波算法	9
1.3.2 联邦滤波算法	10
1.3.3 非等间隔卡尔曼滤波算法	10
1.3.4 组合导航中的信息估计融合	10
参考文献	11
第 2 章 惯性/卫星组合导航及其最优滤波方法	12
2.1 概述	12
2.2 线性系统估计	13
2.2.1 线性系统描述	13
2.2.2 卡尔曼滤波算法	14
2.2.3 序贯卡尔曼滤波算法	16
2.2.4 平方根滤波	17
2.2.5 UDU^T 分解滤波	18
2.3 GPS/惯性组合模式	20
2.3.1 松散组合	20
2.3.2 紧密组合	21
2.3.3 组合模式的选择说明	23
2.4 GPS 仿真器数学模型	23
2.4.1 卫星在地球坐标系中的位置模型	23

2.4.2	卫星在地球坐标系中的速度模型	25
2.4.3	最佳导航卫星的选择算法	30
2.4.4	伪距的模拟及用户位置解算	31
2.4.5	伪距率的模拟及用户速度解算	31
2.5	IMU 输出信息的仿真模型	32
2.5.1	轨迹参数的确定	32
2.5.2	比力、角速率(角增量)信息的确定	32
2.5.3	捷联惯性导航的算法	35
2.6	基于位置、速度的组合导航系统的数学模型	37
2.6.1	组合导航系统的状态方程	37
2.6.2	组合导航系统的测量方程	39
2.6.3	系统方程的离散化	41
2.7	卡尔曼滤波器的设计与实现	41
2.7.1	卡尔曼滤波器	42
2.7.2	卡尔曼滤波器在组合导航中的应用形式	42
2.8	基于伪距、伪距率的组合导航系统的数学模型	43
2.8.1	组合导航系统的状态方程	43
2.8.2	组合导航系统的量测方程	44
2.9	组合导航仿真试验	46
2.9.1	基于伪距伪距率与基于位置速度的组合导航试验结果对比	47
2.9.2	基于不同滤波方法的组合导航试验结果对比	48
2.10	小结	49
	参考文献	49

第3章	惯性/卫星深组合导航技术	50
3.1	概述	50
3.2	卫星导航接收机跟踪环路	50
3.2.1	信号跟踪环路分析	51
3.2.2	信号解调原理分析	53
3.3	惯性/卫星深组合导航中的接收机环路观测模型	56
3.4	深组合导航的模型介绍	58
3.4.1	Draper 实验室的深组合系统与滤波体系	58
3.4.2	IGS LLC 深组合系统及其系统方案	61
3.4.3	加拿大遥感中心(CRS)深组合系统及其系统方案	64

3.4.4 Calgary 大学超紧组合系统及其系统方案	64
3.5 小结	65
参考文献	65
第4章 惯性/激光雷达组合导航	67
4.1 概述	67
4.2 基于激光雷达的导航原理	67
4.2.1 激光雷达测量原理及结构化环境特征分析	68
4.2.2 激光雷达特征区域分割算法	68
4.2.3 基于直线假设的点和线段特征提取算法	69
4.3 惯性/激光雷达组合算法研究	70
4.3.1 基于EKF的SLAM组合算法	71
4.3.2 基于位置方位组合的惯性/激光雷达组合导航算法研究	79
4.4 小结	83
参考文献	83
第5章 大气/惯性导航系统的信息融合技术	85
5.1 概述	85
5.2 大气数据系统技术的发展状况	85
5.3 机载大气/惯性数据信息融合技术研究现状	87
5.4 大气/惯性导航系统的高度融合算法	87
5.4.1 大气/惯性导航高度阻尼原理分析	88
5.4.2 跨声速大气/惯性高度融合算法	89
5.5 大气/惯性导航系统的攻角补偿修正算法	91
5.5.1 攻角及其传感器配置分析	91
5.5.2 攻角传感器误差与校准分析	93
5.5.3 基于BP神经网络的跨声速攻角补偿修正算法研究	93
5.6 角惯性导航辅助大气数据系统补偿滤波算法	96
5.6.1 状态方程建立	96
5.6.2 系统量测方程建立	97
5.6.3 卡尔曼滤波器设计	98
5.6.4 大气数据解算方法	99
5.6.5 算法验证与分析	99
5.7 本章小结	100

参考文献	101
第6章 多传感器组合导航系统中的状态估计算法	102
6.1 集中式多传感器状态估计	102
6.2 分布式多传感器状态估计	104
6.3 联邦滤波器	106
6.3.1 问题描述	106
6.3.2 方差上界技术	107
6.3.3 联邦滤波的一般结构	110
6.3.4 联邦滤波器的工作流程	111
6.3.5 联邦滤波器的最优性证明	112
6.3.6 联邦滤波器结构	115
6.3.7 联邦滤波器结构比较	118
6.3.8 联邦滤波器的特点	118
6.3.9 联邦滤波器的简化形式	119
6.4 带反馈信息的分布估计	119
6.4.1 多组合导航系统的两层分布融合模型	120
6.4.2 有无反馈情况下的融合解的关系	123
6.4.3 仿真分析	125
6.5 本章小结	127
参考文献	127
第7章 基于多尺度的综合导航系统信息融合算法	129
7.1 多传感器多尺度组合导航系统的信息融合算法研究	129
7.1.1 GPS/SST/SINS 多组合导航系统数学模型	129
7.1.2 算法描述	130
7.1.3 系统分块算法	131
7.1.4 系统多尺度描述	137
7.1.5 系统的多尺度滤波算法	139
7.1.6 仿真试验及分析	140
7.2 多传感器组合导航系统的多尺度分布式滤波算法	143
7.2.1 多尺度融合算法的建立	144
7.2.2 基于尺度的分布式融合算法	148
7.2.3 仿真试验及结论	151

7.3 多传感器组合导航系统的多尺度异步融合算法	154
7.3.1 常规异步信息融合算法	154
7.3.2 基于多尺度的异步信息融合算法	156
7.3.3 仿真试验与结论	158
7.4 本章小结	160
参考文献	160
第 8 章 基于非线性的组合导航滤波方法	162
8.1 概述	162
8.2 扩展卡尔曼滤波算法	162
8.2.1 围绕标称状态线性化的卡尔曼滤波方程	163
8.2.2 围绕估计状态线性化的卡尔曼滤波方程	165
8.3 无迹卡尔曼滤波算法	167
8.3.1 UT 变换	167
8.3.2 UKF 算法描述	169
8.4 基于 UKF 的惯性组合导航直接式滤波模型	170
8.4.1 状态方程与量测方程	170
8.4.2 基于 UKF 的惯性组合导航直接式滤波流程	172
8.4.3 基于 UKF 的惯性组合导航直接式滤波仿真验证	175
8.5 粒子滤波理论	178
8.5.1 动态状态空间模型	179
8.5.2 贝叶斯估计理论	180
8.5.3 粒子滤波理论	181
8.6 基于粒子滤波算法的组合导航系统	183
8.6.1 非线性量测方程	183
8.6.2 GPF 算法	185
8.6.3 MPF 算法	188
8.7 本章小结	194
参考文献	194
第 9 章 融合算法在惯导系统动基座对准中的应用	196
9.1 概述	196
9.2 惯导系统动基座传递对准误差模型	196
9.2.1 大方位失准角动基座对准线性化模型	197

9.2.2 大方位失准角动基座对准非线性误差模型	201
9.3 惯导系统动基座对准滤波模型	204
9.3.1 线性滤波模型	204
9.3.2 非线性滤波模型	206
9.4 大方位失准角传递对准组合匹配模型	209
9.4.1 “速度+角速度”匹配模型	209
9.4.2 “速度+姿态”匹配模型	211
9.5 信息融合算法在大方位失准角传递对准中的应用	212
9.5.1 SUKF 滤波和 SSUKF 滤波在非线性误差模型传递 对准中的应用	212
9.5.2 卡尔曼滤波在线性误差模型组合匹配传递对准中的应用	213
9.5.3 衰减记忆自适应滤波在传递时间延迟中的应用	216
9.6 本章小结	219
参考文献	220

第 1 章 引 言

1.1 组合导航系统的发展简介

全球定位系统是由美国国防部在 20 世纪 70 年代主持研发的新一代卫星导航系统, 全称为“Navigation Satellite Timing and Ranging/Global Positioning System”, 即“授时与测距卫星导航系统”, 通常简称为 GPS。该系统是以卫星为基础的无线电导航定位系统, 前身是美国 1964 年投入使用的海军导航卫星系统 (NNSS), 即子午仪 (Transit) 导航卫星系统。子午仪导航卫星系统受当时技术水平、服务对象和研制周期等因素的制约, 具有一些明显的缺陷, 如不能连续定位、定位时间较长等, 只适合对固定目标以及舰船、车辆等低速载体的断续二维定位, 而对飞机、导弹、卫星等高速飞行器的三维定位则不适用。因此, 子午仪导航卫星系统被 GPS 逐步代替。GPS 不仅广泛应用于海上、陆地和空中运动目标的导航、制导和定位, 而且可为空间飞行器进行精密定轨, 满足军事部门的需要。同时, 它在各种民用部门也获得了成功的应用, 在大地测量、工程勘探等众多领域展现了极其广阔的应用前景。

惯性导航系统 (Inertial Navigation System, INS) 是 20 世纪初发展起来的一种完全自主式的导航系统, 是一种利用惯性测量元件、基准方向及最初位置信息来确定运载体姿态、速度和位置的自主式推算导航系统。INS 由于不和外界发生任何光电联系, 因此隐蔽性好, 工作不受气象条件的限制, 实时导航数据更新率高, 具备很好的精度和稳定性, 使其成为航天、航空和航海领域中的一种广泛应用的重要导航方法。主要缺点是导航定位误差随时间积累, 主要与陀螺和加速度计的精度有关, 因而难以长时间独立工作。解决这一问题的途径有两个: ①提高惯导系统本身的精度, 主要靠采用新材料、新工艺、新技术来提高惯性器件的精度或者研制新型高精度的惯性器件, 但是这种方法需要大量的人力和财力, 研制出来的惯性器件也十分昂贵, 限制了惯性导航的广泛应用; ②采用组合导航技术, 利用不同导航系统的优缺点, 取长补短, 来提高导航的精度。GPS 和 INS 的互补性很强, 两者可以构成一种比较理想的导航系统, 是目前组合导航技术的主要形式之一。

GPS/INS 组合导航目前有两种组合模式, 即松散组合和紧密组合^[1]。松散组合是直接利用 GPS 接收机输出的位置和速度与 INS 进行组合, 对 INS 的导航积累误差进行滤波修正。紧密组合有两种: 一种是伪距、伪距率组合, 通过观测卫

星的星历算法,将INS的积累误差映射成用户至卫星的视距误差,并根据伪距和伪距率残差观测方程进行滤波,对INS的误差进行估计、修正;另一种是INS速度辅助GPS接收机环路,也称为超紧组合或深组合。超紧组合除了需要完成松散组合或紧密组合方式的处理工作以外,还可将INS的量测信息反馈给接收机,或直接利用INS量测信息辅助GPS接收机的码跟踪环和载波跟踪环,从INS输出的信息和卫星星历可以得到载体相对于卫星的多普勒频移,减小了接收机沿信号传播方向的动态性,增强接收机对信号的跟踪锁定能力,从而提高组合导航整体的鲁棒性、跟踪能力和导航精度,是今后组合导航领域发展的重要方向^[2]。

1980年Copps EM关于GPS信号最优化处理的文献,最先认识到GPS/INS超紧组合结构的优势。直到20世纪末,超紧组合导航才受到比较大的关注,其中Draper实验室Donald Gustafson等在2000年明确了超紧组合方式,提出了扩展码跟踪环的GPS/INS超紧组合方法,以提高接收机的抗干扰能力,并采用仿真的GPS射频信号和惯性数据验证了这一方法。

美国斯坦福大学的Gautier J. D.则进一步完善了这种概念,分析了超紧组合下卡尔曼滤波器的基本结构及状态观测方程。加拿大的Abbott和Lillo则为GPS/INS的EKF联邦卡尔曼滤波器实现方法申请了专利。美国斯坦福大学的Santiago Alban和明尼苏达大学的Demos Cebre等对紧组合下MEMS IMU辅助GPS的跟踪回路进行了分析和研究,认为在低成本IMU辅助下,接收机的搜索带宽可以由传统的15Hz减少到3Hz,增强了抑制噪声的能力^[3]。

由于超紧组合技术在高动态平台、强射频干扰和多路径效应中所表现的优异性能,美国霍尼韦尔公司在2001年计划将超紧组合技术引入增强型GPS/INS空间组合导航系统。同时,罗克韦尔-柯林公司也将超紧组合技术列为GPS/INS组合导航系统的下一代设计方案。

在军事应用方面,美国麦道公司导航系统部为SLAM导弹(Stand-off Land Attack Missile)研制了超紧组合制导系统,系统采用罗克韦尔-柯林公司提供的单通道序贯GPS接收机处理单元,并应用了SINS辅助GPS接收机技术。从2001年开始,美国绝大部分军用飞机上已经采用超紧组合技术的EGI(Embedded-GPS/INS),逐步取代并最终淘汰单GPS接收机。

目前国外的GPS/INS超紧组合技术进一步向小型化发展。Integrated Guidance Systems LLC公司研制的IGS-202组合导航设备是其中典型的代表,IGS-202采用基于MEMS的陀螺和加速度计技术,GPS组件采用双频SAASM(Selective Availability/Anti-Spoofing Module)模块,如图1-1所示。其中惯导信息对GPS跟踪环进行辅助跟踪,在跟踪时具有89dB的抗干扰能力。IGS-202直径约7cm,高约6cm,质量小于0.5kg,定位精度优于5m。导航组件背面抗冲击15750g,正面抗冲击7875g。

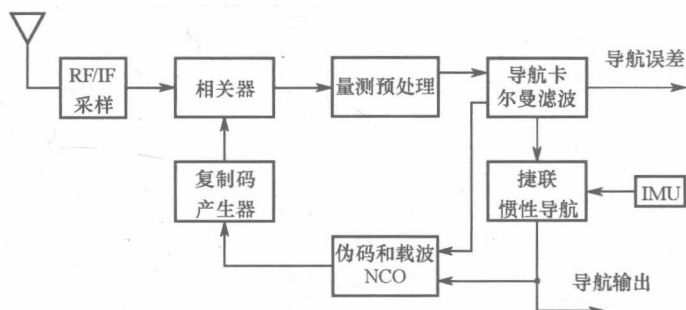


图 1-1 IGS-202 超紧组合结构图

SiNAV02 是 Atlantic Inertial Systems (AIS) 公司研制的一款基于 MEMS IMU/GPS 的超紧组合导航产品。该产品主要面向制导炮弹方面的应用。SiNAV02 内部使用导航卡尔曼滤波器将 GPS 和 IMU 组合起来, 如图 1-2 所示。

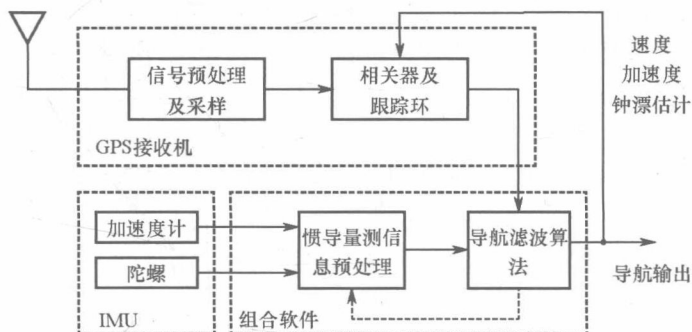


图 1-2 SiNAV02 超紧组合结构图

GPS/INS 超紧组合导航技术由于巨大的优越性和潜力^[3], 成为今后组合导航应用的重要发展方向, 被国内外从事导航研究的大学、研究机构和公司所重视。随着 MEMS 技术的迅速发展, 通过超紧组合技术将 MEMS IMU 与 GPS 进行组合, 研制并形成一体化的高性能超紧组合接收机和系统, 将会在航空航天、国防以及民用市场得到更加广泛的应用。

1.2 组合导航系统概述

导航是为了运动物体准确导引到达目的地, 提供实时的位置、速度和姿态等信息, 涉及多门学科的一门综合技术。在以前可以通过人工观测星体、地貌来确定观测地点的位置, 现在可用于导航的信息源越来越多, 由不同类型传感器组成导航系统的种类变得十分多样化, 惯性导航系统、天文导航系统、卫星导航系统、无线电导航系统作为已经广泛使用的传统导航系统, 依然发挥他们的主体优势, 除此以外地形匹配系统、地磁导航系统和重力场导航系统等在一些特定的场合也

发挥了重要作用^[4]。

1.2.1 几种导航系统简介

(1) 惯性导航系统。

根据牛顿力学定律中的惯性定律,利用陀螺仪建立导航空间坐标系,利用加速度计测量载体运动时的加速度,通过积分运算,求出载体的速度和位置,设计出了惯性导航系统。惯性导航系统的最大特点就是完全自主不依赖外界信息,不受地形、天气和电磁干扰,不辐射能量隐蔽性能好,短时稳定精度高,能够提供比较全面的运动数据,一直以来都作为主要导航设备,广泛应用在航天、航空、航海领域^[5]。

随着光学陀螺、微机电陀螺等新型惯性器件的发明和使用,计算机技术的飞速发展使计算机的容量和计算速度与日俱增,新型捷联式惯性导航系统(Strapdown Inertial Navigation System, SINS)成为惯性导航系统的新舞台。SINS直接将敏感器件固连在载体的壳体上,没有物理平台,相比平台式惯性导航系统(Gimbaled Inertial Navigation System, GINS)体积大大减小,使用寿命和稳定性大大提高,成本和重量却大大降低。1994年美国军用惯性导航系统,捷联式约占有总数的90%,可见,捷联惯性导航系统已成为惯性导航系统的主要发展方向^[6]。

(2) 天文导航系统。

天文导航系统(Celestial Navigation System, CNS)同样属于自主式导航,天体敏感器件根据光学原理测量天体方位信息,再通过解算获得运动载体的位置和姿态^[7]。在无线电导航之前,天文导航一直是非常重要的导航技术,在很多情况下天文导航以其独特的导航信息源依然作为备用导航来使用。天文导航有自主性强、测量姿态精度高、隐蔽性好、误差不随时间积累的优点,在现代的舰船、飞机、航天器、卫星等定姿、定位有非常广泛的应用^[8]。

天文导航系统有3种不同的定位技术:六分仪原理、高度差法和星图识别的多星矢量定位技术。他们的发明时间、导航精度和成本各不相同,其中:六分仪是发明较早的、比较简单的导航技术,可以实现粗略的定位;多量矢量定位是最新发明的,高精度导航技术,目前的射电观测等光学技术都是围绕其展开的,前景非常广阔^[9]。

随着科学技术的进步,陆续出现基于新技术的天文导航系统,他们各有优点,针对特定的要求能够达到很好的效果。其中,新型大视场天文导航系统的导航精度(1"~7")较高,能够稳定的提供运动载体的姿态信息,且不需要任何外部信息为基准。但是,天文导航定位系统需要星敏感器和地球敏感器(地平仪),地平仪精度较低,其提供的定位精度无法满足现在导航性能要求,并且天文导航输出具有较大间断性,在高速机动载体上的观测难度较大,容易受到天气和遮蔽物

等环境影响^[10], 将它作为单独的导航设备无法满足人们的需要, 因而常把它和主导航设备一起组合起来使用, 共同完成导航任务。

(3) 卫星导航系统。

卫星导航系统的本质思想就是将传统的无线电导航台安放在近地太空(卫星)上, 通过多颗卫星同时测距, 实现对物体的定位、测速等目标。目前世界上主要有 GPS、GLONASS、Galileo 和“北斗”等卫星导航系统, 分别属于美国、俄罗斯、欧盟和中国。美国的 GPS 是世界上目前用户最多, 使用最广泛, 最成熟, 使用方便, 成本低廉的卫星导航系统, 能为陆、海、空、天的用户, 全天候、24h、高时效、连续的提供高精度的位置、速度、姿态以及时间信息。

在设备组成方面, 一般 GPS 主要分为地面监控网、GPS 卫星星座和 GPS 用户接收机三大部分。从 1995 年美国宣布 GPS 全面运行开始, 包括 24 颗甚至更多(2006 年 3 月时为 28 颗)的 GPS 卫星星座一直连续运行着。

但是 GPS 也存在着不足, 如 GPS 的星座对地球表面覆盖不全面、GPS 接收机受载体机动影响大、受电子干扰严重、输出数据更新频率低及动态环境可靠性差等。

1.2.2 基于惯性导航的组合导航系统简介

组合导航技术是使用两种或两种以上的不同导航设备, 对同一信息源进行量测, 产生不同类型的信息, 最后将信息融合, 提高导航精度的技术^[11]。其中参与组合的各个不同的系统称为子系统, 组合导航系统可以提取各个子系统的误差并通过反馈进行误差补偿校正。

惯性导航系统以其完全自主、不依赖外界信息, 不受地形、天气和电磁干扰, 不辐射能量、隐蔽性能好, 短时稳定精度高, 能够提供比较全面的运动数据, 一直以来都作为组合导航系统的关键主系统。卫星导航系统和天文导航系统具有能与惯性导航系统性能互补的优点, 构造出多种组合导航方法, 适应各种不同条件下的导航要求。

(1) 惯性/卫星组合导航。

惯性/卫星组合导航系统通过信息的互相交流和组合水平的加深, 校正在导航过程中的误差信息, 导航效果已经远远优于各自的独立导航方式, 是现阶段组合导航技术的主要研究和发展方向。

惯性/卫星组合导航系统的核心问题是从各个导航子系统的观测值中, 如何得到对真实导航参数的最优估计, 要求人们对组合导航系统模型结构与算法进行研究, 包括卡尔曼滤波模型、联邦滤波模型、分布式滤波模型和多模型卡尔曼滤波等新型滤波模型以及故障诊断、系统隔离与系统重构技术的研究。同时,

随着组合导航技术的发展,为了能够有效地利用各种导航系统的信息资源,以及适应不断增加、不断变化的导航系统,要求研究组合导航系统的新结构、新算法。

(2) 惯性/天文组合导航。

惯性导航系统和天文导航系统都有很强的自主性,惯性导航输出的信息连续但误差随时间积累,后者输出误差不随时间积累但输出不连续,因此,两者的互补性很强,具有非常好的隐蔽性,十分适合自主性要求高的导航任务。美国的 B-2A 轰炸机、俄罗斯 SS-N-23 导弹、法国 M51 导弹都是采用的惯性/天文组合导航技术^[12]。

随着恒星敏感器技术和捷联惯导技术的发展,以及微机电、集成化技术的突飞猛进,导航平台逐渐向可靠性高的捷联工作模式发展,从发展趋势看,在未来捷联模式终将全面取代平台模式。

(3) 惯性/天文/卫星组合导航。

综合上述组合导航系统,进一步扩展了惯性/天文/卫星组合导航系统,将卫星导航无法准确提供载体姿态信息的缺点,以及天文导航定位精度不高、姿态坐标系变换需要导航系统提供水平基准导致滤波容易发散的缺点,通过优势互补加以改进。

目前,在航空、航天等领域的多种载体,已经广泛使用惯性/天文/卫星组合导航来实现高性能导航,如美国 RC-135 侦察机上使用的 LN-120G 导航系统,该系统由诺格洛普公司在 2005 年研制,能够昼夜跟踪星体,位置精度 15m,速度精度 0.15m/s,姿态精度航向优于 20"及俯仰和横滚优于 0.05°^[13]。

从多年来各个发达国家组合导航的发展来看,惯性/天文/卫星组合导航技术一直处于重要地位,先进的组合理论和方法是主要的研究方向。惯性/天文/卫星组合导航系统的导航性能相对于单独导航系统在理论上具有很大优势,组合导航精度高于任意子系统精度,但是在实际情况下,各子系统的系统噪声分布特性随机而且不确定,准确建模难度大且通用性低,因此,在组合模式下,设计适合、恰当的组合导航模式,建立精确的系统误差模型,才能实现高精度导航。

1.2.3 导航常用坐标系

在描述载体的位置、速度和姿态等运动物理状态的时候,是相对于一定参考坐标系而言的,参照不同坐标系给出的参考数据自然不同,不同的载体由于其用途、表述方便和测量方法等问题,需要使用不同的参考坐标系,不同的参考系可以通过一定的转换方法互相变换。其中,常见的参考坐标系有以下 5 种,图 1-3