



无陀螺

惯性导航技术

Gyro-free Inertial
Navigation Technology

◇ 周红进 许江宁 覃方君 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press



国防科技图书出版基金

无陀螺惯性导航技术

Gyro-free Inertial Navigation Technology

周红进 许江宁 覃方君 编著

国防工业出版社

· 北京 ·

图书在版编目(CIP)数据

无陀螺惯性导航技术/周红进,许江宁,覃方君编著.—北京:国防工业出版社,2017.12

ISBN 978-7-118-11423-2

I. ①无… II. ①周… ②许… ③覃… III. ①惯性导航
IV. ①TN96

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 262805 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)

天津嘉恒印务有限公司

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 9½ 字数 181 千字

2017 年 12 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

致 读 者

本书由中央军委装备发展部国防科技图书出版基金资助出版。

为了促进国防科技和武器装备发展,加强社会主义物质文明和精神文明建设,培养优秀科技人才,确保国防科技优秀图书的出版,原国防科工委于1988年初决定每年拨出专款,设立国防科技图书出版基金,成立评审委员会,扶持、审定出版国防科技优秀图书。这是一项具有深远意义的创举。

国防科技图书出版基金资助的对象是:

1. 在国防科学技术领域中,学术水平高,内容有创见,在学科上居领先地位的基础科学理论图书;在工程技术理论方面有突破的应用科学专著。
2. 学术思想新颖,内容具体、实用,对国防科技和武器装备发展具有较大推动作用的专著;密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的高新技术内容的专著。
3. 有重要发展前景和有重大开拓使用价值,密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的新工艺、新材料内容的专著。
4. 填补目前我国科技领域空白并具有军事应用前景的薄弱学科和边缘学科的科技图书。

国防科技图书出版基金评审委员会在中央军委装备发展部的领导下开展工作,负责掌握出版基金的使用方向,评审受理的图书选题,决定资助的图书选题和资助金额,以及决定中断或取消资助等。经评审给予资助的图书,由中央军委装备发展部国防工业出版社出版发行。

国防科技和武器装备发展已经取得了举世瞩目的成就,国防科技图书承担着记载和弘扬这些成就,积累和传播科技知识的使命。开展好评审工作,使有限的基金发挥出巨大的效能,需要不断摸索、认真总结和及时改进,更需要国防科技和武器装备建设战线广大科技工作者、专家、教授,以及社会各界朋友的热情支持。

让我们携起手来,为祖国昌盛、科技腾飞、出版繁荣而共同奋斗!

国防科技图书出版基金
评审委员会

国防科技图书出版基金 第七届评审委员会组成人员

主任委员	潘银喜			
副主任委员	吴有生	傅兴男	赵伯桥	
秘书长	赵伯桥			
副秘书长	许西安	谢晓阳		
委员	才鸿年	马伟明	王小谟	王群书
(按姓氏笔画排序)	甘茂治	甘晓华	卢秉恒	巩水利
	刘泽金	孙秀冬	芮筱亭	李言荣
	李德仁	李德毅	杨伟	肖志力
	吴宏鑫	张文栋	张信威	陆军
	陈良惠	房建成	赵万生	赵凤起
	郭云飞	唐志共	陶西平	韩祖南
	傅惠民	魏炳波		

惯性导航是牛顿三大运动定律在现代导航领域的一项重要应用。惯性导航分别利用加速度计和陀螺测量载体的线运动参数(加速度)和角运动参数(角速度或角加速度),在已知载体初始条件(初始时刻位置、速度等)的基础上进行推算,从而得到后续时刻的位置、速度、姿态等信息。

一直以来,惯性导航系统(简称惯导)使用陀螺敏感地球自转角速度和测量载体的角运动参数,使用加速度计测量载体的线运动参数。从刚体运动的本质规律来讲,刚体存在角运动时,刚体上的质点也必然存在线运动,这就是刚体上的质点到刚体转动中心的“杆臂效应”。也就是说,利用“杆臂效应”,可以通过敏感质点线运动参数(如加速度)测量载体的角运动参数(角速度或角加速度)。基于这一认识,1967年,科研人员提出利用加速度计设计无陀螺惯性导航系统(Gyro-free Inertial Navigation System, GFINS)(简称无陀螺惯导)。早期加速度计的性能较低,通过“杆臂效应”测量载体角运动参数难以满足惯性导航系统设计的要求,无陀螺惯导的研制难以实现。进入21世纪,陀螺和加速度计的制造技术、工艺都取得巨大的进步,加速度计的性能也得到了显著提高,主流加速度计的分辨力达到了 $10^{-6}g$ 。相比陀螺,加速度计具备性能可靠、维护简单、体积小、成本低廉的更大优势。因此,无陀螺惯性导航技术研究重新受到科研人员的重视。

本书旨在介绍实现无陀螺惯性导航必须解决的一些关键技术。其中:第1章介绍无陀螺惯性导航技术的发展历程和现状;第2章介绍无陀螺惯性导航系统的基本原理,主要是利用加速度计通过“杆臂效应”测量刚体角运动参数的原理和方法、典型的加速度计配置方案,也介绍了课题组研制的无陀螺惯性测量试验装置(Gyro-free Inertial Measurement Unit, GFIMU);第3章介绍无陀螺惯性导航系统进行自主初始对准和借助外部信息辅助初始对准的技术方法;第4章介绍无陀螺惯性导航系统的姿态解算技术,主要介绍基于四元数法设计姿态解算算法的流程和注意事项;第5章对无陀螺惯性导航系统的主要惯性元件加速度计的噪声特性分析和降噪技术进行比较研究,推导了非标准观测噪声条件下的卡尔曼滤波基本方程;第6章分析了加速度计安装误差对导航参数解算的影响,提出了一种简化快捷的加速度计安装误差校准方法;第7章介绍无陀螺惯导与GPS进行组合导航的方法,包括EKF、UKF和PF等非线性滤波方法。

本书是对无陀螺惯性导航研究课题组多年研究成果的一个总结,感谢导师许江宁教授的指导,感谢覃方君博士的帮助。成书过程得到了海军工程大学导航工程系和海军大连舰艇学院航海系领导、同事的帮助和支持,韩云东副教授和蒋永馨副教授对全书进行了校订,在此一并表示感谢。特别感谢国防科技图书出版基金对本书的出版资助。

无陀螺惯性导航技术研究涉及的学科广泛、理论深厚,加之作者的水平和能力所限,书中难免存在不妥之处,请读者不吝赐教。

作 者

2017年4月1日于海军大连舰艇学院

符号说明

f	单位质量受力
J	引力
θ	加速度计敏感轴矢量
u	加速度计安装位置矢量
m	加速度计质量
a	加速度
g	重力加速度
ω	载体角速度
v	载体速度
L	加速度计杆臂长度
R	地球半径
Ω	与载体角速度 ω 对应的斜对称矩阵
P	比力在载体坐标系的投影
C_b^i	坐标系 b 到坐标系 i 的矢量旋转矩阵
A	加速度计输出
$\vartheta, \gamma, H, \psi$	舰船纵摇角, 横摇角, 航向角, 方位角
λ, φ	经度, 纬度
ω_e	地球自转角速度
$O_g x_g y_g z_g$	当地地理坐标系
$O_b x_b y_b z_b$	台体坐标系
α, β, ψ	初始纵向失准角、横向失准角、方位失准角
Q, Q^T	四元数, 四元数转置
$q_0, \mathbf{q}_i$	四元数标量, 四元数矢量
σ	均方差
$\text{AVAR}(t)$	时间跨度 t 的 Allan 方差
X_k	k 时刻状态值
Y_k	k 时刻观测值
Q_k	系统噪声协方差
R_k	观测噪声协方差
$\hat{E}(X)$	均值运算算子
$\text{cov}(\cdot, \cdot)$	协方差算子
$\text{var}(\cdot)$	自方差算子

缩 略 语

INS	Inertial Navigation System (惯性导航系统)
GFINS	Gyro-free Inertial Navigation System(无陀螺惯性导航系统)
GFIMU	Gyro-Free Inertial Measurement Unit (无陀螺惯性测量试验装置)
GPS	Global Position System (卫星导航系统)
KF	Kalman Filter (卡尔曼滤波)
EKF	Extend Kalman Filter (扩展卡尔曼滤波)
UKF	Unsented Kalman Filter (无色卡尔曼滤波)
PF	Particle Filter (粒子滤波)
IAE	New Information Adaptive Estimation (基于新息自适应估计)
MMAE	Multi-model Adaptive Estimation (多模型的自适应估计)
PDF	Probability Density Function(概率密度函数)
SIS	Sequential Importance Sampling(序列重要性采样)
BIS	Bayes Importance Sampling(贝叶斯重要性采样)
RS	ReSampling(重采样)
CDF	Cumulative Distribution Function(累积分布函数)

目录

CONTENTS

第 1 章 概述	1
1.1 惯性导航	1
1.2 无陀螺惯性导航	2
1.3 本书内容简介	5
第 2 章 无陀螺惯性导航原理	7
2.1 加速度计工作原理	7
2.2 刚体运动模型	8
2.3 载体角速度解算	10
2.3.1 角加速度的解算	11
2.3.2 角速度平方的解算	11
2.3.3 角速度交叉乘积项的解算	12
2.3.4 其他组合方式的角速度解算	12
2.4 加速度计配置方案	12
2.4.1 经典 6 加速度计配置方案	13
2.4.2 典型的 9 加速度计配置方案	15
2.4.3 一种 12 加速度计的配置方案	17
2.5 GFIMU 试验装置	19
第 3 章 无陀螺惯导初始对准	22
3.1 自主式初始对准	22
3.1.1 捷联惯导对准原理应用于无陀螺惯导的可行性分析	22
3.1.2 单轴旋转的自主式对准方法	26
3.1.3 初始对准精度分析	30
3.1.4 仿真	32
3.2 外部信息辅助无陀螺惯导初始对准	35
3.2.1 外部信息辅助初始对准模型	36
3.2.2 仿真	37
第 4 章 无陀螺惯导姿态解算	39
4.1 方向余弦法	39

4.2	欧拉角法	40
4.3	四元数法	42
4.3.1	旋转矢量与四元数	42
4.3.2	四元数与方向余弦矩阵	45
4.4	基于四元数的姿态解算算法	46
4.4.1	姿态解算算法设计	46
4.4.2	旋转矢量求解	48
4.4.3	更新四元数单位化	50
4.4.4	姿态角解算	50
4.4.5	划桨效应补偿	52
4.5	姿态解算精度分析	52
4.5.1	圆锥效应	53
4.5.2	四元数解算误差	54
4.6	试验	56
第5章	加速度计噪声特性分析与降噪方法	60
5.1	加速度计噪声特性分析及处理	61
5.1.1	加速度计噪声的直观分析	61
5.1.2	基于Allan方差的加速度计噪声分析	63
5.2	改进的自适应卡尔曼滤波降噪	66
5.2.1	基于新息的噪声自适应估计	67
5.2.2	滑动估计窗口宽度的优化	68
5.3	基于小波卡尔曼滤波降噪	69
5.3.1	观测噪声在线近似估计方法	69
5.3.2	非标准观测噪声条件下卡尔曼滤波基本方程的理论推导	70
5.4	试验	73
5.4.1	无陀螺惯导中加速度计降噪模型	73
5.4.2	基于新息自适应卡尔曼滤波器的加速度计降噪方法	73
5.4.3	小波卡尔曼滤波降噪方法	75
第6章	加速度计安装误差校准方法	78
6.1	加速度计安装误差的影响分析	78
6.2	加速度计安装误差校准原理	86
6.3	一种简化的安装误差校准方法	89
6.4	仿真	91
6.4.1	基于数字仿真的安装误差校准一般方法	91

6.4.2	基于数字仿真的安装误差校准简化方法	92
6.5	加速度计安装误差校准试验	95
6.6	加速度计安装误差补偿试验	97
6.6.1	加速度计输出误差确定	97
6.6.2	误差补偿	98
第7章	GPS与无陀螺惯导组合导航	101
7.1	引言	101
7.1.1	级联组合方式	101
7.1.2	松组合方式	102
7.1.3	紧组合方式	103
7.2	GPS/GFINS 非线性组合模型	103
7.2.1	系统状态方程	103
7.2.2	系统观测方程	105
7.3	GPS/GFINS 非线性组合滤波	106
7.3.1	EKF 滤波算法	107
7.3.2	UKF 滤波算法	108
7.3.3	PF 滤波算法	110
7.3.4	基于 PF 算法的 GPS/GFINS 组合滤波器解算流程	116
7.4	GPS/GFIMU 组合导航试验	118
附录 A	圆锥效应计算	121
参考文献		128

Contents

Chapter 1 Introduction	1
1.1 Inertial Navigation	1
1.2 Gyro-free Inertial Navigation	2
1.3 Brief Contents	5
Chapter 2 Gyro-free Inertial Navigation Principle	7
2.1 Accelerometer Function Principle	7
2.2 Rigid Body Motion Model	8
2.3 Angular Rate Resolution	10
2.3.1 Angular Acceleration Resolution	11
2.3.2 Square Rate Resolution	11
2.3.3 Cross-multiply Rate Resolution	12
2.3.4 Other Resolution	12
2.4 Accelerometer Setting Scheme	12
2.4.1 Six Accelerometers Scheme	13
2.4.2 Nine Accelerometers Scheme	15
2.4.3 Twelve Accelerometers Scheme	17
2.5 GFIMU	19
Chapter 3 Initial Alignment of GFINS	22
3.1 Self-alignment	22
3.1.1 Feasibility of Traditional SINS Alignment for GFINS	22
3.1.2 Single-axis Rotating Based Self-alignment	26
3.1.3 Self-alignment Accuracy	30
3.1.4 Simulation	32
3.2 External Information Aided Alignment	35
3.2.1 Alignment Model	36
3.2.2 Simulation	37
Chapter 4 Attitude Resolution of GFINS	39
4.1 Direction Cosine Method	39

4.2	Euler-angles Method	40
4.3	Quaternion Method	42
4.3.1	Rotate Vector and Quaternion	42
4.3.2	Quaternion and Direction Cosine Matrix	45
4.4	Quaternion Based Attitude Resolution Algorithms	46
4.4.1	Attitude Resolution Algorithms	46
4.4.2	Rotate Vector Resolution	48
4.4.3	Update Quaternion Normalization	50
4.4.4	Attitude Angles Resolution	50
4.4.5	Sculling-effect Offspring	52
4.5	Attitude Resolution Accuracy	52
4.5.1	Coning-effect	53
4.5.2	Quaternion Resolution Error	54
4.6	Experiments	56
Chapter 5	Accelerometers Noise Analysis and Denoise	60
5.1	Accelerometers Noise Analysis	61
5.1.1	Direct Analysis of Accelerometers Noise	61
5.1.2	Allan Variation Based Accelerometers Noise Analysis	63
5.2	Improved Adapt Kalman Filter Denoise	66
5.2.1	New Information Aided Noise Adapt Estimation	67
5.2.2	Slip Windows Width Optimization	68
5.3	Wavelet Based Kalman Filter Denoise	69
5.3.1	Online Estimation of Observation Noise	69
5.3.2	Basic Kalman Filter Equation on Non-standard Observation Noise	70
5.4	Experiments	73
5.4.1	Denoise Model	73
5.4.2	Denoise Results Via New Information Adapt Kalman Filter	73
5.4.3	Denoise Results Via Wavelet Kf Filter	75
Chapter 6	Accelerometers Mounting Error Calibration	78
6.1	GFINS Error vs Accelerometers Mounting Error	78
6.2	Accelerometers Mounting Error Calibration Principle	86
6.3	One Simplified Method to Calibrate Mounting Error	89
6.4	Simulation	91
6.4.1	Digital Simulation on General Method	91

6.4.2	Digital Simulation on Simplified Method	92
6.5	Accelerometers Mounting Error Calibration Experiments	95
6.6	Accelerometers Mounting Error Offspring Experiments	97
6.6.1	Accelerometers' Output Error Determination	97
6.6.2	Accelerometers' Output Error Offspring	98
Chapter 7	GPS Aided GFINS Integrated Navigation	101
7.1	Introduction	101
7.1.1	Uncoupled Integration	101
7.1.2	Loose Integration	102
7.1.3	Tight Integration	103
7.2	GPS/GFINS Non-linear Integration Model	103
7.2.1	State Equation	103
7.2.2	Observation Equation	105
7.3	GPS/GFINS Non-linear Integration Filter	106
7.3.1	EKF	107
7.3.2	UKF	108
7.3.3	PF	110
7.3.4	PF Based GPS/GFINS Integratiotn Filter Flowchart	116
7.4	GPS/GFIMU Integrate Navigation Experiments	118
Appendix A	Coning-effect Calculation	121
References		128

第 1 章 概 述

1.1 惯性导航

惯性导航系统(简称惯导)是一种不依赖外部信息,独立自主测量载体线运动与角运动,并进行姿态解算和航位推算的导航系统。惯性导航系统的主要惯性元件为陀螺和加速度计。陀螺用来敏感载体角运动,加速度计用来敏感载体线运动。惯性导航系统的诞生和发展凝聚着历代科学家的心血与成果。

1687 年,英国科学家牛顿发表了一篇题为《自然哲学的数学原理》的论文,提出了著名的牛顿运动三大定律,为惯性导航技术的发展奠定了理论基础;

1765 年,俄罗斯科学家欧拉出版了学术专著《刚体绕定点运动的理论》,对刚体定点转动做出了深入研究;

1852 年,法国科学家傅科根据欧拉刚体定点转动理论首次制造出一种能敏感地球自转运动的装置,并命名为“Gyroscope”(希腊语中意思为转动和观察),中译名为陀螺仪;

1923 年,德国科学家舒拉发表论文《运载工具的加速度对摆和陀螺仪的干扰》,发现了著名的无阻尼振荡周期,即舒拉周期。

第二次世界大战末期,德国制造出了惯性制导系统,应用在纳粹的战争工具 V-2 火箭上,这是世界上第一套实用的具有导航功能的惯性系统。从此,惯性导航技术研究和惯性导航系统研制成为世界各主要大国的科技优先发展方向之一。

现今,惯性导航系统(简称惯导系统)已经成为宇宙飞船、导弹、战机、军舰、潜艇、战车等不可或缺的关键设备之一,惯性导航系统的性能直接关系这些装备的战斗性能。

惯性导航系统的发展大致经历了两个阶段:平台式和捷联式。早期,由于计算能力的限制,加速度计和陀螺的性能较低,惯性导航系统采用平台式构造。平台惯性导航系统(Gimbled Inertial Navigation System, GINS)(简称平台惯导)具有工作稳定、导航精度较高、计算负担较轻的优点;但是平台惯性导航系统的机械编排复杂,对工作环境要求较高,因此平台惯性导航系统体积大,维护费用高,长时间工作可靠性较低,启动时间长。

1950 年美国麻省理工学院 (MIT) 研制出第一套经过了舒拉周期调谐的平台惯性导航系统。经过近 20 年的发展,相关的制造和维护技术已经相当成熟,但是惯性平台的维护费用依然较高,维护过程也没有显著简化。于是从 20 世纪 70 年代早期开始,科研人员开始考虑取消平台,将惯性测量组合单元直接固连在载体上,由陀螺直接测量载体的角运动,加速度计直接测量沿载体坐标系方向的加速度,而不是如平台惯性导航系统那样始终测量北向和东向加速度。通过坐标系变换,将测量到的沿载体坐标系方向的加速度转换到导航坐标系上。这就是捷联惯性导航系统 (Strapdown Inertial Navigation System, SINS) (简称捷联惯导) 的基本设计思路。

随着陀螺的制造技术和工艺的提高以及各种新式陀螺的出现,陀螺的性能得到了显著提高。与此同时,加速度计的分辨力也在逐步提高,另外很重要的一点是集成电路技术以及微电子技术的快速发展,引起计算机技术的快速发展,大大提高了计算机的计算速度和精度,计算机的体积却在显著减小。在这样的条件下,研究人员可以充分进行捷联惯性导航系统研制方面的工作。20 世纪 80 年代初期,随着激光陀螺的制造技术的成熟,捷联惯性导航系统的性能和应用逐渐为用户接受。相比平台惯性导航系统,捷联惯性导航系统重量轻、体积小、功耗低、制造成本较低、可靠性高、连续工作时间长、维护使用方便。20 世纪 80 年代中后期,以激光陀螺捷联惯性导航系统为代表的捷联惯导系统得到了大力发展,在各个应用领域中,逐渐与平台惯导系统平分秋色,到 20 世纪 90 年代中后期,捷联惯性导航系统所占的市场比例开始超过平台惯性导航系统。

惯性导航系统从平台式发展到捷联式的过程中表明,降低系统对工作环境的要求,提高系统的抗干扰性能和可靠性,降低系统的制造成本和使用维护难度,减小系统体积,一直是科研人员孜孜以求的目标。

1.2 无陀螺惯性导航

加速度计和陀螺作为惯性导航系统的两种主要惯性元件,直接影响了惯性导航系统的发展历程。在抗干扰性能、对工作环境的要求、体积小、使用维护难度等方面,加速度计相比陀螺具有潜在的优势。因此早在 1967 年, A. R. Schuler 就提出了利用加速度计的“杆臂效应”测量载体角速度的设想。其目的就是采用加速度计取代陀螺测量载体角速度的功能,为进一步研究完全采用加速度计设计无陀螺惯性导航系统 (Gyro-free Inertial Navigation System, GFINS) (简称无陀螺惯导) 奠定研究基础。由于当时的加速度计性能较差,采用加速度计构建的无陀螺惯性导航系统导航参数解算精度太低,因此研究人员暂时放弃了这一设想。