

国家自然科学基金面上项目(61074080)研究成果
—基于量子控制理论的复杂工程系统直接自修复控制

飞机直接 自修复控制

Direct Self-repairing Control for Aircraft

陈复扬 姜 斌 著



国防工业出版社
National Defense Industry Press



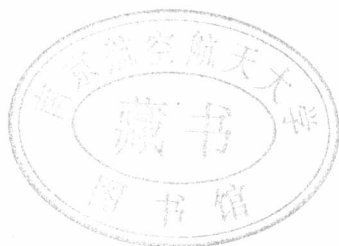
NUAA2014002839

V249.1
1025-2

国家自然科学基金面上项目(61074080)研究成果
- 基于量子控制理论的复杂工程系统直接自修复控制

飞机直接自修复控制

陈复扬 姜 斌 著



国防工业出版社

· 北京 ·

2014002839

图书在版编目(CIP)数据

飞机直接自修复控制/陈复扬,姜斌著. —北京:国防工业出版社,2014.1

ISBN 978-7-118-09186-1

I. ①飞... II. ①陈... ②姜... III. ①飞机—自动飞行控制—飞行控制系统 IV. ①V249.122

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2013)第 289892 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)

北京嘉恒彩色印刷责任有限公司

新华书店经售

*

开本 710×960 1/16 印张 8½ 字数 146 千字

2014 年 1 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 58.00 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

自修复控制是 1982 年美国国家航空航天局(NASA)提出的新控制概念,曾组织了格鲁门公司、空军莱特航空研究所等进行可重构战斗机的飞机构型研究,旨在通过解析冗余技术来提高飞机的可靠性、生存能力和降低寿命周期成本,于 1987 年完成跨声速风洞实验,1995 年正式定型。1988 年美国控制会议开辟了“飞机自修复控制”专栏,讨论对线性系统的部件故障自修复问题。1990 年, NASA 研制出一种简单的自修复飞行控制系统,并在 F-15 验证机上进行了飞行试验。2006 年美国空军进行的“2010 年下一代技术”研究重点之一就是自修复飞行控制系统设计。

自 1990 年以来,编者长期从事飞行控制系统的自修复控制技术研究,本书为编者主持的 2010 年国家自然科学基金面上项目(61074080)“基于量子控制理论的复杂工程系统直接自修复控制”的最新研究成果。

本书主要介绍了针对民航机、无人机、直升机在故障情况下的自修复控制方法。在自适应控制方法的基础上引入自适应补偿器、模糊控制器、干扰观测器、多模型模块、量子调控模块改进自适应控制效果,增强飞机对故障和干扰的补偿及适应能力,从而提高飞机的自修复控制能力,并具有一定的飞行品质。主要阐述了飞机故障下自修复控制的 3 个科学问题,分别是:①飞机发生高空高速瞬时故障再测良好时的再测复现问题;②飞机同时发生故障与干扰时的自修复控制问题;③飞机发生多重故障的自修复控制问题。最后介绍了在四旋翼直升机半物理仿真平台上验证的一种直接自修复控制策略。

在本书出版之际,编者要感谢父亲陈朝选先生与母亲尤英女士一直以来对编者在求学和科研道路上最真切的关心和支持;同时感谢夫人左元华女士和儿子陈天麒在精神上对编者的长期理解与支持。

本书从酝酿到编写以及成稿,是一个不断完善、不断提高的过程。在此感谢胡寿松教授对编者的多年培养;衷心感谢本书的合作者教育部“长江学者”、南京航空航天大学自动化学学院院长姜斌教授多年来对编者的指导;同时真诚感谢中组部“千人计划”海外专家、美国弗吉尼亚大学陶钢教授对本书的指导;感谢国防工业出版社责任编辑丁福志先生对本书的大力支持。

本书是编者在新加坡南洋理工大学做访问学者期间完成的,再此感谢新加坡南洋理工大学电机与工程学院 Connie 女士在编者访问期间提供了良好的办公条件;更要感谢 IEEE Fellow、新加坡南洋理工大学温长云教授给予编者在科研方面的深入交流与悉心指导。

由于水平有限,对于本书中存在的错误和不妥之处。恳请广大读者不吝指正。

编者 E-mail: chenfuyang@nuaa.edu.cn

陈复扬
中国南京
2013 年 9 月

目 录

第1章	绪论	1
1.1	飞机直接自修复控制的研究背景	1
1.2	飞机直接自修复控制的国内外研究现状	3
1.3	飞机直接自修复控制的主要研究成果	5
第2章	基于直接自适应控制的民航机舵面故障再测复现技术	8
2.1	引言	8
2.2	民航机舵面卡死故障建模	9
2.3	基于非规范化自适应律的直接自适应控制	10
2.4	民航机舵面卡死故障的再测复现技术	13
2.4.1	基于双假设/多假设统计学的故障模式识别方法	13
2.4.2	舵面卡死故障的模式识别及故障位置与程度辨识	14
2.4.3	舵面卡死故障的再测复现技术	15
2.5	本章小结	17
第3章	基于模糊控制与量子调控的无人机直接自修复控制	19
3.1	引言	19
3.2	基于自适应控制的无人机基本飞行控制律设计	20
3.2.1	无人机飞控系统纵向通道模型	20
3.2.2	基于自适应控制的无人机飞控系统仿真	21
3.3	基于模糊前馈与量子调控的无人机直接自修复控制	25
3.3.1	量子调控与直接自修复控制	25
3.3.2	模糊前馈与直接自修复控制	29
3.3.3	基于模糊前馈与量子调控的直接自修复控制	30
3.4	基于量子前馈与模糊反馈的无人机直接自修复控制	31
3.4.1	基于模糊反馈的直接自适应控制	32

3.4.2	基于量子前馈与模糊反馈的直接自修复控制	34
3.5	本章小结	34
第4章	基于模糊自适应与量子调控的小直升机直接自修复控制	36
4.1	引言	36
4.2	小型无人直升机飞行控制系统模型介绍	36
4.3	基于模糊自适应的小直升机直接自修复控制	39
4.3.1	模糊控制与直接自修复控制	39
4.3.2	模糊自适应控制与直接自修复控制	42
4.4	基于模糊 PID 与量子调控的小直升机直接自修复控制	46
4.4.1	小型无人直升机的模糊 PID 控制律设计	46
4.4.2	基于模糊 PID 与量子调控的直接自修复控制方法	51
4.5	基于自适应控制与量子调控的小直升机直接自修复控制	54
4.5.1	量子调控模块与直接自修复控制	55
4.5.2	基于量子调控的自适应控制律设计	55
4.6	本章小结	58
第5章	基于量子多模型与干扰观测器的直升机直接自修复控制	59
5.1	引言	59
5.2	LPV 直升机飞行控制系统模型介绍	60
5.3	基于量子调控与自适应补偿器的直升机直接自修复控制	61
5.3.1	基于自适应补偿器的自适应控制律设计	61
5.3.2	基于自适应补偿器的自适应控制律稳定性分析	63
5.3.3	量子调控模块设计与 LPV 直升机自 修复控制系统仿真分析	65
5.4	基于干扰观测器与 LDU 分解的直升机自适应控制	68
5.4.1	干扰观测器设计	68
5.4.2	自适应控制器设计	70
5.4.3	基于干扰观测器与 LDU 分解的自适应控制器仿真	74
5.5	基于量子多模型与干扰观测器的直升机自适应控制	76
5.5.1	LPV 直升机故障模型描述	76
5.5.2	干扰观测器设计	77
5.5.3	量子调控与多模型方法的方案设计	78
5.5.4	自适应控制律设计与稳定性分析	80

5.5.5	基于量子多模型与干扰观测器的 LPV 直升机 自修复控制系统仿真·····	83
5.6	本章小结·····	85
第 6 章	具有输入时延的双旋翼直升机的自适应全局滑模控制·····	86
6.1	引言·····	86
6.2	双旋翼直升机飞行控制系统模型介绍·····	87
6.3	具有输入时延的双旋翼直升机的自适应全局滑模控制·····	88
6.3.1	量子模块设计·····	88
6.3.2	自适应全局滑模控制器的设计·····	88
6.3.3	具有输入时延的双旋翼直升机的自 适应全局滑模控制仿真·····	92
6.4	本章小结·····	94
第 7 章	四旋翼直升机的直接自修复控制及半物理仿真验证·····	95
7.1	引言·····	95
7.2	基于干扰观测器与量子调控的四旋翼直升机的自适应补偿控制·····	96
7.2.1	四旋翼直升机模型建立·····	96
7.2.2	干扰观测器设计·····	98
7.2.3	自修复控制律设计·····	100
7.3	四旋翼直升机自适应补偿控制的半物理仿真验证·····	104
7.3.1	数字仿真·····	104
7.3.2	半物理仿真验证·····	106
7.4	带有时变干扰的四旋翼直升机的自适应故障补偿控制·····	107
7.4.1	四旋翼直升机的控制问题描述·····	108
7.4.2	直接自适应重构控制器设计·····	111
7.4.3	自适应故障补偿控制系统仿真分析·····	115
7.5	本章小结·····	117
参考文献	·····	119

第1章 绪 论

在复杂工程系统中,由于其所处的动力学环境、机械的复杂性等各种因素,故障的潜伏往往不可避免。由于环境的变化等一些偶然因素的影响,任何部件都有可能发生故障。每个部件的故障都在不同程度上影响整个系统的性能和可靠性水平。故障诊断和容错控制技术是在20世纪60年代为发展高性能飞机和保证航天系统的可靠性而发展起来的,其作为提高系统的安全性、可靠性的重要手段,日益引起人们的重视^[1]。

1.1 飞机直接自修复控制的研究背景

自修复控制是1982年NASA提出的新控制概念,曾组织了格鲁门公司、空军莱特航空研究所等进行可重构战斗机的飞机构型研究,旨在通过解析冗余技术来提高飞机的可靠性、生存能力和降低寿命周期成本,于1987年完成跨音速风洞实验,1995年正式定型。1988年,美国控制会议(ACC)开辟了“飞机自修复控制”专栏,讨论对线性系统的部件故障自修复问题。1990年,美国国家航空航天局(NASA)研制出一种简单的自修复飞行控制系统,并在F-15验证机上进行了飞行试验。2004年,美国弗吉尼亚大学的陶钢教授采用直接自适应控制方法给出了舵面故障的自修复控制研究结果^[2]。2006年美国空军进行的“2010年下一代技术”研究重点之一就是自修复飞行控制(SRFC)系统设计。

国内的众多学者也围绕以上问题对自修复控制进行广泛研究。李卫琪等人通过对气动系数中的操纵导数进行合理的近似处理,能快速回到平衡点附近,不改变飞机的操纵特性^[3];王永在控制律重构的过程中不需要知道确切的故障信息,在保持基本控制律不变的前提下,利用实际模型和参考模型的状态误差构造自修复输入向量^[4];唐雅娟等人应用伪逆法重构飞行控制律对精确模型具有反应快速的优点,但对模型误差鲁棒性不强,不能单独应用^[5];赵亚斌设计多个不同状态的模型及其控制器,依据转换标准判断当前飞机状态与哪一个模型最接近并转换到相应控制器上完成自修复控制^[6];杨志军针对飞行控制系统操纵面损伤故障,采用简单自适应控制算法进行重构飞行控制系统(FCS)的设计^[7];罗峰利用奇异摄动理论和变结构控制理论设计出一种变结构可重构飞行控制系

统^[8];谭智勇提出了解耦控制与自适应逆控制相结合的控制策略^[9];齐晓慧提出一种基于模型跟踪变结构控制的飞行重构控制律的设计方法^[10];任章提出了一种利用特征结构配置设计重构控制系统的新方法^[11];刘小雄先采用优化算法设计了补偿器以保证系统的正实性并且使得系统对模型不确定性具有鲁棒性^[12]。

美国弗吉尼亚大学陶钢教授提出的自适应控制方法不需要额外的检测与诊断程序,而是采用自适应控制律来自动调整控制器参数从而实现调节执行器故障的不确定性。他于2001年发表在《IEEE TAC》的一篇论文是最早使用直接自适应控制方法解决不确定故障问题的文章,该方法在系统参数和故障参数均未知的情况下,设计状态反馈的自适应控制器保证了闭环系统的稳定性。他还深入细致探讨了自适应故障补偿控制中的其他一些关键问题,包括控制器结构、误差模型、自适应控制律、系统稳定性和鲁棒性等。他还研究了针对非线性系统的自适应故障补偿控制^[13-19]。

从以上研究结果可以分析出,自修复控制研究思路主要分为两种,第一种是先故障诊断后重构控制律;第二种是不需要故障诊断直接进行重构控制律。大多数自修复控制研究人员目前比较偏爱采用不需要故障诊断而进行直接重构控制方法的研究。究其原因:

(1) 先故障诊断后重构控制,实时性差,故障诊断需要时间,尤其对于飞控系统、多故障系统或快变系统无法忍受,所以许多研究者多考虑绕过故障诊断这个环节直接重构控制律。

(2) 故障诊断可能带来误判、漏判、精度低等现象,造成自修复控制失败或者自修复控制效果差。

虽然采用直接自修复控制可以提高自修复控制的实时性,且可避免故障诊断设计带来的复杂性,但直接自修复控制器设计比较复杂,而且没有统一的标准结构,只能针对具体的系统或者故障大类进行设计。要能很好地完成自修复控制任务,设计的重构控制律必须具有较强的容错能力和一定的鲁棒性。而如果先诊断出故障类型和位置,重构控制律设计就相对简单,可能有统一的结构,那么重构效果会好,成功率高。无论哪种方法都是同时具有优缺点,所以研究人员针对不同类型的系统采用适合的方法来完成自修复控制设计是最佳选择。

本书给出的研究成果主要采用基于自适应控制的直接自修复控制策略研究飞机自修复控制问题,主要针对以下3个科学问题在民航机、无人机、直升机飞控系统中进行直接自修复控制方法研究:

- (1) 飞机发生高空高速瞬时故障再测良好时的再测复现问题;
- (2) 飞机发生故障与干扰时的自修复控制问题;

(3) 飞机发生多重故障的自修复控制问题。

1.2 飞机直接自修复控制的国内外研究现状

1. 自修复控制技术

自修复控制概念来源于航空航天控制领域,对于航空及航天飞行控制系统,正采用硬件余度技术解决诸如传感器故障、执行器故障以及主控计算机或导航系统等机电设备故障问题,以保证飞行器安全、可靠地飞行。例如,美国的 F-18 飞机、法国的幻影-400 飞机、德国的 F-104G 飞机、英法联合研制的美洲虎飞机等,均采用 4 余度故障/工作方法;美国哥伦比亚号航天飞机,也采用 5 余度主控计算机系统。如何在飞行控制系统设计时,利用飞机多操纵面(如可独立操纵的升降舵、方向舵、襟翼、襟副翼、鸭翼、尾翼、缝翼、减速板等)的功能冗余,或者利用机上多个可旋转的小喷气发动机的功能冗余,增加结构故障适应性,避免灾难事故的发生,使出现结构损伤的飞行器仍可安全飞行或定轨,成为目前在国际上越来越被重视并迫切需要解决的技术难题之一。这就是自修复控制问题,或称结构重构问题^[1]。

目前,国内外大量采用的故障检测与自修复控制技术主要依靠基于 if-then 的逻辑程序分析,预先考虑可能发生的故障,编制相应的程序调整控制器,这种方法可以解决一般的自修复控制问题,但无法准确地检测具体故障,对突发事件导致的故障或是局部损坏缺乏足够的灵敏度及自主性,这与飞机的设计原则其实是相违背的。其他一些技术尚在实验阶段,如小波变换和分类及辨识神经网络技术、自组织模糊 CMAC 神经网络、自适应控制技术与非线性逆系统方法和伪控制相结合等^[10]。

自修复控制研究存在的主要问题:

(1) 缺乏实用性。由于飞机模型是高度耦合的非线性动力学方程,而结构故障又通常表现出严重的非线性,使飞机产生较大幅度的偏离原定轨迹的运动,因而小扰动线性化模型不再能较正确地描述受损飞机动力学,常使基于线性模型的自修复控制方法失效。

(2) 缺乏实时性。由于飞机是高速运动的飞行器,飞行状态变化极快,而常规的递推辨识和卡尔曼滤波等串行算法,不能满足实时自修复控制的要求。

(3) 缺乏鲁棒性。在不同飞行包络中,现代战斗机参数变化剧烈,常规的递推最小二乘法无法保证在各种飞行状态下非线性结构故障辨识算法收敛性。

(4) 缺乏可接受的自修复过程动态品质。由于采用递推最小二乘辨识方法,往往得到的是有偏估计,且辨识精度不高,有时还影响自修复过程的收敛性。

(5) 缺乏一般性。现有研究仅针对某一具体飞机进行研究,其方法无法应用于其他领域被控对象的自修复控制,尚未形成通用的自修复控制理论与方法,特别在非线性系统自修复控制方法研究方面,尚鲜有研究结果报道。

2. 自适应控制技术

自适应控制经过 30 多年的发展,无论在理论上还在应用上都取得了很大的进展。自适应控制在飞行控制、卫星跟踪望远镜的控制等方面的控制中得到了应用。利用自适应控制能够解决一些常规的反馈控制所不能解决的复杂控制问题,能大幅度地提高系统的稳定精度和跟踪精度。迄今为止,先后出现过各种形式的自适应控制系统,新的概念和方法仍在不断涌现。其中模型参考自适应控制系统(MRACS)无论从理论研究和实际应用上都是比较成熟的。对 MRACS 的性能和稳定性人们做了大量有意义的工作。然而,用它去解决工程实际问题的成果并不多,主要是复杂性及鲁棒性,但随着控制理论的深入,自适应技术将不断完善,随着实际手段的提高,将给自适应控制应用带来更广阔的前景^[20]。

自适应控制技术经过多年发展,基本呈现出三大研究方向,一是加大了自适应控制技术的控制方式的基础性研究;二是将自适应控制技术与其他科学技术进行融合以改善控制效果;三是将自适应控制技术投入实际运用。

1) 基础性研究

自适应控制技术的几大难题都是自适应控制设计本身必须面对的,主要集中在稳定性分析、收敛性分析、品质分析、鲁棒性分析、自适应速度分析等,研究人员借助于数学和计算机技术的发展,进行大量的基础性研究,给自适应控制的应用提供了坚实的理论基础。

2) 新技术融合

为了解决自适应控制中的诸多难题,研究人员借助于其他科学技术和方法,将自适应技术与各个学科的相关技术与方法进行融合,在解决实际问题时,利用这些融合技术来改进自适应控制效果的同时,也能推动相关技术的发展,扬长避短。这些融合技术的研究已逐渐被研究人员所接受,这也将自适应控制技术发展推向一个新的阶段,在近 10 年来取得了大量的科研成果。

3) 应用性研究

随着自适应控制基础性研究成果的日渐成熟以及自适应技术与相关技术融合的活跃,自适应控制应用性研究非常热门。自适应控制技术的应用越来越广泛,应用领域不断扩大,从开始的航空、航海、电力拖动等领域逐渐向其他工业部门扩展,并逐渐被市场所认可,随着自适应控制技术的广泛应用,自适应控制技术渐渐向非自然科学领域渗透,近年来成果卓著。

3. 量子控制技术

近来许多新的研究方法在融入自修复控制研究中。周东华提出一种闭环非线性系统容错控制的混合方法^[21],具有很强的针对传感器故障的容错能力,而且还可检测、分离和估计出相应的故障。王海涛等人将主动容错控制与被动容错控制相结合,又提出了一种综合容错飞行控制系统的设计方法^[22]。本书作者采用了基于自适应控制的飞机直接自修复控制策略解决故障自修复控制问题,并将量子控制理论中的有关方法移植或改进后应用到自修复控制中,解决了经典控制里难以解决的控制问题。

量子控制理论作为新兴边缘学科,已经引起了许多科技工作者的注意,他们期待着量子控制技术的发展和能够促进信息科学等学科的研究。量子控制理论已经取得了不少科研成果^[23-26]。

陈宗海曾预言将量子化思想融入经典控制论所产生的新的理论和方法,对量子系统控制技术研究有促进作用^[27];量子系统中特有的纠缠现象、量子相干性等理论将为经典控制理论注入新的血液^[28]。量子控制与经典控制的互相渗透是今后控制方法研究的新热点。张媛媛提出了基于李雅普诺夫稳定性理论的最优量子控制^[29],将退相干抑制归结为与环境噪声解耦的控制问题,引入开环控制抑制退相干,并引入反馈控制,使得系统状态的相应分量可以与环境精确解耦。量子系统量子态之间可以发生相干,量子计算、量子通信的许多优越性都源于量子系统的相干性^[30]。

将量子思想融入到经典控制中,或许可以产生许多意想不到的结果^[31]。同时还需考虑如何成功地把经典控制系统通过量子化过渡为适合用量子控制方法处理的对象。将经典控制论中的离散化与量子控制论中的量子化等概念进行对比研究,经典控制论和量子控制论中的某些概念蕴含着一些相似的思想,如离散化与量子化、线性性与叠加性等,通过对比研究或许能相互借鉴、彼此促进^[32]。

本书作者将量子控制理论的方法用于飞机舵面发生故障时的自修复控制研究^[33],针对不同的故障情况设计量子比特概率幅模型,依据量子控制理论中的量子控制逻辑门技术以及量子计算的并行性特点,实现故障系统的控制重构,同时避免了纵向和横侧向通道的复杂解耦设计等问题。

1.3 飞机直接自修复控制的主要研究成果

本书主要针对民航机、无人机、直升机系统的3个科学问题进行方法研究,在自适应控制技术的基础上引入自适应补偿器、模糊控制器、干扰观测器、多模型模块、量子调控模块来改进自适应控制效果,增强飞机对故障和干扰的补偿及适应能力,从而提高了飞机的自修复控制能力,并具有一定的飞行品质。本书共

分7章,作者的主要研究工作及成果安排如下:

第1章 绪论

本章主要介绍了飞机直接自修复控制的研究意义与研究背景,提出了作者需要研究的3个科学问题;分析了自修复控制、自适应控制、量子控制的发展概况及研究进展。

第2章 基于直接自适应控制的民航机舵面故障再测复现技术

针对民航机在高空高速瞬间发生并在返回机场后“再测良好”的舵面卡死故障问题,进行了故障检测与自修复控制方法研究。采用直接自修复控制策略,首先设计直接自适应控制律使民航机安全飞行;其次民航机返回机场后,地面维护人员根据“黑匣子”数据进行故障检测,检测出高空高速瞬间发生的舵面卡死故障的程度,为民航机下一次安全飞行提供故障处理的依据。

第3章 基于模糊控制与量子调控的无人机直接自修复控制

针对无人机发生强干扰下的故障问题,进行自修复控制方法研究。采用直接自修复控制策略,首先研究了基于自适应控制的无人机基本飞行控制律设计;其次引入模糊控制前馈模块、模糊控制反馈模块和量子调控模块对故障与干扰进行组合补偿,研究了基于模糊前馈与量子调控的无人机直接自修复控制方法、基于量子前馈与模糊反馈的无人机直接自修复控制方法。

第4章 基于模糊自适应与量子调控的小直升机直接自修复控制

针对小型无人直升机发生多重故障问题,进行自修复控制方法研究。采用直接自修复控制策略,首先研究了基于模糊自适应控制的小型无人直升机的直接自修复控制律设计;其次引入模糊PID控制等方法对故障进行补偿研究;再次引入量子调控模块对多故障情况进行量子比特描述与量子塌缩设计,研究了基于模糊PID与量子调控的小型无人直升机直接自修复控制方法、基于自适应控制与量子调控的小型无人直升机直接自修复控制方法。

第5章 基于量子多模型与干扰观测器的直升机直接自修复控制

针对LPV直升机发生多重故障与干扰故障同时发生这两种情况,进行自修复控制方法研究。采用直接自修复控制策略,首先研究了基于自适应控制的LPV直升机的基本飞行控制律设计;其次引入干扰观测器和自适应补偿器对干扰进行补偿研究;再次引入量子调控模块对多故障进行量子比特描述与量子塌缩设计;最后引入多模型技术改进多故障控制效果,研究了基于量子调控与自适应补偿器的LPV直升机直接自修复控制、基于干扰观测器与LDU分解的LPV直升机自适应控制、基于量子多模型与干扰观测器的LPV直升机自适应控制。

第6章 具有输入时延的双旋翼直升机的自适应全局滑模控制

针对一类带执行器故障和输入时间延迟的双旋翼线性直升机系统的控制问

题,设计了一种自修复控制器。通过对动态非线性滑模函数和自适应律的设计,提出了一种自适应全局滑模的控制方法。控制器消除了传统滑模控制的到达运动阶段,并实现了对故障值的在线辨识,克服了执行器故障和时间延迟的影响。而且引入了量子信息技术来增加直升机的控制精度。仿真结果证明了所提方法的有效性。

第7章 四旋翼直升机的直接自修复控制及半物理仿真验证

针对四旋翼直升机半物理仿真平台,在直升机在干扰和故障同时发生时,进行自修复控制方法研究。将自适应补偿控制、干扰观测器、量子调控方法进行组合,研究了基于干扰观测器与量子调控的四旋翼直升机的自适应补偿控制,并在四旋翼直升机半物理仿真平台进行验证。

第2章 基于直接自适应控制的 民航机舵面故障再测复现技术

2.1 引言

飞行安全可靠性是民航机的生命线,各国民航界都十分重视^[3,34,35]。对于民航机飞行过程中的舵面故障,如舵面卡死等,即使是经验丰富的飞行员,也不能对其作出恰如其分的反应,常导致坠机事故。1977年4月12日,美国一架Delta航空公司1080航班的DC-10民航机,在芝加哥突然坠毁。事故分析表明,该机在起飞过程中,由于不明的原因,左升降舵卡死在上偏 19° 位置,造成飞机操纵异常,驾驶员茫然不知所措,以致飞机失稳坠毁。

在民航机的安全可靠性方面,飞机可生存性和可维护性是两项重要因素。当飞机出现舵面故障并与地面站联系时,地面站若不能实时向驾驶员告警,则驾驶员往往不能在短时间内作出正确决策,以致延误挽救飞机的宝贵时机;再则,一旦民航机出现故障,表明飞机结构或操纵系统不正常,希望地面维护人员进行必要的维修。但因某些非典型故障仅在高过载、大振动和低温情况下在空中出现^[36],而在地面维护时则无法测出空中曾出现过的故障,出现“再测良好”情况,检测不出有隐患的部位,极大降低了民航机的可靠性。故研究民航机在线自修复控制技术以及舵面故障再测复现技术,具有重要研究意义。

1991年,美国NASA在F-15验证机上,对舵面故障检测方法进行了25次飞行试验^[37],采用硬件比较器检测舵面卡死故障,并采用在线故障检测专家系统,利用领域专家知识构成的规则进行判别,但其平均成功率仅达55%,有时故障误判、漏判、检测时间长,都会影响飞机的安全飞行。

针对高过载、大振动情况下的瞬时非典型舵面卡死故障,一般研究人员用在线检测故障的方法进行判断,有误判、漏判问题,检测时间要求问题^[38,39];且飞机返场后,又“再测良好”,无法确认此非典型故障,为今后出现典型卡死故障以及飞行安全埋下了隐患。为解决这一系统问题,本章提出了直接自适应控制方法及舵面故障再测复现技术,首先不需要在线故障检测,可以对在线飞行的民航机直接利用剩余非故障舵面,采用直接自适应控制方法对飞行控制律进行重构^[40-44],以降低高过载、大振动,从而消除瞬时舵面卡死故障的影响,保证民航

机基本飞行安全并成功返场;另外,不需要对现有民航机的控制装备进行重新配备,仅仅要求给出发生舵面故障时的飞行参数,即从民航机“黑匣子”中提取有关记录数据,在某个双假设/多假设概率统计方法下,即可在地面维护装置上相对准确地复现当时的空中故障情况,指出舵面故障的类型、位置及程度,为维修保养飞机提供准确的科学依据,确保民航机下一次飞行的安全可靠。

2.2 民航机舵面卡死故障建模

民航机自动飞行控制系统(AFCS)传统上都是基于单输入—单输出控制策略来设计的,结构为:利用升降舵构成俯仰轴自动驾驶仪来控制飞机纵向轨迹,用自动油门来控制飞行速度。这种AFCS控制结果采用了传统的、非最优的、自下而上的倒置设计方法,每次设计只加入一个控制模态或控制回路,存在许多问题和缺陷。20世纪80年代初,美国波音公司首先提出总能量控制系统(TECS)的设计思想,在TECS中,设置了根据总能量变化率给出的纯推力指令和根据总能量分配率给出的升降舵指令,使推力控制总能量,升降舵控制总能量的分配,同时在总能量变化率和分配率之间实现解耦。

γ 、 v 、 g 、 θ 分别代表飞机的航迹倾斜角、切向速度、重力加速度和俯仰角, $\dot{v}/g$ 的改变将引起飞机纵向速度的改变, γ 的改变最终引起飞机飞行高度的改变。 $\dot{v}/g$ 、 γ 直接影响着飞机的飞行状态。 $\gamma + \dot{v}/g$ 与总能量变化率有关,影响着飞机发动机推力变化,故 $\dot{v}/g$ 和 γ 用来作为控制量。用推力控制总能量的变化率 $\dot{E}_s/v$;用升降舵控制总能量的分配率 $\dot{L}$ 。 $\dot{L}$ 不仅受升降舵控制,同时也受飞机发动机推力指令控制, $\dot{E}_s/v$ 受飞机发动机影响,总能量分配率和变化率之间存在着耦合关系。解耦环节 $\begin{bmatrix} W_1 & W_2 \\ W_3 & W_4 \end{bmatrix}$ 能解除这种耦合。民航机飞行控制系统结构图如图2.1所示。

图2.1 中舵回路的传递函数可表述为

$$\phi_{\Delta\delta}(s) = \frac{-1}{T_1 s + 1} \quad (2.1)$$

当加入干扰(如常值干扰力矩或常值垂风)后,就相当于舵面加了一个等效的偏转,加入干扰后的舵回路数学模型如图2.2所示。

当舵面出现卡死故障时,舵面输出 $\Delta\delta$ 不再随时间作动态变化,任何控制信号对舵面输出不再产生影响,此时舵面输出恒为常值,即

$$\delta_e = \text{常值} \quad (2.2)$$