



民用航空发动机 控制原理及典型系统

贺尔铭 主编

国防工业出版社

<http://www.ndip.com.cn>

内 容 简 介

本书是普通高校飞行器动力工程及维修专业教材。全书分上、下两篇:上篇为发动机控制系统中的控制元件,下篇为民用航空发动机控制原理及典型系统。

本书紧密结合民航生产的实际,反映民用航空发动机控制的最新技术成果,尤其是结合多种新型发动机电子控制系统,对控制系统的可靠性、状态监控及典型故障排除流程进行了最新总结。内容安排上,既注重系统性与完整性,更注重深入浅出,联系实际,便于操作等方面的要求。

图书在版编目(CIP)数据

民用航空发动机控制原理及典型系统/贺尔铭主编.

北京:国防工业出版社,2002.9

ISBN 7-118-02831-2

I. 民... II. 贺... III. 民用航空—航空发动机—
控制系统—高等学校—教材 IV. V233.7

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2002)第 012022 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 100044)

新艺印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 16¼ 372 千字

2002 年 9 月第 1 版 2002 年 9 月北京第 1 次印刷

印数:1—2000 册 定价:24.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

前 言

本书是西北工业大学飞行器动力工程及维修专业规划教材。全书分上、下两篇:上篇为发动机控制系统中的控制元件,下篇为民用航空发动机控制原理及典型系统。

为满足航空维修专业的教学需求,同时考虑到学时限制,本教材实际上综合了发动机控制元件和发动机控制系统两门课程的内容,书中省略了有关控制元件或控制系统动态特性的繁杂的理论推导过程,只保留了它们的主要结论和主要性能分析。

本书紧密结合民航生产实际,反映民用航空发动机控制的最新技术成果,尤其是结合多种新型发动机电子控制系统,对控制系统的可靠性、状态监控及典型故障排除流程进行了最新总结。内容安排上,既注重系统性与完整性,更注意深入浅出、联系实际,便于操作等方面的要求。

本书是在学完“航空发动机原理”、“航空发机构造与强度”及“自动控制原理”等先修课程后使用的。

本书由西北工业大学民航工程学院贺尔铭教授完成第一稿,刘银中副教授改写了第三、四两章,并提供了部分插图,最后由贺尔铭教授定稿完成。

在本书编写过程中,得到北京飞机维修工程有限公司、西北航空公司维修基地的热情帮助,西北工业大学教务处教材建设科和民航工程学院的领导同志给予大力支持,硕士生吴盘龙用计算机绘制了书中部分图稿,解放军第二炮兵工程学院胡昌华教授审阅了全部书稿并提出了宝贵意见,在此一并致谢。

由于作者水平有限、本书体系新立,错误与不妥之处在所难免,欢迎读者批评指正。

编 者

2002.5.18

主要符号

a ——声速、加速度	p_0 ——低压油压力
A ——面积	p_1 ——喷嘴前压力
B ——涵道比, 齿宽, 旋板宽度	p_n ——定压油压力
c ——气流速度, 比热容, 系数	p_T ——油泵出口压力
c_0 ——飞行速度	PLA ——油门操纵杆
c_p ——空气定压比热容	R ——气体常数, 半径, 电阻
c'_p ——燃气定压比热容	D ——直径
e ——偏心距	sfc ——耗油率
f ——油气比; 干扰量	t ——时间
F ——推力; 力	T ——温度
h ——齿高, 旋板厚度, 薄膜厚度	V ——容积; 体积
U ——活门预开口量	x ——状态向量
H ——飞行高度, 高度	u ——控制向量
i ——气流攻角	Z ——柱塞数, 齿(叶片)数
J ——转动惯量	α ——油门杆角度; 飞机迎角
y ——输出位移	β ——飞机侧滑角; 锥体半角
K ——放大系数	K_s ——弹簧刚度
ε ——分压比	l ——长度
η ——效率	μ ——流量系数
θ ——加热比(T_3/T_1), 锥顶角	π ——增压比; 膨胀比
m_a ——空气流量, 齿轮模数	ρ ——密度
ϕ ——柱塞泵斜盘倾角	M ——扭矩
m_f ——燃油消耗量(供油量)	N ——功率
Ma ——飞行马赫数	n ——转速
p ——压力	ω ——角频率, 相对速度
EGT ——排气温度	EPR ——核心机压比

注 脚

* ——气流滞止参数
 a ——空气

0——稳态值; 动态过程起始值
 af ——加力燃烧室

b—燃烧室

CL—低压压气机

cr—临界

f—燃油

H—外界大气;高压

idle—慢车状态

r—参考值;给定值

TL—低压涡轮

CH—高压压气机

cor—换算

e—喷管

g—燃气

i—进气道

L—低压

T—涡轮

TH—高压涡轮

目 录

第一章 绪论	1
第一节 航空发动机控制的目的和要求	1
第二节 航空发动机控制系统的发展	2
第三节 航空发动机控制系统的基本类型	6
第四节 航空发动机对控制装置的基本要求	10

上篇:发动机控制系统中的控制元件

第二章 敏感元件	13
第一节 转速测量元件	13
第二节 压力测量元件	21
第三节 压力比测量元件	27
第四节 温度测量元件	30
第三章 供油元件	35
第一节 柱塞泵	35
第二节 齿轮泵	46
第三节 旋板泵	52
第四节 离心泵与汽心泵	57
第四章 放大元件	64
第一节 分油活门式液压放大器	66
第二节 挡板活门式液压放大器	77
第三节 电液伺服阀	85
第五章 执行元件	92
第一节 液压式执行元件	92
第二节 气动式执行元件	99
第三节 电动式执行元件——步进电机	102

下篇:民用航空发动机控制原理及典型系统

第六章 航空动力装置的基本控制方案	107
第一节 航空动力装置控制项目的分类	107
第二节 航空发动机的共同工作及控制规律	108
第三节 压气机控制	117
第四节 过渡态控制	120

第五节 安全限制	125
第七章 转速控制系统	128
第一节 转速控制系统概述	128
第二节 闭环转速控制系统	130
第三节 流量控制器与开环控制系统	139
第四节 复合转速控制系统	146
第五节 航空发动机转速的分段控制	148
第六节 最大转速限制器	152
第八章 过渡控制系统	154
第一节 简单加速控制规律的实现	154
第二节 组合参数加速及转速控制系统	160
第三节 相似参数加速控制系统	166
第四节 减速控制系统	171
第五节 压气机控制系统	172
第六节 启动控制系统	178
第九章 现代控制理论在发动机多变量控制中的应用	180
第一节 航空发动机最优二次型多变量控制系统的实现	180
第二节 航空发动机模型参考自适应控制	183
第十章 航空发动机电子控制系统	186
第一节 航空发动机电子控制系统概述	186
第二节 监控型发动机电子控制器	189
第三节 全功能数字电子控制器	201
第四节 电子控制系统可靠性及发动机状态监控	211
第五节 发动机电子控制的工作显示及传感器	218
第十一章 发动机控制系统典型故障分析及排故方案	224
第一节 JT9D 发动机的喘振及排故流程	224
第二节 JT9D - 7R4 发动机启动悬挂分析及排故流程	231
第三节 其它故障及排故方案	240
附录 1 常用发动机气流站位参考图	246
附录 2 中国民航现役飞机、发动机及控制器类型	249
参考文献	251

第一章 绪 论

第一节 航空发动机控制的目的及要求

航空发动机的工作过程是极其复杂的气动热力过程,随着环境条件和工作状态(如最大、巡航、加力、加速及减速等)的变化,它要给飞机提供所需的时变推力和力矩,对这样一个复杂且多变的过程,如不加以控制,航空发动机是根本不能正常工作的。例如:某发动机在地面最大状态工作时,需油量是每小时 2400kg;在 15km 高空、马赫数 Ma 为 0.8 时只有每小时 500kg,需油量变化达 5 倍。若对供油量不加以控制,则发动机在飞机升高过程中,将发生严重的超温、超转,会使发动机严重损坏。因此,发动机控制的目的就是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。

概括说来,航空发动机对控制的基本要求有:

(1)在各种工作状态及飞行条件下,能最大限度地发挥动力装置的潜力,最有效地使用动力装置,以满足飞机对动力装置的要求。具体来说,就是在最大状态下,要能发出最大推力,以满足飞机起飞、爬高的要求;在巡航状态下,耗油率要小,以满足经济性要求(即飞机的航程要大);慢车状态时则要求转速尽可能地小,但又能保证发动机连续稳定地工作。

(2)过渡过程(启动、加速、减速、加力启动等)的调节时间应尽可能地短,但又要保证动力装置能稳定、可靠地工作。

(3)在各种工作状态及飞行条件下,保证动力装置不出现超转、过热、超载、喘振、熄火等不安全现象。

图 1-1 为航空动力装置在地面条件下的安全工作范围。动力装置的正常工作受最大转速、贫油熄火、涡轮前最高温度以及压气机喘振等众多边界的限制。

图 1-2 则是航空动力装置在空中飞行时受到的各种限制。左上方,即高空低速飞行时,受燃烧室高空熄火的限制,因为高空空气稀薄,喷油雾化质量差,难以稳定燃烧;右下方,即低空高速时,受压气机超压限制,因压气机后面级压力超高,可能会损坏压气机、燃烧室等薄壁部件;右边为最大飞行马赫数 Ma 限制线;右上方为进气道、飞机蒙皮承受的气动热限制,或称为超载边界。

发动机在空中熄火后,一般只能在空中起动区这一狭小范围内,利用发动机风车状态所形成的燃烧室压力而重新点火、启动。

以下我们对进气道控制、发动机及喷管控制的目的和要求分别作一简要介绍:

1. 进气道

早期的飞机由于飞行速度不高,进气道均采用亚声速进气道,一般不需要控制。飞行

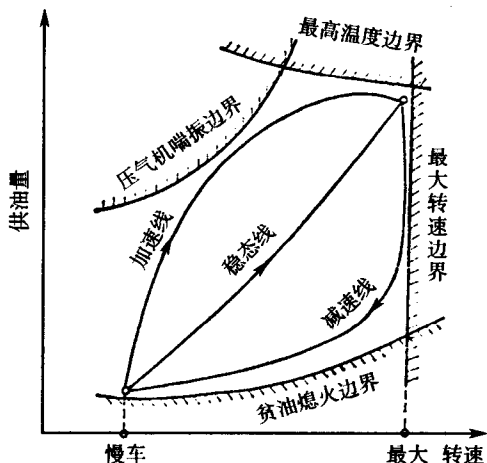


图 1-1 动力装置在地面时的安全工作范围

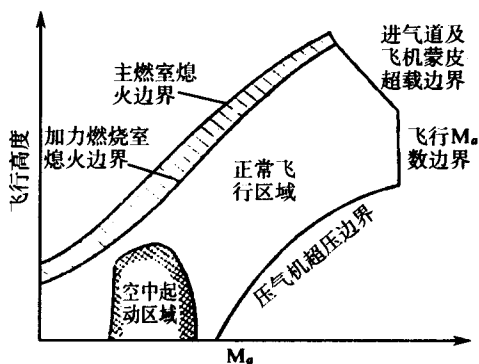


图 1-2 动力装置在空中时的安全工作范围

马赫数大于 1.5 的飞机必须采用超声速进气道,这种进气道的性能受进口条件的影响很大。飞行速度、高度、姿态的变化以及发射武器等都可能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。对超声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,以调节通过的空气流量,使其与通过发动机的空气流量相匹配,从而使进气道外阻力和总压损失减小。

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,在一定条件下还可能发生压气机喘振或燃烧室熄火等不稳定的工作状态。为此,必须对发动机进行控制,以保证发动机工作稳定并获得最佳性能。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

早期的尾喷管均为收敛型喷管,其出口面积根据发动机的工作状态(如慢车、巡航、最大状态等)加以确定,当飞行条件变化时喷口面积就不再进行调节。现在的航空发动机大都采用了收扩型喷管(拉瓦尔喷管),可以提高排气速度,从而获得更大的推力。带有收扩型喷管的发动机,随飞行条件的变化,喷管的喉部面积和出口面积都要相应变化,才能保证发动机稳定工作,并使推力损失最小。

传统的收敛型喷管仅靠反作用产生正向推力,现代飞机不仅要求产生正向推力,还可能要求产生矢量推力或反推力,以便为飞机提供不同飞行状态所需的力和力矩,这对提高飞机的机动性和缩短起降距离有着十分重要的意义。

第二节 航空发动机控制系统的发展

航空发动机控制系统的发展大致可归纳为: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,由动力装置各部分的独立控制发展到各部分的综合控制。

一、经典控制理论和现代控制理论在航空发动机控制中的应用

(一)经典反馈控制

早期飞机的飞行速度不高,发动机的推力也不大,所采用的亚声速进气道和收敛型喷管也不需要控制,这时的航空发动机采用的控制方案只是当飞行条件变化时,根据测量到的发动机进口压力,调节燃油流量,保持发动机转速基本不变的开环控制方案。

随着发动机性能要求的提高和经典控制理论的完善,到 20 世纪 50 年代初,在发动机控制中采用了闭环反馈控制,并成功地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。反馈控制是发动机研制和发展的一个重要阶段,虽然它仅解决了单输入——单输出控制系统的设计,但这种设计方法简单且易于实现,并能保证发动机在一定使用范围内具有较好的性能,因此,这种反馈控制方法目前仍广泛应用于许多发动机控制系统中。

(二)现代多变量控制理论

现代航空发动机的工作范围扩大,并要求在全飞行包线内都具有最佳性能,如较高的控制精度、良好的稳定性、过渡状态的时间最小性等。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。基于反馈控制理论设计多个单一反馈回路组成的多回路系统难以解决回路间的耦合影响,也不可能保证系统的稳定性及动态性能。而 20 世纪 60 年代以来发展的现代控制理论为解决发动机多变量控制系统设计奠定了理论基础。

20 世纪 70 年代初,美国即对 F100 发动机进行了多变量控制系统的设计。一般选择的被控参数有:风扇转速、高压压气机转速、主燃烧室进口压力和主燃烧室需油量等。可控变量(即控制输入量)有:主燃烧室供油量,尾喷口面积,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开度等。

发动机在飞机起飞和超声速飞行时追求最大推力,而在巡航飞行时追求耗油量最小。那么,最好的方案是改变发动机的热力循环过程,使其在巡航时按涡轮风扇发动机原理工作,以降低耗油率;而在起飞和超声速飞行时,通过改变发动机的涵道比,转为涡轮喷气发动机工作状态,以产生最大的推力,这就是变循环发动机。这种发动机的被控参数有 20 多个,相应的控制变量也大大增加,仅作为控制变量的几何通道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等,整个系统是异常复杂的多变量控制系统。

现代控制理论的不断发展和完善,为航空发动机多变量控制提供了众多的设计方法,比如线性二次型调节器方法、自适应控制、鲁棒控制及 H_∞ 控制方法等等,而变量控制系统复杂功能的具体实现必须依靠数字式电子控制器。

二、航空推进系统机械液压式控制器和数字式电子控制器

(一)机械液压式控制器

航空发动机问世以来,一直采用机械液压式控制器。随着航空发动机的不断发展,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,并具有较高控制精度的“计算装置”。正因为如此,当前正在使用的许多航空发动机,其控制系统仍然广泛采用机械液压式控制器。

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,现代航空发动机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,其结构将十分复杂,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。

随着电子计算机技术及其应用研究的不断进展,用计算机作为控制器则可以方便地实现航空发动机多变量控制。早在 20 世纪 60 年代,就曾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。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,使其控制精度受到很大的影响,同时存在模拟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。

(二)数字式电子控制器

近 20 年来,几大航空国大力从事用数字式电子计算机作为航空发动机控制器的研究,并已取得成功应用。数字式电子控制器的强大功能在于:

(1)高速运算、高速存储能力及大容量存储,能够实现现代控制理论中各种复杂而先进的控制算法,可保证发动机的高性能指标和高控制精度等要求;

(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和试验,从而大大缩短了控制系统的研制周期,降低了研制费用;

(3)数字式电子计算机的逻辑判断能力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,因而保证了发动机工作的可靠性。

数字式电子计算机在航空发动机状态监控与故障诊断的应用方面也显示了它的强大功能,它可以跟踪采集系统运行中的有关信息,将采集的信息进行处理后,分析出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,并根据具体情况采取必要的措施。数字式电子状态监控与故障诊断系统对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,同时还可实现“视情维修”,延长发动机的大修寿命,有效提高其服役率,大大节省维修成本与维护时间,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现代维修制度的重大改革。

通过以上介绍可知,从经典控制理论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

(一)综合控制的必要性

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。进气道工作不稳定必然影响到下游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改变也将影响到发动机性能。

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。因此,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。对于这样的控制设计,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;各系统间的交互影响在一定条件下可能会导致某一系统工作不稳定,甚至进一步影响整个系统的稳定性。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,甚至会导致整体系统的不稳定性。

(二)综合控制模式

为了使整个系统性能最优和稳定性最好,就必须对各个部分进行综合控制,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综合控制(IPCS);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)。从1983年开始,美国NASA就对F-15飞机及其PW1128发动机实施了高度综合数字式电子控制HIDEDEC的五级研究计划。图1-3所示就是其第五级性能寻优控制模式PSC的原理图。PSC控制模式的特点是系统中包括有不断修正的机载发动机模型、进气道模型和喷管模型,它们用于确定进气道、发动机及喷管的最佳控制位置。PSC所采用的控制算法包括以下三种模式:

- (1)最大推力计算模式,用于加速、爬升和突击时提供最大剩余推力;
- (2)最小耗油率计算模式,用于飞机巡航飞行时使耗油率最低,以增加航程;
- (3)最低涡轮进口温度计算模式,目的是用降低温度的控制方法延长发动机的使用寿命。

飞行试验表明,采用PSC控制模式能使关键飞行状态的推力显著提高;对性能退化的发动机推力可增加9%;对返修后的发动机推力可增加15%;在 $Ma = 0.9$ 、 $H = 4572\text{m}$ 巡航飞行时,涡轮温度降低 38°C 以上,耗油率下降3%。据估计,发动机在高功率工作时,涡轮进口温度每降低 21°C 时,涡轮的寿命将增加一倍。由此可见,采用PSC控制模式对提高发动机推力、延长发动机寿命是非常有效的。因此,对飞机进气道、发动机及矢量喷管进行综合控制,仍是目前国内外正在大力开展的重要研究项目。

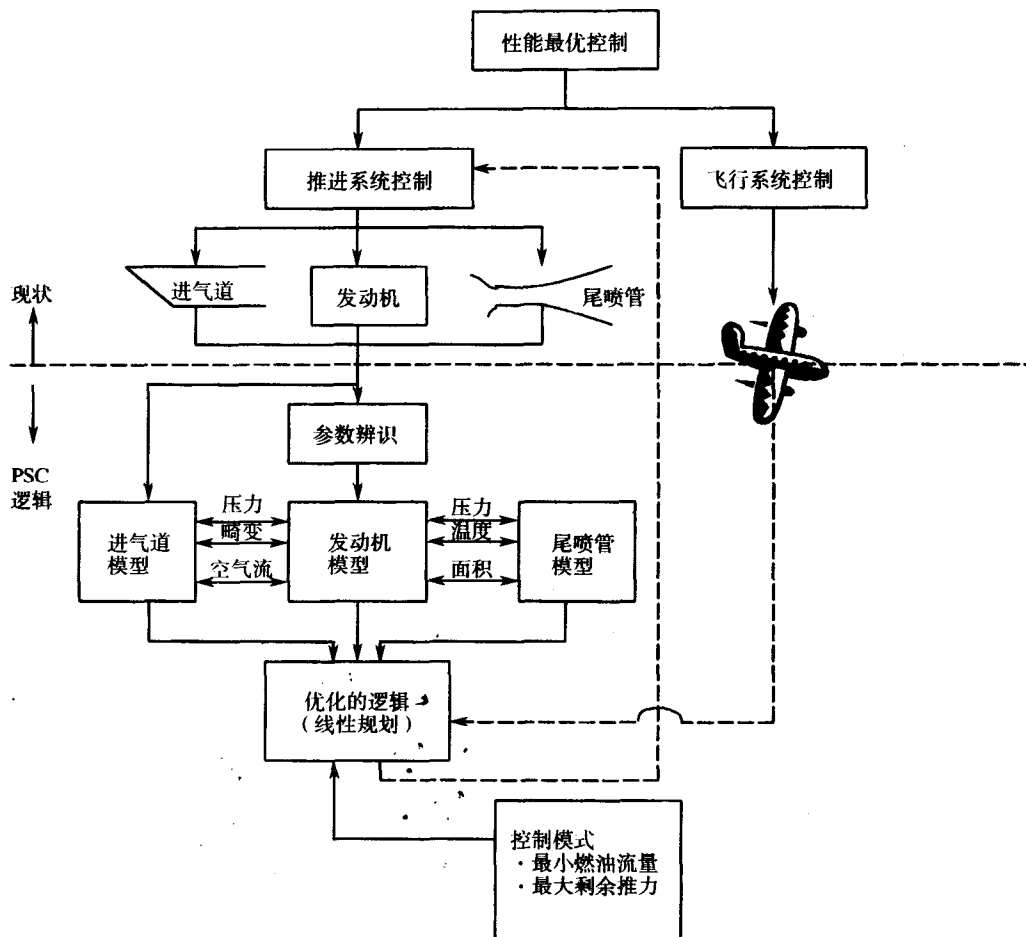


图 1-3 PSC 控制模式原理图

第三节 航空发动机控制系统的基本类型

航空发动机控制系统按其采用控制器类型是机械液压式控制器还是数字电子控制器,可分为机械液压式控制系统和数字式电子控制系统。

一、机械液压式控制系统

如图 1-4 所示,航空推进系统机械液压式控制系统是由进气道控制系统和发动机控制系统组成,而发动机控制系统又包括转速控制、加力控制和尾喷口操纵三个子系统。

(一)进气道控制系统

控制器由压力比传感器、放大器、电液伺服阀、作动筒、进气道斜板及斜板位置传感器组成。压力比传感器感受压气机出口压力 p_2 与进口压力 p_1 之比 p_2/p_1 信号,它反映了通过发动机的空气流量,该信号经传感器后转换为相应的斜板希望位置信号;斜板希望位置信号与斜板位置传感器测量的斜板实际位置信号进行比较后,产生误差信号 e_1 ; e_1 经

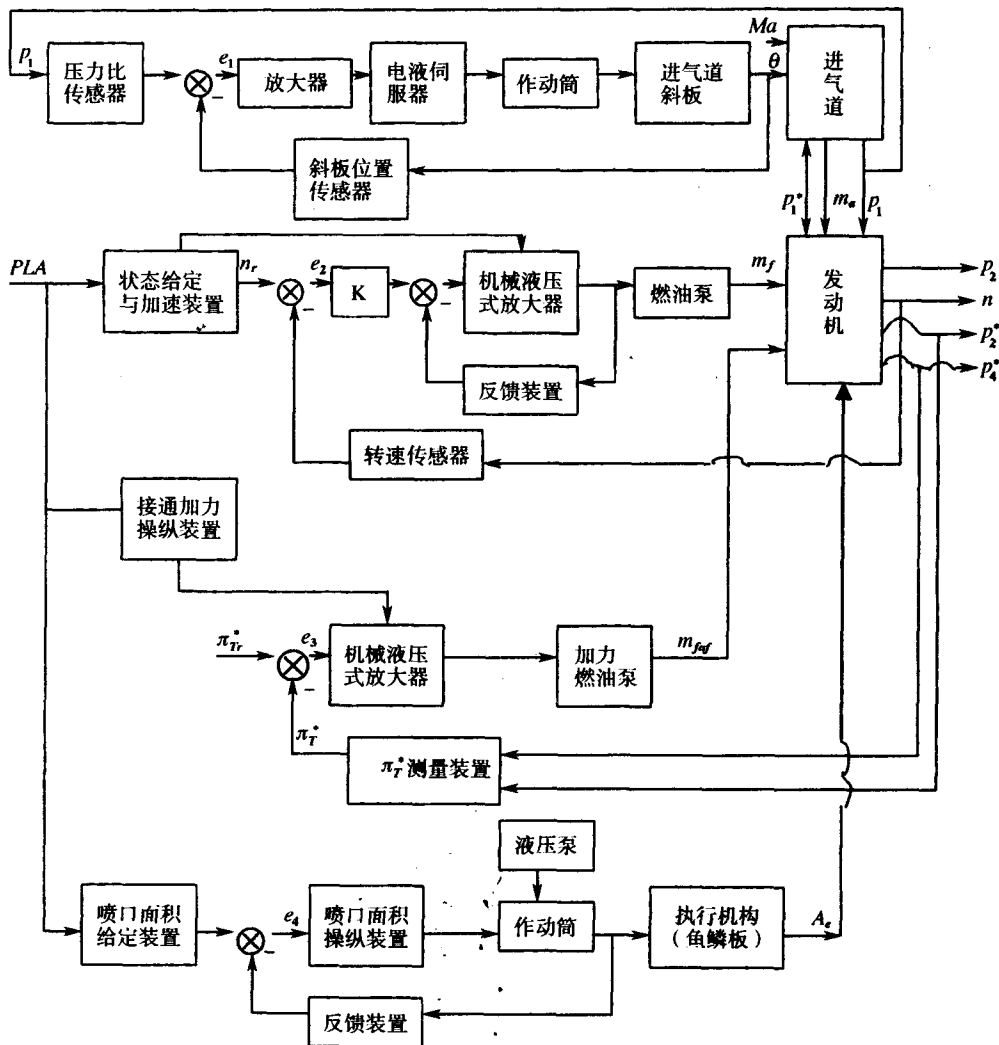


图 1-4 航空推进系统机械液压式控制系统原理图

放大器和电液伺服阀放大后推动作动筒，作动筒将输出力和位移进一步放大后推动进气道斜板，使斜板角度 θ 向希望的位置变化； θ 的变化使进气道喉部面积发生变化，从而控制了通过进气道的空气流量 m_a ，使其与通过发动机的空气流量相匹配，保持进气道总压恢复系数为一定值。

在这一系统中，被控参数是通过进气道的空气流量 m_a ，执行机构为进气道斜板；斜板角度为控制变量。由于通过进气道的空气流量难以测量，因此只能利用 θ 进行反馈。飞行马赫数 Ma 为进气道进口扰动量，发动机进口总压 p_1^* 对进气道是一反压，并作用于进气道。

(二) 发动机控制系统

发动机油门操纵杆 PLA 的位置对应着发动机的转速，亦即对应发动机一定的工作状态。在 PLA 一定时，飞行条件的变化可通过调节燃油流量 m_f 来保持转速不变。

当改变 PLA 时,通过状态给定装置产生转速参考输入 n_r ,它与机械离心式转速传感器测量的发动机实际转速 n 比较后产生误差信号 e_2 ,该误差信号经机械液压式放大器放大后改变燃油泵的燃油流量,以控制发动机的转速 n ,并将 n 调整到转速参考输入 n_r 值上。内回路的负反馈作用是改善系统的稳定性和动态品质。

当快速推动油门操纵杆 PLA 使发动机加速时,加速控制装置给定加速控制规律,使燃油流量按给定的规律变化,使发动机按 m_f 的变化规律进行加速。

当发动机加力时,油门操纵杆推至加力位置,压力比测量装置感受压气机出口压力 p_2^* 和涡轮出口压力 p_4^* ,输出反映涡轮实际膨胀比的 π_T^* 信号,该信号与保证发动机为最大转速的给定涡轮膨胀 π_T^* 比较后产生误差信号 e_3^* ,该信号经机械液压式放大器放大后,控制加力燃油泵的加力供油量 m_{faf}^* ,使发动机处于加力工作状态。

一定的 PLA 位置对应一定的喷口面积,当需要改变喷口面积时,首先改变 PLA 位置,通过喷口面积给定装置给出一个与给定面积相应的信号,该信号与反映实际喷口面积的反馈信号比较后产生误差信号 e_4^* ,该误差信号使喷口面积操纵装置利用液压泵输出的高压油推动作动筒,作动筒带动执行机构,改变喷口鱼鳞板位置,从而改变喷口面积,使其与给定面积相等。

由以上分析可知,进气道控制系统为一开环控制系统,发动机转速控制系统和加力控制系统为闭环控制系统,尾喷口控制系统为一开环操纵系统。

二、数字式电子控制系统

航空发动机数字式电子控制系统由传感器、数字式电子控制器、执行机构、供油装置、油泵及被控对象组成,如图 1-5 所示,图中被控对象为双轴涡轮喷气发动机。

(一)功能

数字式电子控制系统的功能是在整个飞行包线内实现发动机稳态(慢车、巡航、最大及加力)和过渡态(启动、加速、接通与切断加力)的全权限控制和安全保护要求。

传感器测量发动机各有关参数,测量到的各模拟信号经 A/D 转换后输入到数字式电子控制器,控制器实现各控制算法的计算,包括基准点调节、稳态控制算法、过渡态控制算法及各种保护逻辑。计算结果经 D/A 转换为模拟信号后再输入到各执行机构,使控制量按控制器计算的规律变化,以控制发动机的各种工作状态。

主燃油控制和加力燃油控制的执行机构是两个电液伺服阀,分别驱动主燃油计量装置和加力燃油计量装置,即控制主燃油泵和加力燃油泵输入到发动机主燃烧室和加力燃烧室的燃油流量。两个计量装置的位置分别由两个位置传感器测量并反馈到数字式电子控制器,构成局部反馈,以提高系统的稳定性和动态品质。

喷口面积控制的执行机构为液压作动筒,它由电液伺服阀进行控制并利用喷口液压泵输出的高压油驱动,作动筒的位置决定喷口面积的大小。该位置由位置传感器测量并反馈到数字式电子控制器,可提高控制精度和动态品质。

(二)举例

图 1-5 所示的系统是一个比较简单的数字式电子控制系统,它实现的控制规律为:

(1)非加力稳态控制是主燃油流量 m_f 控制发动机低压轴转速 $n_L = \text{常数}$;喷口面积 A_e 控制低压涡轮出口温度 $T_4^* = \text{常数}$ 。

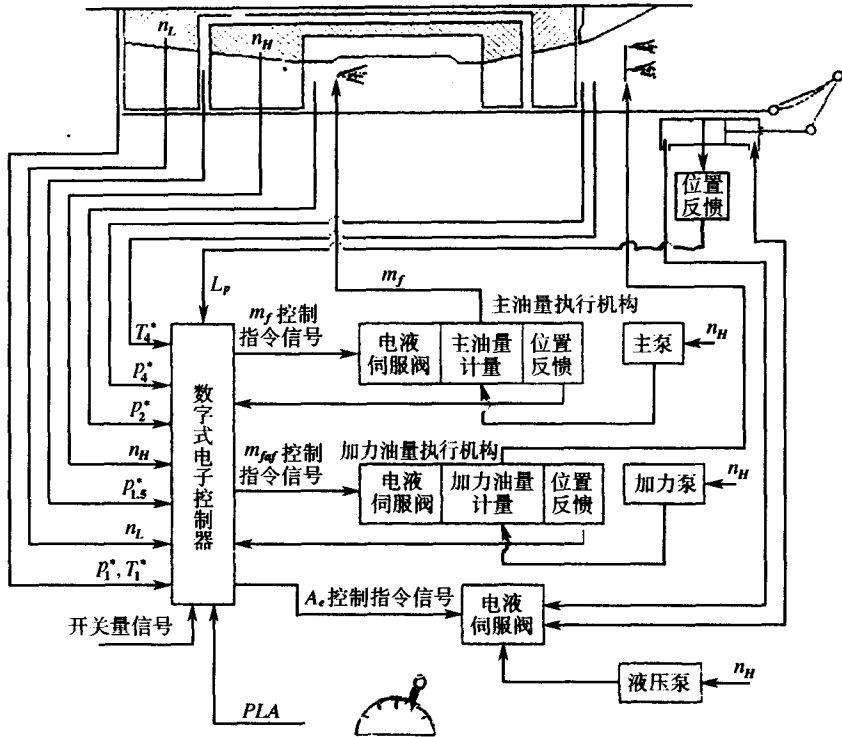


图 1-5 航空发动机数字式电子控制系统

(2) 加力稳态控制是 m_f 控制 $n_L = \text{常数}$ ；当发动机进口温度 $T_1^* < 288\text{K}$ 时， A_e 控制涡轮膨胀比 $\pi_T^* = \text{常数}$ ；当 $T_1^* \geq 288\text{K}$ 时， A_e 控制 $T_4^* = \text{常数}$ ，以确定发动机加力比；当飞行条件变化时，根据高压压气机出口压力 p_2^* 对加力燃油流量进行开环补偿控制，以使加力比保持不变。

(3) 加速与减速控制，是按照控制器中预先设定的主燃油流量变化规律来控制发动机低压转子转速，使其按一定的规律变化。

此外，在发动机工作过程中必须对高压压气机出口压力 p_2^* 和高压轴转速 n_H 加以限制，以保证发动机的安全工作。

从控制规律可以看出这是一个双变量控制系统，两个控制量分别为主燃油流量 m_f 和喷口面积 A_e ，两个被控参数分别为低压轴转速 n_L 和低压涡轮出口温度 T_4^* 或涡轮膨胀比 π_T^* 。数字式电子控制器中的控制算法可以采用现代控制理论中的有关控制方法，也可以采用经典控制理论中的 PID 控制方法，当采用 PID 控制时须考虑双变量控制系统的解耦问题。

当数字式电子控制器有故障时切换到备份的机械液压控制器，这是一个简单的控制器，仅保证发动机能运行并安全返航。

三、监控型电子控制系统

在上述两类控制器发展过程中，还有一种过渡型控制器，称为监控型发动机电子控制

器,其全部控制功能都是由机械液压控制器完成,其电子控制部分只具有有限功能,包括提供精确的推力控制、状态监控和故障诊断以及完善的逻辑保护功能等,其电子控制的功能是后来研制数字电子控制器的基础和经验所在,在此不多介绍,第十章有详细论述。

第四节 航空发动机对控制装置的基本要求

航空推进系统控制设计必须满足三个方面的要求,即性能要求、可靠性要求和可维护性要求。

一、性能要求

(一)稳定性

与一般控制系统相比,航空推进系统的稳定性问题更为突出。航空推进系统的工作状态变化范围宽,环境条件变化大,因此它的特性变化很大。在某些情况下,如高空低速飞行时,它的特性会变得很差。当机动飞行或发射武器时,航空推进系统在极为不利的条件下工作,对控制系统提出了苛刻的要求。控制系统设计必须保证系统在任何环境条件下以及受到任何形式的干扰作用时都具有良好的稳定性。

(二)动态性能

控制系统设计应保证系统具有良好的动态品质,即响应快、超调小、振荡少;由一种工作状态到另一种工作状态的过渡控制,过渡时间要短,并且平稳可靠;多变量控制系统还应满足解耦要求。

航空推进系统的动态性能取决于所采用的控制方法,例如发动机的加速控制,如果采用沿着接近于喘振边界线进行加速供油的方法,则发动机的加速时间最短,但必须保证一定的喘振速度,即加速过程要受到发动机工作必须绝对安全可靠的限制。因此控制系统设计时不得不在高的动态性能指标与发动机安全工作要求之间进行折衷。

(三)稳态性能

控制系统稳态性要求即控制精度的要求。控制系统设计应保证系统有足够高的控制精度,以便保证航空推进系统稳态性能的充分发挥和安全可靠,例如,在发动机其他参数不变时,发动机转速降低1%,则推力将减小3%,对于最大推力为49kN的发动机,相当于减小了1.47kN的推力,这对发动机性能是一个很大的损失。

航空推进系统的稳态性能取决于所选择的控制方法、控制参数和对这些参数控制的精度。

二、可靠性要求

航空推进系统控制运行过程中,由于工作状态和环境条件的不断变化,各种随机干扰因素的影响以及元件、部件的老化等问题,可能使系统出现各种各样的故障,这些故障将影响到系统的性能。对于机械液压式控制系统的故障,多数情况下,驾驶员能及时发现并及时处理。然而数字式电子控制系统,由于其工作频带宽、运行速度快,在故障情况下驾驶员来不及反应,更不可能及时处理,因此,就提出了数字式电子控制系统的可靠性问题。随着航空推进系统性能要求的不断提高,数字式电子控制系统愈来愈复杂,出现故障的概