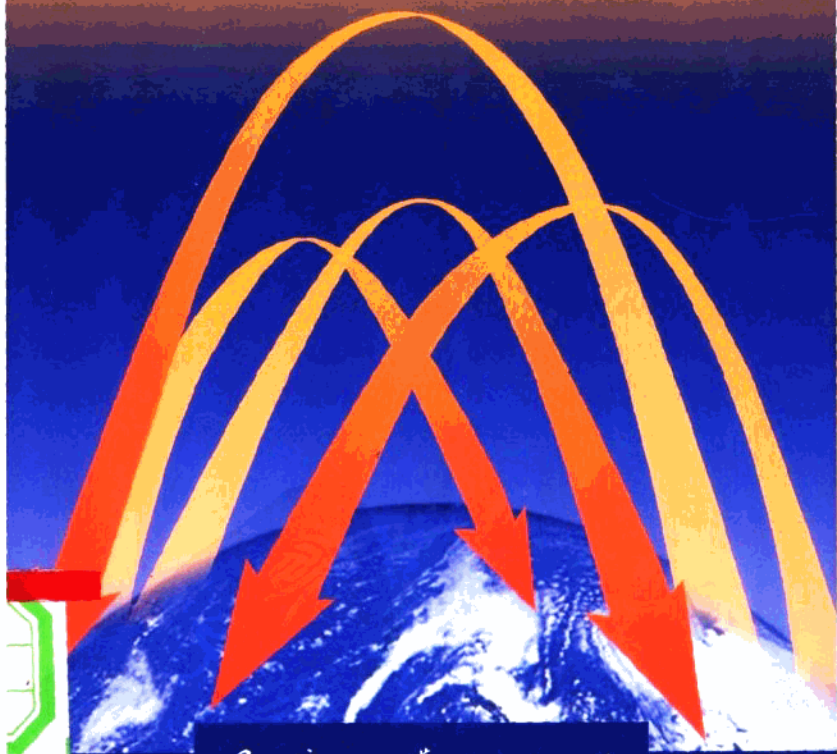


周 荻 著

寻的导弹新型导引规律

New Guidance Laws
for Homing Missile



國防工業出版社

寻的导弹新型导引规律

New Guidance Laws for Homing Missiles

周荻 著

国防工业出版社

·北京·

图书在版编目(CIP)数据

寻的导弹新型导引规律/周获著. —北京: 国防工业出版社, 2002.10

ISBN 7-118-02803-7

I. 寻... II. 周... III. 导弹制导: 寻的导弹 - 研究 IV. TJ765.3

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2002)第 007593 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 100044)

北京奥隆印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 850×1168 1/32 印张 6% 160 千字

2002 年 10 月第 1 版 2002 年 10 月北京第 1 次印刷

印数: 1—2500 册 定价: 18.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

致 读 者

本书由国防科技图书出版基金资助出版。

国防科技图书出版工作是国防科技事业的一个重要方面。优秀的国防科技图书既是国防科技成果的一部分,又是国防科技水平的重要标志。为了促进国防科技和武器装备建设事业的发展,加强社会主义物质文明和精神文明建设,培养优秀科技人才,确保国防科技优秀图书的出版,原国防科工委于1988年初决定每年拨出专款,设立国防科技图书出版基金,成立评审委员会,扶持、审定出版国防科技优秀图书。

国防科技图书出版基金资助的对象是:

1. 在国防科学技术领域中,学术水平高,内容有创见,在学科上居领先地位的基础科学理论图书;在工程技术理论方面有突破的应用科学专著。

2. 学术思想新颖,内容具体、实用,对国防科技和武器装备发展具有较大推动作用的专著;密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的高新技术内容的专著。

3. 有重要发展前景和有重大开拓使用价值,密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的新工艺、新材料内容的专著。

4. 填补目前我国科技领域空白并具有军事应用前景的薄弱学科和边缘学科的科技图书。

国防科技图书出版基金评审委员会在总装备部的领导下开展工作,负责掌握出版基金的使用方向,评审受理的图书选题,决定资助的图书选题和资助金额,以及决定中断或取消资助等。经评审给予资助的图书,由总装备部国防工业出版社列选出版。

国防科技事业已经取得了举世瞩目的成就。国防科技图书承

担着记载和弘扬这些成就,积累和传播科技知识的使命。在改革开放的新形势下,原国防科工委率先设立出版基金,扶持出版科技图书,这是一项具有深远意义的创举。此举势必促使国防科技图书的出版随着国防科技事业的发展更加兴旺。

设立出版基金是一件新生事物,是对出版工作的一项改革。因而,评审工作需要不断地摸索、认真地总结和及时地改进,这样,才能使有限的基金发挥出巨大的效能。评审工作更需要国防科技和武器装备建设战线广大科技工作者、专家、教授,以及社会各界朋友的热情支持。

让我们携起手来,为祖国昌盛、科技腾飞、出版繁荣而共同奋斗!

国防科技图书出版基金
评审委员会

国防科技图书出版基金
第四届评审委员会组成人员

名誉主任委员	陈达植				
顾问	黄宁				
主任委员	殷鹤龄				
副主任委员	王峰	张涵信	张又栋		
秘书长	张又栋				
副秘书长	崔士义	蔡镭			
委员	于景元	王小谟	甘茂治	冯允成	
(按姓氏笔画排序)	刘世参	杨星豪	李德毅	吴有生	
	何新贵	佟玉民	宋家树	张立同	
	张鸿元	陈火旺	侯正明	常显奇	
	崔尔杰	彭华良	韩祖南	舒长胜	

前 言

科学技术,特别是航天技术的进步使得未来战争的范围扩大到了外层空间。为了国家的安全,空间防御问题引起了世界各军事强国的普遍重视。特别是美国和苏联两国,几十年来一直把发展太空武器、加强空间防御视为国家最重要的任务之一,投入了大量的资金争相研制反导弹和反卫星武器,并取得了许多成果。反导弹和反卫星武器,就是利用己方的拦截器去拦截敌方的导弹和卫星,用拦截器的爆炸力或本身的动能摧毁敌方正在飞行的导弹或卫星。对反卫星武器的研究,早在第一颗人造地球卫星上天后不久就开始了。美国和苏联在20世纪60年代都曾多次进行过用导弹拦截卫星的实验。早期的拦截器由于制导精度不高,且需要装备大量的核战斗部,使之受到限制而成为一种威慑力量。进入20世纪70年代和80年代后,航天技术和精确制导技术的迅速发展使常规反卫星武器的应用成为现实。首先是苏联发展了“反卫星卫星”技术,从1968年至1982年分三个阶段进行了二十余次卫星交会、拦截试验,1978年以后已拥有了可供实战使用的“歼击卫星”。苏联拥有了反卫星武器令美国感到严重不安。1976年以后,美国在坚持进行弹道导弹防御技术研究的同时,重新提出了反卫星武器的研究发展计划。该计划以研究常规反卫星武器为目标,提出了以卫星反卫星、从地面发射带有末制导系统的小型拦截器以及以激光反卫星等多种方案。1983年3月,美国提出了“战略防御倡议”,即SDI计划(又称星球大战计划)。这项旨在发展反弹道导弹战略防御系统的计划把重点放在了空基反弹道导弹防御

武器方面。与此同时,美国把反卫星武器的研制重点放在了用 F15 战斗机发射小型动能杀伤飞行器(KKV)上,自 1984 年以来进行了数次飞行实验,取得了很大的进展,具有了初步的实战能力。美、苏两国研制的反卫星武器主要限于拦截 2000km 高度以下的低轨道卫星,这种能力对摧毁位于地球同步轨道上的导弹预警卫星和通信卫星是不够的。因此激光反卫星和航天飞机用于反卫星的潜力不容忽视。SDI 计划中的许多重要试验利用航天飞机进行,其中的带有视觉精密末制导系统的“智能卵石”,重量只有十几千克,利用自身的速度撞击敌方卫星。显然,“智能卵石”也是 KKV 的一种。苏联解体后,美国放弃了 SDI 计划,反卫星武器的研制处于停顿状态,但却加强了“国家导弹防御计划(NMD)”和“战区导弹防御计划(TMD)”的研究力度,于近期四次进行大气层外弹道导弹拦截试验,其中两次获得了成功。试验中采用的反导武器是从地面发射的 KKV。

一个完整的反卫星或反导弹武器系统由三大基本部分构成:(1)目标探测识别系统;(2)指挥控制和通信系统;(3)拦截武器系统。前二者选择目标,提供精确的目标轨道信息并组织 and 指挥作战,设备主要是为航天飞行计划及导弹预警系统而配置的,并不是反卫星武器系统的专用设备,而且经过多年的不断完善已趋于成熟。因此,反卫、反导武器的研制计划通常指的是拦截武器系统的研制。卫星的拦截方式通常有轨道拦截式和直接拦截式。轨道拦截式中的拦截器,可称为“歼击卫星”,它由地面用运载火箭运至与目标卫星相近的轨道面上,然后按指令实施轨道机动。当歼击卫星在轨道上接近目标时,星载末制导系统捕获并跟踪目标卫星,引导歼击卫星进一步接近目标,接近的相对速度约为几十米每秒至几百米每秒,最后用爆炸形成的碎片去摧毁目标卫星。这种反卫星武器的不足是系统庞大、发射与拦截过程复杂、花费时间长,而且由于发射阵地固定、运载火箭及歼击卫星机动能力的限制,选择拦截目标和发射时机的能力受到很大限制。另外一种反卫星武器是从飞机上或地面发射的直接进行拦截的 KKV。KKV 带有红外

自寻的装置,长和直径只有十几厘米,呈短而粗的形状,它脱离运载火箭后,头部的红外传感器提供目标与拦截器的视线角信息,再由拦截器上的仪器提供的惯性基准及微处理器的运算,得到适当的导引指令。按导引指令控制拦截器周围的轨控火箭发动机适吋点火,产生所需方向的推力,使拦截器以十几千米每秒的相对速度直接命中目标,以动能摧毁目标卫星。这种反卫星武器体积小、重量轻、机动能力强、拦截时间短、导引精度高,相应地生存能力强,作战灵活性和适用性都比较大。由于寻的拦截器的小型化,增大发射运载能力即可用于更高轨道,因而具有很大的潜力。至于说反导武器,则采用直接拦截模式。

KKV 直接碰撞目标,需要很高的制导精度。产生于本世纪中期的经典导引规律包括纯追踪法、常值前置角追踪法、平行接近法和比例导引法等。其中纯追踪法和常值前置角追踪法又可以统称为追踪法,这两种方法都存在比较严重的缺陷,即使在拦截非机动目标时,也不能保证直接命中。平行接近法是一种理想的导引方法,无论目标是否机动,该方法都令导弹的速度指向目标瞬时弹着点,因此从理论上保证了两个质点最终能够相遇。然而,平行接近法需要精确已知目标的飞行状态,在实际当中几乎无法实现。比例导引是一种介于追踪法和平行接近法之间的制导方法,拦截非机动目标时弹道性能好,脱靶量小,而且易于工程实现,因此受到普遍重视。从 20 世纪 60 年代直至今日,许多学者仍致力于研究比例导引律的性能,发表了大量论文,而且比例导引律在工程实践中得到了广泛应用。然而,当存在目标机动,特别是当目标法向机动过载接近甚至强于导弹法向过载能力时,比例导引律的性能会大大下降,即导弹法向过载过早饱和,终端脱靶量很大。

20 世纪 70 年代至 80 年代是现代控制理论——状态空间法流行的时代,为了克服比例导引律攻击机动目标脱靶量大这一缺点,人们把线性二次型最优控制理论应用到制导律设计中,产生了最优制导律。这种最优导引律形式复杂,它以目标—导弹相对距离、相对速度,以及目标加速度等信息为状态变量,当上述信息精确已

知时,制导律有很高的命中精度。然而,在实际应用当中要获得相对距离、相对速度,以及目标加速度的精确测量或估计是十分困难的。如果导弹上安装了主动型目标探测器,如雷达,那么相对距离和相对速度信息可以直接测量出来,而且精度较高。然而,目标加速度信息是无法测量的,只能靠估计得到。这样,就必须建立一个随机数学模型来描述其变化规律。设计最优制导律时,一般假设目标加速度模型为线性的一阶或二阶 Markov 随机过程,在实际当中这种模型未必能反映目标加速度的真实情况,所以目标加速度可能存在较大估计误差。KKV 等精确制导武器一般安装小型被动式探测器,如红外探测器等。这种探测器只能测量目标—导弹之间的相对视线角(或视线角速度)。因此,必须用仅有的角度测量信息估计出相对距离、相对速度、目标加速度等信息,才能实现诸如最优制导等复杂的导引规律,这就产生了难度很高的“仅有角度测量的跟踪问题”。该问题也是本书的重要研究内容之一。仅有角度测量条件下,相对距离、相对速度、目标加速度等信息往往都存在较大估计误差。事实上,由于采用相对距离、相对速度和目标加速度在直角坐标系中的分量为状态变量,线性二次型最优制导律对信息误差是相当敏感的,较大的误差会使其性能反而低于比例制导律。对最优制导律经过简化处理可得增广比例制导律,但该制导律仍然需要目标加速度的实时估计值。

进入 20 世纪 90 年代以后,有学者以非线性控制理论方面的新结果,如逆系统控制、微分几何控制等方法为工具设计制导律。这些制导律也都存在形式复杂、需要信息多、鲁棒性差等缺点。作者的总体思路之一是在相对距离、相对速度不精确已知,目标加速度完全未知或不精确已知的情况下,设计对上述不确定性不敏感的鲁棒制导律,设计结果既要有理论严谨性,又要有工程可实现性。因此,作者自然想到利用滑模变结构控制理论和 L_2 增益控制理论设计制导律。在第 1 章中,作者提出了自适应滑模趋近律和最优滑模趋近律的概念,并利用这两种趋近律分别设计出动特性好的自适应滑模制导律和最优滑模制导律,这两种制导律分别经

过简化处理后可以得到相同的形式。最后,从理论上证明滑模制导对目标机动和制导参数变化有完全的自适应性;为了消除或抑制滑模制导律可能引发的抖动,在第2章中作者又提出了滑模制导律的智能化和模糊化实现方法;在中制导向末制导交班时刻,空间飞行器可能需要进行快速大角度姿态机动,为此在第3章中作者研究了一种变结构控制与PID控制相结合的组合控制策略;在第4章中,作者利用仿Lyapunov第二法设计出一种基于 L_2 增益性能指标的鲁棒导引规律,它较其他学者所提出的基于 H_∞ 控制理论的鲁棒制导律更具有可实现性。

为了实现一些复杂的制导律,需要已知相对距离和相对速度等物理量,有时还需要目标加速度信息。许多型号的导弹安装红外、电视、被动雷达等被动式导引头,这些导引头只能测量出角度或角速度信息。即使装有主动雷达的导弹,在电子对抗条件下,也无法测得距离和速度信息,而只有方位信息可以利用。利用仅有的角度测量信息实时估计出相对距离、相对速度、目标加速度等信息,从本质上讲是一个非线性滤波问题。已有的一些非线性滤波方法,如常用的推广Kalman滤波等,不仅精度差,而且易发散。为此,作者在第5章中研究新型非线性滤波方法,并利用这些方法设计“被动测量”条件下的目标跟踪滤波器。在“被动测量”情况下,滤波性能的好坏还取决于被动跟踪问题可观性的强弱。而在单探测器、“仅有角度测量”条件下,可观性的强弱仅与导弹的飞行路径有关,也就是说与制导律有关。在第6章中作者提出了一种运动跟踪变结构制导律,它既可以显著增强系统的可观性,又对信息估计误差有强鲁棒性,而且保证命中精度。

作者攻读博士学位期间,在哈尔滨工业大学控制科学与工程系胡恒章教授的指导下,开始了制导律设计和被动跟踪滤波器设计方面的研究工作;从事博士后研究工作期间,与清华大学自动化系徐文立教授、慕春棣教授、钟宜生教授和解学书教授的合作,使得此项研究得以继续。其中,在 L_2 增益制导律设计方面取得的结果还得益于与日本上智大学机械系申铁龙博士的合作;在书稿整

理过程中,还得到了硕士研究生史建军同学的帮助。在此,特向给予作者指导或帮助的各位老师和同学表示衷心的感谢!

还要感谢国防科技图书出版基金的帮助,令此书得以顺利出版。

作 者

2001年8月

目 录

第 1 章 滑模变结构导引规律	1
1.1 引言	1
1.2 空间拦截中的坐标系	1
1.2.1 空间拦截中坐标系的定义	1
1.2.2 几个坐标系之间的转换关系	3
1.3 空间拦截中的弹道方程	5
1.3.1 导弹质心运动方程	5
1.3.2 目标质心运动方程	6
1.3.3 导弹姿态运动方程	7
1.3.4 重力加速度计算方法	7
1.3.5 导弹质量计算方法	8
1.3.6 视线角及视线角速率的计算方法	8
1.4 自适应滑模制导律(ASMG)	8
1.4.1 目标—导弹相对运动的数学描述	8
1.4.2 ASMG 的推导	10
1.5 最优滑模制导律	14
1.5.1 描述寻的制导问题数学模型的另一种推导方法	14
1.5.2 基于视线角速率的最优制导律	16
1.5.3 最优滑模制导律设计	18
1.6 滑模变结构制导律的鲁棒性	21
1.6.1 滑动模态对干扰及参数摄动的不变性	21
1.6.2 变结构制导律对目标机动和制导参数摄动的鲁棒性	26

参考文献	26
第2章 智能滑模变结构导引规律	28
2.1 引言	28
2.2 基于规则的智能自适应滑模制导律(IASMG)	28
2.3 空间拦截中 IASMG 的实现方案	31
2.3.1 制导系统的组成	31
2.3.2 轨控发动机的工作方式	32
2.4 IASMG 在空间拦截中的应用	36
2.4.1 空间拦截仿真参数设定	36
2.4.2 IASMG 仿真结果	40
2.4.3 仿真结果分析	45
2.5 模糊自适应滑模制导律	47
参考文献	51
第3章 空间拦截器姿态组合控制	52
3.1 引言	52
3.1.1 空间飞行器姿态控制的任务	52
3.1.2 空间拦截器的姿态机动和姿态稳定	53
3.2 导弹姿态运动的数学描述	53
3.2.1 俯仰子系统	54
3.2.2 偏航子系统	54
3.2.3 滚转子系统	55
3.3 姿态控制器的设计	55
3.3.1 俯仰子系统控制器	55
3.3.2 偏航子系统控制器	57
3.3.3 滚转子系统控制器	59
3.3.4 俯仰子系统跟踪问题	60
3.3.5 偏航子系统跟踪问题	62
3.3.6 组合控制器	63
3.4 姿态控制系统实现方案	64
3.5 姿态控制仿真研究	65

参考文献	67
第 4 章 基于 L_2 增益和 H_∞ 控制理论的鲁棒导引规律	68
4.1 引言	68
4.2 基于 L_2 增益性能指标的鲁棒导引规律(L2RG)	69
4.3 L2RG 数值仿真研究	74
4.3.1 无目标机动和制导参数误差(NGPE)	74
4.3.2 无目标机动但有制导参数误差(GPE)	75
4.3.3 有目标机动但无制导参数误差	76
4.3.4 目标机动且有制导参数误差	79
4.4 非线性 H_∞ 制导律	80
4.4.1 非线性 H_∞ 控制理论	80
4.4.2 非线性 H_∞ 制导律设计	82
4.4.3 Hamilton - Jacobi 偏微分不等式的解	84
4.4.4 H_∞ 制导律性能评价	90
4.5 L2RG 与非线性 H_∞ 制导律的比较	94
参考文献	95
第 5 章 被动测量条件下的非线性跟踪滤波器	97
5.1 引言	97
5.2 非线性滤波概述	98
5.3 非线性滤波在制导和跟踪中的应用	103
5.4 推广 Kalman 滤波(EKF)	105
5.5 自适应推广 Kalman 滤波(AEKF)	106
5.5.1 Sage - Husa 噪声统计估值器	106
5.5.2 Sage - Husa 时变噪声统计估值器	112
5.5.3 改进的 Sage - Husa 观测噪声统计估值器	115
5.5.4 AEKF 算法	118
5.5.5 AEKF 在仅有角度测量的寻的导弹制导中 的应用	120
5.6 自适应修正增益推广 Kalman 滤波	128
5.6.1 修正增益推广 Kalman 观测器(MGEKO)	129

5.6.2	修正增益推广 Kalman 滤波器(MGEKF)	131
5.6.3	中介 MGEKF 的随机稳定性	133
5.6.4	MGEKF 的随机稳定性	137
5.6.5	自适应 MGEKF 及其在仅有角度测量寻的 制导中的应用	140
5.7	自适应两步滤波	148
5.7.1	自适应两步滤波器(ATSF)	148
5.7.2	ATSF 的数值仿真	153
5.8	几种滤波器的性能分析和比较	156
	参考文献	160
第 6 章	被动式寻的导弹的双重指标制导律	165
6.1	引言	165
6.2	被动跟踪问题的可观测性	166
6.2.1	目标非机动时“被动跟踪”问题的可观测 性分析	166
6.2.2	目标机动时“被动跟踪”问题的可观测性 分析	171
6.3	改进的增广比例制导律	175
6.4	运动跟踪滑模制导律(MTSMG)	177
6.5	MTSMG 数值仿真研究	179
	参考文献	187

Contents

Chapter 1 Sliding-Mode Variable Structure Guidance

Law	1
1.1 Introduction	1
1.2 Coordinate Systems in Space Interception	1
1.2.1 Definitions of Coordinate Systems in Space Interception	1
1.2.2 Transformations of Coordinate Systems	3
1.3 Motion Equations in Space Interception	5
1.3.1 Motion Equations of Missile's center of mass	5
1.3.2 Motion Equations of Target's center of mass	6
1.3.3 Motion Equations of Attitude of Missile	7
1.3.4 Algorithm for Gravitational Acceleration	7
1.3.5 Algorithm for Mass of Missile	8
1.3.6 Algorithm for Line-Of-Sight Angle and Line-Of- Sight Angular Rate	8
1.4 Adaptive Sliding-Mode Guidance Law (ASMG)	8
1.4.1 Mathematical Description of Target-Missile Relative Motion	8
1.4.2 Derivation of ASMG	10
1.5 Optimal Sliding-Mode Guidance Law	14
1.5.1 Another Derivation of Math-Model Describing Homing Guidance Problem	14
1.5.2 Optimal Guidance Law Based on Line-Of-Sight Angular Rate	16