

普通高等教育“十五”国家级规划教材

导弹制导与 控制系统原理

孟秀云 编



北京理工大学出版社
BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS


内容 简介

本书比较全面地阐述了战术导弹各类制导系统的原理与方法。内容包括：导弹制导系统基本概念、基本原理；制导规律与受控对象——弹体特性分析；常用制导装置及其原理；自动驾驶仪与稳定回路；遥控制导与控制系统；自寻的制导与控制系统；滚转导弹制导与控制等。

本书可作为导航、制导与控制，飞行器设计，控制理论与控制工程等专业高年级本科生和研究生的教材或参考书，亦可供相关领域工程技术人员参考。

DAODANZHIDAORYUKONGZHIXITONGYUANLI

责任编辑：刘志实

封面设计：

ISBN 7-5640-0104-6



9 787564 001049 >

ISBN 7-5640-0104-6

定价：18.00元

普通高等教育“十五”国家级规划教材

导弹制导与控制系统原理

孟秀云 编

 **北京理工大学出版社**

BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

前 言

本教材被列入教育部普通高等教育“十五”国家级教材规划选题。

在第二次世界大战末,德国研制了 V-1 型和 V-2 型远程制导导弹,标志着制导武器的诞生。

制导武器之所以区别于常规弹药,在于它飞行过程中其轨迹可以受到制导与控制系统的控制,从而精确地击中目标,因此,导弹制导与控制课程在导航、制导与控制,飞行器设计等专业中占有重要地位,为学生从事该领域的研究工作打下必要的基础。

本教材是在北京理工大学 1997 年 3 月印刷的内部讲义《导弹制导和控制系统原理》基础上改编的,该内部讲义曾获得北京理工大学第八届优秀教材二等奖,该内部讲义已为六届学生所使用,且收到了良好的教学效果。

全书共分 8 章。第 1 章介绍导弹制导和控制系统的基本原理,基本概念;第 2 章介绍导弹制导规律;第 3 章对受控对象——导弹弹体特性进行分析;第 4 章介绍常用制导装置及其原理;第 5 章介绍自动驾驶仪与稳定回路;第 6 章介绍遥控制导和控制系统;第 7 章介绍自寻的制导和控制系统;第 8 章对旋转导弹制导和控制系统进行了专门的介绍。本教材以战术导弹制导和控制系统为主,侧重基本原理和基本方法的论述,每个主要章节都给以典型实例,尽量做到理论和实际相结合。

本教材先修课程为导弹概论,导弹飞行力学,自动控制原理,电子技术等;本教材的讲授需 48~60 学时。在本教材编写过程中借鉴了北京理工大学导航、制导与控制专业,控制理论与控制工程,飞行器设计等专业其他教师在教学和科研中的实际经验,得到了邹静涛、李钟武、刘藻珍,祁载康、孟庆元等教授的指导和帮助,在此表示衷心的感谢。

本教材由中国系统仿真学会理事李钟武教授担任主审,李钟武教授提出了很多宝贵的意见和建议,在此也表示衷心的感谢。

另外,作为教材,本书引用了一些文献中较为成熟的部分,在此对所有引用文献的作者表示感谢。

本教材内容广泛,涉及很多方面的技术知识,由于编者水平有限,缺点和错误难免,请读者原谅,并提出批评意见。

编 者
2002 年 9 月

目 录

第 1 章 概述	(1)
1.1 导弹制导原理	(1)
1.2 制导系统的一般组成	(3)
1.3 制导系统的分类	(4)
1.3.1 自寻的制导系统	(5)
1.3.2 遥控制导系统	(7)
1.3.3 天文导航	(7)
1.3.4 地图匹配制导	(7)
1.3.5 方案制导	(8)
1.3.6 惯性制导	(8)
1.3.7 复合制导	(8)
1.4 导弹控制方式	(8)
1.4.1 单通道控制方式	(9)
1.4.2 双通道控制方式	(9)
1.4.3 三通道控制方式	(10)
1.5 对制导系统的基本要求	(10)
思考题.....	(13)
第 2 章 制导规律	(14)
2.1 自寻的制导规律	(14)
2.1.1 自寻的制导规律分类	(15)
2.1.2 自寻的制导规律分析	(15)
2.2 遥控制导规律	(18)
2.2.1 遥控制导的导引方程	(18)
2.2.2 三点法	(19)
2.2.3 前置角法	(19)
思考题.....	(21)
第 3 章 受控对象特性分析	(22)
3.1 弹体在制导系统中的地位	(22)
3.2 制导回路中弹体环节的特点	(22)
3.2.1 弹体环节的特点	(22)
3.2.2 研究方法	(23)
3.3 导弹运动方程及其简化	(24)
3.3.1 坐标系	(24)
3.3.2 坐标系之间的转换关系	(24)

3.3.3	弹体扰动运动方程	(26)
3.3.4	弹体运动方程的简化	(28)
3.3.5	导弹弹体的传递函数	(31)
	思考题	(34)
第 4 章	常用制导装置及其原理	(35)
4.1	测量装置	(35)
4.1.1	测角仪	(35)
4.1.2	陀螺仪	(43)
4.1.3	加速度计	(51)
4.1.4	导引头	(56)
4.2	执行装置	(83)
4.2.1	执行装置的作用与组成	(83)
4.2.2	对执行装置的基本要求	(83)
4.2.3	舵机的分类	(84)
4.2.4	气压式舵机	(85)
4.2.5	液压式舵机	(89)
4.2.6	推力矢量控制装置	(91)
	思考题	(93)
第 5 章	自动驾驶仪与稳定回路	(94)
5.1	自动驾驶仪与稳定回路的基本概念	(94)
5.1.1	基本概念	(94)
5.1.2	为什么要引入自动驾驶仪	(96)
5.1.3	自动驾驶仪是如何引入的	(97)
5.1.4	自动驾驶仪与稳定回路的组成与分类	(97)
5.2	稳定回路的功能及基本原理	(98)
5.2.1	稳定回路的功能	(99)
5.2.2	稳定回路的基本原理	(100)
5.3	导弹滚转运动的稳定	(103)
5.3.1	导弹滚转角的稳定	(103)
5.3.2	导弹滚转角速度的稳定	(109)
5.4	导弹侧向控制回路	(111)
5.4.1	由测速陀螺仪和线加速度计组成的侧向控制回路	(111)
5.4.2	由两个线加速度计组成的侧向控制回路	(118)
5.4.3	无控飞行段自动驾驶仪	(119)
5.4.4	高度控制系统	(120)
5.4.5	垂直发射方式的控制回路	(121)
	思考题	(123)
第 6 章	遥控制导和控制系统	(124)
6.1	遥控制导和控制系统	(124)

6.1.1	遥控指令制导	(124)
6.1.2	遥控制导指令形成原理	(128)
6.1.3	遥控波束制导	(137)
6.2	遥控制导和控制回路	(147)
6.2.1	遥控制导和控制回路组成	(147)
6.2.2	遥控制导和控制回路各部分的传递函数	(149)
6.2.3	遥控制导和控制回路分析	(154)
	思考题	(157)
第 7 章	自寻的制导系统	(158)
7.1	红外自寻的制导系统	(158)
7.1.1	红外非成像自寻的制导系统	(158)
7.1.2	红外成像自寻的制导系统	(162)
7.2	雷达自寻的制导系统	(164)
7.2.1	微波雷达自寻的制导	(164)
7.2.2	毫米波雷达自寻的制导	(166)
7.3	激光自寻的制导系统	(168)
7.4	电视自寻的制导系统	(170)
7.5	自寻的制导回路	(172)
	思考题	(174)
第 8 章	旋转导弹的控制原理	(175)
8.1	旋转导弹的运动方程	(175)
8.1.1	补充两个坐标系	(175)
8.1.2	准弹体坐标系、准速度坐标系与其他坐标系之间的关系	(176)
8.1.3	旋转导弹运动学、动力学方程组	(177)
8.2	旋转导弹制导的控制原理	(179)
8.2.1	旋转导弹控制系统原理	(179)
8.2.2	旋转导弹控制力的产生	(180)
	思考题	(185)
	主要参考文献	(186)

第 1 章 概 述

现代战争,从某种意义上说是科技水平的较量,武器的先进性虽然不能最终决定战争的胜负,但用高科技手段装备的精良武器在某个局部战争中确实能起到关键作用,任何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。与以往的战争相比,现代战争的突出特点是进攻武器的快速性、长距离、高空作战能力强。对于机动能力很强的空中目标或远在几百、几千公里的非机动目标,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。要对付这种目标,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些要求的先进武器。

导弹与普通武器的根本区别在于它具有制导系统,制导系统的基本任务是确定导弹与目标的相对位置,操纵导弹飞行,在一定的准确度下,引导导弹沿预定的弹道飞向目标。导弹命中目标的概率主要取决于制导系统的工作,所以制导系统在整个导弹系统中占有极重要的地位。

1.1 导弹制导原理

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,根本点是改变导弹飞行方向,改变飞行方向的方法就是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、侧力和阻力,其中升力和侧力是垂直于飞行速度方向的;升力在导弹纵对称平面内,侧力在导弹侧平面内。所以,利用空气动力来改变控制力,是通过改变升力和侧力来实现的。由于导弹的气动外形不同,改变升力和侧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,在纵对称面和侧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

$$F_y = Y + P \sin \alpha - G \cos \theta$$

式中 θ 为弹道倾角; Y 表示升力。

导弹所受的可改变的法向力为

$$N_y = Y + P \sin \alpha$$

由牛顿第二定律和圆周运动可得如下关系式

$$F_y = ma$$

即

$$N_y - G \cos \theta = m \frac{v^2}{\rho}$$

式中 v 为导弹的飞行速度; m 为导弹的质量; ρ 为弹道的曲率半径。

而曲率半径又可表示成

$$\rho = \frac{dS}{d\theta} = \frac{dS/dt}{d\theta/dt} = \frac{v}{\dot{\theta}}$$

式中 S 为导弹运动轨迹,则有

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

即

$$\dot{\theta} = \frac{N_y - G \cos \theta}{mv}$$

由此可以看出,要使导弹在纵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。攻角改变后,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,导弹在纵对称平面内的飞行方向改变得就越快。

同理,导弹在侧平面内的可改变的法向力为

$$N_z = Z + P \sin \beta$$

由此可见,要使导弹在侧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,如图 1-2 所示。

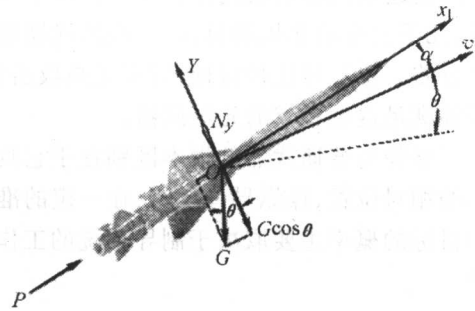


图 1-1 轴对称导弹在纵对称面内的控制力

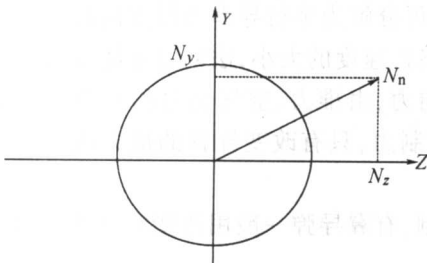


图 1-2 轴对称导弹在任意平面内的控制力

1.2 制导系统的一般组成

导弹制导系统包括由探测系统,控制指令形成,到操纵导弹飞行的所有设备,也就是通常所说的飞行控制系统。这些设备的作用是使导弹保持在理想弹道附近飞行。如图 1-3 所示。

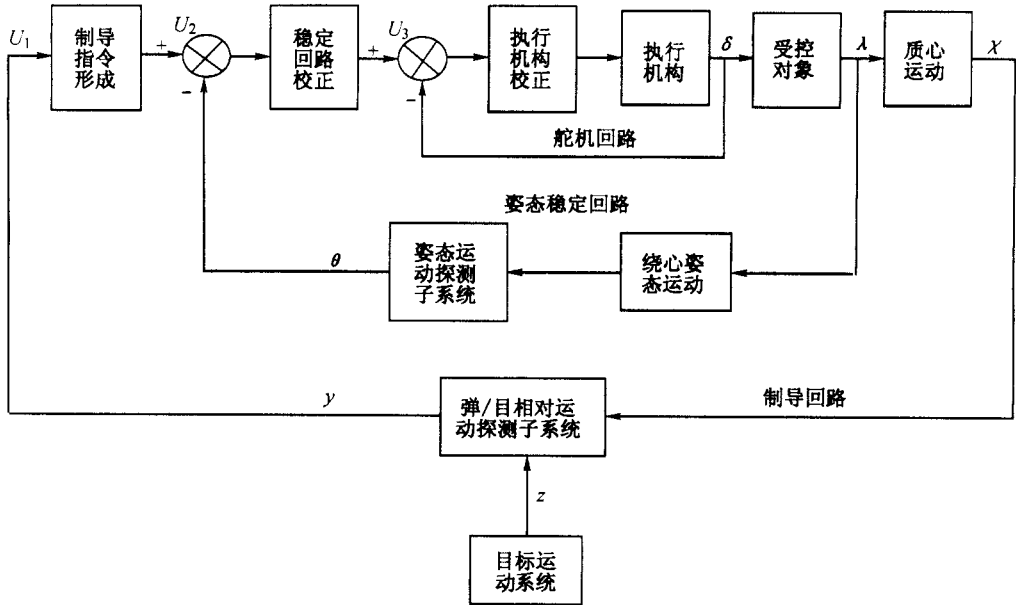


图 1-3 导弹制导系统的一般组成

从功能上可将制导系统分为引导系统和控制系统两部分。引导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的测量,可以用不同类型的装置予以实现。例如,可以在选定的坐标系内,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,有些情况要经过相应的坐标转换。

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。稳定回路中通常含有校正装置,用以保证其有较高的控制质量。

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。

稳定回路系统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,即对飞行有控制和稳定的作用。

1.3 制导系统的分类

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、目标的性质和射程的远近等因素的不同,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。制导系统分类见图 1-4。

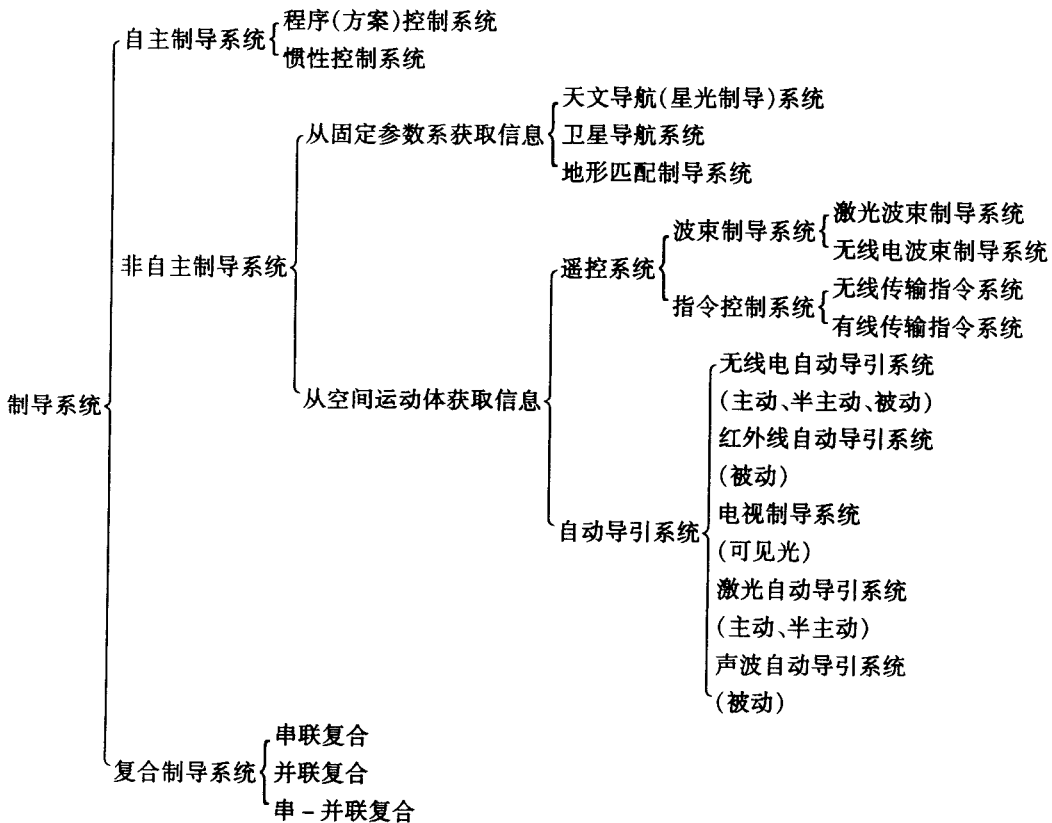


图 1-4 制导系统分类图

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他方面的特征来看,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。

1.3.1 自寻的制导系统

自动导引系统也称为自寻的制导系统,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),测量目标、导弹相对运动参数,并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,称为自寻的系统。这个“的”是“目的”的“的”,是目标的意思。

为了使自寻的系统正常工作,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他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导弹的头部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自寻的系统称为红外自寻的系统。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、月亮的或人工照明的光线。利用可见光的自寻的制导系统,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自寻的系统称为声学自寻的系统。这种系统的缺点是,当其被用在射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。声学自寻的系统多用于水下自寻的水雷。

雷达自寻的系统是广泛应用的自寻的系统,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、导航站等等。

有时为了研究上的方便,根据导弹所利用能量的能源所在位置的不同,自寻的制导系统可分成主动式、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,如图 1-5 所示。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。

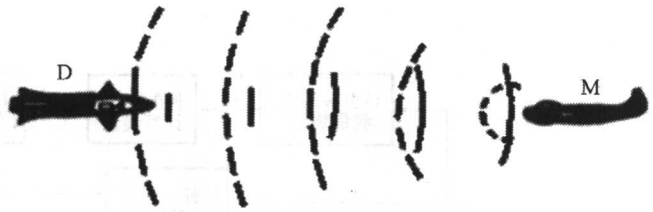


图 1-5 主动式寻的制导

D—导弹;M—目标

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,所以弹上不可能有功率很大的发射装置。因而主动式寻的系统作用的距离不能增大很多,已实际应用的典型的主动式寻的系统是雷达寻的系统。

(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或其他位置,如图 1-6 所示。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,不需要发射装置,由弹上导引头直接感受目标辐射的能量,导引头将以目标的特定物理特性作为跟踪的信息源,如图 1-7 所示。被动式自寻的系统的的作用距离不大,典型的被动式自寻的系统是红外自寻的系统。

自寻的制导系统由导引头、弹上信号处理装置与弹上控制系统等组成,自寻的制导系统组成原理如图 1-8 所示。

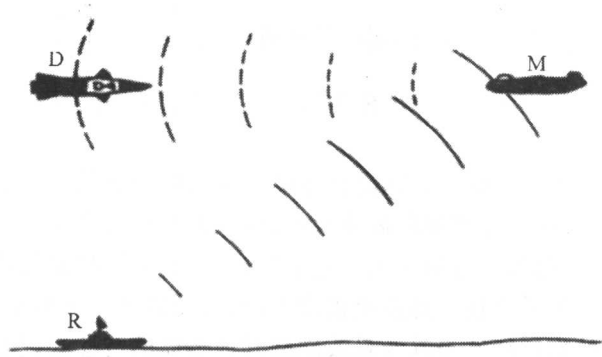


图 1-6 半主动式寻的制导
D—导弹;M—目标;R—照射雷达

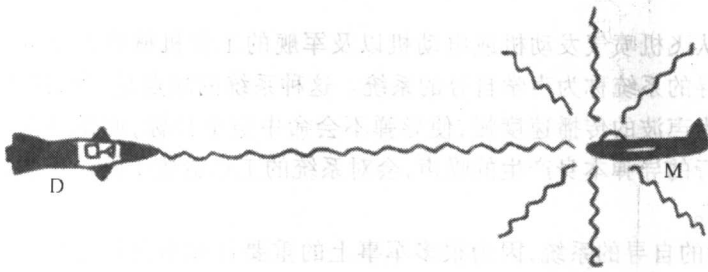


图 1-7 被动式寻的制导
D—导弹;M—目标

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他敏感元件的测量信号,形成控制指令,把导弹导向目标。

自寻的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

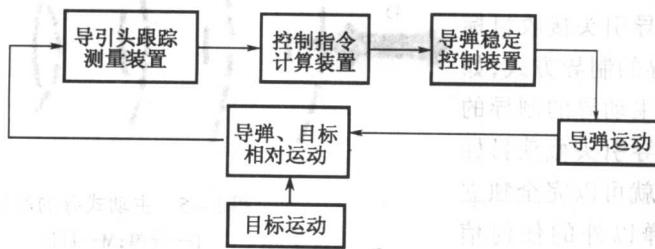


图 1-8 寻的制导系统组成原理

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。一般用于空对空、地对空、空对地导弹和某些弹道导弹,用于巡航导弹的末飞

行段,以提高末段制导精度。

1.3.2 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它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、导弹的位置和其他运动参数,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,目前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。

与自寻的制导系统相比,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;而自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,而自寻的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,作用距离可以比自寻的系统稍远些,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对空导弹和一些空对空、空对地导弹,有些战术巡航导弹也用遥控指令制导来修正其航向。早期的反坦克导弹多采用有线遥控指令制导。

1.3.3 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。

1.3.4 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器制导两种。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;景象匹配区域相关器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。

1.3.5 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。

1.3.6 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。惯性测量装置包括三个加速度计和三个陀螺仪。前者用来测量运动体的三个质心移动运动的加速度,后者用来测量运动体的三个绕质心转动运动的角速度。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。

1.3.7 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,末段采用自寻的制导,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。

1.4 导弹控制方式

为提高导弹命中精度与毁伤效果,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,但目前大部分导弹是通过对姿态的控制间接实现质心控制的。导弹姿态运动

有三个自由度,即俯仰、偏航和滚转三个姿态,通常也称为三个通道。如果以控制通道的选择作为分类原则,控制方式可分为三类,即单通道控制、双通道控制和三通道控制。

1.4.1 单通道控制方式

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,弹体的自旋转是必要的,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。

1.4.2 双通道控制方式

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图如图 1-9 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(+字型或×字型),控制导弹向减少误差信号的方向运动。

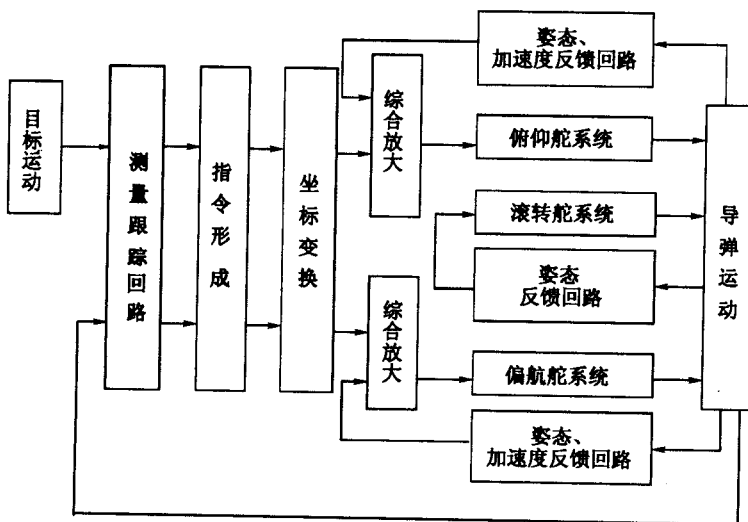


图 1-9 双通道控制方式制导系统原理图

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。

也有一些文献中把双通道控制方式称为三通道控制。

1.4.3 三通道控制方式

制导系统对导弹实施控制时,对俯仰、偏航和滚转三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图如图 1-10 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,然后形成三个控制通道的控制指令,包括姿态控制的参量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,所形成的三个通道的控制指令与三个通道的某些状态量的反馈信号综合,送给执行机构。

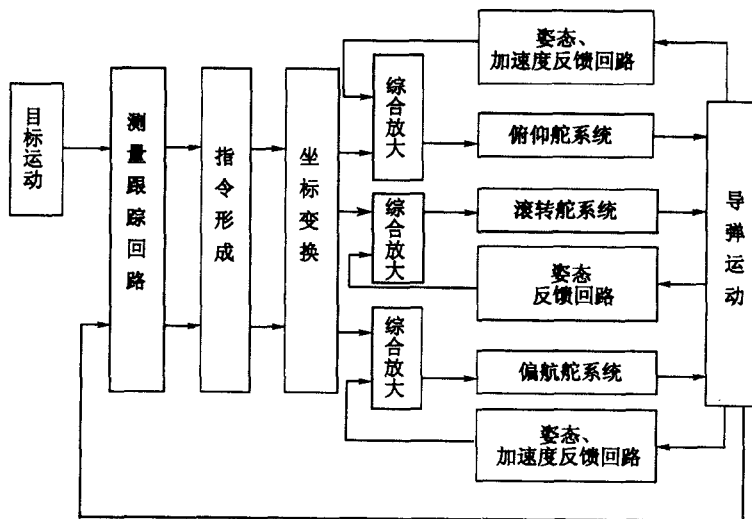


图 1-10 三通道控制方式制导系统原理图

1.5 对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几个方面。

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,而其本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,一种是系统误差,另一种