

弹载星敏感器 原理及系统应用

DANZAXING MINGANQI YUANLI JI XITONG YINGYONG

刘朝山 刘光斌 王新国 李爱华 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

弹载星敏感器原理及 系统应用

刘朝山 刘光斌 王新国 李爱华 编著

国防工业出版社

· 北京 ·

图书在版编目(CIP)数据

弹载星敏感器原理及系统应用/刘朝山等编著. —北京:
国防工业出版社, 2010. 6

ISBN 978 - 7 - 118 - 06886 - 3

I. ①弹... II. ①刘... III. ①航天器 - 主动制导 -
姿态飞行控制 - 敏感器件 IV. ①V448. 22

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2011)第 088617 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)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710 × 960 1/16 印张 20 字数 354 千字

2010 年 6 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2500 册 定价 56.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010)68428422

发行邮购: (010)68414474

发行传真: (010)68411535

发行业务: (010)68472764

Preface

前言

为了适应未来战场的复杂环境,从根本上提高新一代弹道导弹的快速、机动反击能力和射击精度,现代化的战争对弹道导弹的制导系统提出了各种复杂而苛刻的要求。如潜艇机动发射、地面巡游发射可提高导弹的生存能力,但这种机动性往往会降低确定发射位置的精度,因而又给制导系统增添了新的难题。

鉴于天文导航技术在军事上有重要意义,并有其独特优点,各国在发展诸如惯性导航、GNSS、无线电导航的同时,从不间断地发展天文导航,达到颇高精度,而且不断在发展。20 世纪 90 年代以后,随着大面阵图像敏感器件的应用,基于星图匹配的导航技术已广泛用于航天飞机、卫星导航和战略武器,如无人机、远程战略轰炸机等,其可靠性、精度有了较大提高。

光纤陀螺捷联惯导/全自主星光组合(Fiber-optic gyro Strapdown Inertial Navigation System/Celestial Navigation System Attitude Determined/Celestial Navigation System Position Determined,FSINS /CNS-AD/CNS-PD)导航系统自主性强、隐蔽性好、精度高。可允许导弹在发射前粗略对准与调平,飞行中再依靠星敏感器观测的信息进行修正,如果再与发射时间联系起来,就能定出发射点的经纬度。能满足快速、机动、高精度、高可靠性等战略技术要求,具有更强的生存能力,是组合导航中的必备模式。

本书针对弹道导弹制导的特点,对 FSINS/CNS 组合导航系统中的关键技术进行了研究。

(1) 为研究弹载星敏感器捷联安装方案的可行性,分析了弹道式导弹的

飞行特征,指出弹体转动角速率是影响弹载星敏感器测量精度的主要因素。为此,定量分析了弹载星敏感器透光孔径、曝光时间、视场大小、焦距、像元大小、姿态精度、动态的关系。提出了较大的视场、较短的曝光时间对恒星的可获得性和增加动态范围是有益的论点。认为捷联安装的星敏感器,采用星图匹配技术完全适用于导弹末修级、中段导航与制导。捷联安装、正交放置的双视场星敏感器,也可保证导弹三轴姿态有一致的高精度。

(2) 为满足弹载星敏感器星图识别的快速、可靠要求,系统地研究了星图匹配识别算法。针对弹载星敏感器的观星特征,首次提出了根据弹道挑选导航星的方法,能根据不同发射点、发射时间、不同射向的弹道,快速计算出弹载导航星库及相应的导航模式。最大限度地减少了弹载星表的存储量,同时也能满足星敏感器自主导航的需要,这是弹载星敏感器系统能否工程实现的最为关键的技术。

(3) 为了进一步缩短弹载星敏感器星图识别时间,简化识别过程,提高识别正确率,研究了一种基于视场的星图特征模式构造方法。首先,提出了构造导航星视场的方法:把导航星投影到像平面,计算其像平面点集的Voronoi图,采用最大空圆、最小覆盖圆算法构造导航星视场。其次,提出了基于视场的导航星特征模式构造方法,即由单个视场中的恒星构造凸多边形算法和基于凸多边形及其改进的识别算法(基于凸多边形约束的三角形识别算法和子窗口跟踪算法)。

(4) 采用角距(边)、顶角为识别特征,特殊定义的顶角具有平移、旋转不变性,采用“边—角—边”匹配模式保证了算法的鲁棒性。同时,凸多边形也合理地限制了参与匹配星对的角距数目。匹配模式按视场存储,存储结构简单,减少了存储量,完全能满足弹载星敏感器快速、可靠星图匹配的要求。

(5) 为了设计导弹FSINS/CNS-AD组合导航系统,对光纤陀螺捷联惯导和光纤陀螺模型进行了研究。对FOG温度特性、温变率特性、重复性和长期稳定性能进行了分析和实验研究;给出了带温控的光纤陀螺捷联惯导系统的模型。

(6) 研究了罗德里格参数(Rodrigues Parameters, RPs)在导弹姿态算法中的应用问题。对RPs的姿态表述方法进行了系统描述;推导了导弹姿态

误差信号的 RPs 直接表述方法,为姿态控制系统提供了直接的控制参数;给出了 RPs 的递推解法,并根据弹载 FSINS 系统数据采集的特点,提出了基于旋转矢量误差分析的五子样二次优化算法,仿真结果表明,该方法能有效减小圆锥误差;对比分析了 RPs 和广泛使用的四元数姿态描述方法的误差,并采用仿真技术比较了两者在导弹姿态描述中的精度和运算速度,验证了 RPs 在导弹姿态描述中的可行性。

(7) 研究了陀螺/星敏感器组合测量姿态方法。设计了用于姿态和惯导误差估计的导弹 RPs 姿态运动模型及基于 QUEST 算法的 RPs 观测方程;提出了一种新的强跟踪滤波思想,基于该思想设计了修正的强跟踪 EKF (MSTEKF)算法,并将它们应用于导弹姿态估计的仿真中。结果表明,在该仿真条件下,MSTEKF 在保证估计精度的情况下具有更好的鲁棒性和跟踪性能,并且克服了一般强跟踪滤波算法的缺陷。

(8) 研究了基于星光观测的导弹捷联惯导工具误差和初始对准误差分离与补偿算法。通过分析导弹误差传播方程,研究了分离初始对准误差和捷联惯导工具误差的方法;为更多地估计捷联惯导工具误差(零偏、标度因数误差和安装误差),设计了转弹策略,并使用 MSTEKF 算法进行了误差分离的仿真,证明了算法的可行性;提出并推导了比现有方法更加全面的导航参数补偿算法,而且该算法能全部实现递推计算,需要的存储单元少,计算简单。

(9) 设计了弹道导弹 FSINS/CNS-AD/CNS-PD 组合导航方案。

本书第1章、第2章、第3章、第6章,第4章的4.1节、4.2节、4.4节、4.5节,第5章的5.2节至5.8节由刘光斌、刘朝山编著。第4章的4.3节、4.6节至4.11节,第5章的5.1节、5.9节至5.14节由王新国和李爱华编著。

为了系统介绍星敏感器系统,本书收集了国内外星敏感器及系统设计的较新文献,全面讲述了星像提取的各项关键技术,如像平面快速扫描、连通分析,质心提取算法;主要介绍了三角形星图匹配识别算法及其改进技术。系统地分析了导航星筛选、模式特征提取、星库生成、星库检索等方法。其中包括502所星敏感器组黄欣等,中国科学院长春光学精密机械与物理研究所郝

志航老师及其博士生李杰、王晓东、陈元枝、李学夔、硕士刘智等,华中科技大学图像研究所张晨、郑胜、杨清珍、王波、欧阳桦等,哈尔滨工业大学林涛博士,哈尔滨工程大学孙晶华教授,国防科技大学朱长征博士,北京航空航天大学房建成教授、张广军教授及其博士生江洁、李琳琳等,第二炮兵工程学院王宏力教授、博士邓红、硕士肖松、马涛等的工作。在此,向他们再一次表示感谢。

作者

2011 年 2 月

Contents

目 录

第1章 星光导航基础	1
1.1 恒星参考系	1
1.2 国际天球参考系	2
1.3 运动的瞬时参考架	2
1.4 时间系统	3
1.4.1 恒星时	4
1.4.2 世界时	4
1.4.3 历书时	6
1.4.4 原子时、协调时、力学时	6
1.4.5 时间和地理经度	7
1.4.6 儒略日	8
1.5 天球坐标系	10
1.5.1 天球基本点、线、圈	10
1.5.2 天球坐标	11
1.5.3 天球坐标变换关系	14
1.6 恒星的位置	14
1.6.1 几种恒星位置	15
1.6.2 影响恒星位置的各种因素	16
1.7 用直角坐标法精确计算恒星的视位置	19
1.7.1 恒星自行和视差修正	19
1.7.2 周年光行差的修正	21
1.7.3 岁差、章动改正	21

1.8	恒星辐射模型	25
1.8.1	恒星光谱型	25
1.8.2	恒星的辐射能量	26
1.8.3	星等与辐射能量的关系	26
1.9	常用星表	31
	参考文献	33
第2章	弹载星敏感器原理	35
2.1	引言	35
2.2	星敏感器原理	36
2.2.1	图像传感器在星敏感器中的应用现状	36
2.2.2	APS 在星敏感器中的应用优势	37
2.2.3	APS 星敏感器研究现状	38
2.2.4	APS 结构与工作原理	39
2.3	星敏感器系统的主要技术指标	46
2.3.1	视场	46
2.3.2	测量精度	46
2.3.3	星等探测灵敏度	48
2.3.4	导航星库大小	49
2.3.5	更新速率、体积与质量	50
2.4	描述图像传感器的主要参数	50
2.4.1	像元阵列大小与视场角的关系	50
2.4.2	图像传感器芯片尺寸与焦距的关系	51
2.4.3	光学系统参数的确定	51
2.5	图像几何畸变	52
2.5.1	图像的几何畸变原理	52
2.5.2	畸变的校正	53
2.6	星图图像预处理技术	55
2.6.1	星图特点和阈值的确定	55
2.6.2	星点提取原理	57
2.6.3	星像质心细分定位方法	60
2.7	星图子窗口模式	66

2.8	提高星像信噪比的方法	67
2.9	运动补偿滤波	70
2.10	星敏感器在轨自校准技术	75
2.11	星敏感器系统软件设计	78
2.12	弹载星敏感器系统设计	80
2.12.1	弹道式导弹飞行特征分析	80
2.12.2	APS 星敏感器探测能力分析	82
2.12.3	探测信噪比估算	83
2.12.4	光学孔径、曝光时间、焦距的关系	84
2.12.5	精度分析	84
2.12.6	弹载星敏感器系统指标	85
	参考文献	86
第3章	基于星敏感器的星图识别算法	88
3.1	导航星的筛选	88
3.1.1	星等阈值法	89
3.1.2	正交网格法	94
3.1.3	优先追加法	95
3.1.4	Thinning 方法	95
3.1.5	由弹道挑选导航星的方法	97
3.2	星图识别算法概述	100
3.2.1	星图识别特征的选取准则	101
3.2.2	导航星库构造方法	103
3.2.3	星库的读取	105
3.3	三角形匹配算法	108
3.4	改进的三角形算法	110
3.4.1	圆形区域法及其改进	111
3.4.2	考虑亮星的三角形构造方法	113
3.4.3	剖分算法精简导航三角形库技术	114
3.4.4	匹配策略的改进——公共边的四边形识别算法	115
3.4.5	三角形结构特征的改进方法	116
3.5	基于星图几何形状的凸多边形匹配算法	118

3.5.1	基于几何覆盖技术构造导航星视场集合	119
3.5.2	构造导航星凸多边形算法 I	123
3.5.3	构造导航星凸多边形算法 II	125
3.5.4	导航星凸多边形角距和顶角的定义	126
3.5.5	导航星数据库存储结构	127
3.5.6	基于凸多边形的星图识别算法	133
3.5.7	仿真试验及结果分析	136
3.6	凸多边形约束下的三角形识别算法	146
3.6.1	构造三角形导航星库	147
3.6.2	三角形特征矢量选择方法	150
3.6.3	导航星库的查找方式	151
3.7	星跟踪识别算法	153
3.7.1	快速星跟踪识别算法原理	154
3.7.2	仿真结果分析	157
3.8	栅格算法	158
3.9	传统识别方法分析	159
3.10	基于神经网络技术的星图识别算法	160
3.10.1	输入样本的构造	160
3.10.2	输出样本的构造	160
3.10.3	分类器设计思想	161
3.10.4	仿真结果	162
	参考文献	162

第4章 基于惯性/星敏感器测量导弹三轴姿态和位置 165

4.1	基本坐标系	165
4.1.1	制导计算中的坐标系	165
4.1.2	星敏感器中的坐标系	166
4.1.3	天球坐标系	167
4.2	坐标系之间的转换关系	167
4.2.1	弹体坐标系与星敏感器坐标系的关系	168
4.2.2	弹体坐标系与发射坐标系的关系	169
4.2.3	发射惯性系与弹体坐标系的转换关系	170

4.2.4	发射惯性系与赤道直角坐标系的转换关系	170
4.3	弹体姿态描述	173
4.3.1	欧拉角表示姿态的算法	173
4.3.2	四元数表示姿态的算法	174
4.3.3	四元数与欧拉角的关系	175
4.3.4	Rodrigues 参数姿态算法	177
4.4	基于星敏感器观测矢量确定姿态的原理	190
4.4.1	Wahba 问题	191
4.4.2	TRIAD 算法及改进	194
4.4.3	QUEST 方法	197
4.4.4	最小二乘算法	199
4.4.5	姿态解算方法比较	200
4.5	基于焦平面坐标确定三轴姿态	202
4.5.1	星焦平面坐标的测量模型	203
4.5.2	捷联于弹体的星敏感器单点姿态测量模型	204
4.6	星敏感器测量姿态误差分析	205
4.7	星敏感器测量姿态精度与观测星数之间的关系	208
4.8	星敏感器的模拟及仿真结果	212
4.9	陀螺/星敏感器组合测量姿态方法研究	215
4.9.1	基于陀螺/星敏感器/KF 的姿态四元数解算方法研究	215
4.9.2	基于陀螺/星敏感器/KF 的姿态 RPs 解算方法研究	222
4.10	基于一种新的强跟踪滤波器的导弹姿态测量	223
4.10.1	一般强跟踪滤波算法及其缺陷	224
4.10.2	修正的强跟踪滤波算法推导	225
4.10.3	MSTEKF 算法的优化与扩展	226
4.10.4	导弹姿态运动模型	228
4.10.5	干扰条件下 EKF、STEKF 与 MSTEKF 的比较	229
4.11	星敏感器测量导弹飞行位置的原理	233
4.11.1	星光大气折射模型	233
4.11.2	大气折射模型误差分析	236
4.11.3	导弹位置矢量与星光折射角的关系	237
4.11.4	仿真软件的设计	239

参考文献	241
------------	-----

第 5 章 光纤捷联惯性/全自主星光组合导航技术	244
--------------------------------	-----

5.1 恒温条件下的光纤陀螺捷联惯导模型	244
5.1.1 弹载捷联惯导方案	244
5.1.2 捷联惯导的输出模型	245
5.2 星敏感器可观测的 INS 误差	246
5.3 平台安装的星敏感器方案	247
5.3.1 平台单星方案原理	247
5.3.2 平台双星方案原理	249
5.4 捷联安装的星敏感器方案	252
5.4.1 捷联单(双)星方案	252
5.4.2 捷联星图匹配方案	253
5.5 基于单点姿态矩阵解算导弹初始定向、定位误差	254
5.6 利用星光方向矢量解算导弹初始定向、定位误差	255
5.7 基于最小二乘法的误差角分离	257
5.8 仿真结果	258
5.9 基于星光观测和弹体旋转的 FSINS 误差分离与估计方法	261
5.9.1 不可观测状态的可观测化激励方法	263
5.9.2 基于弹体旋转的陀螺组合误差估计及其仿真	263
5.10 导航参数的一次补偿算法	267
5.10.1 FSINS 误差的传播特性	268
5.10.2 导航参数误差计算与补偿	268
5.10.3 导航参数补偿仿真	273
5.11 FSINS / CNS - AD/CNS - PD 组合导航系统设计	277
5.12 FSINS / CNS - AD/CNS - PD 模型	278
5.12.1 FSINS/CNS - AD 状态方程和测量方程	278
5.12.2 FSINS/CNS - PD 状态方程和测量方程	278
5.13 滤波器及融合算法设计	280
5.13.1 各子滤波器设计	280
5.13.2 融合算法设计	280
5.14 仿真及结果分析	282

参考文献	285
第 6 章 基于星敏感器的星光/惯性组合导航仿真系统	287
6.1 星敏感器仿真器	287
6.1.1 挑选导航星及构造导航星库	289
6.1.2 星图识别、姿态解算	290
6.1.3 姿态计算及 INS 误差分离	291
6.1.4 软件仿真结果	292
6.2 星光/惯性组合导航半实物仿真系统	298
6.2.1 星模拟器及工作原理	298
6.2.2 星模拟器光学系统分析及设计	299
6.2.3 星图模拟软件设计	300
6.2.4 星光/惯性组合导航仿真系统试验	301
6.2.5 星敏感器静态误差与动态误差的测试试验	302
6.2.6 星敏感器光轴与惯组测量坐标轴之间安装夹角的标定	302
6.2.7 弹载导航星库装订验证试验	303
6.2.8 星光/惯性组合导航系统地面系统性能仿真试验	303
参考文献	304

第 1 章

星光导航基础

1.1 恒星参考系

为满足天文、测地和空间研究等方面的需要,应建立一种惯性参考系。恒星参考系采用恒星为基准点,自 1984 年起恒星参考系由 FK5 基本星表来实现^[1-3]。FK5 基本星表定义一个以太阳系质心为原点,J2000.0 平赤道和平春分点为基准的天球平赤道坐标系。FK5 星库包含目视星等亮于 9 等的恒星 4500 多颗,其中亮于 7.5 等的基本星有 1535 颗,它们均匀分布在整个天球。FK5 基本星表给出了每颗恒星的平赤道坐标及其随时间的变化量(岁差影响和自行),恒星参考系长期以来一直作为 IAU 的 CCRS。它是以赤道面和春分点作为惯性参考系的参考面和参考点的(见天球坐标系)。这种参考系的制定将不得不以一个复杂的太阳系模型或者地球模型作为依据,会受到地球、太阳系以至于银河系运动的影响。因此,上述基本星表系统实际上只是惯性参考系的一种近似。1989 年 8 月,欧洲空间局发射“依巴谷”卫星。“依巴谷”卫星的主要成果是“依巴谷”星表和“第谷”星表。“依巴谷”星表于 1997 年正式发表,它给出了近 12 万颗恒星的位置、自行和视差,极限星等为 12.4 等,对亮于 9 等的恒星,在星表历元(J1991.25)时的位置、自行和视差的精度为 $0.7\text{mas} \sim 0.9\text{mas}$ 。“依巴谷”星表提供了一个比 FK5 星表更为精确、密度更高的参考架,它具有更好的均匀性和内部一致性。“依巴谷”星表是国际天球参考系(ICRS)在光学波段的实现,从 1998 年起,它取代了沿用了十余年的 FK5 基本星表,成为光学波段最精确的参考架。除了恒星参考系外,还有动力学参考系和河外射电参考系,它们是由运动学方法和动力学方法确定的。动力学参考系又称历表参考系,它是基于太阳系

天体运动方程中不存在坐标轴引起的旋转项。动力学参考系是利用太阳系天体或人造卫星来实现的。根据观测资料和太阳系天体运动理论可以计算出作为时间函数的天体视星历表。按不同天体,动力学参考系可分为行星参考系、月球参考系和人造卫星参考系。行星参考系由行星历表来定义,如美国 NASA 喷气推进实验室(JPL)的 DE 序列历表,它是以太阳、行星和空间探测器的观测为依据,通过轨道运动方程数值积分来计算的。

1.2 国际天球参考系

1997 年在日本京都召开的 IAU 第 23 届大会上通过了 IAU 参考架工作组(WGRF)提出的由 608 颗河外射电源实现的国际天球参考系(ICRS)作为 IAU 的 CCRS,并决定自 1998 年 1 月 1 日起在天文研究、空间探测和地球动力学等领域应用(IAU,1998)^[4,5]。主要内容如下。

- (1) 其原点位于太阳系的质心;
- (2) 其轴的方向相对于遥远的河外射电源是固定的;
- (3) 该天球参考系的主平面应该尽可能靠近 J2000.0 的平赤道;
- (4) 该主平面的原点应该尽可能靠近 J2000.0 动力学分点。

IAU 参考架工作组利用 1995 年 7 月前的全球 VLBI 观测资料采用一定方法进行平差,求解得到一本射电源表,然而通过与 IERS 的 1995 年综合射电源表进行比较,最终得到国际天球参考架(ICRF),它包括 608 颗河外射电源的位置,其中定义源 212 颗、候选源 294 颗、其他源 102 颗。源坐标的精度平均为 0.25 mas。ICRF 既不依赖地球自转,也不依赖黄道,它仅受观测影响。

1.3 运动的瞬时参考架

由于地球有许多可变之处,为了地球定向,需要一个运动的瞬时参考架,它基于真正的瞬时地球赤道。IAU 决议从 2003 年起采用新的运动瞬时参考架(IAU,2001),它采用的天球参考极为天球中介极(CIP),起算点为天球中介原点(CIO),采用新的岁差一章动模型和最新常数值。该系统除精度高外,最主要的优点是不依赖春分点,而春分点用现代观测是无法准确确定的。

CIP 是由新的岁差一章动模型(IAU2000A)确定的参考极,用它来代替过去

的天球历书极(CEP)。CIP在CRS中的运动用岁差和周期大于2天的受迫章动的IAU2000A模型,加上由IERS通过合适的天文测地观测得到的随时间变化的改正来获得。CIP在TRS中的运动由IERS通过合适的天文测地观测及包括高频变化的模型来提供。CIP中周期小于2天的运动,不管是什么原因造成的,都被认为是极移,这样,章动模型的缺陷引起的在地球参考架中的周日项、观测和模型间的残差、地球定向参数的高频变化都可被极移所吸收。

由于ICRF与春分点无关,因此对运动的瞬时参考架X轴的定向也不需要与春分点相联系。在考虑了多种可能的选择后,引入CIO代替春分点,从而消除了星表分点和动力学分点间的混乱。CIO由非旋转原点(NRO)所确定,它的瞬时运动沿其瞬时赤道没有分量。CIO在赤道上的位置可由岁差一章动模型和观测计算。它的时角是地球自转角,类似于恒星角。为使地球自转角的公式不依赖于岁差和章动项,CIO是赤经起算点的唯一选择。

由于中介原点与非旋转原点相联系,从而引入了按地球自转角(ERA)计量的 UT_1 新定义。ERA是绕CIP轴的CIO和TIO间的角距,表示地球绕CIP轴的恒星自转,因此也可称为恒星角。非旋转原点的使用确保了 UT_1 的时间导数正比于地球的瞬时角速度。ERA和 UT_1 的关系不依赖于岁差和章动,可以求得它们间的关系为

$$\begin{aligned} ERA(T_u) &= 2\pi(UT_1 \text{ Julian day number elapsed since } 2451545.0) + \\ &\quad 0.7790572732 \ 640 + 0.0027378119 \ 1135448 T_u \\ T_u &= (\text{Julian } UT_1 \text{ date} - 2451545.0) \end{aligned} \quad (1.1)$$

新参考系的使用使天体测量的内容和实践将有许多重要的变化。目前基于CIO和春分点的参考系的参数和数据将同时并存。

1.4 时间系统

天文学上应用四种不同的时间系统:恒星时、世界时(或太阳时)、历书时和原子时,每一种时间系统有一个基本历元和一个基本的间隔度量体系,都采用“日”,每日包含等长的24h,每小时包含等长的60min,每分钟包含等长的60s,亦即 $1^d = 24^h = 1440^m = 86400^s$ 。(分至时的)小时是否等长,这是需要说明的,因为以前曾经用过把一天白昼和黑夜各自分成12个等长部分的时间系统(季节小时)。每个时间系统也应用六十进制弧计量,按照 $1h = 15^\circ$ 来表示时间。当然,以恒星计量的 15° 不等于以太阳计量的 15° 。现在,每个时间系统均采用儒略世纪这一概念。儒略世纪是确切地取36525天的单位,它并不表示等于某个时间系统中的36525天的时间间隔,仅仅指那些天数的一种量值。