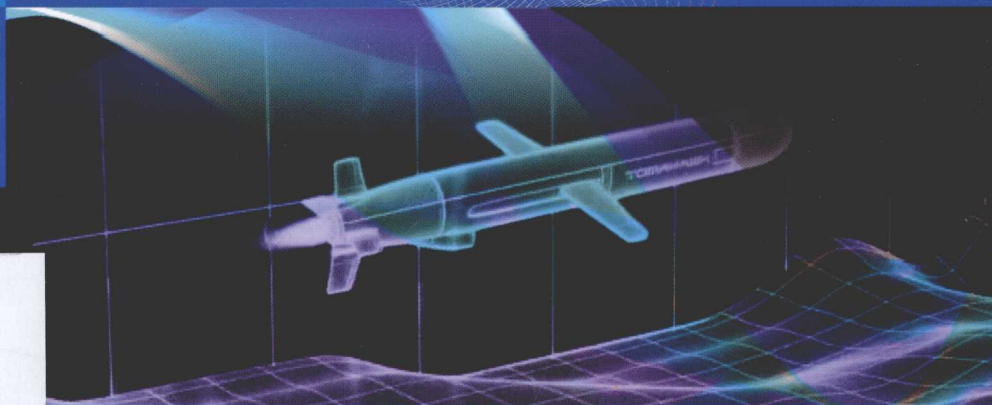


ROBUST NONLINEAR CONTROL
TECHNIQUE FOR
CRUISE AERIAL VEHICLE

巡航飞行器 鲁棒非线性控制技术



张胜修 曹立佳 刘毅男 著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

· 013948561

V47
26

巡航飞行器鲁棒 非线性控制技术

张胜修 曹立佳 刘毅男 著



国防工业出版社

· 北京 ·



北航

C1656607

V47
26

013048261

图书在版编目 (CIP) 数据

巡航飞行器鲁棒非线性控制技术 / 张胜修, 曹立佳, 刘毅男编著. —北京: 国防工业出版社, 2013. 5

ISBN 978 - 7 - 118 - 08436 - 8

I. ①巡... II. ①张... ②曹... ③刘... III. ①巡航飞行 - 飞行控制 - 鲁棒控制 IV. ①V323

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2013) 第 002967 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 100048)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 880 × 1230 1/32 印张 5 1/4 字数 165 千字

2013 年 5 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 36.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010) 88540777

发行邮购: (010) 88540776

发行传真: (010) 88540755

发行业务: (010) 88540717

前 言

随着现代飞行器机动性能要求的提高,飞行控制中的非线性、耦合性和不确定性等问题日益突出。传统线性控制方法在解决上述问题时面临巨大挑战,而鲁棒非线性控制技术作为飞行控制领域的重要发展方向,是解决上述问题的有效工具,具有十分广阔的应用前景。本书在理论与应用两个层面,对作者近年来在高速、低空、远程巡航飞行器鲁棒非线性控制方法的研究成果进行了较为系统的总结。

本书共分七章。第1章绪论。第2章在考虑系统特性变化和外界环境影响基础上,建立了远程巡航飞行器的扩展非线性动态模型。利用试验数据与CFD仿真对飞行器气动特性进行分析,获取了气动力与气动力矩的近似方程;分别建立了两级推力模型、执行机构模型和主要的飞行环境模型;以扩展动态模型为基础,对系统特性和含有不确定性因素时的系统响应进行分析,结果表明该模型是具有强非线性和强耦合性的多不确定性系统。第3章为解决系统含有扰动不确定性时的飞行控制问题,提出了一种基于 H_∞ 与层次结构动态逆的鲁棒非线性控制方法。该方法简化了层次结构动态逆控制器的设计,避免了系统内部零动态;通过将层次结构动态逆控制器与飞行器非线性模型联合作为 H_∞ 控制的广义被控对象,设计二自由度 H_∞ 控制器,提高了闭环控制系统的鲁棒性能。第4章分析放宽了块反步法应用于飞行控制系统设计的假设条件;针对被控模型含有参数不确定性的情况,提出了一种多变量参数自适应块反步控制方法,并从理论上证明了闭环控制系统的稳定性。第5章为解决含有多

种系统不确定性和系统受限条件下的鲁棒控制问题,提出了一种带有指令滤波器的自适应块反步控制方法;在飞行器系统模型仅能表示为多输入多输出(Multi-Input Multi-Output, MIMO)纯反馈形式时,采用神经网络自适应逼近系统多不确定性;将单输入单输出(Single-Input Single-Output, SISO)系统指令滤波器推广到 MIMO 系统,解决了系统状态与执行机构均受限情况下 MIMO 纯反馈系统的鲁棒跟踪控制问题。第 6 章根据飞行器发射段的系统特性和机动控制设计约束,设计了一种适用于飞行器大扇面角发射的机动飞行实时控制导引律。该控制导引律以导航信息和装订参数为依据,通过实时计算机动飞行所需的控制指令,实现了大扇面角发射情况下发射段的机动控制。第 7 章以工程应用为目标,构建了面向扩展动态模型的飞行控制实时仿真系统;该系统以 iHawk 仿真系统为基础平台,基于实时工作间(Real-Time WorkShop, RTW),将飞行器控制仿真系统离线模型转换为可工程化的实时仿真代码。在飞行控制实时仿真系统上进行了模拟飞行试验,直接实现了对控制系统的验证。

在本书写作过程中,作者得到了很多同仁的帮助。本书的部分研究成果还来自张超、周帅伟、冯富沁、王林旭等研究生所在课题组的研究工作。作者对他们的工作深表谢意。作者感谢国防工业出版社的工作人员,正是他们的大力支持才保证了本著作如期出版。书中参考和引用的研究成果、著作和论文均在参考文献中列出,在此对这些文献的作者表示感谢。

由于作者水平有限,书中难免有疏漏和错误之处,真诚希望读者批评指正。

作者

2012 年 10 月

目 录

第1章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 国内外相关研究现状	3
1.2.1 线性飞行控制技术	3
1.2.2 鲁棒飞行控制技术	4
1.2.3 非线性飞行控制技术	5
1.2.4 智能控制在飞行控制中的应用	8
1.3 本书结构安排	10
第2章 飞行器扩展模型建模与分析	12
2.1 引言	12
2.2 主要坐标系的定义与转换关系	13
2.2.1 主要坐标系与运动参数的定义	13
2.2.2 坐标系间的转换关系	15
2.3 非线性动态模型	17
2.3.1 动力学方程组	17
2.3.2 运动学方程组	20
2.3.3 附加方程组	21
2.4 飞行器气动特性分析	23
2.4.1 气动力与气动力矩	23
2.4.2 气动系数的获取	24
2.5 推力模型与控制舵面变换	28
2.5.1 两级推力模型	28
2.5.2 控制舵面模型	30
2.6 飞行环境模型	31
2.6.1 重力场变化计算	31

2.6.2	大气参数的计算	32
2.6.3	阵风与紊流模型	32
2.7	系统特性与不确定性响应分析	34
2.7.1	平衡状态与近似线性化模型	35
2.7.2	模型突变与干扰时的系统响应	37
第3章	鲁棒层次结构动态逆控制	42
3.1	引言	42
3.2	反馈线性化与非线性动态逆	43
3.2.1	反馈线性化的数学基础	43
3.2.2	非线性动态逆控制	45
3.3	不确定性系统及鲁棒控制	46
3.3.1	系统不确定性的描述	46
3.3.2	H_{∞} 鲁棒控制	47
3.4	基于 H_{∞} 最优化与层次结构动态逆的 鲁棒控制	49
3.4.1	内环层次结构动态逆控制	52
3.4.2	外环 H_{∞} 鲁棒控制器	57
3.5	仿真试验与结果分析	61
第4章	多变量参数自适应块反步控制	66
4.1	引言	66
4.2	块反步控制设计的核心思想	67
4.3	模型精确已知时的块反步控制系统设计	72
4.3.1	系统描述	72
4.3.2	块反步控制器设计的前提条件	74
4.3.3	控制器设计与稳定性证明	77
4.4	参数未知时的自适应块反步控制系统设计	79
4.4.1	问题描述	79
4.4.2	自适应块反步控制器设计步骤	83
4.4.3	闭环系统稳定性证明	84
4.5	仿真验证与分析	88

第 5 章 基于神经网络的自适应块反步控制	94
5.1 引言	94
5.2 径向基函数神经网络逼近理论	95
5.3 多不确定条件下的自适应块反步控制	
系统设计	99
5.3.1 问题描述	99
5.3.2 控制器设计	100
5.3.3 稳定性证明	101
5.4 系统状态与控制信号受限时的自适应块反步控制	106
5.4.1 问题描述	106
5.4.2 带有指令滤波的自适应块反步控制	107
5.4.3 系统稳定性分析	110
5.4.4 飞行控制系统设计	115
5.5 设计效果仿真验证	117
第 6 章 发射段机动飞行控制导引律	121
6.1 引言	121
6.2 被控系统模型突变	122
6.3 设计要求与约束条件	124
6.4 实时控制导引律	126
6.4.1 俯仰角指令设计	126
6.4.2 滚转角实时指令	127
第 7 章 实时仿真系统设计实现	129
7.1 引言	129
7.2 V 字形设计流程	130
7.2.1 离线仿真设计与实现	131
7.2.2 iHawk 实时仿真平台	134
7.3 实时仿真平台的设计与实现	138
7.3.1 配置 RTDB 与映射 I/O 硬件	138
7.3.2 实时仿真模型的生成	140
7.3.3 基于 xPC 目标的控制器实现	143

7.4 实时飞行仿真试验	145
附录 A iHawk 实时仿真系统硬件配置	152
附录 B 飞行控制仿真主要模块	153
附录 C 缩略语	159
附录 D 主要变量符号表	161
参考文献	165

第1章 绪论

1.1 引言

1917年,一种绰号为“凯特灵虫子”的无人飞行悄然出现在美国俄亥俄州乡间上空。这种结构简单的“凯特灵虫子”虽然最后以失败结束了自己的生命,却成为了人类新型武器发展的雏形。20世纪40年代初,当第二次世界大战正处于英德鏖战之时,德国向世人展示了一样神秘的战争法宝——V-1。在伦敦上空突然从天而降的V-1给整个英国造成了巨大的恐慌,几乎改变了整个欧洲战场的发展方向^[1]。也正是这长得酷似飞机的V-1开创了一个全新的武器时代。在之后的美苏争霸时期,如美国的洲际型SM-62A“鲨蛇”,舰射型SSM-N-8/9“天狮星”,陆基型TM-61A/C“斗牛士”和TM-76“马斯”,空射型AGM-28A/B“大猎犬”;苏联的SS-N-3C“沙道克”等大批巡航武器纷纷登上历史的舞台,却又因为性能和精度等问题,匆匆地消失在人们的视野中。直至20世纪七八十年代,伴随着推进技术、制导部件小型化和隐身技术的长足发展,以美国的AGM-86A/B空射型、BGM-109A/C/D舰射型“战斧”和苏联的陆射型SSC-4、空射型AS-15及潜射型SS-N-21等为代表的一批具有真正实战意义的巡航武器才开始出现^[2]。在随后的短短30多年间,美国和俄罗斯研制了一批先进的远程巡航武器,如美国的AGM-129、“Block”系列及俄罗斯的Kh系列等。而且,在1991年的海湾战争中,“战斧”的精确打击效果一鸣惊人,世界各国也竞相研制、开发和购买巡航武器。美国国会研究部(Congressional Research Service, CRS)关于巡航武器扩散状况的报告中就指出世界上早已有超过80个国家拥有各种形式的巡航武器,有近20个国家能够研制巡航武器^[3]。

巡航飞行器在大气层中飞行,利用气动升力支持其重力,依靠发动机推力克服前进阻力,大部分航迹处于近乎等速等高的巡航飞行状态^[4]。现在所指的巡航飞行器主要是指从 20 世纪 80 年代及以后发展起来的以美国“战斧”系列为典型代表的现代巡航飞行器,以区别于一般的反舰导弹和战术空地导弹。巡航飞行器具有良好的隐身特性,能进行低空和超低空飞行,采用机动灵活的飞行航线,能够有效地利用地形降低敌方探测与防御系统的威胁。同时,它还具有命中精度高、射程远、机动能力强的突出优点。从 1991 年对伊拉克的“沙漠风暴”行动后,无论是在 1996 年科索沃战争、2003 年伊拉克战争还是在 2011 年对利比亚的空袭行动中,“战斧”系列都得到了非常广泛的应用^[5]。譬如 2011 年 3 月 19 日,美英两军发射了 110 枚~112 枚“战斧”,摧毁或瘫痪了主要位于黎波里附近和利比亚西部沿海地区的 20 多处防空设施,使得利比亚的领空从此对北约部队敞开大门,拉开了北约空袭利比亚的序幕。

随着现代战争样式的变化,远程巡航飞行器已成为现代战争中名副其实的“杀手锏”武器。由于战场环境日益复杂,对巡航飞行器的战、技术指标提出了更高的要求,全天候、大范围与大机动作战已经逐渐成为巡航飞行器的标准作战样式。在追求更高机动性的同时,也给其飞行控制系统带来了更大挑战。主要体现在以下三个方面:

1. 非线性特征加剧

飞行空域的增加与机动性的增强使得现代飞行器的系统非线性特征更为明显。传统飞行控制系统在设计过程中,通常将被控对象基于特征点进行固化线性化,这一方法虽然简化了控制器设计,在工程上易于实现,有其合理性。但随着被控对象非线性特征的加剧,这种基于特征点固化的建模方法得到的线性化模型难以准确反映实际系统,造成系统建模误差明显增大。而且,基于线性理论的控制方法在处理非线性问题时也会造成系统稳定裕度的下降。

2. 控制耦合性增强

传统飞行器的侧向机动主要采用侧滑转弯(Skid-to-Turn, STT)控制,即依靠改变攻角和侧滑角来产生俯仰和偏航平面内的法向力,从而实现改变载体加速度的大小和方向。为了避开敌方防区或回避地形障碍,巡

航飞行器往往需要进行侧向大机动。在大攻角有侧滑飞行时,巡航飞行器纵向与横侧向运动间存在明显的气动交叉耦合,而且也会对主发动机的进气效率产生严重影响。在这种情况下,采用倾斜转弯(Bank-to-Turn, BTT)控制是更好的途径。与 STT 控制不同,BTT 控制需要协调控制航向与滚转通道使得侧滑角为零。这也将使得各通道间存在严重的控制交叉耦合现象。如果仍采用传统三通道分离设计的方法会使各控制通道内的耦合不确定性明显增加。

3. 不确定性影响显著

远程巡航飞行器大空域、大机动飞行的特点将使得在飞行过程中的环境影响增强,飞行器自身的物理特性和气动特性也会出现明显变化。不稳定的气动影响、纵向与侧向的耦合以及控制舵面饱和等各种因素,造成了被控对象模型的匹配和非匹配不确定性影响更加显著。因此,在飞行器控制系统的设计过程中对系统鲁棒性提出了更高的要求。

1.2 国内外相关研究现状

从系统与控制的角度看,飞行器是一个非线性、多变量、强耦合、具有不确定性的高阶控制对象。近几十年来,随着控制理论的发展,飞行控制技术也取得了很大进步。目前,在飞行控制领域中研究和应用最广泛的主要有如下几种系统设计方案。

1.2.1 线性飞行控制技术

虽然非线性控制技术已经逐步发展起来,但当前飞行控制系统的设计采用较多的仍是经典线性控制理论和增益调度技术。这种设计方法首先将飞行过程划分成几个独立的飞行条件或者操作区域,针对各个飞行条件或者操作区域,分别用一个相对比较精确的线性模型对飞行器的运动进行描述,并以经典线性控制理论为基础,设计满足闭环系统性能要求的控制器。这样设计出来的一系列控制器具有相同的形式,但控制器参数却不尽相同。然后采用插值方法将各个独立的控制器进行综合,从而形成在整个飞行包线内的控制策略。研究人员基于增益调度方案设计

许多高度可靠、有效的飞行控制系统^[6,7],直到现在仍然发挥着重要作用。

然而,由于增益调度技术在设计时仅针对特定的线性化模型,因此仅能在系统平衡流形的邻域内保证闭环系统的稳定性,当外部参考输入和被控系统特征发生急剧变化时,闭环系统性能将出现恶化,甚至可能会出现系统不稳定。为了解决不易在全部工作点得到经典的线性化模型和在不同工作点之间切换可能造成参数突变等问题,一些非经典的智能控制方案,如模糊控制技术和神经网络等,开始被引入到经典的增益调度技术中^[8]。

1.2.2 鲁棒飞行控制技术

以线性二次型调节器(Linear Quadratic Regulator, LQR)为典型代表的现代控制理论为控制工程实践提供了解析的设计手段,也在飞行器的制导与控制一体化设计中占有一席之地。这种设计方法通常要求被控对象的数学模型能够精确地描述系统的动态过程。然而,任何实际控制系统由于受到外界噪声、干扰、系统建模误差、未建模非线性动态以及系统故障等因素的影响,其数学模型都存在一定的不确定性。为解决不确定性系统的控制系统设计问题, Davison^[9]首先提出了鲁棒控制(Robust Control)的概念。鲁棒控制的目的是当系统存在不确定性时,闭环系统仍能稳定并保持一定的性能品质。

针对不确定性的不同形式,鲁棒控制理论产生了多个分支,主要有 H_∞ 控制^[10]、结构奇异值理论(μ 理论)^[11]、定量反馈理论^[12](Quantitative Feedback Theory, QFT)、回路传递再生理论^[13](Loop Transfer Recover, LTR)、 L_2 增益和无源化方法^[14]等。 H_∞ 控制理论主要用于非结构不确定性系统的综合;LTR 主要用于与 LQG 结合,实现不确定系统的最优控制; μ 理论主要用于结构不确定性系统的分析与综合。其中,在飞行控制中研究最多的主要是 H_∞ 控制和结构奇异值理论。如 Gadewadikar^[15]运用 H_∞ 反馈控制设计了 F-16 和无人直升机的飞行控制器。Farret^[16]采用 H_∞ 回路整形设计了耦合动态的导弹自动驾驶仪;Jafar 等^[17]将 H_∞ 回路整形与 LQG/LTR 结合,为垂直短距离起降(Vertical Short Take-off and Land-

ing, VSTOL) 飞行器成功设计了飞行控制系统; Rastgaar 等^[18]采用正交特例结构控制研究了 F-18 高空研究飞行器(High Altitude Research Vehicle, HARV)的横侧向解耦控制问题; Fujinaga 等^[19]采用 μ 综合设计了小型无人飞行器(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)的纵向和横侧向控制器,并分别通过数字仿真和飞行试验对控制器设计进行了验证。

目前,尽管经典鲁棒控制理论已基本成熟,但应用于工程实际,还存在指标设定、权函数选取和结构奇异值计算等难点。为了克服这些缺陷,美国普林斯顿大学 Stengel 等人在 20 世纪 90 年代初提出了线性时不变(Linear Time Invariant, LTI)控制系统的随机鲁棒性(Stochastic Robustness)概念^[20]。随后,其研究团队中的 Ray 与 Wang 等进一步将其应用到飞行器的控制中;取得了大量的研究成果^[21-23]。国内北京航空航天大学吴森堂^[24, 25]等对随机鲁棒分析与设计方法在导弹制导控制系统中的应用问题也做了深入的研究。解决上述问题的另一途径则是将遗传算法(Genetic Algorithms, GA)、人工神经网络(Artificial Neural Network, ANN)等先进的智能控制理论引入到鲁棒控制中。如: El-Mahallawy 等^[26]结合 GA 与 H_∞ 回路整形设计飞行控制器,使得闭环系统在系统参数变化和存在建模误差时仍具有较好的跟踪控制效果;陈谋等^[27]基于径向基函数(Radial Basis Function, RBF)神经网络为数据链指挥下的战斗机设计 H_∞ 鲁棒飞行控制器,通过对神经网络参数在线调整,使飞行控制系统在跟踪期望指令的同时能够满足给定的鲁棒性能指标。

1.2.3 非线性飞行控制技术

在最近几十年里,现代飞行器的飞行包线不断增大,随之而来的则是对飞行性能的要求越来越高。在这种飞行条件下,由于不稳定的气动影响、纵向与侧向的耦合以及控制舵面饱和等因素,使得飞行器的未建模动态和未建模参数变化表现较明显,系统的非线性特性明显增强^[28]。当飞行过程中出现上述问题时,如何实现保持控制的稳定性与有效性就成为一个相当值得重视的问题。也正是由于这些挑战的存在,先进的鲁棒非线性控制技术被用来处理飞行控制上的非线性、不确定性以及时变特征^[29]。基于模型的控制技术是这些先进控制技术设计方法之一,诸如变

结构控制(Variable Structure Control, VSC)^[30]、非线性动态逆(Nonlinear Dynamic Inversion, NDI)^[31]以及反步法(Backstepping)^[32, 33]等。这些方法具有一个共同的优点:避免了复杂耗时的增益调度过程,在处理模型变化和非标准飞行状态时具有更大的灵活性。

变结构控制理论是20世纪六七十年代由苏联学者 Emelyanov 和 Utkin 等建立和发展起来的^[34]。变结构控制中滑模面一般是固定的,对系统参数变化和外界干扰不敏感,因而系统具有较强的鲁棒性。近年来,滑模变结构控制理论在飞行控制也得到了大量应用。如:Alwi^[35]、Singly^[36]、Fu^[37]与 Wells^[38]等采用变结构控制研究了单一飞行模型下的控制问题;Nambisan^[39]对基于飞行器模型高增益矩阵 SDU 分解的自适应滑模控制进行了研究;Shima 等^[40]采用单一滑模面的滑模控制进行了防空导弹制导控制一体化设计研究;Xu 等^[41]研究高超声速飞行器的自适应滑模控制器设计;杨俊鹏等^[42]将滑模控制用于 UAV 的倾斜转弯控制系统设计;童春霞等设计了 BBT 导弹的变结构解耦控制系统。变结构控制存在的主要问题是系统抖振抑制,虽然已有不少的研究提出了各自的解决办法,但都或多或少地存在一定的局限性,如何在不降低系统鲁棒性的前提下削弱抖振仍需要进行进一步的深入研究。

反馈线性化方法将一个非线性系统通过恰当的坐标变换(或动态补偿)和非线性状态反馈变换成(部分或全部的)线性系统,然后再用线性系统设计方法对变换后的线性系统进行设计,使系统满足设计指标要求。由于这种方法只需要讨论系统的反馈变换,而不再依赖于对非线性系统的求解或稳定性分析,因此更具有一般性^[43]。反馈线性化方法可以分为两大类:动态逆方法和微分几何方法。动态逆方法通过对运动方程求逆实现系统的线性化和解耦,物理概念明确;而微分几何方法则通过微分同胚坐标变换和非线性状态反馈给出解耦结构,理论上比较严谨^[44]。

动态逆基于时间尺度分离(Time Scale Separation, TSS)原理,是飞行控制系统中研究最广泛的反馈线性化方法,从 Meyer 等^[45]设计直升机自动驾驶仪开始,在各种飞机、导弹及无人机等飞行控制的系统设计中都得到了成功应用^[46-56]。采用动态逆方法设计的飞行控制系统动态特性与控制器增益之间关系多呈现为简单的线性时不变、解耦的一阶(或二阶)

系统,并且控制系统无需进行复杂的变增益调节也能够自适应飞行条件和构型的大范围变化。动态逆在非线性机动飞行控制系统设计中虽然扮演了重要角色,但正如 Brinker 和 Wise^[57] 指出的那样,它仍然存在不足之处:因为要消除跟踪误差运动状态中的非线性环节,所以通常要求高度准确地建立飞行器非线性力和力矩模型,并且能够实时求逆。事实上,假设飞行器的非线性空气动力学特征完全已知显然是不切实际的,对非线性模型在整个飞行包线内实时解析求逆也是难以实现的^[58]。于是,研究人员尝试对逆控制的鲁棒性进行分析,并且发展了鲁棒逆飞行控制器^[59, 60]。随着最优化技术与先进智能控制技术的发展,动态逆与这些技术相结合应用在飞行控制上的研究也开始出现。比如: Lombaerts 等^[61] 结合非线性动态逆和飞行器单一线性模型气动导数的递归最小方差估计来设计全包线飞行控制器;在文献[28, 62, 63]中则采用了非线性动态逆结合神经网络进行飞行控制器设计的方法;Nguyen 等^[64] 提出了一种基于 NDI 与模型参考自适应控制 (Model Reference Adaptive Control, MRAC) 神经网络的混合控制方法。

非线性微分几何控制理论是复杂非线性系统反馈控制设计的另一有力工具,在非线性系统的轨迹控制方面,具有广泛的应用。由于在大飞行包络中,高机动飞行器动力学模型具有很强的非线性特性,如何保证闭环系统在整个飞行包络内的稳定性就成为了非线性飞行控制系统设计的一个重要问题。Lyapunov 稳定性理论是迄今为止非线性控制领域最完善和最一般的方法。也正是由于这种一般性, Lyapunov 稳定性理论用于稳定性分析或镇定综合都往往缺乏构造性。为解决该问题,在 20 世纪 90 年代提出的一种将微分几何理论与 Lyapunov 稳定性理论结合起来,不依赖于求逆的非线性系统自适应控制方案——反步法^[32] (Backstepping, 亦可称为回归递推法)。由于具有快速的收敛性和优良的鲁棒性,经过短短十多年的发展,这一方法已成为鲁棒非线性飞行控制的一个研究热点。

在最初的一段时期内,反步法在飞行控制中的应用往往都是基于单输入单输出 (Single-Input Single-Output, SISO) 系统的 (标量形式)^[65-67]。对于飞行器全状态变量的多输入多输出 (Multi-Input Multi-Output, MIMO) 系统反步控制器设计 (矢量形式) 的研究在近十年中才开始涌现。

如: Sonneveldt^[68]和朱铁夫^[69]等将矢量形式的反步控制器设计应用在多操纵面推力矢量飞机的超机动飞行控制上; Härkegård 与 Glad 提出了直接面向飞行器矢量形式动态模型进行反步法控制器设计的方法^[70-72]; Robinson 等^[73-75]则采用块反步法(Block Backstepping)处理飞行控制中的多变量问题。

基于 Lyapunov 稳定性理论的反步控制技术,具有快速收敛性和强鲁棒性。一般情况下,当存在小范围变化的建模误差时,采用反步法可以获得较好的控制效果。但当模型存在较大的突发未知变化时,普通的反步法也不能很好地应对^[76]。不幸的是,飞行器在大机动飞行过程中模型很可能出现快速未知变化,甚至严重偏离原先控制器设计中采用的模型。为此,研究人员对在不确定条件下的基于自适应反步法的飞行控制器设计亦进行了大量研究: Farrell^[65, 76, 77]与 Sonneveldt^[78]等利用在线自适应积分型反步控制来解决气动导数变化的近似问题;Ren 等^[79]采用参数自适应反步控制研究了固定翼 UAV 的航迹跟踪问题;Lee^[66]、Sharma^[80, 81]、Niu^[82]与周丽^[83-85]等引入神经网络进行在线逼近的方法分别探讨了反步控制中系统存在不确定性时的解决途径。

1.2.4 智能控制在飞行控制中的应用

区别于基于模型的传统控制和现代控制,智能控制(Intelligent Control, IC)不需要对被控对象准确建模,而以软计算方法,包括模糊逻辑(Fuzzy Logic, FL)、遗传算法和人工神经网络等为主要工具,适用于时变、不确定、非线性系统的控制,具有较强的鲁棒性和容错性。

模糊控制通过模糊推理实现控制,适用于不确定、非线性、时变、时滞系统的实时控制^[86],在工业控制中具有广泛应用,在飞行控制中的应用也有一些研究。如: Gonsalves^[87]为导弹末制导设计了模糊 PID 控制器; Leng^[88]和 Lin^[89]设计了导弹的模糊控制器; Kurnaz^[90]为无人机设计了基于自适应神经模糊的自动驾驶仪; Zou^[91]为航天器设计了自适应模糊姿态控制系统;刘志强等^[92]基于过载控制原理设计了反舰导弹过载稳定回路的模糊控制器;陈宇等^[93]利用自适应模糊系统的万能逼近能力逼近直接力/气动力复合控制导弹大攻角飞行过程中系统方程的非线性函数。