
导弹制导与控制原理

Theory of Guidance and Control for Missile

(第2版)

雷虎民 李炯 胡小江 等编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

导弹制导与控制原理 (第2版)

Theory of Guidance and Control for Missile

编著 雷虎民 李 炯 胡小江
叶继坤 赵 岩 张大元
邵 雷 张 旭 卜祥伟



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、红外寻的制导、复合制导、常用导航系统及其组合导航原理,以及导弹控制系统和控制方法等内容。

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、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 / 雷虎民等编著. —2 版. —
北京:国防工业出版社,2018.7

ISBN 978 - 7 - 118 - 11464 - 5

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

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 038464 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)

三河市天利华印刷装订有限公司

新华书店经售

*

开本 787 × 1092 1/16 印张 25 字数 608 千字

2018 年 7 月第 2 版第 1 次印刷 印数 1—5000 册 定价 51.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

前 言

20世纪60年代以来,几乎每一场战争都程度不同地使用了导弹武器,从陆地到海洋,从天空到太空,从进攻到防御,到处都有导弹的身影。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。

编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,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。

本书第1版在军队“2110工程”资助下于2006年出版,获评国防工业出版社优秀图书二等奖,出版十年来,深受广大读者喜爱。为了更好地适应读者学习兴趣,满足课程教学需求,适应导弹制导控制技术发展形势的需要,我们对本书进行了全面修订。文字方面,纠正了第1版中的几处错误;内容方面,在保持第1版深入浅出、理论严谨、系统性强等特点的基础上,突出了制导控制在武器系统中的应用,去除了电视寻的制导、激光寻的制导两章课程教学相关性不大的内容,增加了地面坐标系与弹体坐标系中的导弹运动方程组、方案飞行与方案弹道等内容,重新梳理并调整了红外寻的制导相关内容,丰富并加强了常用导航系统与组合导航原理、导弹控制系统与控制方法等内容,每章均配有思考题。本书第2版共分9章,主要内容有导弹制导与控制的基本原理、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、红外寻的制导、惯性导航系统与卫星导航系统、复合制导、导弹控制系统与控制方法。

本书是集体编著完成的,第1章由雷虎民教授编写;第2章由张大元博士、邵雷副教授合编;第3章由叶继坤讲师、张大元博士合编;第4章由叶继坤讲师、卜祥伟讲师合编;第5章由胡小江讲师、李炯副教授合编;第6章由李炯副教授、胡小江讲师合编;第7章由张旭讲师、李炯副教授合编;第8章由赵岩讲师、雷虎民教授合编;第9章由邵雷副教授、卜祥伟讲师合编;全书由雷虎民教授规划和统稿。

本书参阅了国内外专家学者的大量研究成果、著作教材和论文资料,除书中所列参考文献外,还有很多没有一一列出,在此一并表示感谢,作者对他们在导弹制导与控制理论研究和技

术发展方面所做出的贡献表示崇高的敬意。本书从初版发行到第2版修订,得到了许多同行专家和教授们的热情鼓励和支持,他们对本书的贡献是不可磨灭的。在此,谨向曾参与本书编写和提出宝贵意见的专家教授们表示感谢。

由于编者水平有限,书中错误和不当之处在所难免,继续恳请广大读者批评指正。

编者

2017年08月于空军工程大学防空反导学院

目 录

第一章 概述	1
1.1 导弹制导与控制的基本原理	1
1.2 导弹制导系统的一般组成	3
1.3 导弹的稳定控制系统	3
1.4 导弹制导系统的分类	6
1.5 制导系统的基本要求	10
1.6 几种典型的制导系统	12
思考题	17
第二章 导弹运动数学模型	18
2.1 导弹飞行的力学环境	18
2.1.1 空气动力	18
2.1.2 气动力矩	23
2.1.3 推力	34
2.1.4 重力	35
2.2 导弹运动方程组的建立	36
2.2.1 导弹运动的建模基础	36
2.2.2 常用坐标系及其变换	38
2.2.3 导弹运动方程组	46
2.2.4 导弹运动方程组的简化与分解	57
2.2.5 导弹的质心运动	61
2.2.6 过载	65
2.3 其他坐标系中的导弹运动方程	70
2.3.1 弹体坐标系中的导弹运动方程	70
2.3.2 地面坐标系中的导弹运动方程	72
2.4 方案飞行与方案弹道	74
2.4.1 铅垂平面内的方案飞行	75
2.4.2 水平面内的方案飞行	82
2.4.3 方案飞行应用实例	88
思考题	89
第三章 导引飞行与弹道	91
3.1 导引飞行综述	91
3.1.1 导引方法的分类	91
3.1.2 导引弹道的研究方法	91

3.1.3	自动瞄准的相对运动方程	91
3.1.4	导引弹道的求解	93
3.2	追踪法	94
3.2.1	弹道方程	94
3.2.2	直接命中目标的条件	95
3.2.3	导弹命中目标需要的飞行时间	95
3.2.4	导弹的法向过载	96
3.2.5	允许攻击区	97
3.3	平行接近法	100
3.3.1	直线弹道问题	100
3.3.2	导弹的法向过载	101
3.3.3	平行接近法的图解法弹道	101
3.4	比例导引法	102
3.4.1	比例导引法的相对运动方程组	102
3.4.2	弹道特性的讨论	103
3.4.3	比例系数 K 的选择	106
3.4.4	比例导引法的优缺点	107
3.4.5	修正比例导引法	107
3.5	三点法导引	108
3.5.1	雷达坐标系 $Ox_r y_r z_r$	108
3.5.2	三点法导引关系式	108
3.5.3	运动学方程组	108
3.5.4	导弹转弯速率	110
3.5.5	攻击禁区	113
3.5.6	三点法的优缺点	114
3.6	前置量法	114
3.6.1	前置量法	114
3.6.2	半前置量法	116
3.7	导引飞行的发展	117
3.7.1	选择导引方法的基本原则	117
3.7.2	现代制导律	118
3.7.3	制导控制一体化	119
3.8	最优制导律	120
3.8.1	导弹运动状态方程	121
3.8.2	基于二次型的最优导引律	122
	思考题	124
第四章	遥控制导	125
4.1	遥控制导系统概述	125
4.2	有线指令制导	126
4.3	无线电指令制导	127

4.3.1	无线电指令制导系统	127
4.3.2	导弹和目标的运动参数测量	131
4.3.3	无线电指令制导的观测跟踪设备	132
4.3.4	指令形成原理	139
4.3.5	指令传输	148
4.4	波束制导	152
4.4.1	雷达波束制导	152
4.4.2	雷达波束制导原理	154
	思考题	158
第五章	无线电寻的制导	160
5.1	无线电寻的制导系统基本工作原理	160
5.1.1	无线电寻的制导系统的类型	160
5.1.2	寻的制导系统的基本工作原理	161
5.1.3	雷达导引头的功能	162
5.1.4	雷达导引头的一般组成	162
5.1.5	雷达导引头的测角方法	166
5.1.6	导引头伺服机构组成及工作原理	169
5.1.7	雷达导引头的基本要求	171
5.2	主动式无线电寻的制导系统	175
5.2.1	主动式雷达导引头信号波形	175
5.2.2	主动雷达导引头方案	176
5.2.3	主动雷达导引头发射系统	176
5.2.4	主动雷达导引头接收系统	178
5.2.5	主动雷达导引头信号处理	180
5.2.6	主动雷达导引头控制系统	184
5.3	半主动式无线电寻的制导系统	186
5.3.1	从“零频”上取出多普勒信号的连续波导引头	188
5.3.2	从副载频上取出多普勒信号的连续波导引头	190
5.3.3	准倒置连续波导引头	191
5.3.4	全倒置连续波导引头	191
5.4	被动式无线电寻的制导系统	194
5.4.1	反辐射导弹导引头	194
5.4.2	毫米波被动雷达导引头	196
5.5	数字式雷达导引头系统	199
5.5.1	单机系统和多机系统	199
5.5.2	数字式弹上控制系统	200
5.5.3	弹上计算机的特点	201
	思考题	202
第六章	红外寻的制导	204
6.1	目标的红外辐射特性	204

6.1.1	红外线的基本性质	204
6.1.2	目标的红外线辐射特性	205
6.2	红外点源寻的制导系统	208
6.2.1	红外点源寻的制导的特点	208
6.2.2	红外点源导引头组成及其工作原理	209
6.2.3	红外点源导引头的光学系统	212
6.2.4	红外调制器及其工作原理	214
6.2.5	红外探测器	218
6.2.6	探测器制冷技术	219
6.2.7	信号处理电路	221
6.2.8	角跟踪系统	222
6.3	红外成像寻的制导系统	224
6.3.1	红外成像寻的制导系统的特点	224
6.3.2	红外成像导引头的组成及工作原理	225
6.3.3	红外成像寻的器	229
6.3.4	红外图像的视频信号处理	234
6.4	红外寻的制导系统性能描述	241
6.4.1	红外寻的制导系统作用距离	241
6.4.2	红外成像性能分析	243
	思考题	245
第七章	惯性导航系统与卫星导航系统	246
7.1	惯性导航系统概述	246
7.2	平台式惯导系统	247
7.2.1	平台式惯导系统的组成及基本工作原理	247
7.2.2	惯导平台及其结构	249
7.2.3	平台式惯导系统的误差和初始对准	250
7.3	捷联式惯导系统	251
7.3.1	数学平台及捷联式惯性导航系统	251
7.3.2	捷联式惯性导航系统的误差和初始对准	254
7.3.3	捷联式惯导系统与平台式惯导系统的比较	256
7.4	国外卫星导航系统	257
7.4.1	GPS 卫星导航系统	258
7.4.2	GLONASS 卫星导航系统	275
7.4.3	欧洲的 GALILEO 卫星导航系统	278
7.5	北斗卫星导航系统	281
7.5.1	北斗卫星导航系统简介	281
7.5.2	北斗卫星导航试验系统(北斗-1)	281
7.5.3	北斗卫星导航系统(北斗-2)	285
7.6	天文导航系统	288
7.6.1	天文导航系统简介	289

7.6.2	天文导航系统的定位原理	290
7.6.3	天文导航系统的测姿原理	292
7.6.4	天文导航系统中星敏感器及其误差特性分析	294
7.7	组合导航原理	297
7.7.1	组合导航系统构成	297
7.7.2	组合导航系统的工作模式	298
7.7.3	组合导航系统状态量的估计方法	298
	思考题	301
第八章	复合制导	302
8.1	复合制导基本原理	302
8.1.1	复合制导的提出	302
8.1.2	复合制导的分类	302
8.1.3	串联复合制导	303
8.1.4	并联复合制导	305
8.1.5	串并联复合制导	305
8.2	串联复合制导	306
8.2.1	串联复合制导的弹道交接	306
8.2.2	交接导引律	313
8.2.3	导引头的目标再截获	318
8.3	多模复合制导	323
8.3.1	单一模式寻的性能比较	323
8.3.2	多模寻的复合原则及其关键技术	324
8.3.3	双模导引头的结构及工作原理	325
8.3.4	多模复合制导的信息融合	329
	思考题	337
第九章	导弹控制系统与控制方法	339
9.1	弹体环节特性	339
9.1.1	弹体环节的特点及研究方法	339
9.1.2	弹体环节的传递函数	341
9.2	导弹稳定控制系统	344
9.2.1	导弹稳定控制系统的功能组成与特点	344
9.2.2	稳定控制回路	352
9.2.3	舵系统	363
9.3	气动力控制	367
9.3.1	舵面配置形状	367
9.3.2	尾控制面	369
9.3.3	前控制面	371
9.3.4	旋转弹翼	371
9.3.5	气动力直角坐标控制与极坐标控制	372
9.4	推力矢量控制	375

9.4.1	推力矢量控制在战术导弹中的应用	375
9.4.2	推力矢量控制的实现方法	376
9.4.3	推力矢量控制系统的性能描述	378
9.5	直接力控制	379
9.5.1	直接力机构配置方法	380
9.5.2	直接力控制系统方案	382
9.6	导弹控制方法	384
9.6.1	经典控制方法面临的挑战	385
9.6.2	现代控制方法	385
	思考题	388
	参考文献	389

第一章 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导引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的方向,法向力为零时,导弹做直线运动。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,因为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的飞行控制原理。

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。

轴对称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外力如图 1-1 所示。各力在弹道法线方向上的投影可表示为

$$F_y = Y + P \sin \alpha - G \cos \theta \tag{1-1}$$

式中： θ 为弹道倾角； Y 表示升力。

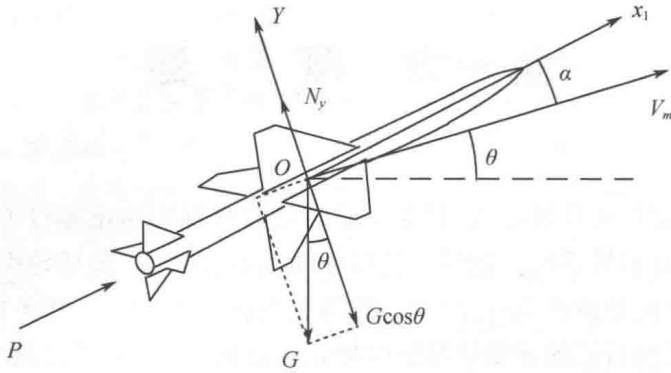


图 1-1 轴对称导弹在纵对称平面内的控制力

导弹所受的可改变的法向力为

$$N_y = Y + P \sin \alpha \tag{1-2}$$

由牛顿第二定律,有

$$F_y = m \frac{V_m^2}{\rho} \tag{1-3}$$

则

$$N_y - G \cos \theta = m \frac{V_m^2}{\rho} \tag{1-4}$$

式中： V_m 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

$$\rho = \frac{dS}{d\theta} = \frac{dS/dt}{d\theta/dt} = \frac{V_m}{\dot{\theta}} \tag{1-5}$$

式中： S 为导弹运动轨迹,则有

$$N_y - G \cos \theta = m V_m \dot{\theta}$$

则

$$\dot{\theta} = \frac{N_y - G \cos \theta}{m V_m} \tag{1-6}$$

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,就需要利用操纵机构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

$$N_z = Z + P \sin \beta \tag{1-7}$$

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,就需要通过操作机构改变侧滑角 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。

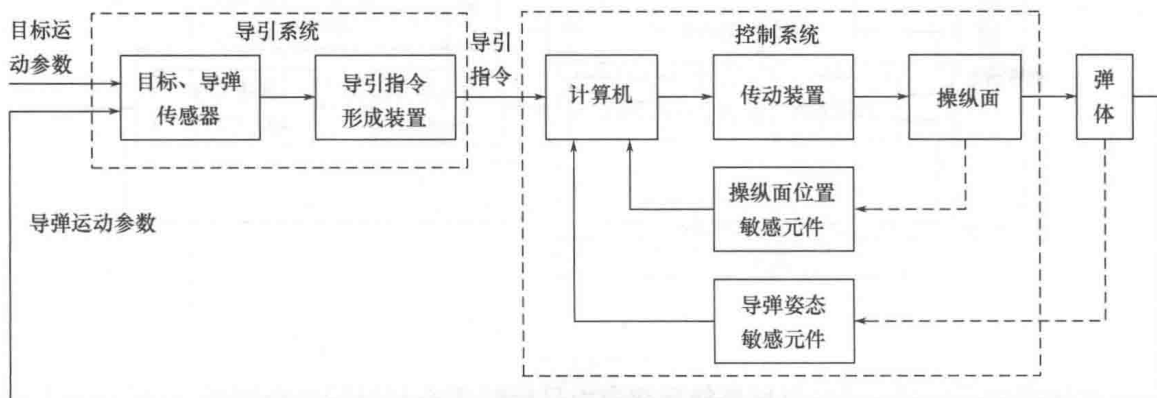


图 1-2 导弹制导系统的基本组成

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导引指令。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。导引系统根据探测装置测量的参数按照设定的导引方法形成导引指令,指令形成之后送给控制系统,当测量坐标系与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,迅速而准确地执行导引系统发出的导引指令,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学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。

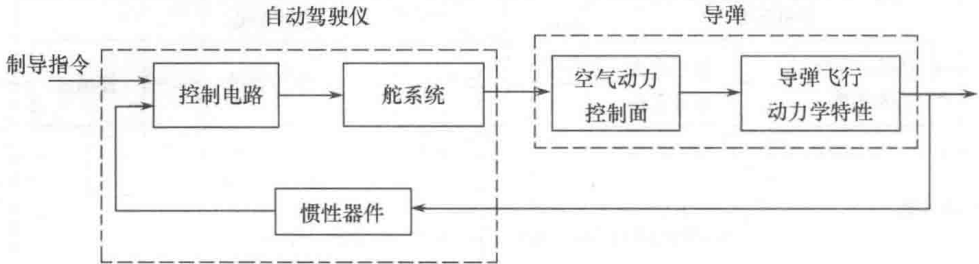


图 1-3 稳定控制系统原理框图

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制系统的主要研究对象。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,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,质量小,可靠性高。但由于仅用一对舵面控制导弹在空间的运动,所以对制导系统来说,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导引指令。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,以及滤波校正等内容。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”字形或“X”字形),

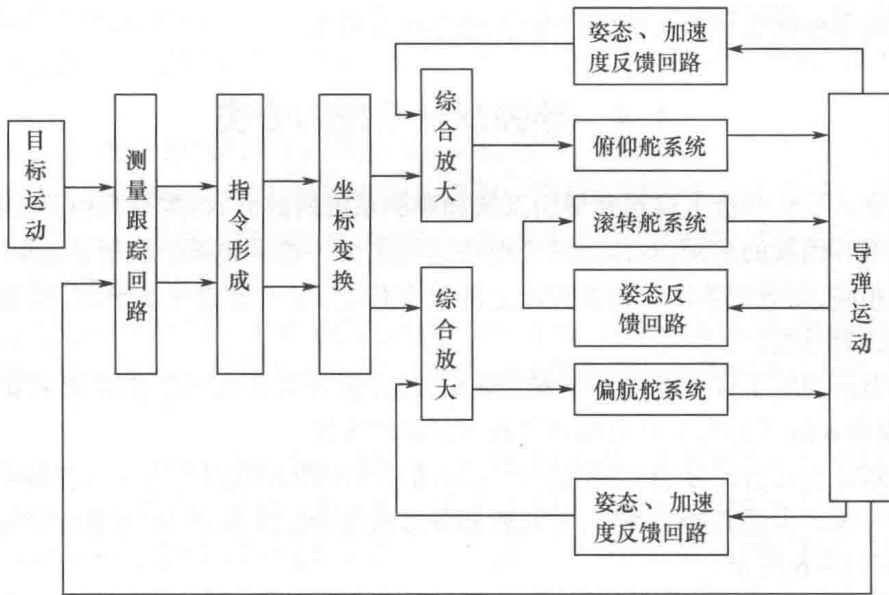


图 1-4 双通道控制方式制导系统原理图

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,导引指令在制导站形成,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)坐标系中并形成导引指令,一般采用滚转角位置稳定。若弹上有姿态测量装置,且导引指令在弹上形成,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,导引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,然后形成三个控制通道的导引指令,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、误差补偿计算及导引指令形成等,所形成的三个通道的导引指令

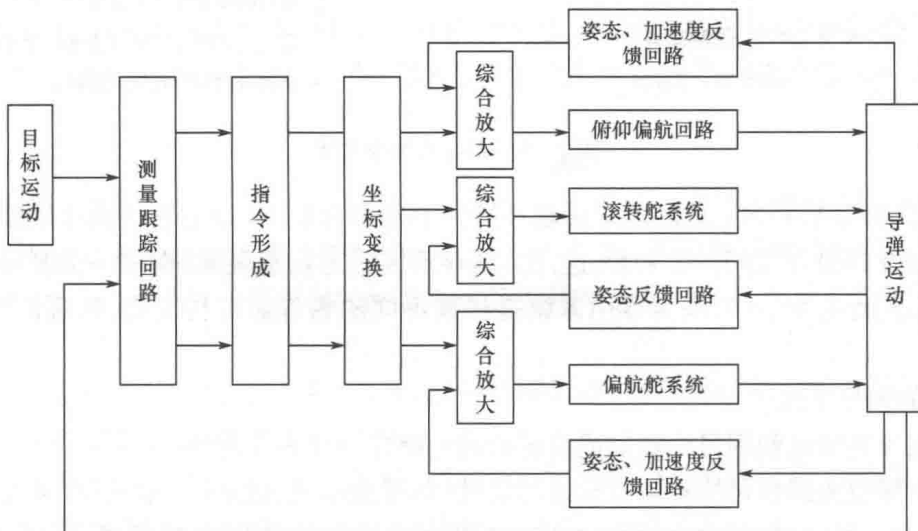


图 1-5 三通道控制方式制导系统原理图

与三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导引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,而导引系统的设备可能全部放在弹上,也可能放在制导站,或者导引系统的主要设备放在制导站。

根据导引系统的工作是否与外界发生联系,或者说导引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、天文制导与地图匹配制导等。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。

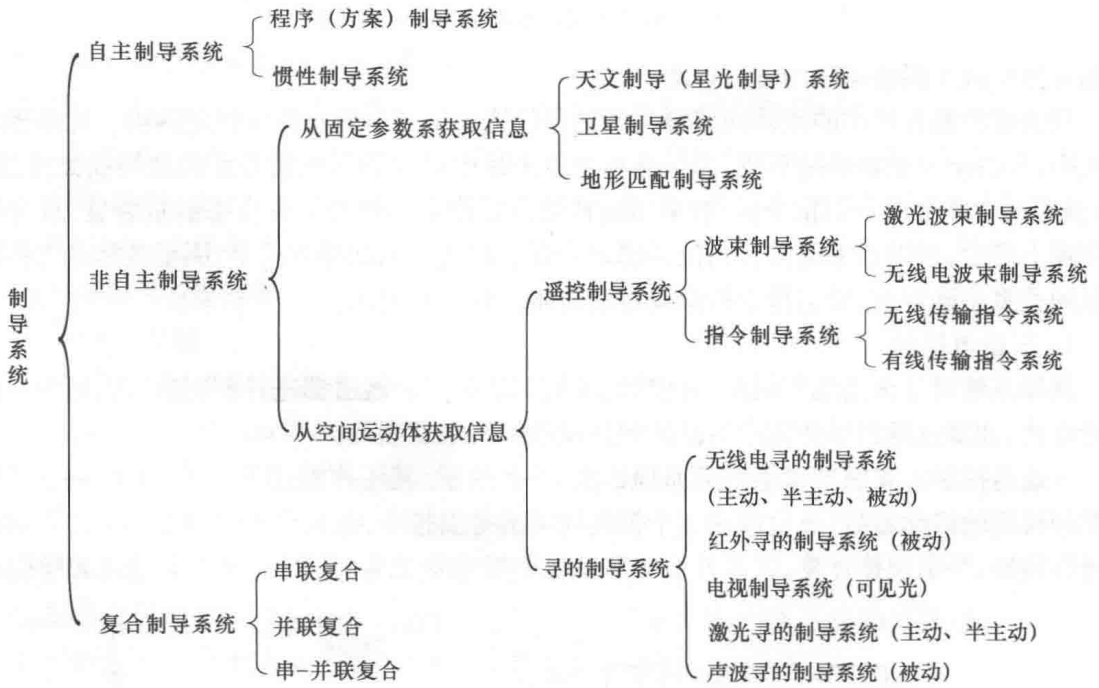


图 1-6 制导系统分类图

从导弹、制导站和目标之间在导弹制导过程中的相互联系,导引系统的作用距离、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,导引系统的形式也有所不同,因为导引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. 寻的制导系统

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,形成相应的导引指令控制导弹飞行,使导弹飞向目标的制导系统,称为寻的制导系统。这个“的”是目的、目标的意思。