

高超声速飞行器 纵向运动非线性控制技术

卜祥伟 著



西安电子科技大学出版社
<http://www.xduph.com>

高超声速飞行器纵向运动 非线性控制技术

卜祥伟 著



西安电子科技大学出版社

内 容 简 介

本书针对高超声速飞行器(HFV)纵向运动飞行控制问题,讨论了基于非线性干扰观测器(NDO)的HFV输入受限鲁棒反演控制、无虚拟控制律的HFV新型神经反演控制、基于非仿射模型的HFV输入受限神经控制与HFV的新型非仿射预设性能控制等相关技术。

本书可作为控制科学与工程、计算机等专业高年级本科生、硕士研究生与博士研究生教材或教学参考书,也可供航空航天领域飞行控制专业的工程技术人员学习参考。

图书在版编目(CIP)数据

高超声速飞行器纵向运动非线性控制技术/卜祥伟著. —西安:西安电子科技大学出版社, 2018.6

ISBN 978-7-5606-4927-6

I. ①高… II. ①卜… III. ①高超声速飞行器—飞行控制—非线性控制系统—研究 IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 105842 号

责任编辑 武翠琴 陈 婷

出版发行 西安电子科技大学出版社(西安市太白南路2号)

电 话 (029)88242885 88201467 邮 编 710071

网 址 www.xduph.com 电子邮箱 xdupfb001@163.com

经 销 新华书店

印刷单位 北京虎彩文化传播有限公司

版 次 2018年6月第1版 2018年6月第1次印刷

开 本 787毫米×1092毫米 1/16 印张 11.25

字 数 262千字

印 数 1~1000册

定 价 28.00元

ISBN 978-7-5606-4927-6/V

XDUP 5229001-1

* * * 如有印装问题可调换 * * *

本社图书封面为激光防伪覆膜,谨防盗版。

前 言

高超声速飞行器(HFV)作为一种新型快速突防和远程打击与运输工具,在未来国防装备发展与民用空天技术应用中将发挥极其重要的战略作用。由于特殊的机体/发动机一体化设计、超高的飞行速度与复杂多变的飞行环境, HFV 的纵向运动模型表现出比传统飞行器更加显著的快时变、强耦合、不确定、非线性与多约束等动力学特性,使其控制系统设计面临着前所未有的困难与挑战。

HFV 有着与传统飞行器截然不同的、独特的动力学特性,因此不能将对传统飞行器控制系统的现有设计技术简单、机械地移植到 HFV 的飞行控制中,必须充分结合 HFV 的自身特点,开展为其“量身定做”却又不失通用性的控制新技术研究。作者由此萌生了编写本书的想法。

本书是作者的研究团队近几年在 HFV 飞行控制研究方面的最新成果总结和提炼,针对 HFV 纵向运动飞行控制问题,详细介绍了其鲁棒反演控制、输入受限控制、自适应神经控制、非仿射控制与预设性能控制等技术。全书共五章:第 1 章为绪论,简要介绍了 HFV 的国内外发展现状、HFV 飞行控制研究现状及局限性;第 2 章为基于 NDO 的 HFV 输入受限鲁棒反演控制,介绍了 HFV 的纵向运动模型,分别探讨了在输入不受限和受限两种情况下鲁棒反演控制器的设计问题;第 3 章为无虚拟控制律的 HFV 新型神经反演控制,分别介绍了基于严格反馈模型和纯反馈模型的 HFV 新型神经反演控制方法;第 4 章为基于非仿射模型的 HFV 输入受限神经控制,介绍了 HFV 的非仿射简约神经控制方法和高阶受限系统控制方法;第 5 章为 HFV 的新型非仿射预设性能控制,分别介绍了不依赖初始误差的 HFV 新型非仿射预设性能控制方法和 HFV 的小超调非仿射预设性能神经控制方法。

在本书出版之际,作者由衷感谢西北工业大学自动化学院侯明善教授,火箭军工程大学控制工程系张合新教授,空军工程大学防空反导学院吴晓燕教授、雷虎民教授、李炯副教授、邵雷副教授、张东洋副教授、赵岩讲师和叶继坤讲师的悉心指导与热情帮助。

本书的研究内容得到了国家自然科学基金项目(编号:61603410、61573374、61503408、61703424、61703421)、陕西省高校科协青年人才托举项目(编号:20170107)和航空科学基金项目(编号:20150196006)的资助。

由于作者水平有限,书中难免存在纰漏,敬请广大读者批评指正。

作 者

2018 年 2 月

目 录

| | |
|-------------------------------------|----|
| 第 1 章 绪论 | 1 |
| 1.1 引言 | 1 |
| 1.2 HFV 概述 | 2 |
| 1.2.1 HFV 国内外发展现状 | 2 |
| 1.2.2 HFV 动力学特性 | 4 |
| 1.2.3 HFV 对控制科学的挑战 | 6 |
| 1.3 HFV 飞行控制研究现状 | 8 |
| 1.3.1 鲁棒控制 | 8 |
| 1.3.2 线性变参数控制 | 9 |
| 1.3.3 滑模控制 | 9 |
| 1.3.4 反演控制 | 10 |
| 1.3.5 智能控制 | 11 |
| 1.3.6 输入受限控制 | 12 |
| 1.3.7 其他控制方法 | 12 |
| 1.3.8 已有研究的局限性 | 13 |
| 1.4 本书内容安排 | 14 |
| 1.5 本章小结 | 15 |
| 第 2 章 基于 NDO 的 HFV 输入受限鲁棒反演控制 | 16 |
| 2.1 引言 | 16 |
| 2.2 HFV 纵向运动模型 | 16 |
| 2.2.1 模型描述 | 16 |
| 2.2.2 控制目标与模型转换 | 19 |
| 2.3 基于 NDO 的 HFV 鲁棒反演控制律设计 | 21 |
| 2.3.1 新型 FD 设计 | 21 |
| 2.3.2 基于 FD 的新型 NDO 设计 | 26 |
| 2.3.3 速度控制律设计与稳定性分析 | 29 |
| 2.3.4 高度控制律设计与稳定性分析 | 30 |
| 2.3.5 控制输入受限时控制律重设计 | 34 |
| 2.4 仿真与分析 | 40 |
| 2.4.1 不考虑控制输入受限时的仿真与分析 | 41 |
| 2.4.2 考虑控制输入受限时的仿真与分析 | 47 |

| | |
|--|------------|
| 2.5 本章小结 | 55 |
| 第3章 无虚拟控制律的 HFV 新型神经反演控制 | 56 |
| 3.1 引言 | 56 |
| 3.2 基于严格反馈模型的 HFV 新型神经反演控制 | 56 |
| 3.2.1 RBFNN 简介 | 57 |
| 3.2.2 速度控制律设计 | 58 |
| 3.2.3 高度控制律设计 | 59 |
| 3.2.4 稳定性分析 | 62 |
| 3.2.5 仿真与分析 | 65 |
| 3.3 基于纯反馈模型的 HFV 新型神经反演控制 | 72 |
| 3.3.1 模型变换 | 72 |
| 3.3.2 速度控制律设计 | 73 |
| 3.3.3 高度控制律设计 | 73 |
| 3.3.4 稳定性分析 | 75 |
| 3.3.5 仿真与分析 | 78 |
| 3.4 本章小结 | 86 |
| 第4章 基于非仿射模型的 HFV 输入受限神经控制 | 87 |
| 4.1 引言 | 87 |
| 4.2 HFV 的非仿射自适应神经控制 | 87 |
| 4.2.1 速度控制律设计与稳定性分析 | 88 |
| 4.2.2 高度控制律设计与稳定性分析 | 91 |
| 4.2.3 仿真与分析 | 96 |
| 4.3 控制输入受限时控制律重设计 | 103 |
| 4.3.1 速度控制律重设计与稳定性分析 | 104 |
| 4.3.2 高度控制律重设计与稳定性分析 | 106 |
| 4.3.3 仿真与分析 | 111 |
| 4.4 本章小结 | 122 |
| 第5章 HFV 的新型非仿射预设性能控制 | 123 |
| 5.1 引言 | 123 |
| 5.2 不依赖初始误差的 HFV 新型非仿射预设性能控制 | 123 |
| 5.2.1 预设性能控制简介 | 123 |
| 5.2.2 新型性能函数设计 | 125 |
| 5.2.3 速度控制律设计与稳定性分析 | 127 |
| 5.2.4 高度控制律设计与稳定性分析 | 129 |
| 5.2.5 仿真与分析 | 136 |
| 5.3 不依赖初始误差的 HFV 小超调非仿射预设性能神经控制 | 141 |
| 5.3.1 新型性能函数设计 | 141 |

| | |
|------------------------|-----|
| 5.3.2 速度控制律设计与稳定性分析 | 142 |
| 5.3.3 高度控制律设计与稳定性分析 | 145 |
| 5.3.4 仿真与分析 | 146 |
| 5.4 本章小结 | 151 |
| 附录 | 152 |
| 附录 A 模型参数 | 152 |
| 附录 B 主要符号表 | 153 |
| 附录 C 假设 2.1~假设 2.3 的证明 | 155 |
| 附录 D 缩略词表 | 156 |
| 参考文献 | 158 |

第 1 章 绪 论

1.1 引 言

高超声速飞行器(Hypersonic Flight Vehicle, HFV)通常是指以超燃冲压发动机(Supersonic Combustion Ramjet, Scramjet)作为动力,在临近空间以大于5马赫速度飞行的一类新型飞行器^[1-4]。HFV飞行速度快,突防能力强,作战距离远,探测、拦截难度大,具有极强的生存能力,可用于执行高空侦察与突防、远程运输与投送以及战略打击任务,并可重复使用,效费比高。由于飞行在距离海平面20~100 km的临近空间, HFV具备传统航空航天飞行器所不具有的战略、战术与效费比方面的突出优势,已经成为各航空航天大国争夺空天权的优先发展方向。美国是 HFV发展的引领者,在该领域一直处于世界领先地位。同时,苏联/俄罗斯、法国、德国、英国、日本、中国与印度等国也都开展了 HFV的相关研究工作。面向国家需求,抓住发展机遇,紧跟国际 HFV发展步伐,提炼和解决其中的关键基础科学问题与技术难题,不仅对于保障国家空天安全与满足国计民生福祉具有重要意义,还能推动相关领域的巨大发展。

控制系统是飞行器的“神经中枢”,是保证飞行器安全飞行、顺利完成任务使命的关键,飞行控制问题更是 HFV 研制中的关键与核心问题之一^[5,6]。HFV 的飞行控制任务是:通过调整燃料当量比 Φ 与升降舵偏角 δ_e ,在纵向运动平面内实现速度 V 与高度 h 对各自参考输入的精确跟踪,并稳定飞行姿态与弹性状态,还要保证控制律对模型不确定性与外界扰动的强鲁棒性。其中,对参考输入的精确跟踪是控制的目标,飞行姿态与弹性状态的稳定是控制的关键前提,系统的鲁棒性是控制的重要保证。但是,由于 HFV 特殊的动力学特性、超高的飞行速度与复杂多变的飞行环境,其控制系统设计面临着传统飞行器所未曾遇到过的复杂新问题,这些问题主要有以下几个方面:

(1) HFV 采用的是机体/发动机一体化设计、乘波体气动外形布局、轻质柔性材料与薄壳结构,这导致其空气动力学、推进系统、结构动力学与控制系统之间存在严重的交叉耦合效应,以至于在大攻角、高马赫数飞行条件下,其动力学与运动学模型表现出极强的非线性;

(2) HFV 采用乘波体气动外形,在进行高超声速飞行时,机身前体下表面产生附体激波以提供主升力,以尾部升降舵作为控制舵面,俯仰运动是静不稳定的,凸显了姿态控制的重要性;

(3) HFV 大包线飞行时的燃料消耗以及多变的飞行条件都导致其动力学特性具有显著的快时变特性;

(4) 由于实验条件限制, 给定的气动数据误差较大, HFV 的动力学与运动学模型具有显著的不确定性;

(5) HFV 大量采用柔性复合材料, 导致其机体弹性振动显著, 轻则影响机载仪器工作精度, 重则降低机体疲劳强度甚至导致飞行器解体;

(6) HFV 大包线飞行时, 阵风干扰极易引起升降舵偏角 δ 瞬时饱和, 机体弹性振动引起的攻角扰动容易诱发 Scramjet 燃烧室热阻塞, 因此存在控制输入受限问题;

(7) HFV 的大包线高超声速飞行对其控制系统的动态性能与实时性都提出了极高的要求。

由上可见, HFV 有着与传统飞行器截然不同的、独特的动力学特性, 不能将传统飞行器控制系统的现有设计理论与方法简单、机械地移植到 HFV 的飞行控制中, 必须充分结合 HFV 的自身特点, 开展为其“量身定做”却又不失通用性的控制新理论与新方法研究, 从而为我国未来 HFV 的发展提供知识储备与技术积累, 加快我国 HFV 的预研步伐, 使其在世界 HFV 的发展中抢占先机。

1.2 HFV 概述

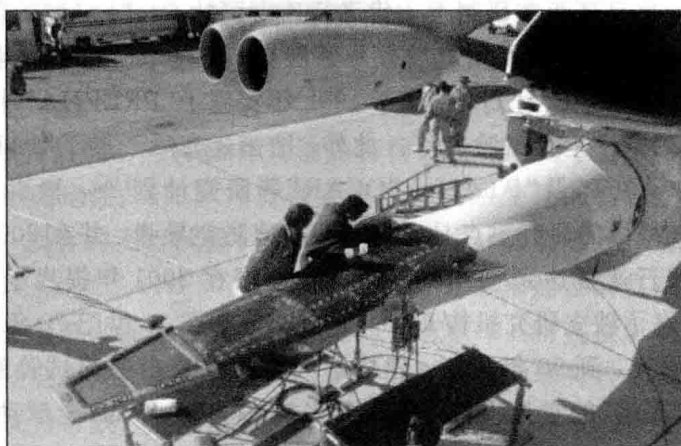
1.2.1 HFV 国内外发展现状

HFV 是 21 世纪世界航空航天技术发展的新制高点, 在未来国防装备发展与民用空天技术应用中将发挥极其重要的战略作用。自 20 世纪 50 年代以来, 世界各主要航空航天大国(如美国、苏联/俄罗斯、法国、德国、英国、日本、印度与中国等)都对 HFV 的相关技术进行了不懈探索, 纷纷制定了各自的 HFV 发展规划, 进行了大量的飞行与地面试验, 在相关技术上取得了一系列的突破性进展。

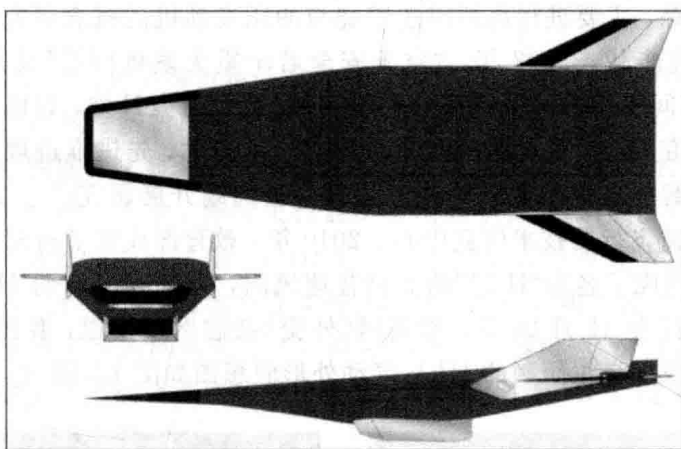
美国在 HFV 的发展中扮演着“领头羊”的角色, 一直处于 HFV 研究的技术最前沿。经过多年的持续发展, 美国已建成 HFV 相关试验设备 60 余套, 开展了大量的高超声速燃烧机理与试验研究^[7]。为了开发一种单级入轨空天飞机 X-30 并解决其所需的氢燃料 Scramjet 与高温防护材料等关键技术, 美国在 1986 年提出了国家空天飞机(National Aerospace Plane, NASP)计划, 在历时 10 年、总花费约 100 亿美元后, 终因某些关键技术无法突破而遗憾放弃。但该计划还是对美国 HFV 技术的发展起到了巨大的推动作用。在此期间, 美国的研究机构进行了大量的 Scramjet 试验, 获得了丰富的第一手资料与试验数据, 并已初步具备研发马赫数不超过 8 的 Scramjet 的技术实力, 这为其 HFV 工程样机的研制奠定了坚实的理论与技术基础^[8]。

20 世纪 90 年代以后, 美国的 HFV 研究主要围绕空军的 HyTech 计划^[9]、海军的 HyFly 计划^[10]、国防高级研究计划局的 Scramjet 计划^[11]以及国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的 Hyper-X 计划^[12]开展。特别是开始于 1996 年的 Hyper-X 计划, 由兰利研究中心牵头, 其科研团队成功研制了一种代号为 X-43 的 HFV 验证机。按任务需求的不同, X-43 验证机分为 X-43A、X-43B、X-43C 与 X-43D 四种型号。其中, X-43A 验证机分别在 2004 年 3 月与 11 月两次成功试飞(见图 1.1), 其飞行速度更是分别达到了 7 马赫与 10 马赫, 这已被公认是继人类发明飞机与突

破音障之后第三个划时代的成就，也标志着 HFV 的发展正式由实验室研究阶段向工程样机研制阶段迈进。



(a) X-43A 验证机



(b) X-43A 验证机三视图

图 1.1 X-43A 验证机及其试飞试验示意图

以具备常规打击能力的高超声速巡航拦截弹为背景，由美国波音公司与普惠公司联合研发的 X-51A 验证机在 2010 年 5 月首次试飞即获成功，飞行速度达到了 5 马赫，表明其关键技术已趋成熟^[13,14]。2013 年 5 月，X-51A 再次试飞成功，在 18 km 的高空以 5.1 马赫的速度持续飞行了约 240 s，进一步验证了其乘波体气动外形、碳氢燃料、长时间飞行时的热防护以及飞行器制导与控制等关键技术的可行性，标志着美国的 HFV 与 Scramjet 技术已经开始面向工程化应用。

苏联/俄罗斯是世界上最早进行 Scramjet 与高超声速飞行试验的国家，在 HFV 设计、高超声速空气动力学、Scramjet 燃料与高温防护材料等领域均处于世界领先地位。多年来，苏联/俄罗斯的中央空气流体动力研究院、图拉耶夫联盟设计局、彩虹设计局、巴拉诺夫中央航空发动机研究院及莫斯科航空学院等研究单位一直致力于 HFV 的基础理论研究，先后开展了“冷”计划、“彩虹-D2”计划、“鹰”计划及“鹰-31”计划，在相关领域取得了一系列的突破性成果^[7,15-17]。1991 年 11 月，以“冷”计划为依托成功进行了冲压发动机的高空

试验。在“彩虹-D2”计划中，研制了一种以 Scramjet 为动力的高超声速巡航导弹。在“鹰”计划与“鹰-31”计划中，还成功进行了 HFV 的飞行试验。目前，俄罗斯的 HFV 研究已经处于飞行验证阶段；并且还正在研制下一代飞行速度可达 6~14 马赫的新型 HFV。

法国是紧随美国与苏联/俄罗斯之后较早开展 HFV 技术研究的国家之一，在 20 世纪 60 至 70 年代完成了“ESOPE”计划后，又于 1992 年实施了“PREPHA”计划，并与俄罗斯联合进行了 Scramjet 的空中运行试验^[16,17]。此外，法国还先后开展了“JAPHAR”、“WRR”、“PROMETHEE”、“A3CP”及“PTAH-SOCAR”等研究计划^[18]，积累了丰富的 Scramjet 与 HFV 研发经验。德国的研究重点是发展高超声速防空导弹，并在 2002 年成功进行了一次低空试飞试验，飞行速度达到了 6.5 马赫^[15]。英国在 2001 年提出了一个发展 HFV 的“Shyfe”计划，并成立了独立研究机构 QinetiQ^[17]。日本在 20 世纪 70 年代就开始进行超声速燃烧的基础理论研究，到 90 年代初，建成了大规模的自由射流试验系统^[19]。印度则已研制了一种名为“艾瓦塔”的空天飞机，该空天飞机在 2001 年的“全球动力推进大会”上首次露面^[20]。

与国外相比，国内的 HFV 研究工作起步较晚，从 20 世纪 80 年代后期开始一直对国外的相关研究进行跟踪，主要进行高超声速燃烧与冲压发动机的概念研究。近几年来，国内加快了 HFV 的研究步伐。2002 年，“空天安全若干重大基础问题”课题正式立项。2007 年，又启动了“近空间飞行器的关键基础科学问题”重大研究计划，以临近空间 HFV 关键基础科学问题为研究核心，重点围绕高超声速空气动力学、先进推进理论与方法、新型材料与结构以及先进智能自主控制理论与方法等关键问题开展研究^[21]。2009 年，国防科技大学成立了高超声速飞行器技术研究中心。2010 年，教育部成立了新型飞行器联合研究中心。此外，我国还建成了名为“JF12”的 9 倍音速风洞，为 Scramjet 与 HFV 的研究提供了关键试验装置。2017 年 12 月 28 日，据美国《外交》杂志网站报道，我国成功进行了 HFV 的自主飞行试验。我国自主研制的 HFV 气动外形假想图如图 1.2 所示。

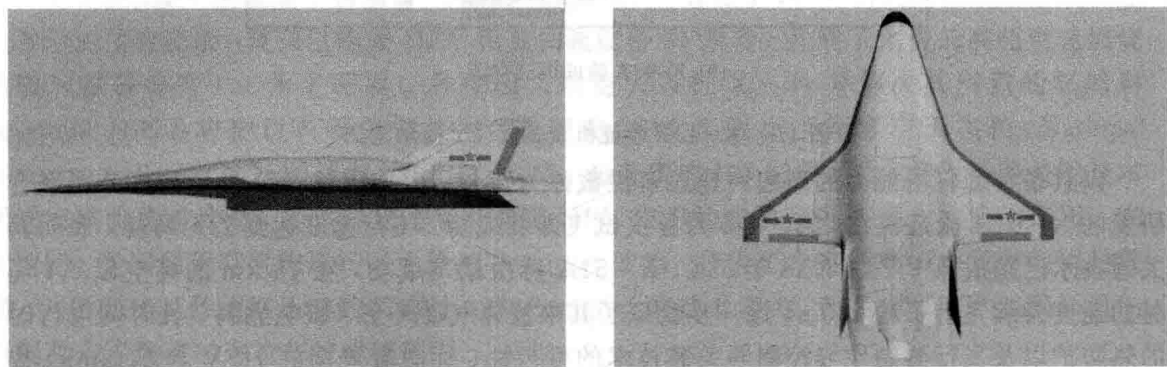


图 1.2 中国 HFV 的气动外形假想图

1.2.2 HFV 动力学特性

HFV 是一个高动态、快时变、不稳定、强耦合、多变量、不确定与多约束的非线性系统，加之其复杂多变的飞行环境和对控制系统的特殊要求，使得 HFV 的飞行控制成为控制领域的前沿问题^[22-27]。HFV 在临近空间大包线快速飞行，其飞行空域的大气密度、压

力、辐射情况、温度和风场与传统航空航天飞行器所处环境明显不同,这使得 HFV 在动力学特性上表现出比传统飞行器更加显著的交叉耦合、非线性、非最小相位行为与模型不确定性,且对飞行姿态异常敏感,其控制系统设计受到多重约束^[5,24]。与传统飞行器相比, HFV 独特的动力学特性主要表现在以下几个方面。

1. 高不确定性

由于 HFV 独特的气动力特性与气动热特性以及飞行过程中所面临的各种大气干扰,其模型具有高度不确定性。HFV 飞行在大气特性剧烈变化的临近空间,机体表面气流流动特性十分复杂,现有的飞行试验、风洞试验及流体计算都不足以对其进行精确描述,模型参数存在很大误差^[15,26]。HFV 高超声速飞行时会带来显著的气动加热效应,机身表面材料会因气动加热与烧蚀而改变其结构强度与固有频率,将直接影响飞行器的结构动力学特性。气动加热还会带来真实气体效应,此时空气的热力学特性偏离完全气体假设,空气的比热容不能再视为常数。当马赫数大于 6 以后,真实气体效应尤为显著,会直接影响机身特定表面载荷与俯仰力矩系数^[28]。HFV 飞行跨度大,飞行环境较传统飞行器更为复杂,飞行过程中更易受到各种未知大气干扰,这对其控制系统的鲁棒性提出了极高的要求^[29]。

2. 强非线性

HFV 的动力学与运动学模型是高阶复杂非线性微分方程,气动力是飞行姿态、速度、高度与控制输入的非线性解析或非解析函数。HFV 在临近空间大跨度飞行时,空气密度、温度、压力与辐射情况变化显著,气动特性也随之发生剧烈的非线性变化,这进一步加剧了 HFV 模型的非线性。因此,传统飞行器所采用的小扰动线性化与分离通道设计控制器的做法对 HFV 来讲已经不再适用^[5],HFV 控制系统的设计难度大大增加。HFV 模型对控制输入而言是非线性的,表现出一种非仿射特性。在小攻角低速飞行时, HFV 模型还可以近似简化为关于控制输入的仿射形式。但在大攻角高超声速飞行时,这种非仿射特性表现得十分显著,以至于不能将其忽略或仿射化。因此,对于 HFV 的飞行控制而言,现有的仿射控制理论不再完全适用^[30,31]。

3. 动态交叉耦合

为了减小飞行阻力, HFV 普遍采用细长体气动外形,机身前体下表面不仅是飞行器的主升力面,同时也是发动机进气道的预压缩面,故飞行姿态直接影响发动机工况。发动机安装在 HFV 的机身腹部,其燃气尾流膨胀波除了提供推力之外,还将产生升力与抬头力矩^[15]。HFV 大量采用柔性复合材料与壳式结构,大包线快速飞行时会产生显著的气动弹性效应^[32,33]。弹性振动还会产生附加攻角进而影响发动机的工作模态。HFV 高超声速飞行时还会带来严重的气动加热效应,这将直接改变其结构动力学特性,造成机身固有振动频率降低,以至于刚体状态与弹性模态之间产生明显耦合。由此可见, HFV 是一个控制/气动/推进/结构/热耦合系统(见图 1.3)。显著的动态交叉耦合效应又会进一步加剧模型的不确定性与非线性特性^[34-36],这给控制系统的设计带来了新的挑战。气动/推进耦合凸显了姿态控制的重要性,对飞行姿态(尤其是攻角)提出了严格要求。结构/热耦合效应使得机体固有频率已接近控制系统的工作带宽,控制量有可能激励弹性自由度。因此,弹性模态已不可再被忽略,在稳定刚体状态的同时,还要确保弹性自由度不被激励而失稳^[37-39]。

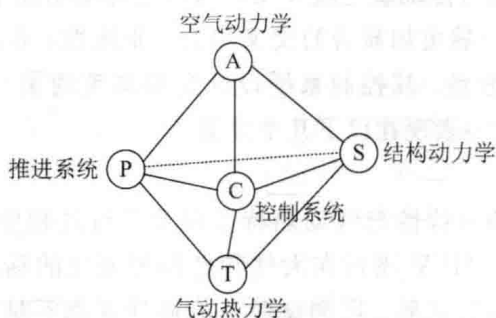


图 1.3 HFV 的动态交叉耦合关系示意图

4. 多约束与快时变

HFV 采用一体化构型设计，这导致发动机对飞行姿态异常敏感。为了保证发动机良好的工作模态，必须对飞行姿态进行严格约束。HFV 在低空高机动快速飞行时会产生极大的热流密度、动压与过载，但其机身多采用柔性材料与薄壳结构，故控制律设计过程中必须充分考虑由热流密度、动压与过载所决定的狭长飞行走廊约束^[25]。HFV 控制系统执行机构的 Φ 与 δ 也要受到其固有取值范围的限制，存在输入受限控制问题。大包线飞行过程中，飞行环境变化和因燃料消耗而带来的机体质量变化，使得 HFV 具有明显的时变特性。HFV 模型气动参数随飞行高度与速度的变化而变化，而高度与速度又随时间而变化，故气动参数是高度与速度的非线性时变函数。再考虑到 HFV 的大跨度快速飞行，其时变特性又表现出大而快的特点^[5]。

5. 非最小相位行为

依据乘波体理论，HFV 的机身前体下表面被设计成主升力面，高超声速飞行时会在前体下表面产生附体激波而形成高压流场以提供主升力。升力与发动机推力将产生绕质心的抬头力矩，该抬头力矩只能被发动机出口膨胀波与机体上表面产生的绕质心的低头力矩部分平衡。因此，HFV 的俯仰运动是静不稳定的，这进一步加大了姿态控制的难度。HFV 的飞行航迹角是由安装在机体尾部的升降舵来控制的，这必将在飞行航迹角系统中引入非最小相位行为，严重影响控制系统的稳定性与输出响应的快速性。

1.2.3 HFV 对控制科学的挑战

HFV 是一个多变量与强耦合的非线性系统，其飞行空域跨度大，飞行环境复杂多变，这导致其模型具有大而快的时变特性和高度不确定性。同时，HFV 的飞行姿态与控制输入又受到多重约束，飞行航迹角具有非最小相位行为。HFV 这些独特的动力学特性都给其控制系统的设计带来了前所未有的困难与挑战。

1. 对控制品质提出多重要求

HFV 特殊的一体化构型使得空气动力学、推进系统与结构动力学之间存在交叉耦合效应，导致其动力学特性异常复杂，模型存在很大不确定性。由于缺乏足够多的飞行与地面试验，HFV 的空气动力学特性很难精确描述，建模精度十分有限。HFV 飞行环境多变，飞行过程中还会遇到各种未知干扰。上述因素都导致 HFV 控制系统的基础结构失真，模

型参数存在高度不确定性。美国的 X-43A 验证机首次试飞时就是因为不确定性超出了控制系统的稳定边界而失控坠毁的^[29]。因此,控制系统必须具有足够强的鲁棒性,才能克服大范围飞行环境变化、外界干扰、参数摄动、建模误差与未建模动态带来的不利影响,确保飞行安全^[24]。除了鲁棒性之外,还要求 HFV 的控制系统具有良好的控制品质。由于控制系统与结构动力学之间存在耦合效应,控制量极易激励弹性自由度,这就要求控制输入要足够平滑,必须避免高频抖动现象。Scramjet 对飞行姿态尤其是攻角特别敏感,这对姿态角的响应过程提出了严格要求,姿态角响应要做到平稳过渡。同时,为了顺利完成控制任务,还应保证控制系统具有足够高的控制精度。因此, HFV 控制系统的鲁棒性不能以牺牲其他控制品质为代价,要在控制精度、鲁棒性与控制输入的平滑性之间很好地拿捏平衡,以满足 HFV 对其控制系统提出的多重要求。

2. 仿射控制与非仿射控制问题

所谓仿射模型是指对控制输入而言模型是线性的。例如, $\dot{x} = f(x, t) + g(x, t)u$ 为仿射模型,而 $\dot{x} = f(x, t) + g(x, u, t)$ 则为非仿射模型,这里 x 为状态变量, t 为时间, u 为控制输入, $f(\cdot)$ 、 $g(\cdot)$ 为未知或已知函数且 $g(\cdot) \neq 0$ 。基于仿射模型开展的控制研究称为仿射控制,反之则为非仿射控制。HFV 有着比传统飞行器更加显著的非线性、强耦合与快时变特性,并且这些特性已不能被忽略或被简单地视为扰动。HFV 还具有显著的气动弹性效应,机体与发动机又采用一体化设计,这使得 HFV 的动力学特性极其复杂,为其所建立的模型必是高阶强非线性微分方程。已有的 HFV 控制研究几乎全部都是基于其仿射模型开展的,这需要在相当的假设前提下,将 HFV 的非仿射模型简化为关于控制输入的完全仿射形式,再基于简化后的仿射模型开展控制研究。但事实上,气动力却是控制舵偏角、攻角、速度与高度的非线性函数,呈现出一种非仿射关系。尤其在大攻角高超声速飞行时,这种非仿射特性表现得愈发显著,以至于不能将其忽略或仿射化^[30,31]。此时,若仍采用传统的仿射控制方法,就会降低控制效果甚至导致控制任务失败。因此,在已有仿射控制研究的基础上,必须加大对 HFV 非仿射控制方法的研究力度。

3. 控制执行器饱和问题

HFV 以尾部升降舵作为执行机构来控制纵向运动的飞行姿态与高度,其飞行空域的大气特性变化剧烈。随着飞行高度的增加,升降舵的执行效率会显著下降。例如,以 5 马赫速度飞行时,在 10 km 高空处的升降舵执行效率相对 100 m 处将下降三分之一以上^[25]。因此,高空飞行时,升降舵需要偏转更大的角度才能满足控制要求,这就极易造成升降舵饱和现象。尽管在进行航迹规划时,已将抗执行器饱和问题考虑在内,但 HFV 在飞行过程中仍会受到诸如阵风、湍流等气流干扰,容易导致升降舵瞬时饱和。同时,未知气流也会干扰飞行姿态,对 Scramjet 的工作模态造成影响,极易诱发 Φ 的饱和现象。因此, HFV 存在控制执行器饱和问题。而一旦执行器达到饱和状态,理想的控制律就无法得到有效执行,闭环控制系统不再稳定,极有可能造成控制系统失效,这就迫切要求开展 HFV 的抗饱和和控制研究。

4. 控制系统的动态性能与实时性

HFV 的超机动、大包线与高超声速飞行,使得其控制系统对性能品质的要求比现有其他任何飞行器都要高。HFV 以升降舵作为纵向姿态控制的执行机构,其姿态控制力矩几

乎完全依靠升降舵偏转来产生^[30,31]。在进行低空飞行时,升降舵的执行效率尚能满足要求。但随着飞行高度的不断上升,控制系统的动态性能会随着升降舵执行效率的降低而显著下降^[16]。HFV以超燃冲压发动机作为动力,采用机体/发动机一体化设计,飞行攻角直接影响发动机工况。为了保证发动机良好的工作模式,要求攻角响应过程的超调量应尽可能小。为了实现HFV的超机动飞行,控制系统必须响应迅速。HFV的控制系统在执行控制指令时均有一定的响应时间,存在一定的时间延迟。超音速与亚音速飞行时,控制延迟一般可以忽略。而高超声速飞行时,一个很小的控制延迟都将引起显著的控制误差。例如,以10马赫速度飞行时,若控制延迟1ms,飞行弹道就会变化约3m^[26]。较大的控制延迟轻则导致控制精度显著降低,重则造成控制任务失败。因此,在保证HFV控制系统的鲁棒性与稳态精度的同时,必须将更多的关注投入到其动态性能与实时性上。

1.3 HFV飞行控制研究现状

HFV的建模与控制研究都主要在其纵向运动平面内开展,这一方面是因为其纵向运动模型对飞行控制而言已经足够复杂;另一方面是考虑到Scramjet对飞行姿态异常敏感,为了节省燃料,实际飞行中HFV应尽量避免横向机动^[15,25]。用于HFV飞行控制研究的模型主要包括:NASA的Winged-Cone刚体模型^[40,41]、Mirmirani的数值模型^[42]、Chavez与Schmidt的一体化解析式模型^[43]以及Bolender与Doman的改进型一体化解析式模型^[31]。Winged-Cone模型是一个刚体模型,无法反映出HFV的结构动力学特性,仅在飞行控制研究的早期被较多采用。Mirmirani的数值模型是单纯采用CFD软件与工程预估方法建立的,数据的可信度并不高。Chavez与Schmidt的一体化解析式模型是基于拉格朗日方程与虚功原理建立的,在理论力学上刻画了HFV刚体运动与结构弹性振动的耦合关系。Bolender与Doman则在以上研究的基础上,通过分别建立弹性动力学模型、气动力模型及发动机模型,最终得到了一个气动/推进/结构耦合的纵向一体化解析式模型。Parker则在Bolender与Doman的工作基础上,通过忽略模型中的一些弱耦合关系,建立了一个面向控制的HFV参数拟合模型^[30]。由于该参数拟合模型能够较准确地描述HFV的强非线性、强耦合、非最小相位行为以及结构弹性振动等主要的动力学特性,已被广泛应用于HFV的飞行控制研究中。

1.3.1 鲁棒控制

经典鲁棒控制在本质上是考虑不确定性为最坏情况时优化解的求取问题,虽能保证控制律具有满意的鲁棒性,但其他控制性能会有所牺牲,算法具有一定的保守性。文献[44]采用 μ 综合分析方法为HFV设计了一种鲁棒控制律,仿真结果表明,当存在建模误差与未知扰动时,该算法仍能提供满意的控制效果。由于弹性振动会导致攻角摄动进而影响发动机的工作模式,文献[45]研究了HFV的弹性建模与精细姿态控制问题,建立了HFV的弹性模型,综合运用 H_∞ 理论与LQR(Linear Quadratic Regulator)方法为HFV设计了一种姿态控制律,在模型参数存在较大摄动的情况下仍能实现对攻角的高精度控制。为了克服传统鲁棒控制的保守性缺点,文献[46]提出了一种新型非脆弱最优 H_2/LQR 控制方法,

仿真结果表明该方法相对于传统鲁棒控制具有一定的优势。针对 HFV 的纵向一体化弹性模型,文献[47]设计了一种鲁棒协调控制律,仿真结果证明了该方法的有效性与鲁棒性。文献[48]为 HFV 设计了一种分通道的鲁棒解耦控制律。针对 HFV 的速度与高度跟踪控制问题,文献[49]提出了一种基于在线同步更新算法(Online Simultaneous Policy Update Algorithm, SPUA)的 H_{∞} 控制方法,将 H_{∞} 状态反馈控制问题转化为对 HJI(Hamilton-Jacobi-Isaacs)方程的求解问题,并引入 SPUA 简化 HJI 方程的求解过程,仿真结果表明所提方法具有良好的跟踪效果与鲁棒性。文献[50]为 HFV 提出了一种鲁棒 L_{∞} 增益控制方法,采用 T-S(Takagi-Sugeno)模糊系统对模型未知动态进行逼近,并设计出一种新型模糊干扰观测器对扰动进行估计,保证了控制律的强鲁棒性。文献[51]为 HFV 设计了一种具有 H_{∞} 性能的自调度鲁棒解耦控制律,仿真结果验证了该方法的可靠性。文献[52]针对 HFV 子系统与控制器的异步切换问题,提出了一种新型 Lyapunov 函数,有效克服了异步切换给控制器设计带来的困难,在此基础上为 HFV 设计了一种鲁棒 H_{∞} 控制律,实现了控制输入的平滑切换,保证了对参考输入的高精度跟踪。针对 HFV 大包线飞行控制问题,文献[53,54]提出了一种参数依赖滚动时域鲁棒 H_{∞} 控制方法。文献[55]将 HFV 的纵向弹性模型表示为一个 T-S 模糊系统,进而设计了一种 H_2/H_{∞} 跟踪控制律,实现了对速度与高度参考输入的鲁棒跟踪。

1.3.2 线性变参数控制

线性变参数(Linear Parameter Varying, LPV)控制是一种有着特殊优势的增益调度(Gain Scheduling, GS)控制方法,其基本思想是通过选择合适的调度变量将原非线性模型转化为 LPV 模型,再基于 LPV 模型设计控制律。该方法不仅可以在大包线范围内保证控制系统的鲁棒性,而且还能避免传统 GS 控制方法的插值问题,可有效降低调参工作量^[56,57]。文献[58]在不确定性具有结构振动的鲁棒控制框架内,为 HFV 设计了一种基于 LPV 的鲁棒变增益控制律。文献[59]将文献[58]的理论成果拓展到了存在输入受限问题的 HFV 飞行控制中。文献[60]综合运用雅可比线性化方法与张量积模型转换方法建立了 HFV 的多胞 LPV 模型,进而设计了一种基于 H_{∞} 与 GS 理论的鲁棒变增益控制律,实现了对 HFV 参考输入的大包线鲁棒跟踪控制。文献[61]为 HFV 设计了一种基于最优间隙度量的 LPV 控制律,通过引入一种基于重叠区域的滞后切换策略,实现了控制输入的平滑切换,仿真结果表明该控制方法在 HFV 的飞行包线内均具有满意的鲁棒性。针对 HFV 的纵向运动模型,文献[62]提出了一种依赖变参数的 LPV 控制方法,通过引入松弛变量,有效降低了控制方法的保守性。文献[63]为 HFV 弹性模型设计了一种非脆弱 LPV 控制律。文献[64-67]为 HFV 提出了一种基于 LPV 模型的非脆弱切换控制方法,当模型存在参数扰动时仍能提供良好的轨迹与姿态控制效果。文献[68]针对 HFV 的再入控制问题,利用 LPV 理论,设计了一种攻角控制律。文献[69]采用张量积模型转换方法将 HFV 的纵向运动模型平滑地转化为用于控制律设计的 LPV 模型,在此基础上,为 HFV 设计了一种具有 H_{∞} 性能的动态解耦控制律。

1.3.3 滑模控制

滑模控制(Sliding Mode Control, SMC)是一种具有不连续控制输入的特殊非线性控制

方法,它能够根据系统的当前误差或误差函数,有目的地改变控制输入,以获得满意的鲁棒性或其他性能^[70-72]。SMC对模型本身的不确定性与外部扰动都不敏感,具有良好的鲁棒性。由于无需在线辨识参数,SMC具有较好的工程实用性。但是,传统SMC存在控制输入高频抖振问题,会对控制性能带来不利影响。针对HFV的Winged-Cone刚体模型,文献[73]设计了一种多输入/多输出的自适应滑模控制律,通过设计能确保速度跟踪误差与高度跟踪误差均指数收敛的滑模面,保证了模型参数摄动时满意的控制精度,但控制输入存在高频抖振。由于这些不理想的高频抖振极有可能激励HFV的弹性自由度,该算法的工程可靠性还有待进一步验证。为了解决HFV模型的强耦合与不确定问题,文献[74]将原耦合系统改写为含有非匹配不确定项的关联大系统,依据关联大系统稳定性理论与Riccati方程设计滑模控制律,并采用饱和函数替换控制律中的符号函数以削弱控制抖振。文献[75]研究了HFV的双环滑模控制方法,引入滑模观测器对未知扰动进行观测,进一步增强了控制律的鲁棒性。文献[76,77]则利用滑模观测器有效削弱了控制输入的高频抖振。文献[78]针对倾斜转弯HFV的飞行控制问题,提出了一种全局积分滑模控制方法。文献[79-81]研究了HFV的终端滑模控制方法,在保证控制律鲁棒性的同时,实现了跟踪误差的快速收敛。针对HFV的纵向运动模型,文献[82]提出了一种积分滑模控制方法,当模型存在不确定性并受到外部干扰时,控制律仍能保证速度跟踪误差与高度跟踪误差有限时间收敛,又通过引入一个非线性干扰观测器(Nonlinear Disturbance Observer, NDO),有效削弱了控制输入的抖振现象。针对HFV的纵向弹性模型,文献[83]提出了一种自适应滑模控制方法,仿真结果表明该方法可实现对高度参考输入的高精度跟踪。传统滑模控制的高频抖振现象有可能激励HFV的弹性状态,弹性振动又会耦合到刚体状态,这对控制系统的稳定性十分不利。为此,文献[84-88]深入研究了HFV的高阶滑模控制策略,实现了控制输入的准连续/连续切换。

1.3.4 反演控制

反演控制(Back-stepping Control)又称反步控制、后推控制、回推控制、回馈递推控制或后退控制,是一种非线性系统的控制律直接设计方法。它将高阶系统分解为若干个子系统,通过为每个子系统分别设计中间虚拟控制律与最终的实际控制律,以使整个闭环系统满足期望的动态性能与稳态性能,并实现对系统的全局调节或跟踪^[89,90]。与反馈线性化控制抵消系统所有非线性项的做法不同,反演控制能充分利用系统有用的非线性项,也可通过增加非线性阻尼来控制不利的非线性项,从而获得更好的动态性能。反演控制通过引入虚拟控制律,将非匹配不确定系统转化为匹配不确定系统,使之在处理系统非匹配不确定问题方面表现出得天独厚的优势^[17,89-91]。但对于高阶系统,反演控制需要对虚拟控制律反复求导,即所谓的“微分项膨胀”问题,这已成为制约反演控制发展的一个关键难题^[92-94]。

近年来,国内外学者对HFV的反演控制方法进行了深入研究,取得了一大批代表性成果^[92-108]。针对HFV的纵向运动模型,文献[109,110]分别采用动态逆与反演设计速度控制律与高度控制律,假设模型气动参数存在有界摄动,引入投影算子对不确定参数进行在线估计,基于Lyapunov理论设计估计参数的自适应律,保证了闭环控制系统的稳定性与