

导弹制导与控制原理

DAODAN ZHIDAO YU KONGZHI YUANLI

史震 赵世军 编

哈尔滨工程大学出版社



前 言

本教材是为哈尔滨工程大学探测、制导与控制技术专业的学生而编写的,可作为“制导与控制原理及系统”课程的教材使用。在内容上主要以讲授导弹制导系统的组成和工作原理、导弹控制方法为主,而对于制导和控制系统的性能分析及结构和参数设计则不作为本教材的主要内容。

全教材共分七章编写,除了介绍传统的导弹制导方式外,还介绍了近几年引起广泛关注且有些已得到实际应用的新的制导方式。这些新的制导方式,不但克服了传统制导方式的一些缺点和应用中遇到的困难,而且制导精度也有了很大的提高。本教材第一章、第二章和第七章由赵世军编写,第三章、第四章、第五章和第六章由史震编写。全教材由史震统稿。

由于编者水平所限,书中难免有许多错误和不妥之处,恳切希望读者批评指正。

编者

2002年3月

目 录

第一章 概述	1
1.1 制导系统的功能及组成	1
1.2 导弹制导系统的分类	2
1.3 常用的制导规律	6
1.4 几种典型制导系统	11
思考题	17
第二章 导弹数学模型	18
2.1 常用坐标系	18
2.2 各坐标系间的相互关系	20
2.3 作用在弹体上的力和力矩	25
2.4 弹体运动方程	34
思考题	39
第三章 自主式制导	40
3.1 弹道导弹制导的一般原理	40
3.2 惯性制导原理	47
3.3 地形匹配与景物匹配制导	51
3.4 方案制导	52
思考题	55
第四章 遥控式制导	56
4.1 有线指令制导	56
4.2 波束制导	58
4.3 无线电指令制导	62
4.4 全球定位系统	75
思考题	80
第五章 自寻的制导	81
5.1 自动导引头	81
5.2 红外自寻的制导	86
5.3 雷达自寻的制导	93
5.4 电视自寻的制导	96
5.5 寻的制导回路	98
思考题	101
第六章 复合制导	102
6.1 复合制导的提出	102

6.2 复合制导的基本原理	103
思考题	106
第七章 导弹控制方法	107
7.1 导弹控制系统的功能及组成	107
7.2 导弹控制方法的分类	109
7.3 导弹横向机动方法	111
7.4 滚动控制	112
7.5 气动力控制	113
7.6 推力矢量控制	119
7.7 导弹的机动性和操纵性	120
思考题	124
参考文献	125

第一章 概述

1.1 制导系统的功能及组成

导弹是现代化武器库中重要的武器,其中心任务是准确地击中目标。导弹制导系统就是保证导弹在飞行过程中,能够克服各种干扰因素,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,使之命中目标的一种自动控制系统。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。“制导”就是控制和导引的集合,制导系统是导引系统与控制系统的总称。

1.1.1 制导系统的基本功能

把导弹导引控制到目标是制导系统的中心任务。为了完成这个任务,制导系统必须具备以下的基本功能:

- 导弹在飞向目标的过程中,要不断地测量导弹的实际运动与理想运动之间的偏差。
 - 据此偏差的大小和方向形成控制指令,在此指令的作用下,通过控制系统控制导弹改变运动状态,消除偏差。
 - 克服各种干扰因素的影响,使导弹始终保持所需要的运动姿态和轨迹。
- 制导系统最主要的性能指标是制导精度,它是决定命中精度的最重要的因素。

1.1.2 制导系统的基本组成

导弹制导系统的基本组成如图 1-1 所示,包括导引系统和姿态控制系统两部分。

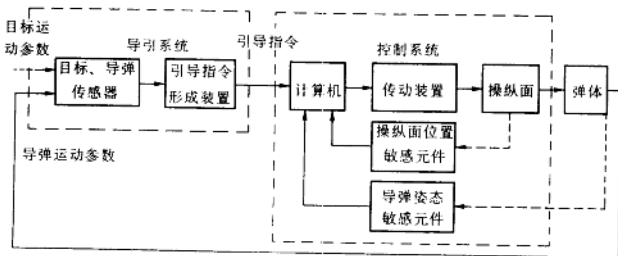


图 1-1 导弹制导系统的基本组成

导引系统一般由测量装置、导引计算机(装置)组成,其功能是测量相对理想弹道或目标的运动偏差,按照预先设计好的导引规律,由导引计算机形成控制指令。该控制指令通过导弹控制系统控制导弹运动。

导弹姿态控制系统又称自动驾驶仪,和飞机姿态控制系统一样,一般由姿态敏感元件、控制计算机和伺服机构组成。在导引控制系统中,一般将姿态控制系统称为稳定回路或“小回路”,其主要功能是保证导弹在导引指令作用下沿着要求的弹道飞行并能保证导弹的姿态稳定不受各种干扰的影响。

导弹的制导系统也是以导弹为控制对象的闭环回路,又称“大回路”。它由导引系统、弹上控制系统(小回路)、弹体环节及运动学环节(描述导弹与目标相对运动的运动学关系)组成,如图 1-2。

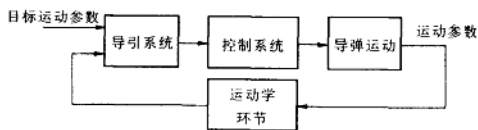


图 1-2 导弹制导回路原理图

1.2 导弹制导系统的分类

现代的导弹制导系统,由于各种导弹对付的目标不同,采用了多种多样的工作原理和设备,构成品类繁多的制导系统。一般都按导引系统的导引方法对制导系统进行分类。通常可分为以下几种制导系统:

1.2.1 自主式制导系统

在导弹制导过程中,根据导弹内部或外部的固定参考基准控制导弹飞行。制导系统装在导弹内部,不进行任何人为的控制,也不需要地面设备的配合工作。采用这种制导系统的导弹,一经发射后,就不再接收任何外界指令的控制。命中目标的准确度完全取决于弹内制导系统。惯性制导系统、天文制导系统是主要的自主式制导系统。

1.2.2 寻的制导系统

用装在导弹上的导引头(敏感器)来感受目标的辐射能量,自动形成制导指令控制导弹飞向目标的制导系统。寻的制导系统又称自动导引制导系统。

寻的制导系统由导引头、指令计算机和控制系统组成。导引头是关键性部分,它敏感目标的辐射能量,自动跟踪目标并测量目标与导弹的相对运动参数,再由计算机形成导引指

令。导引头所感受的辐射能量有红外线、电磁波、激光和可见光等。寻的制导系统分为主动寻的制导、半主动寻的制导和被动寻的制导三种。

(1) 主动寻的制导系统

主动寻的制导系统的导引头,发出照射目标的能量去照射目标,同时又接受目标反射回来的能量。从反射回来的能量中导出运动偏差数据,由计算机形成修正偏差的制导指令。导弹发射后便完全独立,自动地跟踪目标飞行,直至击中目标。

(2) 半主动寻的制导系统

照射目标的能量由导弹外部提供(如地面、舰艇或母机等),目标反射回来的能量仍由导引头内的接收机接收,依此引导导弹飞向目标。

(3) 被动寻的制导系统

制导系统没有专门的照射目标的能量,仅靠目标自身所发出的能量,被导弹的导引头所感受,形成制导指令,控制导弹命中目标。

1.2.3 遥控式制导系统

(1) 指令制导系统

由导弹指挥站发射制导指令,控制导弹飞向目标。指令制导系统由装在地面的跟踪测量装置、指令形成装置和指令传输装置,以及装置在弹上的指令接收装置和控制系统组成。

指挥站根据目标跟踪雷达测得的目标运动参数和由导弹跟踪雷达测得的导弹运动参数,由指令计算机按照选定的导引规律形成控制指令,并由指令传输雷达将其发送至弹上。弹上接收机收到控制指令后,通过自动控制系统控制导弹飞向目标。

指令制导系统一般多用于地空导弹,其突出的优点是弹上设备简单。

(2) 波束制导系统

由地面站发出的电磁波波束引导导弹飞向目标的制导系统。其原理示意图如图 1-3。由地面指挥站发出的跟踪目标的旋转电磁波波束,而导弹只须“乘”波束飞行。由此可见,波束具有两种作用,它既搜索、跟踪目标,又导引控制导弹飞向目标。指挥站无须测量导弹的运

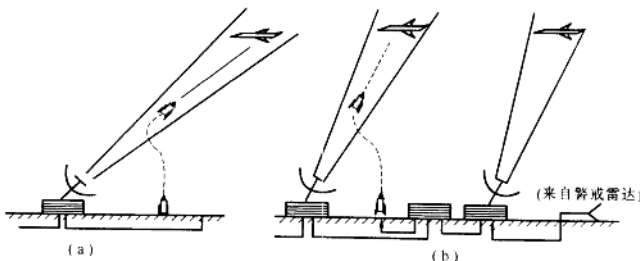


图 1-3 波束制导导弹

(a) 单波束系统(按三点法导引);(b) 双波束系统(按前置法导引)

动参数。导弹上的测量装置能自动测定导弹偏离波束旋转轴线的位置(角度),形成控制指令。控制系统依此指令控制导弹,使其始终沿波束旋转轴方向飞向目标。

1.2.4 地图匹配制导

地图匹配制导是在航天技术、微型计算机、机载雷达、制导技术、数字图像处理和模式识别的基础上发展起来的一门综合性的新技术。现在它已成功地运用到巡航导弹和弹道导弹的制导系统中,大大改善了这些武器的命中精度。所谓地图匹配制导,就是利用地图信息进行制导的一种自主式制导技术。目前应用的有两种地图匹配制导方法:即地形匹配制导,它利用地形信息进行制导,又称地形等高线匹配制导(TERCOM);另一种为景象匹配制导(SMAC),它利用景象匹配区域的景象信息进行制导。二者的基本原理相同,都是利用弹上计算机(相关处理器)预存的地形图或景象图(基准图),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纵、横向偏差,形成制导指令,将导弹引向预定的区域或目标。

地图匹配制导系统,通常由成像传感器、基准图存储器、相关处理器(计算机)等主要部件组成,如图1-4所示。

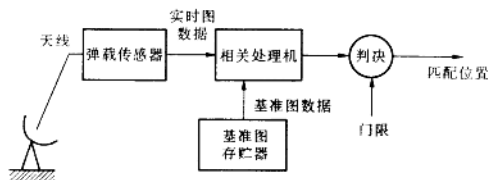


图 1-4 地图匹配制导系统原理组成图

(1) 地形匹配制导系统

地球表面一般是起伏不平的,一个地方的地理位置可以用它周围地形的等高线来确定。地形等高线匹配,就是将实时测得的地形剖面与预先贮存的地形剖面比较,用最佳匹配方法确定出地形剖面的地理位置。利用地形等高线匹配来确定导弹的地理位置,并将导弹引向目标的制导系统,称为地形匹配制导系统。

地形匹配制导系统由雷达高度表、气压高度表、数字计算机、地形数据存储器组成,其简化原理方块图如图1-5。

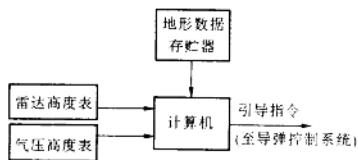


图 1-5 地形匹配制导系统简化方块图

气压高度表用来测量导弹相对海平面的标准高度,雷达高度表测量导弹相对地面的真实高度,两高度之差即是该点的地形高度。地形数据存储器中储存的是导弹预定航线下所

有区域的地形高度数据。计算机完成地形匹配的最佳计算并形成制导指令。同时在计算机内还存入了攻击目标的航线编程序。导弹在飞行过程中,将实测地形高度与预定航线的存贮高度数据同时送入计算机,逐一地进行相关比较,达到最佳匹配,则可确定出导弹的预存数字地形图中的位置。将此位置和预定航线程序中的位置相比较,即可求得导弹的位置误差。由此形成引导指令,通过控制系统修正导弹的航向,使其准确地飞向目标。

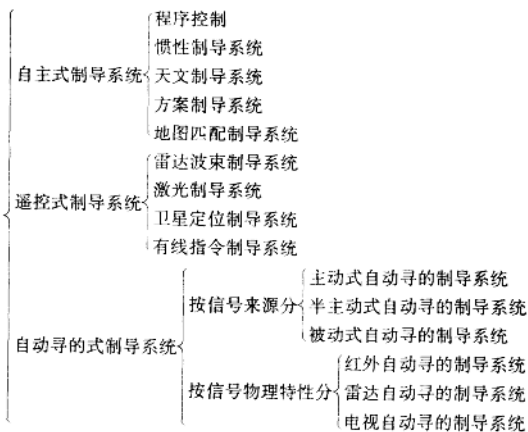
由上述可见,地形匹配制导的方法不宜在地形平坦和海面上飞行的导弹上采用。在此情况下,地形高度参数变化不大,不能准确地确定出导弹的地形图位置。

(2) 景象匹配制导

景象匹配制导和地形匹配制导的原理相似,它利用弹上传感器获得景物实际图像与存贮的基准图像相比较,得到最佳匹配,从而确定出导弹相对目标或预定轨道的偏差,形成指令引导导弹准确飞向目标。

景象匹配制导系统一般由图像遥感装置(光学、红外、雷达、微波辐射和电视图像)、图像存贮器、图像相关器和计算机组成,它们都装在弹上制导舱内。目前使用的有模拟式和数字式两种景象匹配制导系统。当进行数字式景象匹配制导时,弹上垂直传感器在低空对景物遥感,制导系统通过数据总线发出离散指令控制其离散工作周期,并使遥感的实时景物图像与预存的基准图像进行相关,从而实现景物匹配制导。数字式景象匹配制导系统的精度约高一个数量级,命中目标的精度在圆概率误差含义下能达到3米量级,它一般都用在导弹的末制导段。

制导系统的分类可列表如下:



上表所列的制导系统,在一个具体的导弹上,可能采用一种,例如在射程较短的导弹上;也可能采用两种或三种的复合制导系统,例如在射程较远的导弹上。

1.3 常用的制导规律

当用火炮轰击目标时,炮弹在空中运动的轨迹主要是受炮弹离开炮膛时的速度大小和方向所决定。炮弹在空中运动的过程中,其运动轨迹就不能再设法使其改变了。炮弹在空中运动,如果受到某种干扰(如受到风的影响),将使炮弹偏离预定的理想弹道,炮弹自身不能进行自动纠正,从而使炮弹的落点偏离目标,命中的可能性降低。但可以进行控制的导弹就和炮弹不同,它在飞向目标的过程中,可以通过制导系统不断地测量出导弹和目标之间的相对关系,并根据这些关系,随时随地调整导弹的运动,使其能有效地摧毁目标。制导系统对导弹运动的调整必须满足一定的规律,这个规律就称为导引规律。所谓导引规律,就是指导弹向目标飞行的过程中,导弹和目标之间应该满足的关系。这种关系可以用导弹和目标相对同一坐标的位置关系或运动学关系等方式来确定。

导弹上常用的导引规律主要有如下几种:纯追踪法、平行接近法、比例接近法、三点法、前置角法和方案飞行等几种。导引规律的选取随着目标飞行特性和制导系统的组成不同而不同。如美国“响尾蛇”系列的“空对空”导弹,它的制导系统是采用红外线被动式自动寻的系统,它所采用的导引规律是比例接近法。再如,苏联的萨姆 II “地对空”导弹,则采用了无线电指令控制的制导系统,它所选用的导引规律是三点法和前置角法。

为了确定导弹和目标之间的相对运动关系,我们还需引进一套相对坐标系。这里还是以导弹在铅垂平面内的运动为例来说明这个问题。假设导弹和目标同时都在同一铅垂面内运动,并把它们都看成为一个质点。在某一瞬时,目标所处的位置用 M 点表示;导弹所处的位置用 D 点表示,见图 1-6。目标运动的速度向量用 V_M 表示;导弹运动的速度向量用 V 表示。

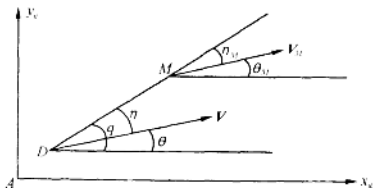


图 1-6 相对运动关系

导弹运动的速度向量用 V 表示。导弹和目标之间的连线 \overline{MD} 称为目标视线,两者之间的距离用 R 来表示,目标视线 \overline{MD} 和参考轴 Ax_c 之间的夹角称为视线角,用 q 来表示;目标质心运动的速度向量 V_M 与目标视线之间的夹角为目标运动的前置角,用 η_M 表示。图 1-6 上所表示的角度均为它们的正方向,即为正值。导弹在向目标飞行的过程中,两者之间的距离 R 在不断地发生变化,距离 R 的变化规律怎样呢?根据运动学的规律知道,导弹和目标之间距离 R 的变化率 \dot{R} ,应为导弹速度向量 V 和目标速度向量 V_M 在目标视线上投影的代数和。由图 1-6 中可以看出,目标速度向量 V_M 所引起的 R 的变化率为 $V_M \cos \eta_M$;而导弹速度向量 V 所引起的 R 的变化率是负值,即应为 $-V \cos \eta$ 。所以距离 R 的总变化率 \dot{R} 应为

$$\dot{R} = V_M \cos \eta_M - V \cos \eta$$

或

$$\frac{dR}{dt} = V_M \cos \eta_M - V \cos \eta \quad (1-1)$$

导弹在向目标飞行的过程中,除了导弹和目标之间的距离会发生变化之外,目标视线角 q 也要发生变化。目标视线的转动角速度 \dot{q} 应为导弹运动和目标运动分别引起目标视线转动角速度的代数和。导弹运动所引起的目标视线的转动角速度,应为导弹运动的速度向量 V 在垂直于 \overline{MD} 方向的分量 $V \sin \eta$ 除以 R ,即 $\frac{V \sin \eta}{R}$ 。目标运动所引起的目标视线的转动角速度,应为目标运动的速度向量 V_M 在垂直于 \overline{MD} 方向上的分量 $-V_M \sin \eta_M$ 除以 R ,即 $-\frac{V_M \sin \eta_M}{R}$ 。前面所以有一个“负”号,是因为它是使视线角 q 减小的,也就是说,它引起目标视线的转动角速度 \dot{q} 是负的。考虑了导弹和目标之间的相对运动,目标视线总的转动角速度 \dot{q} 应为

$$\dot{q} = \frac{V \sin \eta}{R} - \frac{V_M \sin \eta_M}{R} = \frac{V \sin \eta - V_M \sin \eta_M}{R}$$

或写成微分的形式为

$$\frac{dq}{dt} = \frac{V \sin \eta - V_M \sin \eta_M}{R} \quad (1-2)$$

从图 1-6 和方程(1-1)、(1-2)两式中可以看出,导弹和目标之间的相对运动关系,是通过导弹和目标之间的距离 R 和视线角 q 这两个参数来描述的。也就是说,通过一个距离参数 R 和角度参数 q 作为坐标来描述,这样一种坐标系就是数学上所说的极坐标系。所以说描述导弹和目标之间相对运动的坐标系,就是以距离 R 和视线角 q 所组成的极坐标系。

下面就根据这套极坐标系来介绍几种导引规律的运动学特性。

1.3.1 纯追踪法

所谓纯追踪法,就是指导弹在向目标飞行的过程中,导弹运动的速度向量 V 应每时每刻都指向目标。就是说导弹在飞行过程中前置角 η 应始终为零,即导弹运动的速度向量 V 应和目标视线 \overline{DM} 相重合。导弹的飞行弹道如图 1-7 所示。图中 $1', 2', 3', \dots$ 和 $1, 2, 3, \dots$ 分别代表同一瞬间目标和导弹在空间所在的位置。连线 $\overline{1'1}, \overline{2'2}, \overline{3'3}, \dots$ 分别代表在不同时间的目标视线。导弹的速度矢量 V 在对应的时间内应分别与 $\overline{1'1}, \overline{2'2}, \overline{3'3}, \dots$ 重合。连接 $1, 2, 3, \dots$ 各点在空间所形成的曲线就是导弹的纯追踪导引弹道。这种导引规律可以用来攻击活动目标,也可以用来攻击固定目标。这种导引规律最大优点在于制导系统结构较为简单。它的缺点是当导弹迎击目标或攻击近距高速飞行目标时,弹道弯曲的程度很严重,这样导弹飞行时所需要的法向加速度大。由于飞行时所需要的法向加速度越大,对导弹的空气动力、结构强度、制导系统等各方面所提出的要求就越高,所以我们总是希望导引弹道最好尽量平直一些。这种导引规律的另一缺点是在攻击活动目标时,对导弹飞行速度 V 和目标飞行速度 V_M 之间的比值有较严格的要求,否则在命中点附近会造成弹道的过分弯曲。

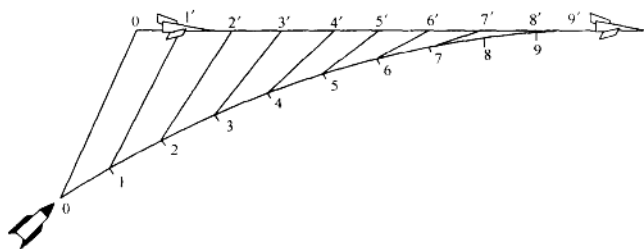


图 1-7 纯追踪法导引弹道

1.3.2 平行接近法

所谓平行接近法就是指导弹在接近目标的过程中,目标视线在空间始终保持平行,见图 1-8。就是说导弹接近目标的过程中,目标视线的转动角速度 \dot{q} 应为零,这时(1-2)式就可以改写为:

$$\frac{V \sin \eta - V_M \sin \eta_M}{R} = 0$$

即

$$V \sin \eta = V_M \sin \eta_M$$

或

$$\eta = \arcsin\left(\frac{V_M}{V} \sin \eta_M\right) \quad (1-3)$$

也就是说导弹飞行过程中的前置角 η , 取决于目标速度 V_M 与导弹飞行速度 V 的比值和目标飞行的前置角 η_M 。

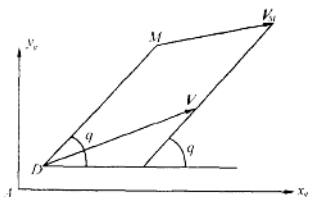


图 1-8 平行接近法

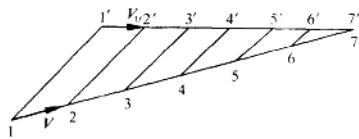


图 1-9 平行接近法弹道

下面通过一个简单的例子来说明导弹采用平行接近法的优点。假设目标在空间做等速直线飞行,同时导弹和目标在同一平面内做等速飞行。如对导弹采用平行接近法进行导引,

从(1-3)式可以看出,这时导弹的前置角 η 应该为一常值,又因为平行接近法的 q 角也等于常数,所以导弹的弹道倾角 θ 也应为一常数,亦即导弹的飞行轨迹是一条直线,见图1-9。这样导弹飞行过程中的法向需用加速度就为零。所以说平行接近法弹道“平直”就是它的一个突出的优点。但是实现平行接近法这种导引规律的控制系统是十分复杂和困难的,故目前在导弹上实际使用的很少见。

1.3.3 比例接近法

从前面的介绍中可以看出,纯追踪法虽然实现起来并不太困难,但其对导引弹道的限制太大;平行接近法,虽然弹道比较平直,但是实现起来较为困难。正是这些矛盾,推进了导引规律的发展,产生了比例接近法。所谓比例接近导引法,就是指导弹在接近目标的过程中,使导弹速度向量 \mathbf{V} 的转动角速度 $\dot{\theta}$ 正比于目标视线的转动角速度 \dot{q} ,可表示为

$$\dot{\theta} = K\dot{q} \quad (1-4)$$

式中 K ——比例接近法的比例系数;

\dot{q} ——目标视线的转动角速度;

$\dot{\theta}$ ——导弹速度向量 \mathbf{V} 的转动角速度。

从上式中可以看出,在比例系数 K 一定的条件下,如果我们可以设法使目标视线的转动角速度 \dot{q} 比较小,就可以使得导弹速度向量 \mathbf{V} 的转动角速度 $\dot{\theta}$ 比较小,即可以使弹道比较平直。而从(1-2)式可以看出,只要选择比较合理的导弹前置角 η ,就可以使得 \dot{q} 的数值比较小,也就是说可以使导弹飞行的弹道比较平直。由于比例接近法具有飞行弹道比较平直和在技术上制导系统容易实现的优点,所以目前在自动导引的导弹上广泛地被使用。如美国的“响尾蛇”系列的空对空导弹、苏联的小型地对空导弹“萨姆-7”,法国的空对空导弹“玛特拉”R-530、“玛特拉”R-550等都用了比例接近法这一导引规律。

1.3.4 三点法

三点法是用在遥控导弹上的一种导引规律。所谓三点法是指:导弹在向目标飞行的过程中,导弹、目标和制导站始终在一条直线上。所以有时也叫做重合法。如图1-10所示,图中导引站是地面一固定设备,当目标在 $1'$ 的位置时,导弹处在导引站目标连线上 1 的位置上;当目标处在 $2'$ 的位置上时,则要求导弹应处在 2 的位置上。这样就实现了三点法的导引规律。

三点法导引系统中的导引站可以是一地面固定的设备(如地对空导弹的地面制导站),也可以是活动的设备(如空对空导弹的载机,就是一个运动着的遥控制导站)。在制导方式上既可以采用雷达波束制导,也可以用无线电指令制导。此种导引规律的缺点是弹道弯曲的比较严重,需要的法向加速度比较大。特别是当地地对空导弹用三点法迎头攻击低空高速飞行的目标时,这一缺点就更为严重。但是,技术上实现比较容易,抗电子干扰的能力相对地稍好一点,这是它的一个优点。苏联的“萨姆II”地对空导弹的导引规律中,其中有一种就是三点法导引。

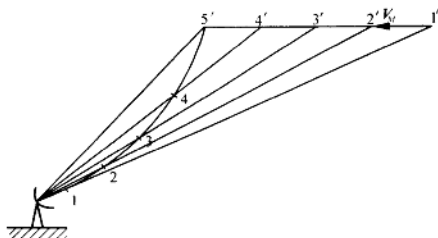


图 1-10 三点法导引弹道

1.3.5 前置角法

和三点法一样,前置角法也是遥控导弹上所采用的一种导引规律。三点法的弹道比较弯曲这是它的一个缺点。特别在命中点附近弯曲的更为严重,这样就会由于弹道弯曲程度的增加,引起导弹脱靶量的增大。为了克服这一缺点,可以采用前置角法。所谓前置角法是指:在导引站引导导弹向目标飞行的过程中,使导弹位于目标视线前方的某一位置上,也就是使导弹 D 和导引站 O 的连接线 OD 与目标 M 和导引站 O 的连线 OM 之间有一定的夹角 ϵ ,如图 1-11 所示。此夹角 ϵ 可以设法使它按一定的规律变化,就能保证弹道比较平直。这也就是前置角法相对三点法的优点所在。这种导引规律相对三点法而言,它的主要缺点在于:导引系统的设备比三点法复杂,同时抗电子干扰的能力也相对地差一些。这种导引规律在苏联的“萨姆- II”导弹上也使用。

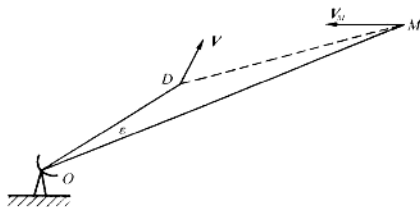


图 1-11 前置角法

1.3.6 方案飞行

方案飞行是用于自主控制的导弹上,在这种导弹上装有一整套按程序自动控制的装置。导弹在空中飞行的轨迹是在发射前预先选定的。并根据所选定的弹道,设计出导弹的舵面偏转规律,这个规律就是由弹上的程序自动控制装置来实现的。当导弹发射出去后,它就可以

按选定的弹道飞行了。它不能再根据导弹和目标之间的相对关系改变自己的飞行弹道。也就是说与目标的运动特性无关。所以在向活动目标攻击时,不能在全部弹道上都采用程序自动控制方案飞行,因为这样命中率太低,它只能用作控制弹道的一部分。如有的地对空、岸对舰、舰对舰导弹飞行弹道中,只是在导弹发射出去后的一段时间内采用了方案飞行,用常值舵面控制也可以认为是方案飞行的一种方式。

在向活动目标攻击的过程中,有时一发导弹,不是自始至终都采用一种导引规律,而是在不同的飞行阶段,采用不同的导引规律,这也就是所谓的复合制导。如有的地对空导弹,在导弹飞离发射架后的一段时间内,是采用常值舵偏角的程序控制,即方案飞行,然后转换为用三点法的遥控飞行,最后在接近目标时,则转换为按比例接近法导引的自动寻的。

在某种导弹上,选择哪一种导引规律,要根据导弹的战术技术指标要求,控制系统的技术状态,导弹的气动力特性以及目标的飞行性能等各方面的具体情况而定。

1.4 几种典型制导系统

1.4.1 弹道导弹的制导系统

弹道导弹是一种进攻性武器系统,其主要任务是沿着规定的弹道攻击对方的地面目标。其主要战术指标是射程、命中精度、战斗部的重量和威力、基地生存能力、使用环境及可靠性等。上述指标中导弹的射程和命中精度都与制导系统有直接的关系。

弹道式导弹的弹道是一个近似的椭圆弧段,分为主动段、自由段和再入段三部分。导弹的命中精度主要取决于主动段结束时导弹的位置、速度和方向等运动参数。一般弹道导弹只在主动段进行制导,常采用的制导方案是主动式的惯性制导系统。图 1-12 是美制“北极星”型潜地对地弹道导弹的弹道示意图。垂直发射、攻击地面目标,射程约为 1000 英里(1600 多公里)。导弹在空中飞行的时间约 12 分钟。火箭的正常燃料可工作约 100 秒钟。这就要求导弹必须在 100 秒内冲出大气层,达到导弹命中目标所需要的高度、位置和飞行速度,然后火箭熄火关车与导弹弹头分离,如图中 B 点。弹头分离后沿预定弹道自由地飞向目标。

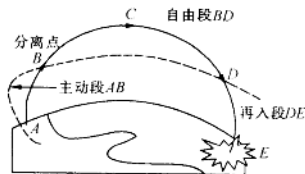


图 1-12 “北极星”导弹的飞行弹道示意图

“北极星”导弹的制导系统的原理方案如图 1-13 所示。导引系统由平台式惯性导航系统作为测量装置,通过导引计算机形成引导指令。制导系统仅在主动段工作(图 1-12 中 A-B 区间),工作时间极短,大约 70 秒钟。在制导系统的工作过程中,惯性平台系统随时测量导弹的姿态角和加速度,并将由给定装置给定的导弹参数一起送入导引计算机,然后进行比

较处理形成导引指令,通过自动驾驶仪操纵火箭的喷管偏摆来控制导弹的姿态和速度。当达到预定的制导参数时,制导系统发出火箭发动机关车、弹头脱离指令。

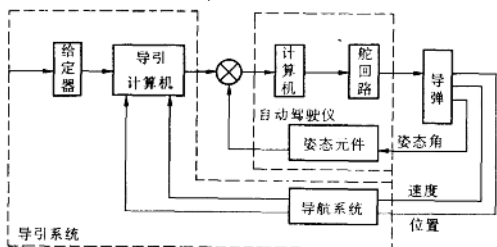


图 1-13 制导系统原理图

制导系统的精度对保证火箭熄火点的导弹速度及位置精度影响极大,而熄火点的速度、位置误差又直接导致导弹命中目标的偏差。如一射程为 5000 英里(折合 8046.5 公里)的洲际弹道导弹,熄火点的速度要求为 22000 英尺/秒(约 6.71 公里/秒),其速度偏差仅为 1 英尺/秒(折合 0.3048 米/秒),结果弹头将会偏离目标 6000 英尺(约 1.83 公里)。为了提高制导精度,除应采用高质量、高性能的制导系统外,一般在导弹发射前还必须对惯导系统进行严格地位置校准和水平修正。

“北极星”导弹采用垂直发射的方式,将导弹垂直发射飞到一定的高度后,再按被攻击目标的方向使导弹迅速转弯机动。该导弹控制系统采用推力矢量控制方法实现导弹的机动控制,其原理结构如图 1-14 所示。

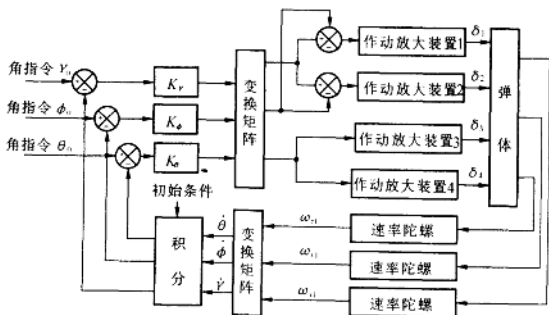


图 1-14 弹道导弹控制系统结构图

该控制系统由姿态敏感元件、控制计算机、伺服传动装置组成。姿态敏感元件由捷联式速度陀螺平台构成,它包括速度陀螺仪、变换矩阵(计算机)和积分器等。速度陀螺仪测得绕弹体的角速度 ω_{x1} 、 ω_{y1} 、 ω_{z1} ,由平台计算机(变换矩阵)转换成导弹对地面坐标系的角速度和角位置,即 γ 、 ϕ 、 θ ,和初始指令 γ_c 、 ϕ_c 、 θ_c 比较后,由控制计算机形成控制指令,驱动伺服传动装置,控制导弹按要求的姿态角飞行。

垂直发射的导弹控制系统,除用在弹道式导弹的初始弹道外,近年来一些地空导弹也采用这种控制系统,如“SA-12”、“海麻雀”、“海浪”等导弹。

为了提高导弹的命中率,在有些弹道的再入段还采用末制导,如美国的“潘兴 II”型洲际导弹,就采用了地形匹配的末制导系统,大大提高了导弹的命中精度。

1.4.2 地空导弹制导系统

地空导弹是战术导弹之一,它具有飞行速度快、威力大、机动性强和命中精度高等特点,主要用来攻击快速活动目标,如飞机、导弹。因此,地空导弹的制导系统中必须具有能实时截获和跟踪这些快速活动目标的探测手段,以便不断地测定目标与导弹的相对位置和速度,然后按规定的导引规律形成引导指令。

地空导弹采用的半主动式雷达制导系统,其原理图一般如图 1-15 所示。

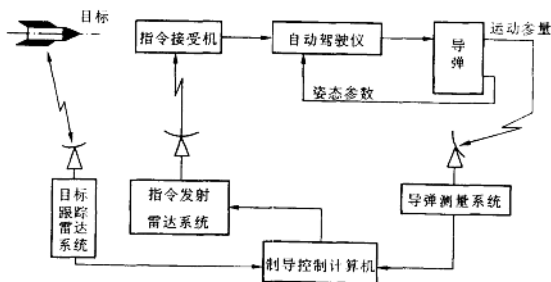


图 1-15 地空导弹制导系统原理图

由图可见,该制导系统分成地面引导系统和弹上控制系统两部分。地面引导系统一般由目标探测雷达、导弹探测雷达、制导计算机和指令发射雷达组成。目标探测雷达和导弹探测雷达要不断探测并跟踪目标和导弹,测得目标和导弹的位置及运动参数,然后送给制导计算机按规定的导引规律形成引导指令,引导指令由地面指引雷达发射,为了便于地面雷达跟踪,通常多在导弹上装有应答机,它在导弹的整个飞行过程中不断向地面指挥中心发射信息。

地空导弹的弹上控制系统即是导弹的姿态控制系统,它一般由俯仰、滚转和偏航三个通