



导弹控制原理

DAODAN
KOGNZHI
YUANLI

杨军 主编
杨军 张晓峰 袁博 凡永华 朱学平 编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

导弹控制原理

杨军 主编

杨军 张晓峰 袁博 凡永华 朱学平 编著

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书由三大部分组成:第一部分为导弹制导控制系统设计的基本理论;第二部分着重讨论工程设计中遇到的实际问题;第三部分介绍导弹制导与控制技术的最新进展。为了便于读者对讲授内容的理解,主要章节中插入一些例题和实例,且在每章的最后列出了若干思考问题,供复习之用。

本书可作为探测、制导控制技术专业和飞行器设计专业本科生课程教材,以及导航、制导与控制专业研究生和相关专业领域工程技术人员参考用书。

图书在版编目(CIP)数据

导弹控制原理/杨军主编. —北京:国防工业出版社,
2010. 1

ISBN 978-7-118-06665-4

I. ①导... II. ①杨... III. ①导弹控制
IV. ①TJ765

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2009)第 235383 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)

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 14 $\frac{3}{4}$ 字数 339 千字

2010 年 1 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 46.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422
发行传真:(010)68411535

发行邮购:(010)68414474
发行业务:(010)68472764

前 言

探测、制导控制技术专业最新教材《导弹控制原理》，是在 1993 年和 1997 年西北工业大学出版的《导弹控制系统设计原理》的基础上，汇集了近年来国内外最新研究成果，结合多年工程设计经验编写完成的。本书可作为探测、制导控制技术专业和飞行器设计专业本科生教材，也可供相关专业研究生和工程设计人员作为学习之参考书籍。

全书分成三大部分 13 章内容。第一部分介绍导弹制导控制系统的设计基础，涉及导弹制导控制系统设计方法、导弹制导控制系统设计的理论基础、目标和环境特性、导弹的基本特性、导弹自动驾驶仪元部件、导弹飞行控制系统的设计与分析、导弹制导系统的设计与分析、地空导弹指令制导系统设计、空空导弹寻的制导系统设计等方面的内容；第二部分概要介绍了导弹制导控制系统工程设计中的一些关键技术问题，涉及导弹弹体动力学特性的稳定、弹性弹体的控制问题、寻的制导系统导引头/弹体运动耦合等方面；第三部分介绍了导弹静不稳定控制技术、大攻角飞行控制技术、推力矢量控制技术、直接力控制技术、倾斜转弯控制技术和多模复合制导技术等现代制导控制技术。在主要章节中给出了例题和实例，且在每章的最后列出了习题及参考文献，供复习和查询相关资料之用。

本书要求读者具有自动控制原理、导弹概论、飞行力学等有关课程的学习基础。

全书由杨军教授负责统稿。杨军教授负责编写第 1 章、第 9 至第 13 章，张晓峰博士负责编写第 2、3、4、8 章，袁博博士负责编写第 7 章，凡永华博士负责编写第 6 章，朱学平博士负责编写第 5 章，在本书成稿过程中，许涛博士、吕俊硕士、展建超硕士完成了大量的资料准备、书稿校对和绘图工作，在此表示衷心感谢。

书中的很多研究成果是在航空、航天、兵器、电子等行业专业院所大力支持下获得的，特别是得到了中国空空导弹研究院李治民、鲁浩、马文政、杨晨、段朝阳和贾晓洪等研究员的支持和帮助，在此一并致谢。

由衷感谢本专业前辈陈新海教授、周凤岐教授和阚志宏教授的一贯支持和帮助。

本书涉及导弹制导控制技术领域的各个方面，提出的观点难免偏颇，欢迎批评指正。

编 者

2008 年 3 月 2 日

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 导弹控制的基本原理	1
1.2 制导系统的功用及组成	6
1.3 制导系统分类	7
1.4 制导控制系统的设计方法	10
1.5 对制导控制系统的基本要求	11
习题	15
参考文献	16
第 2 章 制导控制系统设计的理论基础	17
2.1 导弹制导控制系统面临的理论问题	17
2.2 控制理论发展概况	17
2.3 经典控制理论	18
2.4 现代控制理论	24
习题	34
参考文献	34
第 3 章 导弹的基本特性	36
3.1 对导弹的基本要求	36
3.2 导弹运动方程组	42
3.3 导弹弹体动力学小扰动线性化模型	46
3.4 导弹弹体动态特性分析	51
习题	55
参考文献	55
第 4 章 目标的特性和环境	56
4.1 目标的特性	56
4.2 目标的典型运动形式	58
4.3 目标的辐射特性及散射特性	59
4.4 干扰特性	63
4.5 空气动力环境	65
习题	67
参考文献	68
第 5 章 导弹制导控制系统元部件	69
5.1 导引头	69

5.2	传感系统	77
5.3	舵机及舵传动机构	81
	习题	83
	参考文献	84
第 6 章	导弹飞行控制系统分析与设计	85
6.1	倾斜运动稳定与控制	85
6.2	法向过载控制系统	92
6.3	高度控制与航向控制	101
	习题	113
	参考文献	114
第 7 章	导弹制导系统分析与设计	115
7.1	导弹制导系统设计	115
7.2	导引规律	120
7.3	导弹制导系统分析	127
	习题	132
	参考文献	132
第 8 章	典型导弹制导系统分析	133
8.1	自主制导	133
8.2	遥控制导	143
8.3	自动寻的制导	158
8.4	复合制导	166
8.5	巡航导弹地形跟随与地形规避技术	170
8.6	弹道导弹精确制导技术	173
	习题	174
	参考文献	174
第 9 章	地空导弹指令制导系统分析实例	176
9.1	制导系统的组成及工作原理	176
9.2	制导系统各部分的传递函数	177
9.3	对制导回路的基本要求	183
9.4	制导回路串联微积分校正网络的作用	185
9.5	半前置点法的工程实现	187
9.6	制导回路非线性元件的作用	190
	参考文献	190
第 10 章	空空导弹寻的制导系统分析实例	191
10.1	引言	191
10.2	空空导弹制导控制系统的数学模型	191
10.3	空空导弹制导系统解析分析方法	193
10.4	空空导弹制导系统仿真分析方法	196
	参考文献	199

第 11 章 工程中的实际问题	200
11.1 弹体动力学特性的稳定问题	200
11.2 弹性弹体的控制问题	202
11.3 寻的制导系统导引头/弹体运动的耦合问题	203
习题	203
参考文献	204
第 12 章 导弹先进控制技术	205
12.1 静不稳定导弹控制技术	205
12.2 大攻角飞行控制技术	207
12.3 推力矢量控制技术	211
12.4 倾斜转弯控制技术	214
12.5 直接力控制技术	217
习题	221
参考文献	221
第 13 章 导弹先进制导技术	223
13.1 倾斜转弯导弹中制导技术	223
13.2 导弹多模制导技术	225
习题	229
参考文献	229

第 1 章 绪 论

1.1 导弹控制的基本原理

导弹控制的目的是将其引向目标或使其按给定的弹道飞行。为实现这一目的,除了要求导弹具有一定的飞行速度外,还要求在运动过程中以一定的方式改变飞行速度矢量的方向。导弹速度矢量的大小和方向改变是借助飞行控制系统来实现的,而控制系统的任务通过改变作用在导弹上的力和力矩来完成的。

1.1.1 作用在导弹上的力和力矩

1. 切向和法向控制力

在一般情况下,作用在飞行器上的力是发动机推力、空气动力和重力。为了控制导弹的飞行弹道,需要改变这些力的合力大小和方向。由于到目前为止还不能改变重力,因此,实际上控制飞行是通过改变发动机推力和空气动力合力的大小和方向来实现的。合力 N 通常称为控制力。控制力与导弹重力之比 $n=N/G$,称为过载矢量。图 1.1 为作用在导弹上的力的示意图。

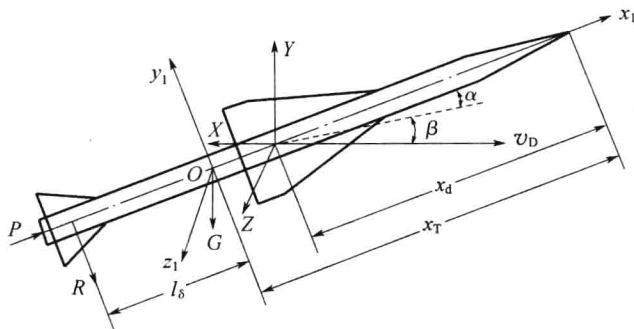


图 1.1 作用在导弹上的力的示意图

控制力可分为两个分量:平行于飞行速度矢量的切向控制力以及垂直于速度矢量的法向控制力。为了控制飞行速度的大小,需要改变在运动方向上作用于导弹的力,即切向控制力。为了改变飞行方向,必须在导弹上加上一个垂直于速度矢量的力,即法向控制力。显然,保证了切向和法向控制力的大小及方向,就可将导弹在需要的时间内导向空间的给定点。在导弹上,改变法向控制力的任务是由法向过载控制系统完成的,它的任务是将法向过载指令转变成法向过载。

法向过载控制系统基本组成在很大程度上由建立法向力的方法来确定,下面讨论建立法向力的几种基本方法。第一种方法是围绕质心转动导弹,使导弹产生攻角,由此形成气动升力,这种建立法向力的方法被广泛采用。第二种方法是直接产生法向力,这种方法

不需改变导弹的攻角,如推力矢量系统。介于两种方法之间的一个方法是采用旋转弹翼建立法向力。法向力是由弹翼偏角产生的直接控制力和弹体转动引起攻角产生的气动力组成的。

前面讨论了建立法向控制力的方法,下面讨论怎样才能实现法向力在空间具有要求的方向。

如果导弹为飞航式气动外形或仅能在一个纵平面上产生法向力,为了改变法向力的空间方向,导弹应相对本身转动,这种控制法向力的方法称为“极坐标控制”,如图 1.2 所示。

如果导弹为轴对称气动外形或能在两个垂直的纵向平面上产生法向力,为了改变法向力的空间方向不需转动导弹,这种控制法向力的方法称为“直角坐标(或笛卡尔坐标)控制”,如图 1.3 所示。

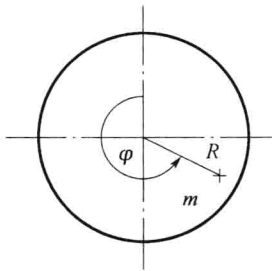


图 1.2 导弹极坐标控制方式

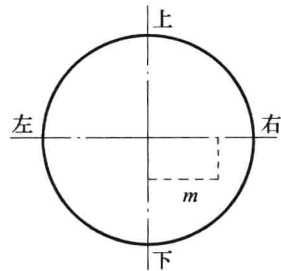


图 1.3 导弹直角坐标控制方式

2. 控制力矩

如上所述,为了获得在大小和方向上所需的法向力,必须以一定的方式调整导弹在空间的角位置。这项任务要通过建立控制力矩的方法解决,控制力矩使导弹围绕质心转动。为了产生控制力矩,在导弹上装有操纵机构。操纵机构产生不大的空气动力或反作用力,相对于导弹质心,它的力矩已足够控制导弹的角运动。通常,这种力对导弹的法向力影响甚小。只有既产生大部分的法向力又产生控制力矩的旋转弹翼是一种例外。

操纵机构所产生力的大小,一般取决于这些操纵机构的角位置,如果操纵机构是特殊的舵——火箭发动机的话,其产生力的大小就取决于燃料的消耗量。

相对体轴 Oy_1 和 Oz_1 的控制力矩(偏航力矩和俯仰力矩),可以用空气动力产生,如空气舵、旋转弹翼和阻流板;也可以用反作用力产生,如燃气舵和推力矢量发动机等。

相对体轴的倾斜控制力矩可以用副翼、空气舵和燃气舵产生,也可用差动旋转弹翼、阻流板和推力矢量发动机产生。

3. 干扰力和干扰力矩

除了引起运动参数所期望变化的控制力和力矩之外,作用于导弹上的还有干扰力和力矩。这些干扰力和力矩降低了系统的控制精度。

产生干扰力和干扰力矩的根源主要有:

- (1) 发动机推力偏心及各种生产误差(导弹的不对称、弹体偏差等);
- (2) 风对导弹的影响;
- (3) 操纵机构的偏转误差。

引起操纵机构偏转误差的根源是:设备工作误差、设备参数相对额定值的偏离、制导控制系统元件和线路中引起的各种假信号。其中进入目标和导弹坐标测量装置、信号接收装置以及其他装置的噪声是很重要的干扰(从对控制精度影响的观点来看)。这些噪声通常称为起伏噪声。

1.1.2 导弹的气动外形及其操纵特点

导弹在各种空间弹道上的运动,通常由控制导弹气动力的大小和方向来实现,而这与导弹的外形及其操纵特点有关。

1. 导弹的外形

导弹的气动力面包括翼面(主升力面)和舵面。翼面有两种基本的配置形式,如图 1.4 所示。

图 1.4(a)为面对称配置。这种配置的主要特征是升力由一对翼面产生,两翼面在导弹的某一对称平面(通常是纵平面)安装,呈平面形。图 1.4(b)、(c)为轴对称配置。这种配置的主要特征是升力由两对相互垂直的翼面产生,而翼面是以导弹的纵轴为对称轴安装,呈“+”形或“×”形。

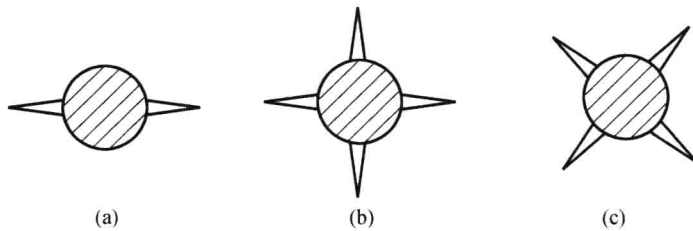


图 1.4 翼面的配置形式

根据翼面和舵面在弹身上的不同安装位置,战术导弹典型的气动布局有三种形式,如图 1.5 所示。

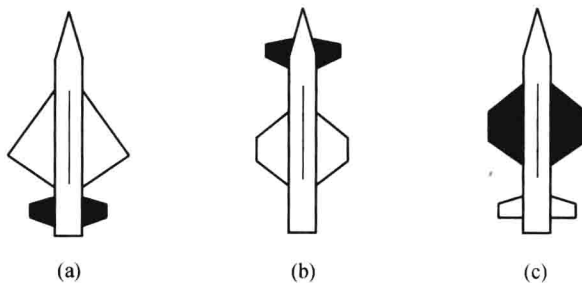


图 1.5 导弹气动布局示意图

(a) 正常式布局; (b) 鸭式布局; (c) 全动弹翼式布局。

图 1.5(a)为正常式布局,这种布局的特点是舵面在翼面之后,舵面转轴位置在远离导弹质心的弹身尾部。图 1.5(b)为鸭式布局,这种布局的特点是舵面在翼面之前,舵面转轴位置在远离导弹质心的弹身前部。图 1.5(c)为全动弹翼式布局,这种布局是将导弹的翼面当做舵面使用,翼面通常称为弹翼,所以叫做全动弹翼式布局。它的特点是全动弹翼的转轴位置在导弹质心附近,导弹的尾部安装固定面,起稳定尾翼的作用。

如果按弹翼与舵面呈“+”形或“×”形来分,有“×-+”、“+-×”、“×-×”等布局形式。

2. 导弹的操纵特点

1) 正常式布局导弹的操纵特点

正常式布局导弹的舵面在导弹的尾部,因此,也可以叫做尾部控制面。为了直观地说明操纵特点,假定导弹在水平面内等速运动,且导弹不滚动,若控制偏转一个角度 δ ,则在控制面上产生一个升力 $F(\delta)$ 。令 $F(\delta)$ 到导弹质心的距离为 l_δ 。在力矩 $M_\delta = F(\delta)l_\delta$ 的作用下,导弹在水平面内绕质心转动,而产生侧滑角 β ,此时,控制面与导弹速度矢量的夹角为 $\delta - \beta$,控制面升力变成 $F(\delta - \beta)$ 。

2) 鸭式布局导弹的操纵特点

鸭式布局导弹的舵面在导弹的前部,也可以叫做前控制面。若控制面有一正偏角 δ ,则其侧向力亦是正的。当出现侧滑角 β 时,控制面侧向力与等效偏角 $\delta + \beta$ 有关,即 $F(\delta + \beta)$ 。

3) 全动弹翼式布局导弹的操纵特点

这种布局的导弹,它的舵面就是主升力面。值得提及的是舵面转轴位置在导弹的质心之前,其操纵特点类似于鸭式布局导弹。

这种气动布局的优点在于升力响应很快,且较小的导弹攻角能获得较大的侧向过载。因为在产生或调整升力的过程中,只需要转动弹翼,而不需要转动整个导弹,导弹的攻角是比较小的。显然,弹翼的攻角要远大于导弹的攻角,由于弹翼的面积比较大,因而要求伺服机构有较大的功率。

由于这种布局与鸭式布局类似,这里就不再详细讨论了。

4) 推力矢量控制导弹的操纵特点

这种导弹的操纵特点不同于气动力控制面,而采用改变推力发动机的推力方向来控制导弹,如图 1.6 所示。

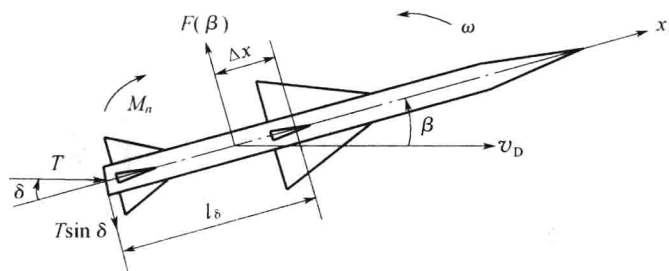


图 1.6 推力矢量控制导弹处于静稳定状态时的力和力矩关系

当推力 T 偏转一个角度 δ 时,可以分解成有效推力 $T \cos \delta$ 和操纵力 $T \sin \delta$ 。导弹在操纵力矩 $M_\delta = T l_\delta \sin \delta$ 的作用下转动,产生侧向力 $F(\beta)$,当导弹处于静稳定状态下,必有一确定的 β 与 δ 相对应,它与正常式布局导弹的操纵特点类似,不同点在于操纵力矩与导弹的姿态角及气动力效应无关,而只与推力发动机的状况有关。

在大气层中飞行的导弹,推力矢量控制主要应用在导弹发射后又要求导弹立即实施机动的场合。因为发射后导弹速度很低,气动力很小,气动力控制面的操纵效率较低,而推力矢量控制不依赖于气动力的大小;推力的作用点距全弹质心的距离 l_δ 较大,又不受

导弹姿态变化的影响,操纵效率较高。

显然,发动机停止工作后,它就不能操纵导弹了。为此,一种推力矢量控制与气动力控制复合的方案获得了较多的应用,即当气动效率小时,使用推力矢量控制;而当气动效率足够大时,就改用气动力控制。近年来,舰载防空导弹采用垂直发射方式,在发射后转弯控制时用推力矢量控制;而当气动效率足够大时再用气动力控制进行制导飞行。

1.1.3 反馈在导弹控制中的应用

为了保证以给定精度将导弹导引至目标区域或者保证按给定弹道飞行,现在讨论应当怎样控制操纵机构这样一个问题。

初看起来,为了控制导弹,只要将其舵面按一定程序进行偏转就足够了。由带有使操纵机构偏转的动力传动装置的程序机构组成的这种控制系统是开环控制系统。众所周知,这种系统广泛用于带有程序控制的机床上。

然而,开环自动控制系统一般不适用于导弹的制导控制。这可由下述两个原因来说明。

(1) 假设要按给定弹道飞行:在开环控制系统中,操纵机构偏转和弹道参数之间所要求的相互联系,在随机干扰力和力矩作用下,经常是保持不了的。

(2) 假设要求保证将导弹引向运动目标区域:若对目标运动事先不知道,那么,给出保证完成给定任务的操纵机构偏转程序是不可能的。除此之外,和上述情况一样,在导弹上作用着各种干扰力和力矩。

所以,为了有效地控制导弹的飞行,仅限于规定相应的控制信号大小是不够的,还应当检查指令是如何执行的,而且在必要时可以改变它。

为此目的,我们将所感兴趣的参量 X 的理想值 X^* 与实际值 X 比较,确定它们之间的误差 $e = X^* - X$,控制系统的目的是使误差 e 趋于最小。图 1.7 表达了这种思想,很显然,这种系统是一个反馈系统。

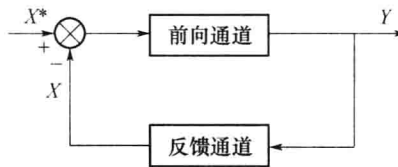


图 1.7 反馈系统方框图

反馈系统具有如下几个基本特点:

- (1) 更加精确地传输控制作用;
- (2) 良好的干扰抑制性能;
- (3) 对不可预测环境的适应能力,它对系统参数变化具有更低的灵敏度。

由此可以看出,导弹的高标准要求 and 恶劣工作环境(各种干扰和快速的参数变化),决定了制导控制系统无一例外是闭环反馈控制系统。图 1.8 是 V-2 导弹程序控制系统的方框图,从中可以直观地了解反馈在制导控制系统中的作用。

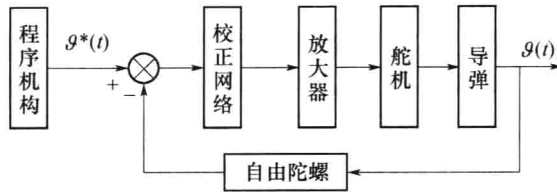


图 1.8 导弹闭环自动控制系统实例

1.1.4 导弹控制系统的组成

导弹控制系统一般由稳定控制系统、制导系统和速度控制系统组成。

(1) 稳定控制系统是一组安装在导弹上的装置,通过改变导弹的角位置或角运动,实现对导弹运动参数的稳定和控制在。典型的稳定控制系统包括法向过载控制系统、姿态角稳定系统等。

(2) 制导系统是一组装置,它给出导弹质心的运动规律,并用改变法向控制力的方法来保证按此规律飞行。所谓制导就是利用法向力控制导弹的质心运动。为了实现制导,必须改变导弹的矢量方向,因为空间中的矢量方向由两个坐标确定,所以制导系统要由两个通道组成。制导系统装置的一部分可以装在导弹上,另一部分可以装在导弹以外,如地面、舰艇或飞机上等。

(3) 速度控制系统是一组装置,它用改变切向控制力的方法保证飞行速度所需的变化规律,在通常情况下,战术导弹制导不需要速度控制,所以大多数战术导弹控制系统中都不包括该系统。必须指出,通过引入速度控制系统来改善导弹的制导性能越来越引起导弹设计师的重视,速度控制系统已经开始在一些高性能导弹设计中得到了应用,如在现代导弹中使用的多脉冲发动机控制技术。根据用于控制的信息源,速度控制系统可分为两种类型。在自主式系统中,速度控制系统中的所有装置都装在导弹上,并在飞行过程中,从外部得不到任何信息。在遥控系统中,弹上设备从外部(如制导站)获得信息。

1.2 制导系统的功用及组成

导弹制导系统的组成如图 1.9 所示。制导系统的工作过程如下:导弹发射后,目标、导弹传感器不断测量导弹相对要求弹道的偏差,并将此偏差送给制导指令形成装置。制导指令形成装置将该偏差信号加以变换和计算,形成制导指令,该指令要求导弹改变航向或速度。制导指令信号送往稳定控制系统,经变换、放大,通过作动装置驱动操纵面偏转,改变导弹的飞行方向,使导弹回到要求的弹道上来;当导弹受到干扰姿态角发生改变时,导弹姿态敏感元件检测出姿态偏差,并以电信号的形式送入计算机,从而操纵导弹恢复到原来的姿态,保证导弹稳定地沿要求的弹道飞行。操纵面位置敏感元件能感受操纵面位置,并以电信号的形式送入计算机。计算机接收制导信号、导弹姿态运动信号和操纵面位置信号,经过比较和计算,形成控制信号,以驱动作动装置。

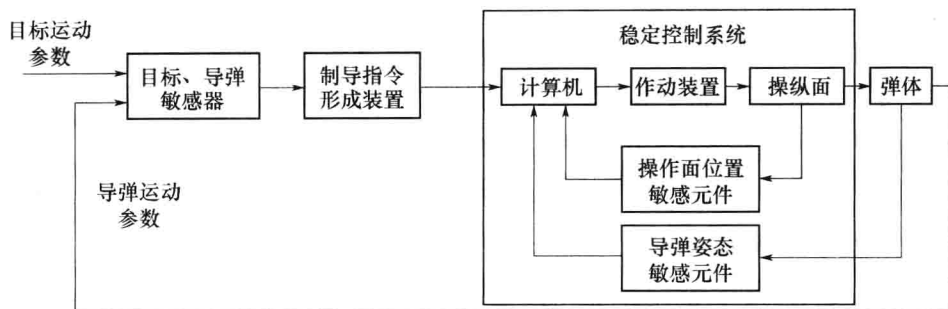


图 1.9 导弹制导系统的基本组成

1.3 制导系统分类

粗略地分,所有制导系统可以分成两种类型,即程序制导系统和从目标获取信息的制导系统。

在程序制导系统中,由程序机构产生的信号起控制作用。这种信号确定所需的飞行弹道,制导系统的任务是力图消除弹道偏差。飞行程序在导弹发射前根据目标坐标给定,因此这种制导系统只能导引导弹攻击固定目标。相反,带有接收目标状态信息的制导系统,可以在飞行过程中根据目标的运动改变导弹的弹道。因此这种系统既可以攻击固定目标也可以攻击活动目标。

如果将制导系统作用原理作为分类基础,以在什么样的信息基础上产生制导信号,利用什么样的物理现象确定目标和导弹的坐标为分类依据,那么就可按下述广泛采用的制导系统进行分类:①自主式制导系统;②自动寻的制导系统;③遥控制导系统;④复合制导系统。下面讨论这些类型的制导系统的主要特性。

1.3.1 自主制导系统

制导指令信号仅由弹上制导设备敏感地球或宇宙空间物质的物理特性而产生,制导系统和目标、制导站不发生联系,称为自主制导。如图 1.10 所示。

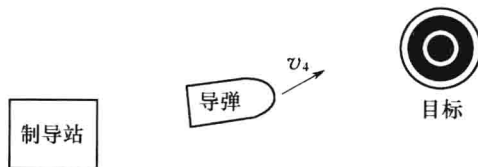


图 1.10 自主制导示意图

导弹发射前,预先确定了导弹的弹道。导弹发射后,弹上制导系统的敏感元件不断测量预定的参数,如导弹的加速度、导弹的姿态、天体位置、地貌特征等。这些参数在弹上经适当处理,与在预定的弹道运动时的参数进行比较,一旦出现偏差,便产生制导指令使导弹飞向预定的目标。

为了确定导弹的位置,在导弹上必须安装位置测量系统。常用的测量系统有磁测量系统、惯性系统、天文导航系统等。自主式制导设备是一种由各种不同作用原理的仪表所

组成的十分复杂的动力学系统。

采用自主制导系统的导弹,由于和目标及制导站不发生任何联系,故隐蔽性好,不易被干扰。导弹的射程远,制导精度也较高。但导弹一经发射去,其飞行弹道就不能再变,所以只能攻击固定目标或将导弹引向预定区域。自主制导系统一般用于弹道导弹、巡航导弹和某些战术导弹(如地空导弹)的初始飞行段。

1.3.2 自动寻的制导系统

利用目标辐射或反射的能量(如电磁波、红外线、激光、可见光等),靠弹上制导设备测量目标、导弹相对运动的参数,按照确定的关系直接形成制导指令,使导弹飞向目标,称为自动寻的制导系统,见图 1.11。

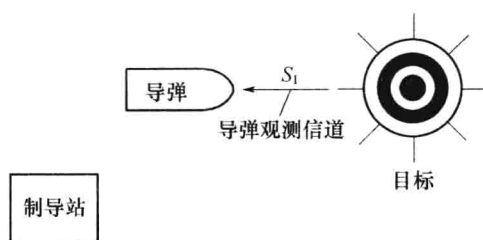


图 1.11 自动寻的制导示意图

导弹发射后,弹上的制导系统接收来自目标的能量,角度敏感器觉察出导弹接近目标时的方向偏差,弹上计算机依照偏差形成制导指令,使导弹飞向目标。自动寻的制导与自主制导的区别是导弹与目标间有联系,即有导弹观测信道。

自动寻的制导可使导弹攻击高速目标,制导精度较高,而且导弹与制导站间没有直接联系,能发射后不管。但由于它靠来自目标的能量来检测导弹的飞行偏差,因此,作用距离有限,且易受外界干扰。

自动寻的制导一般用于空空导弹、地空导弹、空地导弹和某些弹道导弹、巡航导弹的飞行末段,以提高末段制导精度。

1.3.3 遥控制导系统

由导弹以外的制导站向导弹发出制导信息的制导系统,称为遥控制导系统。这里所说的制导信息,可能是制导指令或导弹的位置信息。根据制导指令在制导系统中形成的部位不同,遥控制导又分为驾束制导和遥控指令制导。

驾束制导系统中,制导站发出波束(如无线电波束、激光波束等)指示导弹的位置,导弹在波束内飞行,弹上的制导设备能感知它偏离波束中心的方向和距离,并产生相应的制导指令,操纵导弹飞向目标,其工作示意图如图 1.12(a)。在多数驾束制导系统中,制导站发出的波束应始终跟踪目标。

遥控指令制导系统中,由制导站的导引设备同时测量目标、导弹的位置和运动参数,并在制导站形成指令。该指令送至弹上,弹上控制系统操纵导弹飞向目标。其工作示意图如图 1.12(b)。

可见,驾束制导和遥控指令制导虽然都由导弹以外的制导站导引导弹,但前者制导站

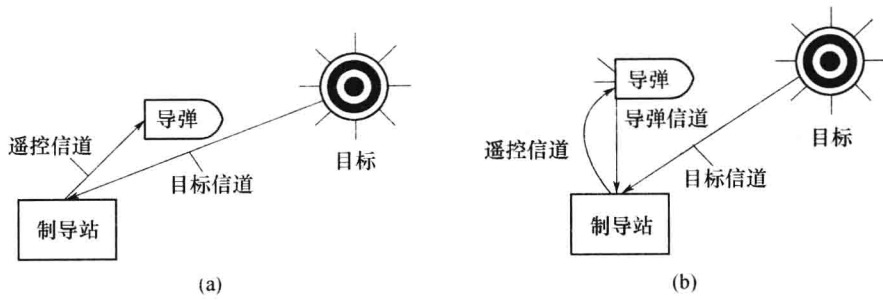


图 1.12 遥控制导示意图

的波束指向,只给出导弹的位置信息,至于制导指令,则由飞行在波束中的导弹检测其在波束中的偏差来形成。而遥控指令制导系统的制导指令,则由制导站根据导弹、目标的信息,检测出导弹与给定弹道的位置偏差,并形成制导指令,该指令送往导弹,以操纵导弹飞向目标。

遥控制导系统与自动寻的制导系统的区别也是明显的。前者,在导弹发射后,制导站必须对目标(遥控指令制导中还包括导弹)进行观测,并通过其遥控信道向导弹不断发出制导信息(或制导指令)。后者,在导弹发射后,只由弹上制导设备通过其目标信道对目标进行观测,并形成制导指令。原则上,导弹一经发射,制导站不再与它发生联系。因此,遥控制导系统的制导设备分装在制导站和弹上,自动寻的制导设备基本都装在导弹上。

遥控制导的制导精度较高,作用距离可以比自动寻的制导稍远些,弹上制导设备较简单。但其制导精度随导弹与制导站的距离增大而降低,由于它要使用两个以上的信息,因此,容易受外界干扰。

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。

1.3.4 复合制导系统

以上三种制导系统各有其优、缺点,如表 1.1 所列。当要求较高时,根据目标特性和要完成的任务,可把三种制导系统以不同的方式组合起来,以取长补短,进一步提高制导系统的性能。例如,导弹飞行初段用自主制导,将其导引到要求的区域;中段用遥控指令制导,以较精确地把导弹导引到目标附近;末段用自动寻的制导。这不仅增大了制导系统的作用距离,更重要的是提高了制导精度。当然,还可用自主+自动寻的制导、遥控+自动寻的制导等复合制导系统。

表 1.1 三种制导系统的简要比较

类型	作用距离	制导精度	制导设备	抗干扰能力
自主制导	可以很远	较高	在弹上	极强
遥控制导	较远	高,随距离降低	分装在制导站内和弹上	较差
自动寻的制导	小于遥控制导	高	在弹上	较差

复合制导在方式转换过程中,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。

目前,复合制导已获得广泛应用,如地空导弹、空地导弹、地地导弹等。随着微电子器件的发展,复合制导的应用将越来越广泛。

1.4 制导控制系统的设计方法

1.4.1 制导控制系统研究和设计方法

制导控制系统的整体综合问题是十分复杂的,因而在实际中采用了逐次接近法和解决同一问题的不同可能方案优选的比较分析法。

制导控制系统的复杂性决定了一次综合完成设计在工程中是行不通的,只能经过几个研究阶段逐次接近完成设计。一般可将制导控制系统设计分成以下几个阶段。

(1) 预先研究和草图设计阶段:利用研制早期导弹模型的试验数据,采用理论研究方法(解析法和计算机仿真技术)完成系统的初步设计工作。

(2) 技术设计阶段:以实物模型的实验研究为基础,在制导控制系统的半实物仿真系统上完善设计。

(3) 导弹飞行试验阶段:全面考核制导控制系统的实际性能,并对获得的实验数据进行理论分析,为改进制导控制系统的设计提供参考数据。

制导控制系统的复杂性也决定了在实际设计时设计方案的选择存在着多样性,而评价出这些设计方案的优劣并非易事。因此只能在整个设计过程中采用比较分析逐步淘汰不太合理的方案,最终给出满意的结果。

1.4.2 制导控制系统的设计特点

与其他工业自动化系统相比,制导控制系统更为复杂。这主要是由于制导控制系统有着特殊的工作条件和对其在精度和可靠性方面的高要求。

制导控制系统工作条件的特殊性表现在它的复杂性和多样化上,主要有如下几个因素:

(1) 导弹空间运动、导弹与空间介质的相互作用以及结构弹性引起的操纵机构偏转与导弹运动参数之间的复杂联系;

(2) 导弹的动力学特性与导弹飞行时快速变化的飞行速度、高度、质量和转动惯量之间的密切联系;

(3) 控制系统通道之间复杂的相互作用;

(4) 导弹的空气动力学特性以及控制装置元件的非线性;

(5) 大量的各种类型的干扰作用;

(6) 各种各样的发射和飞行条件,如飞行高度、导弹和目标在发射瞬间相对运动的参数和目标以后的运动。

因为受控对象是可以人为改变的导弹,所以导弹制导控制系统设计有着与一般工业过程控制不同的设计特点(如化工过程控制,其被控对象是化学反应过程,它是不能人为改变的)。当对其进行设计时,应将系统看成一个完整的有机体。系统中每个元件的设计师应当注意,元件不仅本身重要,而且作为整体的一部分也是重要的。尤其是导弹本身的