

高等学校教材



战术导弹弹道与姿态动力学

曾颖超 陆毓峰 等编

西北工业大学出版社

15017
TT917
1001

高等学校教材

号 000 类字登录(类)

战术导弹弹道与姿态动力学

【内容简介】本书是“战术导弹”课程教材，主要介绍战术导弹的弹道与姿态动力学。全书共分五章，第一章介绍战术导弹的概述；第二章介绍弹道动力学；第三章介绍姿态动力学；第四章介绍姿态控制；第五章介绍姿态估计。本书可作为高等院校航空宇航工程、飞行器设计与工程、飞行器制造工程、飞行器动力工程、飞行器测控工程、飞行器材料工程、飞行器环境工程、飞行器维修工程、飞行器质量工程、飞行器安全工程、飞行器可靠性工程、飞行器维修工程、飞行器材料工程、飞行器环境工程、飞行器质量工程、飞行器安全工程、飞行器可靠性工程等专业的教材，也可供从事战术导弹工作的工程技术人员参考。

曾颖超 陆毓峰 霍秀芳 编



30698301

西北工业大学出版社

1991年12月 西安

698301

(陕)新登字第 009 号

【内容简介】 本书分两篇系统地阐述了战术导弹的弹道学和姿态动力学。弹道学讲述了基本知识, 导弹运动方程组, 导引弹道运动学分析, 地空导弹弹道计算与分析, 旋转弹和无控弹的弹道计算, 飞航式导弹弹道计算。姿态动力学内容包括动态分析基础知识, 纵向和侧向扰动运动模型, 线性扰动运动的计算方法, 纵向和侧向动态特性纵向与侧向扰动运动的自动稳定与控制, 导引飞行的动态分析问题等。

本书可作为导弹飞行力学专业本科生教材, 也可供导弹类非飞行力学专业研究生和导弹科技工作者学习参考。

高等学校教材

战术导弹弹道与姿态动力学

编者 曾颖超 陆毓峰等

责任编辑 王璐

责任校对 钱伟峰 耿明丽

*

西北工业大学出版社出版

(西安市友谊西路 127 号)

陕西省新华书店发行

西北工业大学出版社印刷厂印装

ISBN 7-5612-0319-5 / V · 14(课)

*

开本 787×1092 毫米 1/16 25.25 印张 622 千字

1991 年 12 月第 1 版 1991 年 12 月第 1 次印刷

印数: 1—1400 册 定价: 6.51 元

前 言

在现代战争中，战术导弹已是世界各国军事装备的主要常规武器，并兼具战略武器的作用。导弹可以攻击静止的和运动的目标，可以攻击空中、地面和水中的目标。因此，它的气动外形、导引方法、操纵方式和控制系统的种类繁多，给飞行力学的教学和科研开创了广阔的领域。为反映战术导弹飞行力学的新理论和新方法，并促进导弹技术的发展，我们编写了《战术导弹弹道与姿态动力学》。

本教材是根据战术导弹飞行力学的理论基础，国内外导弹科技工作者应用飞行力学的常规方法，并汇集教学实践的经验，本着推陈出新的精神，又不失由浅入深、由表及里的教学原则编写的。全书分为两篇，既可完整地介绍飞行力学的基本内容，又可分篇地帮助读者深入钻研。

第一篇弹道动力学，主要内容为坐标系及其转换，运动方程组，导引弹道的运动学分析，地空导弹的弹道计算与分析，旋转弹和无控弹的弹道计算，以及飞航式导弹弹道学等。全篇共分六章，第一、二章和第四、五、六章由陆毓峰副教授编写。第三章由霍秀芳副教授编写。

第二篇姿态动力学，主要内容为导弹纵向扰动运动的模型，线性扰动运动的计算方法，导弹的纵向和侧向动态特性，纵向和侧向扰动的自动稳定与控制，导引飞行的动态分析等。全篇共分八章。前言及第二篇由曾颖超教授编写，并对全书进行统阅。

本书重点是飞行力学的分析理论和计算技术，对于各类战术导弹、各类无控和有控的飞行以及各种制导方式，只能对可能情况作有限的阐述。但是，推导出的运动方程和给出的求解方法，结合具体工程问题，适当修改后即可应用于特殊的飞行状态。

在本书的编写过程中，得到了许多同志的热心支持和帮助。王明海教授在百忙中详细审阅了全稿，指出了编写中不足之处，谨此一并致谢。

由于水平所限，缺点、错误在所难免，恳切希望读者不吝指正。

编 者

1991年3月

目 录

第一篇 弹道动力学

第一章 基本知识	3
§ 1.1 引言	3
§ 1.2 弹道分类, 制导方法	5
§ 1.3 理想弹道, 控制弹道, 实际弹道	9
§ 1.4 常用坐标系	10
§ 1.5 各坐标系间的关系, 坐标变换法	12
§ 1.6 作用在飞行器上的力及力矩	18
第二章 导弹运动方程组	28
§ 2.1 刚体运动的一般概念	28
§ 2.2 导弹的动量方程和动量矩方程	29
§ 2.3 导弹运动方程组的建立	31
§ 2.4 导弹作为可操纵质点的运动方程组	41
§ 2.5 在垂直平面内的导弹运动方程组	45
§ 2.6 在水平面内的运动方程组	46
§ 2.7 地空导弹速度的近似求解法	46
§ 2.8 过载的概念	48
§ 2.9 弹道方程组的解算方法	58
第三章 导引弹道的运动学分析	70
§ 3.1 导引弹道研究方法简介	70
§ 3.2 追踪法	75
§ 3.3 平行接近法	80
§ 3.4 比例导引法	83
§ 3.5 三点法	97
§ 3.6 前置量法	107
§ 3.7 选择导引方法的一般原则	111
第四章 地空导弹的弹道计算与分析	113
§ 4.1 概述	113

§ 4.2	地空导弹滑轨段的计算	115
§ 4.3	地空导弹离轨段的计算	119
§ 4.4	助推段的弹道计算	122
§ 4.5	二级飞行段的计算	124
§ 4.6	地空导弹导引段的弹道计算	125
§ 4.7	发射架跟踪速度和加速度	137
§ 4.8	地空导弹过载特性的分析	144
§ 4.9	弹道特征点参数的分析法	146
第五章	旋转弹和无控弹的弹道计算	150
§ 5.1	旋转弹概述	150
§ 5.2	反坦克旋转弹的弹道特点	150
§ 5.3	旋转弹所用坐标系及导弹运动方程	151
第六章	飞航式导弹弹道计算	172
§ 6.1	概述	172
§ 6.2	滑轨上的运动方程式	174
§ 6.3	爬高运动方程和控制方程	175
§ 6.4	飞行器的定常水平直线运动	180
§ 6.5	最大爬高速度及升限	187
§ 6.6	水平面内的飞行	190
参考文献(一)	194

第二篇 姿态动力学

第七章	导弹飞行动态分析的基础知识	197
§ 7.1	飞行动态分析的基本概念	197
§ 7.2	干扰力和干扰力矩	200
§ 7.3	导弹为飞行控制系统的操纵对象	206
§ 7.4	导弹稳定性和操纵性的概念	207
§ 7.5	运动方程的线性化方法	211
§ 7.6	作用力和力矩偏量的线性组合	214
第八章	导弹纵向扰动运动的模型	220
§ 8.1	纵向扰动运动方程组的线性化	220
§ 8.2	纵向动力系数	223
§ 8.3	纵向扰动运动的状态方程	225

§ 8.4 纵向传递函数	226
第九章 线性扰动运动的计算方法	230
§ 9.1 系数冻结法	230
§ 9.2 纵向动力系数的计算方法	231
§ 9.3 扰动运动的特征根计算	232
§ 9.4 计算扰动运动的解析方法	238
§ 9.5 自由和强迫扰动运动	240
§ 9.6 线性扰动运动的模拟法	241
第十章 导弹的纵向动态特性	250
§ 10.1 导弹纵向自由扰动运动的特点	250
§ 10.2 扰动运动的稳定性判据	253
§ 10.3 纵向扰动运动的两个阶段	254
§ 10.4 纵向短周期扰动运动的特点	259
§ 10.5 纵向短周期运动的传递函数和频率特性	266
§ 10.6 舵面阶跃偏转的导弹纵向响应特性	272
§ 10.7 纵向长周期扰动运动的特性	281
第十一章 导弹的侧向动态特性	284
§ 11.1 侧向扰动运动的模型和侧向动力系数	284
§ 11.2 侧向扰动运动的状态方程	290
§ 11.3 侧向自由扰动运动的特点	294
§ 11.4 侧向稳定性边界的分析	302
§ 11.5 导弹侧向运动的传递函数	306
§ 11.6 航向扰动运动的特性	312
§ 11.7 倾斜扰动运动的特性	315
第十二章 纵向扰动运动的自动稳定与控制	317
§ 12.1 纵向姿态自动稳定的目的	317
§ 12.2 俯仰角位移反馈的纵向动态分析	320
§ 12.3 俯仰角速率反馈的纵向动态分析	326
§ 12.4 纵向姿态运动与传递参数的关系	332
§ 12.5 法向加速度反馈的纵向动态分析	339
§ 12.6 飞行高度的稳定与控制	342
第十三章 侧向扰动运动的自动稳定与控制	348
§ 13.1 无控的倾斜扰动运动	348
§ 13.2 倾斜稳定的方法	349

§ 13.3	航向扰动运动简述	358
§ 13.4	侧向扰动运动的稳定与控制	359
第十四章	导引飞行的动态分析问题	365
§ 14.1	实现导引方法的自动导引系统	365
§ 14.2	自动导引的运动学传递函数	367
§ 14.3	自动导引的纵向动态性质	369
§ 14.4	自动导引扭角计算和分析	373
§ 14.5	实现导引方法的遥控遥测系统	377
§ 14.6	遥控系统的运动学传递函数	380
§ 14.7	遥控扭角的计算和动态分析	387
§ 14.8	遥控导引的重量误差和动态误差	394
参考文献(二)	396

第 一 篇

弹 道 动 力 学

第一節

學 以 致 道

第一章 基本知识

§ 1.1 引言

自然科学是人们争取自由的一种武装。

本篇是研究导弹的弹道学。弹道学是导弹飞行力学的组成部分。飞行器飞行动力学是研究飞行器在外力及力矩和控制系统作用下飞行规律的一门学科。导弹飞行力学包括弹道学和动态分析两个部分。在导弹研制过程中，有关飞行力学方面的知识是必不可少的。它也是导弹总体、控制系统的设计和分析，以及飞行准确度研究等必备的知识。

导弹弹道学将导弹当作一个理想的可操纵的质点，研究导弹质心在空间运动的规律。导弹弹道学与数学、理论力学、空气动力学、控制理论以及飞行器气动力计算和计算机语言等学科密切相关，它们是研究导弹弹道学必备的基础知识。在研究导弹弹道学的实际问题中，要求善于运用这些基础知识去分析和解决有关弹道设计和计算等问题。

导弹是装有火箭发动机或空气喷气发动机和制导系统的一种自动飞行的武器。所谓“导弹”也就由此得名而来。换句话说，导弹是一种受制导系统的制导而导向目标，并能控制导弹准确地命中目标的武器。因此，导弹是一种可操纵的飞行器。

飞行力学的发展也和其他科学技术的发展一样，是在矛盾中得到发展的。导弹飞行力学的发展和导弹的发展是密切相关的。由于导弹是一种武器，在使用中，不断发现某些不够理想的性能，经过逐步改进、提高，促使它不断地发展。随着工业生产和科学技术的进步，有些问题逐渐得到解决，有些问题正在设法解决。如在导弹出现之前，火炮和飞机是战争的工具，但火炮始终存在着射程和口径的矛盾，射程增大，口径要加大，这就导致火炮加重和机动性降低的矛盾；不仅如此，射程和精度也存在着矛盾，射程增加，精度降低。飞机向高空、高速和高机动方向发展时，存在着必须利用空气才能飞行的飞机和高度的矛盾，高度越高，空气越稀薄，越不能产生机动飞行所必要的推力和气动力。此外，战斗中飞行员的生命安全也得不到保障。为了解决这些矛盾，人们就研制出了导弹，它既不用人驾驶，又可提高机动性和命中率。

众所周知，一发炮弹一经打出去后，它的飞行弹道就只能听其自然，人们就无法控制它了。也就是说，炮弹的飞行弹道由其起始条件来决定。在不考虑干扰情况下，仅由发射角来决定，对同一火炮来说，以 45° 发射出去，射程最大。

对导弹来说，由于本身装有制导系统，而制导系统的工作往往又和目标的位置和运动有关，因此，即使同一种类的导弹，起始发射条件相同，但由于在飞行过程中要根据目标的运动或位置来不断改变本身的速度大小和方向，就是所谓“导”的结果，弹道可以是千变万化的。大部分战术导弹就属于这类导弹。目标运动情况不同，弹道也迥然不同。不同的导弹，由于作战目的或飞越环境不同，采用的制导系统也不同，它的弹道就更是不同了。但是，不管哪种导弹，或采用哪种制导系统，改善它的飞行性能和改进制导系统，以此提高命中准确度，一直是导弹设计中的基本问题。众所周知，在导弹发展过程中，稳、准、狠三点始终是

研制工作中抓住的根本点。稳，就是运输、飞行要稳定可靠；准，就是要准确地击中目标，提高命中精度；狠，就是要打击力量大，毁灭性要强。要改进和完善导弹的设计，达到稳、准、狠的要求，均和制导系统的设计与飞行力学的分析有关。这就是研究飞行力学的目的，也正是促进飞行力学发展的动力。

在飞行力学中，不去具体探索制导系统本身的设计、研制等问题，而是在理论上对不同的制导系统和制导方法与飞行弹道的关系进行一些探讨。显然，随着科学技术的不断发展，制导系统本身也将不断得到改进和完善。

导弹飞行力学是研究导弹在空中飞行的轨迹和姿态运动规律等问题的一门科学。在弹道学中，绝大部分篇幅只是研究理想弹道问题，也就是研究导弹在控制系统理想工作条件下的可操纵质点在空中移动的轨迹问题。

导弹可以是“有翼”的，也可以是“无翼”的，只要它们在操纵力和力矩作用下，控制系统能保证飞行器按某种规律或路线飞行，跟踪目标，最后完成摧毁目标的任务。但是不同的导弹，因其外形和制导系统的不同，作用力和控制规律也就不一样，因此，它们在空间运动的规律也就不同。研究和运用这些规律，为导弹和控制系统设计服务，提高导弹的战术技术性能，这就是本书所要解决的问题。

弹道计算所得的飞行器的运动参数，是弹体结构设计和控制系统设计的主要依据。例如，根据弹道计算，可得知在弹道各点上弹的受力情况，为结构强度和控制系统设计分析提供原始数据。也可以根据不同的战术技术要求和弹及目标的基本运动规律来选择和决定最有利的飞行弹道，以便在保证击中目标的前提下，使其结构重量特别是燃料重量达到最小，或者在给定燃料情况下，使其射程最大，或者飞行时间最少等等。

不言而喻，任何一种武器的设计过程都不会一次成功的，因为设计过程是一个错综复杂的、各种因素互为因果关系的过程，往往需要循环反复多次，经过多个技术部门反复协调才能定型。在弹道分析时，同样也要对各设计参量反复协调，最后才能得到比较合理的飞行弹道。

研究导弹在空中的飞行运动规律，象研究一般物体在空中的运动规律一样，是基于理论力学中阐述的质心运动定理和动量矩定理，将刚体的一般运动看作是质心的移动和绕质心的转动两部分所组成的合成运动，并对它们分别进行研究。根据质心运动定理，研究飞行器在空间移动的规律，确定质心移动的三个自由度；根据动量矩定理，研究飞行器绕质心转动的运动规律，确定飞行器旋转运动的三个自由度，也就是三个姿态角——欧拉角的变化规律。大家知道，一般刚体在空间作任意运动时，决定其质心位置和刚体的姿态有六个自由度；要研究其在空间运动的规律，就是确定其六个自由度的变化规律。但是，导弹是一种可操纵的变质量的飞行器，要确定其在空间运动的规律，要比确定一般刚体在空间运动的规律复杂得多。如果要研究包括控制系统所有元部件所发生的机械的和电气的运动及运动方程，那就更为复杂。为了简单起见，将飞行器的运动，也分成质心的移动和绕质心的转动，以便从简入手，逐步解决复杂的问题。

研究飞行器的质心移动时，假定飞行器的质量集中在质心上，作用在飞行器上的外力，包括推力、控制力和空气动力等应是向质心简化的主矢量。考虑到飞行器的质量不断改变和可操纵性，还应加进质量变化方程和操纵方程。这就是研究弹道学所普遍采用的方法。

如果将飞行器看作可操纵的刚体来研究时，还要加进旋转运动的动力学方程和运动学方

程，其惯性矩和惯性积看作是瞬时的随时间变化的函数；在作用力矩中，包括推力偏心力矩、气动力矩和操纵力矩等。

由于控制系统不可能理想工作，并且总存在着外界干扰(如阵风等)，飞行器的弹道相对于所需要的弹道总有一个偏离存在，这个偏离，影响着飞行器准确地击中目标，因此，为了研究的方便，在弹道学中，只研究控制系统在理想工作(无误差和时间延迟)情况下，飞行器质心的移动轨迹。至于控制系统工作中的误差(起伏误差和动态误差)将在飞行准确度分析中加以研究。

§ 1.2 弹道分类，制导方法

随着科学技术的发展和生产力的提高，武器也得到不断的改进和完善，作战方式也要求灵活多样。目前世界各国正在设计和研制各种类型的导弹，以适应战争的需要。由于作战任务不同，要求导弹的气动布局、外形、控制系统及导引方法也不一样，因此，它们的飞行弹道也绝然不同。从研究弹道学的观点出发，以受力或控制方法不同来区分不同的弹道较为方便。如以发动机工作与否来分，可分成主动段和被动段。主动段弹道，就是发动机工作的那一段，作用力有气动力、重力、推力等。推力是主要作用力，靠它推动导弹作前进运动。被动段就是主发动机工作结束的那一段，导弹靠惯性力飞行。被动段也有用续航发动机来工作的。无论是主动段，还是被动段，它们的弹道一般均是空间曲线，也称为空间弹道。为了方便，当干扰因素考虑较小时，只考虑主要运动参数的变化，因此，有时可近似简化成平面弹道。

按弹道形成的观点来看，又可分成这样两大类：一类是攻击活动目标的，一类是攻击固定目标或运动缓慢的目标。

显然，攻击活动目标的导弹，其弹道在发射前不能预先给定，而应随目标的运动而变化。也就是说，它是一种随机弹道，它要随着目标的运动而随机应变。从观察者来看，导弹总是跟踪目标而运动。由于目标的运动是多种多样的，因而导弹的弹道也是各式各样的。属于这类弹道的有空空、地空、以及空地导弹等。也有的是目视控制，如地地反坦克弹，目标——坦克是活动的。根据坦克的活动情况，通过有线操纵来控制导弹飞向目标。

攻击固定目标或到达预定目的地的，如弹道式导弹，人造卫星的运载火箭等。因发射场地固定，攻击对象又是固定的或运动缓慢的目标，因此，弹道就可预先设计好。这样的弹道称方案弹道。控制系统就按飞行方案工作，操纵导弹飞向目标。

本教材重点研究第一类型的弹道。

由于战术导弹飞行距离和飞行时间较短，它们的弹道绝大部分在稠密的大气层中飞行，因此它们的外形是有翼的，而且大部分导弹是用来攻击活动目标的。显而易见，有翼导弹的“翼”，主要用来产生升力，平衡飞行器自身重量，以及使飞行器作各种机动飞行，改变飞行速度方向，以便最终击毁目标。这也是有翼导弹的特点之一。

有翼导弹的飞行路线是根据目标的不同运动情况进行控制的，所以目标的运动总是直接或间接地决定着导弹的运动。又由于这类导弹的导引方法很多，导弹的作战情况复杂，所以这类导弹的弹道也是各式各样的。对于不同导弹的弹道形状和设计计算方法，将在以下各章分别加以论述。

按照控制方法的不同，弹道也可分成若干类或若干段，如有的导弹自始至终应用一种制导方法，有的导弹起始时不加控制，然后开始自主控制，接近目标时又换用自动瞄准等，因此，相应于不同的控制弹道，就应用不同的方法来研究。

根据弹道受力和控制特点，地空导弹就可分成如下几段：①轨上运动段；②助推段；③自动稳定段；④导引段；⑤自毁段等。各段的特点和弹道计算方法将在第四章中加以详细描述。

为了便于研究不同的弹道，我们在此先介绍一下各种常用的导引方法的基本概念。

首先，简单介绍控制系统的基本构成及它们之间相互的联系。在此举一个简单的用人工控制的例子——汽车起重机来说明控制系统的工作原理和过程。如起重机的挂钩(称为被控对象)要吊起重物，并要使吊物位置合适，这就要靠司机的眼睛来看或倾听指挥人员的指挥(称它为感觉器官)，把所看到的情况传给大脑(称它为大脑思维器官)，经过判断而决定需要再摆动或升降一下吊物时，大脑就会命令手足(称它为执行器官)去操纵起重挂钩，直至将重物移到所需要的地方。这个过程就是简单的控制过程，如图 1-1 所示。

对导弹的控制来说，弹体就是被控对象。人体的各种器官在此就如各种机构或装置。如图 1-2 所示。

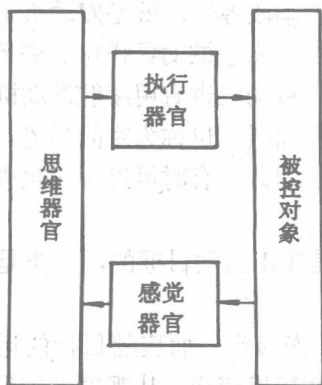


图 1-1 人工控制示意图

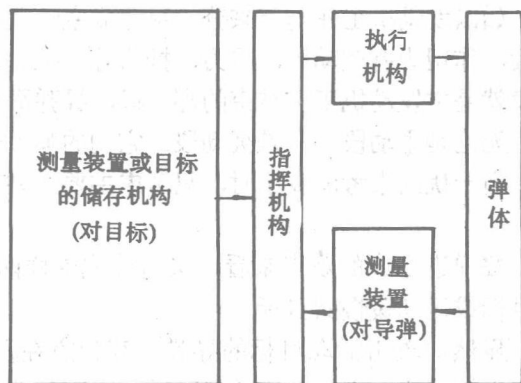


图 1-2 导弹制导系统示意图

这里首先涉及到测量装置的测量时，以什么为基准？从上述人工控制的例子中看到，司机或人工指挥员(感觉器官)，以预定位置为基准，以相对于预定位置的距离大小和方向作为判断是否要继续移动吊物的依据，显然，这个基准是很重要的。没有基准，就谈不上完成什么任务，或达到什么目的的问题。对导弹来说，以目标为基准还是以其他事物为基准？这就要视各种导引方法而异。不同的导引方法，所选基准可以不同。但可以想象，因目标是活动的，导弹最后终究要击中目标，因此总要测量目标的位置，导弹的位置，以及它们的速度方向等。在自动瞄准导引中，常以目标和导弹的连线，即目标线作为基准线，导弹速度向量与目标线之间的夹角称为前置角 η 。不同的制导方法，就是控制不同的前置角。如追踪法，就要控制前置角，使 $\eta=0$ ，即导弹的速度向量和目标线重合，导弹始终朝着目标飞去，最后击中目标。由此可见，要根据不同的制导方法，测量出以不同基准为参考体的目标飞行位置和导弹飞行的数据(速度方向，导弹位置，目标相对导弹的方位等)，并根据这些测量数据，通过专门的解算装置来导引导弹飞向目标。如图 1-3 所示。

显然指挥机构是确定导弹所应遵循的弹道。如追踪法，就要使 $\eta=0$ ，如果出现偏差，

即 $\Delta\eta \neq 0$ ，则控制系统就要发出控制信号，执行机构(操纵舵)根据信号偏转舵面，由此产生控制力和力矩的增量，使弹旋转，改变迎角 α ，从而改变升力，最后达到改变速度的方向，以消除前置角，使 $\Delta\eta = 0$ 。在此，指挥机构好似制导系统的首脑，是决策机关；测量装置似指挥机构的情报机关；执行机构似执行指挥机构命令的执行机关。

目前常用在不同导弹上的或同一导弹不同弹道段上的制导方法有如下几种，相应的弹道也以该控制方法而命名。

1. 自主控制，或称方案控制

这种控制方法与目标无关。从能量观点来说，它不需要用任何来自指挥站或目标的能量，指挥站只用来指挥操纵发射导弹。弹道是预先设计好的，控制系统按预先设计好的弹道工作；在理想情况下，它应保证按设计好的弹道飞行。控制系统在发射前就预先安装在弹体内。在飞行中，控制系统参

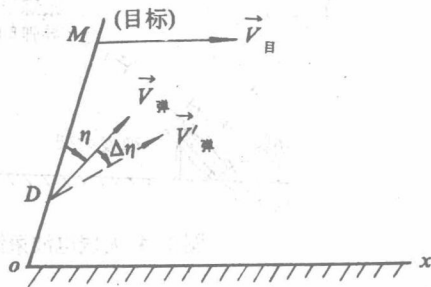


图 1-3 自动瞄准图

照弹内或外界的某些预定的基准，测量出特定的控制参数，与要求的控制参数进行比较，如果出现偏差，就拟制出控制信号，消除偏差，控制导弹按预定弹道飞行，直至击中目标。

由于控制系统是按预定的弹道进行设计的，并且预先就安装在弹体内，当导弹一旦发射出去，人们就无法加以调整和控制，因此，它只能用于攻击固定目标或运动缓慢的目标。另外，由于外界干扰不可避免，这就势必造成射击精度较低的缺点。

基于上述因素，一般有翼导弹采用自主控制时，也仅用它来作为一种辅助的控制方法，如地空导弹，只用在起始段，使它按一定的弹道引入无线电波束，然后转入无线电波束制导等。它是作为很短的一段弹道的控制方法，使弹道按一定程序转弯。

2. 遥远控制，或称远距离控制

遥控是依靠地面、海上舰艇或飞机上的指挥系统来测定目标和导弹的相对位置，并向导弹发出命令(这个命令由操纵员移动手柄或完全自动化操纵)，导弹按照命令飞向目标。遥控弹的特点是受控于指挥站，其飞行弹道完全由目标的运动情况而确定，因此，它适用于攻击活动目标。在地空导弹中就用得较多。大多数遥控制导是用无线电波束或无线电指令来实现的。

(1) 无线电波束制导。这种控制方法是利用指挥站的雷达天线的定向辐射波束在空间形成的一个狭窄的锥形旋转曲面(这种波束似探照灯形成的光束，只是探照灯光束不能旋转)来控制导弹。导弹好像骑在波束的轴线上，沿着该轴线飞行，并随着波束的摆动而移动，因此，波束制导也称为驾束制导。波束制导系统将导弹引向目标的方法，有三点法和前置量法等。三点法仅用一部雷达，前置量法要用两部雷达。三点法所使用的一部雷达，当它发现目标后，雷达波束一方面要始终跟踪目标，另一方面要将射入波束的导弹引向目标。前置量法所用的两部雷达，一部跟踪目标并测定目标的飞行数据；一部导引导弹。导引波束就是根据第一部雷达所测得的数据连同导弹的数据，通过解算装置解算出该瞬时的前置点。这种方法易于受无线电干扰，故目前使用较少。这种遥控弹道，表示在图 1-4 上。

(2) 无线电指令制导。由指挥站两部雷达分别测得目标和导弹的位置数据，输入到解算装置中，根据预定的导引方法(如三点法或前置量法导引等)，计算导弹相对目标方向飞行的

偏移，从而控制系统发出修正导弹运动的无线电指令，通过无线电发射机发射给导弹，以便消除这种偏移。如此继续不断下去，就能使导弹飞向目标，如图 1-5 所示。

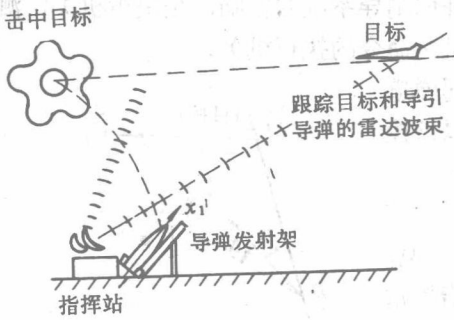


图 1-4 无线电波束制导

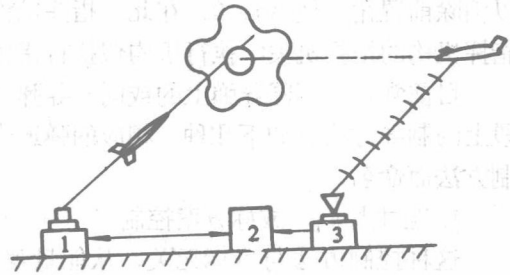


图 1-5 无线电指令制导

1-跟踪导弹的雷达 2-解算装置 3-跟踪目标的雷达

无线电指令的优点是精度高，缺点是操作复杂，易受干扰。

(3) 电视制导。这种制导方法是利用弹上按装的电视头，把目标及其周围的图像由电视接收机反映到指挥站的荧光屏上，操纵员可视目标运动的情况来控制导弹飞向目标。控制导弹的方法可用无线电指令的方式。该方法的优点是一目了然，并易于在多目标时选择最重要的目标作为攻击的对象；缺点是易受天气的干扰，作用距离也不大。如图 1-6 所示。

3. 自动瞄准

自动瞄准系统也称为“自寻”或“自动寻”系统。它是利用目标辐射的能量或目标反射的能量向目标自动地引导导弹，所有的制导系统均装在弹体内。如果利用目标发射的红外线来工作的，称为红外线自动瞄准系统；如果利用目标反射的电磁波来工作的，则称为雷达自动瞄准系统。

在自动瞄准系统中，测量和产生误差信号的装置称为瞄准头。自动寻制导系统多用于空空弹，也有用在地空弹或飞航式导弹在接近目标时的末制导上。

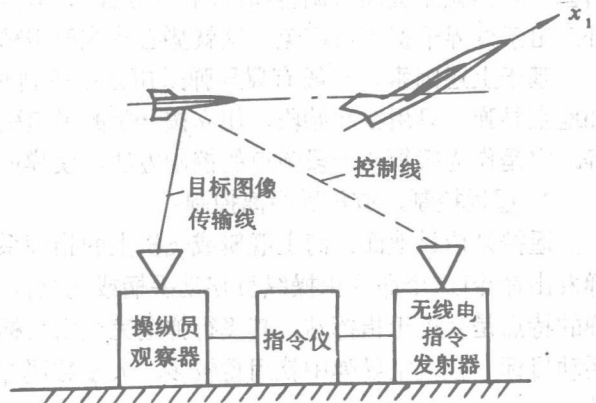


图 1-6 电视制导

根据导弹在能量来源上的不同，自动寻制导又可分为三类：

(1) 主动式自动寻制导。由导弹向目标主动发射能量(电波、激光等)，并接收从目标反射回来的能量，从而跟踪目标，如图 1-7 所示。

这种方法应用最广泛的是雷达寻制导，显然导弹上装有雷达发射机及接收机。

(2) 半主动式自动寻制导。由指挥站向目标发射无线电波，而由导弹接收机接收目标反射的信号，从而跟踪目标，如图 1-8 所示。

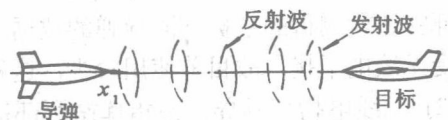


图 1-7 主动式自动瞄准制导

这种制导方法的作用距离大，因此广泛地被采用。

(3) 被动式自动寻制导。能源来自目标，而导弹被动地感受这种能量，从而跟踪目标。红外线制导方法就是其中之一。这种制导系统的作用距离取决于目标辐射的面积及温度，以及红外线接收器的灵敏度和气象条件，一般可达几十公里。如图 1-9 所示。

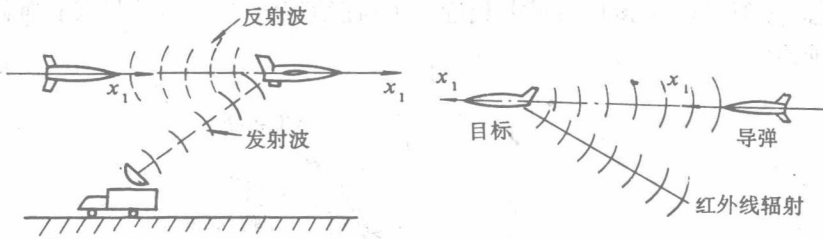


图 1-8 半主动式自动瞄准制导

图 1-9 被动式自寻制导

4. 复合制导

所谓复合制导就是在一个导弹上装有两种以上的导引系统。这是为了保证导弹有足够高的精确度而设计的。因为每一种制导方法都有其本身的缺点。为使它们取长补短，互相补充，就应用了这种方法。如地空弹，起始用自主控制，接着用波束制导，接近目标时用自动瞄准，在洲际导弹上，起初也用自主控制，最后接近目标时用自动瞄准等等。

§ 1.3 理想弹道，控制弹道，实际弹道

如前所述，理想弹道是把可操纵飞行器当作一个质点，把飞行器的质量视作集中在重心上，并把控制系统的工作看成是无时间延迟地理想地工作，即任何时候不存在制导误差的条件下，重心在空间移动的轨迹。这个问题实际上可称为可操纵的质点动力学问题。它基于这样的假定，即认为导弹在飞行过程中，任一瞬间作用在导弹上的合力矩为零。因此，只要研究作用在导弹上的力与运动之间的关系，就可以求出导弹运动的参数和轨迹了。

但是，在实际上，作用在导弹上的各力对重心之矩不可能经常处于平衡状态，控制系统也不可能理想工作，所以导弹在实际飞行中，必定一面移动，一面绕重心转动。因此为了描述导弹的实际飞行，在描述导弹重心移动和绕重心转动的运动方程组中，还必须加进操纵系统不是理想工作的控制方程，其气动力和力矩中还必须考虑旋转运动对重心移动的影响等等。将这些方程联立求解所得的弹道称为控制弹道。控制弹道是理论弹道，因为它是将导弹视为某一力学模型(可控质点系，或刚体，或弹性体)，并作为控制系统一个环节，将控制方程、动力学方程、运动学方程等综合在一起，通过数值积分法求得的。而且方程中所用的弹体结构参数，外形参数，以及发动机特性参数等均取设计值；大气参数为标准值；控制系统的参数取额定值；初始条件符合规定值等。其所以称为理论弹道，原因也在于此。显然，理想弹道是理论弹道的一种特殊情况。

上述两种弹道都是计算得出来的弹道。在计算过程中，很多实际因素是无法预先考虑进去的。因此，将实际飞行过程中的真实弹道，称为实际弹道。实际弹道只能对各发弹的飞行进行实测才能得到，而且每一发导弹的实际弹道是不一样的。这是由于各发弹的内在因素和外界飞行环境不可能相同的缘故。如由于工艺误差，发动机必然产生推力偏心；控制系统各元、部件不可能完全一样；起始条件和大气参数不可能完全符合设计值和所选标准值；此