

363792

V. 102
W 62

现代飞行控制系统

北京航空航天大学
西北工业大学
南京航空学院 联合编著

主 编 文传源



北京航空航天大学出版社

前 言

廿世纪六十年代,飞行器设计思想发生了根本性变化,即出现了随控布局(Control Configuration Vehicle——CCV)设计思想,从而取代了以气动布局为中心的设计思想。原因是,在条件允许情况下,必须从整体、从整个系统出发考虑飞行器的设计,才有可能大幅度提高所设计的飞行器的性能。所谓随控布局设计思想意指:综合考虑气动布局,飞行器结构,推进装置、控制系统四个环节,并以控制为纽带充分发挥和协调四个环节的功能,从而大大提高整个飞行器的性能。与随控布局同时产生的是主动控制设计思想,主动控制设计思想实际上是随控布局设计思想的一个重要支柱。

关于主动控制技术(Active Control Technology)可作如下描述:它从过去的从属地位变为飞行器总体设计的四个主要环节之一,从而主动,积极地参与飞行器总体布局、总体方案和总体设计各个环节。另一方面,过去飞行器如果存在静稳定度不够或静不稳定,或者为了防止颤振的发生,都采用加配重的方法,以调整飞行器的重心,使其位于空气动力中心的前面,或者调整飞机的结构和刚度,显然这些都属于被动应付的措施。如果采用放宽静稳定度,颤振抑制等主动控制技术,就可避免加配重的被动局面。上面的叙述足可说明主动控制技术的涵义。

综合控制是将过去彼此分离的控制系统(如飞行控制系统,火力控制系统、推进控制系统)有机地联系起来,并进行协调控制,如综合飞行/火力、综合飞行/推进控制系统,以及正在研究、验证的综合飞行/推进/火力控制系统。当前飞行控制系统正由主动控制向主动控制与综合控制相结合的方向发展,而且必然会逐步向智能化控制过渡,其变革是非常快的。因此,有必要不失时机地编著一本反映国内外有关主动控制与综合控制研究成果的书,这是编著本书的目的之一。航空航天工业部教材编审委员会已同意将本书作为北京航空航天大学、西北工业大学、南京航空学院三院校联合编著的研究生教学参考书出版,本书也可作为从事与飞行控制有关任务的科技工作者的参考书。

本书要论述的主要内容是:主动控制技术(第七章),以及综合控制技术(第八章)。还有与主动控制、综合控制密切相关而必不可少的重要内容,即:控制对象-飞行器建模的基本原理(第二章);设计飞行控制系统需要遵循的基本规范(第三章);分析设计的基本工具(第四章);现代飞行控制系统的基本环节(第六章);分析、设计的基本控制律(第五章)。

本书第一章由文传源同志执笔;第二章由屠巴彦同志执笔;第三章由陈征同志执笔;第四章由张明廉和张仲麟同志执笔;第五章由高金源同志执笔;第六章由张林昌同志执笔;第七章由肖顺达、安锦文同志执笔,其中§7.8主动颤振抑制系统由文传源同志执笔;第八章,综合控制由文传源和申功璋同志执笔,飞行管理系统由张明廉同志执笔。

本书承李文华同志负责整理综合飞行/火力控制系统的计算例题;张明廉和申功璋同志对全书进行了校阅,提出了宝贵的修改意见;特别是郭锁凤同志对全书进行了审阅,并提出了宝贵的修改意见;责任编辑樊毅同志为全书的正式出版作了艰苦细致而又卓有成效的工作。一并在此致谢!

限于作者水平,本书内容如有不妥之处,请读者不吝赐教。

目 录

前 言

第一章 绪 论 (1)

思考题 (3)

参考文献 (3)

第二章 飞机飞行力学 (5)

§ 2.1 飞机飞行性能 (5)

§ 2.1.1 飞机在铅垂平面内运动的质心运动方程 (5)

§ 2.1.2 平飞需用推力 (6)

§ 2.1.3 可用推力 (8)

§ 2.1.4 飞机的基本飞行性能 (10)

§ 2.1.5 计及动能变化的最速上升 (12)

§ 2.1.6 航程与续航时间 (14)

§ 2.1.7 盘旋飞行 (16)

§ 2.2 飞机扰动运动模态的可观性、可控性和可扰性分析 (17)

§ 2.2.1 系统的模态表示式 (17)

§ 2.2.2 可控性、可观性与可扰性 (19)

§ 2.3 放宽纵向静稳定度要求的飞机特性 (23)

§ 2.3.1 放宽静稳定度后飞机的纵向平衡与操纵 (24)

§ 2.3.2 配平升力和配平阻力 (26)

§ 2.3.3 纵向静不稳定飞机的锁舵动态特性 (28)

§ 2.4 直接力控制 (32)

§ 2.4.1 概述 (32)

§ 2.4.2 直接升力控制 (32)

§ 2.4.3 直接侧力控制 (37)

§ 2.4.4 直接阻力/推力控制 (41)

§ 2.5 主动控制技术的其它用途 (42)

§ 2.5.1 人工航向稳定 (42)

§ 2.5.2 自动机动襟翼, 可变机翼弯度 (43)

§ 2.5.3 机动载荷控制 (43)

§ 2.5.4 阵风减缓 (45)

思考题 (47)

参考文献 (47)

第三章 飞行品质及评价方法 (48)

§ 3.1 概述 (48)

§ 3.2 飞行品质规范MIL-F-8785C	(49)
§ 3.2.1 规范的基本体制及形成	(49)
§ 3.2.2 规范对飞机纵向飞行品质的要求	(50)
§ 3.2.3 规范对飞机横侧向飞行品质的要求	(55)
§ 3.3 评价飞行品质的等效系统方法	(56)
§ 3.3.1 等效系统的提出及原理	(57)
§ 3.3.2 用等效系统评价飞行品质的方法	(57)
§ 3.4 C*准则和尼尔-史密斯准则	(61)
§ 3.4.1 C*准则	(61)
§ 3.4.2 尼尔-史密斯准则	(62)
§ 3.5 库珀-哈珀评价等级	(63)
§ 3.6 有关规范的若干问题及其研究	(64)
§ 3.6.1 有关RSS飞机的飞行品质评价	(64)
§ 3.6.2 飞机着陆进场阶段和拉平阶段的飞行品质评价	(66)
§ 3.6.3 大型飞机的飞行品质评价	(67)
§ 3.6.4 时间延迟对飞行品质的影响	(69)
思考题	(70)
参考文献	(71)

第四章 飞行仿真

§ 4.1 概述	(72)
§ 4.1.1 飞行仿真的意义和作用	(72)
§ 4.1.2 飞行仿真的类型	(72)
§ 4.1.3 飞行仿真技术的发展	(72)
§ 4.2 飞行仿真的数学模型	(73)
§ 4.2.1 动力装置	(73)
§ 4.2.2 飞行员的数学模型	(75)
§ 4.2.3 大气紊流	(76)
§ 4.2.4 目标环境特性的模型	(76)
§ 4.3 回路内包含人员的飞行仿真	(77)
§ 4.3.1 飞行仿真器的要求及其组成	(78)
§ 4.3.2 动态特性相似准则和信息相似准则	(79)
§ 4.3.3 飞行仿真器中角加速度和线加速度的仿真	(81)
§ 4.3.4 视景系统	(83)
§ 4.3.5 操纵负荷系统	(86)
§ 4.3.6 音响仿真	(87)
§ 4.4 回路内包含实物的飞行仿真	(87)
§ 4.4.1 飞行仿真系统的一般构成	(88)
§ 4.4.2 角运动仿真	(88)
§ 4.4.3 负载仿真	(89)
§ 4.4.4 目标环境仿真系统(目标仿真器)	(90)

§ 4.5 飞行仿真中的计算机系统	(91)
§ 4.5.1 仿真计算机系统的作用和要求	(91)
§ 4.5.2 仿真计算机系统的发展	(92)
§ 4.5.3 实时飞行仿真用的数字计算机系统的类型、原理和构成	(92)
§ 4.6 飞行仿真软件与仿真语言	(94)
§ 4.6.1 飞行仿真软件的作用、组成和要求	(94)
§ 4.6.2 编程语言	(94)
§ 4.6.3 飞行仿真数据库	(94)
§ 4.7 飞行仿真计算的某些问题	(95)
§ 4.7.1 飞行仿真中的坐标变换方法	(95)
§ 4.7.2 实时仿真的数值积分方法	(99)
§ 4.7.3 多变量函数的产生	(100)
思考题	(101)
参考文献	(101)
第五章 飞行计算机控制系统	(103)
§ 5.1 概述	(103)
§ 5.1.1 飞行计算机控制问题的提出	(103)
§ 5.1.2 飞行器计算机控制系统的功能、组成及工作原理	(104)
§ 5.2 飞行控制用的计算机系统	(105)
§ 5.2.1 飞行控制计算机系统的典型结构	(105)
§ 5.2.2 并行处理机在飞控系统中的应用	(108)
§ 5.3 数字飞行控制系统设计	(114)
§ 5.3.1 数字飞控系统设计方法及特点	(114)
§ 5.3.2 数字飞控系统采样频率的选择	(116)
§ 5.4 数字飞行控制系统软件	(119)
§ 5.4.1 数字飞控系统软件的组成与功能	(119)
§ 5.4.2 数字飞控系统软件编程语言	(126)
§ 5.4.3 飞控系统软件的开发与测试	(128)
§ 5.5 飞行计算机控制系统的可靠性	(135)
§ 5.5.1 数字式飞控系统硬件余度技术概述	(135)
§ 5.5.2 数字飞控系统软件可靠性及余度技术	(138)
§ 5.6 数字飞控系统的关键技术及发展	(140)
思考题	(141)
参考文献	(141)
第六章 飞行控制系统的基本结构与分析	(143)
§ 6.1 概述	(143)
§ 6.2 增稳系统的结构分析	(143)
§ 6.2.1 偏航阻尼系统	(143)
§ 6.2.2 滚转阻尼系统	(146)

§ 6.2.3 俯仰阻尼系统.....	(148)
§ 6.2.4 纵向增稳系统 (α -SAS)	(150)
§ 6.2.5 航向增稳系统 (β -SAS)	(155)
§ 6.3 纵向自动驾驶仪控制模态的结构与分析.....	(156)
§ 6.3.1 俯仰姿态保持模态.....	(156)
§ 6.3.2 俯仰角速度控制模态.....	(162)
§ 6.3.3 高度保持模态.....	(166)
§ 6.3.4 飞行速度或马赫数保持模态.....	(168)
§ 6.4 侧向自动驾驶仪控制模态的结构与分析	(173)
§ 6.4.1 滚转角保持模态.....	(173)
§ 6.4.2 航向保持模态.....	(175)
§ 6.4.3 VOR保持模态	(179)
§ 6.4.4 自动协调转弯.....	(182)
§ 6.5 自动着陆控制模态的结构与分析	(186)
§ 6.5.1 下滑坡度截获与保持模态.....	(186)
§ 6.5.2 自动拉平着陆控制模态.....	(193)
§ 6.5.3 侧向波束导引模态.....	(196)
思考题.....	(201)
参考文献.....	(201)
第七章 主动控制.....	(202)
§ 7.1 概述	(202)
§ 7.2 电传操纵系统	(204)
§ 7.2.1 概述.....	(204)
§ 7.2.2 有关电传操纵系统的设计指标的几点说明.....	(206)
§ 7.2.3 典型电传操纵系统的组成和工作原理.....	(207)
§ 7.3 放宽静稳定度	(213)
§ 7.3.1 放宽静稳定度的效益及风险.....	(213)
§ 7.3.2 实现放宽静稳定度的不同方法及其对气动导数的影响.....	(215)
§ 7.3.3 控制增稳系统在放宽静稳定度条件下的设计.....	(218)
§ 7.4 边界控制系统简介	(235)
§ 7.4.1 边界迎角控制系统与正常控制增稳系统.....	(235)
§ 7.4.2 不用模态切换逻辑的边界迎角限制器.....	(239)
§ 7.5 直接力控制	(240)
§ 7.5.1 概述.....	(240)
§ 7.5.2 纵向直接力作用下的几种非常规机动.....	(241)
§ 7.5.3 侧向直接力作用下的非常规机动.....	(241)
§ 7.5.4 直接力各种用途.....	(242)
§ 7.5.5 非常规机动几种模态的实现.....	(242)
§ 7.6 阵风减缓及乘坐品质的控制	(247)
7.6.1 纵向阵风减缓的方案、技术指标和控制律.....	(249)
7.6.2 侧向阵风减缓的方案、技术指标和控制律.....	(250)

§ 7.7 机动载荷控制	(251)
§ 7.7.1 大型飞机的机动载荷控制	(251)
§ 7.7.2 小型战斗机的机动载荷控制	(254)
§ 7.8 主动颤振抑制系统	(256)
§ 7.8.1 飞行器结构-气动弹性振动数学模型	(257)
§ 7.8.2 主动颤振抑制的控制方案和控制规律	(268)
思考题	(272)
参考文献	(273)

第八章 综合控制与飞行管理

(276)

§ 8.1 综合飞行/火力控制系统	(276)
§ 8.1.1 概述	(276)
§ 8.1.2 综合飞行/火力控制系统的组成及功能	(276)
§ 8.1.3 轨迹生成	(277)
§ 8.1.4 火力控制系统数学模型的建立	(282)
§ 8.1.5 综合飞行/火力控制系统建模、控制律设计和分析	(287)
§ 8.2 综合飞行/推进控制系统	(290)
§ 8.2.1 概述	(290)
§ 8.2.2 综合飞行/推进控制系统的组成与功能	(291)
§ 8.2.3 推进控制系统的组成与功能	(294)
§ 8.2.4 推进控制系统数学模型的建立	(303)
§ 8.2.5 综合飞行/推进控制系统模型、控制律设计与分析	(309)
§ 8.3 综合飞行/火力/推进控制系统简介	(314)
§ 8.4 飞行管理系统	(316)
§ 8.4.1 产生背景、发展历史	(316)
§ 8.4.2 飞行管理系统的组成与功能	(317)
§ 8.4.3 成本优化的原理和方法	(319)
§ 8.4.4 4D轨迹优化	(324)
§ 8.4.5 飞行管理系统与空中交通管制	(326)
§ 8.4.6 九十年代的飞行管理系统	(328)
§ 8.4.7 战术飞行管理系统	(329)
思考题	(329)
参考文献	(330)

第一章 绪 论

飞行控制的目的是完成飞行器各种模态的控制任务，它是通过控制飞行器的姿态和轨迹来完成这些任务的。当然，这类控制应保证飞行安全，符合优化条件，并充分发挥飞行器各部件以及整机性能，适应各种飞行环境，从而很好地完成各种飞行模态的飞行控制任务。

飞行控制技术与控制理论、航空技术、计算技术密切相关，相互渗透，相互促进，并获得迅速发展。飞行控制技术特别是主动控制技术已成为飞行器随控布局设计思想的四个重要环节之一，而且是使四个重要环节有机地结合起来的纽带。控制理论、航空技术、计算技术与飞行控制技术近几十年来的发展概况。可用下面表格形式简要地介绍。

表 1.1

内 容 项 目		~50年代	60年代	70年代	80年代
控 制 理 论	控制理论	经典控制理论	近代控制理论	大系统理论	大系统理论与系统论、控制论紧密结合。
	系统论	贝塔朗非(Bertalanffy)提出“一般系统论”新学科(1947)	贝塔朗非出版了“一般系统论”，(1968)	贝塔朗非发表“一般系统论的历史与现状”，(1972)	国际控制论与系统论会议讨论社会控制论与经济控制论，1975，1978。
	控制论	维纳(Wiener)出版了“控制论”(1948)	维纳发表“控制论与社会”		
航 空 技 术		F-100飞机突破音障(1953)；苏联人造卫星上天(1957)；	CCV设计思想的出现；M=3多用途低空实际战斗机；苏联载人飞船上天(1967)；美国登月成功(1969)；	空战近距支援、中距截击空中优势战斗机F-16(1976)	多用途先进战斗机发射中远程导弹；F-16 C/D；幻影2000，苏29；美国第一架航天飞机上天(1981)；
计 算 技 术		以CPU为中心→以存储器为中心	以主存为中心，总线结构；	多处理机系统，多计算机系统；	计算机网络；
飞行控制技术		自动驾驶仪→控制增稳系统；	电传操纵系统；	主动控制技术；	综合控制技术；

由表1.1,可知飞行控制技术以及与其密切相关的技术或理论的发展进程相互关联。在控制理论方面,从实践出发,理论密切联系实际,并循序渐进发展起来的经典控制理论、近代控制理论,到目前为止已形成了大系统理论体系。一般系统论一开始出现,就反映了有关生物学中的系统理论,人体科学的系统概念,心理学中的系统理论……等新概念和新思想体系,并不断向纵深发展,以及与密切联系实际的控制理论结合。同样,控制论一开始出现就反映了有关计算机和神经系统,控制论与精神学、信息语言和社会……等新概念和新思想体系,

并不断向纵深发展, 以及与密切联系实际的控制理论相结合。发展到八十年代, 在大系统理论、系统论、控制论以及生物科学等融合的基础上, 今后有可能逐步形成涉及工程、社会、经济……、生物以至宇宙的综合系统论。而航空技术、计算技术与飞行控制技术必将向智能化方向发展。采用主动控制技术以及综合控制技术的飞机, 如美国的AFT、法国的“实风”B、西德/英/意/西班牙的EFA、苏联的米格2000, 均将于90年代中、后期服役。值得注意的是, 要发展上述技术和理论, 以及研制新型飞行器, 必须要有现代工具, 即飞行仿真设备及计算机综合研制管理系统(或者目前有时叫作计算机集成制造系统——Computer Integration Manufacturing System)。

由表1.1还可知, 初期的飞控系统只是在某阶段(如巡航飞行)起稳定飞行姿态或航迹作用, 或者在飞行全过程起增稳作用, 即自动驾驶仪与增稳系统。随后出现控制增稳系统, 它不但能增进飞行器的稳定性, 还可用以控制飞机以充分发挥飞机的机动性。使控制系统数字化并采用冗余技术, 就出现了现代数字式电传操纵系统, 由于控制用数字计算机的逻辑判断、快速运算、综合优化……等功能, 因而可适应复杂多变的飞行环境以及各种模态的控制作用和任务。主动控制技术的应用, 是飞行控制系统的一个飞跃, 它主要包括: 放宽静稳定度; 直接升力; 直接侧力控制; 乘座品质控制; 机动载荷控制; 颤振抑制等。乍看起来, 主动控制包括这么多控制功能及相应的子系统, 显得错综复杂, 千头万绪。因此, 有必要作如下分析处理和合理分类, 以便易于抓住问题的实质, 分清主次, 理清头绪, 采取合理和有效措施。

首先应该明确, 控制增稳是飞行控制系统的基本功能, 具有控制增稳基本功能, 并在整个飞行过程中都起控制作用的飞行控制系统为基本飞行控制系统、放宽静稳定度控制系统、直接力控制系统, 或者同时具备放宽静稳定度和直接力控制功能的飞行控制系统都明显地属于基本飞行控制系统, 而且是一种更完善的基本飞行控制系统。阵风减缓控制系统, 机动载荷控制系统, 它们对基本飞行控制系统而言具有相对独立性, 一般也不是在整个飞行过程中都处于工作状态。显然, 颤振抑制系统对基本飞行控制系统来说, 基本上是独立的, 自然也不必在整个飞行过程中都处于工作状态。这样, 具有主动控制功能的各个子系统, 就可划分为: 基本飞行控制系统, 相对独立的主动控制子系统, 以及基本独立的主动控制子系统。按照大系统理论的分解、集结论点, 先对各子系统进行优化或次优设计, 然后进行全局协调或全局优化或次优设计的方式, 以及前面所论述的各个主动控制子系统的分类原则; 在设计整个飞行控制系统时, 可先设计基本飞行控制系统, 然后设计相对独立的子系统, 再对它们进行必要的参数匹配, 必要时可作结构上的调整; 最后设计基本独立的子系统, 需要时可与其它系统进行必要的匹配。当然, 针对系统的具体情况和所具备的开发环境条件, 采用合适的其它设计方法, 也是可考虑的。综合控制技术的应用是飞行器控制系统的另一个重要飞跃, 按前面提到的主动控制技术的应用, 还只是单纯飞行控制系统的一个飞跃, 推进装置控制系统和飞行控制系统是彼此相互独立的, 即使目前使用的飞行管理系统一般也只不过是节油、对燃油控制系统按飞行任务作必要的静态规划而已。因此, 综合控制是整个飞行器控制系统的另一个重要飞跃。综合飞行/推进控制系统、综合飞行/火力控制系统、以及综合飞行/推进/火力控制系统, 据资料介绍在90年代中、后期将正式得到应用。显然, 综合飞行/推进控制系统, 在整个飞行阶段都处于工作状态; 而综合飞行/火力一般只是在某一阶段或某几个阶段处于工作状态。这样, 综合飞行/推进控制系统是整个飞行器的基本控制系统, 在有综合飞行/推进控制系统和综合飞行/火力控制系统时, 可先设计综合飞行/推进控制系

统,然后设计综合飞行/火力控制系统,最后作必要的参数匹配,必要时作适当的结构调整。对综合飞行/推进/火力控制系统,可依次先设计飞行控制系统,然后进行飞行/推进控制系统设计,最后进行综合飞行/推进火力控制系统设计,并在各个阶段进行必要的参数匹配和调整。当然在情况允许与开发环境条件具备下,不采用分步骤设计而采用一次性设计也是可以考虑的。90年代中、后期机载语音控制系统也将得到应用,这是智能控制的前兆,90年代飞控系统向智能控制过渡,将标志飞行控制系统划时代的飞跃的到来。

在具体设计飞行控制系统时,首先需建立被控对象的数学模型、周围环境的数学模型、控制面的数学模型、控制器的数学模型……等。其中被控对象的数学模型包括:气动力数学模型,结构-气动弹性振动数学模型,发动机作为被控对象的数学模型;周围环境数学模型包括:大气密度、温度、压力、大气紊流、风、风切变…等的数学模型。其次,在设计飞行控制系统时,必须遵循飞行品质规范的要求。为此,在第二章(飞机飞行力学)中将讨论有关气动建模问题,以及大气和风的数学模型。结构弹性振动数学模型、结构-气动弹性振动数学模型属于综合性问题,放在第七章§7.8(颤振动抑制系统)中专门讨论。发动机是综合控制系统中的被控对象,当其用作产生推力矢量和反向推力时,它又是飞行器姿态控制的控制机构,它的建模问题将在第八章§8.3.3(综合飞行/推进控制系统数学模型的建立)中讨论。第三章介绍飞行品质及评价方法,以便在分析、设计飞行控制系统性能指标时有所遵循。设计现代飞控系统,必须应用现代设计工具,因此在第四章(飞行仿真)中专门介绍设计工具——飞行仿真技术及其应用。主动控制、综合控制与飞行管理系统的具体实现,由于传感器、电动伺服机构、液压伺服机构……等,已在其它有关飞行控制系统的著作或有关专著中有大量介绍,此处不再赘述。数字计算机控制系统是实现主动控制系统、综合控制系统与飞行管理系统的关键环节之一,放在第五章(飞行器计算机控制系统)中系统介绍。有了被控对象的数学模型、周围环境的数学模型、飞行品质规范的性能标准规定、现代设计工具——飞行仿真技术、飞行控制系统主要组成部分——计算机控制系统设计方法,即可进行与飞行控制系统具体分析、设计方法的讨论。首先,在第六章(基本控制律及其优化设计方法)讨论飞行控制系统的基本控制规律和优化设计方法,最后研究具体系统即主动控制系统(第七章)、综合控制系统、飞行管理系统(第八章、综合控制与飞行管理)的基本原理、基本结构和基本分析、设计方法。具体内容见下面各有关章节。

思考题

- 1.控制理论的发展过程和今后的动向?
- 2.控制理论、航空技术、计算技术与飞行控制的相互关系?
- 3.飞控系统的技术关键与今后发展动向?

参考文献

- [1] 关肇直,“现代控制理论中的若干问题”,《自动化学报》1980, Vol.6, No.12。
- [2] 文传源,《航空自动控制的两个新阶段——主动控制、智能控制新阶段》,航空工业部科技情报研究所出版,1983。

- [3] Ludwig Von Bertalanffy, "General System Theory", George Braziller Inc, 1973.
- [4] N.Wiener著, 郝季仁 译, 《控制论》, 科学出版社, 1962.
- [5] G.Nicolls and I.Prigogine著, 徐锡坤等译, 《非平衡系统的自组织》, 科学出版社, 1986.
- [6] Hermann Haken, "Advanced Synergetics", Springer-Verlag Berlin Hiedelberg, 1983.
- [7] 文传源, "仿真系统及其与大系统的关系", 《自动化学报》, 1981年1月第7卷第1期。
- [8] 文传源, "计算机在自控及系统仿真中的发展动向", 《计算机世界》, 1987.1.8.P.34。
- [9] 文传源, "控制理论及系统与航空及空间工程的关联和发展", 《中国航空学会自动控制学术年会论文集》1987。
- [10] 文传源, 王正中, 熊光楞, "系统仿真技术及其发展", 《自动化学报增刊》, 第2期, 11卷, 1985年12月。
- [11] 文传源, 梁锋, "并行处理与分布式计算机系统在飞行器仿真与航空电子系统中的应用", 《全国系统仿真学术会议论文集》, 1987年10月。

第二章 飞机飞行力学

飞行力学是飞行控制对象建模的基本理论，本章在内容的安排与论述方面，尽可能照顾到主动控制与综合控制的需要，并重点介绍飞机飞行性能。

§2.1 飞机飞行性能

§2.1.1 飞机在铅垂平面内运动的质心运动方程

飞机在铅垂平面内的飞行运动、是指无侧滑、不倾斜、飞机对称面与质心运动轨迹所处的铅垂平面相重合的一种飞行运动。此时，速度向量和作用于飞机上的外力均在飞机对称平面内。图2.1.1表示在铅垂平面内飞行时，作用在飞机上的力及其角度关系：

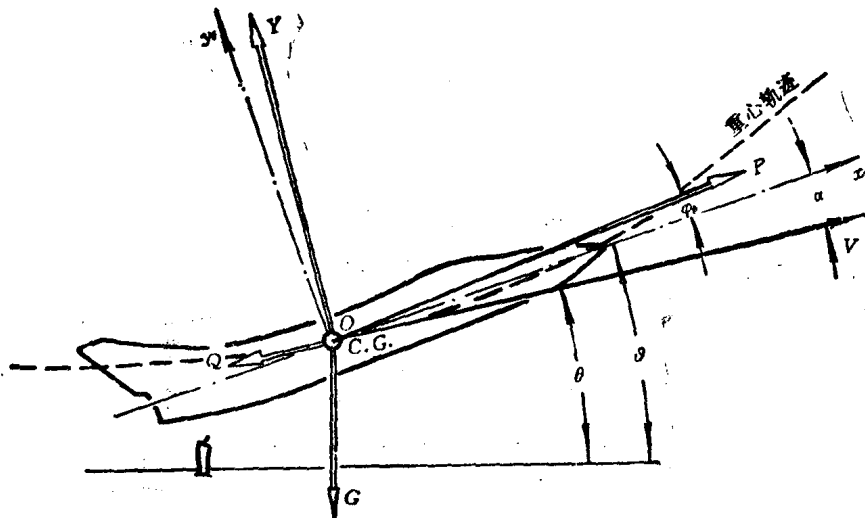


图 2.1.1 飞机在铅垂平面内飞行时、作用在飞机上的各力及有关角度关系

以重心 (C.G.) 为各力的作用点；

x 是飞机纵轴， y 垂直于 x ，指向上方， Ox, y 是机体轴系；

速度 V 沿重心轨迹的切线方向；

升力 Y 与速度向量垂直，向上为正；

阻力 Q 与速度向量平行，反向为正；

重力 G 与地平面垂直，向下为正；

发动机推力 P 与机体纵轴 Ox 成一角度 φ_P ；

迎角 α ——纵轴 Ox 与速度 V 间的夹角；

俯仰角 θ ——纵轴 Ox 与地平面间的夹角；

轨迹倾斜角 θ ——速度矢 V 与地平面间的夹角，也称为轨迹上升角。

由图2.1.1可建立飞机在铅垂平面内运动的质心运动方程：

$$\left. \begin{aligned} \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} &= P \cos(\alpha + \varphi_p) - Q - G \sin \theta \\ \frac{G}{g} V \frac{d\theta}{dt} &= P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y - G \cos \theta \\ \theta &= \delta - \alpha \end{aligned} \right\} \quad (2.1.1)$$

(2.1.1) 式第一式是沿轨迹切线建立的 运动切线加速度方程；第二式是沿轨迹法线建立的向心加速度方程。应当指出，升力、阻力和发动机推力一般不通过质心，它们对质心会产生俯仰力矩。但我们假定这完全可由驾驶员操纵升降舵来平衡，这里只讨论质心运动，因而可认为各力都通过质心，构成汇交于质心的平面力系。

角度 $(\alpha + \varphi_p)$ 一般都是小量，又 $P \sin(\alpha + \varphi_p) \ll Y$ ，作为工程 计算可设 $\cos(\alpha + \varphi_p) = 1$ ，并略去 $P \sin(\alpha + \varphi_p)$ 项，于是方程(2.1.1)简化成

$$\left. \begin{aligned} \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} &= P - Q - G \sin \theta \\ \frac{G}{g} V \frac{d\theta}{dt} &= Y - G \cos \theta \\ \theta &= \delta - \alpha \end{aligned} \right\} \quad (2.1.2)$$

若飞机在铅垂面内作定常直线飞行，则有 $\frac{dV}{dt} = 0$ ， $\frac{d\theta}{dt} = 0$ 。方程(2.1.2)式可简化成

$$\left. \begin{aligned} P &= Q + G \sin \theta \\ Y &= G \cos \theta \end{aligned} \right\} \quad (2.1.3)$$

如果限于研究轨迹倾斜角 θ 不大的定常直线飞行，在近似计算中，还可认为 $\cos \theta \approx 1$ ，因而方程(2.1.3)变成

$$\left. \begin{aligned} P &= Q + G \sin \theta \\ Y &= G \end{aligned} \right\} \quad (2.1.4)$$

当飞机作等速直线平飞时， $\theta = 0$ ，于是(2.1.4)式变成

$$\left. \begin{aligned} P &= Q \\ Y &= G \end{aligned} \right\} \quad (2.1.5)$$

§ 2.1.2 平飞需用推力

为维持飞机在某一高度以某一速度作等速直线平飞所需要的发动机推力称为定常平飞需用推力，以 P_{ps} 表示。由(2.1.5)式知 $P = P_{ps}$ ，且

$$\left. \begin{aligned} P_{ps} = Q &= \frac{1}{2} \rho V^2 SC_x \\ G = Y &= \frac{1}{2} \rho V^2 SC_y \end{aligned} \right\} \quad (2.1.6)$$

飞机升阻比 $k = C_y / C_x$ ，上两式相除得

$$P_{ps} = G / k \quad (2.1.7)$$

(2.1.7)式表示平飞需用推力与飞行重量 G 和气动效力 k 之间的关系,显然,气动效力愈高,则平飞需要推力愈小。

飞机平飞需用推力的计算步骤如下:

(1) 给定计算高度 H ,从大气参数表中查出该高度的空气密度 ρ 和音速 a 之值;

(2) 给出若干速度 V 值,并计算出马氏数 $M=V/a$;

(3) 按公式 $C_y = \frac{2G}{\rho V^2 S}$ 计算出各速度所对应的举力系数 C_y 值;

(4) 根据 C_y 值,从飞机极曲线图上查得对应于各 M 数的极曲线上的 C_x 值,并算得 $k = C_y/C_x$;

(5) 按公式 $P_{P.0} = G/k$ 算出对应于各 V 值的 $P_{P.0}$ 值;

(6) 以速度 V 为横坐标,以 $P_{P.0}$ 为纵坐标绘制该高度上的定常平飞需用推力曲线。

图2.1.2(2)表示平飞需用推力曲线随速度 V 的变化关系。由空气动力学知,飞机的总阻力系数由零升阻力系数和升致阻力系数两部分组成。

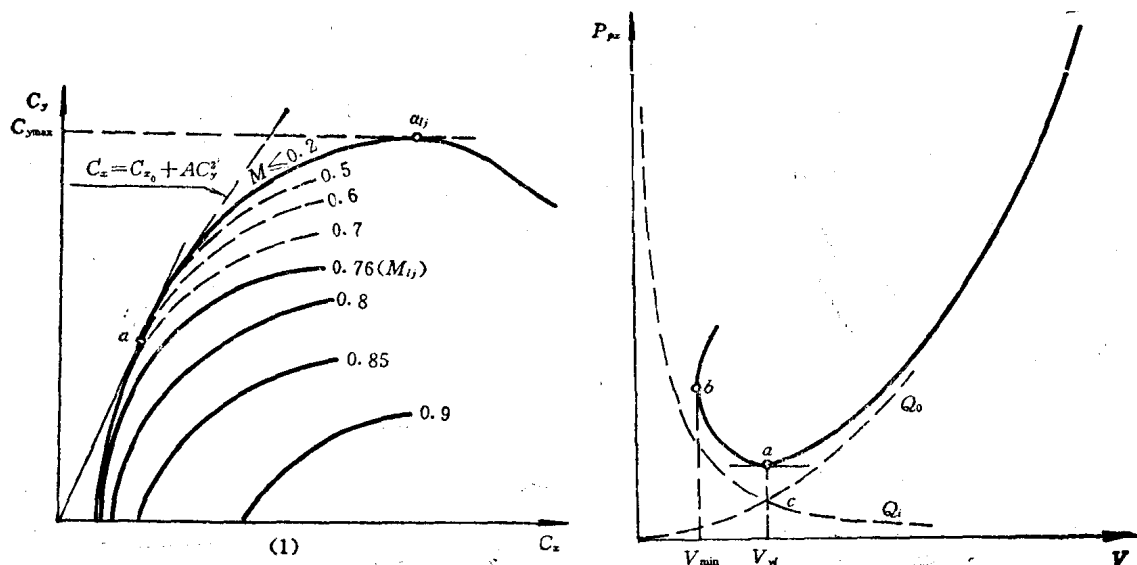


图 2.1.2 (1) 飞机升阻极曲线
(2) 平飞需用推力曲线及其组成

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_i} = C_{x_0} + AC_y^2 \quad (2.1.8)$$

平飞需用推力等于阻力,故有

$$P_{P.0} = Q = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{x_0} + AC_y^2)$$

由(2.1.6)式第二式知 $C_y = G / \frac{1}{2} \rho V^2 S$,代入上式得

$$P_{P.0} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{x_0} + AG^2 / \frac{1}{2} \rho V^3 S \quad (2.1.9)$$

(2.1.9)式中令

$$Q_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{x_0}, \text{ 称为零升阻力,}$$

$$Q_i = AG / \frac{1}{2} \rho V^2 S, \text{ 称为升致阻力。}$$

亚音速时, C_{x0} 与 A 值基本上不随 M 数变化, 零升阻力 Q_0 与 V^2 成正比, 即按抛物线增长; 而升致阻力 Q_i 与 V^2 成反比。低速时迎角大, 阻力中的升致阻力占了很大部分, 随速度增加则迎角减小, 虽然 Q_0 增大, 但 Q_i 下降得快, 故总阻力是下降的。待速度增加到某一值时, 使得 $Q_0 = Q_i$, 此时总阻力达得最小值 $P_{P_{\min}}$ (图2.1.2(2)中的 a 点), 这一速度称为有利速度 V_{y1} 。它对应着 $k_{\max}$ (在图2.1.2(1)极曲线上的 a' 点)。速度再增加, 则 Q_0 的增长超过了 Q_i 的减小, 总阻力 Q 增大起来。当 M 数超过了临界 M_{Lc} 数, C_{x0} 和 A 值都剧增, 因而 Q 增长更为迅速。

由图2.1.2(1)可以看到, 在大迎角时的实际阻力系数要比按(2.1.8)式表示的大, 因而按极曲线图算出的阻力要比按(2.1.9)式算出的大。从实际升阻极曲线上可以看到有一个最大升力系数 $C_{y_{\max}}$, 它对应着临界迎角 α_{Lc} , 迎角超过 α_{Lc} 时, 升力系数不但不能增加, 反而还要减小, 因此 $C_{y_{\max}}$ 就决定着飞机的最小平飞速度 $V_{\min}$

$$V_{\min} = \sqrt{2G/\rho S C_{y_{\max}}} \quad (2.1.10)$$

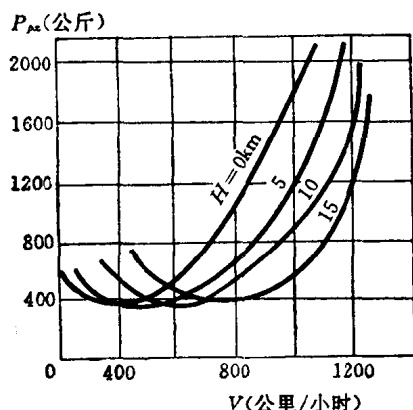


图 2.1.3 跨音速飞机需用推力曲线随高度的变化

图2.1.3表示平飞需用推力随高度的变化, 由图中可看到 P_{rs} 随高度 H 的增加而向右移动, 而 $P_{r_{\min}}$ 几乎没有变。这可解释如下:

由(2.1.9)式知

$$\left. \begin{aligned} Q_0 &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{x0} \\ Q_i &= AG^2 / \frac{1}{2} \rho V^2 S \end{aligned} \right\}$$

在同一速度下, 高度增高则空气密度 ρ 减小, 故 Q_0 减小而 Q_i 增大, 这导致图2.1.2(2)中 Q_0-V 虚线和 Q_i-V 虚线的交点 C 向右移, 即 $P_{r_{\min}}$ 向右移。在亚音速时 (如极曲线图中的 $M \leq 0.6$), $k_{\max}$ 值不变,

因此 $P_{r_{\min}} = G/k_{\max}$ 也不变, 但 $P_{r_{\min}}$ 对应的有利速度 V_{y1} 随高度增高而增大。当 V_{y1} ($M_{y1} = V_{y1}/a$) 增加到使 $k_{\max}$ 减小时, 则 $P_{r_{\min}}$ 要增加, 尤其是 $M_{y1} > M_{Lc}$ 之后, 波阻出现, $P_{r_{\min}}$ 增加更多, $P_{rs}-V$ 曲线向右上方移动。

§ 2.1.3 可用推力

近代航空发动机种类很多, 目前高速飞机大多采用带加力燃烧室的涡轮喷气发动机。本节简单介绍这类发动机的推力特性。

涡轮喷气发动机的推力曲线表示净推力 P_j 随转速 n , 飞行速度 V (或 M) 和高度 H 的变化关系。飞机在飞行中可根据需要来选择发动机适当的工作状态, 使发动机有利地工作, 达到既能提供所需要的推力, 又能节省燃料的目的。

一、油门特性 (转速特性)

改变油门位置能改变发动机的转速, 从而改变了发动机推力。油门特性曲线表示净推力 P_j 随转速 n 的变化关系, 如图2.1.4所示。涡轮喷气发动机有以下几种工作状态:

(1) 最大工作状态——发动机最大允许转速的工作状态, 相对转速达 100%。对发动机的连续工作时间有限制, 一般规定在低空不得超过 6 分钟。飞机在起飞、上升和以最大速度平时, 都使用此种工作状态。

(2) 额定工作状态——对应于额定转速, 一般比最大转速小 3%, 推力比最大工作状态小, 但可以较长时间连续工作。在飞行中常用在较长时间的平飞或上升。

(3) 巡航工作状态——转速约为额定转速的 90%, 推力约为额定工作状态推力的 80%, 耗油率最小, 连续工作时间不限。常用于远航。

(4) 慢车(小转速)工作状态——转速约为额定转速的 30%, 推力很小, 飞机下滑着陆过程中不需要推力, 但不能使发动机熄火, 故需采用此种工作状态。

(5) 加力工作状态——为了提高飞机的机动性能, 往往在发动机最大工作状态时还嫌推力不够, 此时可由加力燃烧室喷出补充燃料, 燃烧后进一步提高燃气温度, 加大喷气速度, 从而较大幅度提高推力, 使飞行性能可提高。为避免发动机损坏, 其连续工作时间一般不得超过 6 分钟; 飞机起飞使用加力状态不得超过 3 分钟; 高度在 6 公里以上不得超过 10 分钟。

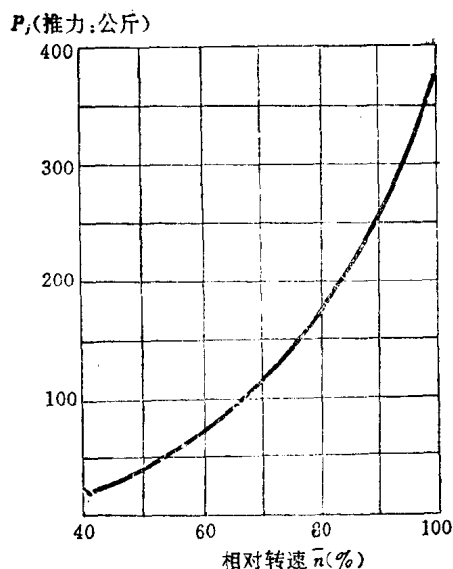


图 2.1.4 涡轮喷气发动机地面净推力的油门特性曲线

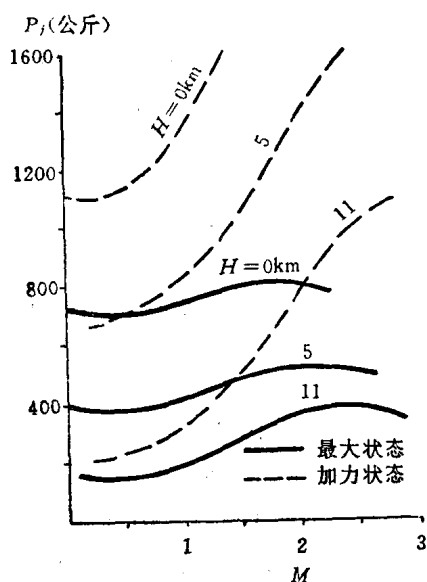


图 2.1.5 涡轮喷气发动机的推力-速度特性

二、速度特性

速度特性曲线表示高度和转速不变时, 推力随飞行速度(或 M 数)的变化关系(如图 2.1.5)。速度从零开始增加时, 推力略有下降, 然后随速度进一步增加而推力增大。但速度超过了超音速的某一个 M 数之后, 推力又下降。这是为了涡轮不致过热损坏, 不得不降低进油量而采取的限制措施。

三、高度特性

图 2.1.5 还表示了推力随高度的变化。高度增高, 空气密度下降, 故推力下降。在对流层(11 公里以下), 大气温度随高度升高而下降, 这对压气机的增压有利, 因而使得推力下降比空气密度下降得慢些。在平流层(11 公里以上, 或称同温层), 温度不变, 推力下降基本上与空气密度的下降成正比。

四、涡轮喷气发动机的可用推力

在飞行中, 发动机能实际提供并用以推动飞机前进的推力, 称为可用推力, 以 P 表示。发动机工厂仅提供单台发动机的净推力资料。发动机安装在飞机上, 发动机之前有进气道, 发动机之后有排气管道。气流在进气道内有摩擦、旋涡、冲激波形成等, 使气流能量有损

失, 因而会降低发动机推力。安装在发动机后面的排气管道, 如果设计得当, 使喷口处燃气流始终保持完全膨胀状态, 则推力可能稍有增加, 但这补偿不了进气道的损失, 因而可用推力总是小于净推力。若令 η 为有效系数, 则

$$P = \eta P_j$$

其中 $\eta = (1 - \overline{\Delta P_1}) (1 - \overline{\Delta P_2})$

$$\overline{\Delta P_1} = \Delta P_1 / P_j$$

$$\overline{\Delta P_2} = \Delta P_2 / P_j$$

当飞机的飞行高度和飞行速度以及发动机工作状态一定时, $\overline{\Delta P_1}$ 和 $\overline{\Delta P_2}$ 可分别由进气道推力损失特性曲线和喷管对推力的影响曲线查得。在扣除了这些损失之后, 便可绘制出发动机可用推力在不同高度随速度 (或 M 数) 的变化曲线。

§ 2.1.4 飞机的基本飞行性能

飞机的基本飞行性能是指飞机作定常或准定常直线运动的性能, 如最大平飞速度 $V_{\max}$, 最小平飞速度 $V_{\min}$, 最大上升率 $V_{y\max}$, 上升时间 $t_{\uparrow}$ 和升限 $H_{\max}$ 等。

计算基本飞行性能目前仍广泛采用简单推力法,

它是从(2.1.4)式为基本方程来考虑问题的。把可用推力和平飞需用推力画在一起, 便可计算出飞机的基本飞行性能。

一、最大平飞速度 $V_{\max}$

飞机在某高度上以某一重量和发动机工作状态 (加力、最大或额定) 进行等速直线平飞所能达到的最大速度称为该高度上的定常最大平飞速度。图2.1.6表示不同高度的可用推力 (最大工作状态) 和平飞需用推力曲线。最大平飞速度由同一高度上的可用推力和需用推力在右方的交点所确定。显然, 此交点的右边 $P_{\text{需}} > P$, 飞机不能维持定常平飞, 在此交点的左边 $P_{\text{需}} < P$, 可以关小发动机油门来实现定常平飞。

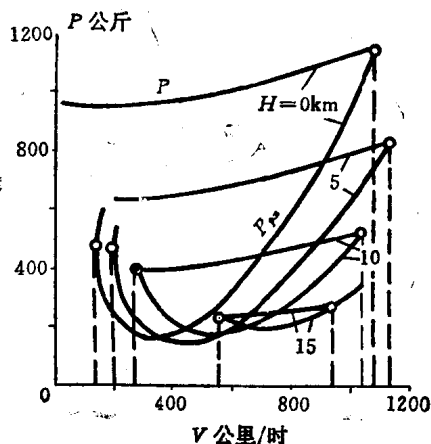


图 2.1.6 跨音飞机的可用推力 (最大工作状态) 和需用推力

二、最小平飞速度 $V_{\min}$

在低空, 可用推力较大, 即使迎角到达了临界迎角, 但需用推力还是可能比可用推力小 (例如图2.1.6中高度为0公里和5公里的情况), 此时最小平飞速度由(2.1.10)式决定。但在高空, 迎角未达到临界迎角之前, 需用推力已大于可用推力 (如图2.1.6中高度为10公里和15公里的情况), 最小平飞速度应由 P 和 $P_{\text{需}}$ 在左方的交点决定。显然, 小于最小平飞速度也不能维持定常平飞。

三、定常平飞速度范围——飞行包线

把图2.1.6中的最大速度点与最小速度点, 在以高度-速度为坐标的图上连成曲线, 就得到飞机在各高度上的定常平飞速度范围——飞行包线, 图2.1.7表示一类跨音速飞机的飞行包线。但是, 仅根据需用推力和可用推力的交点或 $C_{y\max}$ 来决定的飞行包线只有理论上的意义, 实际的包线还要受到其他条件的限制:

(1) 由 $C_{y\max}$ 决定的 $V_{\min}$ 是临界状态, 为安全起见, 只能使用到一个允许的举力系