

0184434



航空工业出版社002 2 0050642 5

飞行控制系统

北京航空航天大学

南京航空航天大学

西北工业大学

张明廉

合编

主编

航空工业出版社

1994

(京)新登字 161 号

内 容 提 要

本书介绍飞行器飞行控制的基本原理和实现方法,以及与飞行控制有关的知识。除绪论外共分八章,内容有:飞行动力学、陀螺及其他敏感元件、舵机与舵回路、典型飞行控制系统工作原理、典型飞行控制系统实例、飞行控制系统的设计、现代飞行控制技术、飞行器结构挠性的影响。为便于读者自学,各章均有复习题。

本书可用作航空、航天院校飞行器自动控制专业的教材,也可供从事飞行控制的科研人员和工程技术人员参考。

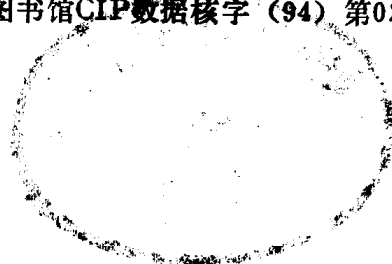
图书在版编目(CIP)数据

飞行控制系统/张明廉主编. —北京:航空工业出版社,
1994.7

ISBN 7-80046-757-0

I. 飞… II. 张… III. 飞行控制系统-概论 IV. V249.1
22

中国版本图书馆CIP数据核字(94)第02734号



航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里14号 100029)

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

1994年7月第1版

1994年7月第1次印刷

开本: 787×1092 1/16

印张: 26.125 字数: 633千字

印数: 1—2500

定价: 12.30 元

前 言

30年来,自动控制理论和计算机技术的飞速发展,使飞行器自动控制系统日臻完美,为更好地完成复杂飞行任务提供了可靠保证。

本书是飞行器控制、制导与仿真专业的教科书,是在原有两本飞行控制系统教科书(其一由西北工业大学肖顺达教授主编,其二由原南京航空学院和北京航空航天大学合编,张明廉教授主编)的基础上编写的。

本书着重介绍飞行器自动控制的基本原理和设计方法。为方便读者学习,本书包括了与飞行器自动控制有关的知识,例如飞行动力学、敏感元件和执行机构等。数字化和综合化是当前科学技术发展的趋势,本书以一定篇幅介绍了典型数字式飞行控制系统和设计这类系统应考虑的问题,同时简要介绍了综合控制系统。我们希望本书在重点介绍飞行器自动控制的基本理论的同时,能联系工程实际并跟上时代的步伐。

本书由北京航空航天大学、南京航空航天大学 and 西北工业大学三校合编,参加编写工作的有张明廉(绪论、第七章、第八章),屠巴宁(第一章),王文舜(第二章、第七章),沈勇璋(第三章),安锦文(第二章、第四章),杨一株(第四章、第五章、第六章)和王宗学(第六章),由张明廉主编。西北工业大学肖顺达教授审阅了书稿,并提出了许多宝贵的意见和建议,清华大学孙昌龄副教授对书稿作了大量修改,在此深表感谢。全书的图稿是请梅冰清女士描绘的,在编写过程中,还得到了许多同志的热情帮助,在此一并表示谢意。

由于水平所限,书中差错在所难免,敬请读者批评指正。

编 者

1993年8月

目 录

绪 论

第一节 飞行器的自动飞行.....	(1)
一、问题的提出.....	(1)
二、控制面.....	(1)
三、自动飞行的基本原理——“反馈”.....	(2)
第二节 舵回路、稳定回路和控制回路.....	(3)
第三节 飞机的增稳.....	(4)
第四节 飞行控制系统简史和展望.....	(5)
第五节 本书内容.....	(6)

第一章 飞行动力学

第一节 概述.....	(7)
第二节 空气动力学基本知识.....	(7)
一、流场.....	(7)
二、连续方程.....	(8)
三、伯努利方程(能量守恒定律).....	(8)
四、马赫数 M	(9)
五、弱扰动的传播.....	(10)
六、激波.....	(10)
七、临界马赫数 M_{cr}	(11)
八、膨胀波.....	(12)
第三节 飞行器空间运动的表示、飞机操纵机构、关于稳定性和操纵性的概念.....	(13)
一、坐标系.....	(13)
二、飞机的运动参数.....	(14)
三、飞行器运动的自由度.....	(15)
四、飞机的操纵机构.....	(15)
五、关于稳定性和操纵性的概念.....	(16)
第四节 空气动力、空气动力系数.....	(16)
第五节 纵向气动力和气动力矩.....	(17)
一、升力.....	(17)
二、阻力.....	(22)
三、纵向力矩(俯仰力矩).....	(26)
第六节 侧向气动力及气动力矩.....	(33)
一、侧力 Y	(33)
二、滚转力矩 L^* 与偏航力矩 N	(34)

三、侧力和侧向力矩表达式·····	(40)
第七节 操纵面的铰链力矩·····	(40)
第八节 刚体飞行器的运动方程·····	(41)
一、有关刚体飞行器运动的假设·····	(41)
二、动力学方程的推导(锁定舵面)·····	(41)
三、飞行器的运动学方程·····	(44)
四、飞机运动方程的线性化及分组·····	(46)
第九节 飞机的纵向运动·····	(49)
一、纵向运动方程式·····	(49)
二、纵向运动方程的线性化处理·····	(51)
三、纵向扰动运动的典型示例、扰动运动的两种模态·····	(55)
四、关于模态的概念·····	(58)
五、纵向运动的传递函数·····	(59)
六、短周期运动的近似传递函数·····	(63)
七、长周期运动的近似传递函数·····	(66)
八、定速静稳定性与定载静稳定性·····	(68)
九、空速与高度变化对纵向模态特征参数的影响·····	(71)
十、气动导数变化对纵向模态特征参数的影响·····	(73)
十一、油门杆偏转的纵向动力学响应·····	(74)
第十节 飞机的横侧运动·····	(76)
一、横侧运动线性化方程·····	(76)
二、横侧扰动运动典型示例、横侧扰动运动的三种模态·····	(79)
三、横侧运动的传递函数·····	(85)
四、二自由度荷兰滚运动的近似传递函数·····	(90)
五、一自由度滚转运动近似传递函数·····	(91)
六、空速、高度变化对横侧动力学的影响·····	(91)
七、气动导数变化对横侧动力学特性的影响·····	(92)
第十一节 导弹飞行运动的特点·····	(92)
一、导弹的控制·····	(93)
二、轴对称导弹传递函数特点·····	(95)
三、飞机和导弹的特点·····	(97)
第十二节 飞行器状态方程·····	(97)
一、飞机纵向运动状态方程·····	(98)
二、飞机横侧运动状态方程·····	(98)
第二章 陀螺及其他敏感元件	
第一节 陀螺仪·····	(102)
一、双自由度陀螺仪·····	(103)
二、单自由度陀螺仪·····	(116)
三、新型陀螺仪·····	(121)

四、陀螺稳定装置	(126)
五、导航系统介绍	(128)
第二节 加速度传感器	(132)
一、线加速度传感器的功用	(132)
二、线加速度传感器的结构与工作原理	(132)
三、用加速度传感器近似测量飞机的迎角或侧滑角	(135)
第三节 迎角和侧滑角传感器	(136)
一、风标式迎角(侧滑角)传感器	(137)
二、压差管式迎角(侧滑角传)感器	(137)
三、零压差式迎角传感器	(138)
第四节 高度、空速、 M 数传感器	(139)
一、高度传感器	(139)
二、速度传感器	(142)
三、 M 数传感器	(145)
第三章 舵机与舵回路	
第一节 舵机的工作原理	(146)
一、电动舵机	(146)
二、液压舵机	(147)
三、电液复合舵机	(149)
四、余度舵机	(150)
第二节 舵面负载及其对舵机工作的影响	(151)
一、舵面的负载特性	(151)
二、电动舵机的动特性	(152)
三、液压舵机的动特性	(154)
四、铰链力矩对舵机动特性的影响	(157)
第三节 舵回路的基本类型及特点	(157)
一、舵回路的构成	(157)
二、舵回路的基本类型	(160)
三、舵回路中反馈量的配置	(160)
第四节 舵机特性对舵回路的影响	(163)
一、舵机功率对舵回路的影响	(163)
二、舵机传动机构间隙对舵回路的影响	(165)
三、飞机主操纵系统简述	(166)
第五节 舵机与飞机操纵系统连接方式简介	(168)
一、舵机与人工操纵系统并联	(168)
二、舵机与人工操纵系统串联	(168)
第四章 典型飞行控制系统工作原理	
第一节 概述	(171)
一、飞行自动控制系统的组成与功用	(171)

二、飞行自动控制系统基本性能要求	(172)
第二节 飞机-阻尼器系统和飞机-增稳系统	(173)
一、飞机-阻尼器系统	(173)
二、飞机-增稳系统	(180)
第三节 飞机三轴姿态控制系统	(184)
一、控制原理	(184)
二、飞机纵向角运动的稳定与控制	(192)
三、飞机侧向角运动的稳定与控制	(196)
四、自动配平与自动驾驶仪回零系统	(201)
第四节 纵向轨迹控制系统	(203)
一、飞行高度的稳定与控制	(204)
二、下滑波束导引系统	(209)
三、自动拉平着陆系统	(214)
四、地形跟随控制系统	(219)
第五节 飞机侧向轨迹控制系统	(225)
一、飞机侧向偏离的自动控制	(225)
二、自动侧向波束导引	(229)
第六节 空速与 M 数的控制与保持	(234)
一、控制速度的作用	(234)
二、速度控制系统的基本方案	(236)
三、适用于速度控制系统的对象近似方程	(237)
四、典型速度自动控制系统简介	(237)
第五章 典型飞行控制系统实例	
第一节 典型模拟式飞行自动控制系统	(242)
一、舵回路简介	(243)
二、系统安全连锁电路	(244)
三、升降舵通道	(245)
四、副翼通道	(250)
第二节 数字式飞行控制系统的组成及原理	(255)
一、发展概况	(255)
二、数字式飞行控制系统的基本组成及原理	(256)
第三节 典型的数字式飞行控制系统实例	(270)
一、概述	(270)
二、飞行控制计算机与数据总线简介	(273)
三、系统的控制规律	(275)
四、飞行控制计算机的在线监控	(276)
五、单通道工作时的系统监控	(278)
六、多通道工作时的系统监控	(279)
第六章 飞行控制系统的设计	

第一节 飞行品质评价及品质规范	(282)
一、GJB 185—86的基本内容	(282)
二、纵向飞行品质	(283)
三、侧向飞行品质	(287)
四、评价飞行品质的其他方法	(288)
五、有人驾驶飞机飞行控制系统通用规范	(291)
第二节 飞行控制系统的设计方法	(293)
一、飞行控制系统的一般设计方法	(293)
二、飞行控制系统的最优设计	(303)
第三节 数字式飞行控制系统的设计	(317)
一、概述	(317)
二、评定两种设计方法	(317)
三、数字式飞控系统采样频率的选择	(319)
四、飞控系统中信号频谱分析及多速率采样	(320)
五、前置滤波器设计	(320)
六、数字结构陷波器的设计	(322)
七、后置滤波器的设计	(322)
八、补偿系统中的时延	(324)
九、非线性环节及可变增益的实现	(325)
十、多模态控制律转换	(326)
十一、数字式飞行控制系统的软件开发	(328)
第七章 现代飞行控制技术	
第一节 人机系统的特点和发展	(337)
一、人工飞行操纵系统的发展	(337)
二、人工飞行操纵系统与飞行自动控制系统的一体化	(339)
第二节 控制增稳系统	(339)
一、问题的提出	(339)
二、控制增稳系统的组成及工作原理	(340)
三、俯仰控制增稳系统的控制规律	(341)
四、控制增稳系统对飞机稳定性和操纵品质的影响	(342)
五、指令模型的形式和参数选择	(344)
第三节 电传操纵系统	(347)
一、电传操纵系统的提出及发展简况	(347)
二、电传操纵系统的组成、工作原理和控制律	(348)
三、电传操纵系统的优点及存在的问题	(354)
四、飞行边界控制系统	(355)
第四节 主动控制技术	(357)
一、概述	(357)
二、放宽静稳定性	(358)

三、直接力控制·····	(365)
四、机动载荷控制·····	(371)
五、阵风减缓和乘感控制·····	(374)
第五节 综合控制系统·····	(379)
一、飞行/火力综合控制系统·····	(379)
二、飞行/推进综合控制系统·····	(383)
第六节 飞行管理系统·····	(386)
一、产生背景、发展历史·····	(386)
二、飞行管理系统的组成与功能·····	(387)
三、成本优化的原理和方法·····	(388)
四、90年代的飞行管理系统·····	(389)
五、战术飞行管理系统·····	(390)
第八章 飞行器结构挠性的影响	
第一节 概述·····	(391)
第二节 计算结构变形的基础知识·····	(391)
一、拉格朗日方程·····	(391)
二、集中参数的拉格朗日方程·····	(392)
三、模态的形状和频率·····	(393)
四、主坐标系·····	(396)
第三节 挠性飞机-控制系统的综合分析·····	(397)
一、挠性飞机传感器的传递函数·····	(397)
二、传感器安装位置的选择及补偿措施·····	(398)
三、挠性飞机-控制系统的修正装置和滤波器·····	(399)
四、舵回路和操纵系统的影响·····	(401)
第四节 机体结构挠性与控制系统耦合引起失稳举例·····	(401)
一、飞行方案·····	(402)
二、飞行情况·····	(402)
三、机体折断的原因·····	(402)
四、数学分析与实物仿真的结论·····	(403)
五、考虑机身弯曲振动时的纵向阻尼回路参数选择举例·····	(404)
参考文献 ·····	(406)

绪 论

第一节 飞行器的自动飞行

一、问题的提出

早在重于空气的飞行器问世时，就有了实现自动控制飞行的设想。1891年海诺姆·马克西姆设计和建造的飞行器上安装了用于改善飞行器纵向稳定性的飞行控制系统。该系统中用陀螺提供反馈信号，用伺服作动器偏转升降舵。这个设想在基本概念和手段上与现代飞行自动控制系统惊人地相似，但由于飞机在试飞中失事而未能成为现实。

本世纪初，人们在空气动力学和飞行力学方面的知识还十分肤浅，自动控制理论也处于萌芽时期，加之飞行器自身性能不断改进，基本上能胜任当时的飞行任务，采用自动控制系统的必要性不大，因而自动控制飞行器的设想未能实现。

随着飞行任务的不断复杂化，对飞机性能的要求越来越高，不仅要求飞行距离远（运输机），高度大（侦察机），而且要求飞机有良好的机动性（战斗机）。为使驾驶员在长途飞行中减轻疲劳，或使驾驶员集中精力于战斗，希望用自动控制系统代替驾驶员控制飞行。二次大战后期导弹出现，更使自动控制成为不可回避的问题。

自动飞行是在没有人直接参与的情况下由控制系统自动地控制飞行器（这里主要指飞机和导弹）的飞行。这种控制系统称为飞行自动控制系统。

二、控制面

控制飞行器的目的是改变飞行器的姿态或空间位置，并在受干扰情况下保持飞行器的姿态或位置。因而必须对飞行器施加力和/或力矩，飞行器则将按牛顿力学定律产生运动。

作用于飞行器而与控制有关的力和力矩主要是偏转控制面（即操纵面）产生的空气动力和力矩。一般飞机（如图0-1所示）有三个控制面：升降舵、方向舵和副翼。升降舵主要控制飞机纵向平面的运动。方向舵和副翼主要控制飞机侧向平面的运动。这些控制面与相应的控制设备形成控制通道，构成简单的飞行自动控制系统。由于航空技术的发展和战

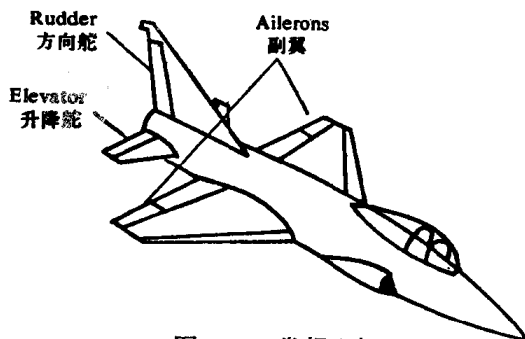


图 0-1 常规飞机

术运用方面的考虑，仅靠改善飞机的气动布局和发动机的性能难以达到对飞机性能日益提高的要求。60年代，飞机设计的新思想产生了，即在设计飞机的开始就考虑自动控制系统的作用。基于这种设计思想的飞机称为随控布局飞行器（Control Configured Vehicle，简称CCV），如图0-2所示。这种飞机有更多的控制面，这些控制面协同偏转可完成一般飞机难以实现的飞行任务，达到较高的飞行性能。当然控制面增多将使飞行自动控制系统的的设计更困难。

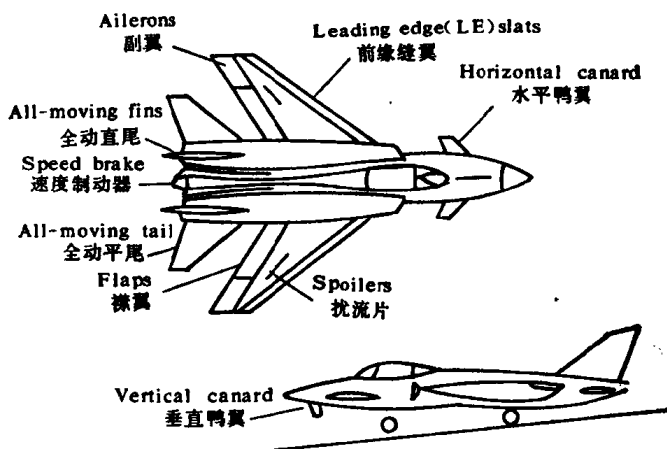


图 0-2 推荐的随控布局飞机

三、自动飞行的基本原理——“反馈”

自动飞行是用自动控制系统代替驾驶员控制飞机。假设要求飞机作水平直线飞行，驾驶员是如何控制飞机的呢？飞机受干扰（如阵风）偏离原姿态（例如飞机抬头），驾驶员用眼睛观察到仪表板上陀螺地平仪的变化，用大脑作出决定，通过神经系统传递到手臂，推动驾驶杆使升降舵向下偏转，产生相应的下俯力矩，飞机趋于水平。驾驶员又从仪表上看到这一变化，逐渐把驾驶杆收回原位。当飞机回到原态（水平）时，驾驶杆和升降舵面也回到原位。以上过程示于方块图图0-3。

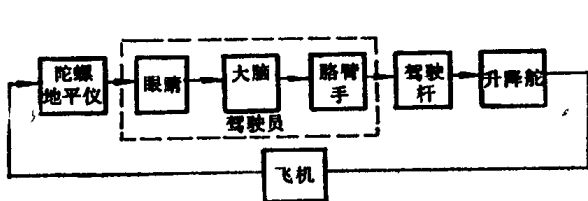


图 0-3 驾驶员控制飞机的方块图

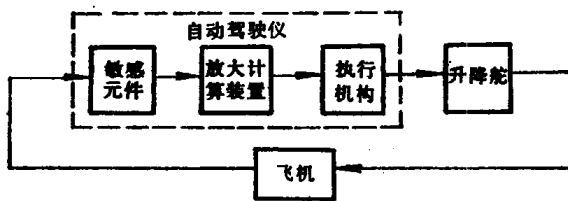


图 0-4 闭环系统

由图0-3看出，这是一个“反馈”系统，即闭环系统。图中虚线框表示驾驶员。如前所述，自动飞行是用自动控制系统代替驾驶员，所以自动控制系统中必须包括与虚线框内三个部分相对应的装置，并与飞行器组成一个闭环系统，如图0-4所示。

自动飞行的原理如下：飞机偏离原始状态，敏感元件感受到偏离方向和大小，并输出相应信号，经放大、计算处理，操纵执行机构（称为舵机），使控制面（例如升降舵面）相应偏转。由于整个系统是按负反馈的原则连接的，其结果是使飞机趋向原始状态。当飞机回到原始状态时，敏感元件输出信号为零，舵机以及与其相连的舵面也回原位，飞机重新

按原始状态飞行。

由此可见，自动控制系统中的敏感元件、放大计算装置和执行机构可代替驾驶员的眼睛、大脑神经系统与肢体，自动地控制飞机的飞行。这三部分是飞行自动控制系统的核心，称为自动驾驶仪 (Autopilot)。

总之，自动飞行的基本原理就是自动控制理论中最重要、最本质的“反馈控制”原理。

第二节 舵回路、稳定回路和控制回路

如前所述，实现自动飞行必须通过自动控制系统形成回路。不同的飞行任务要求组成各种不同回路。为便于分析，我们认为复杂的自动飞行回路由以下三个回路组成：

舵回路 飞行自动控制系统根据输入信号，通过执行机构（舵机）控制舵面。为改善舵机的性能，通常引入内反馈（将舵机的输出反馈至输入端），形成随动系统（或称伺服系统或伺服回路），简称为舵回路。舵回路由舵机、放大器及反馈元件组成，如图0-5虚线框内所示。图中测速机测出舵面偏转的角速度，反馈给放大器以增大舵回路的阻尼，改善舵回

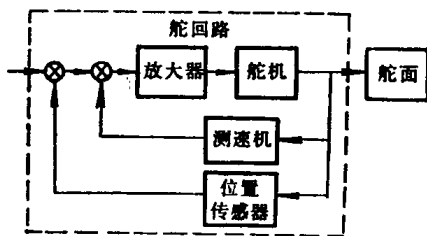


图 0-5 舵回路

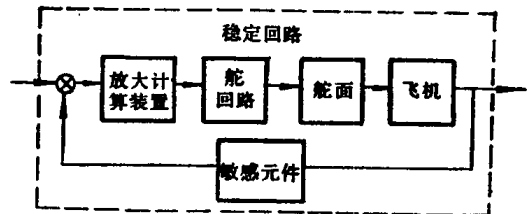


图 0-6 稳定回路

路的性能。位置传感器将舵面角位置信号反馈到舵回路的输入端，从而使控制信号与舵偏角一一对应。舵回路可用伺服系统理论来分析。舵回路的负载是舵面的惯量和作用在舵面上的气动力矩（铰链力矩）。

稳定回路 舵回路加上敏感元件和放大计算装置组成自动驾驶仪，并与飞机组成新回路——稳定回路，如图0-6所示。该回路的主要功能是稳定飞机的姿态，或者说稳定飞机的角运动。敏感元件用来测量飞机的姿态角。由于该回路中包含了飞机，而飞机的动态特性又随飞行条件（如速度、高度等）而异，使稳定回路的分析变得较为复杂。

控制回路 稳定回路加上测量飞机重心位置的元件以及运动学环节（表征飞机空间位置几何关系的环节）又组成一个更大的新回路，称为控制回路（或控制与导引回路，简称制导回路）。下面以飞机自动下滑着陆系统为例，说明控制回路的原理。这里只研究飞机的纵向（俯仰、上下和前后）运动。要求飞机在着地前沿预定航迹下滑到预定高度（十几米），然后将飞机拉平，飞机不断下降，最终以允许的下降速率着陆。预定的下滑航迹是由机场的无线电装置形成的。飞机处于预定下滑航迹，飞机上相应的无线电接收机输出信号为零。飞机偏离下滑航迹，接收机输出相应极性和幅值的信号（见图0-7），送至稳定回路，在自动驾驶仪控制下飞机回到下滑航迹。例如飞机在预定下滑航迹的上方，接收机将某极性的信号送给自动驾驶仪使升降舵下偏，产生低头控制力矩，使飞机进入下滑航迹。飞机进入下滑航迹后，接收机输出为零，舵偏角为零，飞机保持在下滑航迹上。由此可见，飞机重心的运动（即空间位置的变化）是通过控制飞机的角运动来实现的。目前在大气中

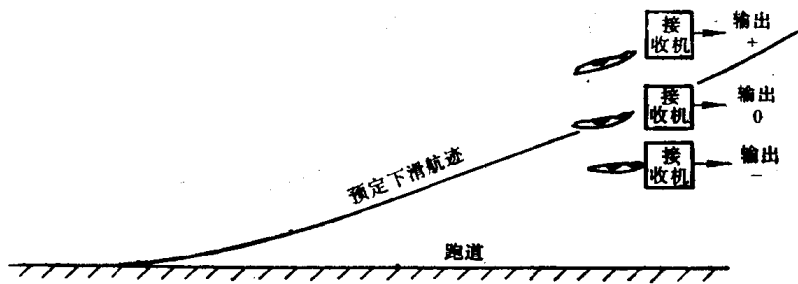


图 0-7 预定下滑航迹

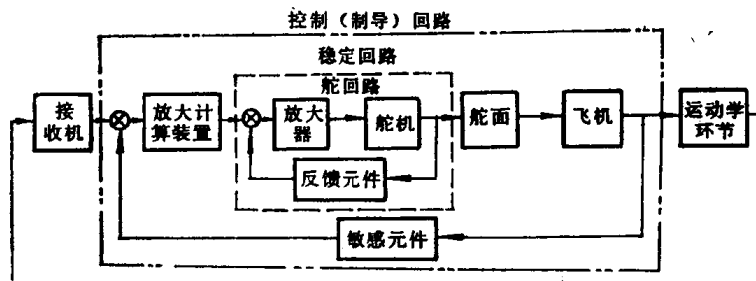


图 0-8 控制(制导)回路

飞行的大多数飞行器都采用这种方式控制重心运动。控制回路方块图示于图0-8。

本书的重点部分是利用自动控制理论对上述各回路进行分析与设计，确定飞行自动控制系统的控制律。

第三节 飞机的增稳

50年代以前，含有自动驾驶仪的飞行自动控制系统主要用于运输机和轰炸机。当时歼击机的飞行速度和高度都不大，自身的稳定性也尚好，对自动控制的需求并不迫切。超音速飞机问世后，飞行包线（飞行速度和高度的变化范围）扩大，飞机自身的稳定性变坏。例如，飞机自身的阻尼力矩在高空因空气稀薄而变小，阻尼比下降，致使飞机角运动产生强烈的摆动，仅靠驾驶员操纵飞机较为困难。为解决这类问题，在飞机上安装了由角速率陀螺、放大器和串联舵机组成的阻尼器，引入飞机角速度的负反馈，增强角运动的阻尼，增加稳定性。后又由阻尼器发展成为增稳系统和控制增稳系统。阻尼器只是增大阻尼（改善动稳定性），而增稳和控制增稳系统还可增加静稳定性和改善操纵性。飞机上安装了阻尼器或增稳系统，就好像变成了一架稳定性能较好的新飞机。阻尼器、增稳系统的工作方式与自动驾驶仪不同。前两者从飞机起飞就投入工作，这时驾驶员仍然直接操纵飞机。自动驾驶仪则仅在飞机完成空中配平（指飞机力矩的平衡和杆力的平衡）后，才能接入。此后驾驶员只能通过自动驾驶仪操纵台上的旋钮操纵飞机。因为增稳系统等工作时驾驶员仍需直接参与，不符合自动飞行的定义，而本书除讲述利用自动驾驶仪形成的飞行自动控制系统外，还要介绍增稳系统等，因而定名为“飞行控制系统”。

第四节 飞行控制系统简史和展望

1912年美国的爱莫尔·斯派雷 (Eimer Sperry) 和他的儿子劳伦斯·斯派雷 (Lawrence Sperry) 制成第一台自动驾驶仪 (电动陀螺稳定装置)。该装置由两个双自由度陀螺、磁离合器以及用空气涡轮驱动的执行机构组成, 用它保持飞机稳定平飞。早期飞机的自动控制就是采用自动驾驶仪稳定飞机的角运动。具体结构以气压-液压式 (气压式敏感元件、计算放大装置和液压式执行机构) 为主。二次大战期间美国制造了功能完善的电气式 C-1 自动驾驶仪 (前苏联的仿制品为 АП-5), 其敏感元件是电动陀螺, 采用电子管放大器和电动舵机。二次大战后期, 无人驾驶的飞行武器——导弹问世。典型产品是德国的 V-1 (飞航式) 和 V-2 (弹道式) 导弹。这种全自动飞行武器上的自动驾驶仪不仅用来稳定导弹, 而且更重要的是与弹上或地面其他装置耦合完成战斗任务。二次大战后, 飞机自动驾驶仪逐渐与机上其他装置耦合以控制航迹 (如定高和自动下滑等), 既能稳定飞机, 又能全面地控制飞机, 直至全自动 (盲目) 着陆。50年代前自动驾驶仪主要用于运输机和轰炸机的平飞。歼击机突破音障及飞行包线扩大后, 飞机自身稳定性恶化, 要求在机上安装飞行控制系统 (如增稳系统) 以改善飞机的稳定性。60年代自动驾驶仪功能扩展, 发展成为飞行自动控制系统 (Automatic Flight Control System, 缩写为 AFCS), 典型产品如美国的 PB-20D。我国在1966年自行研制成功第一台自动驾驶仪 (621自动驾驶仪)。

前面提到, 60年代产生了随控布局飞行器设计的新思想, 在设计飞机之初就考虑自动控制, 达到气动布局、飞机结构设计、发动机设计以及自动控制四方面的协调配合, 设计出性能完美的飞行器。例如飞机自身可设计成静不稳定的 (配平的迎角减小, 并可减小平尾, 从而减小了阻力), 飞机的稳定性由自动控制系统来保证。这时自动控制系统已成为飞机不可缺少的组成部分, 系统是否可靠直接关系到飞机的存亡。为解决这个难题, 采用了余度技术和容错控制等新技术。我们把用于 CCV 的控制技术称为“主动控制技术 (Active Control Technology, 缩写为 ACT)”。在飞行控制系统的演变过程中, 发现过增稳系统与自动驾驶仪兼而用之的情况。自动驾驶仪的角速度传感器照理可作为增稳系统的信号源, 但实际上无法利用, 因为正如前述自动驾驶仪在飞行过程中才投入工作。现代飞行器的飞行控制系统已不再分增稳系统或自动驾驶仪等。从80年代起在文献资料或教科书中“自动驾驶仪”这一名词愈来愈少出现, 有的甚至不出现, 但自动驾驶仪的三个组成部分仍是现代飞行控制系统中不可缺少的设备。

数字计算机的发展日新月异, 使实现复杂而完美的控制功能成为可能, 随控布局飞行器设计思想从而变为现实。计算机不仅完成运算, 而且成为飞行控制系统的核心。60年代前, 飞行控制系统采用模拟计算机或模拟电路。随着数字计算机的发展, 数字式飞行控制系统逐步取代模拟式飞行控制系统。可以预料, 由于现代控制理论、新型计算机和新型飞行器结构、气动布局几方面的结合, 必将不断推出性能极佳, 可靠性极高的飞行器。

此外, 由于对飞行器的要求日益提高, 在机上装有许多系统。从70年代起已有将这些系统综合起来以发挥更大效能的趋势, 到80年代已在研制把火控系统、推进装置控制系统和飞行控制系统集成为火/推/飞综合控制系统, 以使各系统协同工作, 更完美地完成飞行任务。总之, 今后飞行控制系统将朝着数字化、综合化的方向发展。

第五节 本书内容

本书是飞行控制专业的教科书，阐述飞行控制的基本原理以及如何设计飞行控制系统的控制律。众所周知，设计控制系统首先要建立系统的数学模型。飞行器是飞行控制的控制对象，是在空气中飞行的六自由度物体，数学模型的建立比较复杂。第一章“飞行动力学”首先简要介绍了空气动力学的基本知识，在此基础上分析动力学的要素——作用在飞行器上的力和力矩，并依据牛顿定律建立运动方程。飞机运动可分解为纵向运动和侧向运动，因而建立用相应传递函数描述的数学模型。接着介绍了导弹飞行运动的特点并建立相应的数学模型。为了应用现代控制理论，本章最后给出飞行器的状态方程。设计飞行控制系统在确定控制规律及有关的参数后，还要选择或设计飞行控制的主要组成部件。任何类型自动控制系统的主要组成部分均是敏感测量装置、计算变换装置和执行机构。由于这些内容在专门课程中讲述，因此第二章“陀螺及其他敏感元件”只着重介绍用于飞行控制方面的陀螺仪、加速度计及气压式敏感测量装置。第三章介绍的舵机就是飞行控制系统的执行机构。第四章介绍“典型飞行控制系统的工作原理”，这也是设计飞行控制系统的必要基础。首先介绍改善飞机稳定性的阻尼系统和增稳系统。由于飞机是通过控制飞机姿态角控制飞机的轨迹，因此分别介绍了三轴姿态控制系统和纵向、侧向轨迹控制系统。最后则介绍了控制与保持空速的工作原理。在讲述理论和原理知识后，第五章中列举“典型飞行控制系统实例”，旨在给读者以飞行控制系统的感性知识。前已提到“数字化”是飞行控制系统的发展方向之一，因此以一定篇幅介绍了典型数字式飞行控制系统。在前几章基础上第六章讨论“飞行控制系统的设计”。设计自动控制系统应按照一定的准则，本章一开始就给出了飞行品质评价及品质规范。严格地讲，飞行控制系统属于时变非线性的多输入多输出的自动控制系统，但在初步分析时通常把它分成多个时不变线性单输入单输出的系统。本章介绍了此种情况下经典控制理论中的一些行之有效的方法，以及当把飞行控制系统视为时不变线性多输入多输出系统时，一些适用的现代最优控制设计方法。此外还较详细地介绍了数字飞行控制系统设计的有关问题，以强调数字化的重要性。60年代，自动控制理论从经典控制理论发展到现代控制理论，飞行控制系统也相应地由传统的飞行控制系统发展为现代飞行控制系统。第七章不仅介绍了现代飞行控制系统中的基础“电传操纵系统”和“主动控制技术”，而且介绍了正在发展的综合控制技术和飞行管理系统，读者可了解90年代飞行控制发展的动向。本书第八章介绍给读者的是“结构挠性影响”问题。在任何一个现代飞行控制系统中均有结构滤波器，因为现代飞行器已不能再看作为刚体，而应视为弹性（挠性）体。如不顾此事实，可能导致危及飞行安全的严重后果。书中介绍了如何建立考虑挠性后的飞机的数学模型，分析了结构挠性与控制系统可能产生耦合发散的机理并讨论了克服耦合发散的措施，最后举实例加以说明。

总之，本书一方面介绍如何应用自动控制理论设计自动控制系统，另一方面介绍如何结合作为复杂运动体的飞行器进行设计，此外较详细地讨论了数字式飞控系统，这些知识对于设计其他被控对象的数字式控制系统也是有益的。

第一章 飞行动力学

第一节 概 述

飞行控制系统的核心问题是研究由控制系统和飞行器组成的闭合回路的静、动态性能，为此必须建立控制系统和飞行器的数学模型，其形式可以是微分方程、传递函数或状态空间表达式等。飞行控制系统的被控对象是飞行器，为了更好地控制它，必须深入了解它的运动特性。飞行动力学是研究飞行器运动规律的学科，属于应用力学范畴。本章主要讨论在大气中飞行的有固定翼的飞机和导弹的运动特性，并简要介绍有关的空气动力学基本知识。

第二节 空气动力学基本知识

一、流场

(一) 流场的描述

可流动的介质称为流体，流体所占据的空间称为流场。流场的数学描述为连续函数，即把流场中的流动速度、加速度以及流体状态参数（密度 ρ 、压强 p 、温度 T 等），表示成几何位置 and 时间的函数。

空气并非连续介质，因为空气分子间有自由行程。但这微小的自由行程与物体（例如飞行器）的尺寸比较起来，完全可视为无限小，而且我们所研究的气流速度、加速度、密度、压强、温度等物理量，是统计意义上的气体分子群参数，而不是单个分子行为的描述。因此，当我们说流场中某点的流速和状态参数时，是指以该点为中心的一个很小邻域中的分子群，称为流体微团。

(二) 流线

流场中存在一类曲线，在某个瞬间，曲线上每点的切线与当地的流速方向一致，这类曲线称为流线。因此，流体微团不会穿过流线，流线也不会相交。

(三) 流管

由于流体微团不会穿过流线，我们可以想象许多条流线围成管状，管内的流体只在管内流动而不流出，管外的流体也不会流入，此管称为流管（参看图1-1）。

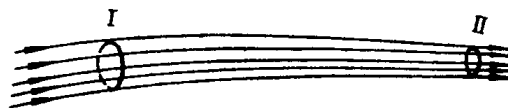


图 1-1 流管中的流动情况

(四) 非定型流与定型流

如果流场中各点的速度、加速度以及状态参数等与几何位置有关且随时间变化，则称为非定型流场，也称非定常流。非定型流场中的流线随时间而变。

如果流场中各点的速度、加速度以及状态参数等只是几何位置的函数，与时间无关，则称为定型流场，也称定常流。定型流场中的流线不随时间变化。空气动力学研究的大部分问题是定常流问题。

(五) 流动的相对性

不论是物体静止、空气运动，还是空气静止、物体运动，只要物体与空气有同一速度的相对运动，流场中各点的物理量以及作用于物体的空气动力就是完全相同的。这称为运动的相对性原理。

二、连续方程

在流场中取一较细的流管，在流管上取垂直于当地流管中心线上流速方向的两个截面 I 和 II (图1-1)。由于流管较细，可认为沿截面上的流速以及状态参数等是均匀分布的，分别以 V_1, ρ_1, A_1, m_1 和 V_2, ρ_2, A_2, m_2 表示截面 I 和 II 上的气流速度，密度，截面面积和质量流量。由于空气流动是连续的，处处没有空隙，且我们讨论的是定常流动，即流场中各点均无随时间的分子堆积，因而单位时间内，流入截面 I 的空气质量必等于流出截面 II 的空气质量。

$$m_1 = \rho_1 V_1 A_1 = m_2 = \rho_2 V_2 A_2 \quad (1-1)$$

由于截面 I 和 II 是任取的，上式可写成

$$\rho V A = m \text{ (常数)} \quad (1-2)$$

这就是连续方程，是质量守恒原理在流体力学中的应用。式 (1-2) 也可写成微分形式

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dV}{V} + \frac{dA}{A} = 0$$

在飞行速度不大的情况下，绕飞机流动的流场中各点流速差异不大，温度、压强变化很小，因而密度变化也很小，可以认为空气是不可压缩的流体 ($\rho = \text{常数}$)。于是连续方程可简化为

$$VA = \text{常数} \quad (1-3)$$

此式表明，流管截面大的地方流速小，流管截面小的地方流速大。

三、伯努利方程 (能量守恒定律)

在定型流场中取一流管，任意截取两个相邻 ds 的截面 I 和 II，见图1-2(a)。如图1-2(b)

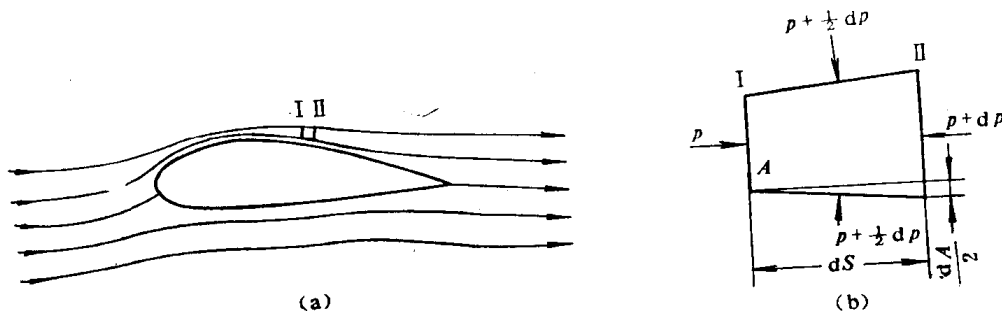


图 1-2 流管段受力图