



国家出版基金资助项目·“十二五”国家重点图书

航天科学与工程专著系列

DYNAMIC NAVIGATION AND FILTERING METHOD FOR AEROCRAFT

飞行器动态导航与滤波

● 穆荣军 崔乃刚 编著



哈尔滨工业大学出版社
HARBIN INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS



国家出版基金资助项目·“十二五”

航天科学与工程专著系列

DYNAMIC NAVIGATION AND FILTERING METHOD FOR AEROCRAFT

飞行器动态导航与滤波

● 穆荣军 崔乃刚 编著



哈尔滨工业大学出版社
HARBIN INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

内 容 简 介

本书系统地介绍了现、当代飞行器动态导航系统的设计理论和方法。结合作者教学和科研工作成果,在系统阐释多种飞行器导航手段、经典滤波估计的原理和方法基础上,重点对新型导航设备原理、动态系统建模与分析、动态自适应容错滤波及多传感器信息融合等动态导航滤波的理论和方法,进行了较为全面的探讨和分析。

本书可作为航天院校飞行器相关专业研究生和本科高年级学生的专业课教材,也可作为相关科技工作者的参考资料。

图书在版编目(CIP)数据

飞行器动态导航与滤波/穆荣军,崔乃刚编著. —哈尔滨:
哈尔滨工业大学出版社,2014.1

国家出版基金资助项目·“十二五”国家重点图书·航天科学与工程专著系列
ISBN 978-7-5603-3906-1

I. ①飞… II. ①穆… ②崔… III. ①飞行器—导航
系统—研究 ②飞行器—滤波技术—研究 IV. ①V448

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2012)第 314967 号

策划编辑 杜 燕 赵文斌

责任编辑 李长波 杜 燕 李艳文 赵文斌

出版发行 哈尔滨工业大学出版社

社 址 哈尔滨市南岗区复华四道街 10 号 邮编 150006

传 真 0451-86414749

网 址 <http://hitpress.hit.edu.cn>

印 刷 黑龙江省地质测绘印制中心印刷厂

开 本 787mm×960mm 1/16 印张 20.5 字数 385 千字

版 次 2014 年 1 月第 1 版 2014 年 1 月第 1 次印刷

书 号 ISBN 978-7-5603-3906-1

定 价 48.00 元

(如因印装质量问题影响阅读,我社负责调换)

前 言

《飞行器动态导航与滤波》是在哈尔滨工业大学飞行器设计专业研究生和本科高年级学生的专业课“飞行器组合导航技术”讲义的基础上编写而成的。初衷是使航空航天、空间科技等专业研究生以及高年级本科生在学习本课程过程中,对学习内容形成明确脉络、对理论和方法的细节分析有所依据。

随着航天技术和空间科学快速发展,新型航空航天飞行器不断研制问世,导致面向这些需求的导航手段和方法不断更新和改进。在撰写一本此方向专著的过程中,知识更新的速度难免存在一定程度的滞后。然而,有一些共同的特点和规律是可以把握和体现的。

从背景及其需求的角度而言,高超声速飞行器、天地往返可重复使用飞行器、大气层再入机动飞行器、空间轨道机动飞行器乃至面基(陆基、海基)行进间发射飞行器都需要以高精度、高可靠性和高速动态环境适应能力的导航系统作为基础。

从理论方法研究及教学需要的角度而言,作为导航系统设计的核心环节,上述飞行器所导致的运动参数大范围变化、参数间较强非线性耦合、时变系统模型中存在的大量不确定性和难以准确建模的随机过程等,都使传统滤波估计理论和方法受到挑战,需不断予以改进和完善。

以上对“动态”的理解,正是本书重点阐述的理论要点和教学核心目的所在。

作为一本以“教学为主线、学术思想为支撑”的学术专著和研究生专业课教材,从航天和空间专业研究生的培养要求出发,书中所阐述的理论和方法是本着动态滤波方法和导航系统设计的研究过程逐次展开的,主要包括动力学建模、轨迹设计、导航解算、误差和环境影响建模与分析、动态滤波方法、多传感器信息融合方法、组合导航系统设计方法和仿真实验分析等几部分内容。在对基本理论和方法进行必要梳理和凝练的基础上,结合多年教学经验、学术文章和科研成果,对包括国内外高速机动飞行器导航技术发展现状、新型导航设备原理、动态系统建模与分析、动态自适应容错滤波、分层 FDIR 信息联合滤波等动态导航滤波理论和方法予以着重阐释。

书中所涵盖的惯性导航、卫星导航、天文导航等导航方式, Kalman 滤波、U 滤波、粒子滤波等滤波理论方法的系统呈现, 为教材中所必需, 在撰写时引用或改编了众多经典教材或文献, 在此一并表示感谢。在本书撰写过程中, 得到国家出版基金·“十二五”国家重点图书、国家 863 - 702 领域有关项目的支持, 得到哈尔滨工业大学出版社的大力协助, 得到多所高校航天学院、国内诸多航天院所专家学者的指导, 在此深表谢意。研究生韩鹏鑫、许江涛、刘斌、梁浩、芮姝做了大量的实验、计算和文字录入等工作, 在此表示衷心的感谢。

由于作者水平有限, 疏漏及不足之处在所难免, 恳请广大读者批评指正。

作 者

2012 年 11 月

目 录

第 1 章 引言	1
1.1 飞行器导航技术概况	1
1.2 惯性导航技术简介	2
1.3 卫星导航技术简介	3
1.4 其他导航技术简介	3
1.4.1 天文导航技术简介	4
1.4.2 无线电导航技术简介	5
1.4.3 景象匹配技术简介	8
1.4.4 脉冲星导航技术简介	11
1.5 组合导航滤波技术简介	12
1.6 本书的编排	13
第 2 章 飞行器动力学建模与分析方法	15
2.1 运动学和动力学基本方程	15
2.1.1 运动学基本方程	15
2.1.2 动力学基本方程	15
2.2 常用坐标系的定义和坐标系间的转换关系	16
2.2.1 坐标系的定义	17
2.2.2 坐标系间的转换关系	19
2.3 飞行器动力学方程组	21
2.3.1 飞行器受力分析	21
2.3.2 飞行器运动学方程	24
2.3.3 飞行器动力学方程	25

第 3 章 惯性导航技术	28
3.1 惯性导航原理	28
3.1.1 惯性导航解算原理	28
3.1.2 陀螺仪原理	31
3.1.3 加速度计原理	37
3.2 平台式惯性导航系统的力学编排	40
3.2.1 地理坐标系下系统的力学编排	41
3.2.2 发射惯性系下系统的力学编排	42
3.3 平台式惯性导航系统误差来源	43
3.4 平台式惯性导航系统的误差传播特性	44
3.4.1 地理坐标系下平台惯导误差传播特性	44
3.4.2 发射惯性系下平台惯导误差传播特性	48
3.5 捷联式惯性导航系统力学编排	49
3.5.1 地理坐标系捷联式惯性导航系统力学编排	49
3.5.2 发射惯性系下系统的力学编排	53
3.6 捷联式惯性导航系统误差来源	54
3.7 捷联式惯性导航系统误差传播特性	54
3.7.1 地理坐标系下系统的误差传播特性	54
3.7.2 发射惯性系下系统的误差传播特性	57
第 4 章 卫星导航技术	59
4.1 卫星导航原理	59
4.2 卫星导航解算方法	60
4.2.1 位置解算	61
4.2.2 速度解算	63
4.3 卫星导航误差来源分析	65
4.4 差分卫星导航原理	66
4.5 差分卫星导航解算方法	68

4.5.1	位置差分	68
4.5.2	测码伪距差分	69
4.5.3	相位平滑伪距差分	72
4.5.4	载波相位差分	74
4.6	卫星导航接收机几种常用的滤波模型	79
4.6.1	静止用户:P模型	79
4.6.2	低动态用户:PV模型	81
4.6.3	高动态用户:PVA模型	82
第5章	其他导航定位技术	83
5.1	天文导航技术	83
5.1.1	航天器基于轨道动力学方程的天文导航基本原理	83
5.1.2	航天器纯天文几何解析方法基本原理	84
5.2	多普勒雷达测速技术	85
5.2.1	多普勒雷达测速原理	85
5.2.2	多普勒雷达测速误差	89
5.3	激光测距仪	90
5.3.1	激光测距仪原理	90
5.3.2	相位 $\Delta\varphi$ 的测定	92
5.3.3	激光测距仪的误差分析	93
5.4	景象匹配技术	94
5.4.1	景象匹配原理	94
5.4.2	景象匹配算法的四项基本要素	95
5.5	脉冲星导航技术	97
5.5.1	X射线脉冲星导航定位基本原理	97
5.5.2	X射线脉冲星导航定位基本要素	98
第6章	卡尔曼滤波理论	99
6.1	卡尔曼滤波算法	99

6.1.1	卡尔曼滤波问题	99
6.1.2	卡尔曼滤波方程	100
6.1.3	滤波初始条件	101
6.1.4	滤波发散现象与解决方法	102
6.1.5	卡尔曼滤波器总结	102
6.2	扩展卡尔曼滤波算法	103
6.2.1	系统模型	103
6.2.2	扩展卡尔曼滤波	104
6.3	无迹卡尔曼滤波算法	106
6.3.1	UT 变换	106
6.3.2	UKF 算法描述	107
6.4	平方根卡尔曼滤波算法	109
6.4.1	矩阵分解引理	110
6.4.2	平方根卡尔曼滤波器	110
第 7 章	粒子滤波理论	112
7.1	动态状态空间模型	112
7.2	贝叶斯估计理论	112
7.2.1	贝叶斯定理	113
7.2.2	贝叶斯信号处理方法	113
7.3	粒子滤波理论	114
7.3.1	蒙特卡洛信号处理方法	114
7.3.2	贝叶斯重要性采样	114
7.3.3	序贯重要性采样技术	115
7.3.4	粒子滤波算法	116
7.4	改进的粒子滤波算法	117
7.4.1	扩展卡尔曼粒子滤波(EPKF)	117
7.4.2	无味粒子滤波(UPF)	118

第 8 章 导航系统故障诊断方法	120
8.1 导航系统冗余技术	120
8.1.1 冗余技术的概念	120
8.1.2 冗余方案	121
8.1.3 冗余结构的分类	121
8.1.4 惯性元件冗余配置方案	123
8.1.5 最佳配置与可靠性	123
8.1.6 最佳配置与导航性能	127
8.2 导航系统直接故障诊断方法	129
8.2.1 惯性器件的硬故障检测——直接比较测量值法	129
8.2.2 主从冗余惯性导航系统方案设计	131
8.2.3 两套精度不同的惯性导航系统冗余设计	133
8.3 基于残差特性分析的故障诊断方法	134
8.3.1 惯性器件的软故障检测——广义似然比法	134
8.3.2 基于残差幅值检验的故障检测方法	141
8.3.3 基于残差方差匹配检验的故障检测方法	141
第 9 章 自适应滤波理论	143
9.1 自适应滤波概念	143
9.2 强跟踪滤波理论	144
9.2.1 卡尔曼滤波收敛性判据	144
9.2.2 渐消卡尔曼滤波	145
9.2.3 多重对称渐消容错滤波方法	145
9.2.4 强跟踪 UKF	150
9.3 基于惯性导航参数误差状态可观测度分析的自适应调节滤波算法	151
第 10 章 信息融合理论	155
10.1 信息融合方法概述	155
10.1.1 信息融合概念及主要的信息融合方法	155

10.1.2	多传感器信息融合结构及层次	160
10.2	基于联邦滤波理论的信息融合方法	161
10.2.1	多传感器信息融合联邦滤波器设计理论	162
10.2.2	联邦滤波算法一般模型的实现	168
10.2.3	联邦滤波器的应用模型和容错模型	171
10.2.4	信息重叠式非等间隔联邦滤波	176
10.3	基于 DBN 理论的全局信息融合方法	180
10.3.1	基于 DBN 的多传感器信息融合理论	180
10.3.2	全局 FDIR 的实现策略	187
第 11 章	飞行器组合导航系统设计	192
11.1	飞行器组合导航状态向量选取与导航参数补偿	192
11.1.1	状态向量选取方式	192
11.1.2	导航参数补偿方式	196
11.2	GPS/SINS 组合导航	198
11.2.1	GPS/SINS 组合导航的分类	198
11.2.2	GPS/SINS 组合导航状态方程	202
11.2.3	GPS/SINS 组合导航观测方程	210
11.2.4	GPS/SINS 组合导航相关的改进方法	212
11.3	GPS/CNS/SINS 组合导航	216
11.3.1	GPS/CNS/SINS 组合导航状态方程	217
11.3.2	GPS/CNS/SINS 组合导航观测方程	218
第 12 章	惯性导航初始对准	220
12.1	概述	220
12.2	静基座自对准	222
12.2.1	平台式惯导系统静基座自对准	222
12.2.2	捷联式惯导系统静基座自对准	224
12.2.3	静基座初始自对准仿真	232

12.3 动基座传递对准·····	247
12.3.1 传递对准基本原理·····	247
12.3.2 地理坐标系下传递对准模型的建立·····	248
12.3.3 动基座传递对准仿真·····	257
第 13 章 飞行器动态导航系统的设计与实现 ·····	271
13.1 飞行器动态导航系统设计方法·····	271
13.2 飞行器动态导航仿真系统设计实践·····	273
参考文献 ·····	300
名词索引 ·····	311

第 1 章 引 言

1.1 飞行器导航技术概况

飞行器导航技术是运用相关的导航设备来确定飞行器当前的位置、速度和姿态等信息的一门技术。导航技术是飞行器制导与控制技术的基础,它为制导与控制系统提供飞行器当前的飞行状态信息,是制导与控制系统正常工作的基础。

早期飞机的导航主要靠人眼的目视导航,仅能确定粗略的视线角信息,导航精度不高,也受到周围天气、地形等环境的限制。随着机械制造、电子技术、光学技术和传感器技术的逐步发展,20 世纪 20 年代开始发展仪表导航,30 年代出现了无线电导航,首先使用的是中波四通道无线电信标和无线电罗盘。40 年代初开始研制超短波的伏尔导航系统和仪表着陆系统。50 年代初惯性导航系统开始应用于飞机导航,惯性导航系统是一种依靠惯性陀螺仪和加速度计的测量系统,它不依靠外部信息就能实现导航功能,不向外发射辐射,因此其自主性和隐蔽性都较好,50 年代末出现了多普勒导航系统。60 年代开始使用远程无线电罗兰 C 导航系统,作用距离达到 2 000 km。为满足军事上的需求,出现了塔康导航系统,后来又出现了超远程的奥米加导航系统,作用距离达到 10 000 km,1963 年出现了全球导航定位系统(Global Position System, GPS)。

为提高导航系统的导航定位精度和克服单一导航系统的固有缺陷,出现了由多种导航设备构成的组合导航系统。组合导航系统采用滤波技术,把多种导航设备的信息进行融合,利用不同导航设备的优点,实现高精度的组合导航。用于飞行器组合导航的滤波方法主要有卡尔曼滤波、扩展卡尔曼滤波、无迹卡尔曼滤波(UKF)和粒子滤波。针对各滤波方法的缺点,又出现了各种改进的滤波方法。

1.2 惯性导航技术简介

惯性导航技术是建立在牛顿经典力学定律基础上的导航技术,它主要是利用陀螺仪和加速度计两种惯性敏感元器件来测量飞行器的比力和角速度信息,通过积分推算的方式来实现全自主的导航。

17世纪,牛顿研究了高速旋转刚体的力学问题,牛顿力学定律是惯性导航的理论基础。1852年傅科称这种刚体为陀螺,后来利用陀螺的定轴性和进动性研制出了用于姿态测量的陀螺仪。1923年舒拉发表了“舒拉摆”理论,解决了在运动载体上建立垂线的问题,使加速度计的误差不会引起惯性导航系统误差的发散,为工程上实现惯性导航提供了理论依据。1942年德国在V-2火箭上首先应用了惯性导航原理。1954年惯性导航系统首次在飞机上试飞成功。

惯性导航系统属于一种积分推算的导航方式,即在已知初始条件的情况下,根据测量速度推算出下一时刻的位置、速度和姿态等信息,因而可以实现连续的导航信息测量。惯性导航系统具有如下优点:

(1)由于它不依赖任何外部信息,也不向外部辐射能量,因此隐蔽性好,不受外界干扰。

(2)可以全天候不间断地在全球任何地点进行导航。

(3)提供的导航数据较全面。

(4)数据更新率较高、短期精度较好。

其缺点主要有:

(1)导航定位误差随时间积累,长期导航定位精度差。

(2)需要较长的初始对准时间。

(3)价格较为昂贵。

惯性导航系统通常由惯性测量装置、惯导解算计算机和控制伺服机构组成。惯性测量装置包括陀螺仪和加速度计,分别安装在3个直角坐标系的轴线上,用来测量沿3个轴向的角速度和比力信息。计算机根据测量得到的角速度和比力信息,结合地球的引力模型可以通过积分计算出飞行器的位置、速度和姿态信息。根据在飞行器上的安装方式,可

以分为平台式惯性导航系统(惯性导航装置安装在惯性平台的台体上)和捷联式惯性导航系统(惯性导航装置直接安装在飞行器上)。

1.3 卫星导航技术简介

卫星导航技术是利用导航卫星发射的无线电信号,计算载体相对于卫星的位置和无线电信号的多普勒频移量,再根据已知卫星相对于地面的位置和速度,采用相应的导航解算方法计算出载体在地球上的位置和速度的技术。现有的卫星导航系统主要有:美国的 GPS(Global Position System)、俄罗斯的 Glonass(Global Navigation Satellite System)、中国的北斗导航系统和欧盟的伽利略(Galileo)卫星导航系统。

卫星导航系统由导航卫星、地面主控站和用户接收机三个部分构成。

(1)导航卫星是卫星导航系统的空间部分,也是卫星导航系统的核心,由多颗卫星在空间组网构成,主要实现向外发射导航电文的功能。

(2)地面主控站的主要功能是跟踪、测量和预报卫星轨道,并对卫星上的设备进行控制和管理。

(3)用户接收机的主要功能是接收导航卫星发射的导航电文,对导航电文进行解码,并解算出载体的三维速度和位置信息。

现阶段在全球范围内应用较为广泛的卫星导航系统主要是美国的 GPS 导航系统,本书主要对 GPS 导航系统进行介绍。GPS 导航定位系统能够为全球 98% 以上的用户提供全天候、连续、实时的高精度导航定位服务,其主要特点是:

(1)全天候,可以提供全天 24 小时的定位服务。

(2)定位精度高。

(3)启动时间较短,数据更新率高,可达每秒一次或数十次以上,不仅能够满足民用的需求,也能应用于军事。

(4)受天气等条件的的影响小。

1.4 其他导航技术简介

在飞行器的导航系统设计中,除主要利用惯性导航技术和卫星导航技术之外,根据不

同的战略战术需求和作战环境,常用的导航技术主要有天文导航技术、无线电导航技术、激光测距技术、景象匹配技术和脉冲星导航技术等。

1.4.1 天文导航技术简介

1. 天文导航技术的发展

中国古籍中有许多关于天文应用于航海的记载。西汉时代《淮南子》中记载,如在大海中乘船而不知东方或西方,那观看北极星便明白了。《齐俗训》中记载,“夫乘舟而惑者,不知东西,见斗极则悟矣。”晋代葛洪的《抱朴子外篇·嘉逐》中记载,“夫群迷乎云梦者,必须指南以知道;并乎沧海者,必仰辰极以得反。”东晋的法显从印度乘船回国的时候说,当时在海上见“大海弥漫,无边无际,不知东西,只有观看太阳、月亮和星辰而进”。一直到北宋以前,航海中还是“夜间看星星,白天看太阳”。只有到北宋时期才加了一条“在阴天看指南针”。大约到了元明时期,我国天文航海技术有了很大的发展,已能通过观测星的高度来确定地理纬度,这是我国古代航海天文学的先驱。这种方法当时叫“牵星术”。在明代时古代航海知识积累和应用达到了鼎盛。郑和七下西洋创造了世界航海史上的奇迹,完成了极其艰难复杂而又史无前例的航行。郑和的船队要在浩瀚无边的海洋中航行,仅靠观测星辰和指南针是远远不够的。郑和七下西洋形成了一套行之有效的“过洋牵星”的航海技术。所谓“过洋牵星”,是指用牵星板测量所在地的星辰高度,然后计算出该处的地理纬度,以此测定船只的具体航向。这种航海技术是郑和船队在继承中国古代天体测量方面所取得的成就的基础上,创造性地应用于航海,从而形成的一种自成体系的先进航海技术,从而使中国当时天文航海技术达到了相当高的水平,这个水平代表了15世纪初天文导航的世界水平。欧洲在15世纪以前仅能白昼顺风沿岸航行。15世纪出现了用北极星高度或太阳中天高度求纬度的方法,当时只能先南北向驶到目的地的纬度,再东西向驶抵目的地。16世纪虽然已有观测月距(月星之间角距)求经度法,但不够准确,而且解算繁冗。18世纪的六分仪和天文钟问世,前者用于观测天体高度,大大提高了准确性;后者可以在海上用时间法求经度。1837年美国船长T. H. 萨姆纳发现天文船位线,从此可以在海上同时测定船位的经度和纬度,奠定了近代天文定位的基础。1875年法国海军军官圣伊芙尔发明截距法,简化了天文船位线测定作业,至今仍在应用。

2. 天文定位原理和方法

天文导航是利用对自然天体的测量来确定自身位置和航向的导航技术。由于天体位置是已知的,测量天体相对于导航用户参考基准面的高度角和方位角就可计算出用户的位置和航向。

天文定位的基本问题是通过天体高度求天体船位线,按照天球和地理的对应关系,被测天体在观测时刻所对应的地理位置,即天体向地心投影的地面点,称为星下点(S)。天体星下点的经度和纬度分别等于该天体在观测时刻的格林时角和赤纬,二者均可根据被测时间从航海天文历中查得。观测所得天体高度(h)的余角为天体顶距(z),即

$$z=90^{\circ}-h$$

观测时观测者必定位于以星点为中心,以天体顶距在地面所跨距离为半径的圆上,这个圆被称为天文船位圆。观测两不同的天体可得两个天文船位圆,两圆相交,靠近推算船位的交点就是天文船位。天文船位圆一般很大,对定位有用的仅是靠近推算船位的在实用上可视为直线的小弧段,称为天文船位线。通常在晨昏蒙影时间内同时观测两个以上星体求得天文船位线相交点定位;或在白天间隔一定时间观测太阳求得天文船位线,按照航向和航程移线相交定位。航海者常将上午的太阳船位线移线与观测太阳中天高度求得的纬度线相交得出中天天文船位。天文船位线的求法一般是求解由天顶、天极、天体三点构成的球面三角形(称为天文三角形)。天文三角形的解法有经度法和截距法。

1.4.2 无线电导航技术简介

无线电导航是利用无线电保障航空、航海等飞行器以及其他交通工具或运动物体准确完成运动任务,使其能够安全、准确地沿着选定的路线,准时到达目的地的一种手段。人类最初的导航,只能将石头、树、山脉等作为参照物,之后渐渐发展到天文观测法,即通过天上的太阳、月亮和星星来判断位置。中国四大发明之一的指南针就是人类导航领域的一个里程碑。无线电导航的发明,使导航系统成为航行中真正可以依赖的工具,因此具有划时代的意义。无线电导航主要利用电磁波传播的 3 个基本特性:

- (1)电磁波在自由空间直线传播。
- (2)电磁波在自由空间的传播速度是恒定的。