

基于单个点地标被动观测的 飞行器视觉辅助导航技术

寇昆湖 吴华丽 程继红 著



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS

基于单个点地标被动观测的 飞行器视觉辅助导航技术

寇昆湖 吴华丽 程继红 著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

针对飞行器惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)单独使用时导航精度随时间变差的问题,本书以新型飞航导弹等特殊飞行器为研究对象,在 GPS 等其他导航方式不可用的情况下,利用飞行器上已有的成像装置,以航路上单个点地标为参考,从工程实用的角度,分单个飞行器和多飞行器协同两种情形提出了视觉辅助 INS 误差估计及修正方法,并介绍了惯性视线重构及误差传递关系和偏置导引攻击方案。

本书可作为高等院校相关专业本科高年级学生和研究生教材和参考书,也可供从事飞行器组合导航的相关科研和工程技术人员参考使用。

图书在版编目(CIP)数据

基于单个点地标被动观测的飞行器视觉辅助导航技术 / 寇昆湖, 吴华丽, 程继红著. -- 北京: 北京航空航天大学出版社, 2018.3

ISBN 978-7-5124-2677-1

I. ①基… II. ①寇… ②吴… ③程… III. ①飞行器—航天导航—研究 IV. ①V556

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 048092 号

版权所有,侵权必究。

基于单个点地标被动观测的飞行器视觉辅助导航技术

寇昆湖 吴华丽 程继红 著

责任编辑 张冀青 苏永芝

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱: goodtextbook@126.com 邮购电话:(010)82316936

涿州市新华印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:710×1 000 1/16 印张:9.75 字数:208 千字

2018 年 5 月第 1 版 2018 年 5 月第 1 次印刷

ISBN 978-7-5124-2677-1 定价:45.00 元

寇昆湖，导航、制导与控制专业博士，现在海军航空大学从事无人机运用与指挥教学与科研工作。承担总装预研基金、航空科学基金、军内科研、装备维修改革等项目10余项，主要研究方向为飞行器组合导航、无人机指挥控制和无人机综合保障，获得山东省科技进步二等奖1项、军队科技进步二等奖1项、军队科技进步三等奖1项，发表学术论文30余篇。

前 言

导航是一门古老的学科。从指南针、罗盘到精密复杂的惯性导航系统,从覆盖范围有限的无线电导航到覆盖全球的卫星定位系统,导航技术随着科技的不断发展而日趋进步。在飞行器导航领域,惯性导航以其完全自主的优势而成为拥有绝对统治地位的导航方式。但是惯性导航方式存在其自身无法克服的缺点:由于惯性导航方式基于积分工作原理和惯性器件(角速率陀螺和加速度计)测量误差的存在,造成惯性导航系统的导航误差随时间累积,长时间工作时往往不能满足导航精度的要求。

惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)与卫星定位系统组合导航是对惯性导航漂移误差的一种有效补偿方法。然而,卫星定位系统使用环境受限,且存在易阻滞、抗干扰能力差等缺陷。另一方面,军用飞行器为了提高其隐蔽性,也往往不允许使用雷达等有源测量设备。因此,需要采用一种完全被动的手段对飞行器 INS 误差进行修正。最近 30 年,随着计算机视觉(Computer Vision)的发展,视觉导航以其成本低、自主性强、精度高、实时性好等特点,成为一种非常具有发展前景的被动导航方式。早期的视觉导航解决方案是为自主地面机器人研发的;近年来,视觉导航系统在无人飞行器(Unmanned Air Vehicles, UAV)、深空探测器和水下航行器(Unmanned Underwater Vehicles, UUV)上获得了广泛应用。为了实施对重要战略价值目标的高精确打击,新型飞航导弹等飞行器通常装配视觉装置(例如 TV 和红外成像),以保证末制导的高精度。成像装置除了可以用于精确末制导,还可用于实现中制导阶段视觉辅助导航。

但与一般飞行器不同,飞航导弹等特殊飞行器视觉辅助导航有着更为严格的约束条件:它们不能如无人机那样对地标进行近距离细致观测,无法获得地标的细致特征信息,仅能将地标看作点地标;在中制导阶段是沿着预先规划的航路飞行的,视觉导航不能改变其巡航路径;视觉导航环境具有大规模、非结构化、稀疏特征的特点,单次视觉导航过程中,飞行航路附近一般仅有一个已知固定地面目标(简称地标)可供参考;仅支持单目视觉,且视场范围有限;弹载计算机数据处理能力相对较弱;考虑到成像装置视场的限制以及飞行器处于高速运动状态,预先选定的地标会很快离开视觉装置的视场,误差修正过程必须快速完成……。因此,视觉辅助导航实现难度大,现阶段国内外关于这类飞行器视觉导航的研究都非常少见,仍处于起步阶段。

以新型飞航导弹等飞行器为研究对象,在 GPS 等其他导航方式不可用的情况下,如何充分利用已有的成像装置,来对 INS 的导航误差进行修正,正是本书旨在解决的实际问题。在该立意的牵引下,从工程实用的角度,本书系统地介绍了苛刻条件下的基于单个点地标被动观测的 INS 误差估计及修正技术,这些成果是本书所独有的。全书共分为 9 章,第 1 章绪论分类总结了近年来参考地物的飞行器视觉导航方法及其优缺点,在分析飞航导弹等特殊飞行器视觉辅助导航特点的基础上,提出了选取单个点地标作为参考地物的依据和必要性,是本书的立论基础。第 2 章至第 6 章是本书的重点内容,第 2 章和第 3 章研究了基于单个已知点地标被动观测的单个飞行器 INS 位置和速度误差修正方法;第 4 章研究了基于单个未知点地标被动观测的飞行器 INS 俯仰姿态误差修正方法;第 5 章和第 6 章研究了多飞行器协同 INS 误差修正方法及几何构形对误差修正精度的影响,其中,第 5 章是针对无绝对信息可供参考的情况,第 6 章是针对存在已知点地标可供参考的情形。第 7 章分析了惯性视线重构精度的影响因素及其对 INS 误差修正的影响,提出了中制导段惯性视线重构的方法及误差传递公式。第 8 章分析了偏置攻击导引的控制流程,设计了导引律,并提出了偏置攻击导引的容错方案。第 9 章回顾和总结了全书工作,并对未来的工作进行了展望。

本书由海军航空大学寇昆湖博士统稿撰写,吴华丽和程继红参与了部分章节的编写和校对工作,马国欣参与了第 8 章的撰写工作。张友安教授为本书的形成做出了卓越的贡献,在全书编写过程中热情支持,精心指导,审阅了初稿,并提出了许多宝贵并富有建设性的意见,在此特向张友安教授致以崇高的敬意和衷心的感谢。谨向在本书编写、审校和出版过程中付出了辛勤工作和支持帮助的人们表示诚挚的谢意。

本书是对现有飞行器视觉辅助导航领域书籍的重要补充和深入,可以在一定程度上满足国内对该类书籍的需求。其中,基于单个点地标被动观测的 INS 误差估计及修正技术是本书独有成果,可为从事飞行器组合导航的相关科研和工程技术人员提供参考。但由于作者理论水平和学识有限,以及所做工作的局限性,书中不足之处在所难免,恳请专家和读者不吝指正。

作者

2017 年 11 月

目 录

第1章 绪 论	1
1.1 背景与意义	1
1.2 飞行器辅助导航的历史及发展趋势	2
1.2.1 地形匹配	3
1.2.2 景像匹配	5
1.2.3 卫星导航	6
1.2.4 视觉辅助导航	7
1.3 单个飞行器视觉辅助导航的研究现状	7
1.3.1 基于地标图像细致特征的视觉导航	8
1.3.2 基于特殊机动的视觉导航	9
1.3.3 基于多个地标同时成像的视觉导航	9
1.3.4 基于多目视觉的导航	10
1.3.5 飞航导弹等特殊飞行器视觉导航	11
1.4 基于视觉辅助的多成员协同导航	11
1.5 特殊飞行器视觉辅助导航的技术难题及可能解决的途径	12
1.5.1 技术难题	12
1.5.2 可能解决的途径	13
1.6 主要内容及组织结构	13
1.6.1 主要内容	13
1.6.2 组织结构	15
1.7 注释与说明	16
第2章 基于迭代求解与平均去噪的飞行器 INS 误差修正方法	17
2.1 概 述	17
2.2 导航数学模型	18
2.3 量测方程的建立	20
2.4 INS 误差离线估计及补偿	22
2.4.1 误差估计方法	23
2.4.2 误差补偿方法	24

2.4.3 仿真分析	25
2.5 INS 误差在线实时快速修正	31
2.5.1 INS 定位误差的修正方法	31
2.5.2 仿真分析	32
2.6 本章小结	35
第3章 基于虚拟视线交会的飞行器 INS 误差修正方法	37
3.1 概述	37
3.2 基本原理	38
3.3 多虚拟地标协同导弹定位	39
3.4 INS 位置和速度误差的无偏估计	42
3.4.1 考虑系统误差估计补偿的卡尔曼滤波算法	42
3.4.2 INS 三维位置和速度误差修正	44
3.5 仿真分析	46
3.6 本章小结	49
第4章 基于未知地标被动观测的飞行器 INS 俯仰姿态误差修正方法	50
4.1 概述	50
4.2 INS 俯仰姿态误差估计原理	51
4.3 弹体坐标系下的攻角估计方法	52
4.4 速度坐标系下的攻角估计方法	55
4.5 平均去噪	57
4.6 仿真分析	58
4.7 本章小结	59
第5章 基于未知地标被动观测的弹群 INS 定位误差协同修正	61
5.1 概述	61
5.2 INS 误差特性	61
5.3 基于未知地标被动观测的弹群 INS 定位误差协同修正方法	62
5.3.1 基本原理	62
5.3.2 多导弹协同未知地标定位	64
5.3.3 基于地标位置估计值的 INS 定位误差修正	66
5.4 INS 定位误差修正性能分析	67
5.5 仿真分析	68
5.6 本章小结	73

第 6 章 基于已知地标被动观测的多弹协同 INS 误差修正	74
6.1 概 述	74
6.2 三弹基于视觉及弹间一维距离和速度信息的 INS 误差修正方法	75
6.2.1 量测信息及处理	76
6.2.2 协同 INS 误差估计	77
6.2.3 仿真分析	83
6.3 两弹基于视觉及弹间三维测距信息的 INS 误差两阶段修正方法	86
6.3.1 第一阶段协同误差修正	86
6.3.2 第二阶段 INS 误差修正方法	87
6.3.3 仿真分析	89
6.4 几何构形	91
6.4.1 水平位置精度因子(HDOP)	91
6.4.2 高程精度因子(VDOP)	94
6.5 本章小结	96
第 7 章 飞行器中制导段惯性视线重构及精度分析	97
7.1 概 述	97
7.2 惯性视线重构	97
7.2.1 惯性视线重构的特点	97
7.2.2 惯性视线重构的过程	98
7.3 误差因素分析	99
7.4 误差传递关系	101
7.4.1 惯导姿态量测误差传递算子	102
7.4.2 体视线角量测误差传递算子	103
7.4.3 误差传递公式	103
7.5 仿真分析	104
7.6 本章小结	106
第 8 章 偏置攻击导引方案	107
8.1 任务描述	107
8.2 偏置攻击导引控制流程	107
8.3 带落角约束的纵平面变结构导引律设计	107
8.4 侧平面的修正比例导引律设计	109
8.5 偏置攻击导引的约束条件分析	110
8.6 仿真分析	111

8.6.1 仿真实例一:验证导引律的有效性 & 制导参数对制导效果的影响	111
8.6.2 仿真实例二:考察导弹在不同飞行高度、不同飞行速度情况下的最大 过载要求	115
8.6.3 仿真实例三:制导系统误差影响分析	116
8.7 偏置攻击导引的容错方案研究	122
8.8 本章小结	124
第 9 章 结论与展望	125
9.1 结 论	125
9.2 展 望	129
附录 飞航导弹 SINS 误差综合模型	130
参考文献	135

第 1 章 绪 论

1.1 背景与意义

导航是一门古老的学科。从指南针、罗盘到精密复杂的惯性导航(简称惯导)系统,从覆盖范围有限的无线电导航到覆盖全球的卫星定位系统,导航技术随着科技的不断发展而日趋进步。现代导航技术已经帮助人类到达地球的每个角落,并涉足深海和深空。即便如此,导航技术也远未完善。更小体积重量的惯性测量元件、更高性能的计算机、图像处理等新技术的发展为导航技术开辟了新的研究和应用领域,注入了新的活力。

导航分为自主导航和非自主导航两大类。非自主导航易受外界干扰,运行安全性差,不宜用于军事用途的航天器^[1-4]。在飞行器导航领域,惯性导航以其完全自主的优势而成为拥有绝对统治地位的导航方式。惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)是以牛顿力学定律为基础的一种自主式导航系统,不需要任何外来的信息,仅靠系统本身就能在全天候条件下,在全球范围内和任何环境里自主地、隐蔽地、连续地获得三维空间完备的导航信息(位置、速度、姿态等),能够提供反映飞行器完备运动状态的信息。但是惯性导航方式存在其自身无法克服的缺点:由于惯性导航方式基于积分工作原理和惯性器件(角速率陀螺和加速度计)测量误差的存在,造成惯性导航系统的导航误差随时间累积,长时间工作时往往不能满足导航精度的要求。解决这一问题的途径有两个^[5-11],一是提高惯导系统本身的精度,二是采用组合导航技术在长时间飞行后对弹上惯导解算的导航信息进行误差修正。惯导系统本身精度的提高主要依靠采用新材料、新工艺、新技术提高惯性器件的精度,或研制新型高精度的惯性器件,这需要花费很大的人力和财力,并且惯性器件精度的提高也是有限的。而组合导航则主要是通过软件技术来提高导航精度,实践已经证明,惯性导航和其他导航方式进行组合可以取得良好的适应性和满意的导航精度,成为未来导航技术发展和应用的主要模式^[12-18]。

美国的全球卫星定位系统(Global Positioning System, GPS)可以提供覆盖全球的高精度的免费导航, GPS/INS 组合导航是对惯导漂移误差的一种有效补偿方法。然而, GPS 不是在任何环境里都可用,且存在易阻滞、抗干扰能力差等缺陷。况且,我国的飞行器在远距离的飞行中也不能依赖于 GPS。另一方面,军用飞行器为了提高其隐蔽性,往往不允许使用雷达等有源测量设备。因此,需要采用一种完全被动的手段对飞行器 INS 误差进行修正。最近 30 年,随着计算机视觉(Computer Vision)的发展,视觉导航以其成本低、自主性强、精度高、实时性好等特点,成为一种非常具

有发展前景的被动导航方式^[19-27]。早期的视觉导航解决方案是为自主地面机器人^[28-32]研发的,而近年来,视觉导航系统在无人飞行器^[33-37](Unmanned Air Vehicles, UAV)、深空探测器^[38-42]和 underwater 航行器^[43-44](Unmanned Underwater Vehicles, UUV)上获得了广泛应用。为了实施对重要战略价值目标的高精确打击,新型飞航导弹等飞行器通常配备带有视觉装置(例如 TV 和红外成像)的导引头,以保证末制导的高精确。弹载成像导引头除了可以用于精确末制导,在中制导阶段,它也可用于实现视觉辅助导航^[45-50, 116-117, 154]。

但与一般飞行器不同,飞航导弹等特殊飞行器视觉辅助导航有着更为严格的约束条件:它们不能如无人机那样对地标进行近距离细致观测,无法获得地标的细致特征信息,仅能将地标看作点地标;在中制导阶段它们是沿着预先规划的航路飞行的,视觉导航不能改变其巡航路径;飞行器辅助视觉导航环境具有大规模、非结构化、稀疏特征的特点,单次视觉导航过程中,飞行航路附近一般仅有一个已知固定地面目标(简称地标)可供参考;视觉辅助导航仅支持单目视觉,且视场范围有限;其弹载计算机数据处理能力相对较弱;考虑到成像导引头视场的限制以及飞行器处于高速运动状态,预先选定的地标会很快离开视觉装置的视场,误差修正过程必须快速完成;等等。因此,飞行器视觉辅助导航实现难度大,现阶段关于飞航导弹等特殊飞行器视觉导航的研究国内外都非常少见,仍处于起步阶段。

飞行器视觉辅助导航主要包括图像特征提取和状态估计两部分内容。考虑到图像特征提取技术已经比较成熟,可合理地认为图像特征能够被准确提取,在此将不再做研究。本书以新型飞行器为应用背景,在 GPS 等卫星导航信息不可用的情况下,从便于工程实现的角度,对基于视觉辅助的飞行器自主导航方法进行了研究。该研究借鉴已有的飞行器视觉导航方法的优点,结合飞行器自身的特点,利用飞行器成像导引头对航路附近单个点的地标连续、被动观测,结合飞行器上惯性组合系统的运动信息,实现了基于视觉信息的飞行器状态估计,从而能够修正飞行器长时间飞行后的 INS 累积误差。

本书研究成果可以解决具有成像装置的飞行器在中制导阶段 INS 误差发散的技术难题,实现飞行器的高精度自主导航,为我国飞行器视觉导航技术的发展和應用提供理论支撑和技术储备。本技术可以作为一种辅助导航手段,用于进一步增强组合导航系统的可靠性。

1.2 飞行器辅助导航的历史及发展趋势

纵观 20 世纪 50 年代至今的应用和研究,飞行器中制导阶段的导航方式始终是“惯导+辅助导航系统”,辅助导航系统可主要分为地形匹配、景像匹配和卫星导航(GPS 等)三种类型^[51]。地形匹配和景像匹配的原理示意图如图 1-1 所示。

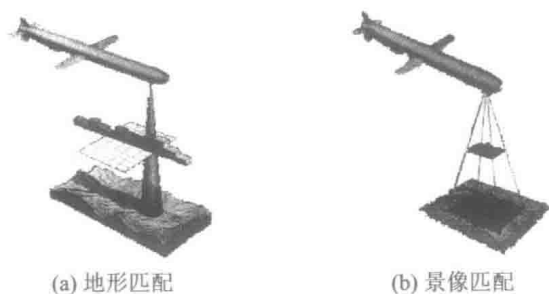


图 1-1 地形匹配和景像匹配的原理示意图

1.2.1 地形匹配

地形匹配系统^[52-57]是利用导弹飞行航迹下地形高程的起伏特征对飞行器进行实时定位的一种非连续定位的导航系统。地形匹配系统工作时,要根据飞行器飞行的速度信号控制按地图网络进行高度采集,且需要有惯导系统、气压高度表、雷达高度表参加工作。同时综合制导与控制系统要保证导弹进入地形匹配区,并且使飞行器在地形匹配过程中不飞出匹配区。飞行器在飞行中要时刻判断是否进入地形匹配区以便发出地形匹配开始工作的指令。

如图 1-1(a)所示,当进入地形匹配区后,弹上高度测量系统不断测量飞行器的海拔高度和离地高度来获得飞行器飞行航迹下的地形剖面,并与预先储存于弹上计算机的基准地形剖面进行比对,找出最佳匹配的基准地形剖面并计算飞行器的位置。地形匹配系统一般采用均方差算法(MSD)和互相关算法(COR)两种算法,采用多数表决决策作为提高定位概率的技术措施。匹配区的面积选取是在匹配条件允许的情况下,适当考虑惯导位置误差和精度要求而制定的,匹配范围可达几十甚至上百平方公里。飞行器定位误差主要来自于测高系统的测高误差和数字地图制作误差。测高误差主要由高度表自身测量误差和地形起伏造成,起伏越大,误差越大。数字地图制作误差则与网格大小有关,网格越小,精度越高。

使用地形匹配系统时,首先要在发射前由任务规划系统根据地形匹配区选择准则确定可匹配区,考虑导航要求和可选区域情况在航迹上规划出地形匹配区,得出基准地形剖面。发射时由发控台向地形匹配数据存储区加载所有地形匹配区的数字高程基准图和任务参数。在到达地形匹配区的瞄准点前几秒钟,由飞行器综合制导与控制模块发出准备地形匹配指令,将存储器中的数据调入工作内存,开始地形高程数据采集。当飞行器进入地形匹配区后,开始匹配,搜索定位;当飞行器飞出地形匹配区后,综合制导与控制模块发出完成标志,等待下一次匹配指令。

美国空军率先在 1955 年开始了低高度超声速导弹(Supersonic Low Altitude Missile, SLAM)的研制^[58],虽然该项目于 1964 年被终止,但地形轮廓匹配(Terrain Contour Matching, TERCOM)技术作为提高导航精度的重要成果被广泛应用于后

续型号。1974 年的美国《航空周刊》杂志报道了早期 TERCOM 的基本性能:航速 200 节(约 102 m/s)的飞行器使用间距 400 英尺(约 122 m)的数字地图,大约每 90 s 输出一次位置修正。自 1972 年以来,TERCOM 地形辅助导航方式就被应用于美国海军的战斧式巡航导弹。麦克唐纳·道格拉斯公司研制的 AN/DPW-23 地形辅助惯性导航系统采用了该方法,并成功应用于美国海军的战斧巡航导弹。利用 AN/DPW-23 系统,标准 II 战斧对地攻击巡航导弹获得了低于 30.5 m 的圆概率误差^[58]。目前,应用该方式的巡航导弹还包括^[59]美国的 AGM-86B、AGM-129ACM,俄罗斯的 Kh-55,巴基斯坦的 Babur 等型号。

地形匹配辅助导航可以在很大程度上提高飞行器中制导阶段的导航精度,但该方式仍存在如下缺陷:

(1) 任务规划周期长

使用地形匹配作为中制导的巡航导弹在发射前要对被攻击目标以及沿途经过的地形特征进行卫星或航空拍摄,在地形匹配飞行区域内选出一条合适的飞行路线,在多个匹配区域内预先侦测地形高度并绘制出数字地形图,将卫星拍摄的照片放大成与巡航导弹飞行高度相对应的图像,然后把上述资料编成相应软件存入弹上计算机。这两项工作量大而繁琐,需要大量硬件设备支撑,前后耗时需一个星期左右才能完成。

(2) 飞行器使用的灵活性差

由于对地形起伏特性有特殊要求,不适于在平原、海面等地形起伏小的地区使用,因此限制了导弹使用的灵活性。特别是在可匹配地形较少的情况下,飞行器的可选飞行路线就会很少,甚至只能沿一条路线飞行,使敌方很容易判断后续导弹的飞行路线而加以拦截,从而增加了损失。据报道,由于美国在海湾战争前没有为攻击伊拉克准备地形匹配数字地图,在战争开始后,大部分战斧巡航导弹分 6 批沿着同一条航线一枚接一枚地飞向目标区,而不是同时从不同方向飞向目标。

(3) 抗干扰能力差

飞行器在预定匹配区的离地高度值是地形匹配修正惯导偏差的主要依据,而雷达高度表是实现地形匹配的关键设备。如果雷达高度表所测得的离地高度值偏差较大,那么地形匹配就无法实现修正惯导的目的。例如,目前美国巡航导弹所使用的 AN/APN194 前沿脉冲雷达高度表由于受巡航导弹体积重量的限制,几乎没有采用任何抗干扰措施,因此很容易受到电子干扰。

(4) 难以攻击机动目标

飞行器发射前要由任务规划系统将攻击目标所需数据输入制导计算机,作战时如果需要改变攻击目标,必须重新输入确定航迹的数据,需要几个小时的准备时间。

另外,地形匹配系统本身还会由于地形、季节和天气变化使输入信息更新不及时导致迷航。

1.2.2 景像匹配

景像匹配系统^[60-62]是利用一定大小的地面图像的模式(灰度、边缘或纹理分布)实现自主定位。景像匹配系统工作时,由综合制导与控制系统判断飞行器是否进入景像匹配区,如果飞行器已经进入,则发出进行景像匹配指令。在景像匹配区里,景像匹配系统采集飞行器的飞行姿态信息和飞行高度信息,进行姿态随动和对实时图进行修正。

当飞行器景像匹配系统在飞行中收到景像匹配指令,进入预先规划的景像匹配区时,摄像机不断摄取航迹下的地面图像送给管控配准组合。经计算机处理后得到实时图,再与已存入管控配准组合内的基准图像进行比较,在基准图上找到最相似的子图位置,即二者配准的位置。得到多帧实时图的配准结果后,采用一致性判断确定其中正确的匹配定位点,从而得到导弹的正确位置。景像匹配区面积远远小于地形匹配区,通常大到几平方公里,小可达到几百平方米,定位误差主要来自于实时图与基准图的配准误差、实时图中心偏移量及基准图的位置误差,配准误差又由景像图相对位置误差与景像图地面分辨率组成。

景像匹配系统工作时,首先要由任务规划系统提供攻击目标周围区域的数字景像,根据导航要求和可选区域情况在航迹上规划出景像匹配区,制作数字景像匹配图。发射前把控制系数和基准图加载到管控配准组合,飞行器发射后,综合制导和控制系统等待进入景像匹配区几秒前,发出匹配指令,下视系统开始拍摄导弹航迹正下方的地面图像,再与已存入管控配准组合内的景像图进行比较,得出实时图与基准图配准的位置。飞行器飞出匹配区后,综合制导和控制系统发出完成指令,等待下一次匹配指令或准备对目标实施攻击。

20世纪80年代,数字技术的飞速进步,使得处理器的运算速度和存储器的容量体积比大大提高,数字景像匹配区域相关(Digital Scene Matching Area Correlation, DSMAC),即人们常说的现代景像匹配技术随之出现。如图1-1(b)所示,该系统事先存储了预定航路上某区域的参考图像,也称匹配模板。载机安装光学传感器,在接近目标时,将实时图像和存储的目标图像在空间上进行对准,以确定两幅图像之间的位置关系,纠正航路。景像匹配技术已应用于巡航导弹。战斧系列巡航导弹在飞行末端增加数字景像区域相关导航方式,使攻击的圆概率误差从30 m降至小于10 m^[58]。俄罗斯的SS-N-30地对地攻击巡航导弹也采用了惯导/卫星导航/景像相关的组合导航方式^[63]。欧洲的“暴风阴影”系列^[64]和美国的联合战区外空射巡航导弹(Joint Air-surface Standoff Missile, JASSM)^[65]在末端采用了目标相关制导方式,进一步提高了打击精度。

与地形匹配辅助导航方式一样,景像匹配辅助导航也存在需要进行航路规划、制作景像模板、任务规划周期长、导弹使用的灵活性差等缺陷,并且环境对于末段景像匹配的影响是很大的,如景物的反射率和辐射率的变化、云和太阳投射角的变化所引

起的阴影和景物的遮挡效应以及在基准区域中实际景物的变化等。所有这些因素都将引起景像匹配实时图全部或部分网格的灰度值变化,从而影响匹配结果。

1.2.3 卫星导航

卫星导航中最具有代表性的是 GPS。GPS 系统是美国在子午仪卫星导航系统的基础上研制的第二代卫星导航定位系统,可以在全球范围内高精度、全方位、方便灵活地获得空间定位数据。GPS 卫星导航系统在飞行器飞行中可以作为惯性制导的辅助定位导航系统,修正惯导系统误差。

GPS 定位技术^[66-67]的基本原理是采用测量学中通用的测距交会确定点的方法,飞行器上接收机在某一时刻能收到 3 颗以上的 GPS 卫星信号,测量出飞行器到卫星的距离,然后分别以卫星为球心,以对应距离为半径作出三个球面,即可交会出导弹的空间位置,修正惯导误差。巡航导弹 GPS 定位系统正常工作时,精度可达米级。GPS 卫星发射两种测距码,一种为粗捕获码(CA 码),另一种为精码(P 码)。CA 码可以实现卫星信号的快速截获,精度为数十米;P 码用于精确定位,精度可达几米。CA 码向全世界公开,免费使用;P 码对外保密,用于美国及其盟国的军事领域。GPS 误差主要由接收机共有误差(如卫星误差、电离层误差)、传播路径延迟误差和接收机固有误差(如内部噪声)组成,通常用平均数法和差分校正法进行修正。

GPS 辅助导航主要用于飞行器飞行初段和中段,当飞行器发射时,惯导/卫星导航系统首先进行自检,判断系统工作正常,则向其发送对准参数及对准方式。惯导/卫星导航对准完毕后,制导计算机收到信息,转入等待导航指令,指令发出后,制导系统向惯导/卫星导航系统发出导航指令,系统开始导航。在匹配区内,如果同时获得地形匹配系统和 GPS 的定位信息,则利用惯导位置误差短时间变化平稳的特性,对两种信息进行判断,剔除变化剧烈的信息,经优选后与惯导组合。飞行器其余飞行段,只要判断卫星接收机信息正常,即可进行惯导/卫星组合导航。

由于 GPS 的精度比地形匹配和景像匹配都高,且具有任务规划周期短、使用灵活、无需航路规划等优点,所以在飞行器中得到了普遍的使用。改进的战斧巡航导弹取消了地形匹配单元,用 GPS 来辅助惯导系统实现飞行器的精确导航。

尽管 GPS 在正常工作的情况下具有很高的精度,但它也存在着缺陷:

(1) 抗干扰能力很差,对于接收信息的可靠性难以进行验证,还有可能被信号模拟(电子欺骗)所诱骗。巡航导弹所用 GPS 接收机的信噪比多为 54 dB,很容易受到各种因素的影响,包括太阳电离层暴和蓄意干扰等。据称,输出 100 mW 的全向天线干扰机可以对 16 km 范围内使用 GPS 的巡航导弹和其他精确制导武器造成严重干扰;输出 100 W 的全向天线干扰机可使 1 000 km 范围内该种武器的 GPS 受到干扰。因此,美军担心“只要敌方装备了简易的干扰机,就很容易破坏美军利用精确制导武器进行外科手术式打击的能力”。在 2003 年的伊拉克战争中,美国多次指责俄罗斯一家公司向伊拉克提供了 GPS 干扰机,致使多枚战斧巡航导弹偏离预定

航迹^[68]。

(2) 非美国盟友的国家在战时使用 GPS 是很不可靠的,甚至是危险的。尽管美国已经宣称取消了选择可用性(SA)政策,但在战时是很容易恢复的,有资料表明,美国的 GPS 系统可以实现在部分区域内的民用码不可用而军用码正常使用,在我国某些区域也曾出现过可以正常接收到卫星信号而无法进行定位的情况。

1.2.4 视觉辅助导航

视觉导航主要是根据视觉传感器实时拍摄的视频图像来计算运动物体的运动参数,从而提供导航信息^[69]。与其他传统导航方式相比较,视觉导航具有结构简单、成本低、频率高、适应性强和环境信息丰富等优点,因而近年来在许多研究领域得到了重视和发展^[70],其具体应用涵盖了海、陆、空立体空间环境,如海洋环境下基于海底视觉拼图的视觉导航、基于水下标记的视觉导航等;陆地环境中的机器人、智能车辆等;空间环境下的无人飞行器视觉导航、火星探测器的精确着陆视觉导航和月面着陆的视觉导航等应用。弹载成像导引头和图像处理技术的发展,为飞行器实现视觉辅助导航提供了条件。与其他组合导航方式相比,飞行器视觉辅助导航具有如下优势:

(1) 不需要增加硬件,实现成本低

为了实施对重要战略价值目标的高精确打击,新型飞行器通常配备带有视觉装置(例如 TV 和红外成像)的导引头,以保证末制导的高精确度。成像装置除了可以用于精确末制导,在中制导阶段,它也可被用于实现视觉辅助导航。

(2) 采取被动方式,隐蔽性好

军用飞行器为了提高其隐蔽性,往往不允许使用雷达等有源测量设备。而视觉装置属于被动传感器,利用的是可见光或者红外线这种自然信息,这在军事隐蔽上尤为重要。

(3) 精度高,实时性好

得益于近年来计算机视觉和传感器技术的飞速发展,视觉装置能够在较高的频率上获取数据,且精度较高。

(4) 抗干扰

摄像机更善于捕捉运动信息,传统的传感器则较吃力,从应用的角度来看,视觉信号的抗干扰性能很好,而无线电和 GPS 信号易受阻塞。

可以看出,视觉/INS 组合导航符合飞行器的特点,是一种廉价、自主和实用的导航方式,将会成为飞行器组合导航的发展趋势。

1.3 单个飞行器视觉辅助导航的研究现状

本节系统归纳了参考地物的飞行器视觉导航的研究现状,对现存各种方法的关键技术进行了分类和剖析,为基于地物参考的飞行器视觉辅助导航研究奠定了基础。