

航空发动机自动控制

吴琪华 主编

594094

西北工业大学出版社

594094

航空发动机自动控制

吴琪华 主编

LR 1111



C0179687

西北工业大学出版社

前 言

本书供“航空发动机设计专业”的学生使用，亦可供从事航空发动机科研、设计等工程技术人员参考。本书预定讲授 50 学时左右，根据各院校不同的教学安排，讲授时数，可有所增减，在讲授时亦可根据具体情况，增删某些教学内容。

为了使“航空发动机设计专业”学生能初步掌握自动控制的基本知识和航空发动机上各种控制器的工作原理，以适应从事航空发动机的科研、设计、试验和外场维修等方面的工作需要，同时，考虑到当前自动化技术迅速发展和向各个领域的不断渗透，有必要扩大学生的知识面。根据这些，安排了本书的各个章节。本书主要分三部份，第一部份是第一、二、三章，它讨论了航空发动机的各种控制方案，建立控制系统的基本工作原理，介绍了控制器内使用的主要元件；第二部份是第四、五、六章，它紧密结合当前发动机上使用的控制系统，阐明自动控制的基本原理，使学生能初步掌握研究控制系统的静态和动态特性的方法；时域分析法和工程上常用的频率响应法。这部分内容是本书的重点。同时介绍了现代控制理论的简况；第三部份是第七、八章，具体地介绍了二种不同类型航空发动机的控制系统，以进一步深化学生对航空发动机控制的知识。全书的编写是以阐明物理概念为主，同时辅以数学推导和理论分析，各章末附有思考题和练习题，供学生巩固学习内容。

本书由北京航空学院毛可久（第一、二、三章），西北工业大学吴琪华（第四、五、六章）和贺惠珠（第七、八章）三位同志编写，最后，由吴琪华同志修改定稿。

南京航空学院徐福尧和杜承林两同志对全书作了详尽的审阅，在本书编写过程中还得到许多同志的热情支持和帮助，并提出许多宝贵意见，在此表示衷心感谢。

由于水平所限，书中未尽和不妥之处，请同志们指正。

编 者

1983.12.18

主 要 符 号

- A ——面积；常数阵
 B ——常数阵；比例系数；函道比
 c ——常数；压气机内气体速度
 C ——电容；输出矩阵
 d ——直径
 e ——活门重叠量
 E ——电势
 f ——油气比；干扰量
 f_c ——飞重离心力
 f_{oa} ——飞重轴向换算力
 F ——力
 g ——重力加速度
 h ——弹簧压缩量；幅值稳定裕度；挡板开度
 H ——飞行高度
 i ——杠杆比；电流
 J ——转动惯量
 K ——系数；放大系数；弹簧刚度
 l ——长度
 L ——功；电感
 m ——随动活塞位移；比例系数；输入向量
 M ——马赫数；质量；力矩；复数的模
 n ——转速；多变指数
 N ——功率；膜盒层数；振荡次数
 p ——压力
 Q ——容积流量
 r ——半径；特征方程的根
 R ——半径；电阻
 s ——复变数
 t ——时间
 T ——温度；时间常数；振荡周期
 u ——圆周速度
 V ——飞行速度；电压
 W ——重量流量
 x ——反馈活塞位移
 X ——状态变量
 y ——分油活门位移

Y ——输出变量
 Z ——反馈活塞位移
 α ——角度
 γ ——比重, 相位裕度
 θ ——角度
 μ ——流量系数
 ξ ——二阶系统的阻尼比
 π_R ——增压比
 π_T ——膨胀比
 σ ——超调量
 σ_0 ——燃烧室总压恢复系数
 φ ——角度, 相位差, 复变数的幅角
 ω ——角速度, 频率
 Ω ——阻尼系数

注 角

a ——空气, 后
 af ——加力
 b ——前
 cor ——换算
 f ——燃油, 峰值, 副油路
 fg ——供油
 fx ——需油
 g ——燃气
 H ——大气
 j ——基准, 计量活门
 max ——最大
 min ——最小
 S ——弹簧
 0 ——初始, 稳态, 地面参数
 1 ——内函
 2 ——外函

发动机主要流通截面

1——压气机进口	1,2——低压压气机出口
2——高压压气机出口	3——燃烧室出口
3,4——高压涡轮出口	4——低压涡轮出口
5——尾喷口	

目 录

第一章 绪 论

第一节 自动控制在航空发动机上的应用.....	1
第二节 航空发动机对控制装置的一般要求.....	2
第三节 发动机控制系统的发展.....	3
思考题.....	5

第二章 发动机的控制方案和控制系统

第一节 自动控制的基本概念.....	6
第二节 航空发动机的控制方案.....	7
第三节 发动机控制系统.....	14
思考题.....	21

第三章 发动机控制系统中的控制元件

第一节 敏感元件.....	22
第二节 放大元件.....	32
第三节 执行元件.....	36
第四节 校正元件.....	40
第五节 供油元件.....	46
第六节 计算元件.....	52
练习题和思考题.....	55

第四章 控制系统的分析

第一节 对控制系统性能的要求.....	56
第二节 控制对象的运动方程.....	58
第三节 控制元件的运动方程.....	64
第四节 控制系统的动态分析.....	67
第五节 系统校正.....	80
练习题.....	84

第五章 传递函数与频率特性

第一节	拉普拉斯变换	85
第二节	传递函数和结构框图的变换	91
第三节	频率特性和典型环节	96
第四节	频率法在系统稳定性分析中的应用	109
第五节	频率法在系统过渡过程品质分析中的应用	118
	练习题	124

第六章 现代控制论概述

第一节	状态空间分析法	126
第二节	最佳控制介绍	136
第三节	自适应控制系统	139
	练习题	140

第七章 典型涡轮喷气发动机控制系统

第一节	概 述	141
第二节	主燃油控制系统	141
第三节	加力燃油控制系统	158
第四节	起动放气装置	165
	思考题	166

第八章 涡轮风扇发动机控制系统

第一节	控制方案	167
第二节	主燃油控制系统	169
第三节	加力控制系统	181
第四节	防喘系统	190
	思考题	193
	参考文献	194

第一章 绪 论

第一节 自动控制在航空发动机上的应用

自动控制是一门发展得很快的科学技术，应用的范围非常广泛。在工农业生产、国防建设一直到交通运输、宇宙航行等各个领域中，它都起着很重要的作用，是实现农业、工业、国防和科学技术现代化的重要手段。随着生产和科学技术的发展，自动化的水平也越来越高，自动控制技术所起的作用就越来越重要。

所谓自动控制，就是利用控制装置使被控对象（如发动机）能自动地按预定的规律来运行。航空发动机的自动控制只是它的一个分支。其作用主要是控制发动机的推力以满足飞机的需要，并保证发动机的安全工作。

我们知道，航空发动机是在变化的外界条件（飞行高度和速度）下进行工作，发动机的工作状态必然会随着外界条件而改变，因而引起发动机性能（如推力，耗油率等）也发生变化。现代飞机的飞行高度和速度都在不断提高，要在高空高速飞行中保持发动机的给定工作状态，或者按所希望的规律来改变发动机的工作状态，都必须对发动机进行控制，以使发动机的战术性能得到最好的发挥，工作可靠性得到保证。

在现代飞机上，要靠驾驶员的直接感觉来同时操纵飞机和发动机，这对驾驶员来说，其精力和体力都难以适应，也不可能达到所希望的高精度要求。靠手动控制不行，只有依靠自动控制系统来完成上述控制任务。

在使用活塞式发动机时期，就装有改变螺旋桨桨距的转速自动调节器和增压压力自动调节器，这是在航空发动机上采用自动装置的开始。到燃气涡轮发动机发展的初期，便继承了这些调节器的特点，安装具有一套改变供油量的转速控制装置，用以控制发动机的工作状态。相对来说，它还比较简单。后来，随着航空技术的发展和要求的不断提高，又出现了许多控制装置，例如转速、温度、油量、起动、加速、加力供油、尾喷口、进气道等控制装置以及保证工作安全的防喘、超温、超转、超压、熄火等限制器。它们是从少到多，由简单到复杂而发展起来的。

近年来，控制系统又进一步复杂化。这是由于被控参数的日益增多，飞行范围的进一步扩大，精度要求更加严格，各回路之间的交联（相互）影响增大，发生非正常状态的概率加大，可靠性要求的提高，监控，预测和故障诊断问题的提出。这都使得发动机控制系统已成为一个复杂的多回路系统。它在发动机上所占的比重越来越大。发动机的各种特性，要靠它来实现；发动机的强度、温度等极限值以及整个发动机的可靠性也要靠它来保证。而在发动机试车及外场工作中所遇到的问题以及性能故障又大部分与它有关。故控制装置对保证发动机的性能和安全都起着关键性的作用。

发动机控制系统本身所牵涉到的知识面很广，它包括从控制理论、气体动力学，发动机

原理,工程热力学到机械、液压、气压、电子、计算机等各方面的知识。

发动机的设计、制造或使用人员都必须掌握自动控制系统的基本原理、组成和工作情况,以便能更好地分析和解决发动机工作中所出现的各种各样的问题。所以这是一门不可缺少的课程。

本书的内容主要研究发动机控制系统。将重点叙述控制方案的确定,控制系统的组成,所用到的主要元件,系统的性能分析,经典控制理论的应用,现代控制理论的简介,以及某些常见的和典型的控制装置。

第二节 航空发动机对控制装置的一般要求

由于飞行包线的扩展,使发动机的特性变化很大。在此范围内,要高性能地满足飞机在各种飞行条件下的需要,可控变量就要多,控制系统很复杂,要考虑的问题也多。于是对控制系统也就提出了更高的要求。

一、能稳定工作

任何控制系统必须是稳定的。亦即在外界干扰作用下,始终能按预定的规律保持稳定的工作状态。这是对控制系统的基本要求。在多回路系统中,各回路之间的交联(相互)影响很严重,更要特别注意这个问题。在过渡过程中,还需要有较强的抗外干扰的能力,特别是抗进气道畸变的能力和改善与进气道的匹配。对加力式涡扇发动机来说,加力燃烧室的压力脉动也会严重地影响系统的稳定工作。

二、精度要高

现代发动机大都工作在极限性能状态,精度要求是很高的,否则很容易超出允许的强度极限和高温极限,或者无法充分发挥发动机的潜力,达不到最优性能。控制系统应能使误差减少到某一允许的最小值,这就是准确度的要求。

在装有多台发动机的飞机上,应保证所有发动机的工作协调性,亦即各发动机应能达到同样的推力水平。

此外,操纵的重复性也很重要。驾驶员多次将操纵杆推到同一位置,发动机参数应保持为同一数值。

三、良好的动态品质

控制系统的控制过程应有较好的快速性和适当的衰减振荡特性(最好是无振荡)。这就要求发动机能快速而平稳地从一个状态过渡到另一状态,同时又不超越所规定的各种限制,尤其是喘振、超温、熄火等限制。即要响应速度快,而同时还应有合理的阻尼来防止振荡,这些不同的要求是靠调整参数或通过专门的元件或装置来保证。

四、便于调整,可更改性好

由于回路增多,使用范围扩大,各回路之间的交联影响很严重。这些都很难通过计算来预先确定,只能依靠试验来不断调整,以满足所提出的性能要求。可更改性指的是在研制

过程中,能随时而迅速地更改控制程序、参数匹配以及系统元件,以获得最优设计的灵活性。

在这方面,数字式电子计算机控制装置要比机械液压式控制装置优越得多。它只要改变程序而不需要更换系统元件,就可改变系统的控制性能。由于具有很大的灵活性,因而,允许采用更好和更复杂的控制方案。

五、可靠性好,便于维护

可靠性是控制系统的起码要求。由于对机械液压式控制装置使用经验比较丰富,因此系统的可靠性较好。与此相比电子元件的系统可靠性要差些,为此采用了冗余控制,亦即当电子控制系统一旦出现故障时,它可自动切换,使另一套备份系统投入工作。

此外,在发动机的维护工作量中,控制系统占了很大的比重。因此改善控制系统的维护性能,已经提到很重要的程度。要求便于故障检测,更换时间要短,甚至允许某些元件带故障工作,这都是改善维护性能的途径。

当然,上述各项要求,有些是相互矛盾的,例如快速性和平稳性就难以同时满足,因此在设计控制系统时,必须在这些要求之间,选择一种最有效的折衷方案,以便获得最满意的设计。

国内外研制控制系统的经验表明,要设计并制造一个能满足各方面要求的优良系统是一件极其重大而复杂的工作,目前尚有许多问题有待进一步解决。

第三节 发动机控制系统的发展

解放后,在党的正确领导下,广大人民群众充分发挥了建设社会主义的智慧和力量,国民经济获得了飞跃发展,自动化技术也有了巨大的成就。在1956年我国自己制成第一台涡轮喷气发动机后不久,亦相应制成了第一批发动机的自动控制器。后来,这方面的科研、生产和人才培养工作都有很大的发展。

近年来,随着发动机的发展,控制系统也发展得很快。一方面可控变量增多,迴路加多,控制装置不断增加,使系统复杂化;另一方面,控制精度不断提高,控制装置的结构也由笨重到小巧,从粗糙到精细,由机械液压式发展为数字式电子计算机控制装置,并且运用了现代控制理论来进行分析以获得最优性能。

在早期的发动机上,一般只有一个可控变量——主燃烧室的供油量 W_f ,故只能采用单变量控制系统。设计时只能选一个能代表发动机性能和强度指标的参数为被控参数(如转速 n)。在外界条件变化时,控制装置始终保持此被控参数恒定($n = \text{常数}$)以保证所需的性能,即所谓自动镇定系统。它所用的分析方法也只限于经典控制理论中的频率响应法等。

随着飞行情况的改变,其它参数(如温度、压力等)都要变化。在飞行范围小时,它们的变化幅度不算太大,尚可保证必要的发动机性能。但当飞行范围扩大时,这些参数的变化幅度便跟着变大。于是在通用特性线上,发动机工作点的移动便很大,就可能进入喘振区或超出高温极限,这是必须防止的。

为了保证发动机的安全工作,这时,设计工作点都应选择距喘振边界、强度极限和高温极限比较远、留有较大的裕度。因而使发动机不能充分发挥潜力,达不到最优性能,并需装设防喘、超温减油、最小燃油压力限制等安全装置,故此单变量控制系统的使用就受到限制。

随着飞行范围的日益扩大,对发动机的要求也越来越高。一般都希望它在超音速飞行和起飞时能发出最大推力,使性能最佳;而在亚音速飞行时,则耗油率要低,经济性好。一台现有的简单类型的发动机已不可能同时满足这些要求,必须设法变换发动机的热力循环。使得在亚音速飞行时按涡扇发动机工作,耗油率低;而在超音速飞行时,则通过变几何部件来改变内外涵的流量比,转为涡喷发动机工作,以发出最大推力,这就是变循环发动机。这种发动机的控制系统要复杂得多,对控制精度和动态性能的要求也高。

对于变循环发动机,由于涡轮、尾喷口、压气机以及风扇的流通面积均可调节,故可控变量多,被控参数也多。在改变发动机工作状态时,可自动保持转速、压力比和流量等参数不变,通用特性线上的发动机工作点不会移动,亦即发动机在相似状态下工作。故可始终保持较高的效率,性能最好,控制精度也高。

但这样就形成一个多输入多输出的多变量控制系统。它比单变量控制系统复杂得多。尤其在优化设计时,发动机和飞机是作为一个整体来进行综合控制。目前已试验过许多局部的综合方案,如与大气数据装置或火控系统综合,或者几台发动机共用一台计算机。据报道,如将发动机控制系统与飞行控制系统相匹配,就能使推力提高10%以上,从而在空战中能获得更好的加速性和战术性能。

这样,控制回路就要增加很多,目前被控参数已发展到20多个。其回路包括主燃油控制、加力燃油控制、尾喷口面积控制、涡轮导向器面积控制,压气机静叶角度控制、风扇角度控制,外涵喷口面积控制、进气道面积控制、喷水加力、压气机及进气道放气,短时起转超温控制,反推力、封严间隙及冷却空气控制以及超温、超压等安全限制。因而各回路之间的交联影响很严重,这些很难通过预先计算来确定,需要不断调试,这就要求能随时修改各参数之间的函数关系、参数测量方法、甚至改变总控制方案,亦即应具有随时更改设计的灵活性。

以上的要求,用经典控制理论中的设计方法是无法满足的。必须采取一些相应措施,而增加了系统的复杂性,并且还不能保证最佳的性能指标。近年来,现代控制理论的飞速发展却可弥补这方面的缺陷,于是越来越受到发动机控制系统研制者的重视,并且已从试验探索逐步进入实际应用的阶段。

现代控制理论包括:系统的状态空间表示法、最优控制理论、估计和辨识理论以及几个向量的频率响应方法。通常现代控制理论的设计方法是以计算机为基础的,这样便可系统地处理更复杂的多变量问题,使控制性能得到很大的改善。

正由于电子计算机的发展,使现代控制理论得到实际的应用,才有可能对多变量系统进行最优控制。而微处理机在可靠性和降低成本方面的迅速进展又为机载计算机控制装置创造了良好条件。故今后在新的发动机控制系统设计中,数字式电子计算机控制装置将会取代机械液压式控制装置。

机械液压式控制装置经过三十多年的发展也有很大的改进。首先在控制方案方面,目前已不限于保持转速恒定的自动锁定系统,而是在某些飞行情况下可以短时间地超转、超温,或者按换算转速来进行控制。控制系统大都采用了开环与闭环组合的双回路系统,并应用了相似理论来设计。结构上采用高精度元件、旋转式活门组件、金属密封环、氟塑料随动活塞、硬质合金载荷点以及零部件标准化、系列化、组化等等。

但随着科学的发展和对控制系统要求的不断提高,机械液压式控制装置已经无法适应对

它提出的繁重任务。后来亦试用过气压式及射流式控制装置，后者能在恶劣的环境下工作，适应性较强。但由于性能不稳定而没有得到大量的应用。

电子控制系统使用得较早，但由于可靠性问题没有彻底解决，故实用的不多。后来发展到计算机控制装置，由模拟式到数字式，才开拓了广阔的应用前景。数字式计算机的运算速度快、精度高，适于多变量控制，并且可更改性好，只要变更程序关系，而不要对结构进行任何更改就可达到目的。

它也是逐步发展起来的。最早只是在机械液压式控制系统中采用少量完成辅助功能的电子装置，如超温限制器。后来使用了一套电子监控装置，最后才发展成全功能的数字式计算机控制装置。目前正在研制能进行飞机与发动机综合控制的系统，它可根据飞行情况对发动机功率进行自动修正，以满足飞机的不同要求，而不需要动手，从而减轻驾驶员的负担。

将来的发展方向也可能是混合式控制装置。它是以电子计算机为中心，而由电子——机械液压——射流等元件组成。机械液压式元件尺寸大、重、运算能力差、响应速度低，但适于用作执行元件和供油元件；电子元件的运算能力强、精度高，信号转换的准确度也高，可用作敏感元件和计算元件，射流元件则由于能适应恶劣环境下工作，故可作为辅助装置。这些元件目前也都有所发展，如光学式测高温敏感元件等等。

对控制装置的可靠性要求也是很严格的。通过对使用经验的不断总结，“可靠性”已发展成一门专门的学科。它包括对元件的失效分析，余度控制、带故障工作的可能性、监控、预测、故障诊断等方面。随着集成电路的采用，也进一步增加了平均故障的间隔时间。

总之，今后的发展方向是数字式计算机控制装置。但目前仍然大量使用机械液压式控制装置，它的使用经验丰富，在可靠性和继承性方面的优越性也使得它不可能完全被抛弃，在低速飞行的发动机上必将继续得到使用。即使在电子控制装置中，燃油计量部分也还是液压的，备份系统也要采用它。同时，经典控制理论也有着一定的使用范围，两者不可偏废。

思 考 题

1. 为什么要在航空发动机上采用自动控制技术？主要有那些好处？
2. 航空发动机对控制装置的要求和其他被控对象相比，有那些不同之点？
3. 试扼要说明自动控制技术在航空发动机上当前的发展趋势。

第二章 发动机的控制方案和控制系统

第一节 自动控制的基本概念

自动控制任务是由控制系统来完成,而对控制系统所应完成的具体控制要求则控制方案来给出,本章将对这两方面的内容作一简要叙述。但为便于掌握有关内容,先将自动控制系统的基本概念,主要是某些名词加以简单的说明。

被控对象 被控制的物体或过程,亦即控制器所服务的对象,例如我们所讨论的发动机本身。

自动控制器 在控制过程中能对被控对象施加影响,用以完成既定控制任务的机构的总和,如转速控制器。被控对象加上控制器统称为自动控制系统。

被控参数 能表征被控对象的工作状态而又被控制的参数,如发动机转子的转速。

可控变量 能影响被控对象的工作过程,用来改变被控参数大小的因素称为可控变量,如供往发动机的燃油流量 W_f 。

干扰作用量 f 作用在被控对象或控制器上,能引起被控参数发生变化的外部作用量,如飞机的飞行高度 H ,飞行速度 V 等。

给定值 驾驶员的指令值。当被控参数偏离原来规定的数值时,控制器开始工作,使被控参数恢复原来规定的数值。这个原来规定的数值就是给定值。

控制作用量 能改变给定值大小的作用量,它往往起着操纵被控对象工作状态的作用。

调准和调准机构 能改变控制作用量的过程及其机构,如转速控制器上离心式转速敏感元件的弹簧压缩量 k (由油门手柄操纵)即为控制作用量,改变弹簧压缩量的过程为调准,油门手柄和弹簧等为调准机构。

控制元件 控制器内完成不同功用的机件。控制元件按功用可分为很多种类:能测量被控参数或干扰作用的元件称为敏感元件,如转速控制器上的离心飞重;能将输入信号放大的元件称为放大元件,如杠杆;能改变可控变量的大小,对被控参数起控制作用的元件称为执行元件,如能改变燃油流量的油针。根据控制器的种类不同,还可能有其他类型的元件,将在以后介绍。

过渡过程和平衡稳定状态 当作用于被控对象上的干扰或控制作用量变化时,被控参数即发生偏离,整个控制器开始动作,直到被控参数恢复到与给定值相等,偏离量消失后控制器才会停止工作。从被控参数开始偏离到偏离量消失的这段时间内,被控参数一直随时间变化,这一变化过程称为**过渡过程**。在此过程之前或之后,被控参数不随时间而变化(或作微小幅度的振荡运动)的状态,则称为**平衡稳定状态**。在平衡稳定状态下被控参数所具有的值称为稳定值。

结构简图 为便于究研和分析自动控制系统，通常用一种简单而明显的图形来表示系统中的各个元件和它们之间相互作用时信号的传递途径，这种图形就称为系统的**结构简图**。一般把系统中的每一元件用一方框来表示，方框间用箭头表示信号的传递途径和方向，在箭头旁用字母表示物理量，亦即传递的信号（见图2—6所示）。如果在结构简图的方框中不是注以元件名称，而是用该元件的传递函数（其定义见第五章所述）来表示，则此简图又可称为**框图**。它不仅反映了系统的组成和各元件之间的关系，而且也反映了各元件和系统的有关特性，详见后述。

第二节 航空发动机的控制方案

在研究和分析一个发动机控制系统之前，必须先掌握它应完成什么样的控制任务，亦即发动机对它提出什么样的控制要求，这就是控制方案的内容。它与发动机原理课程中所讲述的调节规律有很多内容是相同的。这里只是从控制角度出发，作一简要的阐述。

发动机的控制方案指的是：根据外界干扰（主要反映在飞行高度和速度的变化）或驾驶员指令来改变可控变量（如供油量、尾喷口面积等），以保证发动机被控参数（如转速、涡轮前燃气温度等）不变或按预定的规律变化，从而达到控制发动机推力的目的。在发动机原理中则称为调节规律或调节计划。

制定控制方案时，应保证发动机性能的充分发挥，以满足飞机的需要，同时发动机的各主要参数应不超出允许的安全极限。

有三类控制方案：（一）在外界干扰发生变化时，保持既定的发动机稳定工作点，这称为稳态控制；（二）在移动发动机操纵杆时，使发动机从一个工作点移向另一工作点，能快速转移并且不超过规定的喘振边界和高温极限，这称为加速控制，或过渡控制；（三）在各种情况下都应保证发动机各主要参数不会超出允许的安全极限，这称为极限控制。

在这三类控制方案中，考虑的重点是第一类，因为它对飞行性能的影响最大，直接保证了发动机高度特性和速度特性的实现，是控制系统应完成的主要控制任务。第二类控制方案是实现发动机推力的节流特性，在控制系统中也有相应的装置来保证它的实现。第三类控制方案则由某些限制器来完成。

制定发动机的控制方案是一个很复杂的课题。在早期发动机所采用的单变量控制系统中，只能选择一个被控参数，比较简单。但究竟选择哪个参数？如何制定控制方案？又要根据不同的发动机、不同的使用条件来具体分析。例如，对于歼击机，最重要的是能在各种情况下发出尽可能大的推力，因此控制方案应当在保证安全的条件下，使被控参数保持为最大值不变，以便发动机能发出最大推力。对于民航机，则应在安全的条件下，使耗油率最低，续航时间长，而经济性是其主要指标。

在未来的多变量控制系统中，可控变量和被控参数都很多，它们可进行不同的匹配，于是控制方案就有更多的选择余地，也可提出更高的要求。如何选择好控制方案？便成为发动机设计和控制器设计时首先要解决的问题。

控制发动机的实质就是控制发动机的推力和耗油率，保证发动机处于最有利的工作状态，以满足飞行的需要。但要直接控制这两个参数是很困难的，第一是因为在飞行时不能精确地测量出它们的数值，无法感受也不能直接改变它；第二是因为它们只反映了发动机性

能, 而无法反映发动机零件的强度状况。因此在实际应用中都不直接选取它们来作为被控参数。

一般都选择能反映发动机工作过程特征、并能决定发动机性能和强度负荷的发动机参数来作为被控参数。其中最典型的参数就是发动机转速 n 和涡轮前燃气温度 T_3^* 。它们既决定了推力和耗油率的数值, 也表征了零件机械强度或热强度的负荷情况。

在早期的涡喷发动机上, 只有一个可控变量, 即供油量 W_f 。因此只能控制一个被控参数组成所谓单变量控制系统。它可选择能代表发动机性能和机械强度的转速 n , 或者是代表发动机性能和高温负荷的涡轮前燃气温度 T_3^* 来作被控参数。但由于 T_3^* 较高, 温度场又不均匀, 测量上存在一定的困难, 故目前大都采用转速 n 为被控参数。

这时, T_3^* 无法控制, 只能对它的极限值进行限制, 以保证发动机的热强度。因而在选择 T_3^* 设计值时, 应留有变化的余地, 不能选最大值, 这就无法使发动机的性能潜力充分发挥, 这是缺点。但在中等 n 的发动机上, 在飞行高度和速度变化范围都不大的条件下, 当转速保持恒定时, T_3^* 的变化不会太大, 尚可使用单变量控制系数。故早期涡喷发动机上都是这样选用的。

如果要充分发挥发动机性能的全部潜力, 就必须同时控制 n 和 T_3^* 这两个被控参数。这就要增加一个可控变量, 例如尾喷口最小截面积 A_5 , 成为双变量控制系统。一般都利用供油量 W_f 来控制 T_3^* , 而用 A_5 来控制 n 。这由于尾喷口面积的变化, 首先是影响涡轮后压力, 接着就引起涡轮膨胀比和转速发生变化。所以 A_5 能直接影响 n , 故用 A_5 来控制 n , 可达动态响应快的效果。而供油量又是最先影响涡轮前温度 T_3^* 的, 故可控变量和被控参数的这种匹配是比较合理的。

要在高温条件下对大尺寸的尾喷口数而积进行精确的无级调节, 这在结构上是存在着一定的困难。后来在飞行范围较大的发动机上, 为了充分发挥 T_3^* 的潜力, 并防止它超过最大值, 也只是在某段飞行范围内改变 A_5 来控制 T_3^* 。而在一般情况下还是利用单变量控制系统。

在涡桨发动机上, 本身就具有两个可控变量, 即供油量和桨叶安装角。所以都是采用双变量控制系统。由于改变桨叶安装角 φ , 首先是引起负载发生变化, 直接影响 n 。故双变量控制方案可为 $W_f \rightarrow T_3^*$, $\varphi \rightarrow n$ 。

对双转子涡喷和涡扇发动机来说, 它们也只有供油量这一个可控变量。但可供选择的被控参数却要些, 如低压转子转速 n_L 、高压转子速 n_H 、以及 T_3^* 。在确定控制方案时, 就要进行更详尽的分析。

有的发动机也选用了其他被控参数, 如发动机压力比, 即涡轮后压力与压气机进口压力之比 P_4/P_1 。此参数可直接反映推力的水平。根据发动机原理公式可知, 推力的大小是取决于发动机进出口流速之差, 而此差值又与压力比 P_4/P_1 有直接关系, 故可选为被控参数。

当利用相似理论来进行控制系统设计时, 可采用换算转速 $\sqrt{\frac{n}{T_3^*}}$ (又称相似转速) 来作为被控参数。RB211 发动机的被控参数则为压气机增压比。

在带加力的发动机上, 又可多一个到两个可控变量, 即内函和外函加力燃烧室的供油量。一般都选内函和外函的加力温度为被控参数, 因为它们直接反映了加力推力的水平。也可用油气比来作为被控参数, 它又反映了加力温度的大小。在某些涡喷发动机上, 则利用涡

轮膨胀比 π_r 来作为被控参数,这主要是为了加力时,不会干扰前面压气机和涡轮的工作,通过加力供油量 W_{af} 来控制 π_r 为常数,也就间接保持了加力温度 T_{af} 不变。因为加力温度 T_{af} 的变化,会引起压力 P_4 变化,因而改变了 π_r ,今维持 π_r 不变,也就相应地使得 T_{af} 大致保持恒定。

随着科学技术的发展,对高温部件进行调节时所存在的结构及材料等问题已逐渐解决。不仅尾喷口而积,甚至涡轮导向器面积都可进行无级调节,这样就增多了可控变量,因而可控制更多的被控参数,形成了多变量控制系统。它可达到更高的性能指标,满足发动机所提出的最优控制的要求。但其可控变量和被控参数之间的匹配关系也要更复杂些。

在图 2-1 中所示的变循环发动机上,共有十个可控变量,其中除了风扇和压气机静叶安装角以及压气机放气是用于防止压气机和风扇喘振以外,尚有七个可控变量能够利用。于是被控参数就可增多到包括:发动机压力比、高低压转子转速、内外涵空气流量以及内外涵加力燃烧室的油气比。由于这些参数都可以控制,只要将它们匹配好,按照我们所要求的规律来变化,就可得到最优的发动机性能。

这些可控变量和被控参数应当怎样匹配?它们应按什么样的规律来变化?这就是控制方案所要解决的问题。

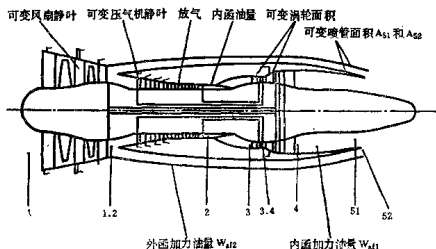


图 2-1 变循环发动机简图

一、发动机的单变量控制方案

(一) 稳态控制

在单变量控制方案中,只有一个被控参数即转速 n 。设计时,可选择—个强度极限所允许的最大值作为设计值。当外界条件改变,进行稳态控制时,系统可始终保持此 n_{max} 值不变,以得到最好的性能。这就是自动锁定系统,可表示为 $W_f \rightarrow n = n_{max} = \text{常数}$ 。在现有发动机上,这是最常用的一种控制方案。由于它可自动限定被控参数为某一最大值不变,故在发动机原理中又称为最大工作状态调节规律。

对于双转子发动机来说,它有低压转子和高压转子两个不同的转速 n_L 和 n_H 。究竟选择哪一个转速为被控参数,又要进行具体的分析。如保持 $n_L = \text{常数}$,则发动机的高速性能好,适合于歼击机的要求,涡喷七发动机就是这样选择的。因为当飞行速度增加时,首先是低压

转子负载加大, n_L 要下降, 控制器要增加供油量来使 n_L 保持不变, 于是 n_H 和 T_{T^*} 都要上升, 因此推力加大, 速度性能好, 适于高速飞行。但高空性能要差些。反之, 如保持 $n_H =$ 常数, 则发动机的高空性能好, 它适于民航机。这两种方案各有优缺点, 因此在有的发动机上便采用了折衷方案, 即间接保证 $W_{T^*} \rightarrow T_{T^*} =$ 常数的控制方案, 它的性能正好介于上述两种方案之间、可兼顾高空和高速性能。

对于涡扇发动机, 其高压转子就相当于核心发动机, 压气机的增压比要高些, 因此都选用 $n_H =$ 常数, 如斯贝发动机那样。

在飞行条件变化时, 要始终保持 $n = n_{\max}$ 不变, 则换算转速 $\frac{n}{\sqrt{T_{T^*}}}$ 就会随着 T_{T^*} 而变化, 于是在发动机通用特性线上的稳态工作点就要移动。在飞行范围变化不大时, 工作点的移动也不大, 上述控制方案尚可用。如飞行范围变化较大, 则工作点的移动也大, 很可能进入喘振边界, 要设法避免。所以在有些发动机上又采用了 $W_{T^*} \rightarrow \frac{n}{\sqrt{T_{T^*}}} =$ 常数的控制方案。但这时转速 n 却要随外界条件而变化, 这就会使性能潜力得不到充分发挥, 或者超出强度极限。

所以一般都只在某一段飞行范围内保持 $\frac{n}{\sqrt{T_{T^*}}}$ 不变, 而在其他情况下, 当工作点没有进入喘振区的可能性时, 仍保持 $n = n_{\max} =$ 常数, 形成所谓的“复合”控制方案。

在后来使用的某些发动机上, 由于飞行范围较大, 为了满足高速飞行的要求, 在某一飞行 M 数范围内可短时间地提高转速和涡轮前温度, 即超转或超温工作, 并不始终保持转速不变, 这也是一种“复合”控制方案。

(二) 加速控制

加速控制是指外界条件不变, 只是移动发动机操纵杆, 使发动机从一个工作状态转移到另一工作状态的过程。其中已包括减速过程。就控制过程而言, 稳态控制一般只用于小偏差范围, 变动较小, 困难不算太大。而加速控制则用于大偏差控制过程, 变动大, 遇到的问题比较多, 困难也大。即要使得加速时间最短, 又不能超过容许的喘振边界和高温极限, 这就是在选择加速控制方案时所要考虑的问题。

加速时, 驾驶员移动操纵杆, 是通过油门位置的变化, 来改变主燃烧室供油量, 以达到改变发动机工作状态的目的。加速时间要短, 供油量就要多, 也就是说加速供油曲线必须尽可能高于稳态工作线, 但又不能超出喘振边界和最大允许燃气温度的等温线。因此最佳的加速供油曲线应是和喘振边界等距的一条曲线 (如图 2-2 中虚线所示)。这段距离就是喘振裕度。加速控制的任务就是实现按这条最佳加速供油曲线来供油。

用手操纵油门是很难实现这条加速供油曲线的, 这需要有熟练的技术和操作经验, 并且也分散了驾驶员的精力。因此只能靠加速控制装置来自动地实现最佳加速供油曲线。它们的

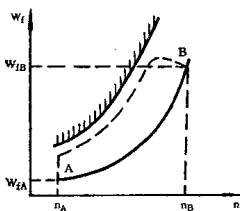


图 2-2 最佳加速供油曲线