

动力机械及工程热物理

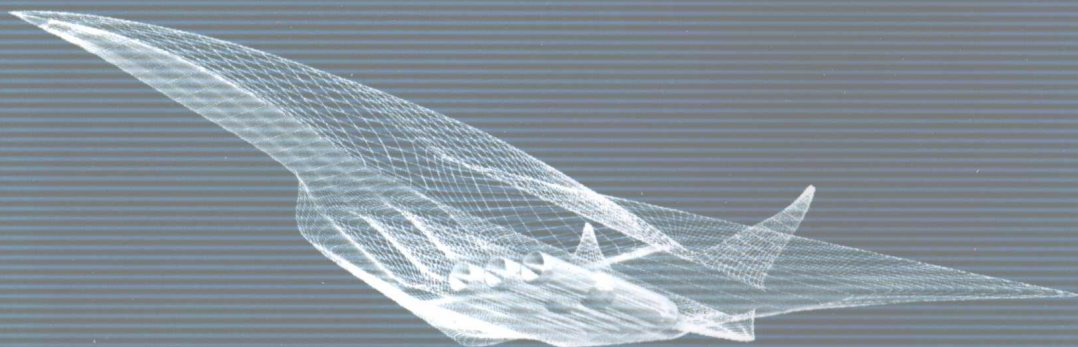


国防科工委十五规划
教材

航空发动机控制

(下册)

● 樊思齐 主编



西北工业大学出版社

北京航空航天大学出版社

哈尔滨工业大学出版社

北京理工大学出版社

哈尔滨工程大学出版社



国防科工委“十五”规划教材·动力机械及工程热物理

航空发动机控制

(下册)

(系统部分)

樊思齐 主编

樊思齐 李华聪 樊 丁 等编著

西北工业大学出版社

北京航空航天大学出版社 北京理工大学出版社
哈尔滨工业大学出版社 哈尔滨工程大学出版社

内容简介

本书全面系统地阐述了航空发动机控制系统的理论、分析与设计方法。

全书分上、下两册。上册介绍航空发动机控制元件。下册讲述航空发动机控制系统,其内容分为两部分。第一部分介绍作为被控对象的各种类型的航空发动机及超声速进气道等的基本问题和控制规律;第二部分介绍航空发动机控制系统的分析与设计,以及超燃冲压发动机与控制的基本知识。其中,汲取了国内外近年来新的资料及研究成果,并结合科研实践,编入了大量的计算实例,每章后均有习题。

本书可作为高等院校航空动力与控制工程专业本科生教材,也可供相关专业研究生及工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机控制/樊思齐主编. —西安:西北工业大学出版社,2008.6

国防科工委“十五”规划教材. 动力机械及工程热物理

ISBN 978-7-5612-2161-7

I. 航… II. 樊… III. 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(2006)第 131461 号

航空发动机控制(下册)

樊思齐 主编

责任编辑 王 璐

责任校对 季苏平

西北工业大学出版社出版发行

西安市友谊西路 127 号(710072)

发行部电话:029-88493844

<http://www.nwpu.com>

陕西向阳印务有限公司印制 各地书店经销

开本:787 mm×960 mm 1/16

本册的印张:33.875 字数:738 千字

2008 年 6 月第 1 版 2008 年 6 月第 1 次印刷

印数:1~3 000 册

ISBN 978-7-5612-2161-7

定价:77.00 元(平装) 138.00 元(精装) (下册)52.00 元(平装) 88.00 元(精装)

国防科工委“十五”规划教材编委会

(按姓氏笔画排序)

主 任：张华祝

副主任：王泽山 陈懋章 屠森林

编 委：王 祁	王文生	王泽山	田 蔚	史仪凯
乔少杰	仲顺安	张华祝	张近乐	张耀春
杨志宏	肖锦清	苏秀华	辛玖林	陈光禔
陈国平	陈懋章	庞思勤	武博祎	金鸿章
贺安之	夏人伟	徐德民	聂 宏	贾宝山
郭黎利	屠森林	崔锐捷	黄文良	葛小春



总 序

国防科技工业是国家战略性产业,是国防现代化的重要工业和技术基础,也是国民经济发展和科学技术现代化的重要推动力量。半个多世纪以来,在党中央、国务院的正确领导和亲切关怀下,国防科技工业广大干部职工在知识的传承、科技的攀登与时代的洗礼中,取得了举世瞩目的辉煌成就;研制、生产了大量武器装备,满足了我军由单一陆军,发展成为包括空军、海军、第二炮兵和其他技术兵种在内的合成军队的需要,特别是在尖端技术方面,成功地掌握了原子弹、氢弹、洲际导弹、人造卫星和核潜艇技术,使我军拥有了一批克敌制胜的高技术武器装备,使我国成为世界上少数几个独立掌握核技术和外层空间技术的国家之一。国防科技工业沿着独立自主、自力更生的发展道路,建立了专业门类基本齐全,科研、试验、生产手段基本配套的国防科技工业体系,奠定了进行国防现代化建设最重要的物质基础;掌握了大量新技术、新工艺,研制了许多新设备、新材料,以“两弹一星”、“神舟”号载人航天为代表的国防尖端技术,大大提高了国家的科技水平和竞争力,使中国在世界高科技领域占有了一席之地。党的十一届三中全会以来,伴随着改革开放的伟大实践,国防科技工业适时地实行战略转移,大量军工技术转向民用,为发展国民经济做出了重要贡献。

国防科技工业是知识密集型产业,国防科技工业发展中的一切问题归根到底都是人才问题。50多年来,国防科技工业培养和造就了一支以“两弹一星”元勋为代表的优秀的科技人才队伍,他们具有强烈的爱国主义思想和艰苦奋斗、无私奉献的精神,勇挑重担,敢于攻关,为攀登国防科技高峰进行了创造性劳动,成为推动我国科技进步的重要力量。面向新世纪的机遇与挑战,高等院校在培养国防科技人才,产生和传播国防科技



新知识、新思想,攻克国防基础科研和高技术研究难题当中,具有不可替代的作用。国防科工委高度重视,积极探索,锐意改革,大力推进国防科技教育特别是高等教育事业的发展。

高等院校国防特色专业教材及专著是国防科技人才培养当中重要的知识载体和教学工具,但受种种客观因素的影响,现有的教材与专著整体上已落后于当今国防科技的发展水平,不适应国防现代化的形势要求,对国防科技高层次人才的培养造成了相当不利的影响。为尽快改变这种状况,建立起质量上乘、品种齐全、特点突出、适应当代国防科技发展的国防特色专业教材体系,国防科工委全额资助编写、出版 200 种国防特色专业重点教材和专著。为保证教材及专著的质量,在广泛动员全国相关专业领域的专家学者竞投编著工作的基础上,以陈懋章、王泽山、陈一坚院士为代表的 100 多位专家、学者,对经各单位精选的近 550 种教材和专著进行了严格的评审,评选出近 200 种教材和学术专著,覆盖航空宇航科学与技术、控制科学与工程、仪器科学与工程、信息与通信技术、电子科学与技术、力学、材料科学与工程、机械工程、电气工程、兵器科学与技术、船舶与海洋工程、动力机械及工程热物理、光学工程、化学工程与技术、核科学与技术等学科领域。一批长期从事国防特色学科教学和科研工作的两院院士、资深专家和一线教师成为编著者,他们分别来自清华大学、北京航空航天大学、北京理工大学、华北工学院、沈阳航空工业学院、哈尔滨工业大学、哈尔滨工程大学、上海交通大学、南京航空航天大学、南京理工大学、苏州大学、华东船舶工业学院、东华理工学院、电子科技大学、西南交通大学、西北工业大学、西安交通大学等,具有较为广泛的代表性。在全面振兴国防科技工业的伟大事业中,国防特色专业重点教材和专著的出版,将为国防科技创新人才的培养起到积极的促进作用。

党的十六大提出,进入 21 世纪,我国进入了全面建设小康社会、加快推进社会主义现代化的新的发展阶段。全面建设小康社会的宏伟目标,对国防科技工业发展提出了新的更高的要求。推动经济与社会发展,提升国防实力,需要造就宏大的人才队伍,而教育是奠基的柱石。全面振兴



国防科技工业必须始终把发展作为第一要务,落实科教兴国和人才强国战略,推动国防科技工业走新型工业化道路,加快国防科技工业科技创新步伐。国防科技工业为有志青年展示才华,实现志向,提供了缤纷的舞台,希望广大青年学子刻苦学习科学文化知识,树立正确的世界观、人生观、价值观,努力担当起振兴国防科技工业、振兴中华的历史重任,创造出无愧于祖国和人民的业绩。祖国的未来无限美好,国防科技工业的明天将再创辉煌。

张华祝



前 言

在飞行包线内,航空发动机随着工作环境和工作状态的变化,其气动热力过程将发生很大的变化,航空发动机控制的目的是使其在任何变化的条件下都能稳定、可靠地工作,并充分发挥发动机的性能效益。由于航空发动机工作过程复杂多变,因此对发动机控制问题的研究比一般控制系统更为困难,尤其是随着飞机性能的日益提高,对航空发动机提出了更高的要求;而高性能的航空发动机,其控制系统则需要应用新的控制理论进行设计。《航空发动机控制》一书正是针对研究这些问题而编写的。学习本书将为从事航空发动机控制领域的研究工作打下一定的理论基础。

全书分为上、下两册。上册讲述航空发动机控制元件,共5章。主要介绍油泵、敏感元件、执行元件、放大元件。由于控制元件的特性直接影响控制系统的性能,掌握控制元件的基本知识对设计满意的控制系统至关重要,因此本书对航空发动机控制元件作了较详细的介绍。下册讲述航空发动机控制系统,共10章。其中,第2~4章介绍作为被控对象的各种类型的航空发动机及超声速进气道和矢量喷管使用性能方面的基本问题和控制规律,以及实时与非实时、线性与非线性数学模型的建模方法,这部分内容是航空发动机控制系统研究与设计的基础;第5~10章作为本书的重点,介绍航空发动机控制系统的分析与设计,包括基于经典控制理论的机械液压式控制系统和基于现代控制理论的多变量控制系统、线性变参数(LPV)控制系统、飞行/推进系统综合控制、航空发动机全权限数字式电子控制系统,以及超燃冲压发动机与控制的基本知识。两册的内容构成了航空发动机控制系统的理论、分析与设计的完整体系。

本书内容涉及控制理论、流体力学、计算机原理及航空发动机原理等方面的知识,是综合性比较强的教材。

在编写过程中,为保证内容的先进性,我们参阅了代表本学科最新发展动态的国内外著作和文献,总结并吸收了作者近年来的科研成果;结合



科研实践编入了大量计算实例,以便于读者理论联系实际,融会贯通,举一反三,保证教材的实用性。在撰写中力求做到由浅入深、循序渐进、论述严谨、语言流畅、便于自学。

本书可作为航空推进系统控制理论与工程专业本科生教材,也可供该专业或有关专业研究生及从事航空发动机控制研究与设计的工程技术人员参考。

本书由樊思齐主编。上册第1章、第5章5.1至5.5节由樊思齐编写,第2,4章及第5章5.6节由李华聪编写,第3章由樊丁编写。下册第1章至第8章,第9章9.6节及第10章由樊思齐编写,第9章9.1至9.5节由樊丁编写,徐芸华编写了第2,3,5章的部分内容,孙护国、时瑞军、朱玉斌、任新宇分别参与了下册6.5节,6.6节和8.4节的编写。全书由樊思齐统一修改、定稿。

孟庆明教授、谢寿生教授对全书进行了审阅,提出了许多宝贵意见;吴丹、戚学锋、李吉等为本书的编写做了大量辅助工作,在此一并表示诚挚的感谢。

由于编者水平有限,书中不妥之处在所难免,希望读者指正。

作者
2008年1月

下册目录

第 1 章 绪 论	1
1.1 航空发动机控制的目的和要求	1
1.2 航空发动机控制的发展	3
1.3 航空发动机控制系统的基本类型	16
1.4 航空发动机控制规律、控制模式与控制算法	20
1.5 航空发动机控制系统设计要求	24
1.6 国内航空发动机控制发展概况	26
习 题	27
第 2 章 航空发动机基本使用性能	28
2.1 涡轮喷气发动机的工作过程及性能参数	28
2.2 涡轮风扇发动机的工作过程及特点	33
2.3 单轴涡喷发动机部件的共同工作及控制规律	38
2.4 双轴涡喷发动机部件的共同工作及控制规律	44
2.5 涡扇发动机部件的共同工作及控制规律	50
2.6 涡轮螺旋桨和涡轮轴发动机的工作特点	61
2.7 变循环发动机工作原理及控制模式	65
2.8 压气机控制	69
2.9 发动机的过渡状态控制	72
习 题	79
第 3 章 航空发动机的动态数学模型	81
3.1 航空发动机数学模型概述	81
3.2 基本发动机的数学模型及动态特性	82
3.3 根据发动机的基本方程建立线性模型	96
3.4 根据发动机的非线性模型建立线性模型	113
3.5 航空发动机非线性模型及数字仿真	122
3.6 涡扇发动机部件级非线性实时数学模型	141
3.7 多变量涡扇发动机的线性模型及系数矩阵的计算	146
3.8 航空发动机数学模型辨识	152
习 题	157



第 4 章 超声速进气道与矢量喷管数学模型及控制	159
4.1 超声速进气道的性能参数及特性	159
4.2 超声速进气道数学模型	162
4.3 利用超声速进气道数学模型分析与控制有关问题	168
4.4 超声速进气道的控制方法	172
4.5 轴对称矢量喷管数学模型	175
4.6 利用轴对称矢量喷管数学模型分析与控制有关问题	180
4.7 轴对称矢量喷管控制方法	182
习 题	184
第 5 章 航空发动机机械液压式控制系统	186
5.1 航空发动机控制系统概述	186
5.2 航空发动机开环控制系统	191
5.3 航空发动机闭环转速控制系统	203
5.4 单轴涡喷发动机转速控制系统设计	210
5.5 双轴涡喷发动机转速控制系统设计	220
5.6 航空发动机的加速控制及典型系统	235
5.7 航空发动机的加力控制及典型系统	271
习 题	294
第 6 章 航空发动机多变量控制系统设计	297
6.1 航空发动机线性二次型最优控制	297
6.2 航空发动机最优伺服控制系统	304
6.3 航空发动机模型参考自适应控制	311
6.4 航空发动机多变量控制系统频域分析	327
6.5 航空发动机 H_∞ 鲁棒控制	333
6.6 航空发动机神经网络辨识与控制	360
习 题	372
第 7 章 航空发动机 LPV 控制系统设计与智能控制	374
7.1 概述	374
7.2 航空发动机 LPV 模型	375
7.3 基于 KQ 方法的增益调度控制系统设计	379
7.4 基于 LMI 方法的 LPV 控制系统设计	397
7.5 多变量控制系统控制参数的选择	409
7.6 变循环发动机控制模式选择及融合	418
习 题	420
第 8 章 飞行/推进系统综合控制	422
8.1 概述	422
8.2 带矢量推力的飞行/推进系统最优控制	423



8.3 飞行/推进系统 LQG/LTR 控制	440
8.4 航空推进系统性能寻优控制	459
习 题	476
第 9 章 航空发动机电子控制技术	477
9.1 概述	477
9.2 全权限数字式电子控制系统	479
9.3 航空发动机数字式电子控制器硬件	485
9.4 航空发动机数字式电子控制器软件	491
9.5 故障检测与余度技术	495
9.6 典型的涡喷发动机全权限数字式电子控制系统	500
习 题	509
第 10 章 超燃冲压发动机与控制	510
10.1 概述	510
10.2 超燃冲压发动机的基本工作原理与控制	511
10.3 基于涡轮的组合循环推进系统与控制	515
10.4 磁性气体动力学在超燃冲压发动机控制中的应用	518
习 题	519
附录	520
上册目录	520
参考文献	522

第 1 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。本书重点研究航空发动机控制。

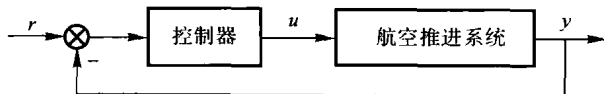


图 1.1 航空推进控制系统方块图

1.1 航空发动机控制的目的和要求

1.1.1 航空发动机控制的目的

航空发动机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 Ma ,纵坐标表示飞行高度 H ,在飞行包线内,航空发动机随着其环境条件和工作状态(如最大状态、巡航状态、加力状态、加速及减速状态等)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,航空发动机是根本不能正常工作的。航空发动机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,进气道均采用亚声速进气道,对这种进气道一般不需要控制。飞行马赫数 $Ma > 1.5$ 的飞机必须采用超声速进气道。超声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引起进气道气动阻力、总压损失发生很大的变化,甚至导致进气道工作不稳定。为保证超声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,以调节通过进气道的空气流量,使其与通过发动机的空气流量相匹配,减小进气道外阻力和总压损失。

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。

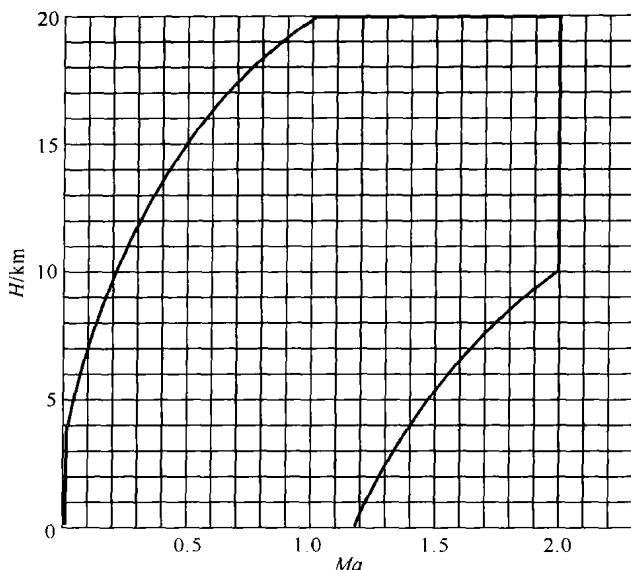


图 1.2 飞机的飞行包线

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

早期的航空发动机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(如慢车状态、巡航状态、最大状态及加力状态等)加以确定,当飞行条件变化时对喷口面积不再进行调节。后期发展的航空发动机采用了收扩喷管(拉伐尔喷管),以便进一步提高排气速度,使发动机获得更大的推力。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,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。

1.1.2 航空发动机对控制的要求

(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,将引起航空发动机工作状态和特性产生很大的变化,控制系统应保证航空发动机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;在非加力时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;慢车状态时在保证发动机加速时间短和发动机工作稳定可靠的前提下使推力最小。

(3)当航空发动机由一种工作状态过渡到另一种工作状态时(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)当航空发动机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发动机不失稳,且能尽快地恢复到原状态。

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

总之,控制系统应保证发动机工作稳定、安全可靠,达到发动机各种工作状态控制规律的要求。

1.2 航空发动机控制的发展

随着航空发动机的不断发展,航空发动机控制也在不断发展。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,由进气道、发动机及喷管各部分单独控制发展到由三者组成的推进系统综合控制以及飞行/推进系统综合控制。未来的航空发动机控制将会由集中式控制系统发展为分布式控制系统。

1.2.1 航空发动机单变量控制和多变量控制

早期的航空发动机,由于飞机的飞行速度不高,发动机的推力不大,所以在航空推进系统中采用亚声速进气道和收敛喷管,并且不需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控制方案。

随着对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,大的推力,低的耗油率,飞行条件变化或发动机工作状态变化时的动态过程时间尽可能短等。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以控制发动机更多的参数,这就构成了多输入/多输出的多变量控制系统。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影响,也就不可能保证系统的稳定性及动态性能。20世纪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中进行了应用研究。

20世纪70年代初,美国对F100发动机进行了多变量控制系统研究。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油量。在非加力状态下相应地选择了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)。美国第四代发动机F119有14个控制回路。

如果希望发动机在起飞和超声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,而在起飞和超声速飞行时,通过改变发动机的几何通道面积来改变内、外涵的流量比(即涵道比),转为涡轮喷气发动机的工作状态,以产生最大推力,这就是变循环发动机。这种发动机的被控参数往往在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管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。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发动机多变量控制中的应用研究已进行了大量的工作,其中研究较多的是下述几种控制方法。

1. 线性二次型最优控制

在发动机多变量控制系统中,最先研究的是线性二次型调节器(Linear Quadratic Regulator, LQR)。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。美国在20世纪70年代初即开展了这一研究。

这种方法的缺点如下:



(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,这对当时的计算机来讲难以满足这一要求。

(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得到。由于 LQR 方法对模型精度很敏感,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的,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,LQR 方法可能得不到最优解。

因此,LQR 方法在航空发动机控制中并未得到实际应用。

2. 自适应控制

航空发动机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(Model Reference Adaptive Control,MRAC)。其设计思想是随环境条件的变化,使航空发动机的性能按自适应控制规律渐近地跟踪参考模型的性能,或者使航空发动机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。

20 世纪 80 年代中期,美国在对 PW1128 发动机和 F15 飞机进行的飞行/推进系统综合控制的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可提高发动机推力或降低耗油率。

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,在分析与设计中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,很难建立准确的数学模型来描述实际过程。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,实际性能与期望性能并不一致。此外,被控对象的工作状况(工作状况的简称)、环境条件的变化、发动机性能衰退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的变化。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,即系统对参数变化和外部干扰不敏感,这样的系统称为具有鲁棒性的系统。这种系统的稳定性称为鲁棒稳定性,而动态和稳态性能称为性能鲁棒性。