



普通高等教育“十一五”国家级规划教材
“十二五”江苏省高等学校重点教材
江苏高校品牌专业建设工程资助项目
飞行器动力工程专业系列教材



现代航空

(第3版)

动力装置控制

XIANDAI HANGKONG

DONGLI ZHUANGZHI KONGZHI

黄金泉 主 编
张天宏 叶志锋 周文祥 潘慕绚 副主编

航空工业出版社





普通高等教育“十一五”国家级规划教材
“十二五”江苏省高等学校重点教材(编号: 2014-1-152)



江苏高校品牌专业建设工程资助项目
飞行器动力工程专业系列教材



现代航空动力装置控制

(第3版)

黄金泉 主编

张天宏 叶志锋 周文祥 潘慕绚 副主编

航空工业出版社

北京

内 容 提 要

《现代航空动力装置控制》自2009年再版以来已在飞行器动力工程本科专业使用了8年。8年来,使用本教材的“发动机控制系统”和“发动机控制元件”课程的教学内容不断更新,课程体系也有了较大的调整。为满足新的教学需求,对修订版教材进行了较大的修订。其主要内容包括:现代航空动力装置控制系统的功能、设计要求及发展展望,控制计划,数学模型,状态控制、过渡态控制与超限保护控制,控制系统的总体结构,燃油泵与燃油系统,阀与执行机构,测量元件,电子控制器,典型FADEC系统,进排气控制,飞行/动力装置综合控制,航空发动机健康管理,以及航空发动机控制系统试验技术。

本书主要用作飞行器动力工程专业本科生教材,也可作为本专业及相关专业研究生,以及从事航空动力装置控制研究及设计的工程技术人员参考书。

图书在版编目(CIP)数据

现代航空动力装置控制 / 黄金泉主编. —3版. —
北京:航空工业出版社,2018.4
ISBN 978-7-5165-1562-4

I. ①现… II. ①黄… III. ①航空—动力装置—控制系统 IV. ①V228

中国版本图书馆CIP数据核字(2018)第054355号

现代航空动力装置控制(第3版)

Xiandai Hangkong Dongli Zhuangzhi Kongzhi (Di - san Ban)

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑2号院 100012)

发行部电话:010-84936597 010-84936343

三河市华骏印务包装有限公司印刷

全国各地新华书店经售

2018年4月第3版

2018年4月第1次印刷

开本:787×1092 1/16

印张:21.75

字数:544千字

印数:1—1000

定价:56.00元

前 言

《现代航空动力装置控制》自 2009 年再版以来已在飞行器动力工程本科专业使用了 8 年。8 年来,使用本教材的“发动机控制系统”和“发动机控制元件”课程的教学内容不断更新,课程体系也有了较大的调整。为满足新的教学需求,对修订版教材进行了较大的修订。另外,发动机控制技术又取得了较大的进步,全权限数字式电子控制(FADEC)系统已从第一代发展到第三代,并向综合控制、分布式控制、主动控制、容错控制等方向发展。发动机控制系统除了具有强大的控制功能外,还具有状态监视与健康管理的功能。这些新技术的进步和新技术的应用是本教材修订的动力,我们希望《现代航空动力装置控制》(第 3 版)既能满足新的教学需求,又能反映发动机数控技术的进步。

本书共分为 15 章:

第 1 章绪论:介绍了现代航空动力装置控制系统的功能、基本结构和工作原理,航空动力装置控制系统的发展、设计要求以及发展展望。

第 2 章航空发动机控制计划:首先介绍航空发动机控制系统的控制任务及其涉及的控制系统的种类,然后分别介绍航空发动机的共同工作与状态控制计划、过渡过程与过渡态控制计划、压气机稳定性控制计划,以及航空发动机的安全限制措施。

第 3 章航空发动机数学模型:主要介绍航空发动机数学模型的建模方法,包括机理建模法与试验辨识法。机理建模法重点介绍发动机非线性部件级模型、线性状态方程模型的建模方法;试验建模法简要介绍基于时域、频域,以及利用伪随机序列信号辨识发动机传递函数模型的建模方法。此外,本章还给出了发动机典型执行机构及传感器的传递函数模型。

第 4 章航空发动机状态控制:介绍了航空发动机慢车状态、节流状态、中间及以上状态、加力状态,以及可调叶片角度的控制原理和控制系统结构,介绍了航空发动机状态控制系统的设计方法,包括零极点相消法、根轨迹法、频率响应法、数字式 PID 控制参数整定法,以及线性变参数增益调度。

第 5 章航空发动机过渡态控制与超限保护控制:重点介绍了航空发动机过渡态控制与超限保护控制的基本原理及主要控制律,包括发动机起动、加减速、加力接通与断开等过渡态控制,以及超转、超温、超压极限控制与防喘/消喘、防熄火保护控制。

第 6 章航空发动机控制系统的总体结构:从总体结构的角度介绍航空发动机控制系统,分别阐述控制系统的一般组成结构、液压机械式控制系统及其结构特点、全权限数字式电子控制系统及其结构特点,从而为进一步学习控制系统中的相关部件建立起控制系统的总体概念,领会各个控制部件在控制系统中所起的作用。

第 7 章燃油泵与燃油系统:重点介绍了柱塞泵、齿轮泵、离心泵和气心泵的工作原理、结构、特性分析和设计方法,介绍了主燃油计量装置的组成、结构、功能和设计方法。最后介绍了航空发动机燃油系统。

第 8 章阀与执行机构:重点分析了滑阀式和喷嘴挡板式液压放大器的工作原理、特性,以及以此为基础的放大元件(电液伺服阀、高速电磁阀)的基本知识。执行机构方面重点介

绍了油缸、矢量喷口控制装置、风扇可调叶片控制装置的原理和分析方法。

第9章测量元件:围绕航空动力控制系统中所涉及重要物理量的测量,介绍了测量元件的组成和作用、动静特性。针对发动机控制中所需的物理量,分别介绍了压力、温度、转速、位移和扭矩等测量元件;针对发动机监控中所需要的物理量,介绍了流量和振动测量元件。

第10章电子控制器:在介绍电子控制器总体结构的基础上,分别介绍了输入模块、控制模块、输出模块、故障检测模块、切换及保护模块及电源模块的功能特点和工作原理,最后简要介绍了分布式电子控制器和电子控制器的软件结构和设计方法。

第11章典型FADEC系统介绍:现代航空发动机控制系统几乎都采用FADEC系统,本章首先简要介绍SIMJET-1200微型涡喷发动机、WPA双轴涡喷发动机和T700涡轴发动机的FADEC系统,然后针对民用大涡扇发动机PW4000给出了较为详细的FADEC系统说明。

第12章航空发动机进排气控制:简要介绍航空发动机进排气控制的必要性,分析了不同类型进气道及尾喷管的控制问题,主要包括超声速进气道控制及其实例、收敛喷管控制、收敛-扩张喷管控制、矢量喷管控制及反向推力控制。

第13章飞行/动力装置综合控制:介绍了飞行/动力装置综合控制的必要性及基本概念,分析了飞行/动力装置综合控制的最大推力模式和最小油耗模式,给出了性能寻优控制系统的仿真结果。

第14章航空发动机健康管理:介绍了航空发动机健康管理的基本概念,从系统需求分析、体系结构和信息处理等方面介绍了航空发动机健康管理系统的内涵,针对发动机健康管理系统的的重要组成部分——发动机健康监视系统,介绍了该系统的监视能力、监视功能、气路性能监视、振动监视和滑油监视。

第15章航空发动机控制系统试验技术:介绍了航空发动机控制系统的试验要求和方法,首先介绍了电子控制器的在回路仿真试验,以验证电子控制器硬件接口能力和控制软件功能逻辑;其次介绍了半物理模拟试验,将液压机械系统及传感器实物综合到控制系统中进行验证试验;最后介绍了控制系统与发动机综合后的整机地面台试验、高空台试验及飞行试验验证。

本书主要用作飞行器动力工程专业本科生教材,也可作为本专业及相关专业研究生,以及从事航空动力装置控制研究及设计的工程技术人员参考书。

本书由南京航空航天大学黄金泉、张天宏、叶志锋、周文祥、潘慕绚编写,其中黄金泉编写第1、4、13、14章,张天宏编写第2、6、10、11、12、15章,叶志锋编写第7、8章,周文祥编写第3、5章,潘慕绚编写第9章。感谢南京航空航天大学孙健国教授对本书的修订提供的指导。

由于编著者水平有限,错误或不妥之处在所难免,恳请广大读者不吝指正。

符号表

A	面积;热功当量;幅值	r	给定量
c_p	比定压热容	s	复变量
c_v	比定容热容	SFC	(发动机)耗油率
d	干扰量	SM	喘振裕度
e	误差	t	时间
EPR	发动机压比	T	温度;时间常数
F	发动机推力	u	控制矢量
f_a	油气比	V	容积
h	比焓	W	质量流量
H	飞行高度	x	状态矢量
H_u	燃烧热值	y	输出矢量
i	工作轮叶片的气流攻角	α	可调导流叶片角度;飞机迎角
J	转动惯量;雅可比矩阵	β_c	压气机静子叶片角
k	气体绝热指数	β_F	风扇进口导流叶片角
K	放大系数	γ	比热[容]比
l	功	δ	相对增量;相对于海平面的总压比
L	拉普拉斯变换	Δ	偏移量
m	位移	η	效率
M	力矩	θ	相对于标准大气条件的总温比
Ma	飞行马赫数	κ	等熵指数
n	转速	π	发动机增压比
N	功率	ρ	燃油密度
p	气体压力(压强);微分算子	σ	总压恢复系数
P	液体压力	λ	气体速度系数
PLA	油门杆角度	τ	延迟时间
q	排量;气体流量函数	φ	速度系数;相位
Q	体积流量	ω	角速度

下 标

0	发动机远前方未扰动截面	cor	换算
1	进气道与发动机的交界面	cr	临界
1.3	外涵进口截面	D	微分
1.6	外涵出口截面	F	风扇
2	低压压气机或风扇进口截面	f	燃油
2.1	风扇出口截面	g	燃气;燃气涡轮转子
2.5	高压压气机进口截面	H	高压
3	最末级压气机出口截面	HT	高压涡轮
4	主燃烧室出口截面	I	进气道;积分
4.2	高压涡轮出口截面	idle	慢车状态
4.5	低压涡轮进口截面	L	低压
5	最末级涡轮出口截面	LT	低压涡轮
5.5	低压涡轮后内涵喷管出口截面	M	混合室
6	混合器或加力燃烧室进口截面	m	机械
7	尾喷管出口截面	mH	高压转子轴
8	尾喷管喉部截面	mL	低压转子轴
9	尾喷管出口截面	NZ	喷管
a	空气	P	动力涡轮转子;柱塞;比例
ac	加速	r	参考
AB	加力燃烧室	rq	需求
AP	内涵喷管	S	涡阀;静参数
B	燃烧室	s	系统
BP	外涵道	SP	中介机匣
b	气体反压;基准	t	总参数;瞬时
C	压气机	T	涡轮;理想;热
c	控制	v	容积;阀
cd	充填		

目 录

第1章 绪论	(1)
1.1 现代航空动力装置控制系统的功能	(1)
1.2 航空动力装置控制系统基本结构和工作原理	(2)
1.3 航空动力装置控制系统的发展	(3)
1.4 航空动力装置控制系统的设计要求	(11)
1.5 航空动力装置控制系统的发展展望	(13)
复习思考题	(15)
第2章 航空发动机控制计划	(16)
2.1 控制系统的任务	(16)
2.2 控制系统的种类	(16)
2.3 发动机控制计划的制订原则	(18)
2.4 发动机的状态控制计划	(20)
2.5 发动机的过渡过程与过渡态控制计划	(28)
2.6 压气机稳定性控制计划	(32)
2.7 安全限制控制计划	(35)
复习思考题	(36)
第3章 航空发动机数学模型	(38)
3.1 概述	(38)
3.2 非线性模型的建立	(40)
3.3 状态方程模型的建立	(49)
3.4 建立发动机模型的试验法	(53)
3.5 发动机执行机构和传感器模型	(62)
复习思考题	(65)
第4章 航空发动机状态控制	(67)
4.1 航空发动机状态控制原理	(67)
4.2 航空发动机状态控制系统结构	(72)
4.3 航空发动机状态控制系统设计方法	(75)
复习思考题	(90)
第5章 航空发动机过渡态控制与超限保护控制	(91)
5.1 加减速控制	(91)

5.2	起动控制	(93)
5.3	加力过渡态控制	(96)
5.4	超限保护控制	(100)
5.5	防喘/消喘控制	(103)
	复习思考题	(105)
第6章 航空发动机控制系统的总体结构		(106)
6.1	航空发动机控制系统的总体结构概述	(106)
6.2	液压机械式控制系统概述	(109)
6.3	FADEC 系统	(113)
	复习思考题	(119)
第7章 燃油泵与燃油系统		(120)
7.1	柱塞泵	(120)
7.2	齿轮泵	(135)
7.3	离心泵与气心泵	(150)
7.4	主燃油计量装置	(165)
7.5	航空发动机燃油系统	(169)
	复习思考题	(171)
第8章 阀与执行机构		(173)
8.1	滑阀式液压放大器	(173)
8.2	喷嘴挡板式放大器	(177)
8.3	电液伺服阀	(179)
8.4	高速开关电磁阀	(186)
8.5	油缸	(189)
8.6	喷口控制装置	(200)
8.7	矢量喷管控制装置	(202)
8.8	风扇可调叶片控制装置	(203)
	复习思考题	(204)
第9章 测量元件		(205)
9.1	测量元件概述	(205)
9.2	压力测量元件	(210)
9.3	温度测量元件	(214)
9.4	转速测量元件	(216)
9.5	位移测量元件	(218)
9.6	扭矩测量元件	(220)
9.7	其他测量元件	(222)

复习思考题	(224)
第 10 章 电子控制器	(225)
10.1 电子控制器概述	(225)
10.2 输入模块	(226)
10.3 控制模块	(233)
10.4 输出模块	(236)
10.5 故障检测模块	(239)
10.6 切换及保护模块	(240)
10.7 电源模块	(241)
10.8 分布式电子控制器简介	(243)
10.9 数字式电子控制器的软件设计概述	(248)
复习思考题	(250)
第 11 章 典型 FADEC 系统介绍	(251)
11.1 微型涡喷发动机的 FADEC 系统	(251)
11.2 双轴涡喷 A(WPA)发动机的 FADEC 系统	(255)
11.3 涡轴发动机 T700 的 FADEC 系统	(258)
11.4 PW4000 系列发动机的 FADEC 系统	(260)
复习思考题	(273)
第 12 章 航空发动机进排气控制	(274)
12.1 航空发动机进排气控制概述	(274)
12.2 进气道控制	(274)
12.3 排气系统控制	(282)
复习思考题	(292)
第 13 章 飞行/动力装置综合控制	(293)
13.1 概述	(293)
13.2 飞行/动力装置综合控制概念	(294)
13.3 几种典型的飞行/动力装置综合控制模式	(298)
13.4 PSC 优化控制系统仿真	(303)
复习思考题	(306)
第 14 章 航空发动机健康管理	(307)
14.1 基本概念	(307)
14.2 发动机健康管理系统的	(310)
14.3 发动机健康监视系统	(312)
复习思考题	(315)

第 15 章 航空发动机控制系统试验技术	(316)
15.1 电子控制器在回路仿真试验	(316)
15.2 控制系统半物理模拟试验	(322)
15.3 发动机试验与验证	(331)
复习思考题	(334)
参考文献	(335)

第1章 绪论

航空动力装置由飞行器上的发动机、进气和排气装置等组成,有的航空动力装置还包括螺旋桨,其中进气装置常称进气道,排气装置常称喷管。动力装置是飞行器的动力源,用于产生飞行器飞行所需要的推力或轴功率,常被比喻为飞行器的心脏,而动力装置控制“统管”动力装置的运行,常被比喻为动力装置的神经系统。本书阐述现代航空动力装置控制问题,重点是控制系统和控制元件的工作原理以及初步的设计方法。

1.1 现代航空动力装置控制系统的功能

飞机作为最典型的飞行器,其飞行条件和工作状况在不断地变化,如起飞、爬升、巡航、机动飞行、下降及着陆滑跑等。因此,它需要的推力也是不断变化的,这就要求动力装置要相应地改变推力以满足飞机飞行的需要。动力装置通过控制系统控制发动机的工作状态来改变推力或功率。

早期发动机的控制系统比较简单,例如,J47 涡轮喷气(简称涡喷)发动机只有燃油流量一个控制变量。对这种简单的控制系统,液压机械式控制器完全能够胜任,而且工作可靠,在航空动力装置的发展历程中曾经发挥过十分重要的作用。

液压机械式控制器可以实现的功能主要有:调节发动机转速,以保持发动机具有一定推力的稳态控制;起动、加速、减速的过渡态控制;超转、超温、超压限制及防喘保护,军用发动机还有加力的接通及断开等控制功能。液压机械式控制器使用如弹簧、凸轮、杠杆、膜盒以及各种阀门等元件来实现上述控制功能,这些液压机械式的元件所能完成的控制功能显然是十分有限的。

随着飞机和发动机性能的提高,对发动机控制系统提出了越来越高的要求,控制变量也日益增加,液压机械式控制器已不能适应现代动力装置对控制系统的要求。例如,F100 加力涡轮风扇(简称涡扇)发动机有 7 个控制变量,而装有 PW1128 发动机的 F-16XL 飞机的飞行/动力装置综合控制系统有多达 24 个控制变量,其中 17 个控制变量属于动力装置。另一方面,计算机技术的迅猛发展,推动航空动力装置采用数字式电子技术,由于计算机有强大的计算能力及逻辑处理功能,采用数字式电子的动力装置控制功能大大增加了。

除了具有液压机械式的控制功能外,动力装置数字式电子控制增加的功能主要有:实现动力装置多变量控制、实现先进的控制模式、自动推力设定、自动温度限制、发动机状态监视和健康管理、控制系统的容错,以及与飞机其他电子系统进行通信,从而为实现综合控制,如飞行/动力装置综合控制,以及火力/飞行/动力装置综合控制奠定了基础。正是由于其巨大的优越性,目前航空动力装置控制已实现了由液压机械式控制向数字式电子控制的转变。

1.2 航空动力装置控制系统基本结构和工作原理

航空动力装置控制系统一般是闭环控制系统,包括以下4个部分:控制器、传感器、执行机构和附件。最简单的发动机控制系统是通过改变燃油流量来产生期望的发动机推力(或轴功率)的系统。事实上,目前要直接测量飞行中的发动机推力是不现实的,而发动机转子转速或发动机压比能有效地反映发动机的推力。因此,对于简单的控制系统来说,指令变量(或期望输出)是转子转速(或发动机压比),控制变量是燃油计量装置(执行机构)的油针位置,燃油计量装置的输出是喷射到燃烧室中的燃油流量,发动机输出是发动机推力(或功率)所对应的变量(转子转速或发动机压比)。传感器(转速传感器或压力传感器)测量转子转速或压力(从而计算出压比)作为闭环控制系统的反馈量。燃油附件包括油箱、增压泵和燃油泵等。转速控制系统结构如图1-1所示。这个控制系统通过转速闭环控制方式来实现对发动机推力的控制,称为转速控制模式。

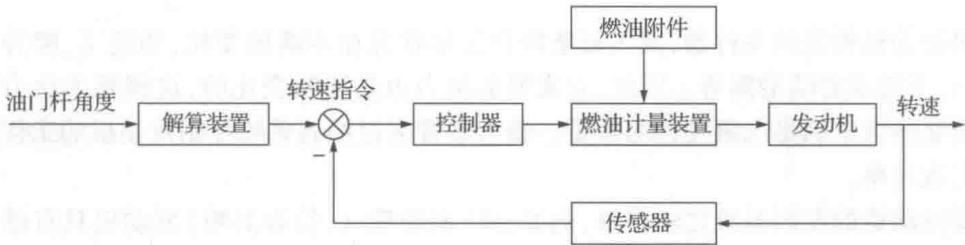


图 1-1 发动机转速控制系统结构

同样,发动机采用压比闭环控制则称作压比控制模式。如果将转速改为涡轮温度,那么这个系统表示温度控制模式。

当发动机从起动到达慢车状态后,发动机的控制包线可简单地看作图1-2中的矩形部分,上、下边界线分别称为最大燃油流量、最小燃油流量限制线,左、右边界线为慢车转速和最大转速限制。最大燃油流量是防止发动机进入喘振,最小燃油流量是防止发动机熄火,所以这些限制是随发动机的工作状态而变化的。

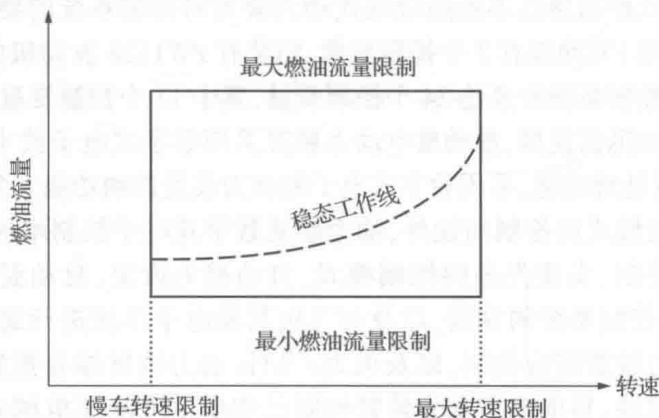


图 1-2 发动机的控制包线示意图

发动机控制系统的主要目的是当发动机转速随飞行员操纵的油门杆指令改变而增加或减小时,使燃油流量控制在图 1-2 中的矩形框内。能否成功地设计发动机控制系统,关键在于精确地定义这些边界,并保证发动机燃油流量(或其他控制变量)在所有运行时间内不超出这一工作范围。

1.3 航空动力装置控制系统的发展

随着航空动力装置性能的不断提高,对控制系统也提出了越来越高的要求。几十年来,航空动力装置控制系统发生了深刻的变化,今后仍将会有很大的发展,主要可归纳为以下几个方面:由液压机械式控制向数字式电子控制发展、由单变量控制系统向多变量控制系统发展、由各系统独立控制向综合控制发展、由非容错控制向容错控制发展、由集中式控制向分布式控制发展等,下面分别予以介绍。

1.3.1 由液压机械式控制向数字式电子控制发展

在 20 世纪后期,航空动力装置控制系统最具有革命性的变化无疑是由液压机械式控制向数字式电子控制的发展。如前所述,液压机械式控制已不能适应现代航空动力装置的发展,航空动力装置控制向数字式电子控制的发展已是必然趋势,但它是经历了一个发展过程的。

早在 20 世纪 40—50 年代,发动机就曾用过电子调节器来控制,当时的电子调节器是模拟式的,使用电子管等大型元件,可靠性很差,很快就被当时迅速发展的液压机械式控制器所代替。以后,由于半导体的出现,使电子控制器的重量(质量概念,法定计量单位为 kg)、体积大大减小。加之数字逻辑控制方案可增加控制的灵活性,可使数控系统具有决策及逻辑判断能力。伴随着数字计算机技术的发展,数字式电子控制器在航空动力装置上逐步得到实际应用。但在很长一段时期中,航空动力装置的控制仍主要是液压机械式的而不是电子式的。另外,即使采用数字式电子控制,也只用它执行监控职能(supervisory authority),而不是全权限(full authority)。

目前,西方的 CFM56-3 涡扇发动机及俄罗斯的 AL-31Ф 加力涡扇发动机的原型机等航空动力装置,仍然采用液压机械式控制器,其内部结构已极为复杂,采用三维凸轮等空间机构来实现较复杂的发动机控制规律及较复杂的“计算”功能。但由于其结构极为复杂,研制费用很高,而且液压机械式控制器很难满足更为复杂的多变量控制的各种要求,因而数字式电子控制便逐渐取代液压机械式控制。图 1-3 表示动力装置控制系统从液压机械式向全权限数字式电子控制(FADEC)的发展变化情况。

实际使用经验表明,数字式电子控制系统给动力装置及飞机带来了许多好处,其优点如表 1-1 所示。

由于数字式电子控制具有极为突出的优越性,目前英美等技术先进国家新研制或改型的发动机几乎都采用全权限数字式电子控制。

也有的专家认为,数字式电子控制的重要弱点是抗电子干扰能力差,考虑到现代战争中电子干扰技术的应用,因此,液压机械式控制作为备份控制在一定时期内仍然有使用价值。另外,即使采用不带液压机械备份的全权限数字式电子控制,仍离不开燃油泵等液压执行元件。因此,本书仍用少量篇幅讨论液压机械式控制元件。

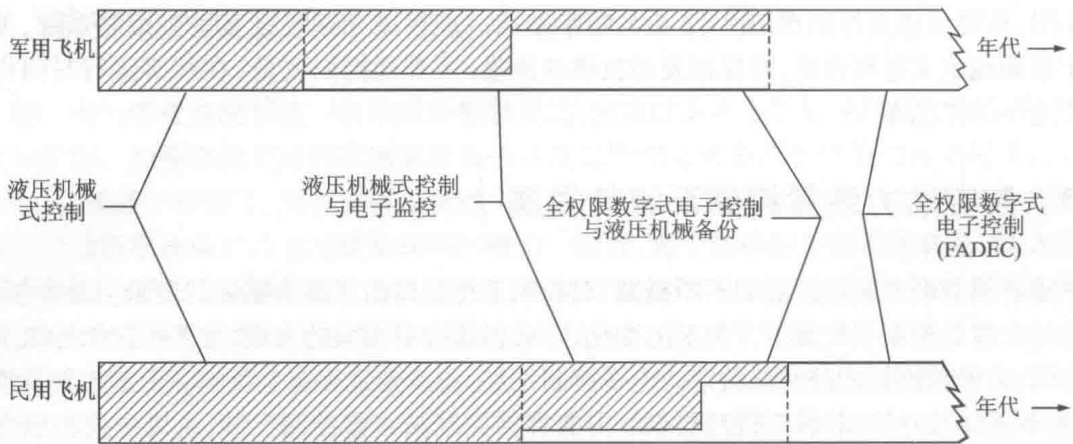


图 1-3 动力装置控制的发展

表 1-1 动力装置数字式电子控制的优点

对动力装置的好处	对飞机的好处
<p>(1) 提高动力装置的性能</p> <ul style="list-style-type: none"> 改善动力装置工作的稳定性(如各种可变几何的控制); 增加动力装置推力(采用最大推力优化控制模式); 缩短动力装置加速时间; 降低燃油消耗率(采用最小油耗优化控制模式); 扩大高空点火范围,改善再次点火性能; 放宽对加力燃烧室的工作限制; 延长动力装置寿命(采用最低涡轮温度优化控制模式)。 <p>(2) 提高动力装置可靠性</p> <ul style="list-style-type: none"> 采用容错控制技术; 采用动力装置状态监视及故障诊断技术。 <p>(3) 增强与飞机上其他系统的通信能力</p> <p>(4) 降低维护费用</p> <ul style="list-style-type: none"> 降低了动力装置热端部件的故障率和更换率; 故障判断容易; 维修时不需要运转发动机节省燃料费; 提高可靠性; 有利于动力装置改型与派生; 研制周期短; 实现视情维修。 	<p>(1) 提高飞机的性能</p> <ul style="list-style-type: none"> 提高飞机的机动性及敏捷性; 改善响应特性; 增大航程(因为降低了油耗); 可实现飞行控制与动力装置控制的一体化; 提高飞机的加速性、减速性(超声速时尽快减速)及爬升性能。 <p>(2) 减轻飞行员的操纵负荷</p> <ul style="list-style-type: none"> 提高控制的自动化程度。 <p>(3) 降低使用费(燃料费,维护费)</p> <p>(4) 提高任务完成率</p>

1.3.2 由单变量控制系统向多变量控制系统发展

早期的航空动力装置的性能不高,推力不大或者功率较低,一般只需燃油流量一个控制变量以保持发动机转速不变,就能满足发动机控制的要求;对亚声速飞行,其进气道不需要控制,对早期的收敛喷管一般也不进行控制。发动机单变量控制系统如图 1-1 所示。

随着对航空动力装置性能要求的提高,出现了带加力的涡轮喷气发动机,这样,加力供油量也必然成为控制变量,用于保证涡轮落压比 π_T 不变或涡轮前(后)总温不变。为了达到这个控制目标,在加力时,需要改变喷管的临界面积。也就是说,需要加力供油量与喷管面积的协调配合来实现上述控制目标。在加力系统中,两个控制变量(加力供油量及喷管面积)只有一个被控制量,即涡轮落压比或涡轮前(后)总温不变,因此这两个量中,必有一个是闭环控制,另一个是开环控制。例如,加力接通后,加力供油量按预定程序逐渐加大到最大加力供油量,为开环控制;而喷管面积按闭环控制,逐渐加大以保持涡轮落压比或涡轮前(后)总温不变。

上述加力控制回路与前述主燃油流量控制发动机转速不变的主控制回路相互间是有耦合作用的,但由于这两个回路工作在不同的频率段,相互间的动态干扰比较小,因此在液压机械控制系统中,这两个回路都单独按单变量系统进行设计,如图 1-4 所示。这虽然形似双变量控制系统,但实质上只是两个单变量控制系统的组合。

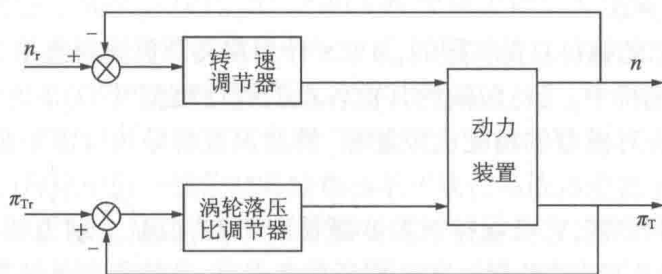


图 1-4 不考虑耦合的加力涡轮喷气发动机双变量控制

随着动力装置性能的不断提高,对动力装置控制系统的要求也在不断提高。例如,为了使压气机及风扇在各种不同工况下都能高效而稳定地工作,需要使压气机及风扇的导流叶片角可调。

图 1-5 给出 F100 发动机多变量控制系统的简化原理图,它采用鲁棒性较强的带有回路传递恢复的线性二次高斯(LQG/LTR)控制方法。其控制量 $u(t)$ 是由主燃油流量、尾喷管面积、风扇进口导流叶片角及高压压气机静子叶片角 4 个量组成的控制矢量;输出量

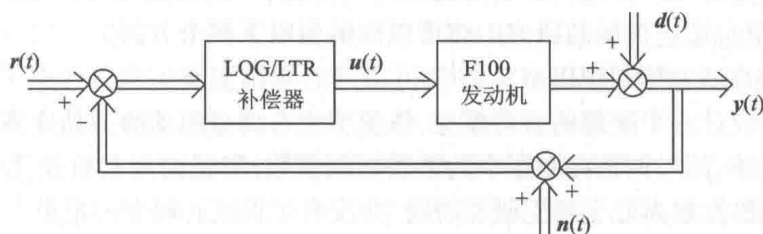


图 1-5 动力装置多变量控制系统原理图

$y(t)$ 是由风扇转速、压气机转速、压气机出口压力及风扇涡轮进口温度4个量组成的输出矢量; $r(t)$ 为指令信号矢量; $d(t)$ 及 $n(t)$ 分别为干扰矢量及测量噪声矢量。这是一个典型的发动机多变量控制系统,其中LQG/LTR补偿器考虑了各控制回路间的耦合作用,完全按多变量控制系统进行设计,不仅使各个回路间能较好地解耦,而且使系统有较好的鲁棒性。

对早期的单变量控制系统,我们完全可以用经典控制理论来进行设计,可以获得令人满意的效果。但是,经典控制理论在理论上只能解决单输入/单输出的单变量控制,难以解决以后发展起来的动力装置多变量控制。现代控制理论的发展为多变量控制系统的设计提供了有效的手段,下面介绍几种典型的较常用于研究动力装置控制的现代控制方法。

(1) 线性二次型最优控制

在20世纪70年代,美国以F100加力涡扇发动机为对象开展了一项规模较大的多变量控制综合(MVCS)研究计划,它采用线性二次型调节器(LQR)。该研究计划从仿真试验一直做到高空台试验,并且显示出基于LQR的控制器设计技术具有良好的鲁棒性,但是这种方法并没有进行飞行试验。据分析,其原因如下。

①发动机模型需要在飞行包线的许多飞行点上进行线性化,对每一个飞行点都必须解Riccati方程求得反馈增益矩阵,每一点的线性模型及LQR反馈增益矩阵都要存储在计算机中,这样增加了对机载计算机的存储要求。这对当时的计算机技术来讲,是必须考虑的一个因素。

②线性化飞行点的数目总是有限的,MVCS计划在飞行包线内选了10个飞行点进行高空台试验。在实际飞行中,飞行包线的其他各点的线性模型及LQR增益只能用插值法近似求得,但LQR方法对模型的精度比较敏感,模型误差将导致性能不是最优,甚至系统不稳定。

③LQR是一种调节器,它可保持被控变量稳定不变,但航空动力装置控制器必须具有跟踪控制功能,如用于加减速控制。LQR用于跟踪器时,不能保证系统没有稳态误差,这显然不能满足动力装置控制的要求。

以上原因限制了LQR方法在飞机发动机控制中的实际应用。

(2) 自适应控制

自适应控制是指在被控对象和环境的数学模型不完全确定的条件下设计控制器,使得指定的性能指标尽可能地保持或接近最优,或者说,它能自动调整控制规律以适应不同的环境条件以及对象的不确定性。航空发动机工作在不同的飞行条件下,例如,不同的飞行高度、马赫数及环境温度等,且发动机的制造、安装公差以及使用期内的性能蜕化等因素也造成发动机特性发生变化。自适应控制能适应这些变化,因此引起十分广泛的关注。到目前为止,航空发动机自适应控制的研究工作可以归纳为以下两个方面。

①模型参考自适应控制(MRAC)

这种方法要设计一个理想的参考模型,该模型应有满意的动静态品质满足设计要求,同时要设计自适应律,用以调整控制器中的某些可调参数,以适应发动机及飞行环境的变化。MRAC用于发动机控制尚处于理论研究阶段,并没有工程试验研究的报道。

②自适应失速裕度控制(ADECS)

这是美国在飞行/动力装置高度综合数字式电子控制(HIDEC)研究计划中所采用的一个