



Control and Simulation
of Aviation Aircrafts

航空飞行器 控制与仿真

史莹晶 著

科学技术出版社



Control and Simulation
of Aviation Aircrafts

航空飞行器 控制与仿真

史莹晶 著



电子科技大学出版社

图书在版编目 (CIP) 数据

航空飞行器控制与仿真 / 史莹晶著. — 成都:

电子科技大学出版社, 2011. 5

ISBN 978-7-5647-0809-2

I. ①航… II. ①史… III. ①航空器—控制系统—系统仿真 IV. ①V249.122

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2011) 第 006179 号

内 容 提 要

本书介绍了航空飞行器 (固定翼飞机、有翼导弹) 控制与仿真的相关内容, 内容结合工程实际, 反映现代航空飞行器新的控制方式与方法。将全书分为 9 章介绍。前 5 章着重介绍基础理论, 包括基本概念、数学基础、工作原理及通用的设计仿真方法。后 4 章给出具体应用实例, 包括经典控制、现代控制及最优控制的应用及多执行机构复合控制的应用。

本书可作为飞行器自动控制相关专业的教学参考书, 也可供从事飞行控制的科研人员和工程技术人员参考。

航空飞行器控制与仿真

史莹晶 著

出 版: 电子科技大学出版社 (成都市一环路东一段 159 号电子信息产业大厦 邮编: 610051)

策划编辑: 万晓桐

责任编辑: 万晓桐

主 页: www.uestcp.com.cn

电子邮箱: uestcp@uestcp.com.cn

发 行: 新华书店经销

印 刷: 成都金龙印务有限责任公司

成品尺寸: 185mm×260mm 印张 10.75 字数 262 千字

版 次: 2011 年 5 月第一版

印 次: 2011 年 5 月第一次印刷

书 号: ISBN 978-7-5647-0809-2

定 价: 20.00 元

■ 版权所有 侵权必究 ■

- ◆ 本社发行部电话: 028-83202463; 本社邮购电话: 028-83208003。
- ◆ 本书如有缺页、破损、装订错误, 请寄回印刷厂调换。

前 言

航空飞行器是当代科学技术高度综合的产物。它们综合应用了基础科学、应用科学和工程技术最新成果。力学、热力学、材料科学、信息科学、喷气推进技术、电子技术、计算机技术、自动控制理论和技术以及制造工艺等都对航空飞行器的发展起了极为重要的作用；而航空飞行器的研制和发展中以及航空航天活动实践中所提出的新问题、新要求又促进了有关学科的发展；同时，在各个学科应用于航空飞行器的设计、制造、运行的各个环节中时，互交叉、渗透，又产生了一些新的学科。

20世纪60年代初，正是伴随着航空航天技术的迅猛发展和计算机的广泛应用，加上这一时期在微分方程数值解理论方面又有很大的突破，控制与仿真技术在航空航天领域越来越受到重视。

本书介绍了航空飞行器（固定翼飞机、有翼导弹）控制与仿真的相关内容。全书分两部分：前五章着重介绍基础理论；后四章给出具体应用实例。

第一部分（基础理论部分）：第1章对航空飞行器基本概念及分类做了简单介绍，并对航空飞行器的发展历程作了概览，同时，本章对主要的控制方法进行了概略性的描述。第2章以导弹为例，介绍了航空飞行器在飞行过程中的受力及力矩情况，明确这些力及力矩是建立飞行器飞行运动方程组的基础。第3章在给出常用坐标系的基础上，应用动量定理与动量矩定理，建立了飞行器可控方程组。该方程组也是航空飞行器本体建模的基础，是完成航空飞行器数字仿真的重要部分。第4章对飞行控制系统的工作原理进行论述。包括飞行控制系统的组成，各组成器件的原理、数学模型及在飞行控制系统中的功用，飞行控制系统的基本回路，以及飞行控制系统的典型控制模态。第5章首先给出飞行品质评价及规范的相关内容，这些内容是飞行控制系统设计的指导与依据。接下来对常用的设计方法及控制律结构进行了介绍。最后介绍了飞行控制系统仿真实验验证的基本概念、流程及地面飞行模拟试验。

第二部分（应用实例部分）：第6章以常规无人机为背景，给出了经典PID控制应用实例。该实例采用制导与控制一体化设计思想，设计了航迹跟踪控制律。第7章分别采用模糊控制方法与变结构控制方法，针对大空域机动巡航导弹的导引系统及控制系统进行设计，给出了现代控制应用实例。第8章首先对最优控制进行了简单介绍，同时引入了控制参数化提升技术。该技术手段可以将切换时间不确定的切换系统最优控制问题，转化为标准的最优参数选择问题，从而使问题得以求解。利用该技术手段，本章以周期沉浮式巡航飞行的高超声速飞行器为背景，给出最优控制的应用实例。第9章针对航空飞行器在大气密度较低，气动舵无法提供足够机动能力的情况，给出直接力/气动力复合控制的两个实例。其中第一个实例以摆动喷管的推力矢量与气动力复合，给出了超声速巡航导弹的复合控制，第二个实例以反推力控制系统与气动舵复合，给出了某临近空间飞行器的复合控制。

航空飞行器的控制与仿真是一门内容丰富的学科，它融合了数学、力学、航空宇航科学

与技术、计算机科学与技术、控制科学与工程、飞行器设计、飞行力学、飞行控制系统等知识，既有传统专业，又有新兴学科。本书只是粗浅地对航空飞行器控制与仿真相关的基本概念、飞行控制系统的组成与功用以及航空飞行器通用的控制律设计仿真方法作些介绍。包括飞行器的性能分析、电传飞行控制系统、自修复飞行控制系统、光传飞行控制系统、人工智能技术、主动控制技术、飞行器结构挠性的影响、仿真环境的组建、仿真程序的开发测试以及系统综合试验等，本书都未作讲解。读者若有这些方面的需求，可以参阅相关的参考文献。

在本书的编写过程中，得益于许多专家学者的帮助与支持；本书的很多内容都参考了何庆芝教授、何植岱教授、钱杏芳教授、王永熙教授、肖业伦教授、谢克明教授、张明廉教授的著作，这里一并表示感谢。

由于水平有限，书中不妥和错误之处在所难免。在此，诚恳地希望读者批评指正，以使本书逐步完善。

编者
2011年3月

目 录

第1章 绪论.....	1
1.1 航空飞行器概述.....	1
1.2 航空飞行器发展.....	2
1.3 主要控制方法.....	5
1.4 本书的主要内容.....	9
第2章 作用在航空飞行器上的力和力矩.....	10
2.1 作用在航空飞行器上的空气动力.....	10
2.1.1 航空飞行器的气动外形.....	10
2.1.2 速度坐标系和体坐标系.....	13
2.1.3 空气动力表达式.....	15
2.1.4 升力、阻力和侧向力.....	15
2.2 作用在航空飞行器上的空气动力矩.....	17
2.2.1 空气动力矩的表达式.....	17
2.2.2 压力中心和焦点.....	17
2.2.3 俯仰力矩.....	18
2.2.4 偏航力矩.....	23
2.2.5 滚转力矩.....	23
2.3 作用在航空飞行器上的其他力和力矩.....	25
2.3.1 推力.....	25
2.3.2 重力.....	25
2.3.3 铰链力矩.....	26
2.3.4 马格努斯力和力矩.....	27
第3章 航空飞行器运动方程组.....	28
3.1 常用坐标系及坐标转换.....	28
3.1.1 坐标系的定义.....	28
3.1.2 坐标变换的一般理论.....	29
3.1.3 各坐标系之间关系.....	31
3.2 旋转坐标系中矢量的导数.....	33

3.2.1	基本情况.....	33
3.2.2	一般情况.....	34
3.3	刚体运动方程.....	34
3.3.1	动力学定理.....	34
3.3.2	运动学方程.....	36
3.3.3	动力学方程.....	37
3.3.4	质量变化方程.....	39
3.3.5	几何关系式.....	39
3.3.6	控制关系方程.....	39
3.3.7	可控飞行弹道方程组.....	40
第4章	飞行控制系统工作原理.....	41
4.1	飞行控制系统的概念及发展.....	41
4.1.1	飞行控制系统的基本概念.....	41
4.1.2	飞行控制的发展.....	42
4.2	飞行控制系统的组成与功用.....	44
4.2.1	飞行器本体.....	45
4.2.2	驾驶员.....	45
4.2.3	主操纵系统.....	46
4.2.4	传感器.....	48
4.2.5	控制器.....	52
4.3	飞行控制系统的基本回路.....	55
4.3.1	舵回路.....	55
4.3.2	角速率反馈回路.....	57
4.3.3	增稳(迎角反馈)回路.....	58
4.3.4	指令回路.....	59
4.3.5	前向回路.....	59
4.3.6	姿态角反馈回路.....	59
4.3.7	高度差反馈.....	59
4.3.8	速度回路.....	60
4.4	飞行控制系统的典型控制模态.....	60
4.4.1	自动阻尼器设计.....	61
4.4.2	姿态控制与稳定.....	63
4.4.3	速度(空速和马赫数)控制与稳定.....	64
4.4.4	高度控制与稳定.....	65
第5章	飞行控制系统设计与仿真.....	68
5.1	品质评价及品质规范.....	68

5.1.1	设计要求.....	68
5.1.2	飞机种类、飞行阶段及品质标准.....	68
5.1.3	纵向飞行品质.....	70
5.1.4	侧向(横航向)飞行品质.....	72
5.1.5	性能要求.....	76
5.2	常用设计方法简介.....	78
5.2.1	根轨迹法.....	78
5.2.2	频域分析法.....	82
5.2.3	基于现代控制理论的设计方法.....	92
5.3	飞行控制系统中常用的控制律结构.....	93
5.3.1	俯仰控制回路.....	94
5.3.2	滚转控制回路.....	95
5.3.3	航向控制回路.....	96
5.3.4	交联通道.....	96
5.4	飞行控制系统的仿真实验.....	97
5.4.1	控制律设计仿真程序.....	97
5.4.2	仿真的一些基本概念.....	98
5.4.3	循环迭代的仿真实验.....	99
5.4.4	地面飞行模拟试验.....	100
第 6 章	PID 控制的应用.....	103
6.1	制导与控制回路一体化设计.....	103
6.1.1	一体化设计的发展.....	103
6.1.2	一体化设计的结构及优点.....	104
6.1.3	一体化设计过程.....	105
6.1.4	仿真结果.....	107
6.2	航迹跟踪控制律设计.....	109
6.2.1	飞行轨迹分析与选取.....	109
6.2.2	协调转弯控制律设计.....	111
6.2.3	仿真结果.....	112
第 7 章	现代控制的应用.....	115
7.1	模糊控制律设计.....	115
7.1.1	对象的数学描述.....	115
7.1.2	模糊控制律设计过程.....	116
7.1.3	仿真结果.....	118
7.2	变结构控制律设计.....	118
7.2.1	对象的数学描述.....	119

7.2.2	变结构控制律结构.....	120
7.2.3	控制律的参数摄动不变性.....	121
7.2.4	稳定性分析与消抖.....	123
7.2.5	仿真结果.....	123
第 8 章	最优控制的应用.....	126
8.1	最优控制问题简介.....	126
8.1.1	最优控制问题描述与提法.....	126
8.1.2	最优控制中常用的数值计算方法.....	127
8.2	控制参数化提升技术.....	128
8.2.1	思想来源.....	129
8.2.2	控制参数化提升后的等价问题.....	129
8.3	高超声速飞机燃料最优设计.....	131
8.3.1	问题提出.....	132
8.3.2	油门开度的确定.....	134
8.3.3	燃料最优设计过程.....	135
8.3.3.1	油门开启时间问题转化.....	135
8.3.3.2	转化后问题的求解.....	136
8.3.4	仿真结果.....	139
第 9 章	直接力/气动力复合控制的应用.....	142
9.1	摆动喷管与气动舵的复合控制.....	142
9.1.1	气动效能分析及操纵机构饱和问题.....	142
9.1.2	对象的数学描述.....	143
9.1.3	指令分解控制策略.....	144
9.1.4	仿真结果.....	145
9.2	RCS 与气动舵的复合控制.....	147
9.2.1	对象的数学描述.....	147
9.2.2	RCS 复合控制.....	149
9.2.3	仿真结果.....	153
	参考文献.....	156

第 1 章 绪 论

航空航天技术是 20 世纪以来人类在认识自然和改造自然过程中发展最迅速、最活跃，对人类的社会生活最有影响力的科学技术领域之一，航空航天技术的发展水平也是一个国家科学技术先进性的主要标志。航空飞行器作为航空航天活动最主要的工具之一，也是航空航天技术的核心组成部分。

1.1 航空飞行器概述

在地球大气层内或在大气层之外的空间（包括环地球的空间、行星和行星际空间）飞行的器械通称飞行器。飞行器的分类方法有多种，一种是将飞行器分为两大类：即航空飞行器和航天飞行器，在大气层内飞行的飞行器，称为航空飞行器，简称航空器；主要在大气层之外的空间飞行的称为航天飞行器，简称航天器。另一种是将飞行器分为三大类：航空飞行器、航天飞行器、火箭和导弹。在大气层内飞行的飞行器，称为航空飞行器；主要在大气层之外的空间飞行的称为航天飞行器；依靠制导系统控制其飞行轨迹的飞行武器称为导弹；靠火箭发动机提供推进力的飞行器，称为火箭。两种分类方法各有道理，其实大部分的战术导弹，如巡航弹、格斗弹等完全是在大气层内飞行，也应该属于航空飞行器；但是大多数的弹道导弹，其飞行过程大部分时间处在大气层外，又具有航天飞行器的特点。另外，像航天飞机及目前很多国家开展研究的空天飞机，它们既具有航天飞行器的特点，又具有航空飞行器的特点。

任何航空飞行器要升空飞行必须产生升力克服自身重力。按产生升力的基本原理，可将航空飞行器分为两类，即靠空气静浮力升空飞行的航空飞行器（习惯上称为轻于空气的航空飞行器）和靠航空飞行器与空气相对运动产生空气动力升空飞行的航空飞行器（习惯上称为重于空气的航空飞行器）。

轻于空气的航空飞行器包括气球和飞艇，其主体是一个气囊，其中充以密度小于外界空气密度的气体（如热空气，氢或氦），由于气球所排开的空气重量大于气球本身的重量，故静浮力使气球升空。气球没有动力装置，升空后只能随风飘动或以绳索固定于一定位置上。飞艇装有发动机和推进装置（螺旋桨）、安定面、操纵面以及装载人或物的吊舱，其飞行路线可以控制。值得说明，并不是所有飞艇都必须依靠浮力。

重于空气的航空飞行器是靠自身与空气相对运动产生的升力升空飞行的。这种航空飞行器主要有两类：固定翼航空飞行器和旋翼航空飞行器。前者包括飞机和滑翔机，后者包括直升机和旋翼机。除了上述两类航空飞行器之外，还有一种为许多工程师和航空爱好者在探索研究的模仿鸟类飞行的扑翼机。此外，在 21 世纪，各种原理的垂直、短距起落航空飞行器和无人驾驶航空飞行器将得到普遍应用。另外，导弹也属于重于空气的航空飞行器，导弹大

多采用固定翼。有些导弹，尤其是洲际导弹，有可能外形设计上完全取消空气舵面和翼面，其所需的机动需求完全由推力矢量提供。

滑翔机在飞行原理和构造形式上与飞机基本相同，只是它没有动力装置和推进装置，一般由弹射或拖曳升空，然后靠有利的气流或降低自身所在高度（位能转变为动能）继续飞行。旋翼机与直升机的区别是：前者的旋翼没有动力直接驱动，而靠自身前进时（前进的动力由发动机提供）的相对气流吹动旋翼转动产生升力。

航空飞行器的分类如图 1-1 所示。

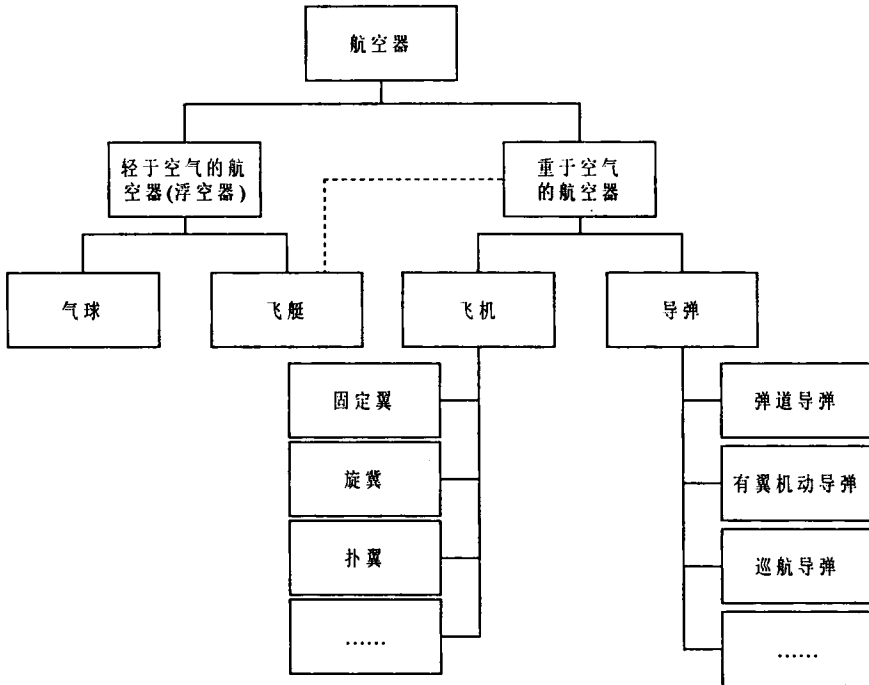


图 1-1 航空飞行器的分类

航空飞行器的分类学为一个专业研究领域，其内容十分广泛。图 1-1 只是其中一种分类方案。本书所介绍的航空飞行器（航空器），主要指在大气层内飞行的固定翼飞机、无人机及战术导弹。

1.2 航空飞行器发展

虽然自古以来人类就怀有飞行的愿望，但这一愿望的实现却要依靠科学技术的发展和生产力的提高。18 世纪的产业革命推动了科学技术的发展，特别是机械设计和制造的需要，使力学和材料科学得到了飞速进展，这为人类研制出实用的飞行器创造了条件。

利用空气的静浮力使飞行器升空，在技术上是比较容易实现的。中国在 10 世纪初期就有类似于热气球的“孔明灯”出现。18 世纪末期，法国蒙哥尔费兄弟的热气球载上一些动物升空飞行了 8 分钟后安全降落。1783 年 10 月 12 日，罗奇埃乘热气球上升到 26 米高度，飞行四分半钟。同年 11 月 21 日，罗奇埃和达尔朗德又乘热气球在约 1 000 米高度用 12 分

钟飞行了约 11 公里，这是人类乘航空飞行器首次飞行。随后，法国的物理学家查理制成了以丝绸作气囊充以氢气的气球，升至 915 米，飘行了约 25 公里后降落。后来他又制造了一只更大的气球，下系以可以载人的吊篮。他和一位同伴乘这只气球在空中飘行了 50 公里，滞空时间超过两小时。

气球的出现激起了人们航空的热情，有人开始致力于飞艇的研究。1900 年德国的齐柏林制成了长 128 米，容积 11 300 立方米的带动力的硬式飞艇，巡航速度每小时 60 公里，并于 1910 年开辟了载客的定期航线。第一次世界大战期间，德国曾利用这类飞艇轰炸过伦敦。第一次世界大战后，齐柏林又建造了两艘巨型飞艇，在欧洲至南美和美国的商业航线上飞行。这种飞艇长 245 米，容积 200 000 立方米，速度每小时 130 公里，载客 75 名。1937 年 5 月 6 日，巨型飞艇“兴登堡号”从德国到美国的飞行途中，在降落时突然起火爆炸，艇上 97 名旅客和机组人员中有 36 人遇难，从此结束了飞艇商业飞行。20 世纪 70 年代以后，许多国家又应用新材料、新技术研制新的飞艇，用以巡逻和吊装大型设备。

人类关于飞行的许多探索和试验都是从模仿鸟类的飞行开始的。中外历史文献中都记载着用羽毛制成翅膀尝试飞行的事件，但这些尝试都没有成功。19 世纪初，英国的凯利提出了重于空气的航空飞行器的理论，阐明了利用固定机翼产生升力及利用不同翼面控制飞机的设计概念。他制造了第一架滑翔机进行试飞，以验证其理论的有效性，确立了现代飞机的基本构形。他的重要著作《关于空中的航行》为后来的航空飞行器研制提供了重要理论基础和经验。

为了使飞机能够成功地飞行，必须解决升力、动力和稳定操纵问题。有些人曾利用蒸汽机作为动力装置进行探索，但均未成功。1893 年汽油内燃机（活塞式内燃机）问世，成功解决了飞机的动力问题。20 世纪初，美国科学家兰利制造了以活塞发动机作动力的飞机，1903 年两次试飞均未成功，主要原因是未能解决飞行的稳定、操纵问题。

当时，有一些人沿着另一条道路进行飞行的探索：用滑翔机试验飞行，解决飞行中的稳定和操纵问题；然后再加上动力，作动力飞行。德国的李林达尔是先行者。他仔细研究了鸟类的飞行，制成弓形翼剖面的滑翔机，于 1891~1896 年期间，他进行 2 000 多次滑翔飞行，解决了滑翔机飞行稳定和操纵问题，积累了大量数据。他准备在滑翔机装上发动机作动力飞行试验，但不幸的是他在一次滑翔飞行中失事牺牲。美国的莱特兄弟在李林达尔飞行活动的鼓舞下对航空产生了浓厚的兴趣。他们制成了滑翔机进行飞行操纵试验，自己设计了风洞，用以试验不同的飞机模型，测定空气动力数据，然后根据试验结果，改进滑翔机，于 1902 年秋季，进行了近千次滑翔飞行，取得了完全成功。1903 年他们制造了“飞行者 1 号”飞机，装上 8.8 千瓦的发动机和螺旋桨，于 1903 年 12 月 17 日他们驾驶着“飞行者 1 号”进行了 4 次飞行，获得成功，第四次飞行最远，约 260 米，滞空时间 58 秒。这是人类最早的持续动力飞行。

20 世纪初，在欧洲也有人从事飞机的研究工作。1909 年，法国的布莱里奥驾驶自己设计的“布莱里奥”单翼机首次飞越了英吉利海峡，全程 40 公里，飞行时间 37 分钟。

1914 年爆发了第一次世界大战，飞机开始用于军事目的，各国拥有的飞机已达数百架。起初飞机主要用于侦察，后来又出现了带武器的“驱逐机”，其目的是“控制天空”，后来又出现了轰炸机和强击机。

第一次世界大战肯定了飞机在战争中的作用，促进了航空科学技术和航空工业的发展。

战后空气动力学理论、飞机结构、航空发动机都取得重大进展，这些科学理论和技术成果都反映在飞机设计上，飞机气动布局、结构形式和结构材料都有重大改进，飞机性能有了明显的提高。1937年苏联的“安特25”从莫斯科直飞美国，1938年飞机升限纪录为17094米，1939年创每小时755.09公里的飞行速度纪录。

第二次世界大战中，飞机得到广泛应用，飞机性能迅速提高，出现了总重量为62.5吨的大型轰炸机和速度达每小时784公里的战斗机。当时所用的飞机几乎全是以活塞式发动机及螺旋桨推进的，最大速度每小时700公里以上，已接近活塞发动机螺旋桨飞机的速度极限。当飞机速度接近声速时，气动阻力急剧增大，活塞发动机和螺旋桨已难以提供足够推力（或拉力）克服阻力；同时，由于机翼上气动压力中心的变化，引起飞机稳定性和操纵性方面的一些问题，从而为进一步提高飞机的飞行速度带来了障碍，当时人们称之为“音障”。突破“音障”首先要发动机提供足够大的推进力，涡轮喷气发动机的出现，解决了这一问题。1939年第一架装有涡轮喷气发动机的飞机——德国的He-178试飞成功。随后，美国、英国、苏联都先后发展了装有喷气发动机的战斗机和轰炸机。通过空气动力学对跨音速、超音速流动特性的研究和气动弹性力学的研究，解决了超音速飞行的一系列问题。20世纪50年代出现了超音速的军用飞机。到1960年以后，有些战斗机的最大速度已达3倍音速。这时，又遇到所谓“热障”问题，即由于长时间高速飞行产生的气动加热而导致结构材料性能下降及结构内的热应力问题。解决的途径主要是研制耐高温、密度小的新材料和新型结构。

民航飞机使用喷气发动机较晚。1952年第一架装涡轮喷气发动机的民航飞机“慧星”号投入航线运行，但由于在结构设计时未考虑疲劳问题，在1953年至1954年间连续三次失事。吸取了“慧星”号失事教训，改进了结构设计之后，20世纪50年代末期出现了多种型号的喷气式客机。1968年底，苏联首先试飞了超音速客机图-144，1969年初，英国和法国合作研制的“协和”号客机试飞，并于1976年用于航线飞行。上述两种超音速客机的最大速度略高于音速的两倍。超音速客机噪声大，耗油率高。超音速飞行时产生“声爆”对地面有不利影响，这些都限制了它的应用和发展。

直升机的飞行稳定性和操纵性问题比较复杂，所以直到1936年才成功地试飞了第一架载人直升机。直升机具有灵活、方便和不需要固定机场设备等优点，在民用航空运输、军事和救护等方面得到广泛应用，在第二次世界大战后获得较快的发展。20世纪50年代直升机速度约为每小时100公里至每小时200公里，目前已提高到每小时400公里至每小时500公里。

火箭是中国发明的。在10世纪，中国的文献已有火药用于火箭的记载。12世纪已出现以火药为能源利用反作用推进的火箭雏形。

近代火箭的研究始于20世纪初叶。美国的哥达德早在1911年之前就研究液体火箭理论，并在第一次世界大战期间试制了两枚实验火箭。1926年，他将一枚液体火箭射入空中，高度达56米。德国的奥伯特也在液体火箭研究方面作过重要贡献。

V-2弹道导弹是纳粹德国研制的，1942年10月3日发射成功。它应用了当时液体火箭发动机、自动控制技术等方面的最新成果。当时，德国曾向英国、法国发射了4300枚V-2导弹企图作最后的挣扎，但以失败而告终。V-2导弹虽没有挽救法西斯最后灭亡的命运，但它在技术方面却为以后的弹道导弹发展奠定了基础。第二次世界大战后，美国和苏联都从德国获取了大量的导弹技术资料、实物以及技术专家，并开始发展各自的弹道导弹技术和工业。

20世纪50年代初期,世界上兴起一股发展弹道导弹的热潮,当时甚至有人认为远程弹道导弹最终将代替远程轰炸机。美国和苏联都研制了不同型号的中程、远程和洲际弹道导弹。根据当时的技术水平,远程和洲际弹道导弹都采用了多级火箭的形式,并且以液体火箭为主。我国从20世纪50年代中期开始,也发展了自己的弹道导弹和用于发射航天器的运载火箭。

带有核弹头的弹道导弹是一种破坏力巨大的进攻性武器,为了提高其在战争中反应的灵活性、机动性、实防能力和命中精度,并对付反导弹系统的拦击,20世纪60年代以来,发展了可贮存液体燃料、固体燃料的弹道导弹。发展了多弹头分导、机动弹头、井下发射和机动发射等一系列新技术。

能作大过载、高机动性飞行的有翼机动导弹,如地空导弹,空空导弹等,是从20世纪50年代初期开始发展的,60~70年代是大发展时期,这与当时美国、苏联两大集团对峙形势有关。它们大略经历了三个发展阶段:50年代发展的第一代防空(地空)导弹,主要是针对高空远程轰炸机,导弹相对比较笨重;随着轰炸空袭方式的转变(由高空转向中、低空),中低空和超低空导弹迅速发展,并采用雷达、红外、激光等多种制导体制,并向固体化(采用固体火箭发动机)、小型化发展;70年代中期以后的防空导弹则向多用途、多层次防空和提高制导精度的方向发展。

第一代空空导弹多为近距、中空、尾后攻击型;第二代是中距拦截和全天候型;第三代则为远距拦截和近距格斗型,向着提高制导精度,上射下射能力和多目标攻击能力的方向发展。

巡航导弹是一种飞行航迹、气动外形都与飞机非常相似的导弹。最早的巡航导弹是纳粹德国于1944年研制成功的V-1导弹。它装有脉动式发动机。气动外形极像当时的飞机,曾多次用以轰炸伦敦。第二次世界大战以后,美国、苏联、英国、法国都研制了一些巡航导弹,但制导精度不高。20世纪70年代以后,由于高效率小型涡轮风扇发动机的出现以及制导技术、核弹头小型化等技术的进展,一批空中发射、潜艇发射的巡航导弹相继问世。由于此类导弹具有低空、超低空突防能力和较高的命中精度,近年来得到了较快的发展。

1.3 主要控制方法

航空飞行器的控制系统按照其不同分类而不同。但一般都先对航空飞行器运动分解为三个独立通道,从而对每个运动通道独立控制,形成三个单通道控制系统,然后采用经典控制理论中的频域方法来设计控制律。经典控制理论以其直观、实现简单、物理意义明确、调整方便等优点而在航空飞行器控制中得到广泛的应用。具体说来这种经典的频域设计方法可分为下述几个步骤:

1. 根据航迹设计要求确定若干个特征点,并将模型于各个特征点处线性化,得到若干个局部线性化模型。

2. 对于每个特征点处的局部线性化模型进行简化和降阶处理,忽略三个通道的关联项,实现滚动、偏航和俯仰三个通道的解耦。

3. 在每一个特征点处,根据简化后的各通道模型利用经典的频域理论设计各特征点处的局部控制律。

4. 通过拟订各个局部控制律的切换规律完成整体系统的控制律设计。

这种设计方法现已非常成熟，并经过了许多实际的试飞检验，已被证明是非常有效的。然而，现代航空飞行器的许多性能要求越来越高，新型航空飞行器以宽广的飞行包络、极高的飞行速度、超强的机动性和灵活的敏捷性为特征，其动力学特性表现为强耦合及严重的不确定性和非线性。另外，飞行高度、速度、燃料消耗及质心位置的变化都将对航空飞行器的动态结构和参数产生很大的影响。航空飞行器的动力学模型变得更加复杂，从而使得其控制系统的设计难度加大，不再允许航空飞行器控制系统采用三通道解耦设计和对模型的大幅度简化。从发展的角度看，经典设计方法将不再适合于今后许多新型航空飞行器的控制系统设计，取而代之的将是某些有效、实用的现代控制方法。

从发展的角度看，经典设计方法将不再适合于复杂的非线性的控制系统设计，取而代之的将是某些有效、实用的现代控制方法。这种由经典方法到现代方法的过渡是一种必然趋势，其原因如下：

1. 经典理论方法单一，适用面窄，且很难满足新一代导弹的多目标设计要求，没有多大的进一步发展空间；而在现代理论中方法众多，可处理各种复杂的系统，而且可以考虑和处理各式各样的性能要求，是一片大有作为的广阔天地。

2. 现代航空飞行器的许多性能要求越来越高，如高速性、大攻角机动等性能要求以及地形跟踪、跃起俯冲攻击，大角度攻击（包括垂直攻击）等行为要求。这些要求已经不再允许航空飞行器控制系统再采用三通道解耦设计和对模型的大幅度简化。

3. 许多新型的航空飞行器，如带有滑块变质心机动弹头的导弹，摆裙式导弹以及高机动无人飞机等，由于其动力学模型变得更加复杂，从而使得其控制系统的设计难度加大，经典控制方法不再适合，必须用合适的现代方法来设计。

4. 许多现代控制方法在实现上并不比经典频域方法复杂太多。另一方面，在当前航空飞行器广泛采用计算机和捷联惯导的情况下，许多现代控制方法完全可以实现。

由此可见，在航空飞行器制导与控制方法方面，实现从经典控制方法到现代控制方法的过度是大势所趋，势在必行的。不实现这种过渡，就很难设计出具有大机动能力的高速、高精度的新型航空飞行器。

变结构控制由苏联学者在 20 世纪 50 年代提出，但由于分析上的困难直到 20 世纪 70 年代才开始活跃。变结构控制在一定条件下对干扰和参数变化的不变性吸引了大批学者的注意力，因为系统对干扰和参数变化的不变性是学者们追求的目标。我国已故著名学者高为炳院士提出了趋近律设计法既可减轻颤振又使变结构控制规律的综合变得异常简单。Slotine 教授提出的边界层方法有效地消除了颤振，使变结构控制向实际应用跨出了一大步。但变结构控制对非匹配不确定性则不具备不变性，为解决这一问题，近年来，有不少文献对此进行了研究。K. K. Shyu 等人讨论了系统满足一定条件的非匹配不确定性，滑模和动态滑模控制器的设计方法。高阶滑模的研究也逐渐增多。

变结构控制通过开关线的选取，使控制更加灵活，并且控制具有响应快、超调小、控制精度高，且具有较好的鲁棒性；许多研究者对变结构控制进行了深入的研究，有的将其应用到飞行器的姿态控制中。但是，变结构控制也存在着不足，它容易产生高频颤振，需要在设计时采取措施加以解决。朱志刚等人研究了 BTT 导弹耦合协调式自动驾驶仪设计，通过变结构控制来实现通道间的协调；高建平、陈宗基等人应用变结构控制方法研究了再入飞行器的控制问题。A. Thukral 等人针对大攻角机动的导弹，利用变结构控制研究了俯仰通道的控

制器设计问题。J. D. Boskovic 等人用变结构控制方法设计飞行器的姿态控制系统，设计中考虑了执行机构的饱和特性，所得到的控制器具有良好的鲁棒性能，还有许多学者也研究了变结构控制在飞行器设计中的应用，并且取得了较好的结果。

对具有参数不确定性、外部扰动和时间延迟的系统，如何用常规控制方法取得好的控制性能仍具有挑战性。近年来，滑模变结构控制已经成功应用到不确定飞行控制系统。当系统运行在滑模状态时，系统的运动响应速度快、过渡过程特性好并对参数不确定性和外部扰动不敏感。利用这些特点，人们结合经典设计方法和鲁棒变结构控制技术设计了大量飞行控制系统。基于变结构控制理论，S. N. Singh 针对具有参数不确定性的非线性多输入-多输出系统设计了一种不连续控制律，得到了渐近输出跟踪的结果，并将其应用到非线性飞行控制系统的滚动角、攻角和侧滑角的渐近解耦控制中，取得了较好的控制效果。J. K. Hedrich 用滑模方法设计了非线性飞行控制系统。此外，I. A. Shkolnikov 针对非最小相位线性系统，存在非匹配扰动，提出了一种滑模控制方法，该方法无需输出重新定义，也无需求不稳定微分方程的解，实现了输出的渐近跟踪。该方法已成功应用到 F-16 战斗机的纵向和侧向子系统的设计中。

20 世纪 80 年代以后，控制系统的鲁棒性受到设计人员的广泛的关注，鲁棒控制理论也因而发展起来。主要的设计方法有 H_{∞} 控制方法、结构奇异值 μ 分析方法、基于分解的参数化方法、在 LQG (Linear Quadratic Gaussian) 基础上使用 LTR (Loop Transfer Recovery) 技术的 LQG/LTR 方法以及二次稳定化方法等。鲁棒控制理论的最突出贡献就是对系统的不确定性提供了处理手段。

随着现代战争对导弹控制系统要求的提高，导弹自动驾驶仪设计越来越多的需要考虑系统的非线性。鲁棒控制理论因其对不确定性的抑制能力而引起人们的广泛关注。1989 年，R. T. Reichert 采用 H_{∞} 控制理论设计了 BTT 导弹自动驾驶仪，但在设计过程中忽略了系统中存在的不确定性结构。1990 年，他又建立了一种 μ 综合设计方法，并用于 BTT 导弹自动驾驶仪的设计，这种方法把 H_{∞} 最优控制和 μ 分析方法结合起来，并考虑了系统中存在的不确定性结构。1993 年，K. A. Wise 用参数空间鲁棒性测试方法分析了自动驾驶仪系统对实或复不确定性的鲁棒性。郑建华等研究了鲁棒控制理论在 BTT 导弹自动驾驶仪设计中的应用。1996 年，杨军等研究了奇异摄动理论在 BTT 导弹自动驾驶设计中的应用，应用奇异摄动理论和舵面解耦技术，将多变量系统简化成单变量系统，并应用极点配置理论设计了协调转弯自动驾驶仪。2000 年，C. D. Yang 应用 H_{∞} 理论设计了导弹驾驶仪，直接采用了没有线性化的导弹非线性六自由度的运动模型，利用 H_{∞} 理论求解了 Hamilton-Jacobi 偏微分方程，用 Hamilton-Jacobi 偏微分方程的解析解推导了闭环 H_{∞} 控制器设计方法。但应用鲁棒控制理论解决控制问题过程繁琐，Hamilton-Jacobi 偏微分方程的求解也较困难，在系统性能和鲁棒性之间如何折中也难以取舍。

由多个小系统组合而成的大系统在我们的周围随处可见，如飞行器控制系统、电力系统、机器人系统、计算机网络和非线性控制系统等。S. L. Xie 研究了一类互联最小相位非线性系统的全局鲁棒分散镇定问题，系统中可以存在参数不确定性和非线性互联项，通过选取合适的 Lyapunov 函数，用递推的方法设计控制器，达到鲁棒分散镇定的目的。Z. M. Gong 针对一类互联不确定性时变系统，不确定性的界未知，但要求不确定性满足匹配条件，系统的基本形式是线性的，提出了一种鲁棒分散镇定控制方法。Y. W. Tsai 针对具有非匹配不确定性

的线性时变大系统,提出了一种双滑模变结构控制器的设计方法,给出了对匹配和非匹配不确定性的不变性条件。H. Cui 讨论了分散控制的性能限制问题。还有很多文献利用 H_∞ 控制方法设计大系统的控制器,值得注意的是大系统控制中的一个分支:相似大系统的研究,由我国学者张嗣赢院士提出,其主要特点是利用子系统的相似性来简化控制器的设计。

神经网络控制方法是近年来研究较多的一种控制方法,它的工程应用也成为研究的热点。神经网络在控制领域具有很大的吸引力主要是因为它有如下优点:

1. 便于处理那些难于用模型或规则描述的过程和系统;
2. 具有很强的逼近非线性函数的能力;
3. 信息的分布存贮、并行计算,因而实时性好;
4. 具有很强的信息综合能力和高度的容错能力;
5. 具有自学习和自适应能力;
6. 神经元结构简单,便于大规模集成电路的实现。

正是这样一些特点,人们试图用它来解决较复杂的飞行器的设计问题。D. C. Han 等人提出了一种无导师学习方法——自适应评判控制,并应用于飞行器的优化控制。B. S. Kim 等研究了神经网络非线性飞行控制问题,并以 F-18 战斗机模型进行了验证。Z. J. Geng 在导弹自动驾驶仪设计中采用了模糊小脑模型神经网络 (FCMAC),系统采用两级控制结构,在内环中,基于线性化导弹模型的反馈控制用于稳定飞行控制系统,在外环中,模糊 CMAC 神经网络在线学习导弹动力学,提高跟踪能力。然而,这一方法不能保证闭环的稳定,对此,可以采取的办法是用线性鲁棒控制技术来设计内回路。种种研究表明,神经网络控制应用于航空航天领域是很有潜力的。由于航空航天事业的特殊性,高的成本投入要求必须提供更高的可靠性,因此,神经网络要在飞行器中应用,必须对实时性进行充分的考虑。D. M. McDowell 等将神经模型参考直接自适应控制用于某命令-视线制导 BTT 导弹俯仰平而自动驾驶仪的设计,该方案应用一个高斯径向基函数网络与一个固定增益的线性控制器并联,神经网络用于自适应地补偿时变动力学和执行器饱和以获得整个飞行包络的一致性能。结果表明,这种混合 NNBC 自动驾驶仪能够补偿系统中的非线性,其性能至少与精心设计的增益规划耦合侧向自动驾驶仪的性能相当,但省掉了大量的线性控制器设计。L. C. Fu 等基于神经网络设计了一种自适应鲁棒 BTT 导弹自动驾驶仪,这种方法将神经网络与滑模控制技术结合起来,神经网络用于某些未知非线性函数的建模,而滑模控制则用于克服某些建模误差项,该设计基于李雅普诺夫稳定性理论,因而保证了闭环系统的稳定性。D. Sadhukhan 等人将神经控制和动态逆结合起来,但他们的研究仅限于 F-8 飞机纵向动力学的线性化模型。S. M. Botrots 等人提出利用不同的优化目标训练神经网络以逼近非线性动态逆,并利用 RBF 逼近了模拟的高性能飞机的动态逆。J. Leitner 等人提出了基于逆误差确定神经网络结构的方法,并给出了直升机自适应飞行控制方案。M. B. McFarland 等人提出了利用神经网络的直接自适应轨迹控制结构理论,重点强调了在飞行器反馈线性化飞行控制结构中的神经网络的使用。提出的飞行控制结构中应用了两种神经网络,一种神经网络通过标称数学模型离线训练,用于建立飞行器动态逆模型;另一种神经网络具有在线学习能力,用于补偿动态逆误差。方法中还基于李亚普诺夫稳定性原理指出闭环系统的所有信号都是有界的,并且推导了神经网络在线学习规则。这种方法已经用于空空导弹的控制。

应用智能控制理论设计的航空飞行器控制系统因为考虑了系统动态的非线性,因此往往