



带约束的 末制导律与 伪谱法轨迹优化

王丽英 张友安 黄诒 著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

带约束的末制导律与 伪谱法轨迹优化

王丽英 张友安 黄诒 著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

本书介绍了作者在带约束的末制导律设计、伪谱法轨迹优化方法及其在高超声速飞行器制导中应用方面的研究成果。全书共分为 10 章。第 1 章对多约束条件下的精确制导技术、末制导律的设计价值、再入轨迹优化方法、再入制导技术的发展和分类进行了简要介绍;第 2 章介绍了带落角和末端攻角约束的最优末制导律设计方法;第 3 章介绍了考虑自动驾驶仪动态特性的带落角控制约束的一般加权最优末制导律;第 4 章介绍了带终端落角和加速度约束的末制导律;第 5 章介绍了带有撞击角和视场角约束的运动目标偏置比例导引律;第 6 章介绍了利用 Radau 伪谱法将多区间最优控制问题转化为非线性规划问题及求解多区间最优控制问题的基本框架;第 7 章介绍了三种不同的伪谱轨迹优化算法;第 8 章运用第 7 章所给的算法求解了两种轨迹优化问题;第 9 章给出了两种实时最优制导算法,从理论上对由两种实时制导算法构成的闭环控制系统的稳定性进行了分析与证明;第 10 章研究了 Radau 伪谱方法的收敛性。

本书对于从事多约束条件下的末制导律与高超声速飞行器的制导与控制方面的科学研究和研究生教学工作都具有一定的参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

带约束的末制导律与伪谱法轨迹优化/王丽英,张友安,
黄洁著. —北京:国防工业出版社,2015. 3
ISBN 978-7-118-09941-6

I. ①带... II. ①王... ②张... ③黄... III. ①制
导—研究 IV. ①V448

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 040648 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)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710 × 1000 1/16 印张 12½ 字数 222 千字

2015 年 3 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 59.00 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

在现代战争中,精确制导武器已经成为毁伤敌方军事目标的重要工具,末制导是制导武器实现精确制导的必要手段和最终保证,设计多约束条件下的末制导律是制导武器实现精确制导的关键技术。目前,多约束条件下的末制导优化理论及应用研究还处于起步阶段,达不到作战应用要求,但却是末制导技术发展的必然趋势,因此有必要对这种特殊任务要求下的末制导律进行研究,以满足各种不同要求的制导任务。

20 世纪 60 年代以来,世界各国都在竞相发展高超声速飞行技术,与此密切相关的高超声速飞行器的制导与控制技术必须能够适应快速改变的外界环境,处理大的模型参数不确定性和外界干扰,具备重新规划轨迹和重构控制的能力。因此,亟需发展基于最优性能考虑的轨迹在线优化技术,亟需发展对实际飞行不确定性(飞行器自身模型参数不确定性、结构不确定性)及外界干扰(环境的不确定性)具有自适应能力,能够自动生成制导指令,具有更高的自主性、鲁棒性和智能性的先进制导控制技术。

本书前半部分针对约束条件下的末制导律设计问题,对考虑终端落角、终端加速度、过载、视场角以及攻角等约束条件下的攻击静止或者运动目标的末制导律设计方法进行了研究;后半部分以升力体构型的高超声速飞行器为应用背景,基于伪谱理论对再入轨迹的快速优化技术、在线轨迹生成及制导技术进行了相应的研究。全书共分为 10 章。第 1 章介绍了带约束的末制导律与伪谱法轨迹优化方法的研究背景与意义,介绍了约束条件下的末制导律、轨迹优化数值方法、再入制导方法的研究现状。第 2 章讨论了带落角和末端攻角约束的最优末制导律设计问题。第 3 章讨论了带落角约束针对静止目标的一般加权最优末制导律设计问题。第 4 章讨论了终端多约束条件下针对静止目标的剩余时间末制导律设计问题。第 5 章讨论了多约束条件下针对运动目标的偏置比例导引律设计问题。第 6 章介绍了轨迹优化的数学模型和多区间伪谱法的基本原理。第 7 章介绍了自适应 Radau 伪谱轨迹优化算法。分别以不同的算例对所给的自适应伪谱优化算法进行了验证。第 8 章是基于自适应伪谱法的再入轨迹快速优化与

分析,即应用第7章所给的自适应伪谱轨迹优化算法求解了到达指定目标点再入热载最小的轨迹优化问题和飞行时间最短的突防轨迹优化问题。第9章讨论了基于hp-Radau伪谱法的再入飞行器实时最优制导方法,对两种实时最优制导算法的制导性能进行了分析与验证。第10章利用多项式近似理论,从最优控制问题解的存在性、收敛性以及最优解的一致性三个方面对采用Radau伪谱方法求解一般非线性最优控制问题解的收敛性进行了研究。

与国内外出版的同类书比较,本书的特点是:介绍了作者在多约束条件下的末制导律研究方面应用Schwarz不等式得到的末制导律的一般表达式、带落角和末端攻角约束的最优末制导律、多约束条件下针对运动目标的偏置比例导引律设计方法等成果;介绍了基于伪谱法的固定采样与自由采样实时最优制导方法(算法);对基于Radau伪谱法的非线性最优控制问题的收敛性问题从理论上进行了证明。以上这些成果都是本书所独有的。本书介绍的内容力求深入浅出,易于理解与接受。

本书由张友安教授统稿。第1章、第6章、第7章、第8章由王丽英编写,第2章由张友安编写,第10章由黄诘编写,第9章由张友安与王丽英共同编写,第3章、第4章、第5章由张友安与黄诘共同编写。

本书的部分内容参考和引用了国内外同行专家、学者的最新研究成果,在此特向他(她)们表示衷心的感谢。本书的出版得到了海军航空工程学院与国防工业出版社各级领导和专家的大力支持,还有田秀岩编辑的热情帮助,这里一并表示感谢!

本书由国家自然科学基金(项目编号:61273058)资助出版。

由于作者学术水平有限,加之出版时间仓促,书中难免存在错误与不足之处,敬请广大读者批评指正。

作者
2014. 11

目 录

第 1 章	绪论	1
1.1	背景与意义	1
1.2	约束条件下的末制导律研究现状	3
1.2.1	带落角约束的末制导律	3
1.2.2	多约束条件下的末制导律	7
1.2.3	考虑自动驾驶仪动态特性带落角约束的末制导律	9
1.3	轨迹优化数值方法研究现状	10
1.3.1	轨迹优化的一般性描述	10
1.3.2	间接法	11
1.3.3	直接法	12
1.3.4	新进展	14
1.4	再入制导方法研究现状	16
1.4.1	标准轨道制导法	16
1.4.2	预测制导法	16
1.4.3	新进展	17
1.5	结构安排	17
第 2 章	带落角和末端攻角约束的最优末制导律	19
2.1	一种带末端多约束的最优末制导律	19
2.2	二维平面内末端多约束最优末制导律设计	21
2.2.1	二维弹目相对运动模型的建立	21
2.2.2	二维平面最优末制导律设计	23
2.2.3	仿真研究	28
2.3	本章小结	30
第 3 章	带落角约束针对静止目标的一般加权最优末制导律	31
3.1	制导模型	32
3.1.1	弹目相对运动方程	32

3.1.2	制导模型的状态方程描述	33
3.2	考虑控制系统为一阶惯性环节时的最优末制导律	34
3.3	不考虑控制系统惯性时的最优末制导律	38
3.4	算例验证	39
3.4.1	权函数为 1 的情况	39
3.4.2	权函数的逆为剩余时间函数的情况	40
3.4.3	权函数的逆为指数函数的情况	41
3.4.4	仿真结果与分析	43
3.5	本章小结	48
第 4 章	终端多约束条件下针对静止目标的剩余时间末制导律	50
4.1	带落角和终端加速度约束的末制导律设计	51
4.1.1	弹目相对运动方程	51
4.1.2	末制导律设计	52
4.2	末制导律特性分析	54
4.2.1	闭环形式的轨迹解	54
4.2.2	制导指令的特性	55
4.2.3	视场角的特性	59
4.2.4	制导增益的选择	62
4.3	剩余时间估计方法	64
4.4	数值仿真与分析	65
4.4.1	末制导律的性能仿真	65
4.4.2	仿真对比	67
4.4.3	制导增益选取方法的验证	75
4.5	本章小结	78
第 5 章	多约束条件下针对运动目标的偏置比例导引律	79
5.1	采用偏置比例导引的间接撞击角度控制	80
5.1.1	偏置比例导引的一般描述	80
5.1.2	偏置比例导引律的求解	81
5.1.3	导引运动闭环解	83
5.1.4	偏置项的积分值	85
5.1.5	偏置项的求解	85
5.1.6	仿真验证	87

5.2	考虑导引头视场角和过载限制的攻击角度控制导引律	92
5.2.1	针对非机动目标偏置项设计方法的改进	93
5.2.2	针对机动目标偏置项设计方法的改进	94
5.2.3	仿真验证	95
5.3	本章小结	97
第 6 章	轨迹优化的数学模型和多区间伪谱法的基本原理	99
6.1	多约束条件下的再入轨迹优化模型	99
6.1.1	三自由度再入运动模型	99
6.1.2	约束条件	101
6.1.3	目标函数	102
6.2	多区间非线性最优控制问题	102
6.2.1	多区间非线性最优控制问题的一般性描述	102
6.2.2	多区间最优控制问题的一阶最优必要条件	104
6.3	多区间 Radau 伪谱法的求解策略	105
6.3.1	多区间 Radau 伪谱法求解策略的提出	105
6.3.2	多区间 Radau 伪谱法的基本原理	106
6.3.3	数值近似方法	106
6.3.4	多区间 Radau 伪谱法离散最优控制问题的一般描述	107
6.4	本章小结	108
第 7 章	自适应 Radau 伪谱轨迹优化算法	109
7.1	自适应 p - Radau 伪谱优化算法	109
7.1.1	解的误差判定准则	110
7.1.2	算法步骤	110
7.1.3	验证算例	111
7.2	基于密度函数的伪谱网格细化算法	112
7.2.1	单个区间内的误差评估准则	113
7.2.2	基于曲率密度函数的细化策略	113
7.2.3	算法步骤	115
7.2.4	验证算例	115
7.3	自适应 hp - Radau 伪谱优化算法研究	118
7.3.1	单个区间内的误差评估准则	119
7.3.2	提高单个区间求解精度的策略	120

7.3.3	算法步骤	122
7.3.4	比较验证	122
7.4	本章小结	122
第 8 章	基于自适应伪谱法的再入轨迹快速优化与分析	124
8.1	再入热载最小轨迹快速优化与分析	124
8.1.1	优化模型	124
8.1.2	仿真参数设置	124
8.1.3	不同 hp 伪谱优化方法的比较	125
8.1.4	不同伪谱方法间的比较分析	127
8.1.5	自适应 hp - Radau 伪谱法优化性能分析	129
8.2	再入突防轨迹优化与分析	133
8.2.1	突防轨迹优化问题阐述	133
8.2.2	突防轨迹优化的难点与优化方法的选取	135
8.2.3	多阶段优化解法的一般性描述	136
8.2.4	路径点和禁飞区的内点约束	137
8.2.5	仿真分析	138
8.3	本章小结	143
第 9 章	基于 hp - Radau 伪谱法的再入飞行器实时最优制导方法	144
9.1	固定采样频率下的实时最优制导算法研究	145
9.2	固定采样频率下的实时最优制导算法研究	146
9.2.1	算法步骤	146
9.2.2	稳定性分析	147
9.2.3	制导性能仿真与分析	151
9.3	自由采样频率下的实时最优制导算法研究	157
9.3.1	算法步骤	157
9.3.2	稳定性分析	158
9.3.3	制导性能仿真与分析	163
9.4	两种实时最优制导方法的对比分析	168
9.4.1	标准条件下的比较	168
9.4.2	干扰条件下的比较	169
9.5	本章小结	170

第 10 章 Radau 伪谱方法的收敛性分析 171

10.1 问题陈述 171

10.2 理论基础 174

10.3 收敛性证明 175

10.4 本章小结 178

附录 A 179

参考文献 181

第1章 绪 论

1.1 背景与意义

精确制导武器(如弹道导弹、制导炸弹、制导鱼雷、巡航导弹等)使“不接触作战”“零伤亡”“点穴式打击”成为现实。在现代战争中,精确制导武器已经成为战场上毁伤敌方军事目标的主要工具。使用精确制导武器对目标实施精确打击是当前和未来战争的主要方式,而现代的作战理念已经由以“最优的战争投入和最小的损失代价”和“外科手术式”打击替代传统的“普遍打击”和“地毯式”轰炸。美军在《联合构想 2020》^[1]中明确提出,在信息时代,精确打击(Precision Engagement)是掌握现代战争主动权所必须具备的四种作战理念之一。纵观现代历次战争,特别是近期的阿富汗战争、伊拉克战争和利比亚冲突,会发现精确打击对战争的胜负起了决定性的作用^[3-7]。目前精确制导武器是美国的主战装备,其他国家也在向这方面发展,所以精确制导武器正处于一个高速发展的时期,高打击精度、高飞行速度、强突防能力、强毁伤能力、小型化和低成本是其未来的发展方向。

要对目标实施精确打击,精确制导是其中的关键技术,也是其最有力的保证,而末制导是制导武器实现精确制导的必要手段和最终保证。制导是指导弹等制导武器在飞行过程中,克服各种干扰因素,使之按照选定的制导律或者预定的规定弹道,导引武器飞向目标的过程^[8-10]。制导律是制导武器接近目标的整个飞行过程中所应遵循的运动规律^[11],所以设计满足要求的制导律是制导武器实现精确制导的关键技术。

随着武器防御系统的性能提升,以较小的脱靶量即较高的命中精度打击目标还不够,还应该使制导武器以最佳的姿态去攻击目标。例如:反坦克导弹以较大的角度攻击坦克薄弱的顶部,从而以最大的穿深取得最佳的毁伤效果;反导导弹以头对头的方式直接碰撞;反舰导弹从侧面攻击舰船等。这些导弹都希望以一定的角度攻击目标,从而取得最佳的毁伤效果,所以设计满足落角约束的制导律成为国内外专家和学者研究的热点。

在现代精确制导理念中,单纯考虑落角控制是不够的,还应该进一步考虑其他方面的约束控制条件,如攻角约束、过载、视场角、入射方位角等约束条件。但

目前国内外针对多约束条件下的末制导律研究相对较少,而多约束条件下的末制导律研究又是多约束条件下高精度制导的前提和保证,具有重要的理论价值和前景。所以,研究多约束条件下的末制导律具有重要意义,具体体现在^[18]:①实现攻角、速度、弹体姿态等多约束条件下的精确打击,为高精度的制导控制系统设计提供可靠的理论依据和技术途径;②解决大落角、末端小攻角约束条件下的精确制导关键技术;③解决导弹末端突防时导弹机动、限速等方面的要求;④满足现代制导武器多任务、复合型、通用化、精确化的要求。

高超声速飞行的概念自 20 世纪 60 年代提出以来,在世界各国得到了竞相发展。它是 21 世纪世界航天航空技术发展的新制高点,具有突防能力强、拦截困难、钻地较深、毁伤能力大、飞行速度快、安全到达等优点,因此高超声速飞行器技术的突破,对未来各国在国际战略布局、军事对比、政治和经济的发展都将产生重要的战略影响。

目前,受到广泛关注的高超声速飞行器主要有两大类:可重复使用运载器(Reusable Launch Vehicle, RLV)^[12]和通用航空飞行器(Common Aero Vehicle, CAV)^[13]。RLV 是未来天地往返运输系统的核心组成部分,是各国航天学技术中的一个重要的研发领域。与 CAV 相比,RLV 的升阻比稍小,主要以高超声速飞行器演示验证或运载为飞行任务,航天飞机是这一类型运载器的典型代表,其制导、控制技术可借鉴用于新型高超声速飞行器的研究。CAV 是由美国军方提出的一种具有升力体构型、依靠气动力辅助控制技术实现跨大气层的滑翔飞行,可用作军事用途的打击武器的新概念飞行器。对这两类飞行器的研究过程涉及到很多航天航空领域的关键技术,如气动布局、结构与热防护技术、轨迹优化、在线生成技术、先进的导航与制导控制技术等。同时,对这些关键技术的研究,尤其是轨迹优化、在线生成技术和先进的制导与控制技术,逐渐成为 21 世纪航天航空领域的研究热点。

高超声速飞行器主要在高度为 20km 以上、120km 以下的临近空间飞行,飞行包络线的范围较大,飞行环境复杂多变导致的强烈的气动力、气动热的综合作用,再加上临近空间内大气环境的强烈不确定性,这些都对飞行器的制导、控制技术提出了挑战。因此,综合考虑终端条件(姿态、速度、高度)、过载、热流密度、动压、轨迹射程及飞行环境不确定等多种约束条件下的轨迹优化设计与制导、控制技术成为支撑高超声速飞行器系统的关键技术。在美国 NASA 为研制下一代可重复使用航天器而开展的先进制导、控制技术研究,再入制导的自动化成为一个热门的研究领域。再入制导自动化的核心在于能够根据飞行器的当前状态,在线、快速生成一条可行的再入飞行参考轨迹;同时,为克服实际再入飞行过程中存在的模型误差、导航信息噪声及外界干扰等因素的作用,必须通过具

有较强鲁棒性的控制方法来跟踪参考轨迹。美国依阿华州立大学的沈作军博士^[14,15]完成了再入制导的第一步,即飞行轨迹的在线生成技术,通过拟平衡滑翔(Quasi-Equilibrium Glide, QEG)假设,将飞行器再入过程中的遇到的各种约束转换为控制变量倾侧角的约束,进而将轨迹规划问题转化成一个关于倾侧角的单参数搜索问题,能够在2~3s的时间内快速生成一条满足要求的三自由度再入可行轨迹。北京航空航天大学谢陵^[16]和高晨^[17]分别针对在线制导方法和随后的跟踪控制方法进行了初步的研究。而就再入制导策略而言,影响制导的结果的因素主要有:①安全可达区域的范围;②对模型误差和外界干扰的抑制能力。沈作军博士^[14,15]的轨迹在线生成技术不是出于最优性能考虑的,可能会影响飞行器的某些性能,如缩小安全可达区域的范围^[18]。

新的高超声速飞行器的制导、控制系统必须能够适应快速改变的外界环境,处理好大的模型参数不确定性和外界干扰,并具备重新规划轨迹和重构控制的能力。这就要求发展出于最优性能考虑的轨迹在线优化技术和对实际飞行过程中遇到的不确定性(飞行器自身模型参数不确定性、结构不确定性)及外界干扰(环境的不确定性)具有自适应能力,能够自动生成制导指令,具有更高的自主性、鲁棒性和智能性的先进制导、控制技术。因此,研究高超声速飞行器的轨迹在线优化和制导技术,对于提高再入制导方法的自动化和自适应性具有极其重要的意义。

1.2 约束条件下的末制导律研究现状

1.2.1 带落角约束的末制导律

1. 比例导引律

传统比例导引律无法对落角约束进行控制,随着人们对比例导引律的改进,基于比例导引的制导律设计也被应用到带落角控制的末制导律设计中去。

针对攻击静止或者缓慢移动目标,文献[19]基于比例导引制导方法提出了拦截角度控制的末制导律。在得到线性轨迹解的基础上,通过比例导引律估计了拦截角度,然后将估计角度和期望角度之间的误差反馈到制导命令中,通过修正角度误差最终得到期望的落角。末制导律中包含了剩余时间,可进一步对剩余时间进行估计。

偏置比例导引是通过引入偏置参数,使得制导性能相对纯比例导引更好,稳定性更高。偏置比例导引律是在法向加速度命令上引入一个偏置项,避免在视线角速率趋近零时法向加速度出现震荡。Kim等^[20]提出了一种新的寻的制导

律,此制导律是在比例导引律的基础上增加了一个时变偏置项,此偏置项由视线角、弹目相对距离和导弹飞行姿态角组成,用来满足末端攻击角度约束的要求,所提出的制导律不包含剩余飞行时间,并且此制导律形式非常简单,不过这种制导律局限于固定目标的情况。Jeong 等^[21]给带落角控制的偏置比例导引律取名为角度控制偏置比例导引律(ACBPNG),并在小角度假设下线性化运动方程,求解了满足落角约束的 ACBPNG。由于文献[21]在小角度下才成立,使得落角范围有限,而且不能攻击机动目标,文献[22]针对这些缺点,改进了这种 ACBPNG 方法。应用非线性运动方程来设计末制导律,与文献[21]中的常数偏置项不同,文献[22]在比例导引基础上引入一个时变的偏置项,这样能够使落角控制更加精确。

在传统比例导引律基础上,文献[23,24]针对终端角度约束提出了两阶段制导方法。当比例导引系数 $N < 2$ 时,文献[23]中落角范围能达到 $-\pi \sim 0$;当 $N = 2$ 时能够以期望的落角攻击静止或者运动目标。应用偏置比例导引末制导律,文献[24]提出在末制导初段应用拥有常数偏置项的偏置比例导引,当落角达到期望的落角时再转换到纯比例导引上去。由于两阶段制导方法只需要视线角速率信息来控制落角,所以这种制导方法能够应用到无源导弹系统中,但是存在两个缺陷。首先,对导弹过载要求比较高,当导弹加速度能力有限时,会导致比较大的脱靶量和落角误差;其次,当期望的落角要求较大时,在第一阶段会产生很大的视场角,容易导致目标跟踪失败。针对这两个缺陷,文献[25]在文献[24]的两阶段偏置比例导引方法的基础上提出了时变偏置项方法,很好地解决了落角约束和视场角限制问题,并且考虑了加速度能力受限的问题。

由于比例导引只考虑了运动学关系,而实际应用中需要考虑飞行器动力学约束,飞行器有可能无法理想地响应给出制导指令,所以文献[26]针对制导参数设计了闭环非线性自适应律,保证了高精度打击效果。针对高超声速飞行器末端定向定点打击,提出了具有自适应能力的高精度比例导引律,为确保飞行器有足够的时间进行横纵向调整,设计了一种合理的收敛策略,提高了比例导引进入的时间,以保证落角落点约束的满足。

纯比例导引律由于结构简单,需要的制导参数少,得到了广泛的应用,但是它无法很好地处理带落角约束的末制导问题。虽然偏置比例导引律能够处理带落角约束的末制导问题,但是它没有考虑动力学问题,对多约束条件下的末制导问题也很难处理。

2. 最优制导律

基于最优控制理论的导引律能够考虑导弹—目标的动力学问题,并可以考虑制导过程起点或终点的约束条件或者其他约束条件,如终端脱靶量最小、时间

最短、控制能量最小、导弹和目标的交会角要求等,并根据给出的性能指标寻求最优制导律。

对于含终端角度约束的最优制导律的设计,应用比较多的是线性二次最优控制理论。Kim 等^[27]首先采用线性二次最优控制理论推导出一种再入飞行器攻击地面匀速运动目标的次优制导律,使命中目标时的末端脱靶量和末端弹道倾角都能满足给定的要求;但是该文献只研究了俯冲平面内的制导律,并且在数学模型中忽略了再入飞行器的攻角。York 等^[28]提出的最优制导律在某些形式上与 Kim 提出的制导律相似,并将其结果应用于具有一阶模型的自动驾驶仪中。文献[29]针对任意时变加速度约束的导弹,提出了闭环次优制导方法,该方法基于线性二次型最优控制理论,能够攻击运动和机动目标且具有高阶驾驶仪动态特性的导弹,得到了满足落角约束的次优制导律。事实上,线性二次最优控制理论还可以处理更多的终端约束。

对于运动目标,最优制导律也能够满足终端攻击角度的约束条件。Ryoo 等^[30]和 Tahk^[31]针对运动目标,分别给出了具有末端攻击角度约束的最优制导律。前者假定导弹速度恒定,后者所讨论的导弹速度是时变的。Song、Shin 和 Cho^[32]对于具有机动的目标和速度时变的导弹,将最优落角约束控制问题和目标估计、滤波相结合,在笛卡儿坐标系内,基于能量最优准则,利用 Schwartz 不等式,推导出适用于反舰导弹的带落角约束的最优制导律,此制导律能够满足导弹以期望攻击角度命中目标;同时提出对目标轨迹估计的滤波器,在可能的等价条件中将二者一起使用,仿真证明该制导律在反舰导弹主动寻的交战过程中是非常有效的。

文献[33,34]以剩余时间的函数为权函数研究了带落角约束的制导律。文献[33]通过线性二次型最优控制理论求解了满足落角约束的最优制导律,通过引入剩余时间权函数使制导指令在末端趋向于零。文献[34]通过最小值原理求解了一种适合于打击空中目标和地面目标的广义矢量显式制导律,能够使导弹以一定的攻击角度攻击目标。文献[35]以剩余航程的函数为权函数研究了基于比例导引律下的最优制导律。以剩余时间和剩余航程的函数为权函数得到的最优制导律,随着剩余时间和剩余航程趋于零,终端制导指令趋于零。文献[36]以期望的落角方向为坐标轴定义了落角坐标系,在落角坐标系中基于小角度假设下建立了线性化的运动关系方程,应用 Schwarz 不等式,分别研究了控制系统为一阶惯性环节和无惯性环节情况下带落角约束的任意加权最优制导律,得到了最优制导律的一般表达式。对于无惯性环节控制系统以及加权函数为一般初等函数类型的一阶惯性环节控制系统,当加权函数的逆的一次到三次积分都能求出解析表达式时,就可以得到解析形式的最优制导律。对于不同的制导目

的,应用文献结果可以方便地设计相应的末制导律。所得末制导律推广了现有一些文献的结论,并且给出了指数权函数下的满足落角约束的最优末制导律。

虽然最优制导律可以根据不同的系统建立数学模型,并将各种约束条件考虑进去,但是由于存在着许多不确定因素,例如导弹的气动参数与控制系统参数可能有别于理论设计、飞行过程中外界环境存在剧烈变化以及目标发生机动等,故导致所建立起来的系统模型存在不确定性,完全依赖这种模型所得到的制导律是不够精确的。在理想情况下,最优制导律可以获得最佳的飞行弹道,但在不确定因素的作用下,弹道性能可能变差。另外最优制导律对目标加速度的估计误差、剩余飞行时间估计误差灵敏度高,对测量元件也提出了很高的要求。当剩余飞行时间估计误差较大时,精度急剧下降。

3. 滑模变结构制导律

采用鲁棒制导律是应对制导参数的不确定性和外部干扰即目标机动的有效措施。由于滑模变结构控制对于参数摄动和外界干扰具有良好的自适应性和鲁棒性,使得它在导弹制导控制中已得到广泛的应用^[37-46]。滑模变结构一般包括最优滑模变结构^[47-49]、双滑模变结构^[50-53]、全局滑模变结构^[54-56]以及 Terminal 滑模变结构^[57-59]等。

文献[60]针对静止或者缓慢移动目标,应用高性能滑模控制方法得到了一种新的落角约束控制末制导律。文献[61]针对某些制导武器命中目标时的落角指标要求,基于变结构理论和 Lyapunov 稳定性理论推导了一种末端带落角约束的滑模变结构末制导律,并证明了其稳定性。文献[62]针对高超再入飞行器以预定角度攻击地面目标的要求,提出一种基于 Lyapunov 稳定性原理的具有终端落角约束的末制导律。该末制导律在纵向平面内将视线角及其角速率视为状态变量,合理构造 Lyapunov 函数,通过调节 Lyapunov 函数的系数,保证以期望的落角击中目标,不需要增加任何制导观测信息,就可以有效满足落角约束要求。文献[63]针对打击地面目标的制导问题,在建立地面目标和导弹的相对运动学关系的基础上,基于零化弹目视线角速率的思想,采用变结构控制理论的方法,通过选择理想的终端角度确定一个光滑的非线性滑动模态,代替传统末制导律设计的滑动模态,利用 Lyapunov 稳定理论设计得到了具有鲁棒性的滑模末制导律,实现了在有限时间精确打击目标、满足终端角度的要求。

上述鲁棒制导规律分析方法均建立在传统 Lyapunov 渐近稳定性理论或指数稳定性理论上,数学原理上只能保证当时间趋于无穷时,相应的制导系统状态趋于零,因此从理论角度讲是不完善的。文献[64]在末制导律设计中应用 Terminal 滑模使跟踪误差在有限时间内收敛到零,但是没有考虑落角约束。文献[65]应用终端滑模控制,使落角在有限的时间内收敛。文献[66]研究了在有

限时间内收敛到期望落角的滑模制导律,使视线角速率在制导结束之前收敛到零,并应用有限时间收敛稳定理论和变结构控制理论,求解了具体的收敛时间。文献[67-69]针对不同的控制系统应用滑模控制讨论有限时间收敛问题。

虽然终端滑模技术能够提高末制导律的性能,但是当误差控制到一个很小的值时会出现奇异现象。针对奇异问题,文献[70]研究了带落角约束的非奇异终端滑模控制末制导律,能够以任何角度拦截静止和非机动目标,并且期望的落角能够在有限的时间内达到,对外界不确定性具有很强的鲁棒性。

1.2.2 多约束条件下的末制导律

虽然国内外对多约束条件下的末制导律研究相对较晚,但是由于近年来在非线性和几何控制方面的理论研究取得了突破,并被推广到各类时变、耦合的非线性控制系统的研究中,使得多约束制导律的研究理论起点较高,成果较好,主要包括落角约束、攻击时间约束、终端速度约束、攻角约束、视场角约束以及加速度约束等。

1. 带攻击时间和终端落角约束的末制导律

攻击时间控制和终端落角控制都是提高导弹性能的重要参数,尤其是协同攻击时,攻击时间的控制尤为重要。考虑了攻击时间和终端落角约束的导弹群,能够实施协同制导,对目标进行饱和攻击。

Jeon 等^[71]针对固定目标或运动速度缓慢目标,提出了一种能够同时控制末端攻击角度和攻击时间的制导律,该制导律能够导引导弹在指定攻击时间以期望攻击角度命中目标。该制导律包含两项,第一项用来控制末端攻击角度,第二项用来控制攻击时间。仿真结果证明该制导律应用在反舰导弹饱和攻击过程是有效的。文献[72]考虑了一类有终端角度和命中时间约束的反舰导弹制导律设计。在三维空间上,对终端角度约束情况,采用 Backstepping 控制方法设计具有俯冲和转弯通道末端角度约束的制导律;对终端时间约束情况,则采用时间匹配和补偿的制导律。最后,将这两种制导律进行有机的结合。但文献并未解决制导参数优化和控制稳定性问题。

针对运动目标,文献[73]利用一种新的视线角速率技术以及二阶滑模方法求解了满足落点时间控制和落角控制的末制导律,该末制导律能很好地满足落点时间约束和落角约束。在视线角速率变化过程中,通过调整参数,能够产生符合各种约束的弹道,并且法向加速度在可控范围内。应用最优化方法,通过几步迭代就能够找到符合约束条件的最优参数。如果目标位置已知,那么最优参数能够离线生成,这样能够节省很多优化时间。求解的末制导律对于任何要求以期望的时间和期望的落角到达固定地点的常速飞行器都是可行的。其优点是: