

军队“2110”工程三期建设教材

导弹制导 理论与技术

鲜勇 李刚 苏娟 韩小军 编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

军队“2110”工程三期建设教材

导弹制导理论与技术

鲜勇 李刚 苏娟 韩小军 编著

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书主要围绕地地弹道导弹和巡航导弹相关的制导理论与技术,研究了弹道导弹的摄动制导、显式制导、高速再入体末制导、卫星组合导航和天文导航理论与技术,讨论了巡航导弹地形匹配导航、景象匹配导航与导引等相关理论方法,建立了惯性导航误差传递模型,给出了制导误差计算分析方法,形成了从导航到制导再到误差分析的完整体系。本书不仅仅从理论上对制导进行了分析推论,还考虑到实际工作的需要,注重工程应用具有强烈的应用性,可以作为飞行器设计、控制专业本科生和研究生教材或参考用书,对其他相关专业科研工作者也有一定的参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

导弹制导理论与技术 / 鲜勇等编著. —北京:国防工业出版社, 2015.5

ISBN 978-7-118-10013-6

I. ①导… II. ①鲜… III. ①导弹制导 IV.

①TJ765

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 085956 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)

三河市天利华印刷装订有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 16 字数 363 千字

2015 年 5 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—1500 册 定价 36.00 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 1944 年德国在第二次世界大战中使用带有制导控制系统的 V1、V2 导弹以来,以制导控制为核心的导弹就成为军事强国竞相发展的尖端武器,经过半个多世纪的发展,制导技术具有了长足的进步,推动了导弹总体发展,采用制导控制的弹道导弹由于具有射程远、飞行速度快、射击精度高、突防能力强等优越性,成为可携带核弹头、多种战斗部类型的常规弹头、子母弹头等大规模杀伤性武器。当前,弹道导弹已能轻易达到 13000km 的洲际射程,并已实现万里之外取上将首级的百米级打击精度,而巡航导弹射击精度更是可达米级,制导技术的发展更是催生了反导、反卫等高精技术弹种的出现,现代制导技术的应用和发展使得导弹已经“进化”为一种彻底改变战争形态的精准、高效、可怖的武器。

制导系统与导航系统、姿态控制系统一起构成导弹飞行控制的核心。制导系统是在导航系统提供的导弹飞行状态参数的基础上,根据一定的制导律计算导弹飞行控制信号,并交由姿态控制系统控制导弹飞行状态和发动机关机,确保导弹在外干扰条件下能够以一定的精度命中目标,是决定射击精度、使用特点等导弹决定性性能指标的关键因素。

作者所在单位多年来一直从事制导理论与技术、提高导弹射击精度技术和精度分析技术的研究和教学工作,在总结多年来的教学科研经验,借鉴多部权威书籍和资料的基础上,本着重思想、重应用的理念,从理论上对制导进行了分析推论,考虑到实际工作的需要,注重工程应用,具有强烈的应用性,可以作为飞行器设计、控制专业本科生和研究生教学用书,也可以作为其他相关专业科研工作者的参考用书。

由于目前世界范围内导弹种类繁多,采用的制导方式多种多样,并在相关技术的推动下不断发展,为便于内容的有序组织和读者学习,本书主要围绕地地弹道导弹和巡航导弹相关的制导理论与技术讲述。

全书共分为 14 章,前 9 章可以作为制导理论的基础部分,围绕传统弹道导弹的基本概念、弹道计算基础、摄动制导、显式制导、中末制导和惯性导航的基本理论与技术,形成较为完整的弹道导弹制导理论基础体系。后 5 章为制导理论应用的扩展,以导航手段为中心,重点讲述惯性、卫星、天文、景象匹配、地形匹配导航及组合导航,最后给出分析制导方法误差的基本方法。第 1 章在制导的相关概念基础上,从制导的观点出发分析了导弹的发展历程,简要分析了制导研究所应该考虑的因素,以形成制导理论研究的总体观;第 2 章给出射击精度的概念和不同精度指标之间的关系;第 3 章给出了制导、控制与弹道计算相关的坐标系的概念及其转换关系,其中特别介绍了导弹物理基准与理论坐标系建立联系的原理与方法;第 4 章则在此基础上给出了弹道计算的相关模型,介绍了计算方法与流程,明确了弹道计算(仿真)是制导理论研究的重要手段;第 5 章从最朴素的时间关机、速度关机等制导控制的基本思想出发,逐步过渡到摄动制导理论,重点突出摄动理论的研究思想;第 6 章则系统地介绍了需要速度、控制速度、虚拟目标等相关概念,并在椭圆弹道

的基础上系统地建立了显式制导的导引与关机控制模型。第7章主要介绍多弹头分导的中段制导技术,第8章则介绍了再入飞行器的标称轨迹制导、预测校正制导的理论与方法。第9章着重介绍弹道导弹常用的惯性导航系统的工作原理、工具误差系数标定原理和工具误差实时补偿原理,建立了平台惯性导航系统、捷联惯性导航系统的测量误差模型,为分析制导工具误差提供了基础模型。至此形成弹道导弹全程惯性制导的基本理论方法。第10章以卫星导航系统基本原理介绍为基础,重点讲述了卡尔曼滤波组合导航与平滑滤波组合导航方法;第11章以天文导航系统为基础,介绍天文/惯性导航系统的组合导航原理与应用;第12章围绕景象匹配基本原理,配合导引技术在弹道导弹与巡航导弹中的应用,介绍了匹配算法和多种类型的制导系统,重点讨论了战术导弹的导引理论;第13章在介绍地形匹配对惯性导航误差的修正原理基础上,给出地形匹配基本算法原理;第14章在建立干扰模型的基础上,建立了落点偏差的解析计算和数值计算模型与方法,为从事制导理论研究的工作者分析制导方法的精度打下基础。

本书在编撰过程中除采用作者在教学科研中的成果外,还参照了程国采、李连仲、李惠峰、雷虎民、刘新学等老师的有关著作和其他同志发表的文献,在此表示衷心感谢!

由于科学技术的不断发展和作者水平所限,本书难免存在缺点和不足,恳请读者批评指正。

作者

2014年11月于西安

目 录

第 1 章 概述	1
1.1 导弹分类及飞行弹道(航迹)	1
1.1.1 现代导弹的发展	1
1.1.2 导弹分类	2
1.1.3 飞行轨迹	4
1.2 导弹制导常见概念	6
1.3 导弹制导分类及制导方法概述	8
1.3.1 制导作用及分类	8
1.3.2 制导实现方法概述	9
1.4 地地导弹作战对制导系统的要求	14
1.4.1 制导精度	14
1.4.2 适应能力	16
1.4.3 反应时间	17
1.4.4 生存能力	17
1.4.5 突防能力	17
1.4.6 抗干扰能力	18
1.4.7 可靠性和可维修性	18
1.5 地地导弹制导发展简介	19
第 2 章 射击精度基本概念	23
2.1 落点偏差	23
2.1.1 几何关系法计算落点偏差	24
2.1.2 利用主动段终点弹道参数计算落点偏差	24
2.1.3 落点偏差的精确计算方法	25
2.2 导弹落点散布的描述	25
2.3 精度指标及其相互间的关系	27
2.3.1 均方根误差	27
2.3.2 导弹射击误差的均方根误差	28
2.3.3 公算偏差	30
2.3.4 圆概率偏差	30

第3章 坐标系与基准建立	33
3.1 常用坐标系	33
3.2 坐标系转换	35
3.2.1 初等旋转矩阵	36
3.2.2 发射坐标系与弹体坐标系坐标转换矩阵	36
3.2.3 惯性坐标系与发射坐标系间的关系	41
3.2.4 惯性坐标系与弹体坐标系间的关系	42
3.2.5 发射坐标系与速度坐标系间的关系	42
3.2.6 弹体坐标系与速度坐标系间的关系	43
3.3 水平基准的建立	43
3.4 射向基准的建立	45
第4章 弹道模型与计算方法	47
4.1 弹道分段	47
4.2 标准弹道计算模型	49
4.2.1 标准弹道条件	49
4.2.2 主动段运动方程	50
4.2.3 被动段运动方程	52
4.2.4 发动机推力/控制力(力矩)模型	53
4.2.5 空气动力(力矩)模型	54
4.2.6 引力模型	55
4.2.7 柯氏力模型	56
4.2.8 牵连力模型	57
4.2.9 关机控制	58
4.2.10 导引	58
4.2.11 标准函数	59
4.2.12 坐标转换	60
4.3 弹道计算流程	61
第5章 弹道导弹摄动制导	64
5.1 制导的一般理论	64
5.1.1 按时间关机的射程控制方案	64
5.1.2 按发动机推进剂消耗量关机方案分析	65
5.1.3 按速度关机的射程控制方案	66
5.1.4 按视速度关机的射程控制方案	68
5.1.5 摄动制导控制方案	70
5.2 摄动制导的基本理论	72
5.2.1 椭圆弹道	72

5.2.2	射程描述	73
5.2.3	摄动制导方法概述	74
5.2.4	摄动制导关机控制函数	76
5.3	摄动制导的横法向导引方程	77
5.3.1	摄动制导横向导引函数	77
5.3.2	摄动制导法向导引函数	79
5.4	伴随函数及其在摄动制导中的应用	80
5.4.1	伴随函数及伴随定理	80
5.4.2	伴随定理在摄动制导方程设计中的应用实例	83
5.5	外干扰补偿制导原理简介	84
5.6	二阶摄动制导原理简介	86
第 6 章	弹道导弹显式制导	88
6.1	显式制导的一般思想	88
6.2	需要速度及虚拟目标的概念	89
6.2.1	需要速度的概念	89
6.2.2	虚拟目标的概念	92
6.2.3	需要速度 v_R 的确定	94
6.3	基于需要速度的闭路制导方法	97
6.3.1	关机点速度 v_R 的预估	97
6.3.2	导引信号的确定	98
6.3.3	导弹制导的关机方程	101
6.4	基于神经网络的显式制导方法	101
6.4.1	神经网络概述	101
6.4.2	基于神经网络的显式制导	104
第 7 章	中制导基本理论	106
7.1	雷达中制导	106
7.2	多弹头分导的摄动制导	109
7.2.1	母舱分导机动的最佳推力方向	110
7.2.2	母舱摄动制导的关机方程	114
第 8 章	再入制导基本理论	118
8.1	再入制导方法概述	118
8.1.1	再入制导方法分类	118
8.1.2	性能指标	119
8.1.3	影响制导性能的主要因素	120
8.2	标称轨迹制导方法	120
8.2.1	航程预测	121

8.2.2	标称轨迹参数计算	122
8.2.3	控制律	122
8.3	预测—校正制导方法	123
8.3.1	轨迹预测模型	124
8.3.2	校正策略	126
8.4	再入机动弹道的标称制导方法	126
第9章	惯性导航原理及实现	128
9.1	惯性测量系统介绍	128
9.2	单元标定及误差补偿方法	129
9.2.1	惯性测量组合误差补偿方法	129
9.2.2	单元标定	131
9.2.3	弹上误差补偿方法	132
9.2.4	惯性系统误差的基本特性	133
9.3	惯性系统导航状态解的计算	133
9.3.1	积分法	134
9.3.2	引力加速度级数展开法	137
9.3.3	捷联惯性系统测量结果的坐标转换	137
9.4	平台惯性导航系统误差模型	140
9.4.1	二自由度陀螺仪误差模型	141
9.4.2	加速度表误差模型	141
9.4.3	平台坐标系和惯性坐标系转换	141
9.5	捷联惯性导航系统误差模型	142
9.5.1	陀螺仪误差模型	142
9.5.2	加速度表误差模型	143
9.5.3	惯性坐标系视加速度误差模型	143
9.6	惯性导航误差对精度的影响机理分析	144
第10章	惯性/卫星组合制导	146
10.1	卫星导航系统	146
10.1.1	常见的卫星导航系统简介	146
10.1.2	典型卫星导航系统组成	147
10.1.3	全球定位系统导航基本原理	148
10.2	卫星导航定位与测速原理	150
10.2.1	坐标基准	150
10.2.2	定位	151
10.2.3	测速	153
10.2.4	GPS 时统	156
10.3	卫星导航系统误差分析	156

10.3.1	GPS 误差分析	156
10.3.2	GPS 差分测量技术	160
10.3.3	伪卫星技术	161
10.4	捷联惯导/卫星组合卡尔曼滤波原理	163
10.4.1	SINS 测量误差状态方程	163
10.4.2	量测方程	164
10.4.3	滤波初始化	166
10.4.4	系统可观性、可控性及稳定性分析	166
10.5	捷联惯导/卫星组合平滑滤波原理	170
第 11 章	天文导航	173
11.1	天文导航基本知识	173
11.1.1	天文导航基本原理	173
11.1.2	天文导航时间系统	174
11.1.3	天文导航的优、缺点	175
11.1.4	天文导航国内外应用现状	175
11.2	天文导航坐标系及其基本公式	176
11.2.1	天文导航坐标系	176
11.2.2	天体位置的确定	177
11.3	惯性/天文组合导航应用	178
11.3.1	惯性/天文组合导航模式	178
11.3.2	惯性/天文组合导航基本原理	179
11.3.3	惯性/天文组合导航捷联模式建模	183
11.4	惯性/星光组合导航卡尔曼滤波器设计	188
第 12 章	景象匹配与导引技术	192
12.1	基本原理与算法	192
12.1.1	主要类别	192
12.1.2	匹配算法	195
12.1.3	算法性能评估指标	198
12.2	红外成像制导	200
12.2.1	红外寻的制导	200
12.2.2	红外目标识别	201
12.2.3	红外目标跟踪	203
12.3	SAR 成像制导	204
12.3.1	SAR 制导原理	204
12.3.2	SAR 图像匹配	206
12.3.3	SAR 平台定位	207
12.4	导引的基本理论	209

12.4.1	基本运动模型	209
12.4.2	基本概念	210
12.4.3	导引分类	211
12.5	追踪法和平行导引法	212
12.5.1	追踪法	212
12.5.2	平行接近法	214
12.6	比例导引法	216
12.6.1	比例导引法原理	216
12.6.2	比例导引系数的选取	217
第 13 章	地形匹配	219
13.1	地形匹配原理	219
13.2	基准图制备	220
13.2.1	数字高程地图	221
13.2.2	地形匹配区域的选择	222
13.3	地形匹配算法	224
13.3.1	TERCOM 算法	224
13.3.2	SITAN 算法	226
第 14 章	制导误差的计算方法	229
14.1	干扰因素分析	229
14.1.1	主动段干扰因素	229
14.1.2	自由段干扰因素	230
14.1.3	再入段干扰因素	230
14.2	主要误差分类	231
14.2.1	制导工具误差	232
14.2.2	制导方法误差	233
14.2.3	非制导误差	233
14.3	导弹落点偏差的解析计算法介绍	233
14.3.1	环境函数法假设	234
14.3.2	环境函数模型	234
14.3.3	工具误差引起的落点偏差计算	237
14.4	数值计算方法	240
14.4.1	弹道方程组的解算方法	240
14.4.2	弹道求差法	242
14.4.3	落点偏差的计算方法	242
参考文献		245

第1章 概 述

1.1 导弹分类及飞行弹道(航迹)

火箭和导弹是一种无人驾驶的飞行器。火箭是依靠火箭发动机推进的一种飞行器,它携带有飞行时所必需的燃烧剂和氧化剂。因而火箭既可在大气层中飞行,也可翱翔于无大气存在的星际空间,将人造地球卫星、宇宙飞船以及其他有效载荷送入预定轨道。火箭在公元1232年就开始使用了,当时中国人把火箭作为非制导导弹,驱逐围困北京的蒙古人。15世纪,朝鲜研制了“鬼箭机”火箭,这种火箭带有火药和破片装置,离开发射器后,能够自动在目标附近定时爆炸,1451年改进为一种带车轮的火箭发射器,能够携带多达100枚发射器,并能够在敌人附近定时引发多重爆炸。由于缺乏合适的制导控制系统,火箭后续改进极为缓慢。

1.1.1 现代导弹的发展

第一次世界大战飞机作为军用武器引出利用遥控飞机轰炸目标的思想,逐渐产生了导弹的概念。导弹是一种装载有战斗部的无人驾驶的可控飞行器,它既可以安装火箭发动机飞出大气层,也可以安装空气喷气发动机在大气层中航行。1913年,法国工程师勒内·洛林提出一种冲压发动机飞机思想并申请了专利,1926年3月16日,美国戈达德(Robert Hutchings Goddard)博士成功发射了第一枚液体火箭,高度达到了56m,速度为97km/h,后来戈达德博士第一个发射了超声速火箭,第一个为火箭研制了陀螺控制装置,第一个把尾喷管导游片用于火箭初始阶段的稳定控制,第一个为多级火箭的思想申请了专利,这位著名的火箭专家有句名言:“昨天的梦想就是今天的希望、明天的现实”。

1931年3月14日,德国完成了欧洲首次液体火箭试飞,1932年开始研制军用液体火箭,1936年启动“佩讷明德工程”(位于德国佩讷明德)研发导弹。从本质而言,现代武器(导弹)制导技术就源于第二次世界大战期间德国研制的V-1和V-2导弹,其中V-1是一种小型无人驾驶单翼飞机,于1942年春天完成试飞。V-2则是一种单级液体弹道导弹,由沃纳·冯·布劳恩博士和沃尔特·多恩伯格博士(火箭研制所总司令)领导研制,于1942年10月3日试验首次获得成功。V-2火箭长14m,起飞质量为12873kg,垂直起飞,推力为27125kgf,动力飞行70s,最大加速度6.4g,停火点速度6000英尺/s,当地弹道倾角约为45°,最大速度5705km/h,有效射程354km,战斗部为998kg,在354km射程时落点散布距离为16km,是第一个投入实战运用的弹道导弹。V-2导弹具备了制导控制系统,这是它区别于原始火箭的关键,控制系统执行机构由尾翼和导流片组成,尾翼在大气层内进行控制,喷管中的固体炭导流片在稀薄大气中进行控制,制导系统主要包括一个陀螺组件和一个积分加速度计,姿态控制系统由陀螺组件的方向参考系统和一个时钟

驱动的俯仰程序装置组成,积分加速度计则用于测定推力方向(导弹纵对称轴线方向)的加速度,计算出视速度,并在达到预定视速度后实施关机控制。从本质上说,V-2 导弹是应用陀螺仪和加速度计进行惯性制导的最原始例子^[1]。

第二次世界大战期间还研发了其他导弹,如地地三级液体弹道导弹“大黄酸信使”(Rheinbote)、液体火箭推进无线电控制超声速地空导弹“瀑布”、液体火箭推进的地空导弹“蝴蝶”、液体火箭推进空空导弹 X-4 等。

第二次世界大战后,美国和苏联在德国导弹研制的基础上开始了冷战军备竞赛,使导弹成为了当今世界军用武器明星,品种繁多,形式多样。

20 世纪 50—60 年代,如美国的“民兵-I”、“民兵-II”、“宇宙神 D、E、F”、“大力神-I”、“大力神-II”、“北极星”等制导系统均采用惯性平台制导系统,苏联的 SS-6、SS-7、SS-9 采用了位置捷联系统。其制导精度为千米级。

20 世纪 70—80 年代,在惯性技术方面取得了多项技术突破,陀螺的精度比原 V-2 的陀螺精度提高了一个数量级,三轴稳定平台应用气浮陀螺和改进后的摆式积分加速度表,精度也得到提高。更高精度的制导方案也被提出,如 Th. Buchhold 教授提出了摄动制导方案。弹道导弹主要有“民兵-III”、“海神”、“三叉戟-I”、“三叉戟-II”、SS-17、SS-18、SS-19、SS-N-8、SS-N-17、SS-N-18,这一阶段导弹命中精度有显著提高,主要采用了惯性平台制导系统加末助推修正、工具误差补偿及重力异常补偿等,精度达到百米级。

20 世纪 80 年代后期以来,除使惯导技术发展到一个更高阶段外,另一个显著特点是组合(复合)制导技术的广泛应用。这时期的代表型号有美国的“潘兴 II”、“和平卫士(MX)”,俄罗斯的“SS-26”、“白杨-M(SS-27)”弹道导弹。美国的“潘兴 II”导弹采用惯性制导加景象区域相关末制导,圆概率误差达到 20~40m;洲际弹道导弹“和平卫士(MX)”采用高级惯性浮球平台制导,命中精度可在 100m 内,而且可一次携带多达 10 个子弹头。俄罗斯的“SS-26”战术弹道导弹最大射程 300~500km,采用了改进的全球导航星/惯性导航系统,末制导采用了先进的主动毫米波雷达,圆概率误差小于 400m。俄罗斯的“白杨-M(SS-27)”弹头在约 90km 的高度再入大气层时,具有极强的机动能力,在大气层外进行目标特征雷达地形匹配制导,射程在 10000km 以上,圆概率误差不大于 60m。

当前为应对反导防御系统带来的威胁,弹道导弹技术也在发生着深刻的变革,出现了中段机动、末段机动、多弹头分导、弹道滑翔等多种形式,制导方式也由单一系统向着组合制导方式发展。

1.1.2 导弹分类

当今世界导弹品种繁多,有按作战使命和射程远近分类的,也有按所攻击的目标进行分类的,但通常更多地,则是按照发射点和目标点位置将导弹分为地对地、空对空、空对地和地对空四大类(图 1.1)。

1. 地对地导弹

地对地导弹是指由地面发射攻击地面目标的导弹。这里的“地面”是指陆地表面、水面及地下、水下某一深度。根据这类导弹的任务及其结构特点,它们又可分为弹道式导

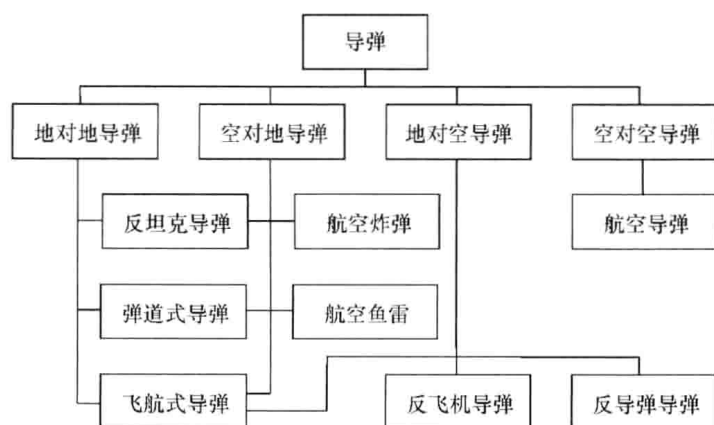


图 1.1 导弹分类

弹、飞航式导弹及反坦克导弹。

弹道式导弹是按预先给定的弹道飞行的,由于其航迹类似于炮弹的弹道,因此这类导弹称为弹道式导弹。

按射程的不同,弹道式导弹又可分为近程(射程为 100 ~ 1000km)、中程(射程为 1000 ~ 4000km)、远程(射程为 4000 ~ 8000km)和洲际(射程为 8000km 以上)导弹。

根据所攻击目标性质的不同,弹道式导弹还可分为战术导弹和战略导弹。战略导弹是以完成攻击敌方导弹和反导弹基地、军用机场、港口、重要军事仓库、工业和能源基地以及交通、通信枢纽等战略目标为使命的导弹。战术导弹则是用于地面、海上或空中作战,以完成某个具体战役或战术任务的导弹。

飞航式导弹是一种能机动飞行的有翼导弹,其外形与飞机相似。这种导弹始终在大气层内飞行,并且大部分时间做等速水平飞行。

反坦克导弹也是一种有翼导弹,它是用来摧毁敌方坦克、装甲车辆、加固掩体的导弹。这种导弹可以在地面、运输车或直升飞机上发射袭击目标。

2. 地对空导弹

地对空导弹也称防空导弹,也是一种有翼导弹。它是从地面或海面发射攻击空中目标,以保卫工业城市、政治中心、军事基地、海港以及大型军舰为目的的导弹。这类导弹,根据所攻击目标的类型不同又可分为截击飞机和飞航式导弹的反飞机导弹以及攻击速度很高并在大气层外飞行的弹道式的反导弹导弹。

3. 空对空导弹

空对空导弹是从飞机上发射攻击空中目标的有翼导弹,也称航空反飞机导弹或航空导弹。根据攻击能力的不同,又可分为尾部攻击和全向攻击两类。尾部攻击是指导弹只能从目标后方的一定区域内对目标进行攻击,而全向攻击则是指导弹既可以从目标的后方又可以从其前方进行攻击。根据射程的不同,这类导弹又可分为近距离格斗的(射程小于 10km)和远程(射程为 80 ~ 160km)攻击的两种。

4. 空对地导弹

空对地导弹是从飞机或直升飞机上发射,用于攻击地面或海上目标的导弹。根据导弹的任务和设备的特点,这类导弹可分为机载反坦克导弹、机载飞航式导弹、空中发射的弹道式导弹、航空炸弹和航空鱼雷等。机载反坦克导弹与地面发射的飞航式导弹相似,所不

同的只是它们从飞机或直升飞机上发射而已。航空鱼雷与航空炸弹相似,它们并不需要安装发动机,其飞行能量可从发射它们的飞机或直升飞机上获得。航空鱼雷可攻击水面上的舰艇和水下的潜艇,而航空炸弹则对水陆目标均可毁伤。

1.1.3 飞行轨迹

弹道导弹是按照预定轨迹飞行的,由于其轨迹类似于炮弹的弹道,因此称为弹道式导弹。导弹质心在空间的运动轨迹称为弹道。一般情况下,弹道式导弹的弹道如图 1.2 所示。

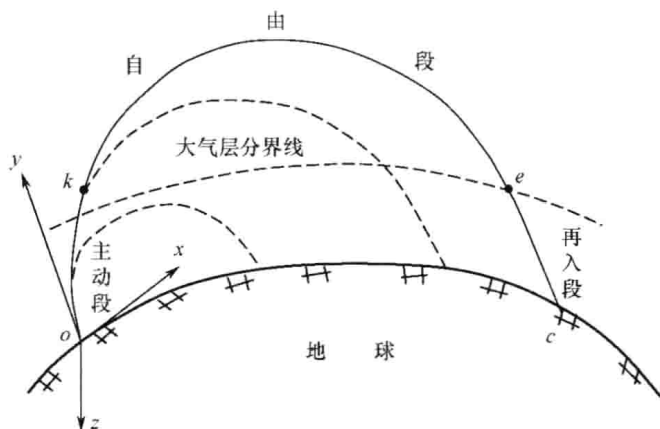


图 1.2 导弹弹道分段

根据弹道式导弹从发射点到目标点的运动过程中的受力情况和飞行特点的不同,可将其弹道分为几段。首先,根据导弹在飞行中发动机和控制系统工作与否,可将其弹道分为动力飞行段(简称主动段)和无动力飞行段(简称被动段)两部分。其次,在被动段则又根据弹头所受空气动力的大小而分为自由飞行段(简称自由段)和再入大气层飞行段(简称再入段)两部分。

1. 主动段(ok)

从导弹离开发射台到头体分离为止的一段弹道。在这段弹道上,由于发动机和控制系统一直工作,因而称为主动段。该段的飞行特点是:作用在弹上的力和力矩有地球引力、空气动力、发动机推力、控制力及其相对导弹质心所产生的相应力矩。推力主要用来克服地球引力和空气阻力并使导弹做加速运动;而控制力则主要产生控制力矩,以便在控制系统作用下使导弹按给定的飞行程序飞行,确保导弹按预定的弹道稳定地飞向目标。通常,导弹在主动段的飞行时间并不长,一般约在几十至几百秒的范围内。

2. 被动段(kc)

从头体分离到弹头落地的一段弹道称为被动段弹道。在无控制的情况下,弹头依靠在主动段终点所获得的能量做惯性飞行。随着导弹射击精度要求的不断提高,被动段也有引入中制导和末制导。

在被动段,根据弹头在运动中所受的空气动力大小,又可分为不计大气影响的自由飞行段和计大气影响的再入段两部分。一般来说,对于中近程弹道导弹通常以主动段关机点高度作为划分自由段和再入段的标准高度,为 50 ~ 70km。

(1) 自由段(ke)。由于主动段终点高度较高,而大气密度又随着高度的增加而迅速

降低,因而可认为在自由段上弹头是在相当稀薄的大气中飞行。这时作用在弹头上的空气动力远远小于其他作用力(地球引力和地转惯性力等),因而可以不考虑空气动力,即认为弹头是在真空中飞行,故自由段也称真空段。自由段弹道为椭圆弹道的一部分,且其弹道占全部弹道的 80% ~ 90%。

(2) 再入段(ec)。再入段就是指弹头重新进入稠密大气层的一段弹道。当弹头高速进入大气层时,其基本特征有:由于大气对弹头的作用使弹头承受强烈的气动加热而出现高温;使弹头受到巨大的气动阻力;速度首先在重力加速度主导下加速,到达大气密度较高的区域(如 30 ~ 40km 高度)时,大气阻力起主导作用,又使速度减小,当速度减小到重力加速度重新主导时,速度又会增大,具体情况视弹道不同而定。

需要指出的是,弹头在自由段飞行时,由于不受空气动力矩和控制力矩的作用,因而不会保持其分离时的运动姿态,而可能是以一定的角速度绕其质心自由地进行翻转运动。弹头重新进入大气层时,由于大气阻滞作用的逐渐增大,加之头部静稳定性的作用,才使其任意翻转受到制动,并以一定的速度稳定地飞向目标。

根据航迹特点,巡航导弹航迹全程一般可分为初始段(起飞段)、巡航段(中段)和俯冲段(末段),其中巡航段飞行时间最长。图 1.3 所示为地地巡航导弹飞行航迹示意图。

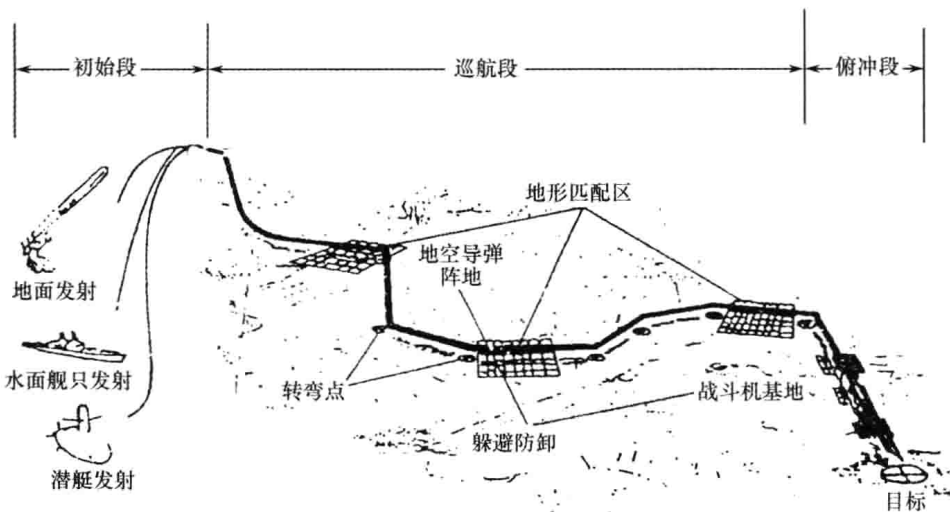


图 1.3 地地巡航导弹飞行航迹示意图

初始段也称起飞段,指由动力装置把导弹由发射点送到一定高度的那一段弹道。在初始段,首先火箭助推器工作,在导弹达到一定速度和高度、助推器燃料基本耗尽时,助推器脱落,主发动机启动,在导弹达到弹道最高点后降低高度转入巡航飞行。

巡航段也称飞行中段,它占巡航导弹全部弹道的绝大部分。在该段,巡航导弹处于近乎匀速、等高的巡航飞行状态。但在水平面上,为了绕过山脉高地、穿越山谷地褶、躲避防空阵地,巡航段一般不是直线形。有的巡航导弹有高度不同的几个巡航段,以更有利于提高射程,并增强突防能力,而较高的突防能力正是巡航导弹立足于现代战争的优势之一。巡航段的制导又称为中制导,是巡航导弹制导工作时间最长的一段,其制导的目的是在躲避敌方防御的同时保证导弹按要求的精度进入飞行末区,以确保导弹末段制导的顺利进行。

俯冲段也称末段,当巡航导弹接近目标上空进入飞行末区时,导弹由巡航转入向下俯

冲,速度不断提高,直到命中目标。末段的制导直接决定了巡航导弹打击精度水平。

巡航导弹与弹道导弹不同,它在整个飞行过程中始终处于制导飞行状态(全程制导),其动力装置和制导系统在飞行中始终处于工作状态,控制导弹按照预定的规划航迹飞行。由于巡航导弹作战中,对其射击精度和机动性能要求较高,所以,其全程制导一般根据各段的不同特点,采用不同的制导方案。

1.2 导弹制导常见概念

导弹系统是导弹控制导弹按给定程序稳定飞行、保证导弹射击精度、完成检测发射的整套装置,主要由导航、制导、姿态控制等系统构成。对于仅在主动段制导弹道导弹飞行控制来说,发射前需要通过建立导弹动力学、运动学等方程构成的弹道模型解算从发射点至目标点的标准弹道,确定瞄准方位角、飞程序角(导弹俯仰角随时间变化的函数)及各种控制参数所组成的诸元,导弹发射前根据给定的诸元进行瞄准,并将诸元量装订到弹载计算机,导航系统测量并计算导弹飞行状态参数,制导系统根据飞行状态参数解算控制量,姿态控制系统根据确定的飞程序角,控制导弹稳定转弯,同时根据制导系统提供的导引偏差修正弹道,控制导弹沿给定的标准弹道飞行,当确定导弹以当前状态通过自由飞行能以要求的精度通过目标时,制导系统发出发动机关机指令,此后导弹按惯性弹道飞行直至命中目标。

(1) 导航(Navigation)。导航概念最初是应用在航海中,后又被广泛应用在飞机、导弹等飞行器中。导弹中导航的概念为确定导弹在给定初始条件下飞行中的状态参数。利用测量仪表及器件测量导弹运动参数,然后利用测量到的参数直接或经过计算,间接地把它们表示为指定坐标系中的角度、速度、位置等状态量,这个过程称为导航过程。而由测量、传递、转换及计算等环节组成,并能够给出导弹初始状态和飞行状态量的系统即为弹上导航系统。

(2) 制导(Guidance)。制导过程一般为:利用导航状态量,按照给定的制导律,参照预定基准,生成制导指令,操纵导弹推力矢量变化来控制导弹质心运动,达到期望的终端条件时准确关闭发动机,保证弹头落点偏差在允许范围内。由导航状态量处理、生成制导指令、控制发动机推力矢量等环节组成的系统即为制导系统。

事实上,地地导弹飞行控制系统中,导航与制导系统常常是融为一体的,即制导系统一般包含有导航系统,导航系统提供的导弹运动状态参数是导弹制导的依据。所以,在地地导弹中,“导航”与“制导”概念常常不加区分地应用,具体所指可根据实际情况确定。

(3) 姿态控制(Attitude Control)。导弹飞行过程中控制导弹姿态自主稳定和绕质心运动。在导弹飞行时根据给定的飞程序角控制导弹转弯,克服外界干扰稳定飞行姿态,保证飞行姿态角偏差在允许范围内;根据制导指令控制导弹姿态角,修正飞行轨迹,辅助制导系统完成导弹落点偏差的控制。

(4) 惯性制导(Inertial Guidance)。惯性制导是利用惯性器件量测量,经过解算装置如计算机生成制导指令,完成制导功能。由这些硬、软件构成的系统则为惯性制导系统。

(5) 组合制导(Integrated Guidance)。组合制导指以惯性导航为基础,利用其他导航装置的量测量对惯性器件的量测量进行校正、对比,经滤波等算法处理,形成误差更小的