

- 国防科技大学研究生系列规划教材
- 空天科学与工程系列教材



无人飞行控制系统 实验教程

曾庆华 张为华 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

国防科技大学研究生系列规划教材
空天科学与工程系列教材

无人飞行控制系统 实验教程

曾庆华 张为华 编著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

导航/制导与控制技术是无人飞行器设计中最为关键的核心技术之一。该技术工程性强,如果缺少实践性环节的学习和锻炼,将对飞行控制技术的深刻理解和掌握产生影响。本实验教程通过对导航制导控制系统组成原理的深入分析,在组件、系统和试验评估3个层次上合理组织实验模块,旨在让学生借助实验手段较为全面地掌握导航制导与控制技术。实验教程包括基础篇、实验篇和参考篇三大部分。基础篇主要介绍了ACE-1型导航制导控制实验装置,包括:惯组、舵系统和弹载控制器等组件的实验原理,导航综合原理以及半实物仿真实验原理。是学生顺利完成各项课程实验的基础性内容。实验篇是为确保学生有序完成相关实验内容而编写的,包括五大实验模块共15个实验的详细实验指导说明,是学生进行实验研究的直接参考资料和实验要求材料。参考篇收录了实验中可能经常使用的工具软件的简要说明、关键器件手册、某些配套数据及其说明。

本书可作为航空、航天高等院校相关专业高年级学生、研究生的实践课程教材,或作为毕业设计、课程设计和实验研究的辅导性教材;也可作为从事飞行器设计、导航/制导与控制及飞行控制系统仿真等相关领域技术人员的工程实践活动的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

无人飞行控制系统实验教程/曾庆华,张为华编著. —北京:国防工业出版社,2011.8
国防科技大学研究生系列规划教材
ISBN 978-7-118-07527-4

I. ①无... II. ①曾... ②张... III. ①无人驾驶飞行器—飞行控制系统—研究生—教材 IV. ①V47

中国版本图书馆CIP数据核字(2011)第161192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13 $\frac{3}{4}$ 字数27千字

2011年8月第1版第1次印刷 印数1—3000册 定价36.00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

前 言

飞行控制技术是现代飞行器设计中的关键技术之一。该项技术伴随着飞行器技术的发展而发展,经历了一个从人工控制,到辅助稳定控制,到遥控飞行,到辅助导航控制,到自动飞行控制,到主动飞行控制的发展历程。正是由于飞行控制技术的发展和应用,派生出了无人飞行器的一个重要方向。在强劲的军事需求牵引下,无人飞行器技术与飞行控制技术的迅速融合,极大推动了无人机、导弹、运载火箭等的蓬勃发展。由于技术的进步,特别是数字技术的飞速发展,使得导航、制导和控制技术不断融合,智能化程度不断提高。集导航/制导与控制功能于一体的飞行控制系统已成为现代无人飞行器控制系统设计的主流,飞行控制技术在飞行器系统中的核心地位也日益突出,世界各国高度重视它的研究以及相关人才的培养。

正是飞行控制技术的重要性,世界各国几乎都把这类课程作为航空航天及其相关专业学生的必修课程。由于这门课程工程实践性很强,仅仅通过理论学习,缺少实践性环节的培养,很难掌握飞行控制这门技术的精髓。在欧美等航空航天发达地区,以麻省理工学院为代表的名校中,凭借技术领先优势,在这门课程教学中配备了大量实验器材,确保该门课程的教学以课堂讲课和学生实验相结合的方式,实验课和理论课交叉进行,实验课所占比例很大,教学效果极其明显。长期以来,我国在该类课程教学中缺少有效的实验手段,实践性环节难以得到保证,有很多学生从本科阶段就开始从事飞行器设计或制导控制等相关专业的学习、研究,博士毕业了,论文发表了不少,但是既没见过惯组,也没见过舵机,更没见过一个完整的制导控制系统,他们在研究工作中,心中总感没底。为了解决长期困扰飞行器设计相关专业的实验教学问题,我们对制导控制系统组成原理进行了深入分析,结合长期从事飞行器总体设计、制导控制系统设计、仿真实验研究等方面的科研成果,研发了一套 ACE-1 型导航制导与控制实验装置,在组件级、系统级和实验评估级三个层次上组织实验,为学生搭建了一个实验内容相对独立、体系较为完备的开放式实验平台。本实验教程正是在此基础上,从实验基本原理、实验内容的组织与实施等多个方面组织编写。学生在实验教程指导下开展实验,可以更深入理解实验原理,更高效地开展实验研究。通过实验帮助学生完成从感性到理性,从理性再到感性的循环认识过程,全面培养学生综合运用所学知识的能力、独立工作能力

和技术创新能力。

实验教程包括基础篇、实验篇和参考篇三大部分。基础篇主要介绍了导航制导控制系统组成原理,ACE-1型导航制导控制实验装置,包括:惯组、舵系统和弹载控制器等组件的实验原理和实验方法,系统综合原理以及半实物仿真试验与评估的基本方法和原理。是学生顺利完成各项课程实验的基础性内容。实验篇是为确保学生有序完成相关实验内容而编写的,包括五大实验模块共15个实验的详细实验指导说明,是学生进行实验研究的直接参考资料和实验要求材料。参考篇收录了实验中可能经常使用的工具软件的简要说明、关键器件手册、某些配套数据及其说明。

实验教程的先修课程为导弹概论、飞行力学、飞行控制技术与工程、自动控制原理、电子技术等。本书可作为高等院校高年级学生、研究生等开设“飞行力学”、“导弹制导与控制”、“惯性原理”、“飞行器仿真技术”等相关课程的实践课程教材,或作为相关专业学生毕业设计、课程设计和实验研究的辅导性教材;也可作为航空航天研究院所岗前培训教材。使用中可结合课程特点、学时条件等选择合适的实验内容,进行实验项目的合理编排和组织。通过实验可大大提高学员的动手能力、分析问题的能力以及综合设计能力,使理论教学效果得到巩固和提高。

在实验教程的编写过程中得到了许多专家及同行的热情鼓励和帮助。国防科技大学刘昆教授、夏智助教授、郑伟教授一直关心、支持这门实验课程的建设工作,为本实验课程的建设创造了良好的工作条件;汤国建教授、郑志强教授审阅了全书书稿,提出了不少宝贵意见。郭振云、肖凯、韩大鹏、杨磊与作者一起对实验内容的设置、组织进行过反复研讨,并提出了不少宝贵意见;黄哲志、贾零祁、董荣华等在实验模块指导说明、实验装置使用说明、参考资料整理以及图表绘制等方面做了大量工作,国防科技大学李九天同志为本书的出版付出大量辛勤劳动。在此,一并表示诚挚的谢意。

另外,本书引用了不少可贵文献,从中汲取了丰富营养,有些成熟理论、方法、工具软件的说明等内容往往是根据国内外优秀文献的相关内容选编、整理而成的。在此,对所引用文献的中外专家、学者表示崇高的敬意和衷心的感谢。

本实验教程内容广泛,涉及很多方面的技术知识,由于编著者水平有限,编写时间仓促,书中一定存在错误或不妥之处,恳请读者批评指正,欢迎大家通过Email方式(zqhk@ yahoo. cn)反馈各种宝贵意见。

目 录

基础篇

第 1 章	飞行控制系统实验原理	2
1.1	飞行控制基本原理	2
1.1.1	飞行指令获取	2
1.1.2	飞行参数的实时感知	4
1.1.3	操纵方式	4
1.1.4	飞行控制系统组成原理	7
1.2	飞行控制系统实验组织	9
第 2 章	ACE-1 型导航制导控制实验装置	12
2.1	概述	12
2.2	系统组成	12
2.3	ACE-1 型导航制导控制实验装置硬件接口	16
2.4	导航制导控制实验装置软件	17
2.4.1	实验管理软件	17
2.4.2	Simulink 工具包	25
2.5	电动转台	27
第 3 章	敏感装置实验原理	29
3.1	ADIS 16350 简介	29
3.2	XW-IMU7200 简介	31
3.3	惯性器件指标及其测试方法	35
3.3.1	陀螺仪指标体系	35
3.3.2	加速度计指标体系	36
3.3.3	惯性器件的测试方法	37
3.4	惯性器件误差模型	39
3.4.1	陀螺仪误差模型	39
3.4.2	加速度计误差模型	40

3.4.3	惯性器件随机漂移模型	41
3.5	三轴加速度计标定方法	42
3.5.1	标定原理	42
3.5.2	标定实验流程	42
3.5.3	六位置法标定系数的计算	43
3.5.4	标定实验数据分析	44
3.6	三轴陀螺标定方法	45
3.6.1	标定原理	45
3.6.2	标定实验流程	45
3.6.3	标定注意事项	46
3.6.4	标定实验数据分析	47
3.7	捷联惯导解算方法	47
3.7.1	捷联惯导解算原理	47
3.7.2	捷联矩阵的求取	48
3.7.3	导航方程及其计算流程	50
3.7.4	小结	53
第4章	执行机构实验原理	55
4.1	空气舵工作原理	55
4.1.1	指标与要求	56
4.1.2	舵机	58
4.2	舵系统响应测试原理	61
4.2.1	时域响应法	61
4.2.2	频域响应法	64
4.2.3	舵系统传递函数及其特性分析	67
4.3	舵系统性能测试实验	68
4.3.1	舵系统极性测试	68
4.3.2	舵机模型的时域响应辨识实验	70
4.3.3	舵机模型的频域响应辨识实验	72
第5章	制导律和控制律实验原理	77
5.1	总体技术条件	77
5.1.1	总体参数描述	77
5.1.2	飞行过程描述	79
5.2	导弹运动模型	80
5.2.1	导航/制导控制系统设计与飞行器模型	80
5.2.2	导弹质心运动方程	82

5.2.3	导弹绕质心的转动方程	83
5.2.4	导引操纵方程	83
5.2.5	线性化模型	83
5.3	制导律设计与评估	87
5.3.1	标准弹道设计	87
5.3.2	制导律设计与评估	93
5.4	视频跟踪制导原理与设计	98
5.4.1	视频跟踪制导实验的组成	98
5.4.2	目标图像跟踪	100
5.4.3	转台的跟踪控制	103
5.5	控制律设计与评估	103
5.5.1	导弹控制方法	103
5.5.2	控制律设计与评估	105
5.6	制导律和控制律设计实验环境	108
5.6.1	制导律设计实验环境	108
5.6.2	视频制导设计实验环境	109
5.6.3	控制律设计实验环境	110
第6章	半实物仿真试验原理	112
6.1	仿真系统设计原理	112
6.2	仿真试验的组织与实施	115
6.2.1	仿真试验大纲	115
6.2.2	仿真试验实施方法	119
6.3	仿真实验环境与方法	122
6.4	仿真试验结果分析与评估	124

实 验 篇

实验模块一	导弹控制系统原理演示实验模块	127
实验一	导弹控制系统原理演示实验	127
实验模块二	敏感装置实验模块	129
实验一	加速度计标定实验	129
实验二	陀螺标定实验	131
实验三	陀螺性能测试实验	134
实验四	捷联惯导解算实验	135
实验模块三	执行机构实验模块	139

实验一	舵系统极性测试实验	139
实验二	舵系统时域响应辨识实验	140
实验三	舵系统频域响应辨识实验	142
实验模块四	弹载控制器实验模块	145
实验一	制导律设计与评估	145
实验二	弹载控制器接口程序实验	147
实验三	视频跟踪制导	148
实验四	控制律设计与评估	150
实验模块五	导弹控制系统综合实验模块	152
实验一	导弹控制系统模飞实验	152
实验二	弹载控制器在回路的闭环仿真实验	154
实验三	全系统闭环仿真实验	156

参 考 篇

附录 A	MATLAB 基础与应用入门	160
附录 B	ADIS 16350 技术手册	181
附录 C	典型导弹气动数据文件及其说明	202
参考文献		209

基础篇

- | | |
|-------|---------------------|
| 第 1 章 | 飞行控制系统实验原理 |
| 第 2 章 | ACE - 1 型导航制导控制实验装置 |
| 第 3 章 | 敏感装置实验原理 |
| 第 4 章 | 执行机构实验原理 |
| 第 5 章 | 制导律和控制律实验原理 |
| 第 6 章 | 半实物仿真试验原理 |

第1章 飞行控制系统实验原理

1.1 飞行控制基本原理

飞行控制技术是现代飞行器技术中的关键技术之一。它伴随着飞行器技术的发展而发展,经历了一个从人工控制,到辅助稳定控制、遥控飞行、辅助导航控制、自动飞行控制、最终到主动飞行控制的发展历程。飞行控制技术的迅速发展,极大推动了无人机、导弹、运载火箭等无人飞行器的蓬勃发展,由于技术的进步,特别是数字技术的飞速发展,使得导航、制导和控制技术不断融合,智能化程度不断提高,飞行控制技术日趋成熟。

不论哪种无人飞行器,要使它能够按照人的意愿飞行,即控制飞行器按照所给定指令的要求稳定飞行,需要引入适当的装置,解决如下基本问题:①飞行指令获取;②飞行参数的实时感知;③飞行器操纵方式,即采用何种方式产生控制力和控制力矩,从而实现飞行器空间运动的控制;④飞行控制方法,即将飞行指令和飞行器运动参数通过适当控制算法处理后,形成飞行器操纵所需的控制信号,从而实现对飞行器空间运动的有效控制。

1.1.1 飞行指令获取

无人飞行器飞行指令的获取有四种方式:

(1) 遥控指令方式。由地面指挥站根据机载系统下传的遥测信息和飞行任务要求,直接给出导航指令或制导指令,该指令通过无线通道实时发送给无人飞行器,以操纵无人飞行器运动,完成飞行任务。

在这种方式下,无人飞行器在发射或起飞后,地面指挥站必须全程监测遥测信息(数据或图像),由指挥人员或地面计算机实时处理这些测量信息形成导引信息,通过无线通道不断发送给无人飞行器。该方式机(弹)载设备相对简单,成本较低,正常工作依赖于地面指挥站,无线通道易受外界干扰。

无人机内安装有无线数据发射机、遥控接收机、GPS接收机、CCD摄像机等设备,无线数据发射机能够不断地将无人机飞行位置信息、监测的图像信息发送给地面指挥站,操作手根据飞行任务要求和接收的机载信息可对无人机进行遥控操作。无人机遥控导航方式如图1-1所示。

(2) 波束制导方式。由指挥站(地面或空中指挥站、载机等)通过波束(如无

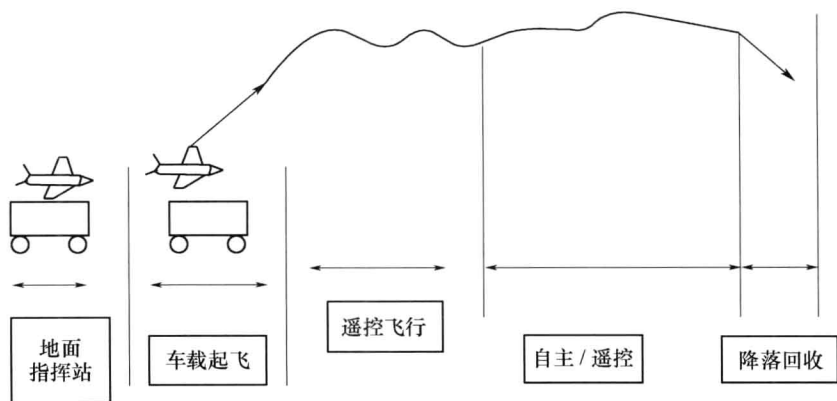


图 1-1 无人机遥控导航方式

线电波束、激光波束等)来引导无人飞行器向目标点飞行的一种制导方式。在波束制导方式中,指挥站发出指示指挥站和目标间的一条波束信道,无人飞行器制导设备能够感知它偏离波束中心的方向和距离,由此产生导引指令,控制无人飞行器在波束内飞行,从而确保它飞向目标点。这种方式一般用于近距导弹飞行控制系统中,其工作示意图如图 1-2 所示。

(3) 预先装订方式。按照给定弹道生成预定导航命令,在发射或起飞前将命令装订到无人飞行器的存储装置中,飞行过程中机载敏感装置会不断测量预定参数,并与存储装置中预先装订参数进行比较,一旦出现偏差,便产生导航或导引指令,以操纵飞行器运动,完成飞行任务。

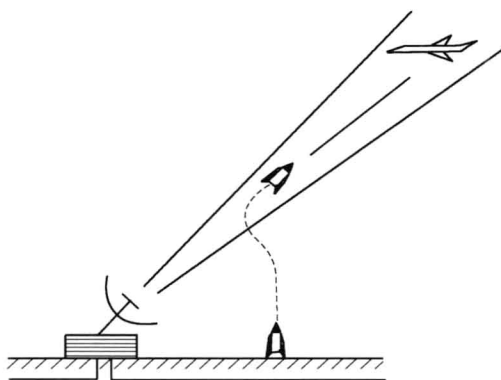


图 1-2 近距导弹波束制导方式

这是一种自主导航或制导的方式,发射后不需要地面指挥站的支持,也不受其操控。因此,一旦发射出去,其飞行弹道就不能改变。该方式一般用于运载火箭、弹道导弹、巡航导弹和地空导弹的初始飞行段。惯性制导方式、地图匹配制导方式等都属于这种预先装订方式。惯性制导方式预先存储的是飞行器的运动参数信息;而地图匹配制导方式预先存储的是预计飞行弹道上的地图信息,如地形等高线信息,景象匹配区域的景象信息等。

(4) 自动寻的方式。利用电磁波、红外线、激光或可见光等方式测量目标和无人飞行器之间的相对运动信息,由此实时解算出制导命令,从而导引无人飞行器飞

向目标的一种方式。它可细分为主动式自动寻的、半主动式和被动式自动寻的三种方式。图 1-3 所示为自动寻的方式。



图 1-3 自动寻的方式
D—导弹;M—目标;R—照射雷达。

1.1.2 飞行参数的实时感知

除了遥控指令方式外,其他飞行指令获取方式中,要产生飞行控制系统所需的导航指令,则需要实时获取无人飞行器自身的运动参数;要产生飞行控制系统所需的制导指令,不仅需要获取无人飞行器自身运动参数,而且还要获取与目标之间的相对运动参数;有时,为了对导航/制导指令进行补偿,还需要获取环境参数。这些飞行参数的实时感知,是通过安装在无人飞行器上的敏感装置来实现的。常见的敏感装置包括:

(1) 惯组。由陀螺和加表等组件构成,它能够实时感知无人飞行器的位置、速度、姿态角、姿态角速率和加速度信息。

(2) GPS。由 GPS 接收信号处理板和天线等组成,它能够实时感知无人飞行器的位置和速度信息。

(3) 高度计。包括雷达高度计、激光高度表和气压高度计等几种,用来测量无人飞行器的高度信息。

(4) 导引头。通过接收目标发射或辐射的能量,测量飞行器与目标相对运动信息,形成导引信号的敏感装置。它也称为寻的头。常见导引头有主动雷达导引头、被动雷达导引头、红外导引头、电视导引头和激光导引头等。

(5) 大气参数测量装置。飞行器气压高度、指示空速、真空速、马赫(Ma)数、升降(垂直)速度和大气温度等参数统称为大气数据。这些大气数据信号,一般是基于静压、动压、温度和攻角四个原始参数,直接和间接计算求得的。有时,根据控制系统的需要,可能只测量其中的几个参数。

1.1.3 操纵方式

飞行器的运动主要包括质心运动和绕质心的转动。质心运动遵循牛顿力学定律,是由作用在飞行器上的力来决定其运动特性的,这些力包括发动机推力、空气

动力、反作用控制力和重力。由于无法改变重力大小,作用在飞行器上的力只能通过改变发动机推力、空气动力和反作用控制力等来实现,为方便计算,通常将除重力以外的合力称为控制力。控制力可分解为沿飞行矢量方向的切向控制力和垂直于飞行矢量方向的法向控制力。只要控制切向控制力的大小就可以控制飞行的速度,只要控制法向力的大小就可以改变飞行的方向。因此,通过改变控制力的大小和方向即可实现对飞行器质心运动的控制。绕质心的转动遵循刚体转动动力学方程,是由作用在飞行器上的力矩来决定的,这些力矩主要包括气动力矩、发动机推力力矩和控制装置产生的力矩,一般将其在空间上分解为俯仰力矩、偏航力矩和滚转力矩。为了获得在大小和方向上所需的控制矢量,可以通过引入相应装置改变力矩大小,使飞行器围绕质心转动,从而调整飞行器在空间的角位置来实现。而这部分能够按照一定规律操纵的力矩就称为控制力矩。总之,通过改变控制力和控制力矩,可以操纵飞行器的空间运动,而各种无人飞行器根据自身特点形成了各具特色的控制力和控制力矩产生方案,从而形成了各种各样的飞行器操纵方式,有的文献也称其为飞行控制方式。

1. 空气舵方式

这种方式结构相对简单,主要是在飞行器上设计多个可偏转的操纵面,通过控制操纵面的偏转方向和角度产生所需控制力矩。由于这种方法是通过操纵面偏转后所引起的空气动力变化来实现的,其控制效率和大气密度有关。当飞行高度太高,空气密度小时,控制效率会大大降低。因此,这种操纵方式只适合在大气层内的飞行器上使用。

操纵面设计是空气舵控制方式设计的核心,因而它是飞行器气动外形布局设计的一项重要内容。飞行器不同,操纵面的布局方案也不相同,但从飞行控制系统设计的角度来看,它们的设计原理是一致的,即以一種合理方式,产生所需的控制力矩。常用的方案有以下几种。

1) 单通道方案

该方案在一些小型低成本导弹上使用。它采用“一”字舵面,继电器式舵机,同时飞行器采用尾喷管斜置或尾翼斜置产生自旋,利用弹体自旋,使一对舵面在弹体旋转中适时地偏转舵面,实现俯仰、偏航和滚转 3 个通道的姿态控制。该方案弹上设备少,结构简单,质量小,可靠性高,但由于仅用一对舵面控制导弹在空间的运动,控制律较为复杂,控制精度难以得到保证。

2) 双通道方案

该方案采用两对操纵面(十字型或 X 字型),分别对互相垂直的俯仰通道和横向通道进行独立控制。在这种方式中往往要求滚转回路是稳定的,或者通过引入滚转角位置或滚转角速度稳定回路来实现。

3) 三通道方案

该方案采用三对操纵面,分别对飞行器俯仰、偏航和滚转 3 个通道进行控制。例如:无人机采用三通道方案,如图 1-4 所示。通过控制升降舵 δ_z 、方向舵 δ_y 和副翼舵 δ_x 的几个舵机部件,来带动水平尾翼、垂直尾翼和副翼的三对活动翼面偏转,产生相应的控制力和控制力矩,从而控制无人机的空间运动。图 1-4 显示了这种控制方式的基本工作原理。

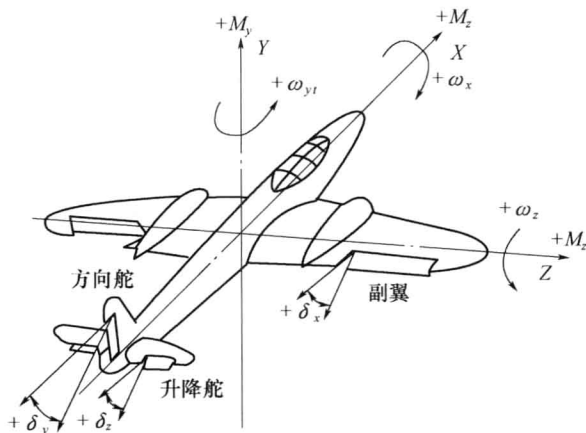


图 1-4 无人机的操纵机构响应示意图

4) 双翼方案

采用气动力操纵的弹体基本形状有主翼(前翼)控制和尾翼控制两种。采用前翼控制时,前翼产生的下洗气流对弹体滚转控制有不利影响;采用尾翼控制时,如要产生升力,要选择攻角使操纵面产生负升力,从而产生抬头力矩。由于这不是最小相位系统,所以,前翼和后翼的升力部分抵消;另外,在产生升力损失的同时,还增大了升力提高的时间常数。因此,近年来广泛研究一种前翼和尾翼均能进行控制的双翼导弹,由于最终的脱靶量与导弹飞行控制系统的等效总时间常数的平方成正比,所以,双翼控制能有效缩小脱靶距离。

2. 推力大小控制方式

许多动力装置的推力大小是可以控制的。如:电机驱动的螺旋桨飞机可通过控制电机的转速实现推力大小的控制,使用液体燃料的发动机可通过调节燃料流量实现推力大小的控制。

3. 推力矢量控制方式

推力矢量控制是一种通过控制主推力相对飞行器体轴的偏移产生改变飞行器方向所需力矩的控制技术。它实际上是对推力方向进行控制,该方法不依靠气动力,即使在低速、高空状态下仍可产生很大的控制力矩。如在固体火箭发动机中,

采用摆动喷管装置,控制整个喷流偏转,从而控制推力方向;在无人机和无人飞艇中,将整个动力系统安装在一个可控的安装架上,通过电机或作动机构控制安装架方向,从而控制推力方向。

4. 反作用方式

反作用方式又称为直接力控制方式,分为力操纵方式和力矩操纵方式两种。一般在飞行器横向平面内均匀安装一系列喷嘴,由喷流装置或姿态控制组合发动机等喷出气流,从而产生所需的控制力或控制力矩,直接改变飞行器轨迹或姿态。这种操纵方式在导弹武器系统中获得广泛运用。

在大气层内,由于空气舵控制的飞行器的时间常数一般为 $150\text{ms} \sim 350\text{ms}$,故采用该方式的飞行器动态响应指标较低,对于大机动目标难以保证控制精度。而反作用操纵的飞行器的时间常数一般为 $5\text{ms} \sim 20\text{ms}$,动态响应指标大为提高,能够快速机动命中目标。由于要对高速、大机动目标进行有效拦截,因此,在现代防空导弹中广泛采用了反作用操纵方式。如美国“爱国者”防空导弹系统(PAC-3)、欧洲反导武器系统 SAAM/Aster15 和 Aster30 型导弹、俄罗斯 C-300 防空导弹系统 9M96E 和 9M96E2 导弹。

在大气层外,空气稀薄,空气舵操纵效率极低,很难满足飞行控制任务的需求,一般都会采用反作用力操纵方式来弥补空气舵操纵方式的不足。如美国“潘兴 II”弹道导弹姿态控制系统由空气舵和冷气反作用控制喷嘴组成:在大气层内飞行时采用空气舵操纵方式;在大气层外飞行时,由冷气反作用喷气控制弹头姿态,冷气系统由 8 个小喷嘴、调节阀、电磁阀和氮气瓶组成。气瓶中贮存的液氮,由电磁阀控制进入喷嘴的流量。

1.1.4 飞行控制系统组成原理

飞行控制的目的有两个:①指令飞行,即导航与制导。按照给定弹道生成预定导航命令,或根据目标实时解算出制导命令,或通过无线通道实时接收导航或制导命令,或采用其他方式产生飞行器飞行所需的导航或制导命令,这些命令一般规定了飞行器飞行的质心位置参数或姿态角参数,由此可形成系统的控制指令。②稳定飞行,即稳定控制。飞行器在飞行过程中,在受到扰动作用失去平衡后,能够自行纠正、回复到新的平衡点。在此,扰动包括两种情况:①由导航与制导所给出的控制指令作用后所产生的控制力和控制力矩;②由于飞行环境所产生的干扰力和干扰力矩。因此,稳定控制保证飞行器在导航制导指令作用后或干扰作用后能够在理想的平衡状态工作。

要实现飞行控制以上两个目的,一般均采用内、外环两重反馈控制回路的控制方法来实现,即在外环回路重点进行导航/制导控制方法的研究,从而达到指令飞行的目的;在内环回路重点进行稳定控制方法的研究,从而实现稳定飞行的目的。

因此,飞行控制系统的基本组成结构如图 1-5 所示。它一般包括如下组件:

(1) 敏感装置。安装在飞行器上,用来测量飞行器运动参数或环境参数的传感器,一般包括稳定回路传感器和导航/制导回路传感器。例如垂直陀螺和航向陀螺测量俯仰角、滚转角及偏航角,速率陀螺测量角速度。

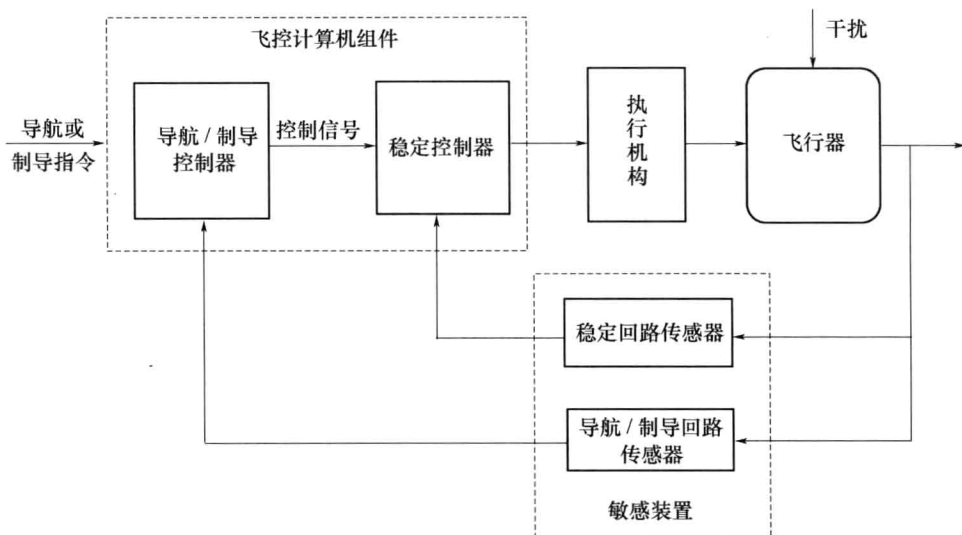


图 1-5 飞行控制系统结构原理图

(2) 执行机构。安装在飞行器上,某些部分往往和飞行器布局设计融合在一起。它一般接收稳定控制器输出的控制信号,仅放大、驱动后,操纵舵面或发动机控制装置等动作,从而改变空气动力或推力矢量方向,以便控制飞行器的飞行。

(3) 飞行控制计算机组件。采集各种敏感装置的信息,通过综合处理,形成符合各级控制装置所需控制指令的装置,它由嵌入式计算机及其相应接口电路组成。一般包括导航/制导控制器和稳定控制器,两个控制器既可以由一个飞行控制计算机组件来实现,也可以由两个甚至更多飞行控制计算机组件来实现。

图 1-5 所示结构中,飞行控制系统包括内、外环两重反馈控制回路,外环将产生飞行器运动所需的控制指令,内环确保飞行器控制指令切换过程中以及飞行过程中的稳定飞行。

内环为稳定控制回路,一般是对飞行器绕质心的转动运动进行控制,即对飞行器角运动规律进行控制,确保飞行器稳定飞行。内环也称为自动驾驶仪,包括指令控制和稳定控制两项基本功能,其基本工作原理分别为:①指令控制。当稳定控制器接收到一组控制指令信息时,它会将控制指令信息和稳定回路传感器实时测量到的飞行参数信息,如角速率信息或速度信息等,进行比较、综合,形成偏差信号,