

高等学校教材

航空推进系统控制

樊思齐 徐芸华 等编著

西北工业大学出版社

封面设计 贾明
技术设计 潘玉浩

ISBN 7-5612-0759-X



9 787561 207598 >

ISBN7-5612-0759-X/V · 20(课)

定价:16.00 元

高等学校教材

航空推进系统控制

樊思齐 徐芸华 等编著

西北工业大学出版社

1995年12月 西安

(陕) 新登字 009 号

【内容简介】本书为航空高等院校统编教材。全书共九章，内容包括四部分：第一部分介绍作为控制对象的航空推进系统（即动力装置）的使用特性、控制规律、线性与非线性数学模型及数字仿真方法；第二部分介绍航空发动机机械液压式控制系统数学模型、系统分析与设计；第三部分介绍航空发动机多变量控制系统设计及全权限数字式电子控制系统的组成、原理及可靠性；第四部分简要介绍飞行/推进系统综合控制。

本书适用于航空推进系统控制工程专业本科生教学，也可作为本专业研究生和有关专业研究生以及从事航空推进系统控制工程设计与研究的工程技术人员的参考书。

高等学校教材
航空推进系统控制

樊思齐 徐芸华 等编著

责任编辑 胡梦仙

责任校对·齐随印

© 1995 西北工业大学出版社出版

(710072 西安市友谊西路 127 号 电话 8493844)

陕西省新华书店发行

西北轻工业学院印刷厂印装

ISBN 7 - 5612 - 0759 - X/V · 20 (课)

开本：787×1092 毫米 1/16 印张：21 字数：507 千字

1995 年 12 月第 1 版

1995 年 12 月第 1 次印刷

印数：1—1 000 册

定价：16.00 元

购买本社出版的图书，如有缺页、错页的，本社发行部负责调换

前 言

本书共九章，第一章绪论介绍航空推进系统控制的目的、发展、系统类型及设计要求。第二章至第九章内容可概括为四部分。

第一部分包括第二章和第三章。这两章主要介绍航空推进系统的使用特性、控制规律和航空发动机线性与非线性数学模型。这部分内容是全书的基础，只有掌握这些内容后才能进一步对航空推进系统控制问题进行研究，从而建立系统分析的完整概念。关于进气道数学模型，由于涉及超出本专业要求的气动力学知识，故未编入。

第二部分包括第四、第五和第六章。这三章主要介绍目前在航空推进系统控制中仍占重要地位的机械液压式控制系统，深入讨论航空发动机稳态控制、加速控制和加力控制，研究数学模型建立、系统仿真、性能分析与设计方法。

第三部分包括第七章和第八章。这两章分别介绍现代控制理论在航空发动机控制中的应用和发动机全权限数字式电子控制系统的组成、原理及可靠性知识，使读者对航空发动机多变量控制理论、系统设计方法和数字式电子控制系统有一基本了解。考虑到本教材主要使用对象的数学基础，第七章仅编入了航空发动机最优控制、模型参考自适应控制及多变量频域设计的部分内容。

第四部分包括第九章。这一章简要介绍飞行/推进系统综合控制的基本概念、飞行/推进系统数学模型及综合控制方法。

航空推进系统的工作过程和环境条件复杂多变，其控制问题研究比一般控制系统更为困难；随着对航空推进系统的研究不断深化，提出了更为广泛和深入的问题，这些问题与控制问题密切相关，并且须要通过控制途径加以解决；由于飞机性能要求日益提高，对航空推进系统提出了愈来愈高的要求，这些要求的实现在很大程度上取决于航空推进系统控制技术的发展。学习“航空推进系统控制”正是为从事这一领域的研究打下一定的基础。本课程涉及控制理论、流体力学、计算机原理、航空发动机等有关知识，它是一门综合性比较强的课程。

本书为航空高等院校统编教材，适用于航空推进系统控制工程专业本科生教学，也可作为本专业和有关专业研究生以及从事航空推进系统控制研究与设计的工程技术人员的参考书。

本书第一、七、九章由樊思齐编写，第二、三、四、五、六章由徐芸华编写，第八章由孟庆明编写，其中第四节由徐启华编写，第五节由曾庆福编写。全书由樊思齐统一修改、定稿。

周宗才教授对全书进行了审阅，提出了许多宝贵意见。博士研究生刘小勇、硕士研究生杨建军、张从瑜、杨永利为本书编写进行了大量计算，在此一并表示诚挚的谢意。

由于作者水平有限，书中不妥之处在所难免，希望读者指正。

编 著 者

1994 年 12 月

主要符号

a —— 音速	p_0 —— 低压油压力
A —— 面积	p_1 —— 喷嘴前压力
B —— 函道比	p_n —— 定压油压力
c —— 气流速度	p_T —— 油泵出口压力
c_0 —— 飞行速度	PLA —— 油门操纵杆
c_p —— 空气定压比热	Q —— 液体容积流量
c'_p —— 燃气定压比热	R —— 空气的气体常数
c_x —— 阻力系数	R' —— 燃气的气体常数
D —— 直径; 行列式	sfc —— 耗油率
f —— 油气比; 干扰量	t —— 时间
F —— 推力; 力	T —— 温度
h —— 1 kg 空气焓	u —— 内能
H —— 飞行高度	v —— 比容; 速度
Hu —— 燃料低热值	V —— 容积; 体积
i —— 气流攻角	X —— 相对增量的拉氏变换
I —— 气流冲量	x —— 状态向量
J —— 转动惯量	u —— 控制向量
k —— 空气绝热指数	z —— 干扰向量
k' —— 燃气绝热指数	y —— 输出向量
K —— 放大系数	α —— 油门操纵杆角度; 飞机迎角; 攻角; 余气系数
K_q —— 用流量气动函数计算空气流量时的常数	β —— 飞机侧滑角; 锥体半角; 螺旋桨功率系数
K'_q —— 用流量气动函数计算燃气流量时的常数	ϵ —— 允许误差; 扭转刚度
K_s —— 弹簧刚度	η —— 效率
l —— 长度	θ —— 加热比
L —— 1 kg 气体的功	λ —— 速度系数; 螺旋桨相对进矩
m_a —— 空气流量	μ —— 流量系数;
m_g —— 燃气流量	π —— 增压比; 膨胀比
m_f —— 燃油消耗量 (供油量)	ρ —— 密度
M —— 扭矩	φ —— 螺旋桨桨叶安装角; 进气道流量系数; 压气机几何可调参数
M_H —— 飞行马赫数	τ —— 燃烧延时
N —— 功率	σ —— 总压恢复系数
p —— 压力; 微分算子	ω —— 角频率

注 角

$*$ —— 气流滞止参数	f —— 燃油
0 —— 稳态值；动态过程起始值	g —— 燃气
a —— 空气	H —— 外界大气；高压
af —— 加力燃烧室	i —— 进气道
b —— 燃烧室	$idle$ —— 慢车状态
c —— 压气机	j —— 基准值
cL —— 低压压气机	L —— 低压
cH —— 高压压气机	opt —— 最佳
col —— 冷却	r —— 参考值；给定值
cor —— 换算	T —— 涡轮
cr —— 临界	TL —— 低压涡轮
e —— 喷管	TH —— 高压涡轮

航空推进系统的特征截面

H —— 未受扰动气流	4 II —— 外涵混合室入口
1 —— 压气机进口	cm —— 风扇发动机混合室出口
1.5 —— 低压压气机出口	af —— 加力燃烧室出口
2 —— 压气机出口	e —— 发动机出口
2 II —— 外涵风扇出口	5 —— 发动机出口（燃气完全膨胀）
3 —— 燃烧室出口	I —— 内涵道
3.5 —— 低压涡轮进口	II —— 外涵道
4 —— 涡轮出口	

目 录

第一章 绪 论	1
§ 1-1 航空推进系统控制的目的及要求	1
§ 1-2 航空推进系统控制的发展	2
§ 1-3 航空推进控制系统的基本类型	9
§ 1-4 航空推进控制系统设计要求	13
§ 1-5 国内航空推进系统控制发展概况	14
习 题	15
第二章 航空推进系统使用性能方面的基本问题	16
§ 2-1 涡轮喷气发动机的工作过程及性能参数	16
§ 2-2 涡轮风扇发动机的工作过程及特点	20
§ 2-3 单轴涡轮喷气发动机的共同工作及控制规律	25
§ 2-4 双轴涡轮喷气发动机的共同工作及控制规律	30
§ 2-5 涡轮风扇发动机的共同工作及控制规律	35
§ 2-6 涡轮螺旋桨和涡轮轴发动机的工作特点	44
§ 2-7 超音速进气道控制	47
§ 2-8 压气机控制	51
§ 2-9 发动机的过渡态控制	54
习 题	60
第三章 航空发动机动态数学模型	61
§ 3-1 航空发动机数学模型概述	61
§ 3-2 基本发动机的数学模型及动态特性	62
§ 3-3 根据发动机的基本方程建立线性模型	74
§ 3-4 根据发动机的稳态模型建立线性模型	88
§ 3-5 航空发动机的非线性模型及数字仿真	96
§ 3-6 多变量涡轮风扇发动机的线性模型	113
§ 3-7 建立航空发动机数学模型的试验法	117
习 题	121
第四章 航空发动机的稳态控制及典型系统	124
§ 4-1 航空发动机控制系统概述	124
§ 4-2 闭环转速控制系统	126
§ 4-3 流量控制器与开环控制系统	132

§ 4-4	复合转速控制系统	142
§ 4-5	航空发动机的分段控制	143
§ 4-6	航空发动机控制系统分析及设计的基本知识	146
§ 4-7	单轴涡轮喷气发动机转速控制系统设计实例	148
§ 4-8	双轴涡轮喷气发动机转速控制系统设计实例	156
§ 4-9	转速控制系统非线性特性分析实例	166
习 题		168
第五章	航空发动机的加速控制及典型系统	171
§ 5-1	简单加速控制规律的实现	171
§ 5-2	加速控制系统数学模型及仿真	177
§ 5-3	组合参数的加速及转速控制系统	186
§ 5-4	相似参数的加速及转速控制系统	196
习 题		201
第六章	航空发动机的加力控制及典型系统	202
§ 6-1	涡轮喷气发动机的加力控制系统	202
§ 6-2	加力式涡轮喷气发动机控制系统数学模型及特性分析	206
§ 6-3	涡轮喷气发动机接通加力状态的过程	211
§ 6-4	涡轮风扇发动机的加力控制系统	213
§ 6-5	涡轮风扇发动机加力控制系统数学模型及动态特性	220
习 题		223
第七章	航空发动机多变量控制系统设计	226
§ 7-1	航空发动机线性二次型最优控制	226
§ 7-2	航空发动机最优伺服系统	228
§ 7-3	航空发动机模型参考自适应控制	235
§ 7-4	利用输出反馈的航空发动机模型参考自适应控制	248
§ 7-5	航空发动机多变量控制系统频域分析	258
§ 7-6	航空发动机多变量控制系统并矢展开设计法	262
§ 7-7	航空发动机最优二次型多变量控制系统的实现	268
习 题		271
第八章	航空发动机全权限数字式电子控制系统	273
§ 8-1	航空发动机数字式电子控制发展概况	273
§ 8-2	全权限数字式电子控制系统	273
§ 8-3	全权限数字式电子控制系统设计简述	277
§ 8-4	航空发动机数字式电子控制器	284
§ 8-5	航空发动机数字式电子控制系统实时仿真	288

§ 8-6 全权限数字式电子控制系统可靠性	294
§ 8-7 航空发动机状态监视及故障诊断系统	297
习 题	301
第九章 飞行/推进系统综合控制	303
§ 9-1 概 述	303
§ 9-2 飞行/推进系统线性二次型最优控制	304
§ 9-3 飞行/推进系统性能寻优控制	317
习 题	322
参考文献	324

第一章 绪 论

航空推进系统也称为航空推进器或动力装置，它产生飞机飞行所需要的推力和力矩。航空推进系统包括进气道和发动机，喷管作为发动机的一个部件。但在飞行/推进系统综合控制中，喷管是单独的一部分，这时航空推进系统包括进气道、发动机和喷管。

航空推进控制系统由航空推进系统和控制器组成，如图 1-1 所示。在控制系统中航空推进系统作为被控制的对象。

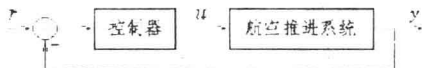


图 1-1 航空推进控制系统方块图

§ 1-1 航空推进系统控制的目的及要求

一、控制的目的

航空推进系统的工作过程是极其复杂的气动热力过程，它的工作范围是如图 1-2 所示的整个飞行包线，图中横坐标表示飞行马赫数，纵坐标表示飞行高度。在飞行包线内，随着航空推进系统的环境条件和工作状态（如最大、巡航、加力、加速及减速等状态）的变化，它的气动热力过程将发生很大的变化，对这样一个复杂且变化多的过程如不加以控制，航空推进系统是根本不能正常工作的。航空推进系统控制的目的就在于使其在任何环境条件和任何工作状态下都能稳定、可靠地运行，并且充分发挥其性能效益。

以下我们对进气道、发动机及喷管控制的目的分别作简要介绍。

1. 进气道

早期的飞机由于飞行速度不高，进气道均采用亚音速进气道，对这种进气道一般不需要控制。飞行马赫数大于 1.5 的飞机必须采用超音速进气道。超音速进气道的性能受进口条件的影响很大，飞机飞行速度和飞行高度的变化、飞行姿态的变化以及武器发射等都将导致进气道气动阻力、总压损失发生很大的变化，甚至导致进气道工作不稳定。为保证超音速进气道在任何条件下都能处于良好的工作状态，必须对其进行控制。

对超音速进气道的控制就是当进口条件变化时，调节进气道的通道几何面积，以调节通过进气道的空气流量，使其与通过发动机的空气流量相匹配，使进气道外阻力和总压损失

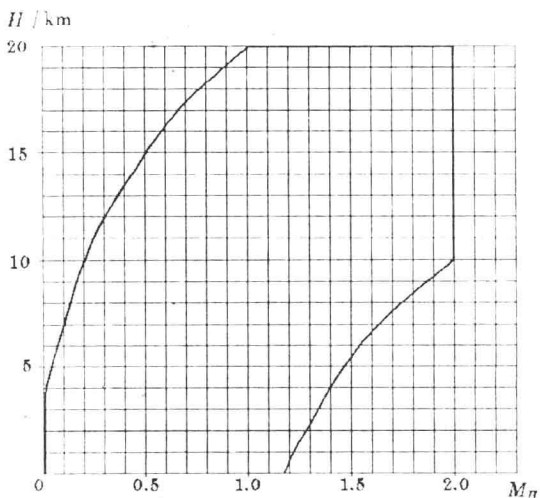


图 1-2 飞机的飞行包线

减小。

2. 发动机

随着飞行条件和发动机工作状态的变化,发动机特性将发生很大的变化,在一定的条件下发动机可能出现不稳定的工作情况,如压气机喘振、燃烧室熄火、加力燃烧室振荡等。为此,必须对发动机进行控制,以保证发动机工作稳定,并保证发动机在任何条件下性能最佳。

发动机控制就是利用选择的控制量(如燃油流量、尾喷口面积等)的控制作用,使发动机的某些参数(如发动机转速、压气机出口空气压力、涡轮进口燃气温度等)按需要的规律变化,从而保证发动机的性能。

3. 喷管

早期的航空推进系统采用简单的收敛喷管,喷管的出口面积根据发动机的工作状态(如慢车、巡航、最大及加力等)加以确定,当飞行条件变化时对喷口面积不再进行调节。后期发展的航空推进系统采用了收扩喷管(拉瓦尔喷管),以便进一步提高排气速度,使推进系统获得更大的推力。对于带有收扩喷管的发动机,随飞行条件的变化,喷管的喉部面积和出口面积也须相应地变化,以保证发动机稳定工作,同时使推力损失最小。

传统的喷管仅产生反作用推力,现代飞机不仅要求产生正向推力,还要求产生矢量推力和反推力,也即根据飞机的不同飞行状态要求产生不同方向的推力,以便对飞机提供不同飞行姿态所需要的力和力矩,这对提高飞机的机动性和缩短起飞与降落距离有着十分重要的意义。由于矢量推力与飞机性能密切相关,因此矢量推力必须与飞机进行综合控制。

二、航空推进系统对控制的要求

(1) 飞机飞行状态的变化,如滑跑、起飞、爬高、平飞、加速飞行、减速飞行、下滑以及各种机动飞行,将导致航空推进系统工作状态和特性产生很大的变化,控制系统应保证航空推进系统在上述各种飞行状态下工作正常且可靠。

(2) 保证发动机在最大非加力状态和作战状态下性能最优;在非加力部分载荷巡航飞行时耗油率低,以提高经济性,增加航程和巡航时间;慢车状态时保证净推力最小。

(3) 当航空推进系统由一种工作状态过渡到另一种工作状态时(例如发动机加速、减速、接通与切断加力等),能快速操纵,过渡时间要短,且不喘振、不熄火。

(4) 当航空推进系统受任何形式的干扰作用时(如强气流冲击、武器发射等),控制系统应保证航空推进系统不失稳,且能尽快地恢复到原状态。

(5) 在飞行包线内,当航空推进系统在任何条件下工作时,控制系统应保证航空推进系统安全工作,发动机不超转、不超温、不超功率。

§ 1-2 航空推进系统控制的发展

随着航空推进系统的不断发展,航空推进系统控制也在不断发展,这一发展可以大体归纳为:由基于经典控制理论的单变量控制系统发展到基于现代控制理论的多变量控制系统,由机械液压式控制系统发展到数字式电子控制系统,由航空推进系统各部分单独控制发展到各部分综合控制。现分别予以介绍。

一、经典控制理论和现代控制理论在航空动力装置控制中的应用

航空动力装置研制的初期,由于飞机的飞行速度不高,发动机的推力不大,所以在航空动力装置中采用亚音速进气道和收敛喷管,并且不须要对进气道和喷管控制,这时的航空发动机采用的控制方案是当飞行条件变化时,根据测量的发动机进口压力,调节燃油流量,保持发动机转速基本不变的开环控制方案。由于这种控制方案的控制精度不高,因此在以后的发动机控制中不再作为主要的转速控制方案。

随着发动机性能要求的提高和经典控制理论的完善,到50年代初,在发动机控制中即应用了经典控制理论的闭环反馈控制原理,并成功地设计与实现了发动机转速反馈的闭环控制,使控制系统的控制精度和动态性能得到了很大的改善,发动机性能有了较大的提高。

经典的反馈控制理论在发动机控制中的应用是发动机研制与发展的一个重要阶段,虽然这种控制理论仅解决了单输入-单输出控制系统的设计,但这种设计方法简单,易于实现,并能保证发动机在一定使用范围内具有较好的性能,因此,这种控制方法仍然应用于目前的许多发动机控制中。

现代航空发动机的工作范围在不断扩大,并要求在全飞行包线内都具有最佳性能,如高的控制精度,良好的稳定性,由一种工作状态过渡到另一工作状态的过渡时间尽可能的短等。在这种情况下,仅用一个控制量控制发动机的一个参数的单输入-单输出控制系统是不可能实现这些要求的,为此,必须采用更多的控制变量控制发动机的更多的参数,这就构成了多输入-多输出控制系统。控制参数越多,控制回路就越多,在多回路控制系统中,任何一个回路中参数的变化,都将影响到其他回路,因此各回路之间的交互耦合影响成为多变量系统设计中的一个重要问题。利用经典的反馈控制理论虽然也可以设计多个单一反馈回路组成的多回路系统,然而这种多回路系统不仅结构十分复杂,而且难以解决多回路的交互耦合影响,也就不可能保证系统的稳定性及动态性能。60年代以来发展的现代控制理论为解决多变量控制系统设计奠定了理论基础,并且很快地在发动机控制系统设计中得到了应用。

70年代初,美国即对F100发动机进行了多变量控制系统设计与研究。为了保证控制精度和发动机最佳性能,选择了5个需要控制的发动机参数,这5个参数是:风扇转速、高压压气机转速、主燃烧室进口压力、加力燃烧室进口压力和主燃烧室燃油需用流量。在非加力状态下相应的选择了5个控制输入量,即主燃烧室燃油供油流量、喷口面积、风扇导流叶片弯度、高压压气机静子叶片安装角和高压压气机放气活门放气面积(控制放气量)。

如果希望发动机在起飞和超音速飞行时能产生最大推力,而在巡航飞行时耗油率最小,最好的方案是改变发动机的热力循环过程,使其在巡航飞行时按涡轮风扇发动机原理工作,以降低耗油率,而在起飞和超音速飞行时,通过改变发动机的几何通道面积来改变内外涵的流量比(即函道比),转为涡轮喷气发动机的工作状态,以产生最大的推力,这就是变循环发动机。这种发动机被控参数往往在20个以上,相应的控制变量也大大增加,仅仅作为控制变量的几何通道可调参数就包括尾喷口喉部面积及出口面积、涡轮导向器面积、外涵道出口面积、压气机放气活门放气面积、压气机静子叶片安装角、风扇导流叶片弯度等,还包括主燃油流量、加力燃油流量、涡轮间隙冷却空气量等。整个系统是异常复杂的多变量控制系统。

现代控制理论在航空推进系统多变量控制中的应用研究已进行了大量的工作,现对几种控制方法作一简要介绍。

1. 线性二次型调节器

在发动机多变量控制研究中,最先研究的就是线性二次型调节器 LQR (Linear Quadratic Regulator)。这种方法的优点是设计方法规范,设计的调节器具有解耦效果,从理论上讲这种方法可使控制性能最优,并能最大限度地利用发动机可变几何通道调整给定点。

这种方法的缺点是:

(1)在飞行包线内必须建立许多工作点上的线性化模型,对每一个工作点都必须求解 Riccati 方程,以得到反馈增益矩阵,每一点的线性模型及反馈增益矩阵都必须存在计算机内,因此增加了对机载计算机存储量的要求;

(2)线性化工作点的数目总是有限的,而在飞行包线内其他各点的线性化模型及相应的反馈增益矩阵只能用插值方法近似得到,由于 LQR 方法对模型精度极其敏感,用插值方法得到的近似模型的误差有可能导致系统性能不是最优,甚至使系统不稳定;

(3)如果考虑在实际飞行过程中受到的约束时, LQR 方法可能得不到最优解。

因此, LQR 方法用于航空推进系统实际控制须要对上述问题作更为深入的研究。

2. 自适应控制

航空推进系统的特性随飞行条件和工作状态的变化将发生很大的变化,在这种情况下,采用何种控制方法保证系统性能始终最优或接近最优,是研究人员十分关注的问题。大量的研究表明,自适应控制 (Adaptive Control) 是解决这一问题的有效方法之一。在自适应控制中,研究得较多并经过飞行试验考核的方法是模型参考自适应控制 MRAC (Model Reference Adaptive Control)。其设计思想是随环境条件的变化,使航空推进系统的性能按自适应控制规律渐近地跟踪参考模型的性能,或者使航空推进系统的状态或输出渐近地跟踪参考模型的状态或输出,而参考模型具有期望的性能。

美国对 PW1128 发动机和 F15 飞机进行的飞行/推进系统综合控制研究中即应用了模型参考自适应控制方法。通过飞行试验,证明了这种控制方法是非常有效的。

3. 鲁棒控制

控制系统设计往往依赖于被控对象的数学模型,然而由于被控对象的工作过程相当复杂,很难建立准确的数学模型来描述这一过程,我们所能得到的数学模型只能是近似反映实际过程的数学模型,或简化的数学模型。因此,在系统设计时必然带来这样的问题,即利用数学模型进行控制系统设计,总可以设计出一种较好的控制器使系统性能达到期望的要求,但是用这种控制器控制实际对象时,实际性能与期望的性能并不一致;此外,被控对象的工况(工作状况的简称)、环境条件的变化以及难以预先确知的随机干扰都将引起被控对象参数和特性变化。以上诸因素所引起的系统特性的变化称为系统的不确定性。

系统不确定性将导致系统稳定性和动态性能产生很大的变化,因此它是系统设计时必须考虑的重要问题。在经典控制理论中,增益裕量和相位裕量就是考虑到这种不确定性而提出的设计指标。在多变量控制系统设计中则必须考虑参数灵敏度和系统的鲁棒性。参数灵敏度是指参数变化而引起的系统响应的变化,鲁棒性是指参数容许变化的有限范围及容许的外部干扰,当系统承受这样的参数变化或外部干扰时,仍保持良好的稳定性并且有良好的动态性能。这样的系统称为具有鲁棒性的系统。这种系统的稳定性为鲁棒稳定性,而动态和稳态性能称为性能鲁棒性。

航空推进控制系统的不确定性更为突出,因此,航空推进系统控制系统必须是具有鲁棒

性的系统。

80年代以来,鲁棒控制系统(Robust Control System)设计是控制系统研究的热点之一,其中LQG/LTR(Linear Quadratic Gaussian With Loop Transfer Recovery)是一种研究较多的方法。这种方法在航空推进控制系统设计中的应用也进行了大量研究,例如垂直升力飞机V-22上的涡轮轴发动机Allison T406的控制、F15飞机与F100EMD发动机的飞行/推进系统综合控制,都对这种方法进行了研究,但实际应用仍存在的问题。

H_{∞} 控制理论是近几年鲁棒控制理论的新发展,用这种控制理论设计的控制系统具有很好的鲁棒性,但当用传递函数矩阵描述设计时,系统阶次太高而难以应用。在飞行/推进系统综合控制中,对这种控制理论的应用也进行了一定的研究,例如对垂直-短距起落STOVL(Short Take-Off and Vertical Landing)超音速飞机和带有二维矢量喷管的发动机综合控制的研究,系统设计时选择了13个状态变量、12个控制变量和11个输出变量,设计的控制器为38阶,阶次太高,无法实际应用,降阶处理后的控制器仍为14阶。直接在状态空间描述上进行设计,设计过程简单,设计的控制器阶次可较低。

现代控制理论的应用使航空推进系统性能有了很大的提高,然而具体实现则必须利用数字式电子控制器。

二、航空推进系统机械液压式控制器和数字式电子控制器

航空推进系统问世以来,一直采用机械液压式控制器。随着航空推进系统的不断发展,机械液压式控制器的设计与制造技术也在不断发展,由于对控制功能要求的不断扩大与提高,使控制器的结构不断完善,目前机械液压式控制器已发展为能够实现比较复杂的发动机控制规律和具有较高控制精度的“计算装置”。正因为如此,当前正在应用的许多航空发动机,其控制系统仍然采用着机械液压式控制器,所以,这种控制器目前仍然有着重要作用。

机械液压式控制器在实现航空推进系统单变量控制中具有一定的优越性,但是,正如上面所讲,现代航空推进系统要求控制更多的参数(变量),利用机械液压式控制器实现多变量控制,结构将十分复杂;它无法实现多回路解耦控制;也无法实现现代控制理论中各种复杂的控制算法。

随着电子计算机科学技术及其应用研究的不断发展,用计算机作为控制器则完全可以实现航空推进系统多变量控制。因此,在60年代,即开始研究并实现了以模拟式电子计算机作为控制器的发动机控制系统,如奥林巴斯593发动机控制系统,它的主要参数由模拟式电子计算机控制,只附加了某些机械液压式保护装置和辅助控制器。这种控制器的控制性能超过了机械液压式控制器。但是,模拟式电子计算机作为控制器存在电子元件漂移较大、对环境因素比较敏感等问题,使控制精度受到很大的影响,同时存在模拟式电子元件可靠性较差以及程序修改受硬件限制等问题,因此,模拟式电子控制器并未得到进一步发展,在很短的时间内即被放弃。

近20年来,许多国家大力从事于用数字式电子计算机作为航空推进系统控制器的研究,并取得了巨大的进展和成果。

数字式电子计算机的强大功能在于:

(1) 数字式电子计算机具有高速运算和高速存储能力,并具有大的存储容量,能够实现现代控制理论中各种复杂而先进的控制算法,因此,数字式电子计算机作为控制器时,可保

证航空推进系统的高性能指标和高的控制精度要求。

(2) 数字控制软件和控制算法易于修改和更换,极大地方便了控制系统的设计、试验和实际应用,从而缩短控制系统研制周期,降低研制费用。

(3) 数字式电子计算机的逻辑判断功能使控制系统的各种限制与保护措施、故障隔离、容错技术、控制器切换等易于实现,因而可保证航空推进系统工作的可靠性。

数字式电子计算机在航空推进系统状态监控与故障诊断技术的应用方面也显示了它的强大功能。它可以跟踪采集航空推进系统运行中的有关信息,将采集的信息进行处理后,分析出航空推进系统及其部件的性能退化情况;根据处理后的数据还可以对故障进行诊断,分析故障的起因、性质、部位及发展趋势,根据具体情况采取必要的维护措施。数字式电子状态监控与故障诊断系统对航空推进系统早期故障征兆的及时发现与及时处理可避免事故的发生,保证飞行安全,同时还可以“视情维修”,延长航空推进系统的大修寿命,有效地提高其服役率,大大节省维修成本与维修时间,将给使用部门和维修部门带来巨大的经济效益。因此,数字式电子监控与诊断技术的采用是维修制度的重大改革。

通过以上介绍可知,从经典控制理论应用到现代控制理论应用的发展也就是从机械液压式控制系统到数字式电子控制系统的发展,因为机械液压式控制系统只能实现经典的反馈控制,而数字式电子控制系统才可以实现现代控制理论中的各种控制方法。

三、航空推进系统各部分独立控制与综合控制

对于航空推进系统来讲,进气道、发动机和喷管各部分的工作密切相关、相互影响。进气道工作的不稳定必然影响到下游发动机的压气机及燃烧室等部件的工作;发动机各可变几何面积的变化以及压气机的失速与喘振也必然影响到上游进气道的工作;喷管节流面积的变化和推力方向的变化也将影响到发动机性能。

对于飞机来讲,飞机的飞行速度、迎角、侧滑角对进气道进出口参数、总压恢复系数和进气道工作稳定性有很大的影响,而进气道出口参数的变化和工作稳定性又进一步影响到发动机;发动机推力的变化又直接影响着飞机的性能,如飞行速度、爬升率、机动性和飞机的稳定性。

第四代作战飞机所追求的目标是能够超音速巡航和在大迎角过失速状态下亚音速机动飞行。在大迎角过失速状态下亚音速飞行时,由于飞行速度低,空气动力作用在飞机舵面上产生的力矩不大,因而飞机不可能有良好的机动性。为了获得飞机高度机动飞行所需要的力矩,就必须依靠喷管,使其不仅能提供沿飞行方向的推力,而且能提供不同方向的推力,即矢量推力。矢量推力能产生比飞机舵面大得多的力矩,足以保证飞机飞行的机动性要求。矢量推力通过改变喷口气流方向而获得,这种喷管称为矢量推力喷管或矢量喷管。因此,对第四代作战飞机,其性能与矢量喷管的性能有着直接关系。

通过以上分析可以知道,推进系统的各部分之间、飞机与推进系统之间存在着复杂的交互作用。

传统的航空推进控制系统设计一般是各部分分别独立设计的,形成各自独立的控制系统;传统的飞行控制系统设计也是将飞机控制与推进系统(动力装置)控制分别设计,形成飞机控制系统、进气道控制系统、发动机控制系统。对于这样的控制,当某一个系统处于最佳状态时,其他系统不一定是最佳的;某一系统的工作必须考虑到其他系统最差的工作情况,因

而在系统设计时不得不将每一个系统的工作裕量加以放大；最重要的是各系统之间的交互影响，在一定条件下可能首先导致其中某一系统工作不稳定，并可能进一步导致整个系统工作不稳定。由此可知，各部分独立控制时，不仅不可能使航空推进系统或飞机整体性能最优，甚至不可能保证整个系统的稳定性。

为了使整个系统性能最优和稳定性最好，就必须对各个部分综合控制，也称为一体化控制。对于进气道、发动机及喷管的综合控制称为推进系统（航空推进系统）综合控制 IPCS (Integrated Propulsion Control System)；对于飞机与推进系统的综合控制称为飞行/推进系统综合控制 IFPC (Integrated Flight/Propulsion Control)。

在推进系统综合控制研究方面，美国于 1973~1976 年利用安装在 F111 飞机上的进气道和 TF30 发动机进行了研究，研究结果证明了采用数字式电子控制器实现推进系统综合控制所带来的效益，包括飞行范围的扩大、快速节流响应的提高以及推力的加大等。1978 年在 YF12C 飞机上采用推进系统综合控制提高了进气道稳定性，在保证推力的情况下降低了涡轮进口温度。

1983 年美国 NASA 制定并执行了高度综合数字式电子控制 HIIDEC (Highly Integrated Digital Electronic Control) 研究计划，利用 F15 飞机及其发动机 PW1128 对飞行/推进系统综合控制进行了全面研究，该研究计划共分以下五个阶段：

第一阶段是在 F15 飞机上验证数字式电子飞行控制系统 DEFCS (Digital Electronic Flight Control System)，1985 年完成了飞行试验验证。

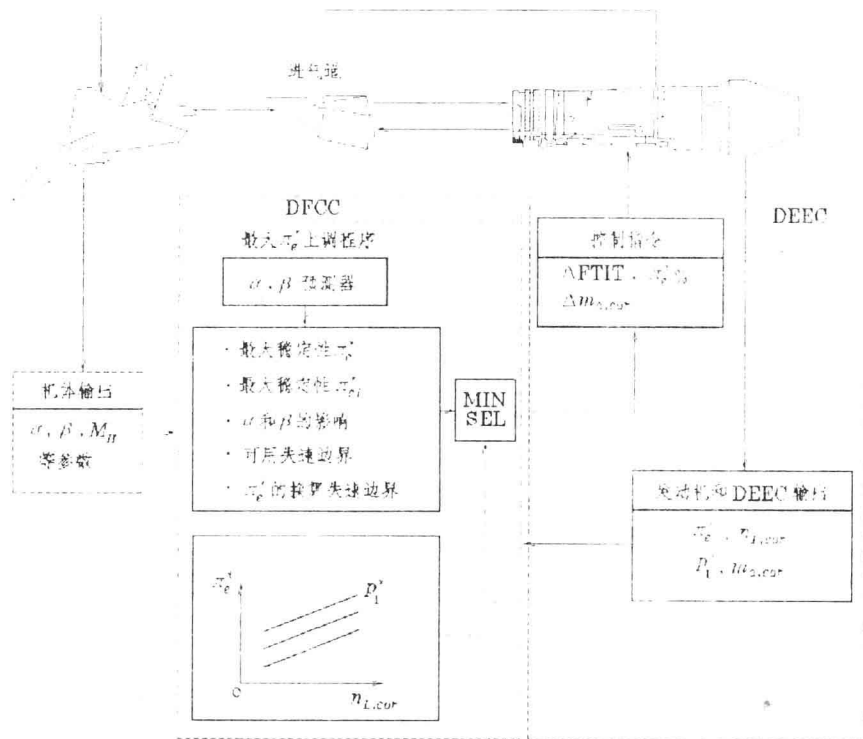


图 1-3 ADECS—I 系统图