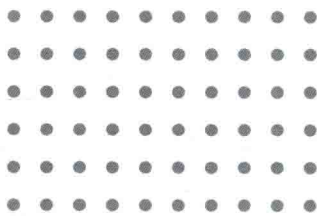
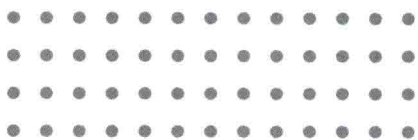


先进无人机 系统制导与控制

» 魏瑞轩 王树磊 著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

先进无人机系统制导与控制

魏瑞轩 王树磊 著

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

全书共分 9 章, 首先概要介绍了飞行器制导、导航与控制的概念、任务和实现方式, 提出了无人机系统的“机—站—人—链”闭环信息结构, 阐述了攻击无人机、临近空间无人机和空天无人机等典型无人机系统的制导控制特点, 以及无人机的制导方式与导引控制原理; 然后讲解了无人机飞行运动建模原理, 以实际无人机为用例, 按照“控制原理→控制律设计→增益参数确定”的方式阐述了用例无人机各通道控制律的设计方法, 并按照系统组成介绍了无人机制导控制系统的实现; 最后概要阐释了无人机编队飞行和协同搜索跟踪的制导控制原理。

本书结构严谨, 注重系统性和前瞻性, 突出理论与应用的结合。既可作为高等院校自动化类、航空航天类、兵器类等相关专业的本科和研究生教材, 也可作为相关领域科研和使用人员的参考用书。

图书在版编目 (CIP) 数据

先进无人机系统制导与控制 / 魏瑞轩, 王树磊著. —北京:
国防工业出版社, 2017.4
ISBN 978-7-118-11194-1

I. ①先… II. ①魏… ②王… III. ①无人驾驶飞机—制导系统 IV. ①V279

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2017) 第 040068 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)

涿中印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 11½ 字数 260 千字
2017 年 4 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

进入 21 世纪以来，在军事和民用需求的牵引下，世界无人机的发展正呈现井喷之势。同时，也极大地推动了飞行器自主飞行技术的发展。制导、导航与控制是支撑飞行器自主飞行的核心技术，也是保证飞行器安全高效完成任务的关键技术。无人机作为一种新型的飞行器，具有鲜明的“机上无人，人在回路”的系统特点。同时，随着无人作战飞机、临近空间无人机、空天无人机和各种先进的民用无人机的快速发展，无人机的应用更加强调智能和协同。无人机系统的这些新特性，正在极大地丰富、拓展着飞行器制导控制理论与技术的内涵和外延。

笔者在多年的关于飞行控制的教学科研过程中，深切地感到传统的以飞行器平台为中心的飞控理论不能很好地适应无人机系统控制工程的需要。就平台的飞行控制问题来说，固定翼无人机的飞行控制与传统的固定翼飞机的飞行控制没有本质区别，飞行控制的理论体系和技术实现已经很成熟，国内外已有很多非常好的关于飞行控制理论的教材专著，笔者也是这些著作的学习者和受益者。但无人机是一个系统，而且是突出强调自主化、智能化的系统，其飞行和完成任务的过程是“机一站一人一链”一体化融合的过程。因此，对无人机系统更需要以系统为中心的制导控制。如果仅是学习和掌握传统的飞行控制知识，则难以建立起对无人机系统制导控制问题的整体认识，不利于从系统控制的角度优化和提升无人机的任务能力和使用效能。为此，我们尝试从系统角度探讨无人机的制导控制问题，历时五载有余，终成此书，希望得到领域前辈和同行们的指正。

本书的初衷不在于讨论传统的飞行器平台的控制问题，而是尝试从系统的角度，讨论无人机系统制导控制的特殊性，分析无人机控制问题的总体架构，阐述无人机制导控制系统的设计方法。本书的主要特色体现在三个方面：

一是提出无人机系统的“机一站一人一链”控制结构，讨论了无人机系统制导控制面临的新问题。“机上无人、人在回路”是无人机运行结构的特殊性，“协同作战、智能飞行”是无人机作战使用的特殊性。正是这些特殊性形成了无人机系统基于“机一站一人一链”闭环信息结构的制导控制机理，以及面向任务特性的新型制导控制技术。

二是从制导控制的角度，将庞大的无人机家族分为三大类，即攻击无人机、自主起降无人机和空天无人机。分别阐述了这些无人机的制导控制特点和基本原理，重点突出了以临近空间无人机为代表的先进无人机和以空天无人机为代表的未来空天无人飞行器的制导控制问题的讨论。

三是按照面向实践、突出理论和实践结合的思路，引入实例无人机展开控制律的设计分析。我们以一个航模无人机作为全书的试验用例，在建模和控制律的设计分析中均贯穿使用该实例无人机，并按照“控制原理→控制律设计→增益参数确定”的模式来组织相关内容，使读者能够完整、具体地掌握无人机控制律的设计原理、方法和过程。

考虑到本书的篇幅和制导控制的特殊性，本书主要讨论无人机系统的制导控制问题。对涉及的导航要素进行基本说明，以保证 GNC 系统的完整性，但不对具体的导航技术原理做展开阐述。按照这一思路，分 9 章展开本书内容。第 1 章概要介绍飞行器制导、导航与控制的概念、任务和实现方式，以及传统典型飞行器的制导控制特点和无人机制导控制面临的新问题。第 2 章重点讨论无人机系统的制导控制特点，提出无人机系统的“机一站一人一链”闭环信息结构，详细阐述三类典型无人机系统的制导控制特点。第 3 章建立无人机的飞行运动模型，为后续制导律和控制律的设计分析提供模型基础，并结合一个实际的航模无人机建立本书的用例无人机模型，作为后续控制律设计分析的对象。第 4 章重点阐述无人机的制导方式与导引控制原理，包括无人飞行器的各种制导方式，航线飞行、寻的制导、遥控制导的导引控制原理和空天无人飞行器的制导控制原理。第 5 章和第 6 章分别讨论无人机纵向和横侧向运动的稳定与控制，内容组织突出实践应用，以实际的用例无人机作为控制对象，按照“控制原理→控制律设计→增益参数确定”的模式组织内容，使读者能够更具体地理解各个控制通道控制律的设计方法。第 7 章介绍无人机制导控制系统的实现，重点从制导控制计算机、机载敏感装置和执行机构三个方面介绍实现制导控制系统所需要的设备和部件的工作特性。第 8 章讨论无人机编队飞行的制导控制问题，阐述了无人机编队的控制结构、编队保持控制方法和编队防碰撞控制方法。第 9 章探讨无人机协同搜索跟踪的制导控制问题，从协同搜索问题建模、分布式协同搜索的制导控制、双机协同跟踪的制导控制等方面，简要介绍了面向无人机协同运用的制导控制的基本原理。

对于书中的 Matlab 仿真插图，为了保持仿真的“原汁原味”，并尊重读者的阅读习惯，对图中的符号和英文表达未做修改处理。

在本书撰写过程中，茹常剑、许卓凡、吕明海、张启瑞、周凯、何仁珂、倪天、李兴超等研究生帮助整理了部分素材，史东梅女士帮助校对了书稿文字，在此，对他们的深厚付出和支持表示深深感谢！

本书可作为高等院校的教学用书，也可供相关专业技术人员参考。无人机系统的制导控制涉及许多需要深入研究的新问题，本书尝试在这方面进行一些有益的探索，目前还较粗浅。由于我们水平所限，书中难免有错误和不当之处，敬请专家和读者指正。

魏瑞轩

二〇一六年十月于西安

目 录

第 1 章 制导导航与控制概述	1
1.1 飞行器的制导导航与控制	1
1.2 GNC 的任务和方式	2
1.2.1 导航的任务和方式	2
1.2.2 制导的任务和方式	4
1.2.3 控制的任务和方式	5
1.3 典型飞行器的制导控制	6
1.3.1 导弹的制导控制	6
1.3.2 有人飞机的制导控制	7
1.3.3 航天器的制导控制	8
1.3.4 航天飞机的制导控制	9
1.4 无人机制导控制的新问题	10
1.5 本书内容安排	11
第 2 章 无人机系统的制导控制特点	13
2.1 无人机系统概况	13
2.1.1 理解无人机系统	13
2.1.2 无人机系统的组成	14
2.2 无人机系统的“机—站—人—链”控制结构	16
2.2.1 无人机系统的闭环信息结构	16
2.2.2 无人机平台的制导控制回路	17
2.2.3 无人机系统的操控方式	18
2.3 攻击无人机的制导控制	19
2.3.1 攻击无人机的制导特点	19
2.3.2 攻击无人机的飞行控制	19
2.4 临近空间无人机系统的制导控制	20
2.4.1 临近空间无人机的控制特点	21
2.4.2 临近空间无人机系统的自主控制	22
2.4.3 先进无人机的自主控制等级	22
2.5 空天无人机系统的制导控制	24
2.5.1 空天无人机 X-37B	24
2.5.2 空天无人机的飞行特点	25
2.5.3 空天无人机的制导控制特点	26
2.6 无人机系统制导控制的发展方向	27

第3章 无人机的飞行运动模型	29
3.1 空气动力学基础	29
3.1.1 空气动力学的部分概念	29
3.1.2 连续性定理与伯努利方程	32
3.2 坐标系及无人机的运动参数	33
3.2.1 常用坐标系定义	33
3.2.2 无人机的运动参数	35
3.2.3 常用坐标系之间的转换	36
3.3 无人机的操纵面和机翼翼型	38
3.3.1 操纵面与偏转极性	38
3.3.2 翼型与机翼的参数	39
3.4 无人机上作用的外力与外力矩	40
3.4.1 纵向力及力矩	40
3.4.2 横侧向力及力矩	47
3.5 无人机的飞行运动方程	52
3.5.1 动力学方程	53
3.5.2 运动学方程	56
3.6 运动方程的小扰动线性化	58
3.6.1 小扰动线性化原理	58
3.6.2 运动方程的线性化处理	59
3.6.3 无人机的线性状态方程组	62
3.7 航模无人机的线性运动方程	63
第4章 制导方式与导引控制原理	65
4.1 无人飞行器的制导方式	65
4.1.1 自主制导技术	66
4.1.2 遥控制导技术	66
4.1.3 寻的制导技术	67
4.1.4 复合制导方式	70
4.2 航线飞行的导引控制原理	71
4.3 寻的制导的导引控制原理	72
4.3.1 相对运动关系描述	73
4.3.2 追踪导引法	74
4.3.3 平行接近导引法	76
4.3.4 比例导引法	77
4.4 遥控制导的导引控制原理	80
4.5 空天无人飞行器制导控制原理	82
4.5.1 空天飞行器及其制导控制	82
4.5.2 轨道机动过程的制导控制	83
4.5.3 离轨再入过程的制导控制	85

4.5.4	能量管理过程的制导控制	90
4.5.5	返场着陆阶段的制导控制	91
第 5 章	无人机纵向运动的稳定与控制	94
5.1	无人机纵向运动特性分析	94
5.1.1	纵向特征方程与模态	94
5.1.2	纵向运动的传递函数	96
5.2	纵向姿态的稳定与控制	97
5.2.1	俯仰角的控制原理	98
5.2.2	俯仰角控制律设计	99
5.2.3	俯仰角控制律增益设计	102
5.3	飞行高度的稳定与控制	106
5.3.1	飞行高度控制原理	106
5.3.2	飞行高度控制律设计	107
5.3.3	高度控制律增益设计	109
5.3.4	自动着陆段的纵向控制方案	110
5.4	飞行速度的稳定与控制	112
5.4.1	飞行速度控制原理	112
5.4.2	飞行速度控制律设计	113
5.4.3	速度控制律增益设计	115
第 6 章	无人机横侧向运动的稳定与控制	117
6.1	无人机横侧向运动特性分析	117
6.1.1	横侧向特征方程与模态	117
6.1.2	横侧向运动的传递函数	121
6.2	滚转角的稳定与控制	122
6.2.1	滚转角的控制原理	122
6.2.2	滚转角控制律设计	123
6.2.3	滚转角控制律增益设计	123
6.3	航向角的稳定与控制	126
6.3.1	航向角控制原理	126
6.3.2	航向角控制律设计	128
6.3.3	航向角控制律增益设计	129
6.3.4	荷兰滚阻尼器	131
6.4	侧向偏离的稳定与控制	133
6.4.1	侧向偏离控制原理	133
6.4.2	侧向偏离控制律设计	134
6.4.3	侧向偏离控制律增益设计	135
6.4.4	自动着陆段的横侧向控制	137
第 7 章	制导控制系统的实现	139
7.1	制导控制系统结构原理	139

7.2	制导控制计算机	141
7.2.1	硬件结构	141
7.2.2	软件组成	142
7.3	敏感装置	143
7.3.1	大气参数测量装置	143
7.3.2	角速度传感器	145
7.3.3	航向姿态角测量装置	146
7.3.4	导航定位装置	147
7.4	执行机构	149
7.4.1	舵机的基本类型	149
7.4.2	舵机的开环特性	150
7.4.3	舵回路特性	151
第 8 章	无人机编队飞行的制导控制	153
8.1	无人机编队控制结构	153
8.1.1	集中式体系结构	153
8.1.2	分布式体系结构	154
8.1.3	分层式体系结构	154
8.2	无人机编队保持控制	155
8.2.1	编队保持问题建模	155
8.2.2	分布式编队控制总体结构	158
8.2.3	基于 NMPC 的编队机动指令决策	158
8.3	无人机编队重构控制	161
8.3.1	编队重构制导控制框架	161
8.3.2	无人机编队重构机动指令决策模型	162
8.3.3	基于 DMPC 的编队重构机动指令求解	164
8.4	无人机编队控制仿真	165
8.4.1	编队保持控制仿真	165
8.4.2	编队重构控制仿真	167
第 9 章	无人机协同跟踪的制导控制	170
9.1	协同跟踪控制问题描述	170
9.1.1	协同保距跟踪的基本内涵	170
9.1.2	双机协同跟踪的制导要求	170
9.2	协同保距跟踪的制导原理	171
9.2.1	相对距离的制导控制	171
9.2.2	观测角的制导控制	172
9.3	无人机协同跟踪仿真实验	173
9.3.1	对匀速直线运动目标的协同跟踪	173
9.3.2	对 S 形机动目标的协同跟踪	174
	参考文献	175

第 1 章 制导导航与控制概述

制导、导航与控制是所有运动体自主运动的关键技术，更是导弹、卫星、无人机等各类飞行器飞行和完成任务所必需的核心关键技术。制导、导航与控制最早从卫星、导弹等飞行器的自动飞行问题中提出，逐步扩展到现代有人驾驶飞机、无人机、智能炸弹、火箭弹、灵巧子弹药等各种新型飞行器，成为支撑这些先进飞行器飞行和完成任务不可或缺的重要功能。本节概要介绍制导、导航与控制的概概念关系，以及典型飞行器的制导控制特点等。

1.1 飞行器的制导导航与控制

飞行器是指人类创造出来的能够在大气层内或大气层外空间进行可控飞行的装置的总称。按照其飞行环境和工作原理的不同，通常将飞行器分为 3 类，即航空器、航天器、导弹与火箭等。无论何种飞行器，为了顺利到达目标点或目的地，或是圆满完成飞行任务，都必须解决飞行器的去向、定位和控制的问题，所需技术就是我们常说的“制导、导航和控制”。导航（Navigation）就是确定飞行器的位置、航向和速度等信息，解决飞行器的精确定位问题，即“我在哪里？”；制导（Guidance）就是给出飞行器的飞行指令，解决飞行方向的问题，即“我要去哪里？”；控制（Control）就是根据飞行指令控制飞行器按照期望的姿态和轨迹飞行，解决飞行器的稳定和操纵问题，确保飞行器能够准确到达目的地。

制导、导航与控制是保证飞行器飞行的密切相关的三项技术。对于无人飞行器来说，这三个方面的技术要素缺一不可，它们相互协作、密切配合，是保证无人飞行器飞行的基本要求。通常，人们将其简称为飞行器的 GNC 技术。对于制导、导航与控制三者的关系，清华大学顾启泰教授曾用图 1-1 所示的结构关系给予了形象的说明。

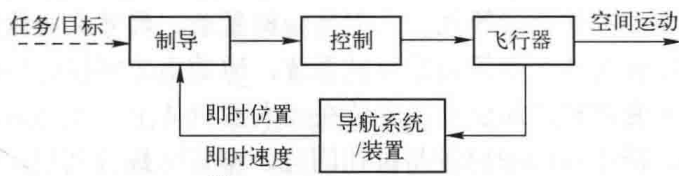


图 1-1 制导、导航与控制系统典型结构图

制导、导航与控制的重要性是显而易见的，对于 GNC 系统在飞行器中的地位，可从美军标 MIL-STD-681A 给出的分层结构来理解，如图 1-2 所示。

制导、导航与控制是飞行器实现自主飞行的关键核心技术。对于现代先进飞行器，GNC 系统组成复杂，技术难点也多，是许多国家一直都在大力发展的航空航天关键技术。

为了加强对这一技术方向的研究工作，美国航空航天协会（American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA）专门下设有制导、导航与控制分会。我国在控制科学与工程一级学科下设有导航、制导与控制二级学科方向。

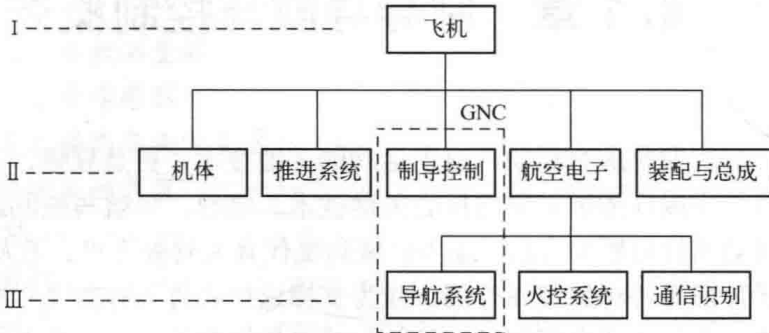


图 1-2 GNC 系统在飞行器中的地位示意图（引自 MIL-STD-681A）

1.2 GNC 的任务和方式

1.2.1 导航的任务和方式

导航的核心任务就是要实时确定出飞行器的即时位置、飞行速度、航向等参数，以保证能够以要求的精度正确地引导和控制飞行器沿着预定的航线飞行。这些参数通常称为导航参数。正是由于导航的重要，迄今为止，人们已经发展了多种导航技术，而且仍然在不断研究开发新型的导航技术。目前成熟的导航技术包括有惯性导航、卫星导航、天文导航、无线电导航、地形匹配导航、组合导航等。

一、惯性导航

惯性导航是依靠安装在无人机的加速度计测量载体在 3 个轴向的运动加速度，经积分运算得出载体的瞬时速度和位置的一种导航方式。按惯性测量装置在载体上的安装方式分，惯性导航系统有两大类：平台式惯性导航系统和捷联式惯性导航系统。

平台式惯性导航系统是将惯性测量装置安装在惯性平台的台体上，这样使得惯性平台能隔离载体的角振动，惯性测量元件工作条件较好，平台能直接建立导航坐标系，具有精度高、计算量小、容易补偿等优点，但是结构复杂、尺寸大、价格昂贵。捷联式惯性导航系统是一种没有实体平台的惯性导航系统，通常由陀螺仪、加速度计和导航计算机等组成。它把加速度计和陀螺仪直接安装在无人机机体上。加速度计测量加速度在机体 3 个轴上的分量。陀螺仪的敏感轴与机体固连，位置陀螺仪利用陀螺的定轴性，测量机体的姿态角。速率陀螺仪利用陀螺的进动性测量机体的瞬时角速度。导航计算机则把加速度计、陀螺仪输出在机体坐标系的视在加速度、机体姿态角或瞬时角速度通过坐标变换转换到惯性坐标系，并进行重力加速度的补偿，算出机体相对惯性坐标系的运动参数。在捷联式惯性制导系统中，导航计算机实际上替代了复杂的陀螺稳定平台的功能。由于省去了机械结构的平台，捷联式惯性导航系统结构简单、体积小、重量轻，成本大大降低，可靠性高，维护方便。随着高性能机载计算机的发展，捷联式惯性导航系统的

性能已经非常稳定，已在无人机上广泛使用。

惯性导航完全依靠机载设备自主完成导航任务，工作时不依赖外界信息，也不向外界辐射能量，不易受到干扰，不受气象条件限制，是一种自主式的导航系统，具有完全自主、抗干扰、隐蔽性好、全天候工作、输出导航信息多、数据更新率高等优点。其最大的问题在于导航精度，惯性导航系统的定位误差是随时间积累的累积误差，影响导航精度的主要原因是惯性传感器本身的精度，而单纯提高惯性传感器的精度毕竟是有限的。所以通常以惯性导航系统作为主导航系统，再使用其他导航系统对其误差进行补偿，从而形成组合导航的方式来解决惯导使用的局限性问题。

二、卫星导航

卫星导航顾名思义是依靠卫星进行导航的方式。目前世界上能够使用的卫星导航技术有美国的 GPS 导航、俄罗斯的 GOLLAS 导航、中国的北斗导航以及欧洲的伽利略导航技术。卫星导航具有全球性、全天候、实时性和高精度的优点，但也有致命弱点，如对于机动性高的场合，会产生“周跳”现象、导航精度急剧下降、完全依赖卫星和地面控制中心的可靠性、易受干扰等。下面以 GPS 导航为例，简单介绍卫星导航特点。

GPS 全球定位系统可以提供全球任一点的三维空间位置、速度和时间，具有全球性、全天候、连续的精密三维导航与定位能力。GPS 系统分为三部分，包括空间卫星部分、地面监控部分和用户接收机部分。GPS 的空间卫星星座由 24 颗卫星组成，其中包括 3 颗备用卫星。卫星分布在 6 个轨道面内，每个轨道面上分布有 4 颗卫星。每颗卫星每天约有 5h 在地平线上，同时位于地平线以上的卫星个数，随时间和地点的不同而有差异，最少 4 颗，最多可以达到 11 颗，这种 GPS 卫星配置方式保障了在地球任何地区、任何时间都至少可以同时观测到 4 颗卫星，加之卫星信号的传播和接收不受天气的影响，因而保证了 GPS 定位的全球性、全天候和实时性。

全球卫星定位系统用户终端的主要任务是接收 GPS 卫星发射的无线电信号，以获得必要的定位信息及观测量，并经数据处理来完成定位工作。GPS 接收机通过对信号码的量测可得到卫星接收机的距离，这个距离由于含有接收机卫星钟的误差及大气传播误差，故称为伪距。对 CA 码(民码)测得的伪距称为伪距 CA 码，精度约为 20m 左右，对 P 码(军码)测得的伪距称为 P 码伪距，精度约为 2m 左右。

三、差分 GPS 导航

差分技术很早就被人们所应用。它实际上是一个观测站对两个目标的观测量、两个观测站对一个目标的观测量或一个观测站对一个目标的两次观测量之间的差。其目的在于消除公共误差和公共参数。GPS 是一种高精度卫星定位系统，能给出高精度的定位结果。在 GPS 定位过程中，存在着三部分误差。第一部分是每一个用户接收机所共有的，例如，卫星钟误差、星历误差、电离层误差、对流层误差等。第二部分是不能由用户测量或由校正模型来计算的传播延迟误差。第三部分为各用户接收机所固有的误差，例如内部噪声、通道延迟、多径效应等。利用差分技术，第一部分误差完全可以消除，第二部分大部分可以消除，第三部分误差则无法消除。开始，有人提出利用差分技术来进一步提高定位精度，但由于用户要求还不迫切，所以这一技术发展缓慢。随着 GPS 应用领域的进一步开拓，人们越来越重视定位精度的提高。为此，又开始发展差分 GPS 定位技术。它使用一台 GPS 基准接收机和一台用户接收机，利用实时或事后处理技术，使用户

测量时消去公共的误差源。

四、天文导航

天文导航又称为星光导航，是利用对星体的观测和星体在天空的固有运动规律提供的信息来确定飞行器在空间运动参数的一种导航技术。天文导航系统的精度主要依赖于对指定星体的观测精度，受气象条件影响较大，通常与其他自主导航系统组合使用。天文导航系统由量测装置、导航计算机和飞行控制系统等组成，量测装置包括星光跟踪器、空间六分仪等。六分仪的天文望远镜安装在双轴陀螺稳定平台上，实现对星体的自动跟踪。

五、组合导航

所谓组合导航，是指把两种或两种以上的导航系统以适当的方式组合在一起，利用其性能上的互补特性，以获得比单独使用任一系统时更高的导航性能。目前飞行器上实际应用的导航系统基本上都是组合导航系统，如卫星/惯性导航组合导航系统、多普勒/惯性导航组合导航系统等，其中应用最广泛的是 GPS/惯导组合导航系统。

六、多普勒导航

多普勒导航是飞行器常用的一种自主式导航系统，它的作用原理是多普勒效应。多普勒导航系统由磁罗盘或陀螺仪表、多普勒雷达和导航计算机组成。多普勒雷达不断地沿着某方向向地面发出无线电波，利用无人机和地面有相对运动产生的多普勒效应，测出雷达发射的电磁波和接收到的回波的频率变化，从而计算出无人机相对于地面的飞行速度，即地速，以及偏流角，即地速与无人机纵轴之间的夹角。由于气流的作用，偏流角的大小反映了地速、风速和空速之间的关系。空速指无人机相对于空气的速度，其方向为无人机机身的纵轴方向。根据多普勒雷达提供的地速和偏流角数据，以及磁罗盘或陀螺仪表提供的航向数据，导航计算机就可以不断地计算出无人机飞过的路程。

多普勒导航系统的工作方式是主动的，它不需要地面站，其测速精度约为航行精度的 1/100~1/1000，且抗干扰能力较强。但是，由于它工作时必须发射电波，导致其隐蔽性不好。此外，多普勒导航的性能与反射面的形状有关，如在水平面或沙漠上空工作时，由于反射性不好就会降低性能。

在 GNC 系统中，导航有着相对独立的技术体系，而且内容很庞大。为此，本书中对于各种导航技术和装置的详细原理等不做重点阐述。如果读者需要深入了解相关内容，请参阅有关导航技术的专业书籍。

1.2.2 制导的任务和方式

制导的核心任务是确定出飞行器的飞行控制信号，以使飞行器能够实现期望的飞行轨迹。制导功能最早主要是导弹、卫星等飞行器所需要的，现代有人驾驶飞机在自主飞行状态时，也需要有一定的制导能力。随着先进无人机系统的发展，制导的方式方法更加丰富多样。根据制导信号形成方式的不同，常见的制导方式主要包括自主制导、遥控制导、寻的制导和复合制导四大类。

自主制导是指飞行器在飞行中，仅根据预先装定的目标或目标区信息和依靠自身设备获得的导航信息，自主计算出制导信号的一类制导方式。根据信息的来源和计算方法的不同，自主制导又可具体划分为程序制导（标准航迹制导）、卫星制导、惯性制导、地

图匹配制导、天文制导（又称星光制导）等方式。

遥控制导是指由地面制导站（制导雷达）通过遥控链路向飞行器发出制导信息，或由地面指挥控制站通过遥控链路向飞行器发出飞行指令，由飞行器根据接收的飞行指令控制自身飞向目标或预定区域的一类制导方式。简言之，就是由地面制导站发出指令来控制飞行器飞行的制导技术。遥控制导可分为遥控指令制导和驾束制导两大类，遥控指令制导根据遥控指令的生成方式又可分为无线电遥控指令制导、光学遥控指令制导和直接遥控指令制导三种形式。

寻的制导又称自动导引制导，主要用于目标攻击性飞行器，如导弹、制导炸弹、反辐射无人机、自杀式攻击无人机等。它是利用装载飞行器上的导引头（寻的器）接收目标辐射的或反射的某种特征能量，确定目标和飞行器的相对位置，进而由飞行器携带的制导计算机形成制导信号，引导控制飞行器飞向目标的一种制导方式。根据特征能量制造源的不同，可分为主动寻的、半主动寻的和被动寻的 3 种制导方式。根据特征能量物理特征的不同，可分为雷达寻的制导、红外寻的制导、电视寻的制导和激光寻的制导等方式。

复合制导是通过复合两种以上的制导技术以进一步提高制导精度和制导系统抗干扰能力的制导方式。每种制导体制都有着自己独特的优点和缺点，单一的制导体制难以做到全天时、全天候的精确制导，通过各有所长的制导技术的互补，则可有效提高制导精度。对于现代精确打击武器来说，复合制导和复合末制导已成为其重要的技术特征。

关于各种制导方式的详细说明参见本书第 4 章。

1.2.3 控制的任务和方式

飞行控制的目标是使飞行器按照期望的姿态和轨迹运动，控制的对象是飞行器的操纵面，对于常规布局飞机，操纵面一般包括升降舵、副翼、方向舵，操纵面布置如图 1-3 所示。升降舵是设置在水平尾翼后缘的可活动舵面，左右水平尾翼各安装一个。通过升降舵的同步偏转，可以改变水平尾翼上所受气动合力的方向，进而产生使飞机低头或抬头的力矩，使飞机发生俯仰运动。副翼是安装在机翼后缘部分的一种活动翼面，左右机翼各设一个副翼，主要用于控制无人机做滚转运动。副翼按照差动方式偏转，副翼的偏转会左右机翼产生的升力发生变化，进而会产生使飞机向左或向右滚转的力矩，控制无人机发生期望的滚转运动。在垂直尾翼后缘设有用于操纵方向偏转的方向舵，通过偏转方向舵，就会产生使飞机机头偏转的力矩，达到改变方向的目的。

飞行器的空间运动包括了 6 个自由度的运动，即前后平动、左右侧移、上下升降、俯仰、滚转和偏航。对于常规布局的飞行器，根据飞行器的运动学和动力学特性，可以将这 6 种运动分解为两组耦合性极弱的运动，即纵向运动和横侧向运动。纵向运动包括了前后平动、上下升降和俯仰，横侧向运动包括了左右侧移、滚转和偏航。因此，对常规布局飞行器的控制可按照纵向通道和横侧向通道分别设计和实施。在纵向通道，通过控制飞行器升降舵的偏转和油门开度，可以调整飞行器的俯仰姿态、速度和高度，从而实现对飞行器前后平移、上下升降、俯仰等运动的控制；在横侧向通道，通过控制飞行器副翼和方向舵的偏转，可以调整飞行器的滚转姿态和偏航姿态，从而实现对飞行器左右侧移、横滚、偏航等运动的控制。控制系统的实现包括了控制律的解算装置、操纵面

执行机构和用于感知飞行器运动参数的传感器等。

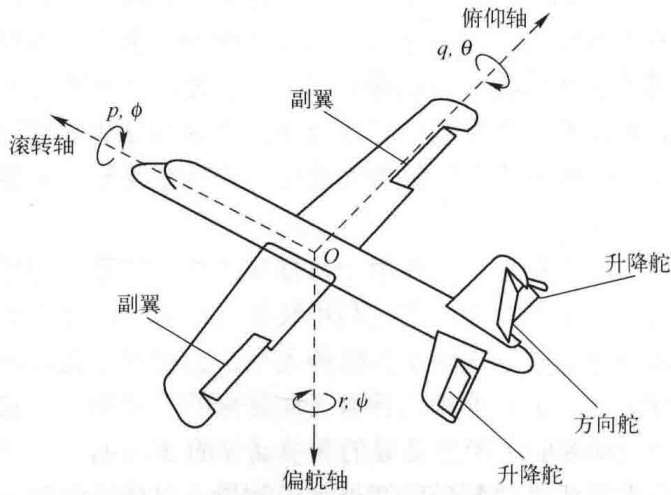


图 1-3 常规布局飞机的操纵面布置示意图

从飞行器发展至今，对操纵面的控制方式已经历了机械操控、阻尼增稳控制、控制增稳和电传控制等发展阶段。机械操控方式就是通过机械杆系将飞行员用驾驶杆和脚踏发出的驾驶信号直接传递到操纵面的方式，包括纯机械操纵、可逆助力操纵和不可逆助力操纵（全助力操纵）。为了解决飞行器在高空高速飞行时，由于本身阻尼减少而使飞行器产生振荡的问题，发展了阻尼增稳控制。它是在操纵面的控制通道中引入角速度反馈，从而达到增大系统动态阻尼、减小振荡的目的，实现这一措施的装置被称为阻尼器。附加阻尼的引入，虽然提高了飞机的稳定性，但却使飞机的操纵性变差（迟钝）。为了解决操纵性和稳定性之间的矛盾，又在原来操纵通道之外，加入了杆到舵回路的电气信号通道，即向操纵面附加了一个由电气信号通道产生的控制作用，从而提高了对操纵面的操控能力，这种方式即被称为控制增稳。在上述控制方式中，机械操控通道仍然是对操纵面的主操控通道。为了减轻操控系统的重量，提高战场生存能力，随着电气信号通道冗余度技术的成熟，当多余度电气通道的可靠性水平完全达到了单冗余度机械通道的可靠性水平时，人们开始用完全的电气操控通道取代“机械+电气”形式的操控通道，这就产生了已被现代飞机广泛使用的电传操纵（Fly by Wire）系统。由于电气通道在战场环境下易受电磁干扰，人们已开始研究开发光传操纵系统，即将指令信号的电气传输通道改为光纤传输通道，这将是下一代飞行器操控系统的重要技术特征。

1.3 典型飞行器的制导控制

对于不同类型的飞行器，制导控制的实现原理和特点有所不同。本节简要介绍几种典型飞行器的制导控制特点。

1.3.1 导弹的制导控制

导弹是用于攻击指定目标的飞行器，必须要有能力准确地飞向目标，并与其在有效

的杀伤半径内相遇或相撞。导弹制导控制系统的任务就是引导导弹克服各种干扰因素，按照确定的规律和要求自主准确地飞向目标。通常，导弹制导控制系统可划分为制导子系统和控制子系统两大部分，如图 1-4 所示，是一种由弹上设备探测目标并形成制导指令的制导控制系统的原理图。

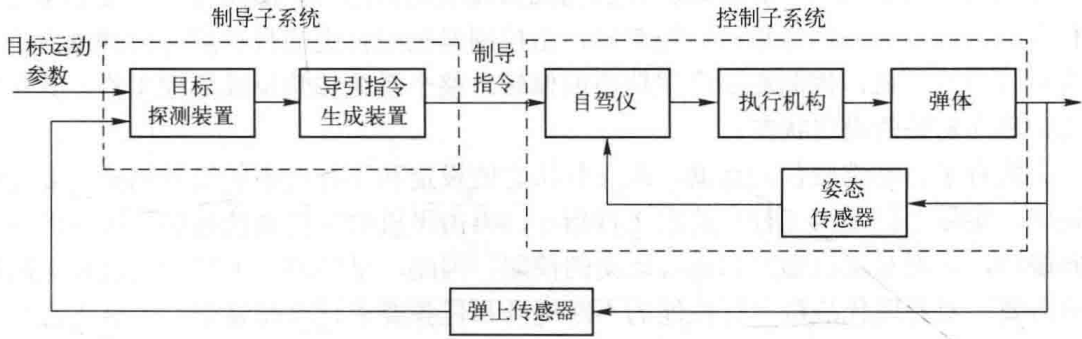


图 1-4 导弹制导控制原理示意图

制导子系统由目标探测装置和制导指令生成装置组成，其功能是测量导弹相对目标的位置或速度，按预定规律形成制导指令，通过控制系统使导弹沿着适当的弹道飞行，直至命中目标。控制子系统由敏感装置、计算装置和执行机构组成，其功用是控制导弹的姿态和飞行速度，改变导弹的飞行弹道，保证导弹能稳定地飞行并最终命中目标。对于实际的导弹装备，控制子系统就是自动驾驶仪，制导子系统被称为制导系统。

导弹的制导方式与目标特点、目标的可探测特征、导弹的任务需求、作战使用方式等有着密切的关系，这造就了导弹家族丰富的制导方式。如巡航导弹具有中制导和末制导两种不同的制导阶段和需求，其制导方式和制导精度都有所区别。中制导主要保证巡航导弹能够按照正确的航线飞向目标/目标区，主要使用惯性制导、GPS 制导、地形匹配制导等方式。末制导是要保证巡航导弹能够准确击中目标，主要使用 GPS 制导、电视制导等方式。空空导弹针对的目标是空中的飞行器，使用红外制导体制是最为有效和普遍的。早期的弹道导弹对中、末制导没有要求，也不采取手段，但随着现代反导技术的发展和突防要求的提高，末端机动成为弹道导弹提高突防能力的重要手段，从而也对其末端制导技术提出了新的要求。

1.3.2 有人飞机的制导控制

对有人驾驶飞机的控制，最早就是飞行员通过驾驶杆和脚蹬来操控飞机。驾驶杆和脚蹬的运动再通过机械操纵系统转化为飞机平尾、副翼和方向舵的舵面转动，使飞机受到的气动力和气动力矩发生改变，从而控制飞机运动。这是一种人工指令的控制。

随着飞机飞行包线的扩大，高空高速时战斗机自身阻尼降低，容易产生振荡导致操控品质下降和任务效能降低。同时，远程飞行任务的出现也需要能够有效减缓飞行员的驾驶疲劳。但单纯的“人工+机械”操控模式已很难满足这些要求。为此，开始出现具备

控制增稳功能的自动驾驶设备，一方面，通过增加阻尼以抑制飞机的振荡；另一方面，通过自动控制飞机按设定状态飞行来降低飞行员的操控强度。早期的自动驾驶设备被称为自动驾驶仪，由敏感元件、控制器和舵机等组成。敏感元件测量飞机的飞行姿态，控制器负责解算使舵面偏转的操控指令，舵机是自动驾驶仪的执行机构，根据操控指令驱动助力系统使飞机的相应舵面偏转。当飞机偏离设定状态时，敏感元件感受到偏差的方向和大小，将相应的信号输送给控制器，由控制器按照指定的规律解算出控制指令，经放大后传送给舵机，控制舵面产生期望的偏转。整个系统按负反馈原理工作，其结果是使飞机趋向初始的设定状态。

虽然有了自动驾驶仪的帮助，但飞行状态的设定和飞行模态的选择仍然需要飞行员来完成。实际上仍是由飞行员给出飞行指令，再由飞机的操控系统按照该指令控制飞机舵面偏转，实现对飞机姿态和重心运动的控制。因此，早期的有人驾驶飞机并无制导功能的需要。随着现代战机飞行性能的不不断提升和任务要求越来越复杂，仅靠飞行员的人工操控已难以适应现代空战高强度大负荷的要求，这就需要现代战机必须具备基本的自主飞行能力。现在，我们看到的世界各国的三代以上有人驾驶作战飞机，都已经具备了较强的自主制导功能。

1.3.3 航天器的制导控制

航天器是在地球大气层以外宇宙空间飞行，执行探索、开发或利用太空等航天任务的人造飞行器的总称。根据活动范围的不同，航天器可分为地球轨道航天器、月球轨道航天器、行星际航天器和恒星际航天器。根据功能和特点的不同，航天器又可分为人造地球卫星、空间站、宇宙飞船和航天飞机。航天工程是一项十分复杂的系统工程，航天器系统必须与发射场系统、运载器系统、航天测控系统、地面应用系统等相互配合、协调功能工作，才能顺利完成航天飞行任务。航天器系统涉及诸多专业领域，属于综合性的工程技术领域，制导控制技术是航天器的关键核心技术。根据任务特性的不同，对航天器的控制主要有轨道控制、姿态控制、交会对接控制等。例如返回式飞船，需要控制飞船完成轨道转移、交会对接、再入返回等飞行任务。而通信卫星需要控制点波束的覆盖区，侦察卫星需要控制侦察设备的扫描区等，需要对卫星的姿态和有效载荷进行联合控制。

航天器的轨道控制包括了轨道机动和轨道调整。轨道机动是指控制航天器的轨道发生改变的过程，即使航天器从当前轨道运动到另一条轨道上的整个飞行过程。航天器发射过程中完成星箭分离后，需要通过轨道机动进入预定轨道。在轨飞行期间，由于任务的变化也需要改变轨道。另外，航天器受到地球形状、日月引力、大气阻力、太阳光辐射压等各种扰动的作用，会产生对原轨道的缓慢漂移，为此，需要对其运行轨道进行微量机动，即轨道调整。轨道控制的任务就是控制航天器质心运动速度的大小和方向，使其轨道满足飞行任务的要求。轨道控制的执行部件是轨控发动机，具有多次点火启动能力，能够提供轨道机动所需的推力和方向。航天器的姿态控制就是控制其姿态按照预定的规律运动，包括姿态保持和姿态机动。姿态控制的执行机构包括航天器携带的推力器、飞轮和磁力矩器等，用以产生控制力矩，使航天器绕自身质心发生期望的转动，满足航天器轨道和任务的需要。