

学科门类：工 学
中图分类号：V249

单位代码：10287
密 级：公 开

博 士 学 位 论 文

综合飞行/推进控制关键技术研究

博士生姓名 刘 国 刚
一级学科 控制科学与工程
学科、专业 导航、制导与控制
研究 方 向 综合飞行/推进控制
指 导 教 师 沈 春 林 教授

南 京 航 空 航 天 大 学

二 〇 〇 二 年 三 月

学科门类：工学

中图分类号：V249

单位代码：10287

密 级：公 开

博 士 学 位 论 文

综合飞行/推进控制关键技术研究

博士生姓名 刘国刚

一级学科 控制科学与工程

学科、专业 导航、制导与控制

研究方向 综合飞行/推进控制

指导教师 沈春林 教授

南 京 航 空 航 天 大 学

二 〇 〇 二 年 三 月

A Dissertation for Doctor Degree

**Control Synthesis
for Integrated Flight/Propulsion System**

By

Liu Guogang

Under the Supervision of

Prof. Shen Chunlin

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

March, 2002

摘 要

本文针对综合飞行/推进控制系统设计问题,采用递阶、分散的系统综合方案,研究了综合飞行/推进控制中的关键技术,本文侧重于原理方法方面的研究,对具备仿真条件的研究内容均进行了数值仿真。

就航迹优化问题,本文介绍了用直接优化方法进行系统优化的基本原理,给出了用这种方法进行航迹优化时速度序列和控制序列的求解方法,将直接法应用于低空突防参考航迹的优化,结合数字地图技术,可以求解出突防次优三维参考航迹,由于优化参数少,利用单纯形算法可以快速地实现优化计算,并具有较强的收敛性,因此可以解决在线实时三维航迹优化问题。

在飞行器航迹跟踪控制系统设计方面,针对具有推力矢量功能的飞行器快模态设计问题,提出了以分配系数为核心的控制量分配方案,协调可用气动操纵力矩和可用推力矢量力矩,该方案能够充分发挥气动操纵面和推力矢量的效能。针对用动态逆方法设计飞行器航迹角控制系统所遇到的完全非线性问题,提出了一种以神经网络为核心的解决方案,其中用一个前向神经网络逼近完全非线性系统的近似逆;并在分析了系统误差的基础上,用一个自适应动态神经网络补偿系统的近似误差和前向神经网络的映射逼近误差,仿真结果表明该方案可以实现良好的航迹角指令跟踪控制。针对低空突防航迹导引的特殊问题,所提出的比例加航迹角预测控制的组合导引方法明显地改善了航迹跟踪精度。

对于综合飞行/推进系统建模,本文重点研究了包括进气道出口畸变及其对发动机特性线影响的建模方法;收—扩喷管的建模方法;推力矢量的建模方法,其中包括矢量喷管的偏转对发动机工作状态的影响以及矢量喷管的偏转对飞行器姿态动力学的影响。所建的综合模型对评估综合控制系统的有效性发挥了重要作用。

就航空发动机多变量控制器设计问题,所提出的线性模型的提取方法可方便有效地利用可测数据识别发动机在某一工作点附近的线性模型,所给出的基于 LMI 的鲁棒多变量控制器设计方法能够适应发动机进口畸变和喷管偏转的影响,实现对转速和压比的精确控制。

根据未来一代飞行器对推进系统的要求,介绍了高稳定推进控制系统的基本构成及相关技术,所提出的基于广义预测的迎角估计方法可以准确地估计出飞行器机动过程中迎角的变化;所开发的发动机控制方案能够对畸变进行适应,保证发动机在一定的稳定裕度下工作。

关键词 综合飞行/推进控制 飞行控制 发动机控制 非线性动态逆控制 鲁棒控制 数学建模 航迹优化 推力矢量

Abstract

The key techniques of the integrated flight/propulsion control system (IFPCS) are considered in this dissertation. Hierarchical decentralized control system synthesis is used and studied field contains trajectory optimization, nonlinear dynamic inversion flight control, thrust vectoring control, robust control for turbine engine, high stability control for propulsion system.

Artificial neural networks are used to deal with the full nonlinearity which is important while designing the nonlinear dynamic inversion controller to control the flight path angle. A feed-forward neural networks are used to approximate to full nonlinear inverse mapping. According to analyzing the errors of the system, one adaptive neural networks are used to compensate the error of simplified system and the mapping error of feed-forward neural networks. The topology of the feed-forward neural networks and the adaptive laws of the adaptive neural networks are presented also.

For fast dynamics with thrust vectoring, special attention is given to the design of a control distribution scheme which switch the thrust vectoring on to improve the maneuverability while the speed is too low. For the trajectory following in low altitude penetration case, proportional guidance plus flight path angle predictive control is presented which can make the aircraft follow the reference trajectory accurately.

The principle of direct optimization is introduced. Details of applying this method to flight trajectory generation with constraint of both propulsion system and flight system are presented. Combined with digital terrain map, direct method is applied to the three dimensional feasible trajectory optimization for low altitude penetration, and modified simplex algorithm is used to solve the parameters in optimizing, the trajectory can be optimized real-timely onboard of an aircraft.

A high-fidelity mathematic model of nonlinear integrated flight/propulsion system is constructed in this paper. Both the nonlinear model of aircraft and the nonlinear components model of turbofan engine are investigated, and their synthesis method is discussed. Inlet pressure distortion and its influences to characteristics map of turbine engine are considered. The model of converging-diverging nozzle and the flight dynamics caused by thrust vectoring are developed also.

Applying LMI based robust control system synthesis to turbine engine is discussed and modeling of small perturbation state variable model (SVM) for design of turbine

engines' multivariable control system is studied. The controller for system with parameter uncertainty caused by inlet distortion and thrust vectoring is investigated and validated in the simulation environment.

High Stability Engine Control (HISTEC) is introduced also. An approach of prediction of the angle of attack using general prediction (GP) is presented, and this approach can accurately predict the AOA while the aircraft in maneuver. The HISTEC system can tolerate the inlet distortion by reducing pressure ratio of the fan, so the engine can operate under given stability margin adaptively.

Key Words: integrated flight/propulsion control, flight control, engine control, nonlinear dynamic inversion control, robust control, mathematical model, trajectory optimization, thrust vectoring

目 录

第一章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 系统总体结构	3
1.3 突防航迹优化技术	3
1.4 飞行控制技术	4
1.5 综合飞行/推进系统建模技术	5
1.6 推进系统控制技术	6
1.7 综合系统控制方案	8
1.8 本文的主要研究内容	8
第二章 突防航迹优化技术	10
2.1 航迹优化问题及解决方法现状	10
2.2 直接优化方法	10
2.3 用直接法解决航迹优化问题	12
2.3.1 飞行器的运动方程及控制约束	12
2.3.2 三维航迹的生成	12
2.3.3 飞行速度序列和控制序列	13
2.3.4 性能指标	14
2.3.5 计算实例	16
第三章 航迹跟踪飞行控制系统设计	18
3.1 飞行控制的发展、当前状况及未来趋势	18
3.2 动态逆飞行控制系统设计	19
3.2.1 快模态设计	19
3.2.2 控制分配方案	20
3.2.2.1 切换式分配方案	21
3.2.2.2 基于分配系数的控制量分配方案	22
3.2.2.3 仿真结果	26
3.2.3 慢模态设计	27
3.3 完全非线性问题	28
3.4 飞行器航迹角指令跟踪控制	29

3.4.1 基本控制器	29
3.4.2 系统的误差分析及补偿方法	30
3.4.3 极慢模态仿真结果	33
3.5 飞行器航迹导引方法	35
3.5.1 基于位置误差的比例导引方法	35
3.5.2 基于航迹角预测控制的导引方法	37
3.5.3 组合导引方法	39
3.5.4 航迹最近点 D 的求解方法	40
第四章 综合飞行/推进系统建模技术	41
4.1 飞行器非线性模型的建立方法	41
4.2 发动机非线性模型的建立方法	42
4.2.1 风扇热力参数计算	43
4.2.2 喷管热力参数计算	44
4.2.3 发动机动态建模方法	49
4.3 受畸变及喷管偏转影响的发动机非线性模型	50
4.4 矢量喷管的建模方法	51
4.5 受推力矢量影响的飞行器动力学模型	54
4.5.1 单发配置	55
4.5.2 双发配置	56
第五章 航空发动机鲁棒控制技术	58
5.1 航空发动机的控制特点	58
5.2 鲁棒控制技术	58
5.2.1 凸优化与线性矩阵不等式 LMI	59
5.2.2 用 LMI 求解鲁棒多变量控制器	61
5.2.2.1 线性矩阵不等式解存在的条件	61
5.2.2.2 基于 LMI 的 H_{∞} 控制器可解条件	63
5.2.2.3 基于 LMI 的次优 H_{∞} 控制器设计方法	66
5.2.2.4 范数有界不确定性系统 H_{∞} 控制器设计问题	67
5.3 基于 LMI 的发动机鲁棒多变量控制器设计	68
5.3.1 发动机多变量线性模型的提取技术	69
5.3.2 发动机鲁棒多变量控制器设计	71
5.3.2.1 状态空间数学模型的无量纲化	72

5.3.2.2 转速与压比跟踪的 H_{∞} 问题描述	73
5.3.2.3 转速与压比跟踪控制器设计	74
5.4 仿真结果	76
第六章 高稳定性推进系统控制技术研究	77
6.1 畸变估计系统	78
6.1.1 基于测量的畸变估计方法	78
6.1.2 基于迎角估计的畸变估计方法	80
6.2 稳定管理控制	83
6.2.1 稳定度管理的方法	84
6.2.2 发动机控制子系统	85
6.3 矢量喷管控制子系统	85
6.4 仿真结果	85
第七章 总结与展望	88
7.1 总结	88
7.2 展望	89
致谢	91
作者在攻读博士学位期间发表的论文	92
参考文献	93
附录	100

第一章 绪论

1.1 引言

随着现代控制理论的深入研究和广泛应用，微电子技术和计算机技术的迅猛发展，飞行控制越来越快地向综合化的方向发展，而综合飞行/推进控制已成为当前综合控制技术研究的重要课题^[1,2,3]。从二十世纪 70 年代开始，欧美一些航空技术先进的国家先后在 F-111、YF-12C、F15-B、F/A-18A、UH-60A、“狂风”、Su-37 飞机上开展了综合飞行/推进技术的研究工作。在 1991 年海湾战争期间，参战的 F-117A、F-22、F14-A、F/A-18A、“狂风”等先进战机上，都采用了综合飞行/推进控制系统，获得了突出的战斗效益。目前综合飞行/推进控制技术正在向更深的层次发展，并开始与矢量推力等技术相结合，广泛应用于新一代战斗机的设计中。

所谓综合飞行/推进控制系统 IFPCS (Integrated Flight/Propulsion Control System) 是指综合控制飞行子系统与推进子系统之间相互影响的状态变量，以及两个子系统内部的状态变量的自动控制系统。现代飞机采用此项技术是为了更好地改善飞机的整体性能，并减轻驾驶员的负担。其概念结构如图 1.1.1 所示：

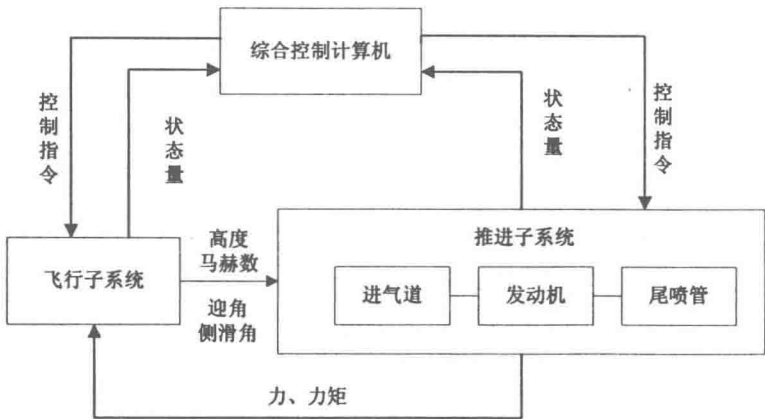


图 1.1.1 综合系统的概念结构

由图 1.1.1 可见，该系统综合控制飞行子系统和推进子系统，综合控制计算机接收飞机的仰角、侧滑角、飞行速度等信号，同时也接收来自推进系统的进气道压力比、发动机转子转速等信号。这些信号由综合控制计算机进行综合处理后形成控制指令，一方面控制飞机按要求的飞行姿态和航迹飞行；另一方面又通过调节推进系统进气道的几何形状、发动机的油门和尾喷管的喉道面积等控制变量，使发动机稳定工作

的同时, 保证推力满足飞行的需要, 从而达到综合控制和系统优化的目的。

现代飞机的各种任务要求不断提高, 例如要完成低空突防、拦截、攻击、格斗、空中加油和电子对抗等任务, 飞机的这种多任务和多功能的要求使飞机各子系统的复杂程度不断增加, 从而使得在传统设计思想中充当协调器的驾驶员无法胜任。例如, 美国的 F-15 (S/MTD) 验证机, 有包括飞机气动表面、喷口、舵面等在内的 22 个操纵指令; 又如具有高度机动和高敏捷性的 X-29 STOVL (Short Take-Off and Vertical Landing) 等一些有复杂控制要求的飞机, 对驾驶员来讲, 不论是工作强度, 还是反应和判断能力上均无法胜任。

如果采用综合飞行/推进控制技术, 则可以最大限度地发挥飞行平台的性能潜力, 提高机动性和生存性, 并使人机接口简单化, 减轻驾驶员的工作负担, 飞行员能够将工作重点放在对任务和异常事件的处理上, 从而在空战和机动飞行中取得优势。

从飞机整体性能考虑, 目前飞机各子系统的单项性能指标已达到了很高水平, 但进一步提高的能力不大。从 1960 年到 1970 年的 10 年间, 发动机的耗油率平均降低了 20%~25%; 从 1980 年到 1990 年的 10 年间, 平均降低了 4%~5%; 而从 1990 年到 2000 年的 10 年间, 平均降低不到 1%。

事实上, 单纯子系统及系统内部状态的性能并不能保证飞机的整体性能最优。系统的复杂程度的不断增加也大大加剧了飞机各子系统之间及其内部之间的耦合作用, 这种合作用主要表现为: 对推进系统而言, 进气道、发动机和喷管等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发动机压气机及燃烧室等部件的工作; 发动机各可变几何截面的变化及压气机的失速与喘振也必然影响到进气道的工作; 喷管喉部面积的变化及推力方向的变化也将影响到发动机的性能。在两个子系统之间, 飞机的飞行速度、迎角和侧滑角等都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影响, 而进气道出口参数的变化和工作的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飞行性能。正是存在这些复杂的交互耦合作用, 使得各子系统在共同工作时的性能较其在单独工作时的性能损失很多。传统的将各个子系统独立分开的设计方法, 不仅不可能使飞机的整体性能达到最优, 甚至无法保证整个系统的稳定性。

由于综合飞行/推进控制对飞机/发动机的全部状态量加以考虑, 应用优化理论可以提供最佳或接近最佳的任务性能, 可以安全地操纵飞机接近飞行包线; 并能够提高系统的可靠性、可维护性和灵活性; 提高燃油的利用效率, 增加航程。所有这些潜在的经济效益和军事效益决定了开展综合飞行/推进控制技术研究的重要性。

1.2 系统总体结构

按照递阶、分散的控制方案，本文所开发的综合飞行/推进控制系统包括如下几个功能模块。

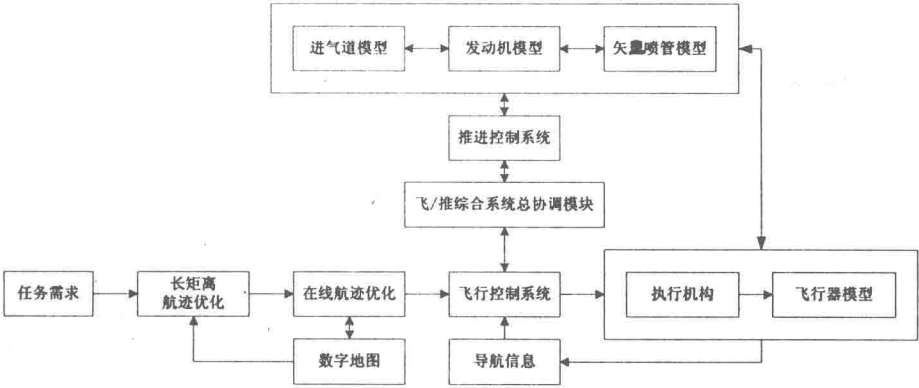


图 1.2.1 系统框架

航迹优化模块，包括离线的和在线的，其中在线的三维航迹优化是本文研究的重点。

飞行器航迹跟踪控制方面，主要包括三个方面的内容。第一，研究了具有推力矢量功能的快模态控制分配方案；第二，研究了具有完全非线性特征的极慢模态控制方法；第三，研究了比例加航迹角预测控制的综合导引率。

推进系统控制方面，主要研究了飞行器机动过程中迎角的估计方法；研究了发动机线性矩阵模型的提取方法；研究了发动机鲁棒控制器设计方法以及高稳定推进系统的控制方法。

在系统仿真方面，研究了综合飞行/推进系统的建模和仿真方法。

1.3 突防航迹优化技术

航迹优化一直是航空宇航领域的一个重要的研究内容^[32,33,35,36]。对于在大气层内飞行的飞行器来说，优化内容包括飞行的起始点和终点的位置与方向，以及在飞行过程中所要经历的路线。

在飞行器诞生的初期，飞行距离都比较短，航迹规划由飞行员通过经验来完成，在飞行过程中依靠可视的显著性标志进行导航。

在第二次世界大战期间，航空业得到了历史性的进步，飞行技术和导航技术水平得到了极大的提高，大型轰炸机的航程可达到万公里以上，航迹规划可利用航空地图在飞行前完成，由导航员利用导航设备和肉眼识别的方法进行导航。由于飞行的高度较高，这一期间的航迹规划都是二维的。

进入二十世纪五、六十年代，雷达技术的发展迫使执行战术战略任务的战斗机和轰炸机降低飞行高度，利用地形作掩护，躲避雷达波的探测。这期间，出现了在飞行纵向平面内对航迹进行优化的以样条函数为基础的优化方法。

二十世纪七十年代之后，随着电子技术的发展，数值计算能力得到了显著提高，各种数值计算方法在航迹优化上得到应用，如 A*搜索变换方法、动态规划方法、模拟退火方法、遗传算法、启发式搜索算法等等。长距离的航迹优化仍是以二维平面优化为主，附加以相关的性能指标，由于长航段优化可以在起飞前进行，因而可以采用计算量大的计算方法，如遗传算法。而短航段的航迹优化则需机载实时地计算，因而需要计算量小的算法，目前使用较多的是由 Richard V. Denton 提出的动态航迹规划算法 DYNAPATH^[34]，该算法的主要思想是将控制输入（如滚转角）离散化，产生动态搜索航迹树，以代价函数为指标逆向寻找最优控制，生成水平航迹。纵向航迹的在水平航迹的基础上生成。由于 DYNAPATH 的方法随着控制输入的数目及各个控制离散化数目的增加而发生维数爆炸，因而在使用过程中，离散化控制输入的数目是非常少的，限制了算法的求解能力；并且纵向航迹是在水平航迹的基础上生成的，进一步降低了算法的优化能力。

在目前的航迹优化方法中，只有较少几个考虑了推进系统能力的限制，由于受到机动能力和飞行包线的限制，对于某一飞行器来说，并不是每一条航迹都是可飞的。而对于综合化不断提高的飞机/发动机系统来说，在航迹优化过程中考虑推进系统的限制是一个发展趋势。

随着导航精度和飞行控制水平的提高，航迹优化目前正向着三维航迹和四维航迹优化方向发展^[33,66]，本文重点研究短航段三维航迹优化方法，并在优化方法中考虑推进系统的限制。

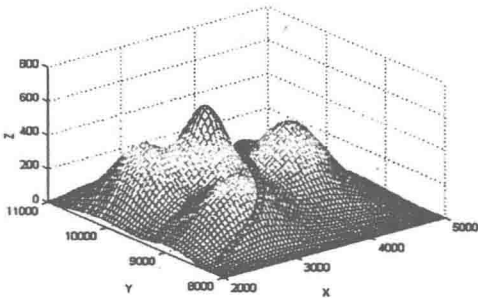


图 1.3.1 三维突防航迹示意图

1.4 飞行控制技术

飞行自动控制系统从 1912 年出现到现在，已经有 90 年了，在这 90 年中，随着相关理论和技术的不断发展，如试验流体技术、计算流体动力学、自动控制理论、人

工智能理论,高灵敏度惯性技术,飞行控制系统也在不断发展之中。飞行器的控制量越来越多,机体气动布局也越来越复杂,包括挠性机体结构、直接升力作用和推力矢量等加强飞行机动能力的措施都逐渐得到应用。

在计算机出现以前,飞行控制系统的控制器主要是用机械的液压油路或模拟电路来实现,所能实现的功能少,其理论依托是经典控制理论,即以传递函数为核心的单输入单输出控制系统设计方法。

数字计算机出现以后,计算能力不断提高,逐渐成为飞行控制系统的核心。以现代控制理论为依托,以数值计算方法为工具的控制系统设计方法在飞行控制系统中得到了广泛的应用,在提高飞行性能和品质的同时,也促进了飞机设计思想的发展,飞行器设计方法与自动控制理论的紧密结合使飞行器的性能和可靠性不断提高。

飞行控制器设计方法依据其理论基础可分为线性的和非线性的两种。目前,采用非线性动态逆方法设计飞行控制系统是飞行控制研究领域一个较为活跃的研究分支,其基本思想是由 Snell S.A 于 1990 年提出的^[59]。

采用非线性动态逆方法设计的固定翼飞行器飞行控制系统,可以根据奇异摄动理论分别设计快回路、慢回路和极慢回路的控制器^[59]。在快回路中,先进飞行器采用的控制量数目较多,如用推力矢量加强快模态的响应性能,给控制器的设计带来困难,如何协调各控制量,充分发挥各控制量的效能是一个现实问题。本文讨论了具有冗余控制量的快模态控制方法,即以控制量分配为核心的解决方案

对于慢回路,系统的微分方程较易表达成仿射非线性的形式,因而容易解出相应的控制输入^[59]。而对于极慢回路,系统的微分方程是完全非线性的,控制输入的线性表达式很难直接写出。针对这一问题,一些学者在作出一定假设的前提下,提出了几种方法,如解非线性微分方程的 Newton 迭代法、求解反三角函数法、微分法^[63]和平衡点优化线性化方法^[64],但都受到解的实际约束条件的限制,无法满足实时控制的要求。而且,由于未安装推力反向装置的飞行器在执行低空突防,进行 TF/TA/TA 时,飞行速度不能精确调节,给控制器的设计带来一定的难度。本文对这些问题进行研究,并提出了解决方案。

1.5 综合飞行/推进系统建模技术

数学建模和数学模型仿真是控制系统设计过程中的两个基本环节。系统的数学

模型主要有两个功用,其一是提供控制方案设计的基本对象,其二是提供一个仿真平台,以验证控制方案的有效性。

在大气层内飞行的以涡轮风扇发动机为动力的现代飞行器是一个典型的刚体动力学系统,而涡轮风扇发动机则是一个典型的热力学系统。综合系统的外流特性和内流特性共同决定了飞行器的性能。

作为飞行器的两个重要组成部分,飞行子系统和推进子系统是两个相互影响的系统,飞行的速度、高度直接影响发动机的工作情况,而迎角和侧滑角除了影响进入发动机的气流量之外,还影响到进气道的出口压力分布,在压力分布出现畸变的情况下,将可能导致发动机进入到旋转失速或喘振等非稳定工况。推进系统生成的推力以及进气道和尾喷管的气流分布直接影响飞行器的力和力矩分布。

在飞行速度较低的情况下,由气动舵面偏转所提供的气动力矩明显减小,而矢量喷口的偏转则可以提供充足的操纵力矩,采用矢量技术增强操作性能是一种有效的手段^[98,99,100,101]。推力矢量喷管有不同的实施方案,如轴对称矢量喷管,二维内矢量喷管,及外矢量喷管等。矢量装置的添加,增加了飞行器的质量,影响飞行器重心的分布。矢量喷口的偏转在提供了改变飞行器姿态的力矩的同时,如俯仰力矩和偏航力矩,也改变发动机的动态特征。

综合建模的目的是通过数学模型的方法,模拟出飞行和推进系统各自的动态特性和它们之间的相互影响。由于飞机及发动机的高频特性目前还很难获得,就飞行大气特性和发动机的容腔气动特性来说,其表现都是高频的。目前所建立的模型,包括飞机模型和发动机模型,都是低频模型,建模的基础是刚体动力学和工程热力学。

目前,飞行动力学和推进系统动力学的建模方法,如六自由度机体动力学模型^[62,85]和发动机部件级热力学模型^[95,96,124],都已比较成熟,本文的研究重点放在飞行系统和推进系统的交互部分,即进气道和矢量喷管在两个子系统之间所起的作用。

本文主要研究进气道出口畸变及其对发动机特性线影响的建模方法;收扩喷管的建模方法;推力矢量的建模方法,主要包括矢量喷管的偏转对发动机工作状态的影响;矢量喷管偏转对飞行器姿态动力学的影响。

1.6 推进系统控制技术

航空发动机是一个复杂的时变非线性热力学系统,如何简化该对象的数学模型,设计对非线性和时变具有鲁棒性的控制器是发动机控制领域的一个重要课题。特别是进行机动飞行的飞行器,发动机进口气流畸变程度较高,低压压气机(风扇)的稳定裕度和共同工作线都发生较大变化,发动机的工作特性严重偏离设计模型,会导致控

制系统失稳或性能恶化。

飞行器对所用推进系统的基本要求首先是能稳定工作,其次是达到所要求的性能指标,如最大的推力或最小的燃油消耗。航空发动机属于热力机械,其控制规律必须遵循热力机械的工作特点,如高度、速度特性;同时,对于不同类型的发动机,有着不同的性能要求,因而采用不同的主控制方案^[96]。

当主控制方案确定后,可采用线性优化控制的方法,在某一工作点附近对控制律进行优化,但控制量和状态量不能超出主控制方案,也就是说得到的优化结果可能是次优的。

目前,发动机的控制方法向两个方向发展,即一种是非线性的方法,另外一种是非线性的方法。发动机的非线性数学模型描述比一般对象的非线性数学描述复杂,涉及到很多热力参数的查表和插值,很难直接运用非线性控制理论。目前,采用局部线性化模型对发动机控制律进行优化仍是一个重要的研究方向^[7]。在某一工作点附近,可应用现代控制理论设计控制器,如使用 LQG/LTR 方法^[134],模型参考自适应方法^[145],以及在线性模型中考虑非线性影响的神经网络方法^[135], H_∞ 控制方法^[124,121,123]。本文研究将一些新的鲁棒控制方法用于发动机控制系统设计过程中的相关问题。

受综合飞行/推进系统控制需求的推动,推进系统的主控制方案在二十世纪八十年代以性能寻优自适应控制(PSC)为主要研究内容^[130,132],并取得了极大的成功,针对各个工作模式开发的性能寻优控制律成功地实现了诸如最大推力、最小油耗等性能要求;进入九十年代中期,在 PSC 研究成果的基础上,研究的侧重点转向高稳定性发动机控制(HISTEC)^[125,126,127,128]。

HISTEC 是跟据未来一代推进系统所面临的挑战而提出来的。由于先进战术飞机使用推力矢量、直接力控制等方式加强飞机的机动能力,以涡扇发动机为核心的推进系统将面临比目前大得多的飞行迎角和侧滑角。并且未来一代战斗机的进气道将向着更短、弯曲度更大的方向发展,以减小飞机的总体尺寸和提高隐身性能,但这种设计会使进气道的压力损失和畸变加大。压力损失通常会降低推进系统的性能,而畸变则会影响到风扇和压气机的稳定工作,使风扇和压气机的效率降低,严重时会发生喘振。当前燃气轮机的设计方法是从风扇和压气机最恶劣的工况出发,即考虑所有的非稳定因素,如作为外部因素的进气道畸变和作为内部因素的较大的转子/机匣间隙。在开发过程中要综合考虑已知的各种非稳因素所引起的作用,最恶劣工况下各种因素的累积情况,同时还要确保风扇和压气机有一定的剩余裕度。然而,如果将这种方法应用

于未来一代工作于高畸变环境下的发动机，将会导致设计裕度的增加，并由此引起总重量的增加和性能的下降。

在实时地测量畸变、量化畸变和调整发动机的工况以适应畸变方面，国外已开展这方面的研究：由于压力传感器均有一定的延迟，在迎角变化的过程中，还需采用估计的方法进行补偿。本文对这部分工作开展了研究。

1.7 综合系统控制方案

系统综合方法是研究综合飞行/推进系统的一个重要内容，采用何种方案是二十世纪八十年代以来飞行/推进综合领域一个重要的研究课题，如美国的 DMICS 项目、HIDEC 计划、ACTIVE 项目、STOVL 项目等。曾提出过两种主要的方案，即递阶、分散的综合控制方案和集中整体的控制方案。

递阶方法的概念示意图如图 1.7.1 所示，整个系统分成为独立平行处理的子系统，用一个协调器来考虑子系统之间的相互作用，通过较低级和协调级间重复的信息交换来实现的。就飞/推综合而言，主要从飞行子系统和推进子系统的物理特性出发，由局部控制器对飞机和各子系统进行控制，然后再进行综合。美国 DMICS 计划中就是利用这一思想把控制计划分为模块，把功能层和任务层分开，形成递阶结构。从这一思想出发，首先要按自然的物理耦合、性能/功能、硬件的约束和设计责任等四个原则划分子系统。目前实际应用的 IFPCS 都是采用这种控制方案。

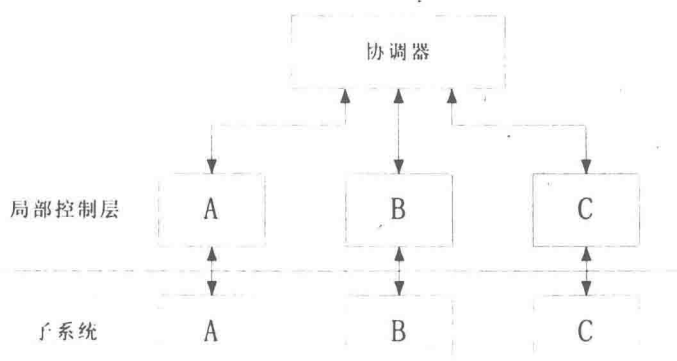


图 1.7.1 递阶系统的结构

集中整体的控制方案是直接从综合系统的整体出发，建立综合系统的数学模型，设计综合系统的控制规律。集中整体控制方案于 90 年代初在 NASA 的刘易斯中心得到发展，它首先把机体和推进系统作为一个整体考虑，设计一个集中控制器，然后将集中控制器再分成若干个局部子系统控制器。这种方案在 STOVL 计划中进行了比较深入的研究。

经过一个时期的飞行验证和性能评估之后，国外在综合方案上仍主要采用递阶、分散的控制方案，但在方案中充分考虑各系统之间的影响。