



导弹先进制导 与控制理论

Missile Advanced Guidance
and Control Theory

■ 方洋旺 伍友利 王洪强 张平 著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

导弹先进制导与控制理论

方洋旺 伍友利 王洪强 张平 著

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书是关于导弹制导与控制理论的一本著作。书中重点介绍了近年来国内外学者在此领域的最新研究成果,详细论述了随机最优制导律、结构随机跳变最优制导律、随机微分对策制导律、 H_{∞} 制导律、随机滑模变结构制导律以及直接力/气动力复合控制技术等新理论和方法。

全书共分9章,基本内容由四部分组成。第一部分由第2章至第6章组成,详细介绍了随机最优制导律、随机滑模变结构制导律、 H_{∞} 制导律、结构随机跳变最优制导律、随机最优预测制导律等相关的控制理论和制导律设计方法。第二部分是随机微分对策制导律。基于双方对抗的作战思维,在充分考虑对手获取的信息及可能采用的制导和控制策略的前提下,提出我方的最优制导与控制策略。第三部分是直接力/气动力复合控制理论。首先介绍了基于直接力控制的侧向喷流干扰及动态特性分析;然后,介绍了复合控制的优化控制分配及点火策略;最后,在上述研究的基础上,给出了导弹直接力/气动力复合控制方法。第四部分为导弹制导与控制半实物仿真。在介绍导弹制导与控制半实物仿真环境的基础上,详细论述了如何对本书所介绍的主要制导与控制理论进行半实物仿真分析与验证。

本书可作为武器系统与运用工程、控制理论与应用以及其他相关专业的高年级本科生和研究生教材,也可供上述专业的工程技术人员阅读参考。

图书在版编目(CIP)数据

导弹先进制导与控制理论/方洋旺等著. —北京:国防工业出版社,2015.9

ISBN 978-7-118-10340-3

I. ①导... II. ①方... III. ①导弹制导-研究
②导弹控制-研究 IV. ①TJ765

中国版本图书馆CIP数据核字(2015)第217546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)

北京奥鑫印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 16 $\frac{3}{4}$ 字数 381千字

2015年9月第1版第1次印刷 印数1—3000册 定价49.00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

随着现代科学技术,特别是自动控制理论的飞速发展,出现了很多新的控制理论和方法,人们将其应用到导弹的制导与控制中,从而,推动导弹的制导与控制技术取得了重大突破,各种新型的制导与控制技术相继出现并在新型导弹中取得了成功的应用。近年来,也相继出版了一些关于导弹制导与控制技术方面的著作,推动导弹制导与技术的发展。但本专著第一作者从2009年给博士生新开设“导弹先进制导与控制技术”课程时,很难找到一本全面介绍有关机载导弹制导与控制技术方面最新研究成果的教材或专著。究其原因,一是已出版专著大都侧重于某类导弹如防空导弹的制导与控制理论和技术,还没有专门机载导弹的特点论述制导与控制理论方面的著作;二是大多数专著侧重于某些方面的制导与控制理论和技术,还没有对适用于复杂对抗环境下的制导与控制理论如结构随机跳变制导律、随机最优制导律、随机微分对策制导律等做详细的论述。因此,出版一本有关导弹先进制导与控制理论方面的专著,以弥补这一方面的空白十分必要。本书的主要研究内容来源于三个方面:一是第一作者在给博士生连续四年开设“导弹先进制导与控制技术”课程时,通过不断地搜集整理近些年来国内外在此方面的最新研究成果而撰写的讲义内容;二是作者近几年来承担的国家自然科学基金项目“随机跳变系统最优控制理论及其应用研究”(项目编号:60674031)、“近空间飞行器的结构随机跳变最优控制理论研究”(项目编号:60674040)以及中国人民解放军总装备部预研重点基金等多项目科研成果的相关内容;三是第一作者指导的已毕业的9名博士生博士论文的相关内容。本书正是在综合以上三部分内容的基础上经过进一步扩充和提炼后形成的。本专著的出现将对从事导弹研究和设计工作的人员以及导弹专业硕士、博士生的培养提供方便。专著的研究思路将对未来相关研究工作给予有益的启发,更好地推动导弹制导与控制理论及技术的发展。

本书全面介绍了机载导弹作战效能评估的最新研究成果,系统总结了作者在机载导弹武器系统效能评估方面的研究经验和进展,既包括理论分析,又包括工程实现技术。全书内容的特点:一是理论分析严谨、科学性强。本书对主要的公式及结论都进行严格的理论分析和推导,且大多数都以定理的形式给出严格的数学证明。二是研究内容贴近实际,实用性强。本书的主要研究内容大都是用来解决导弹在复杂战场环境下的制导与控制问题,如目标机动及释放各种干扰情况下导弹如何进行制导与控制等问题,因此,具有很强的实用性。三是研究内容新颖,前瞻性强。书中许多内容在国内都是首次被系统地介绍,如结构随机跳变制导律、随机最优制导律、随机微分对策制导律等。

本书第1、2、5、6、8章由方洋旺撰写,第3章由王洪强撰写,第4章和第9章由伍友利撰写,第7章由张平撰写,全书由方洋旺统稿。

衷心地感谢空军工程大学杨晓铁教授、张凤鸣教授、于雷教授、航空航天工程学院李

学仁教授、魏贤志教授、肖明清教授等的关心、鼓励和帮助；衷心地感谢西北工业大学航天学院闫杰教授、空空导弹研究院控制所张金鹏首席技术专家、中国航天科工集团第八研究院总体部王希副主任的大力支持和帮助；还要感谢空军工程大学及航空航天工程学院领导、同仁的大力支持。

书中包含了第一作者的历届博士研究生周晓滨、解增辉、曾宪伟、胡诗国、蔡文新、李锐等研究工作，对于他们所做的贡献表示衷心的感谢。

在本书编写过程中，第一作者的博士研究生刁兴华，硕士研究生杨鹏飞(大)、杨鹏飞(小)、傅修竹等参与了本书部分文稿的录入及插图的绘制工作，在此表示感谢。

感谢国防工业出版社曲岩编辑的大力支持和帮助。

感谢国家自然科学基金、国防预研重点基金、陕西省自然科学基金(项目编号：2014JQ8339)、中国博士后基金(项目编号：2014M562630)、军队“2110”重点学科建设基金、空军工程大学航空航天工程学院科研创新基金等对本著作的资助。

本书引用了一些作者的论著及其研究成果，在此，向他们表示深深的谢意。

由于水平有限，书中缺点甚至错误之处在所难免，望读者批评指正。

作者

2015年7月30日

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 导弹制导控制系统概述	1
1.2 导弹先进制导理论研究现状	1
1.2.1 经典制导理论	2
1.2.2 导弹先进制导理论	2
1.3 导弹先进控制理论研究现状	5
1.3.1 侧向喷流干扰流场试验	6
1.3.2 复合控制策略	6
1.3.3 直接力/气动力复合控制理论	7
参考文献	7
第 2 章 随机最优制导律	13
2.1 概述	13
2.2 随机线性最优控制的基本理论	13
2.2.1 随机线性最优控制	13
2.2.2 基于扩展二次型的随机线性最优控制	16
2.3 惯性坐标系下随机最优制导律	16
2.3.1 问题描述	16
2.3.2 目标机动为白噪声情形	17
2.3.3 目标机动为有色噪声情形	21
2.4 导弹和目标相对坐标系下随机最优制导律	29
2.4.1 模型描述	29
2.4.2 非机动目标情形	30
2.4.3 机动目标情形	33
2.5 随机最优制导律仿真研究	41
2.5.1 非机动目标情形仿真分析	41
2.5.2 机动目标情形仿真分析	42
2.5.3 应用实例	43
参考文献	48

第 3 章 随机滑模变结构制导律	49
3.1 变结构控制的基本概念	49
3.1.1 基本控制方法	49
3.1.2 滑动模态	50
3.1.3 滑模控制基本问题	51
3.1.4 变结构控制的动态品质	52
3.1.5 滑模变结构控制结构与性质	53
3.2 滑模变结构控制方法	54
3.2.1 自适应滑模变结构控制	54
3.2.2 Terminal 滑模变结构控制	56
3.2.3 随机系统滑模变结构控制	58
3.2.4 离散时间滑模变结构控制	67
3.3 自适应滑模变结构制导律	73
3.3.1 导弹拦截问题的描述	73
3.3.2 基于趋近律的滑模制导律	74
3.3.3 自适应参数调节	75
3.3.4 自适应双滑模制导律	75
3.4 非奇异 Terminal 滑模制导律	78
3.4.1 非奇异 Terminal 滑模制导律设计	78
3.4.2 稳定性分析	79
3.4.3 有限时间到达分析	80
3.4.4 仿真分析	81
3.5 随机滑模变结构制导律	83
3.5.1 问题描述	83
3.5.2 系统状态的测量	84
3.5.3 制导律的设计	84
3.5.4 滑模运动的可达性分析	86
3.5.5 与确定性滑模制导律的比较分析	87
3.5.6 仿真分析	88
3.6 离散时间滑模变结构制导律	90
3.6.1 问题描述	90
3.6.2 离散时间滑模变结构制导律设计	90
3.6.3 稳定性分析	91
参考文献	92
第 4 章 H_{∞} 制导律	95
4.1 概述	95

4.2	H_{∞} 控制理论基础	95
4.2.1	标准 H_{∞} 控制问题	95
4.2.2	非线性 H_{∞} 控制问题	97
4.3	导弹拦截 H_{∞} 制导律	98
4.3.1	问题描述	98
4.3.2	H_{∞} 制导律设计	99
4.3.3	仿真研究	101
4.4	寻的导弹非线性 H_{∞} 制导律	102
4.4.1	问题描述	102
4.4.2	寻的导弹非线性 H_{∞} 制导律设计	103
4.4.3	仿真研究	105
	参考文献	107
第 5 章	结构随机跳变最优制导律	109
5.1	概述	109
5.2	结构随机跳变线性系统最优状态估计	109
5.2.1	离散时间结构随机跳变线性系统	109
5.2.2	连续时间结构随机跳变线性系统	115
5.3	结构随机跳变系统最优控制理论	119
5.3.1	连续时间结构随机跳变线性系统最优控制	119
5.3.2	离散时间结构随机跳变系统最优控制	121
5.4	结构随机跳变最优制导律	125
5.4.1	问题描述	125
5.4.2	制导规律推导	126
5.4.3	制导律分析	129
5.4.4	仿真结果与分析	129
	参考文献	132
第 6 章	随机最优预测制导律	135
6.1	概述	135
6.2	随机最优预测控制理论	135
6.2.1	连续时间随机系统的均方实用稳定性	135
6.2.2	随机线性系统的状态反馈滚动预测控制	136
6.2.3	随机非线性系统预测控制	143
6.3	基于零控脱靶量 (ZEM) 的随机预测制导律	145
6.3.1	零控脱靶量	145
6.3.2	随机最优预测制导律	146

6.3.3	状态估计	147
6.3.4	仿真分析	150
6.4	基于视线角速度的随机预测制导律	152
6.4.1	问题描述	152
6.4.2	随机最优预测制导律	153
6.4.3	具有控制约束的随机最优预测制导律	155
6.4.4	仿真分析	155
	参考文献	159
第7章	随机微分对策制导律	160
7.1	概述	160
7.2	微分对策理论	161
7.2.1	完全状态信息	161
7.2.2	非对称状态信息	164
7.2.3	对称非完全状态信息	165
7.3	基于视线角速度的随机微分对策制导律	168
7.3.1	问题描述	168
7.3.2	随机微分对策制导律	169
7.4	多种信息模式下范数型微分对策制导律	170
7.4.1	范数型微分对策追逃模型	170
7.4.2	目标机动信息实时可知情形	171
7.4.3	目标机动信息时延可知情形	173
7.4.4	目标机动信息未知情形	174
7.4.5	仿真研究	174
7.5	一种自适应加权微分对策制导律	177
7.5.1	基于信息模式的制导律推导	177
7.5.2	基于“当前”统计模型的目标信息自适应估计	180
7.5.3	自适应加权微分对策制导律	182
7.5.4	仿真研究	183
	参考文献	185
第8章	导弹直接力/气动力复合控制理论	188
8.1	概述	188
8.2	直接力控制导弹喷流干扰及动态特性分析	188
8.2.1	侧向喷流及推力模型	189
8.2.2	姿控发动机工作时的导弹动态特性	202
8.2.3	姿控发动机力臂对动态特性的影响	205

8.3	复合控制的优化控制分配及点火策略	207
8.3.1	引言	207
8.3.2	复合控制分配策略	207
8.3.3	复合控制优化算法	210
8.3.4	仿真分析	213
8.4	导弹直接力/气动力复合控制方法	216
8.4.1	引言	216
8.4.2	控制通道耦合分析	216
8.4.3	解耦控制	220
8.4.4	滚转通道控制算法	229
	参考文献	234
第9章	导弹制导系统半实物仿真研究	236
9.1	概述	236
9.2	导弹制导半实物仿真系统	236
9.2.1	半实物仿真研究基本理论	236
9.2.2	导弹制导半实物仿真系统	237
9.2.3	扩展板卡硬件设计	240
9.2.4	半实物仿真软件设计	242
9.3	结构随机跳变最优制导律仿真实验与分析	243
9.3.1	初始设置	243
9.3.2	目标作不同机动情况的仿真研究	244
9.3.3	目标释放红外干扰弹情况下仿真研究	246
9.3.4	目标机动并释放红外干扰弹情况下仿真研究	248
9.4	微分对策制导律半实物仿真研究	251
9.4.1	初始设置	251
9.4.2	系统仿真结果	251
9.5	随机预测制导律半实物仿真研究	254
9.5.1	初始设置	254
9.5.2	系统仿真结果	254
	参考文献	256

第 1 章 绪 论

1.1 导弹制导控制系统概述

导弹是现代化的精确制导武器系统,其主要任务是对目标实施精确打击。导弹与普通武器的根本区别在于导弹具有制导系统。制导系统以导弹为控制对象,保证导弹在飞行的过程中能克服各种不确定性和干扰因素,使导弹按照预先规定的弹道,或者根据目标的运动情况及时修正自己的弹道,最后准确命中目标。概括起来导弹制导系统实质上是完成导弹“导引”和“控制”功能的硬件及软件的总称^[1]。

导弹制导控制系统又区别于一般自动控制系统,具有如下主要特点^[2,3],必须在分析与设计中着重考虑。

(1) 导弹是一个高速并可机动的飞行器。为了对付目标,必须具有连续测定目标状态的能力,并控制导弹按照一定的规律飞行,这样才能有效地命中目标。

(2) 导弹在使用空域内飞行高度和飞行速度的变化范围很宽广,所以飞行中它的运动参数和控制参数都会有大幅度的改变,致使导弹动态特性发生很大变化。为了获得满意的导弹自动驾驶仪控制品质和导弹飞行性能,制导系统不能只按一条特定弹道设计,必须有自适应能力。

(3) 由于导弹战斗部威力有一定限制,因此制导系统的精度必须满足对目标命中精度的要求。

(4) 由于现代高技术战场越来越复杂,导弹作战面临着严峻的干扰环境,因此制导系统设计必须考虑各种随机干扰的影响,具备相应的对抗措施。

第二次世界大战以后,各国都十分重视发展导弹技术。在 20 世纪 70 年代前后经历的几次局部战争使得导弹技术得到全面发展,到了 20 世纪 90 年代导弹制导精度大大提高^[4],并且已经向高度智能化、高精度、强机动和强抗干扰等方向发展^[5]。目前,导弹制导与控制系统主要向两方面发展:一方面,制导系统中采用先进的数据融合和集成技术、信息处理技术及新的制导体系,提高制导精度和抗干扰能力,适应未来高技术条件下的复杂作战环境,以实现导弹全天候、全天时的工作能力,抗多种干扰能力^[6];另一方面,导弹制导系统中应用先进的控制理论,如智能控制技术、非线性控制、随机系统控制等,以解决在强对抗条件下较为理想地完成导弹制导任务的问题。导弹制导规律按发展阶段可分为经典制导律和现代制导律,而现代制导律都是基于目前先进的控制理论进行研究的,因此,所得到的理论也称为导弹先进制导理论。

1.2 导弹先进制导理论研究现状

导弹制导规律是导弹制导系统的重要组成部分,其过程就是,在导弹飞向目标的过程中,不断地测量导弹的实际飞行弹道相对于理想(规定)飞行弹道之偏差,或者测量

导弹与目标的相对位置及偏差,并按照一定引导规律计算出导弹跟踪目标所必需的控制指令,以便通过自动控制导弹修正偏差,准确地飞向目标^[1]。

1.2.1 经典制导理论

制导律是描述导弹质心运动应遵循的准则,它确定了导弹质心在空间的运动轨迹。经典制导理论即按照经典导引方法,主要有追踪法、平行接近法以及比例导引法。追踪法要求导弹的飞行速度矢量始终对准目标,这种导引方法要求导弹速度大于目标速度,且导弹与目标速度比对制导系统性能影响显著,在实际工程应用中受到限制。平行接近法要求导弹在攻击目标的过程中目标视线角保持不变,其主要优点是弹道比较平直,但其缺点在于对量测信息的精度有严格要求,系统复杂因此难以在实际系统中应用。比例导引法(Proportional Navigation, PN)具有技术上易于实现、不需太多信息及弹道平直等特点,所以被广泛采用^[7,8]。为改善比例导引律的导引特性,使之适应现代战争目标机动能力强、战场环境日益恶劣以及高精度命中要求,以基本比例导引法为基础,出现了各种各样的改进比例导引律,如纯比例导引法^[9-11]、理想比例导引法^[12,13]、真比例导引法^[14,15]、扩展PID比例导引法^[16-18]、变结构比例导引法^[19]等。但由于比例导引法本身的缺陷,这些导引方法在攻击大机动目标或有强电子对抗情况下,制导精度不高,当目标存在机动时,特别是当目标机动过载接近甚至强于拦截器时,会出现拦截器法向过载饱和状态从而引起脱靶。

1.2.2 导弹先进制导理论

导弹先进制导理论即现代导引方法近年来受到普遍重视,主要原因是比例导引法在对付高速机动目标和复杂电子对抗环境时显得无能为力。同时,由于现代导弹的发展提出了经典制导律所不能满足的更高要求。

随着现代控制理论的发展,以及现代科学技术不断交叉、融合发展的特点,出现了以现代控制理论为基础的导弹先进制导理论,如最优制导律^[20-23]、滑模变结构制导律^[24-26]、鲁棒制导律^[27,28]、结构随机跳变制导律^[29]、随机预测制导律^[30,31]、微分对策制导律^[32-34]等。下面逐一介绍其研究现状。

1.2.2.1 最优制导律

最优控制理论从20世纪50年代提出来以后,很快在航空航天及其他很多领域获得广泛应用^[35]。20世纪70年代,Bryson和Ho利用最优控制理论表明比例导引(PN)是一种使终端脱靶量最小化的最优控制律。但他们在推导过程中,做了很多隐含于问题中和显含于推导中的假设^[36,37]。实际上,最优制导律的形式和性能与性能指标、控制约束、终端约束、对目标加速度信息有效性的假设以及导弹的动力学系统等密切相关,虽然在一定的假设条件下能给出具体的解析表达式,但非常复杂,通常涉及求解矩阵微分方程的两点边值问题^[35,36]。为了能使最优制导律获得工程应用,其研究主要围绕两个方面:①简化制导律的计算、性能指标的改进,如文献[38]通过简化模型来获得最优制导律的解析表达式,本文作者及研究团队通过定义扩展二次型的方法来简化计算,从而获得其解析表达式^[35,39];②考虑导弹受到的各种外界干扰开展随机最优制导律的研究,文献[35]、[39]、[40]考虑目标机动及外部环境干扰,同时考虑测量误差的情况下,推导出随机最优制导

律的解析表达式,文献[21,41-44]针对不同类型的导弹,给出了随机最优制导律的算法。

1.2.2.2 滑模变结构制导律

基于滑模变结构控制理论的导弹制导方法即称为滑模变结构制导律。滑模变结构制导律的研究主要围绕滑模面的选取和滑模控制量的设计两个方面展开的。关于滑模控制量的选取,早期的变结构制导律都是以比例导引为基础设计滑模面。S. D. Brierley^[45]、Babu等^[46]选择视线角速率为滑动面,将滑模控制器用于空空导弹,通过仿真显示了控制器对控制动力学模型中的不确定具有鲁棒性。周荻^[54]将三个通道间存在着明显的耦合导弹控制系统的方程解耦为三个简单的子系统,根据变结构控制理论分别选取线性切换函数作为滑模面,并设计滑模控制器分别进行控制。沈明辉等^[47]选择视线角速度误差和相对距离的乘积项作为切换函数。Gwanyoung Moon等^[48]基于四元数描述的飞行器姿态运动方程,应用Hamilton-Jacobi-Bellman等式得到满足最优条件的非线性滑模面,在此基础上设计了滑模控制器。近年来,一些学者^[49,50]提出双滑模变结构控制来削弱滑模控制器的抖动。胡云安等^[6]针对某型导弹纵向回路线性模型和非线性时变模型,基于双滑模变结构控制理论设计了导弹过载控制器,保证状态轨迹分别在两条滑模区上来回切换,降低了控制量振动频率。童春霞等^[7]将双滑模变结构控制应用到BTT导弹自动驾驶仪设计中,用极点配置方法设计了双滑动模态,降低了控制器的切换频率。赵红超等^[51]应用全局滑模变结构控制方法设计了导弹的飞行控制系统,保证了导弹的新输出量渐近地跟踪其期望值。汤一华等^[52]给出了一种基于Terminal滑模的鲁棒末制导律设计方法,去除了传统变结构制导律中的切换项,保证制导系统具有全局快速性。顾文锦^[53]基于Terminal滑模控制的思想进行了制导律设计,提出了一种超声速反舰导弹针对海面机动目标的主动蛇行变轨导引设计方案,使反舰导弹在打击舰艇的过程中实现蛇行变轨以能够规避敌方拦截导弹。

关于滑模控制量的设计,周荻等^[54]将最优制导律与滑模控制相结合,设计了一种最优滑模制导律。余文学等^[55]将目标的机动加速度视为一类有界扰动,考虑导弹自动驾驶仪动态特性,综合设计了一种自适应变结构制导律。董朝阳等^[56]应用滑模变结构控制设计了飞行器大角度姿态控制系统,对于变结构偏置参数也采用了相同的自适应设计。关于削弱颤振现象,人们已将自适应模糊变结构控制应用到导弹的制导和控制中来^[57,58]。模糊系统除了用来调整参数大小,还用来逼近某个不确定函数。华莹等^[59]利用模糊逻辑系统对飞行器姿态运动模型的非线性和不确定性函数进行逼近,陈宇等^[60]针对采用直接侧向力控制的敏捷性导弹,提出了一种适用于拦截大机动目标的自适应模糊变结构末制导律,提高导弹末段机动过载和快速响应能力。

1.2.2.3 鲁棒制导律

国外对导弹随机鲁棒控制的研究成果颇多^[61-64]。国内学者侯明善结合鲁棒控制方法,设计了 H_{∞} 鲁棒自动驾驶仪,并利用变结构控制理论研究了制导中目标机动的鲁棒性能^[65-67];张友安等利用李亚普诺夫稳定理论和鲁棒控制方法提出三维鲁棒制导算法,使导弹在导引段不需要过大加速指令,并且对目标加速度等信息精确度要求不高^[68-70];而林波等设计的鲁棒制导律则不需要任何目标信息^[71];吴森堂直接依据导弹武器系统鲁棒稳定性和鲁棒性能指标要求,建立了随机函数,对全弹道六自由度非线性时变控制系统进

行了随机鲁棒控制的仿真,取得了很高的工程应用价值^[75];李新国等针对非线性模型采用非线性鲁棒控制理论设计了导弹鲁棒制导律,并给出了 Hamilton - Jacobi 偏微分不等式的解析解^[76]。另外,周锐^[131]、周荻^[54]、史忠科^[72]、郑建华^[73]等都有专著对该问题进行讨论。可以看出,众多的文献在理论和应用上都取得了很大的成果。随机最优鲁棒控制在导弹制导方面的应用主要集中于以下几点:

- (1) 鲁棒控制稳定性理论研究及导弹鲁棒制导的设计与研究;
- (2) 导弹制导中关键性能指标对系统鲁棒性的影响研究;
- (3) 利用最优控制策略将导弹制导与控制的鲁棒性能指标进行转化,以简化求解过程的研究;
- (4) 利用导弹制导特点设计鲁棒控制器,并结合其他理论以避免系统控制矩阵未知时控制器可能的奇异问题。

1.2.2.4 结构随机跳变制导律

在实际工程问题中,存在着大量由于随机突变现象引起系统状态及参数跳变的动力学系统,诸如互联子系统的变化、外部环境条件等的突变而引起系统参数的改变等^[74,75,77]。特别是在军事领域,由于对抗和反对抗的矛盾愈演愈烈,通常人为地使控制系统的结构和参数产生随机突变,以躲避对方的跟踪及干扰^[74,75]。人们通过大量的研究发现,这种结构随机变化规律通常遵循马尔可夫过程的变化规律,故此类系统又称为结构随机跳变系统,或 Markov 跳变系统。针对此类系统进行状态估计和控制器设计在近十年一直是热点问题,目前,已经取得大量结构随机跳变状态估计和控制理论方面的研究成果^[74,79]。同时,人们开始将其应用到空空导弹的制导系统中,形成结构随机跳变制导律^[74,80]。本书作者首先建立了空空导弹结构随机跳变控制系统模型,然后基于结构随机跳变最优估计理论、结构随机跳变最优控制理论推导了结构随机跳变制导律,并进行了计算机仿真和半实物仿真。结果表明,在目标施放红外干扰或目标机动或两者同时进行的情况下,基于结构随机跳变制导律的空空导弹脱靶量都能满足作战要求,表明此制导律具有很强的抗干扰的能力^[82-84]。

1.2.2.5 随机预测制导律

预测控制区别于其他控制器的特点在于它以当前状态作为初始状态在线求解最优控制问题,并采取滚动时域策略的实施。通过研究发现,预测控制不但具有很好的预测能力,而且很容易求解控制系统变量受约束条件下的控制器设计问题。因此,对于高机动目标或高速飞行目标,导弹非常需要具有上述特点的制导方法以满足攻击此类目标的要求。于是,人们开始将其用于制导律的设计,Bryson^[84]利用最优控制理论证明了比例导引律是在假定弹目相对运动线性化、目标无机动、拦截导弹无动态延迟的情况下,以终端脱靶量和控制能量为性能指标的控制问题的最优解,这个重要结论说明了运用最优控制理论设计导引律的可行性^[85,86]。而预测控制与最优控制具有天然的相关性,文献[87]指出,假设导弹与目标可视为质点,对于拦截机动或非机动目标的最优控制问题可以利用带有二次型性能指标的线性微分方程来描述,这种应用现代控制理论得到的制导策略称为预测制导方法^[88,89]。Zarcha^[90]在平面拦截问题中,将预测制导与比例及扩展比例导引进行比较。Hecht 和 Troesch^[91]指出,当飞行器动力学被简化时,预测制导和比例导引是相同的。Fitzgerald^[92]研究了具有时间响应延迟的拦截器预测制导问题。Kim^[92,93]等利用最

短拦截时间设计了预测制导方案。Newman^[94-97]研究了如何提高预测制导律的零效脱靶量计算速度和精度问题。方炜^[97]根据再入飞行器的动压、过载以及气动加热量等约束条件通过预测控制律在线反复计算获得了预测制导律。文献[98]针对无人机系统研究了一类开关式预测制导律。S. Talole 和 R. Banavar^[99]利用泰勒展开方法和确定性连续时间输出预测控制原理设计制导律,并证明了与比例导引律的相关性。由于引入了性能指标以及终端约束,预测制导律等现代制导律理论上可获得较比例导引律更好的性能。

1.2.2.6 微分对策制导律

导弹拦截目标属于微分对策当中的追逃问题,导弹能否有效拦截目标取决于许多的因素,制导律是最重要的因素之一^[100],其实质就是追逃问题中追击者的策略。导弹与普通武器的根本区别在于导弹具有制导系统,制导系统以导弹为控制对象根据获取的外界信息^[101]形成制导策略,保证导弹在飞行过程中克服各种不确定性和干扰因素,并使导弹按照预先规定的弹道,或者根据目标的运动情况及时修正自己的弹道,最后准确命中目标。

微分对策控制将最优控制理论和对策论进行有效融合,在处理对抗问题上具有明显优势^[103]。导弹拦截目标时,双方均机动、可控,一方追击使得脱靶量最小,另一方逃避,努力使脱靶量最大,如果将此问题视为最优控制问题是不合理的^[108],而将机动目标的拦截问题作为二人微分对策问题进行研究是比较恰当的。Anderson^[105]假设目标为理想动态特性,导弹为理想的一阶动态特性,对最优控制与微分对策控制进行了比较,结果表明微分对策对目标加速度估计的误差并不敏感,其仅考虑目标的机动能力大小并使目标机动影响降低到最小;Shima^[104]考虑目标机动信息估计的延迟性,通过延时的估计对信息进行补偿,所得制导律性能有所提高;Oshman^[107]利用成像寻的技术获取目标加速度的符号值,结合目标加速度的可达集概念,对目标机动信息延迟下的制导律进行改进。文献[108,109]基于二次型微分对策控制,表明如果将惩罚系数选取得恰当,则导弹可以以任意小的脱靶量拦截目标而其付出的机动代价不会超过允许的过载范围。然而,文献[105,108,109]中介绍的二次型指标中目标控制量的惩罚系数均为固定值,当目标实施不同强度机动时,固定参数将产生较大的脱靶量^[110]。目前,美、欧等国家仍然投入大量的人力物力对这种制导律进行研究^[103-114],微分对策制导律对将来导弹武器的制导、设计及战术使用等各方面都将具有极其重要的价值。

1.3 导弹先进控制理论研究现状

由于直接力控制具有独特的优势,世界各国对直接侧向力控制技术进行了大量的研究,一些军事强国已经将此大量应用到先进的导弹上,目前国外已有或在研的具有反导能力的防空导弹,几乎都采用了侧向直接力控制技术。按照直接力作用位置的不同,分为以下几种情况^[115-120]:

(1) 姿控方式。侧向燃气动力通过其执行机构产生相对于拦截弹质心的控制力矩,进而对拦截弹的姿态运动进行操纵的控制方式,一般将燃气动力作用点置于质心之前,起类似于鸭式舵的作用。如美国 PAC-III 系统中的 ERINT 拦截弹,德国的 TLVS (Taktisches Luft Verteidigungs Systems) 系统。

(2) 轨控方式。燃气动力执行机构安装在拦截弹的质心处,侧向力直接提供侧向机动能力。典型型号如俄罗斯的 S-400 防御系统中的 9M96E、9M96E2 小型化防空导弹,法国的“阿斯特”(Aster-I, Aster-II) 导弹。

(3) 姿轨控方式。这种方式下,侧向力作用时间较长,在改变姿态的同时,也产生较为明显的侧向机动加速度。

随着空中目标飞行高度越来越高、飞行速度越来越快以及机动能力越来越强,采用常规的仅具有气动力的空空导弹控制系统不能满足作战要求,而借助目前地空导弹采用的直接力/气动力复合控制的导弹系统将是一个可行的解决思路。但当空空导弹采用直接力/气动力复合控制时,将面临一系列理论和应用问题,当进行大攻角机动飞行时,气动力所呈现的非线性和不确定性更加严重,而且当攻角超过一定值时,还会引起严重的气流不对称,即使是零侧滑角也会形成非常复杂的左右不对称背涡系,诱导产生出一个很大的侧向力,同时伴有偏航和滚转力矩,且侧向力大小和方向变化的规律捉摸不定,导致导弹控制通道的严重耦合^[121-123]。因此,如何正确认知侧向喷流的作用规律及其相互干扰特性,如何在系统模型复杂且不确定、目标机动、参数变化剧烈的情况下实现高精度控制等都是非常棘手的关键课题。特别是在侧向喷流干扰流场试验、直接力/气动力复合控制理论、复合控制策略等方面急需深入的研究。本书将针对采用直接力/气动力复合控制的空空导弹的上述相关问题进行分析,给出一些空空导弹直接力/气动力复合控制的相关理论结果。

1.3.1 侧向喷流干扰流场试验

采用复合控制是提高导弹机动能力和精确打击能力的关键技术之一,而直接力控制的侧向喷流与外流的相互干扰是一个非常复杂的问题,近年来受到国内外学者的广泛关注^[121-123]。侧向喷流控制技术(RCS)与传统的气动舵控制方式相比,具有响应快、效率高优点,但是侧向喷流和周围气流相互干扰产生的干扰流场十分复杂,不仅包含复杂的涡系结构和波系结构,还存在附面层与激波的相互干扰、自由剪切层、激波、膨胀波和大规模分离,且具有很强的非线性特征。文献[122、123]针对侧向喷流受众多因素影响,包括喷口的形状和面积、喷管的位置和数目、喷流角度、导弹的攻角、飞行高度、来流马赫数、当地雷诺数以及来流、弹体和喷流之间的几何关系的影响进行了理论和仿真研究。文献[127]、[128]研究了大气层内侧向喷流为导弹提供的侧向力不仅包括喷流本身的推力,而且包括喷流和导弹绕流的干扰而引起的附加侧向力以及压心的变化等。文献[129]利用计算流体力学方法,通过软件对侧喷干扰流场进行数值模拟,定量地给出了干扰流场及侧喷产生的气动干扰力和力矩等结果,为建立导弹直接侧向力控制模型奠定了基础。

1.3.2 复合控制策略

采用直接力/气动力复合控制是提高导弹拦截精度的有效手段,其复合控制系统的设计一般是将侧喷直接力和气动力进行解耦,同时分解控制信号,由侧喷直接力姿控系统和气动力控制系统分别执行。其中一个重要的问题就是如何将控制信号进行分解,即如何将期望的控制指令分配到受位置和速率约束的不同独立类型的操纵机构,这就是控制分配问题^[130]。不合理的控制分配将可能导致导弹的可控性和控制效益降低^[131]。

而且,直接力姿控系统在接收到分配指令后,如何有效控制侧喷力(力矩)产生的大小和方向,即组合点火算法的研究也是复合控制系统设计的重要问题之一。文献[132]、[133]针对由小型固体脉冲式发动机阵列构成侧喷直接力姿控系统的自旋稳定导弹的组合点火方式进行了研究,文献[129]针对旋转稳定导弹的组合点火方式进行了研究,给出了组合点火算法,并考虑喷流干扰的影响。

1.3.3 直接力/气动力复合控制理论

基于直接力/气动力复合控制的导弹在快速实现大攻角机动飞行的同时,其气动力和力矩呈现明显非线性和不确定性,控制通道严重耦合。这样,传统的基于小扰动线性化的PID控制方法已难以适应,应用 H_∞ 控制理论, μ 假设解决模型不确定性和外部摄动问题的鲁棒控制技术发展很快,并显示出极大优越性,在飞行控制、导弹自动驾驶仪设计、气动辅助变轨、航天器姿态控制等方面, H_∞ 控制理论都有一定应用^[134,135]。

基于直接力/气动力复合控制的导弹模型具有高度非线性,反馈线性化是一种重要的控制设计方法。Kim^[136]等人将导弹动力学分离为快变和慢变两个动力学子系统:快变的体系角速度动力学和慢变的纵向加速度与角度动力学系统,然后分别对快变动力学子系统和慢变动力学子系统进行非线性动态逆控制设计。Schumacher^[137]将动态逆方法用于导弹控制系统设计,并进行了稳定性分析,指出当内回路带宽足够大而执行机构不饱和和时,可保证闭环系统稳定,但这两种方法设计的控制系统鲁棒性都比较差。由于反馈线性化方法依赖系统精确的非线性模型,对建模误差敏感,为解决这一问题,出现了鲁棒反馈线性化方法,将其与神经网络控制^[138]、变结构控制^[139-141]或 H_∞ 控制^[142]相结合。

参 考 文 献

- [1] 刘兴堂. 精确制导、控制与仿真技术[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [2] 赵育善,吴斌. 导弹引论[M]. 西安:西北工业大学出版社,2000.
- [3] 杨军,杨晨,段朝阳,等. 现代导弹制导控制系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2005.
- [4] 孙家栋. 导弹武器与航天器装备[M]. 北京:原子能出版社,2003.
- [5] 酃骏,张涛,郭桂友. 高新技术对导弹武器发展的影响[J]. 飞航导弹,2002(12):1-7.
- [6] 毕兰金,刘勇志. 精确制导武器在现代战争中的应用及发展趋势[J]. 战术导弹技术,2004(6):1-4.
- [7] 雷虎民. 导弹制导与控制原理[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [8] Guelman M. A Qualitative Study of Proportional Navigation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1971, 7(4): 637-643.
- [9] Guelman M. Proportional Navigation with a Maneuvering Target[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1972, 8(3): 364-371.
- [10] Guelman M. Missile Acceleration in Proportional Navigation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973, 9(5): 462-463.
- [11] Yuan P J, Chen J S. Ideal Proportional Navigation[J]. Journal Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(5): 1161-1165.
- [12] Mehrandezh M. Robotic interception of Moving Objects Using an Augmented Ideal Proportional Navigation Guidance Technique[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 2000, 30(3): 231-244.
- [13] Yuan P J. Solution of True Proportional Navigation for Maneuvering and Nonmaneuvering Targets[J]. Journal Guidance,