

军队“2110工程”资助项目

导弹制导与控制原理

Theory of Guidance and Control for Missile

雷虎民 主编



国防工业出版社

National Defense Industry Press

军队“2110 工程”资助项目

导弹制导与控制原理

Theory of Guidance and Control for Missile

编著者 雷虎民 何广军 马附洲 刘代军
李 炯 杨 遵 张 强 周 林
唐治理 张长亮 陈治湘 邵 雷



国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书较为全面系统地阐述了导弹制导与控制的基本原理、导弹飞行的力学环境和导弹运动数学模型、导引飞行与弹道、遥控制导、无线电寻的制导、红外点源寻的制导、红外成像寻的制导、电视寻的制导、激光寻的制导、多模复合制导与信息融合、惯性导航与卫星导航以及导弹控制方法等内容。

本书可作为高等院校导航、制导与控制专业本科生的专业基础与专业方向课程教材或教学参考书,也可供相关专业科学工作者和工程技术人员以及导弹部队指战员等参考。

图书在版编目(CIP)数据

导弹制导与控制原理 / 雷虎民主编. —北京: 国防工业出版社, 2006.5

ISBN 7-118-04453-9

I. 导... II. 雷... III. ①导弹制导②导弹控制
IV. TJ765

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2006) 第 019338 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)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 17½ 字数 410 千字

2006 年 5 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—3000 册 定价: 40.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010)68428422

发行邮购: (010)68414474

发行传真: (010)68411535

发行业务: (010)68472764

前 言

现代战争,从某种意义上可以说是科技水平的较量,先进的武器装备虽然不能最终决定战争的胜负,但在某场局部战争中确实能起到关键性的作用,任何国家和个人决不能忽视科技手段在现代化战争中发挥的越来越重要的作用。与以往的战争形态相比,现代战争是陆、海、空、天、电等领域的五维一体化作战,其突出特点是进攻武器具有快速、长距离和高空作战能力。对于机动能力很强的空中目标或远在几百、几千千米以外的非机动目标,一般的武器是无能为力的,即使能够勉强予以攻击,其杀伤效果也十分差。要对付这类目标,需要提高攻击武器的射程、杀伤效率及攻击准确度,导弹就是一种能够满足这种要求的精确制导武器系统。

本书著者依托多年教学和科研成果,紧密结合新一代精确制导武器系统的研制现状和发展趋势,系统深入地论述和研究了导弹制导控制系统的工作原理和分析方法,各种制导规律的形成和优缺点,不同类型制导体制的工作原理、结构组成、分析方法及其在战术导弹上的应用。该书是目前国内第一部较为全面、系统、深入地阐述导弹制导控制系统理论与方法的书籍,有一定的创新,对学习和研究导弹制导和控制问题提供专业技术基础理论参考。

本书共分12章。主要内容有:导弹制导与控制的基本原理、导引飞行与弹道、遥控制导、无线电寻的制导、红外点源寻的制导、红外成像寻的制导、电视寻的制导、激光寻的制导、多模复合制导与信息融合、惯性导航和卫星导航、导弹控制方法等。另外,为了教学的方便,书中写入了导弹飞行的力学环境和导弹运动数学模型一章。由于篇幅所限,本书将不涉及导弹制导与控制系统的性能分析及结构和参数的设计等内容。

本书是集体编著完成的。第1章、第4章、第5章由雷虎民教授、刘代军高工合编;第2章由张强讲师、邵雷博士合编;第3章由周林副教授、陈治湘博士合编;第6章、第12章由马附洲讲师、唐治理硕士合编;第7章、第10章由李炯博士、雷虎民教授合编;第8章、第9章由杨遵博士、雷虎民教授合编;第11章由何广军副教授、张长亮硕士合编;全书由雷虎民教授规划和统稿。

在本书中参考和引用了许多国内外专家学者的学术著作与研究成果,对所引用的成果,均在参考文献中列出。作者对这些专家学者在导弹制导与控制理论研究与发展方面所做出的贡献表示崇高的敬意,对能引用他们的成果感到十分荣幸并表示由衷的谢意。

本书编著过程中得到了许多同行专家和教授们的热情鼓励和支持,特别是西北工业大学航天学院陈新海教授和李新国教授对本书的结构和内容均提出了创造性的指导意见,对本书结构的完善和内容的系统起到了积极的引领作用,作者对他们的悉心指导和无私帮助谨致以衷心的感谢。

由于作者水平有限,书中错误和不当之处在所难免,敬请读者批评指正。

编著者

2006年01月于空军工程大学导弹学院

目 录

第 1 章 概述	1	3.3 平行接近法	75
1.1 导弹制导与控制的基本原理	1	3.3.1 直线弹道问题	76
1.2 导弹制导系统的一般组成	2	3.3.2 导弹的法向过载	76
1.3 导弹的稳定控制系统	3	3.3.3 平行接近法的图解法弹道	77
1.4 导弹制导系统的分类	5	3.4 比例导引法	78
1.5 制导系统的基本要求	9	3.4.1 比例导引法的相对运动方 程组	78
1.6 几种典型的制导系统	11	3.4.2 弹道特性的讨论	79
第 2 章 导弹运动数学模型	17	3.4.3 比例系数 K 的选择	81
2.1 导弹飞行的力学环境	17	3.4.4 比例导引法的优缺点	82
2.1.1 空气动力	17	3.5 三点法导引	82
2.1.2 气动力矩、压力中心和焦点	21	3.5.1 雷达坐标系 $Ox_R y_R z_R$	83
2.1.3 俯仰力矩	22	3.5.2 三点法导引关系式	83
2.1.4 偏航力矩	27	3.5.3 运动学方程组	84
2.1.5 滚转力矩	28	3.5.4 导弹转弯速率	84
2.1.6 铰链力矩	31	3.5.5 攻击禁区	87
2.1.7 推力	32	3.5.6 三点法的优缺点	88
2.1.8 重力	33	3.6 前置量法与半前置量法	89
2.2 导弹运动方程组的建立	34	3.6.1 前置量法	89
2.2.1 导弹运动的建模基础	34	3.6.2 半前置量法	91
2.2.2 常用坐标系及其变换	35	3.7 导引飞行的发展	92
2.2.3 导弹运动方程组	43	3.7.1 选择导引方法的基本原则	92
2.2.4 导弹运动方程组的简化与 分解	54	3.7.2 复合导引	93
2.2.5 导弹的质心运动	58	3.7.3 现代制导律	93
2.2.6 过载	61	3.8 最优导引律	93
第 3 章 导引飞行与弹道	67	3.8.1 导弹运动状态方程	94
3.1 导引飞行综述	67	3.8.2 基于二次型的最优导引律	95
3.1.1 导引方法的分类	67	第 4 章 遥控制导	98
3.1.2 导引弹道的研究方法	67	4.1 遥控制导系统概述	98
3.1.3 自动瞄准的相对运动方程	68	4.2 有线指令制导	99
3.1.4 导引弹道的求解	69	4.3 无线电指令制导	100
3.2 追踪法	70	4.3.1 无线电指令制导系统	100
3.2.1 弹道方程	70	4.3.2 导弹和目标的运动参数测量	103
3.2.2 直接命中目标的条件	71	4.3.3 无线电指令制导的观测跟踪 设备	105
3.2.3 导弹命中目标需要的飞行时间	72	4.3.4 指令形成原理	107
3.2.4 导弹的法向过载	72	4.3.5 指令传输	116
3.2.5 允许攻击区	73		

4.4 波束制导	119	6.1.1 红外线的基本性质	158
4.4.1 雷达波束制导	119	6.1.2 目标的红外线辐射特性	159
4.4.2 雷达波束制导原理	122	6.2 红外点源寻的制导系统的组成 和工作原理	162
第5章 无线电寻的制导	126	6.2.1 红外点源寻的制导的特点	162
5.1 无线电寻的制导系统基本工作 原理	126	6.2.2 红外点源寻的制导系统组成	163
5.1.1 无线电寻的制导系统的类型	126	6.2.3 红外点源导引头组成及其工作 原理	164
5.1.2 寻的制导系统的基本工作 原理	127	6.2.4 红外点源导引头的光学系统	166
5.1.3 雷达导引头	127	6.2.5 红外调制器及其工作原理	167
5.1.4 雷达导引头的一般组成	131	6.2.6 红外探测器	172
5.1.5 雷达导引头的测角方法	132	6.2.7 探测器制冷技术	173
5.1.6 雷达导引头的基本要求	134	6.2.8 信号处理电路	174
5.1.7 引导指令的形成	136	第7章 红外成像寻的制导	176
5.2 被动式无线电寻的制导 系统	137	7.1 红外成像寻的制导系统的 特点	176
5.2.1 反辐射导弹导引头	137	7.2 红外成像导引头的组成及工作 原理	177
5.2.2 毫米波被动雷达导引头	139	7.2.1 实时红外成像器	177
5.3 半主动式无线电寻的制导 系统	141	7.2.2 视频信号处理器	178
5.3.1 从“零频”上取出多普勒信号 的连续波导引头	143	7.3 红外成像寻的器	179
5.3.2 从副载频上取出多普勒信号的 连续波导引头	145	7.3.1 光机扫描成像寻的器	179
5.3.3 准倒置连续波导引头	146	7.3.2 红外凝视成像寻的器	182
5.3.4 全倒置连续波导引头	146	7.4 红外图像的视频信号处理	184
5.4 主动式无线电寻的制导系统	149	7.4.1 信号预处理	184
5.4.1 脉冲主动式雷达导引头	150	7.4.2 目标识别	185
5.4.2 连续波主动式雷达导引头	150	7.4.3 目标跟踪	188
5.4.3 脉冲多普勒主动式雷达导 引头	150	第8章 电视寻的制导	190
5.5 毫米波雷达导引头	152	8.1 电视导引头的工作原理	190
5.5.1 毫米波雷达导引头的主要 特点	152	8.2 电视导引头的功能与特点	191
5.5.2 毫米波雷达导引头的工作 模式	153	8.2.1 电视导引头的功能	191
5.5.3 毫米波雷达导引头的发展	154	8.2.2 电视导引头的特点	191
5.6 数字式雷达导引头系统	154	8.2.3 电视导引头的分类	192
5.6.1 单机系统和多机系统	154	8.3 电视摄像机	192
5.6.2 数字式弹上控制系统	155	8.3.1 电视摄像机的工作原理	192
5.6.3 弹上计算机的特点	156	8.3.2 电视摄像机的分类及特性	193
第6章 红外点源寻的制导	158	8.4 信号提取	194
6.1 目标的红外辐射特性	158	8.4.1 模拟信号提取方法	194
		8.4.2 数字图像信号提取方法	196
		8.5 电视图像跟踪	197
		8.5.1 目标图像识别	197
		8.5.2 目标图像捕获	198

8.5.3 电视图像跟踪器	199	目标识别的信息融合实现	225
8.6 光学系统	201	第 11 章 惯性导航系统和卫星导航系统	229
8.7 伺服系统	201	11.1 惯性导航系统概述	229
8.8 几种典型的电视寻的器	202	11.2 平台式惯性导航系统	230
8.8.1 采用电视摄像管的电视寻的器	202	11.2.1 惯导平台及其结构	230
8.8.2 采用固态成像器件的电视寻的器	203	11.2.2 平台式惯导系统的组成及基本工作原理	231
8.8.3 从高度杂乱背景中捕获目标的目标系统	204	11.2.3 平台式惯导系统的误差和初始对准	232
第 9 章 激光寻的制导	206	11.3 捷联式惯性导航系统	233
9.1 激光寻的器的组成和工作原理	206	11.3.1 数学平台及捷联式惯性导航系统	233
9.1.1 激光寻的器的组成	206	11.3.2 捷联式惯性导航系统的误差和初始对准	235
9.1.2 激光寻的器的工作原理	207	11.3.3 捷联式惯导系统与平台式惯导系统的比较	236
9.2 激光半主动寻的器	207	11.4 卫星导航系统	237
9.3 激光目标指示器	209	11.4.1 GPS 卫星导航定位系统	237
9.3.1 激光目标指示器	209	11.4.2 GPS 的应用及美国的 GPS 政策	244
9.3.2 激光目标指示器的激光器系统	211	11.4.3 其它卫星导航定位系统	249
9.3.3 激光目标指示器的光学系统	211	第 12 章 导弹控制方法	255
9.4 激光驾束制导	212	12.1 导弹控制系统的功能及组成	255
9.4.1 激光驾束制导的基本概念	212	12.1.1 导弹控制系统的功能	255
9.4.2 激光驾束制导系统	213	12.1.2 导弹控制系统的组成及回路	255
第 10 章 多模复合制导与信息融合技术	215	12.1.3 导弹控制系统的优点	256
10.1 多模复合制导与信息融合概念	215	12.2 导弹的直角坐标控制和极坐标控制方法	257
10.1.1 多模复合制导	215	12.2.1 直角坐标控制法 (STT 控制)	257
10.1.2 信息融合	216	12.2.2 极坐标控制法 (BTT 控制)	258
10.2 双模导引头的结构与工作原理	217	12.3 气动力控制	258
10.2.1 双模导引头的结构	217	12.3.1 舵面配置形状	258
10.2.2 双模导引头的工作原理	218	12.3.2 尾控制面	260
10.3 信息融合的模式结构	219	12.3.3 前控制面	261
10.3.1 信息融合的模式结构	219	12.3.4 旋转弹翼	262
10.3.2 信息融合的关键技术	221	12.3.5 气动力极坐标控制与直角坐标控制的比较	262
10.4 多模复合制导系统的信息融合实现	222	12.4 推力矢量控制	263
10.4.1 多模寻的复合原则	222	12.4.1 推力矢量控制在战术导弹中的	
10.4.2 多传感器信息融合方法	223		
10.4.3 红外成像/毫米波复合制导			

应用	263	12.5.2 倾斜转弯控制面临的几个技术问题	267
12.4.2 推力矢量控制的实现方法	264	12.5.3 倾斜转弯控制系统的组成及功用	268
12.4.3 推力矢量控制系统的性能描述	266	12.5.4 倾斜转弯自动驾驶仪实例	268
12.5 倾斜转弯控制	266	参考文献	272
12.5.1 倾斜转弯控制技术的概念	266		

第 1 章 概 述

导弹是现代化的高技术武器系统,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它具有制导系统。制导系统以导弹为控制对象,包括导引系统和控制系统两部分,其基本功能是保证导弹在飞行过程中,能够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,或根据目标的运动情况随时修正自己的弹道,最后准确命中目标。可以说,制导系统是整个导弹武器系统的“神经中枢”,在其中占有着极其重要的地位。

1.1 导弹制导与控制的基本原理

导弹之所以能够准确地命中目标,是由于我们能按照一定的引导规律对导弹实施控制。控制导弹的飞行,也就是要控制导弹的飞行速度和飞行方向。在速度达到一定程度时,重点是控制导弹的飞行方向,如果需要改变导弹的飞行方向,则需要产生与导弹飞行速度矢量垂直的控制力。

在大气层中飞行的导弹主要受发动机推力 P 、空气动力 R 和导弹重力 G 作用。这三种力的合力就是导弹上受到的总作用力。导弹受到的作用力可分解为平行导弹飞行方向的切向力和垂直于导弹飞行方向的法向力,切向力只能改变导弹飞行速度的大小,法向力才能改变导弹飞行方向,法向力为零时,导弹作直线运动。导弹的法向力,由推力、空气动力和导弹重力决定,导弹的重力一般不能随意改变,因此要改变导弹的控制力,只有改变导弹的推力或空气动力。

在大气层内飞行的导弹,可由改变空气动力获得控制,有翼导弹一般用改变空气动力的方法来改变控制力。

在大气层中或大气层外飞行的导弹,都可以用改变推力的方法获得控制。无翼导弹主要是用改变推力的办法来改变控制力,因无翼导弹在稀薄大气层内飞行时,弹体产生的空气动力很小。

下面我们以改变导弹空气动力的方法为例说明导弹飞行控制原理。

导弹所受的空气动力可沿速度坐标系分解成升力、侧向力和阻力,其中升力和侧向力是垂直于飞行速度方向的;升力在导弹纵向对称平面内,侧向力在导弹侧向对称平面内。所以,利用空气动力来改变控制力,是通过改变升力和侧向力来实现的。由于导弹的气动外形不同,改变升力和侧向力的方法也略有不同,现以轴对称导弹为例来说明。

这类导弹具有两对弹翼和舵面,在纵向对称面和侧向对称面内都能产生较大的空气动力。如果要使导弹在纵对称平面内向上或向下改变飞行方向,就需改变导弹的攻角 α , 攻角改变以后,导弹的升力就随之改变。

作用在导弹纵向对称平面内的受力如图 1-1 所示。各力在弹道法线方向上的投影

可表示为

$$F_y = Y + P \sin \alpha - G \cos \theta \quad (1-1)$$

式中 θ ——弹道倾角；

Y ——升力。

导弹所受的可改变的法向力为

$$N_y = Y + P \sin \alpha \quad (1-2)$$

由牛顿第二定律有

$$F_y = mV^2/\rho \quad (1-3)$$

$$\text{则} \quad N_y - G \cos \theta = m \frac{V^2}{\rho} \quad (1-4)$$

式中 V ——导弹的飞行速度；

m ——导弹的质量；

ρ ——弹道的曲率半径。

而曲率半径又可表示成

$$\rho = \frac{dS}{d\theta} = \frac{dS/dt}{d\theta/dt} = \frac{V}{\dot{\theta}} \quad (1-5)$$

式中 S 为导弹运动轨迹,则有

$$N_y - G \cos \theta = mV\dot{\theta}$$

$$\text{则} \quad \dot{\theta} = \frac{N_y - G \cos \theta}{mV} \quad (1-6)$$

由此可以看出,要使导弹在纵向对称平面内向上或向下改变飞行方向,就需要利用操纵元件产生操纵力矩使导弹绕质心转动,来改变导弹的攻角 α 。攻角 α 改变后,导弹的法向力 N_y 也随之改变。而且,当导弹的飞行速度一定时,法向力 N_y 越大,弹道倾角的变化率 $\dot{\theta}$ 就越大,也就是说,导弹在纵向对称平面内的飞行方向改变得就越快。

同理,导弹在侧向对称平面内可改变的法向力为

$$N_z = Z + P \sin \beta \quad (1-7)$$

由此可见,要使导弹在侧向对称平面内向左或向右改变飞行方向,就需要通过操作元件改变侧滑角 β ,使侧力 Z 发生变化,从而改变侧向控制力 N_z 。显然,要使导弹在任意平面内改变飞行方向,就需要同时改变攻角和侧滑角,使升力和侧向力同时发生变化。此时,导弹的法向力 N_n 就是 N_y 和 N_z 的合力。

1.2 导弹制导系统的一般组成

导弹制导系统包括导引系统和控制系统两部分,如图 1-2 所示。

导引系统通过探测装置确定导弹相对目标或发射点的位置形成引导指令。探测装置对目标和导弹运动信息进行的测量,因探测装置不同则形成不同的制导体制。例如,可以

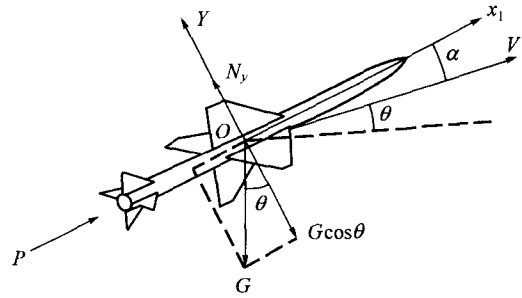


图 1-1 轴对称导弹在纵对称平面内的控制力

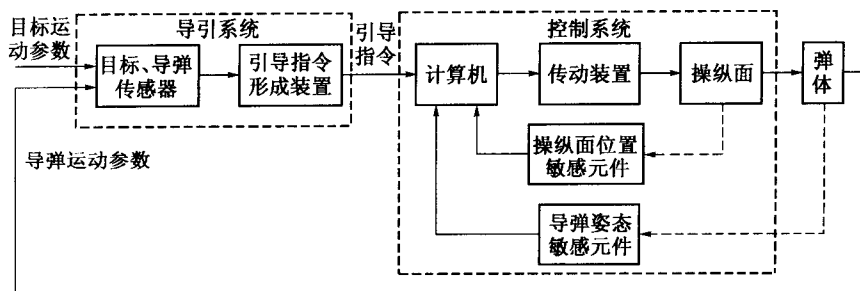


图 1-2 导弹制导系统的基本组成

在选定的坐标系内,对目标或导弹的运动信息分别进行测量,也可以在选定的坐标系内,对目标与导弹的相对运动信息进行测量。探测装置可以是制导站上的红外或雷达测角仪,也可能是装在导弹上的导引头。引导系统根据探测装置测量的参数按照设定的引导方法形成引导指令,指令形成之后送给控制系统,当测量坐标系控制系统执行坐标系不一致时要进行相应的坐标转换。

控制系统直接操纵导弹,要迅速而准确地执行引导系统发出的引导指令,控制导弹飞向目标。控制系统的另一项重要任务是保证导弹在每一飞行段稳定地飞行,所以也常称为稳定回路或稳定控制系统。

一般情况下,制导系统是一个多回路系统,稳定回路作为制导系统大回路的一个环节,它本身也是闭环回路,而且可能是多回路(如包括阻尼回路和加速度计反馈回路等),而稳定回路中的执行机构通常也采用位置或速度反馈形成闭环回路。当然并不是所有的制导系统都要求具备上述各回路,例如,有些小型导弹就可能没有稳定回路,也有些导弹的执行机构采用开环控制,但所有导弹都必须具备制导系统大回路。

稳定回路是制导系统的重要环节,它的性质直接影响制导系统的制导准确度,弹上控制系统应既能保证导弹飞行的稳定性,又能保证导弹的机动性,即对导弹飞行具有控制和稳定的双重作用。

1.3 导弹的稳定控制系统

导弹的稳定控制系统,即稳定回路,主要是指自动驾驶仪与弹体构成的闭合回路。在稳定控制系统中,自动驾驶仪是控制器,导弹是控制对象。稳定控制系统设计实际上就是自动驾驶仪的设计。

自动驾驶仪的作用是稳定导弹绕质心的角运动,并根据制导指令正确而快速地操纵导弹的飞行。由于导弹的飞行动力学特性在飞行过程中会发生大范围、快速度和事先无法预知的变化,自动驾驶仪还必须把导弹改造成动态和静态特性变化不大,且具有良好操纵性的制导对象,使制导控制系统在导弹的各种飞行条件下,均具有必要的制导精度。

自动驾驶仪一般由惯性元件、控制电路和舵系统组成。它通常通过操纵导弹的空气动力控制面来控制导弹的空间运动。自动驾驶仪与导弹构成的稳定控制系统如图 1-3 所示。

我们对导弹进行控制的最终目标是,使导弹命中目标时质心与目标足够接近,有时还要求有相当的弹着角。为完成这一任务,需要对导弹的质心与姿态同时进行控制,由于目前大部分导弹都是通过姿态控制来间接实现对质心的控制,因此姿态控制是导弹稳定控

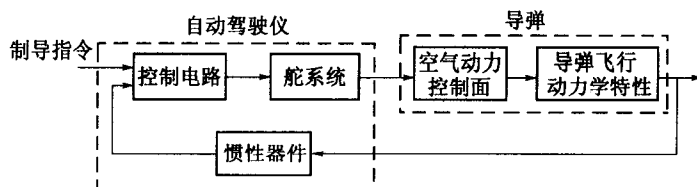


图 1-3 稳定控制系统原理框图

制系统的主要研究对象。导弹姿态运动有 3 个自由度,即俯仰、偏航和滚转 3 个姿态,通常也称为 3 个通道。如果以控制通道的选择作为分类原则,稳定控制系统的控制方式可以分为三类,即单通道控制、双通道控制和三通道控制。

1. 单通道控制

一些小型导弹,弹体直径小,在导弹以较大的角速度绕纵轴旋转的情况下,可用一个控制通道控制导弹在空间的运动,这种控制方式称为单通道控制。采用单通道控制方式的导弹可采用“一”字舵面,继电器式舵机,一般利用尾喷管斜置和尾翼斜置产生自旋,利用弹体自旋,使一对舵面在弹体旋转中不停地按一定规律从一个极限位置向另一个极限位置交替偏转,其综合效果产生的控制力,使导弹沿基准弹道飞行。

在单通道控制方式中,弹体的自旋是必要的,如果导弹不绕其纵轴旋转,则一个通道只能控制导弹在某一平面内的运动,而不能控制其空间运动。

单通道控制方式的优点是:由于只有一套执行机构,弹上设备较少,结构简单,质量轻,可靠性高。但由于仅用一对舵面控制导弹在空间的运动,对制导系统来说,有不少特殊问题要考虑。

2. 双通道控制

通常制导系统对导弹实施横向机动控制,故可将其分解为在互相垂直的俯仰和偏航两个通道内进行的控制,对于滚转通道仅由稳定系统对其进行稳定,而不需要进行控制,这种控制方式称为双通道控制方式,即直角坐标控制。

双通道控制方式制导系统组成原理如图 1-4 所示。其工作原理是:观测跟踪装置测量出导弹和目标在测量坐标系的运动参数,按导引规律分别形成俯仰和偏航两个通道的控制指令。这部分工作一般包括导引规律计算、动态误差和重力误差补偿计算及滤波校正等内容。导弹控制系统将两个通道的控制信号传送到执行坐标系的两对舵面上(十字型或×字型),控制导弹向减少误差信号的方向运动。

双通道控制方式中的滚转回路分为滚转角位置稳定和滚转角速度稳定两类。在遥控制导方式中,控制指令在制导站形成,为保证在测量坐标中形成的误差信号正确地转换到控制(执行)坐标系中并形成控制指令,一般采用滚转角位置稳定。若弹上有姿态测量装置,且控制指令在弹上形成,可以不采用滚转角位置稳定。在主动式寻的制导方式中,测量坐标系与控制坐标系的关系是确定的,控制指令的形成对滚转角位置没有要求。

3. 三通道控制

制导系统对导弹实施控制时,对俯仰、偏航和滚转 3 个通道都进行控制的方式,称为三通道控制方式,如垂直发射导弹的发射段的控制及滚转转弯控制等。

三通道控制方式制导系统组成原理如图 1-5 所示。其工作原理是:观测跟踪装置测量出导弹和目标的运动参数,然后形成 3 个控制通道的控制指令,包括姿态控制的参量

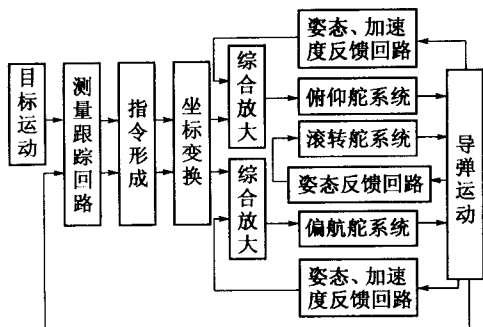


图 1-4 双通道控制方式制导系统原理图

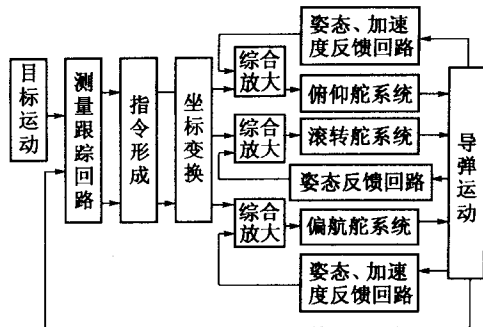


图 1-5 三通道控制方式制导系统原理图

计算及相应的坐标转换、导引规律计算、误差补偿计算及控制指令形成等，所形成的 3 个通道的控制指令与 3 个通道的某些状态量的反馈信号综合，送给执行机构。

1.4 导弹制导系统的分类

导弹制导系统从功能上讲包括引导系统和控制系统两部分，各类导弹由于其用途、目标性质和射程远近等因素的不同，具体的制导设备差别很大。各类导弹的控制系统都在弹上，工作原理也大体相同，而引导系统的设备可能全部放在弹上，也可能放在制导站，或者引导系统的主要设备放在制导站。

根据引导系统的工作是否与外界发生联系，或者说引导系统的工作是否需要导弹以外的任何信息，制导系统可分为非自主制导与自主制导两大类。

非自主制导包括自动导引、遥控制导、天文导航与地图匹配制导等。自主制导包括方案制导与惯性制导等。为提高制导性能，将几种制导方式组合起来作用，称为复合制导系统。制导系统分类如图 1-6 所示。

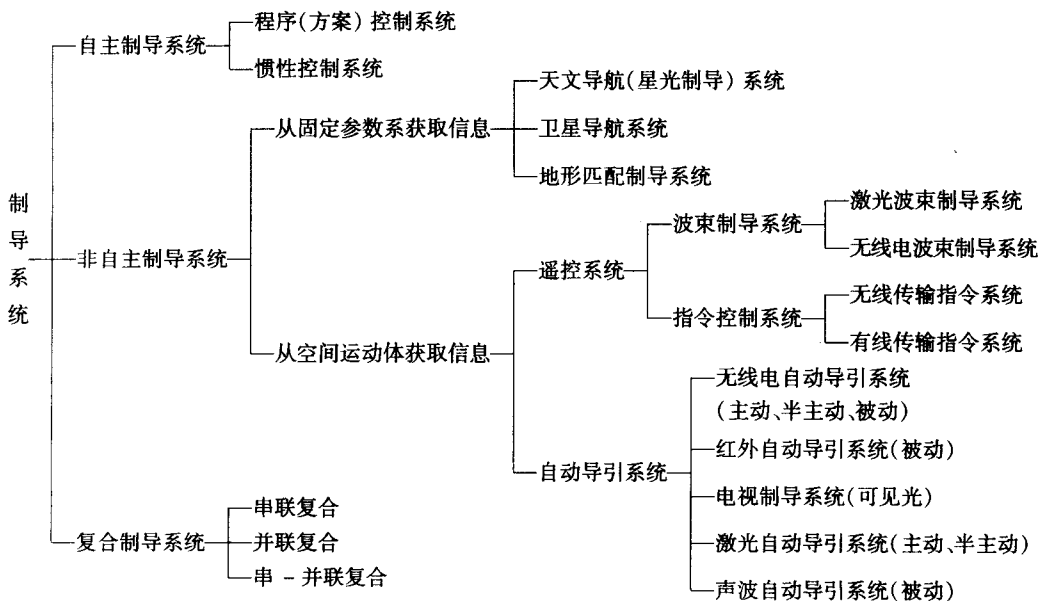


图 1-6 制导系统分类图

从导弹、制导站和目标之间在导弹制导过程中的相互联系,引导系统的作用距离、结构和工作原理以及其它方面的特征来看,这几类制导系统间的差别很大,在每一类制导系统内,引导系统的形式也有所不同,因为引导系统是根据不同的物理原理构成的,实现的技术要求也不同。

1. 自寻的制导系统

自动导引系统称为自寻的制导系统,或者直接称为寻的制导系统,是利用目标辐射或反射的能量制导导弹去攻击目标。

由弹上导引头感受目标辐射或反射的能量(如无线电波、红外线、激光、可见光、声音等),测量导弹-目标相对运动参数,形成相应的引导指令控制导弹飞行,使导弹飞向目标的制导系统,称为寻的制导系统。

为了使寻的系统正常工作,首先必须能准确地从目标背景中发现目标,为此要求目标本身的物理特性与其背景或周围其它物体的特性必须有所不同,即要求它具有对背景足够的能量对比性。

具有红外辐射(热辐射)源的目标很多,如军舰、飞机(特别是喷气式的)、坦克、冶金工厂,在大气层中高速飞行的弹头也具有足够大的热辐射。用目标辐射的红外线使导弹飞向目标的寻的系统称为红外寻的系统。这种系统的作用距离取决于目标辐射(或反射)面的面积和温度、接收装置的灵敏度和气象条件。

有些目标与周围背景不同,它能辐射本身固有的光线,或是反射太阳、月亮或人工照明的光线。利用可见光的寻的制导系统,其作用距离取决于目标与背景的对比特性、昼夜时间和气候条件。

有些目标是强大的声源,如从飞机喷气发动机或电动机以及军舰的工作机械等发出的声音,利用接收声波原理构成的寻的系统称为声学寻的系统。这种系统的缺点是:当其被用在攻击空中目标的导弹上时,因为声波的传播速度慢,使导弹不会命中空中目标,而是导向目标后面的某一点。此外,高速飞行的导弹本身产生的噪声,会对系统的工作造成干扰。声学寻的制导系统多用于水中运动的鱼雷寻的制导系统之中。

雷达寻的系统是广泛应用的寻的系统,因为很多军事上的重要目标本身就是电磁能的辐射源,如雷达站、无线电干扰站、导航站等。

为了研究的方便,根据导弹所利用能量的能源位置的不同,自寻的制导系统可分为主动式、半主动式和被动式三种。

(1) 主动式。照射目标的能源在导弹上,对目标辐射能量,同时由导引头接收目标反射回来的能量的寻的制导方式。采用主动寻的制导的导弹,当弹上的主动导引头截获目标并转入正常跟踪后,就可以完全独立地工作,不需要导弹以外的任何信息,可以实现“发射后不管”。随着能量发射装置的功率增大,系统作用距离也增大,但同时弹上设备的体积和重量也增大。由于弹上不可能有功率很大的能量发射装置,因而主动式寻的制导系统作用的距离不是很大,已实际应用的典型主动式寻的制导系统是雷达寻的制导系统。

(2) 半主动式。照射目标的能源不在导弹上,弹上只有接收装置,能量发射装置设在导弹以外的制导站、载机或其它载体。因此它的功率可以很大,半主动式寻的制导系统的作用距离比主动式要大。

(3) 被动式。目标本身就是辐射能源,不需要能源发射装置,由弹上导引头直接感受

目标辐射的能量,导引头以目标的特定物理特性作为跟踪的信息源。被动式寻的制导系统的作用距离与目标辐射的能量强度有关,典型的被动式寻的制导系统是红外寻的制导系统和反辐射导弹寻的制导系统。

寻的制导系统由导引头跟踪测量装置、控制指令形成装置、导弹稳定控制装置、弹体和导弹-目标相对运动学环节等组成,如图1-7所示。

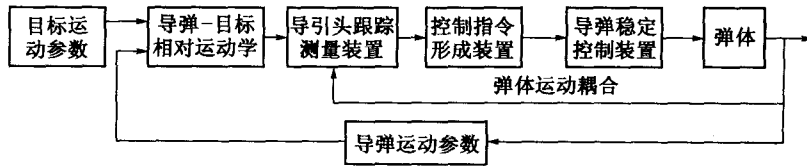


图1-7 寻的制导系统组成原理图

导引头实际上是制导系统的探测装置,当它对目标能够稳定地跟踪后,即可输出导弹和目标的有关相对运动参数,弹上控制指令形成装置,综合导引头及弹上其它敏感元件的测量信号,形成控制指令,把导弹导向目标。寻的制导系统的制导设备全部在弹上,具有发射后不管的特点,可攻击高速目标,制导精度较高。但由于它靠来自目标辐射或反射的能量来测定导弹的飞行偏差,作用距离有限,抗干扰能力差。一般用于空空、地空、空地导弹和某些弹道导弹,或用于巡航导弹的末制导飞行段,以提高末段制导精度。在复合制导系统中,寻的制导系统用于末制导飞行段。

2. 遥控制导系统

由导弹以外的制导站向导弹发出引导信息的制导系统,称为遥控制导系统。根据引导指令在制导系统中形成的部位不同,遥控制导又分为波束制导和遥控指令制导。

波束制导系统中,制导站发出波束(无线电波束、激光波束),导弹在波束内飞行,弹上的制导设备感受自身偏离波束中心的方向和距离,并产生相应的引导指令,操纵导弹飞向目标。在多数波束制导系统中,制导站发出的波束应始终跟踪目标。

遥控指令制导系统中,由制导站的引导设备同时测量目标、导弹的位置和其它运动参数,并在制导站形成引导指令,该指令通过无线电波或传输线传送至弹上,弹上控制系统操纵导弹飞向目标。早期的无线电指令制导系统往往使用两部雷达分别对目标和导弹进行跟踪测量,现多用一部雷达同时跟踪测量目标和导弹的运动,这样不仅可以简化地面设备,而且由于采用了相对坐标体制,大大提高了测量精度,减小了制导误差。

波束制导和遥控指令制导虽然都由导弹以外的制导站引导导弹,但波束制导中制导站的波束指向,只给出导弹的方位信息,而引导指令则由在波束中飞行的导弹感受其在波束中的位置偏差来形成。弹上的敏感装置不断地测量导弹偏离波束中心的大小与方向,并据此形成引导指令,使导弹保持在波束中心飞行。而遥控指令制导系统中的引导指令,是由制导站根据导弹、目标的位置和运动参数来形成的。

与寻的制导系统相比,遥控制导系统在导弹发射后,制导站必须对目标(指令制导中还包括导弹)进行观测,并不断向导弹发出引导信息;而寻的制导系统中导弹发射后,只由弹上制导设备对目标进行观测、跟踪,并形成引导指令。因此,遥控制导设备分布在弹上和制导站上,而寻的制导系统的制导设备基本都装在导弹上。

遥控制导系统的制导精度较高,作用距离比寻的制导系统大得多,弹上制导设备简单。但其制导精度随导弹与制导站的距离增大而降低,且易受外界干扰。

遥控制导系统多用于地空导弹和一些空空、空地导弹,有些战术巡航导弹也用遥控指令制导来修正其航向。在复合制导系统中,遥控指令制导系统多用于中末制导飞行段。早期的反坦克导弹多采用有线遥控指令制导。

3. 天文导航

天文导航是根据导弹、地球、星体三者之间的运动关系,来确定导弹的运动参量,将导弹引向目标的一种制导技术。导弹天文导航系统一般有两种,一种是由光电六分仪或无线电六分仪,跟踪一种星体,引导导弹飞向目标。另一种是用两部光电六分仪或无线电六分仪,分别观测两个星体,根据两个星体等高圈的交点,确定导弹的位置,引导导弹飞向目标。

六分仪是天文导航的观测装置,它借助于观测天空中的星体来确定导弹的地理位置。

以星体与地球中心连线与地球表面相交的一点为圆心,任意距离为半径在地球表面画的圆圈上任一点的高度必然相等,这个圆称为等高圈。这里的高度是指星体高度,定义为从星体投射到观测点的光线与当地地平面的夹角。

4. 地图匹配制导

地图匹配制导是利用地图信息进行制导的一种制导方式。地图匹配制导一般有地形匹配制导与景象匹配区域相关制导两种。地形匹配制导利用的是地形信息,也叫地形等高线匹配制导;景象匹配区域相关制导利用的是景象信息,简称为景象匹配制导。它们的基本原理相同,都是利用弹上计算机预存的地形图或景象图,与导弹飞行到预定位置时携带的传感器测出的地形图或景象图进行相关处理,确定出导弹当前位置偏离预定位置的偏差,形成制导指令,将导弹引向预定区域或目标。

5. 方案制导

所谓方案制导就是根据导弹飞向目标的既定航迹,拟制的一种飞行计划。方案制导是引导导弹按这种预先拟制好的计划飞行,导弹在飞行中的引导指令就根据导弹的实际参量值与预定值的偏差来形成。方案制导系统实际上是一个程序控制系统,所以方案制导也叫程序制导。

6. 惯性制导

惯性导航系统是一个自主式的空间基准保持系统。所谓惯性制导是指利用弹上惯性元件,测量导弹相对于惯性空间的运动参数,并在给定运动的初始条件下,由制导计算机计算出导弹的速度、位置及姿态等参数,形成控制信号,引导导弹完成预定飞行任务的一种自主制导系统。它由惯性测量装置、控制显示装置、状态选择装置、导航计算机和电源等组成。惯性测量装置包括3个加速度计和3个陀螺仪。前者用来测量运动体的3个质心移动的加速度,后者用来测量运动体的3个绕质心转动的角速度。对测出的加速度进行两次积分,可算出运动体在所选择的导航参考坐标系的位置,对角速度进行积分可算出运动体的姿态角。

7. 复合制导

当对制导系统要求较高时,如导弹必须击中很远的目标或者必须增加远距离的目标命中率,可把上述几种制导方式以不同的方式组合起来,以进一步提高制导系统的性能。例如,在导弹飞行初始段用自主制导,将导弹引导到要求的区域,中段采用遥控指令制导,比较精确地把导弹引导到目标附近,末段采用寻的制导,这不仅增大了制导系统的作用距离,而且提高了制导精度。

复合制导在转换制导方式过程中,各种制导设备的工作必须协调过渡,使导弹的弹道

能够平滑地衔接起来。

根据导弹在整个飞行过程中,或在不同飞行段上制导方法的组合方式不同,复合制导可分为串联复合制导、并联复合制导和串-并联复合制导三种。串联复合制导就是在导弹飞行弹道的不同段上,采用不同的制导方法。并联复合制导就是在导弹的整个飞行过程中,或者在弹道的某一段上,同时采用几种制导方式。串-并联复合制导就是在导弹的飞行过程中,既有串联又有并联的复合制导方式。

1.5 制导系统的基本要求

为了完成导弹的制导任务,对导弹制导系统有很多要求,最基本的要求是制导系统的制导准确度、对目标的鉴别力、可靠性和抗干扰能力等方面。

1. 制导准确度

导弹与炮弹之间的差别在效果上看是导弹具有很高的命中概率,而其实质上的不同在于导弹是被控制的,所以制导准确度是对制导系统的最基本也是最重要的要求。

制导系统的准确度通常用导弹的脱靶量表示。所谓脱靶量,是指导弹在制导过程中与目标间的最短距离。从误差性质看,造成导弹脱靶量的误差分为两种:①系统误差;②随机误差。系统误差在所有导弹攻击目标过程中是固定不变的,因此,系统误差为脱靶量的常值分量;随机误差分量是一个随机量,其平均值等于零。

导弹的脱靶量允许值取决于很多因素,主要取决于给出的命中概率、导弹战斗部的重量和性质、目标的类型及其防御能力。目前,战术导弹的脱靶量可以达到几米,有的甚至可与目标相碰,战略导弹由于其战斗部威力大,目前的脱靶量可达到几十米。

为了使脱靶量小于允许值,就要提高制导系统的制导准确度,也就是减小制导误差。

从误差来源看,导弹制导系统的制导误差分为动态误差、起伏误差和仪器误差,下面从误差来源角度分析制导误差。

(1) 动态误差。动态误差主要是由于制导系统受到系统的惯性、导弹机动性能、引导方法的不完善以及目标的机动等因素的影响,不能保证导弹按理想弹道飞行而引起的误差。例如,当目标机动时,由于制导系统的惯性,导弹的飞行方向不能立即随之改变,中间有一定的延迟,因而使导弹离开基准弹道,产生一定的偏差。引导方法不完善所引起的误差,是指当所采用的引导方法完全正确地实现时所产生的误差,它是引导方法本身所固有的误差,这是一种系统误差。导弹的可用过载有限也会引起动态误差。在导弹飞行的被动段,飞行速度较低时或理想弹道弯曲度较大、导弹飞行高度较高时,可能会发生导弹的可用过载小于需用过载的情况,这时导弹只能沿可用过载决定的弹道飞行,使实际弹道与理想弹道间出现偏差。

(2) 起伏误差。起伏误差是由于制导系统内部仪器或外部环境的随机干扰所引起的误差。随机干扰包括目标信号起伏、制导回路内部电子设备的噪声、敌方干扰、背景杂波、大气紊流等。当制导系统受到随机干扰时,制导回路中的控制信号便附加了干扰成分,导弹的运动便加上了干扰运动,使导弹偏离基准弹道,造成飞行偏差。

(3) 仪器误差。由于制造工艺不完善造成制导设备固有精度和工作稳定的局限性及制导系统维护不良等原因造成的制导误差,称为仪器误差。仪器误差具有随时间变化很小或保持某个常值的特点,可以建立模型来分析它的影响。要保证和提高制导系统的制