普通高等教育“十五”国家级规划教材

北京高等教育精品教材

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

版权专有　侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

导弹制导与控制系统原理/孟秀云编. —北京:北京理工大学出版社,2003.2(2009.6重印)

ISBN 978-7-5640-0104-9

Ⅰ.导… Ⅱ.孟… Ⅲ.①导弹制导-高等学校-教材②导弹控制-高等学校-教材 Ⅳ.TJ765

中国版本图书馆CIP数据核字(2002)第093023号

出版发行/北京理工大学出版社
社　　址/北京市海淀区中关村南大街5号
邮　　编/100081
电　　话/(010)68914775(办公室)　68944990(批销中心)　68911084(读者服务部)
网　　址/http://www.bitpress.com.cn
经　　销/全国各地新华书店
印　　刷/北京圣瑞伦印刷厂
开　　本/787毫米×1092毫米　1/16
印　　张/12.25
字　　数/288千字
版　　次/2003年2月第1版　2009年6月第4次印刷
印　　数/8001~10000册
定　　价/25.00元

责任校对/郑兴玉
责任印制/周瑞红

图书出现印装质量问题,本社负责调换

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

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

$$\rho = \frac{\mathrm{d}S}{\mathrm{d}\theta} = \frac{\mathrm{d}S/\mathrm{d}t}{\mathrm{d}\theta/\mathrm{d}t} = \frac{v}{\dot{\theta}}$$

式中　S 为导弹运动轨迹，则有

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

即

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

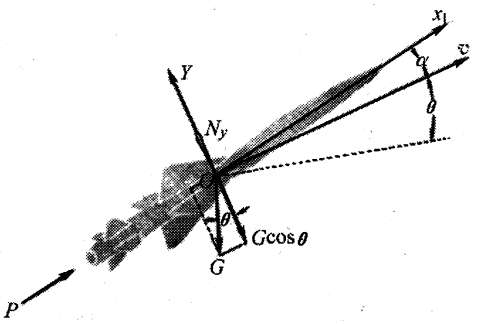


图 1－1　轴对称导弹在纵对称面内的控制力

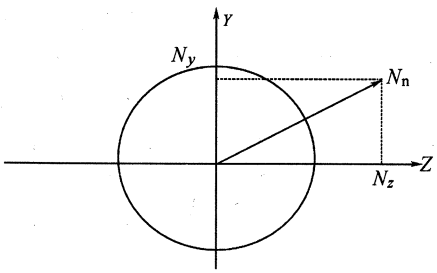


图 1－2　轴对称导弹在任意平面内的控制力

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。

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。

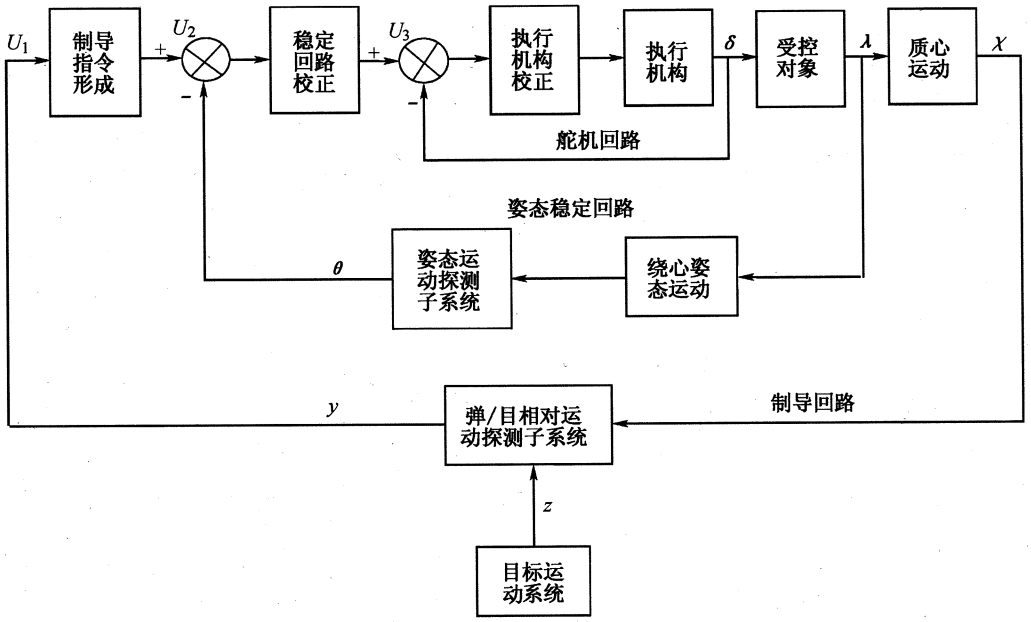


图 1－3　导弹制导系统的一般组成

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。

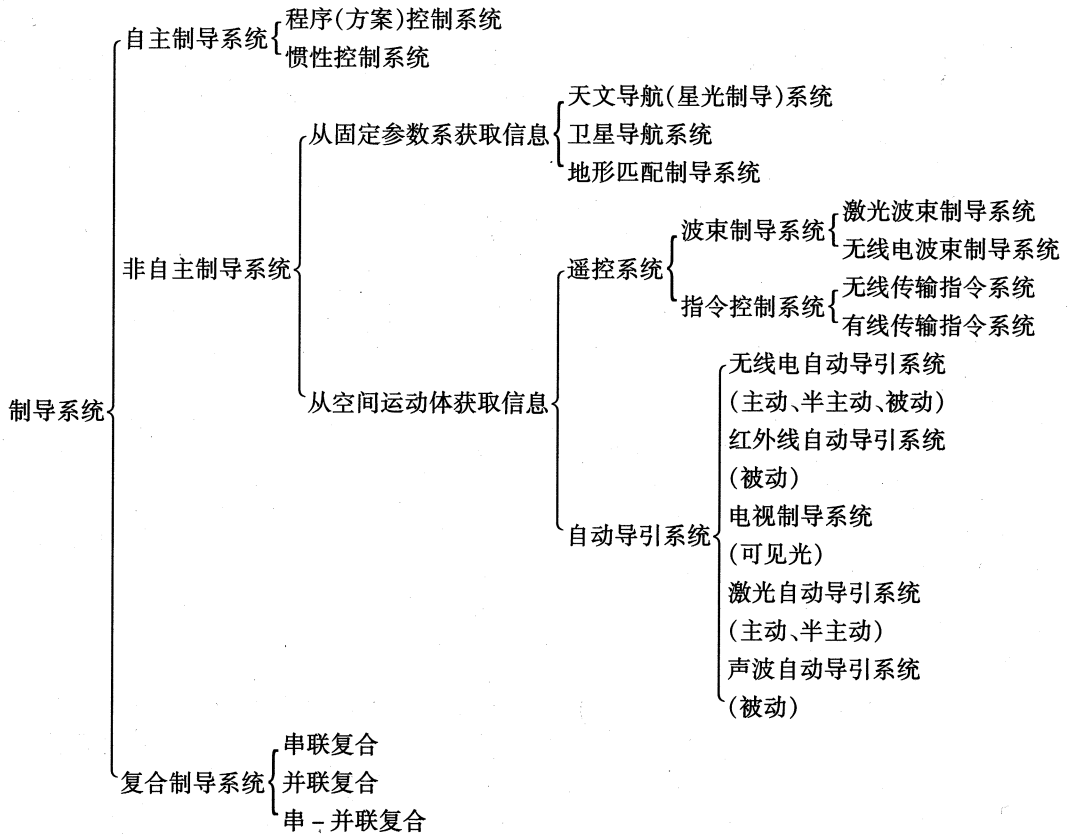


图 1－4 制导系统分类图

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。

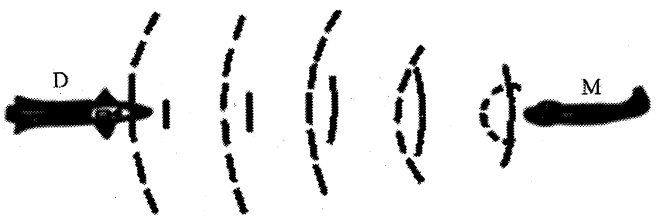


图 1-5　主动式寻的制导

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。

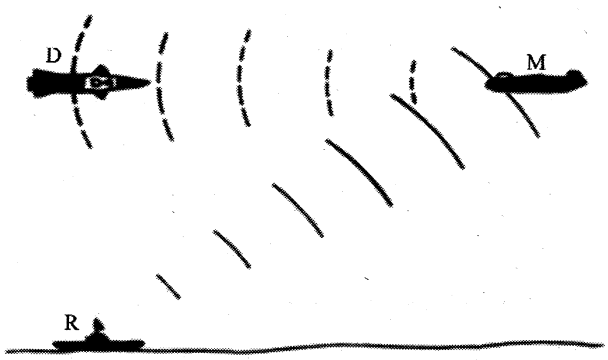


图 1－6　半主动式寻的制导

D—导弹；M—目标；R—照射雷达

(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。

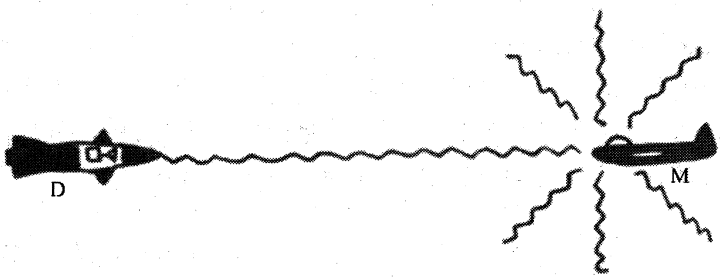


图 1－7　被动式寻的制导

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

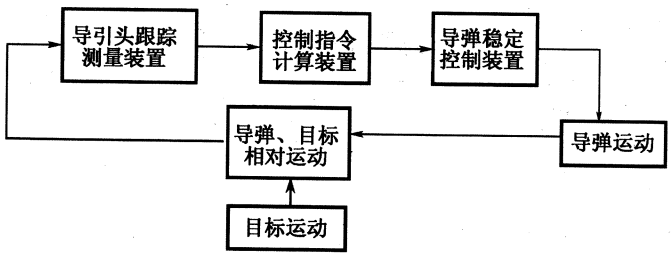


图 1－8　寻的制导系统组成原理

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。

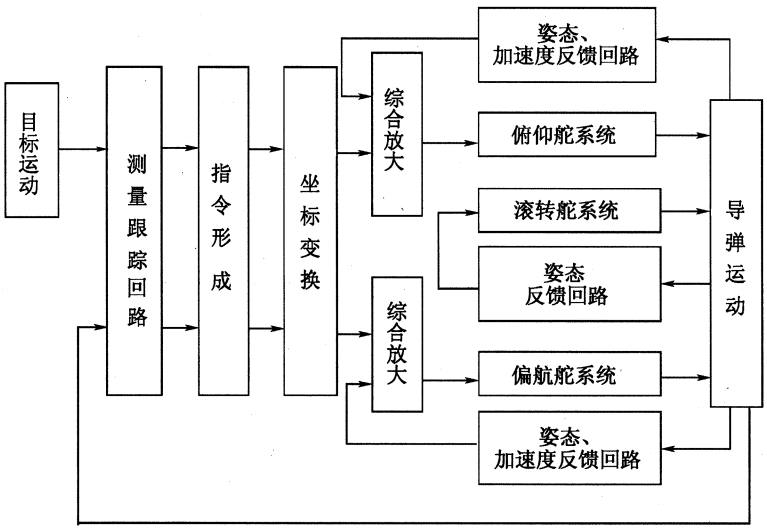


图 1－9　双通道控制方式制导系统原理图

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。

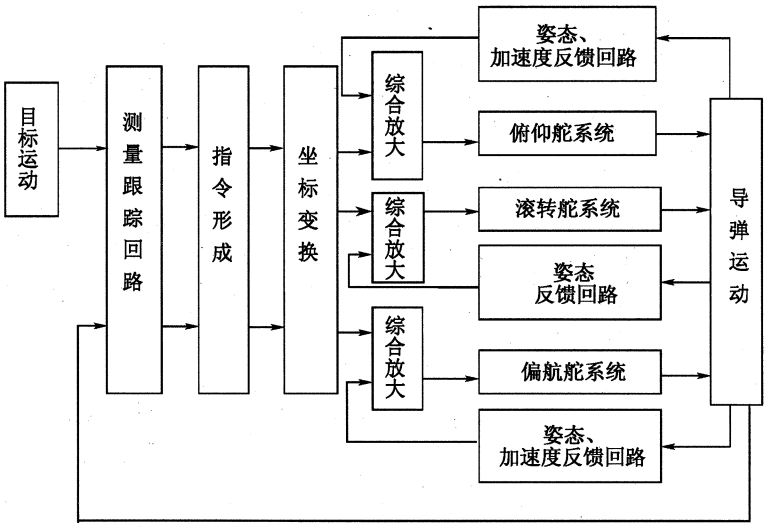


图 1－10　三通道控制方式制导系统原理图

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，而其实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

是随机误差。系统误差在所有导弹攻击目标过程中是固定不变的，因此，系统误差为脱靶量的常值分量；随机误差分量是一个随机量，其平均值等于零。

导弹的脱靶量允许值取决于很多因素，主要取决于给出的命中概率、导弹战斗部的重量和性质、目标的类型及其防御能力。目前，战术导弹的脱靶量可以达到几米，有的甚至可与目标相碰，战略导弹由于其战斗部威力大，目前的脱靶量可达到几十米。

为了使脱靶量小于允许值，就要提高制导系统的制导准确度，也就是减小制导误差。

下面从误差来源角度分析制导误差。从误差来源看，导弹制导系统的制导误差分为动态误差、起伏误差和仪器误差。

(1) 动态误差

动态误差主要是由于制导系统受到系统的惯性、导弹机动性能、引导方法的不完善以及目标的机动等因素的影响，不能保证导弹按理想弹道飞行而引起的误差。例如，当目标机动时，由于制导系统的惯性，导弹的飞行方向不能立即随之改变，中间有一定的延迟，因而使导弹离开基准弹道，产生一定的偏差。

引导方法不完善所引起的误差，是指当所采用的引导方法完全正确地实现时所产生的误差，它是引导方法本身所固有的误差，这是一种系统误差。

导弹的可用过载有限也会引起动态误差。在导弹飞行的被动段，飞行速度较低时或理想弹道弯曲度较大、导弹飞行高度较高时，可能会发生导弹的可用过载小于需用过载的情况，这时导弹只能沿可用过载决定的弹道飞行，使实际弹道与理想弹道间出现偏差。

(2) 起伏误差

起伏误差是由于制导系统内部仪器或外部环境的随机干扰所引起的误差。随机干扰包括目标信号起伏、制导回路内部电子设备的噪声、敌方干扰、背景杂波、大气紊流等。当制导系统受到随机干扰时，制导回路中的控制信号便附加了干扰成分，导弹的运动便加上了干扰运动，使导弹偏离基准弹道，造成飞行偏差。

(3) 仪器误差

由于制造工艺不完善造成制导设备固有精度和工作稳定的局限性及制导系统维护不良等原因造成的制导误差，称为仪器误差。

仪器误差具有随时间变化很小或保持某个常值的特点，可以建立模型来分析它的影响。

要保证和提高制导系统的制导准确度，除了在设计、制造时应尽量减小各种误差外，还要对导弹的制导设备进行正确使用和精心维护，使制导系统保持最佳的工作性能。

2. 作战反应时间

作战反应时间，指从发现目标起到第一枚导弹起飞为止的一段时间，一般来说应由防御的指挥、控制、通信系统和制导系统的性能决定。但对攻击活动目标的战术导弹，则主要由制导系统决定。当导弹系统的搜索探测设备对目标识别和进行威胁判定后，立即计算目标诸元并选定应射击的目标。制导系统便对被指定的目标进行跟踪，并转动发射设备、捕获目标、计算发射数据、执行发射操作等。制导系统执行上述操作所需要的时间称为作战反应时间。随着科学技术的发展，目标速度越来越快，由于难以实现在远距离上对低空目标的搜索、探测，因此制导系统的反应时间必须尽量短。

3. 制导系统对目标的鉴别力

如果要使导弹去攻击相邻几个目标中的某一个指定目标，导弹制导系统就必须具有较高

的距离鉴别力和角度鉴别力。距离鉴别力是制导系统对同一方位上，不同距离的两个目标的分辨能力，一般用能够分辨出的两个目标间的最短距离 Δr 表示；角度鉴别力是制导系统对同一距离上，不同方位的两个目标的分辨能力，一般用能够分辨出的两个目标与控制点连线间的最小夹角 $\Delta\varphi$ 表示，见图 1－11。

如果导弹的制导系统是基于接受目标本身辐射或者反射的信号进行控制的，那么鉴别力较高的制导系统就能从相邻的几个目标中分辨出指定的目标；如果制导系统对目标的鉴别力较低，就可能出现下面的情况：

(1) 当某一目标辐射或反射信号的强度远大于指定目标辐射或反射信号的强度时，制导系统便不能把导弹引向指定的目标，而是引向信号较强的目标。

(2) 当目标群中多个目标辐射或反射信号的强度相差不大时，制导系统便不能把导弹引向指定目标，因而导弹摧毁指定目标的概率将显著降低。

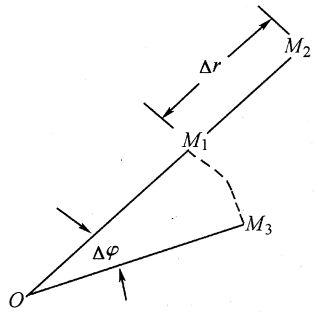


图 1－11　制导系统的目标分辨率

制导系统对目标的鉴别力，主要由其传感器的测量精度决定，要提高制导系统对目标的鉴别力，必须采用高分辨能力的目标传感器。

4. 制导系统的抗干扰能力

制导系统的抗干扰能力是指在遭到敌方袭击、电子对抗、反导对抗和受到内部、外部干扰时，该制导系统保持其正常工作的能力。对多数战术导弹而言，要求具有很强的抗干扰能力。

不同的制导系统受干扰的情况各不相同，对雷达遥控系统而言，它容易受到电子干扰，特别是敌方施放的各种干扰，对制导系统的正常工作影响很大。为提高制导系统的抗干扰能力，一是要不断地采用新技术，使制导系统对干扰不敏感；二是要在使用过程中加强制导系统工作的隐蔽性、突然性，使敌方不易察觉制导系统是否在工作；三是制导系统可以采用多种工作模式，一种模式被干扰，立即转换到另一种模式制导。

对战略导弹而言，它的生存能力很重要。为提高生存能力，战略导弹可以在井下或水下发射、机动发射。

5. 制导系统的可靠性

可靠性是指产品在规定的条件下和规定的时间内，完成规定功能的能力。制导系统的可靠性，可以看做是在给定使用和维护条件下，制导系统各种设备能保持其参数不超过给定范围的性能，通常用制导系统在允许工作时间内不发生故障的概率来表示。这个概率越大，表明制导系统发生故障的可能性越小，也就是系统的可靠性越好。

规定的时间是可靠性定义中的核心。因为不谈时间就无可靠性可言，而规定时间的长短又随着产品对象不同和使用目的不同而异。如导弹、火箭(成败性系统)是要求在几秒或几分钟内可靠，地下电缆，海底电缆系统则要求几十年内可靠，一般的电视机，通讯设备则要求几千小时到几万小时内可靠。一般来说，产品的可靠性是随着使用时间的延长而逐渐降低，所以，一定的可靠性是对一定时间而言的。

规定的条件是指使用条件、维护条件、环境条件和操作技术，这些条件对产品可靠性都会有直接的影响，在不同的条件下，同一产品的可靠性也不一样。比如，实验室条件与现场使用条件不一样，它们的可靠性有时可能相近，有时可能会相差几倍到几十倍。所以不在规定条件

下谈论可靠性，就失去比较产品质量的前提。

制导系统的工作环境很复杂，影响制导系统工作的因素很多。例如，在运输、发射和飞行过程中，制导系统要受到振动、冲击和加速度等影响；在保管、储存和工作过程中，制导系统要受到温度、湿度和大气压力变化以及有害气体、灰尘等环境的影响。制导系统的每个元件，由于受到材料、制造工艺的限制，在外界因素的影响下，都可能使元件变质、失效，从而影响制导系统的可靠性。为了保证和提高制导系统的可靠性，在研制过程中必须对制导系统进行可靠性设计，采用优质耐用的元器件、合理的结构和精密的制造工艺。除此之外，还应正确地使用和科学地维护制导系统。

规定的功能常用产品的各种性能指标来评估，通过试验，产品的各项规定的性能指标都已达到，则称该产品完成规定的功能，否则称该产品丧失规定功能。产品丧失规定功能的状态叫做产品发生“故障”或“失效”。相应的各项性能指标就叫做“故障判据”或“失效判据”。

关于可靠性定义中的能力，由于产品在工作中发生故障带有偶然性，所以不能仅看产品的工作情况而应在观察大量的同类产品之后，方能确定其可靠性的高低，故可靠性定义中的“能力”具有统计学的意义。如产品在规定的时间内和规定的条件下，失效数与产品总量之比愈小，可靠性就愈高，或者产品在规定的条件下，平均无故障工作时间愈长，可靠性也就愈高。

6. 体积小、质量轻、成本低

在满足上述基本要求的前提下，尽可能的使制导系统的仪器设备结构简单、体积小、质量轻、成本低，对弹上的仪器设备更应如此。

思 考 题

1. 制导系统有几种基本类型并说明各制导系统的特点。
2. 根据导引头所利用能源所在位置不同，寻的制导系统可分为哪几种，简述各自的特点。
3. 制导系统由哪几部分组成，制导系统的功能是什么？
4. 什么是导弹的单通道控制、双通道控制和三通道控制，这三种控制方式各适用于什么情况？
5. 自寻的制导在哪些方面优于遥控制导？
6. 对制导系统有哪些基本要求？
7. 什么是制导系统的距离分辨力与角度分辨力？

第 2 章　制导规律

制导系统的任务是保证导弹击中目标或者以最小的脱靶量截获之，为完成这个任务，制导系统中有专门的设备产生指令信号，以控制导弹飞向目标。从理论上讲，可以有很多条甚至无数条弹道保证导弹与目标相遇，但实际上对每一种导弹只选取一条在特定条件下的最佳弹道，所以导弹的弹道不能是任意的，而是受一定条件的限制，有一定的规律，这个规律就是制导规律，也称导引规律或导引方法。

从运动学的观点来看，导引方法能确定导弹飞行的理想弹道，所以选择导弹的导引方法，就是选择理想弹道，即在制导系统理想工作情况下导弹向目标运动过程中所应经历的轨迹。理想弹道表示了导引方法的特性，不同的导引方法，弹道的曲率不同，系统的动态误差不同，过载分布的特点及导弹、目标速度比的要求也不同。

导引方法是借助于包含在制导系统内的有关仪器实现的，根据制导方式的不同，这些仪器可以在导弹上或在弹外的制导站。

选择导引方法的根据是目标的运动特性、环境和制导设备的性能以及使用要求。

对导引方法一般有以下要求：

(1)保证系统有足够的制导准确度；

(2)导弹的整个飞行弹道，特别是攻击区内，理想弹道曲率应尽量小，保证所需的导弹过载小；

(3)保证飞行的稳定性，导弹的运动对目标运动参数的变化不敏感；

(4)制导设备尽可能简单。

制导设备根据每瞬时导弹的实际位置与理想弹道间的偏差形成导引指令，去控制导弹飞行。为研究导引规律，须先作如下假定：

(1)把导弹和目标作为几何质点；

(2)导弹和目标的速度认为是已知的；

(3)制导系统是理想的，即制导系统能保证导弹的运动在每一瞬间都符合制导规律的要求。

在导弹飞行过程中，导引方法决定导弹和目标或导弹、目标和制导站之间的运动学关系。

在遥控和自动导引中常用的导引方法有以下几种：三点法、前置角法、追踪法、平行接近法和比例导引法等。为了满足某些性能指标要求而引用优化理论得到的导引规律，可看成是对某种导引方法的改进。

2.1　自寻的制导规律

自寻的制导规律多属于速度导引，即对导弹的速度矢量给出某种特定的约束。自寻的制导是一种仅涉及导弹与目标相对运动的制导方式，因此，在运动学上它只涉及目标与导弹的相对运动。而速度导引的导引规律，就是约束这种相对运动的一种准则。例如，它可以是对导弹

速度矢量或目标视线提出特定要求。速度导引所需设备大都安装在导弹上，因此，弹上设备较复杂，但是，在改善制导精度方面，这种导引方法有较大的作用。

2.1.1 自寻的制导规律分类

自寻的制导系统的制导规律与导引头有着密切关系，由导引头完成特定制导规律所需参量的测量。按导引头测量坐标系在弹体上定位的方法，自寻的制导规律可分为三类：

1. 属于对导弹弹轴相对于目标视线的位置进行控制的情况

(1) 弹轴与目标视线的夹角为零的导引方法，又叫直线瞄准法。这种导引方法，实现起来很简单，用固定式导引头(导引头的测量坐标系与弹体坐标系重合)即可；但弹道特性不好，越接近目标弹道的曲率越大。

(2) 弹轴与目标视线的夹角为常数。这种导引方法弹道特性稍有改善，但没有消除根本缺点，也存在理论上的误差，制导精度差。

(3) 弹轴与目标视线的夹角为变量。这种导引方法接近于比例导引法。

2. 属于对导弹速度矢量相对于目标视线的位置进行控制的情况

(1) 速度追踪法，它要求导弹在接近目标的过程中，导弹的速度矢量与导弹、目标连线(视线)重合。这种导引方法导弹的末段弹道曲率较大，导弹最后总是绕到目标后方去攻击，不能实现对目标的全方向拦截。在目标作等速直线飞行的情况下，对准目标尾部发射导弹和对准目标头部发射导弹(此时弹道不稳定)时，弹道才是直线。在初始条件相同时，速度比 $k = v_d/v_m$ 值不同，理想弹道的曲率也不同。这种导引方法一般用于攻击低速或静止目标的导弹，或向目标尾部发射的情况。

(2) 广义追踪法，它要求导弹速度矢量相对于导弹与目标连线(视线)的夹角为常数，也称固定前置角法。

导弹在飞行中，其速度矢量沿着目标飞行方向超前目标视线(即瞄准线)一个固定的角度 φ_d。选择适当的 φ_d 可以在任意初始条件下得到直线弹道。当速度比 $k = v_d/v_m$ 和前置角 φ_d 满足 $k^2\sin^2\varphi_d$ 大于 1 时，弹道是相对目标的无数螺旋线，导弹和目标不能遭遇。因此前置角 φ_d 给定时，对速度比的限制更苛刻了。这种导引方法只适用于攻击低速目标的导弹或其他特殊情况。

(3) 导弹速度矢量相对于目标视线的夹角为变量的导引方法，属于此类的方法有平行接近法及广泛应用的比例导引法。

3. 属于稳定目标视线的情况(目标视线在空间方向不变)

属于稳定目标视线的情况有平行接近法。

2.1.2 自寻的制导规律分析

1. 平行接近法

平行接近法要求在制导过程中始终保持目标视线在空间沿给定方向平行移动，即视线角速度为零，如图 2-1 所示。为此，要求导弹速度矢量和目标速度矢量在与目标视线垂直方向上的投影必须始终保持相等。或者说，在任意瞬时，导弹的速度矢量必须指向瞬时遭遇点。所谓瞬时遭遇点，指的是在任意瞬时，假设目标和导弹由此开始均保持等速度直线运动时导弹与目标的相遇点。而为了满足这个要求，导弹速度矢量相对目标视线的指向，在任意时刻，必须

达到该时刻所要求的前置角(即速度矢量超前于目标视线的角度)。

平行接近法导引方程的表达形式有:

(1) 根据平行接近的含义

$$v_d \sin \varphi_d = v_m \sin \varphi_m \tag{2-1}$$

式中 φ_m 为目标速度矢量与目标视线的夹角;

φ_d 为导弹速度矢量与目标视线的夹角。

(2) 根据视线角速度为零的含义

$$\varphi = \text{const} \qquad \dot{\varphi} = 0 \tag{2-2}$$

(3) 根据瞬时前置角的含义

$$\varphi_d = \arcsin[(v_m \sin \varphi_m)/v_d] \tag{2-3}$$

由式(2-1)可以看出,当目标、导弹都做等速直线运动时,导弹、目标将同时飞行到空间某一点,即遭遇点;当目标机动运动、导弹速度也变化时,假设目标从某时刻 t^* 开始停止机动运动,做等速直线运动,导弹也同时开始做等速直线运动,运动方向指向与目标相遇点 $B(t^*)$,即瞬时遭遇点。导弹向瞬时遭遇点运动的方向满足下面的方程

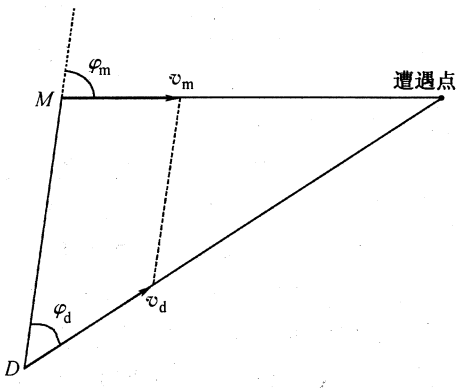


图 2-1 平行接近示意图

$$\sin \varphi_d(t^*) = \frac{v_m(t^*)}{v_d(t^*)} \sin \varphi_m(t^*)$$

因目标做机动运动,导弹速度也在变化,所以每瞬时 t 都有一个瞬时遭遇点 $B(t)$,瞬时遭遇点在空间的位置不断变化。导弹向瞬时遭遇点运动的方向,每时刻都按下面条件变化

$$\sin \varphi_d(t) = \frac{v_m(t)}{v_d(t)} \sin \varphi_m(t)$$

即按平行接近法导引时,导弹速度矢量每一时刻都指向瞬时遭遇点,因此,平行接近法也叫瞬时遭遇点法。

用平行接近法导引时,由于保持目标视线与基准线的夹角为常数,所以如保持导弹速度矢量前置角 φ_d 不变,则导弹的弹道就为一条直线。由式(2-1)不难看出,只要满足速度比 $k = v_d/v_m$、φ_m 为常数,φ_d 便为常数。所以在目标做直线运动情况下,用平行接近法导引时,只要速度比保持常数($k > 1$),导弹从任何方向攻击目标,都能得到直线弹道。

当目标做机动运动,导弹速度变化时,前置角 φ_d 必须相应变化,此时理想弹道是弯曲的。但用平行接近法导引时,导弹的需用法向过载总是比目标的法向过载小。设目标、导弹速度的大小不变,目标在方向上机动,对式(2-1)求时间的导数得

$$a_{nm} \cos \varphi_m = a_{nd} \cos \varphi_d$$

式中 a_{nm} 为目标的法向加速度,$a_{nm} = v_m \dot{\varphi}_m$

a_{nd} 为导弹的法向加速度,$a_{nd} = v_d \dot{\varphi}_d$。

即

$$a_{nd} = \frac{a_{nm} \cos \varphi_m}{\cos \varphi_d}$$

又知 $$\cos\varphi_d=\sqrt{1-\sin^2\varphi_d}$$

其中 $\sin^2\varphi_d=\frac{1}{k^2}\sin^2\varphi_m$（见(2-1)式）

将上式代入式(2-1)，整理后得

$$a_{nd}=\frac{a_{nm}\cos\varphi_m}{\sqrt{1-\frac{1}{k^2}\sin^2\varphi_m}}$$

式中 $a_{nm}=\frac{a_{nd}\cos\varphi_d}{\cos\varphi_m}$，根据式(2-1)知 $v_d>v_m$ 时，$\varphi_d<\varphi_m$，在 $a_{nd}=a_{nm}\left(\frac{\cos\varphi_m}{\cos\varphi_d}\right)$ 中 $\frac{\cos\varphi_m}{\cos\varphi_d}<1$，所以 $a_{nd}<a_{nm}$，即按平行接近导引时，导弹的法向过载总是小于目标的法向过载。

可见，只要 $k>1$，导弹的法向加速度总小于目标的法向加速度，即导弹的弹道曲率总比目标航迹曲率要小。

各种导引方法中，平行接近法是比较理想的导引方法，与其他导引方法相比，导弹飞行弹道比较平直、曲率比较小；当目标保持等速直线运动、导弹速度保持常值时，导弹的飞行弹道将成为直线；当目标机动、导弹变速飞行时，导弹的飞行弹道曲率较其他方法小，且弹道需用法向加速度不超过目标机动的法向加速度，即受目标机动的影响较小。但是，保持这些优点的前提是，在制导过程中，任何时刻都必须严格准确地实现导引方程，例如保证前置角达到要求的数值。从上面所列出的导引方程可以看出，实现导引规律所需测量的参量不易测量，制导系统比较复杂，成本高，因此，这种方法在实际应用上存在一定的困难。

2. 比例导引法

比例导引法要求导弹飞行过程中，保持速度矢量的转动角速度与目标视线的转动角速度成给定的比例关系。比例导引法的导引方程为

$$\dot{\theta}=k\dot{\varphi} \tag{2-4}$$

将上式两边积分得

$$\theta=k(\varphi-\varphi_0)+\theta_0 \tag{2-5}$$

式中 k 为导引系数，也称导航比；

φ_0 为导引开始时目标视线与基准线的夹角；

θ_0 为导引开始时导弹速度矢量与基准线的夹角。

由导引方程可以看出，$k=1$，$\varphi_0=\theta_0$ 时为追踪法的弹道；$k=\infty$，$\dot{\theta}$为有限量，则 $\dot{\varphi}=0$，则为平行接近法的弹道；$1<k<\infty$时为比例导引法的弹道，如图 2-2 所示。所以采用比例导引法时，导弹的理想弹道的曲率，介于平行接近法和追踪法之间。追踪法导引时弹道曲率最大，导弹的速度矢量时刻指向目标，最后导致尾追；采用平行接近法导引时，导弹的速度矢量时刻指向目标前方瞬时遭遇点，并保持目标视线平行移动；采用比例导引法时导弹速度矢量虽然也指向目标前方，但前置角比平行接近法时小，允许目标视线有一定的角速度 $\dot{\varphi}$。$\dot{\varphi}$的大小与导引系数有关，k 越大，$\dot{\varphi}$越小。当 k 值确定后，

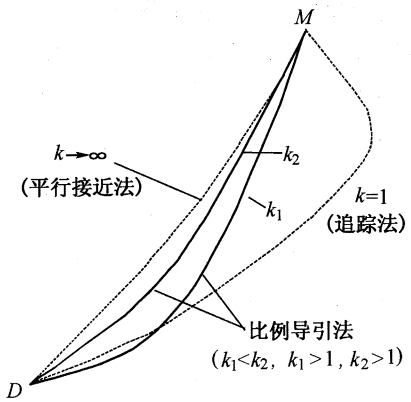


图 2-2 比例导引法的弹道

目标视线角速度开始较大，随着导弹与目标的接近，$\dot{\varphi}$逐渐减小。因导引开始时，导弹速度矢量的角速度 $\dot{\theta}$为目标视线角速度 $\dot{\varphi}$的 k 倍，自动建立起前置角 φ_d，导致目标视线角速度 $\dot{\varphi}$逐渐减小。所以，采用比例导引法时，弹道初始段和追踪法相近，弹道末段和平行接近法相近。但 k 值不是越大越好，如果 k 值很大，即使 $\dot{\varphi}$值不大，也可能使导弹的需用过载很大。因此，导弹可用过载限制了 k 的上限值。k 值过大还可能导致制导系统的稳定性变差，因为 $\dot{\varphi}$很小的变化，将引起 $\dot{\theta}$较大的变化。

比例导引法在各种导弹中得到了广泛的应用，因为无论从对快速机动目标的响应能力来看，还是从制导精度上看，比例导引法都有明显的优点，且比例导引法在工程上易于实现。

2.2 遥控制导规律

遥控制导的制导规律属于位置导引，即对导弹在空间的运动位置，给出某种特定的约束。位置导引中，导引规律的形成与遥控制导的特点密切相关。遥控制导的基本组成包括三个主要部分，即制导站、导弹和目标。导弹位置在空间的变化与观测、跟踪和导引作用的制导站的位置，以及作为拦截对象的目标的位置在空间的变化相关。位置导引的导引规律就是对这三者位置关系的约束准则。

位置导引的主要特点是它所需要的设备一般均设置在制导站，形成导引规律所需的观测信息较少，因此，就制导规律而言，制导站和弹上相应的设备均较简单。

2.2.1 遥控制导的导引方程

遥控制导系统中，制导站测量装置（如雷达测角仪、红外测角仪等）在测量坐标系内确定导弹、目标间的运动学关系。为简化讨论，设导弹、目标在垂直平面内运动。如某瞬时导弹、目标分别位于 D、M 点，如图 2-3，由 ΔODM 可得导弹、目标位置的几何关系为

$$\frac{\Delta r}{\sin(\varepsilon_m - \varepsilon_d)} = a_\varepsilon \tag{2-6}$$

式中 Δr 为目标、导弹的斜距差，$\Delta r \approx r_m - r_d$；

a_ε 为垂直平面（即高低角平面）内，人为指定的导引方法系数，是时间的函数。

考虑观测跟踪设备对目标、导弹同时精确跟踪的视场范围不能太大，否则将减小导弹、目标运动的相关性，因此，一般取 $|\varepsilon_m - \varepsilon_d| < 5°$，于是式(2-6)近似为

$$\frac{\Delta r}{\varepsilon_m - \varepsilon_d} = a_\varepsilon \tag{2-7a}$$

根据上述分析方法，可得方位角平面内导弹、目标运动的几何关系为

$$\frac{\Delta r}{\beta_m - \beta_d} = a_\beta \tag{2-7b}$$

由式(2-7a)、(2-7b)得

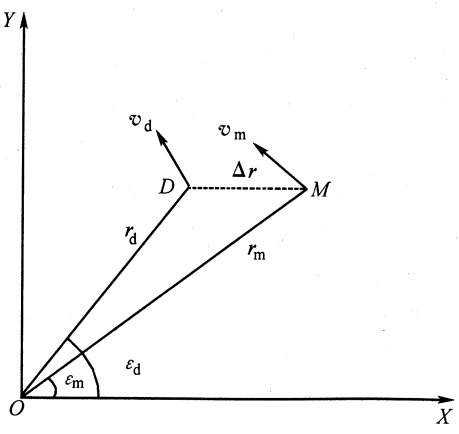


图 2-3 瞬时导弹、目标的分位点

$$\left.\begin{aligned}\varepsilon_d &= \varepsilon_m - A_\varepsilon \Delta r \\ \beta_d &= \beta_m - A_\beta \Delta r\end{aligned}\right\} \tag{2-8}$$

式中 ε_m, β_m 分别为跟踪装置测得的目标高低角、方位角；

ε_d, β_d 分别为导引方法要求的导弹高低角、方位角；

A_ε, A_β 分别为高低角平面、方位角平面由导引方法确定的系数，是时间的函数，$A_\varepsilon = 1/a_\varepsilon, A_\beta = 1/a_\beta$；

Δr 为跟踪装置测得的导弹、目标的斜距差。

式(2-8)确定了每时刻导弹、目标角坐标的关系，它称为遥控导引方程。因此，选定了导引系数后，导弹每时刻的角位置便可确定。

2.2.2 三点法

使制导站、导弹、目标始终保持在一条直线上的导引方法称为三点法，也称重合法或视线法。

由三点法的定义，令遥控导引方程式 (2-8) 中的 $A_\varepsilon = A_\beta = 0$ 可得出其制导规律的表达式为

$$\varepsilon_d = \varepsilon_m;\ \beta_d = \beta_m$$

在各种导引规律中，三点法用得比较早，这种方法的优点是技术实施比较简单，特别是在采用有线指令制导的条件下，抗干扰性能强。但按此法制导，导弹飞行弹道的曲率较大，目标机动带来的影响也比较严重。当目标横向机动时或迎头攻击目标时，导弹越接近目标，需用的法向过载越大，弹道越弯曲，因为此时目标的角速度逐渐增大。这对于采用空气动力控制的导弹攻击高空目标很不利，因为随着高度的升高，空气密度迅速减小，舵效率降低，由空气动力提供的法向控制力也大大下降，导弹的可用过载就可能小于需用过载而导致脱靶。

2.2.3 前置角法

由于采用三点法导引导弹时，有很大的法向过载系数，要求导弹有很高的机动性，因而引入前置角来改进这种导引方法，以减小导弹飞行过程中的过载。

前置角法要求导弹在与目标遭遇前的制导飞行过程中，任意瞬时均处于制导站和目标连线的一侧，直至与目标相遇。一般情况下，相对目标运动方向而言，导弹与制导站的连线应超前于目标与制导站连线某个角度。

当导引方程式(2-8)中的导引系数为常数，但不为零时，由式(2-8)决定的导引方法叫常系数前置角法。它用于某些遥控导弹拦截高速目标的情况。因为适当地选择系数 A_ε、A_β，使导弹有一个初始前置角，其弹道比三点法要平直。

当导引系数 A_ε、A_β 为给定的不同时间函数时，可得到所谓全前置角法和半前置角法。半前置角法是遥控导弹最常用的一种导引方法。那么，当采用全前置角法和半前置角法时，A_ε、A_β 是一个什么样的函数呢？最理想的情况，是选择 A_ε、A_β，使理想弹道为一直线，但由于目标运动参数总是变化的，无论如何也达不到这一要求。为此，只提出在遭遇点附近理想弹道应平直的要求，即当 $\Delta r \to 0$ 时，满足

$$\dot{\varepsilon}_d = 0;\ \dot{\beta}_d = 0$$

将式(2-8)微分得

$$\left.\begin{aligned}\dot{\varepsilon}_d &= \dot{\varepsilon}_m - \dot{A}_\varepsilon \Delta r - A_\varepsilon \Delta \dot{r}\\ \dot{\beta}_d &= \dot{\beta}_m - \dot{A}_\beta \Delta r - A_\beta \Delta \dot{r}\end{aligned}\right\} \tag{2-9}$$

由 $\Delta r \to 0$ 时，$\dot{\varepsilon}_d = \dot{\beta}_d = 0$ 这一约束条件，得

$$\left.\begin{aligned}A_\varepsilon &= \frac{\dot{\varepsilon}_m}{\Delta \dot{r}}\\ A_\beta &= \frac{\dot{\beta}_m}{\Delta \dot{r}}\end{aligned}\right\} \tag{2-10}$$

为应用方便，将式(2-10)左右边两项分别乘以系数 k_ε、k_β，k_ε、k_β 分别为高低方向和方位方向的前置系数，且令 $0 < k_\varepsilon \leqslant 1$，$0 < k_\beta \leqslant 1$。则式(2-8)变为

$$\varepsilon_d = \varepsilon_m - k_\varepsilon \frac{\dot{\varepsilon}_m}{\Delta \dot{r}} \Delta r$$

$$\beta_d = \beta_m - k_\beta \frac{\dot{\beta}_m}{\Delta \dot{r}} \Delta r$$

导弹的前置角则为

$$\varepsilon_q = - k_\varepsilon \frac{\dot{\varepsilon}_m}{\Delta \dot{r}} \Delta r$$

$$\beta_q = - k_\beta \frac{\dot{\beta}_m}{\Delta \dot{r}} \Delta r$$

当 $k_\varepsilon = k_\beta = 1$ 时，称为全前置角法，其导引方程为

$$\varepsilon_d = \varepsilon_m - \frac{\dot{\varepsilon}_m}{\Delta \dot{r}} \Delta r$$

$$\beta_d = \beta_m - \frac{\dot{\beta}_m}{\Delta \dot{r}} \Delta r$$

当 $k_\varepsilon = k_\beta = 1/2$ 时，称为半前置角法，其导引方程为

$$\varepsilon_d = \varepsilon_m - \frac{\dot{\varepsilon}_m}{2\Delta \dot{r}} \Delta r$$

$$\beta_d = \beta_m - \frac{\dot{\beta}_m}{2\Delta \dot{r}} \Delta r$$

在前置角法中，前置系数可取为任意常值，亦可取为某种函数形式，前置系数取法不同，则可产生不同的导引方法。当前置系数取为零时，则为三点法。随着前置系数的取法不同，可获得具有不同运动特性的导弹飞行弹道，因此，前置角法制导规律分析设计的重点就是选择前置系数的具体变化规律。

前置角法导引时，导弹的理想弹道比三点法平直，导弹飞行时间也短，对拦截机动目标有利。

与三点法相比，前置角法所需观测信息较多，导引方程的解算也较复杂。但可通过对前置系数的选择设计，对飞行弹道的曲率和目标机动的影响给予一定程度的调整，从而在制导精度

上有所改善，因此，这种导引方法在遥控制导中应用得比较多。

思 考 题

1. 什么是制导规律，制导规律与基准弹道之间有什么关系？
2. 选择制导规律的主要依据是什么？
3. 自寻的制导规律有哪几类，平行接近法与比例导引法各有何特点？
4. 遥控制导规律一般分为哪几类？
5. 遥控制导规律中，前置角法中前置角的确定依据是什么？

第 3 章　受控对象特性分析

3.1　弹体在制导系统中的地位

弹体在制导系统中是导引、控制的对象，同时也是系统回路中的一个环节，这两重性决定了弹体在制导系统中的特殊地位。由于它是控制对象，因此要求它在整个飞行过程中，首先是动态稳定的；其次，为了随着目标的机动而机动飞行，它应当是容易操纵的；又由于它是系统回路中的一个环节，必然通过输入输出关系对整个回路性能发生影响。因此，研究导弹制导系统的工作原理，必须对受控对象的特点有深刻的认识。

3.2　制导回路中弹体环节的特点

3.2.1　弹体环节的特点

1. 运动状态的多样性

导弹是一种空间运动体，作为刚体它有六个自由度，实际上，它是一种变质量的弹性体，因此，除了质心运动和绕质心转动运动六种状态之外，还有弹性振动，带有液体推进剂时的液体晃动，推力矢量控制情况下的发动机喷管摆动等，弹体最终运动是这些运动的复合。

2. 各种运动状态的相关性

弹体的运动存在多种耦合关系。

弹体在空间的姿态运动可分为俯仰、偏航、滚转三个通道，它们之间通过惯性、阻尼、气动力或电气环节发生互相耦合。

气动力与结构变形存在耦合。弹体的变形将改变气动力的大小与分布，而气动力的变化又进一步使弹体变形，此即一般所说的气动弹性问题。

刚体运动与弹性体运动间的耦合。弹性变形将改变推力方向、气动力分布，从而改变了力的平衡状态，使刚体运动发生变化，而刚体运动改变了弹体的姿态，又反过来影响弹性弹体所受的力。

3. 弹体结构和气动参数的时变性

代表弹体的结构特征的参量是弹体质量、转动惯量、质心位置等，这些量在导弹飞行过程中，随着推进剂的消耗在不断发生变化，与飞行状态有关的空气动力系数等均随时间不断变化。弹体运动方程的系数就是这些参量的函数，它们的时变性使得导弹运动方程成为一组变系数的微分方程。

4. 非线性与多干扰性

非线性系统的基本特征是，系统的性质与其输入量的幅值有关，换句话说，在非线性系统中，叠加原理不能成立，弹体正是这样一个非线性环节。因为，在弹体运动有关的各因素中，广

泛存在着非线性成分。如非定常流场使气动力为非线性，结构大变形产生的几何非线性等。从数学上看，体现系统特性的是微分方程的系数，而正是这些系数随着输入量幅值的变化而变化，所以说，弹体运动方程的系数不仅体现了时变特征，也体现了非线性特征。

对弹体运动的干扰有气动力干扰、控制力的干扰、发动机推力偏心、阵风干扰、推进剂燃烧室压力的非正常起伏等。

3.2.2 研究方法

以上从定性的角度列述了弹体环节的特点，从中不难看出这类对象的复杂性，对于这样一个多种矛盾的统一体，为了揭示它的运动本质，工程实践中根据弹体的具体类型和应用场合，总结出了一些简化研究方法。比较行之有效的方法有：

1. 小扰动假设下的线性化方法

假定扰动运动参量与同一时间内的未扰动对应参量间的差值为微小量。一般情况下，干扰量只是在稳定量附近的一种微小的偏离，所以这个假定是合乎实际的。将运动微分方程用小扰动法写出后，方程中这些微小增量的二次以上高阶项为高阶微量，可以忽略，这样就使以扰动量为基本运动参量的运动微分方程线性化。

2. 结构参量与气动参量连续缓慢变化假定下的固化系数法

在我们所研究的范围内，假定转动惯量、质量、重心位置、频率等是时间的连续函数，不存在突变的间断点，这样，在很小的时间区间内，它们的变化必然也是微小的，因此可以视为常量。由此假定，当我们只研究飞行过程中有限数目的特征点（选定的弹道特征瞬时点）附近的弹体动态性能时，就可以将该特性点对应时刻附近的这些参量视为常量，这样使运动方程变为常系数微分方程，此即所谓的固化系数法。

3. 理想滚转稳定下的通道分离法

严格说来，导弹姿态运动的三个通道之间是互相耦合的，掌握它的动力学特性，必须将三个通道作为一个统一的整体来研究。但是对于轴对称布局的导弹，其气动力不对称性可以忽略，且在滚转稳定系统工作比较理想的条件下，三个通道间的耦合变得很微弱，每个通道可独立研究（非轴对称，如面对称外形的导弹，其偏航与滚转两通道则不能分开）。

4. 扰动运动存在长、短周期条件下的分段研究法

将以速度 v、攻角 α、俯仰角 ϑ 等为变量的全量运动微分方程转变为小扰动运动方程以后，所研究的基本变量为这些量的偏量值（增量）：Δv、$\Delta\alpha$、$\Delta\vartheta$ 等。通过对弹体扰动运动微分方程求解，并分析这些解的变化特点，发现各个扰动变量随时间变化的规律不同. 其中攻角 $\Delta\alpha$、俯仰角速度 $\Delta\omega_z$ 在扰动的开始很短时间内（几秒数量级）发生激烈的变化，并很快达到稳定值。而速度扰动量 Δv 由于弹体存在惯性，在扰动初期阶段变化不大，直到数十秒后达到它的扰动幅值。这时 $\Delta\alpha$、$\Delta\omega_z$ 早已衰减、消失。

若我们将扰动运动分为两个时间阶段来研究，一个阶段是研究开始几秒数量级区间内的扰动规律，这时速度扰动量 Δv 可视为零。此阶段的运动即所谓的“短周期运动”，另一阶段为其后的扰动运动，此区间中 $\Delta\alpha$、$\Delta\omega_z$ 可视为零，称为“长周期运动”。将扰动运动方程分为两个阶段研究，可分别使其中一些变量消失，从而使运动方程得到简化。

3.3 导弹运动方程及其简化

3.3.1 坐标系

众所周知，任何一种物体的运动都是相对的，确切地说是相对于一定的参考系而言的，导弹的运动也不例外，为了分析弹体运动的动态性能和它的制导与控制过程，必须把描述其运动的各种量，放在相应的坐标系及各种坐标系的相互关系中去考察。在研究导弹的运动时，常用到的坐标系有地面坐标系 $Oxyz$，弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$，弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$ 和速度坐标系 $Ox_3y_3z_3$。各种坐标系定义如下：

1. 地面坐标系

地面坐标系是与地球表面固连的，其坐标原点可以选在地球表面上的任何一点，通常取导弹的发射点为坐标原点 O，Ox 轴与地球表面相切，其指向可以是任意的，对于地面目标，Ox 轴通常与过原点 O 和目标点的地球大圆相切，指向目标方向为正，Oy 轴垂直于地平面，向上为正，Oz 轴垂直于 Oxy 平面，其方向按右手定则确定。

地面坐标系可近似作为惯性坐标系，由于牛顿定律只在惯性坐标系中成立，所以应用牛顿定律时必须选取惯性坐标系。

2. 弹体坐标系

坐标原点 O 取在导弹的质心，Ox_1 轴与弹体几何纵轴重合，指向弹头方向为正，Oy_1 轴在弹体纵向对称平面内，与 Ox_1 轴垂直，向上为正，Oz_1 轴垂直于 Ox_1y_1 平面，其方向按右手定则确定。

3. 弹道坐标系

坐标原点 O 取在导弹的质心，Ox_2 轴与导弹质心的速度方向重合，指向飞行方向为正，Oy_2 轴位于包含速度矢量的垂直平面内，与 Ox_2 轴垂直，向上为正，Oz_2 轴垂直于 Ox_2y_2 平面，其方向按右手定则确定。

采用弹道坐标系建立导弹的质心运动方程，可以得到比较简单的形式。

4. 速度坐标系

坐标原点 O 取在导弹的质心，Ox_3 轴与 Ox_2 轴一致，Oy_3 轴位于弹体纵向对称面内，与 Ox_3 轴垂直，向上为正，Oz_3 轴垂直于 Ox_3y_3 平面，其方向按右手定则确定。

3.3.2 坐标系之间的转换关系

如前所述，描述导弹运动的各种量，可以通过各种坐标系及其相互关系来考察，实际上，很多量是相关的坐标系之间相互转换的结果，因此，研究导弹的运动必须熟悉这些转换关系。

1. 弹道坐标系与地面坐标系之间的关系

弹道的特征可以通过弹道坐标系与地面坐标系之间的关系来体现，用下面两个特征角来具体描述：

弹道倾角 θ，即导弹速度矢量与水平面 Oxz 之间的夹角，若速度矢量指向水平面之上，则 θ 角为正，反之为负。

弹道偏角（航向角）ψ_v，即导弹速度矢量在水平面上的投影与地面坐标系 Ox 轴之间的夹

角，迎 Oy 轴顶视，若 Ox 轴逆时针方向转到投影线方向时，ψ_v 为正，反之为负。

弹道坐标系相对地面坐标系之间的变换矩阵可通过两次旋转求得。首先将地面坐标系以角速度 $\dot{\psi}_v$ 绕 Oy 轴旋转一个 ψ_v 角，形成过渡坐标系 $Ox'yz_2$，得到初等变换矩阵

$$L(\psi_v) = \begin{bmatrix} \cos\psi_v & 0 & -\sin\psi_v \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi_v & 0 & \cos\psi_v \end{bmatrix}$$

再将过渡坐标系 $Ox'yz_2$ 以角速度 $\dot{\theta}$ 绕 Oz_2 轴旋转一个 θ 角，即得到弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$，其初等变换矩阵为

$$L(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

最后得到地面坐标系 $Oxyz$ 与弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$ 之间的变换矩阵为两个初等变换矩阵 $L(\theta)$ 与 $L(\psi_v)$ 的乘积，即

$$L(\theta,\psi_v) = L(\theta)L(\psi_v) = \begin{bmatrix} \cos\theta\sin\psi_v & \sin\theta & -\sin\psi_v\cos\theta \\ -\cos\psi_v\sin\theta & \cos\theta & \sin\theta\sin\psi_v \\ \sin\psi_v & 0 & \cos\psi_v \end{bmatrix}$$

2. 弹体坐标系与地面坐标系之间的关系

根据弹体坐标系与地面坐标系之间的关系，可确定导弹的飞行姿态，通常用下面三个姿态角来描述：

俯仰角 ϑ，即弹体纵轴 Ox_1 与水平面 Oxz 之间的夹角，弹体纵轴在水平面之上，则为正，反之为负。

偏航角 ψ，即弹体纵轴 Ox_1 在水平面 Oxz 上的投影与地面坐标系 Ox 轴之间的夹角，由 Ox 轴逆时针方向转至投影线方向时为正，反之为负。

滚转角 γ，即 Oy_1 轴与包含弹体纵轴 Ox_1 的垂直平面的夹角，从弹体尾部顺弹体纵轴方向看，导弹由垂直平面向右滚转时，形成的夹角为正，反之为负。

弹体坐标系与地面坐标系之间的变换矩阵，可通过将地面坐标系绕坐标轴 Oy 旋转 ψ 角，获得过渡坐标系 $Ox'yz$，然后绕 Oz 旋转 ϑ 角，获得过渡坐标系 $Ox_1y'z'$，再绕 Ox_1 旋转角 γ 即得到弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$，三次旋转获得三个初等变换矩阵，这三个初等旋转矩阵的积，就是变换矩阵：

$$L(\gamma,\vartheta,\psi) = \begin{bmatrix} \cos\vartheta\cos\psi & \sin\vartheta & -\sin\psi\cos\vartheta \\ -\sin\vartheta\cos\psi\cos\gamma + \sin\psi\sin\gamma & \cos\vartheta\cos\gamma & \sin\vartheta\sin\psi\cos\gamma + \cos\psi\sin\gamma \\ \sin\vartheta\cos\psi\sin\gamma + \sin\psi\cos\gamma & -\cos\vartheta\sin\gamma & -\sin\vartheta\sin\psi\sin\gamma + \cos\psi\cos\gamma \end{bmatrix}$$

3. 弹体坐标系与速度坐标系之间的关系

由弹体坐标系与速度坐标系之间的关系可描述弹体与气流的相对关系，用下面的两个特征角来描述：

攻角 α，即速度矢量在导弹纵向对称平面内的投影与 Ox_1 轴间的夹角，若 Ox_1 轴位于投影线的上方时，攻角为正，反之为负。

侧滑角 β，即导弹速度矢量与弹体纵向对称面间的夹角，从尾部沿着飞行方向看，若气流

从右侧流向弹体，则所对应的侧滑角为正，反之为负。

将速度坐标系 $Ox_3y_3z_3$ 以角速度 $\dot{\beta}$ 绕 Oy_3 轴旋转 β 角，再以角速度 $\dot{\alpha}$ 绕 Oz_1 轴旋转 α 角，即得弹体坐标系，其变换矩阵为两次旋转所得初等变换矩阵的积

$$L(\alpha,\beta)=\begin{bmatrix}\cos\alpha\cos\beta & \sin\alpha & -\sin\beta\cos\alpha\\ -\sin\alpha\cos\beta & \cos\alpha & \sin\alpha\sin\beta\\ \sin\beta & 0 & \cos\beta\end{bmatrix}$$

4. 弹道坐标系与速度坐标系之间的关系

由这两个坐标系的定义可知，Ox_2 轴与 Ox_3 轴都与速度矢量重合，它们之间的相互方位只用一个角参数 γ_v 即可确定，γ_v 角定义为位于导弹纵向对称平面 Ox_1y_1 内的 Oy_3 轴与包含速度矢量的铅垂面之间的夹角，迎 Ox_3 轴看去，由铅垂面逆时针方向旋转到 Oy_3 轴，则 γ_v 为正，反之为负。

这两个坐标系之间的变换矩阵即为以角速度 $\dot{\gamma}_v$ 绕 Ox_2 轴旋转 γ_v 角所得的初等变换矩阵，即

$$L(\gamma_v)=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\gamma_v & \sin\gamma_v\\ 0 & -\sin\gamma_v & \cos\gamma_v\end{bmatrix}$$

3.3.3 弹体扰动运动方程

弹体的运动，可看成其质心移动和绕质心转动的合成运动，可以用牛顿定律和动量矩定律来研究。但导弹并不是一个刚体，它受气动力作用后要产生变形，舵面偏转也改变导弹的外形，由于发动机的工作，燃料不断消耗，导弹的质量随之减小。所以导弹的运动比刚体的运动复杂得多，为使问题简化，在此略去导弹变形、质量变化等因素，引入“固化原理”，把导弹当做质量恒定的非形变物体，转动惯量是恒定的，推力和重力作为外力。

根据上述固化原理，在惯性坐标系中，自由刚体运动可用牛顿第二定律和动量矩定理描述。即

$$\begin{aligned}\frac{\mathrm{d}Q}{\mathrm{d}t}&=\sum F \qquad \text{(a)}\\ \frac{\mathrm{d}G}{\mathrm{d}t}&=\sum M \qquad \text{(b)}\end{aligned}\tag{3-1}$$

式中 Q 为导弹的总动量；

$\sum F$ 为导弹所受合外力；

G 为导弹的总动量矩；

$\sum M$ 为导弹所受合外力矩。

此处把地面坐标系视为惯性坐标系，将矢量方程(3-1a)向弹道坐标系投影，根据地面坐标系与弹道坐标系之间的变换矩阵，可得弹道坐标系中的导弹质心运动的动力学方程

$$m\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t}=P\cos\alpha\cos\beta-X-mg\sin\theta$$

$$mv\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t}=P(\sin\alpha\cos\gamma_v+\cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_v)+Y\cos\gamma_v-Z\sin\gamma_v-mg\cos\theta$$

$$-mv\cos\theta\frac{\mathrm{d}\psi_v}{\mathrm{d}t}=P(\sin\alpha\sin\gamma_v-\cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_v)+Y\sin\gamma_v+Z\cos\gamma_v \tag{3-2}$$

式中 m 为导弹质量；

P 为主发动机推力；

X 为气动阻力；

Y 为气动升力；

Z 为气动侧向力；

g 为重力加速度；

v 为导弹速度。

将动量矩定理方程(3-1b)向弹体坐标系投影，根据地面坐标系与弹体坐标系之间的变换矩阵，并假定弹体坐标系与惯性主轴重合，即

$$J_{x_1y_1}=J_{y_1z_1}=J_{z_1x_1}=0$$

可得弹体坐标系中的导弹绕质心转动的动力学方程

$$\left.\begin{aligned}J_{x_1}\frac{\mathrm{d}\omega_{x_1}}{\mathrm{d}t}&=M_{x_1}-(J_{z_1}-J_{y_1})\omega_{y_1}\omega_{z_1}\\J_{y_1}\frac{\mathrm{d}\omega_{y_1}}{\mathrm{d}t}&=M_{y_1}-(J_{x_1}-J_{z_1})\omega_{x_1}\omega_{z_1}\\J_{z_1}\frac{\mathrm{d}\omega_{z_1}}{\mathrm{d}t}&=M_{z_1}-(J_{y_1}-J_{x_1})\omega_{y_1}\omega_{x_1}\end{aligned}\right\} \tag{3-3}$$

式中 J_{x_1},J_{y_1},J_{z_1} 分别为导弹相对弹体坐标系各轴的转动惯量；

$\omega_{x_1},\omega_{y_1},\omega_{z_1}$ 分别为弹体轴相对于地面坐标系旋转角速度在弹体坐标系各轴上的分量；

$\mathrm{d}\omega_{x_1}/\mathrm{d}t,\mathrm{d}\omega_{y_1}/\mathrm{d}t,\mathrm{d}\omega_{z_1}/\mathrm{d}t$ 分别为弹体轴相对于地面坐标系旋转角加速度在弹体坐标系各轴上的分量；

M_{x_1},M_{y_1},M_{z_1} 分别为作用于导弹上的所有外力对质心的力矩在弹体坐标系 Ox_1，Oy_1，Oz_1 各轴上的分量。

导弹质心运动学方程，即导弹质心相对地面坐标系的位置方程，速度矢量 $\boldsymbol{v}$ 与弹道坐标系的 Ox_2 轴重合，利用弹道坐标系与地面坐标系之间的变换矩阵，可得导弹质心运动学方程为

$$\left.\begin{aligned}\mathrm{d}x/\mathrm{d}t&=v\cos\theta\cos\psi_v\\\mathrm{d}y/\mathrm{d}t&=v\sin\theta\\\mathrm{d}z/\mathrm{d}t&=-v\cos\theta\sin\psi_v\end{aligned}\right\} \tag{3-4}$$

式中 v 为导弹的速度；

$\mathrm{d}x/\mathrm{d}t,\mathrm{d}y/\mathrm{d}t,\mathrm{d}z/\mathrm{d}t$ 分别为导弹速度矢量在地面坐标系中的分量。

导弹绕质心转动的运动学方程描述姿态角 ϑ,ψ,γ 对时间的导数与转动角速度 $\omega_{x_1},\omega_{y_1},\omega_{z_1}$ 之间的关系。

导弹弹体相对地面坐标系的旋转角速度矢量 $\boldsymbol{\omega}$ 为

$$\boldsymbol{\omega}=\dot{\boldsymbol{\psi}}+\dot{\boldsymbol{\vartheta}}+\dot{\boldsymbol{\gamma}}$$

由于 $\dot{\boldsymbol{\psi}}$、$\dot{\boldsymbol{\gamma}}$ 分别与 Oy_1 轴和 Ox_1 轴重合，而 $\dot{\boldsymbol{\vartheta}}$ 在 Oy_1 轴和 Oz_1 轴上的分量为 $\dot{\vartheta}\sin\gamma$ 和

$\dot{\vartheta}\cos\gamma$，故有

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_{x_1} \\ \omega_{y_1} \\ \omega_{z_1} \end{bmatrix} = L[\gamma \quad \vartheta \quad \psi] \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\vartheta}\sin\gamma \\ \dot{\vartheta}\cos\gamma \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} \dot{\psi}\sin\vartheta + \dot{\gamma} \\ \dot{\psi}\cos\vartheta\cos\gamma + \dot{\vartheta}\sin\gamma \\ -\dot{\psi}\cos\vartheta\sin\gamma + \dot{\vartheta}\cos\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\vartheta & 1 \\ \sin\gamma & \cos\vartheta\cos\gamma & 0 \\ \cos\gamma & -\cos\vartheta\sin\gamma & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix}$$

显然有

$$\begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\vartheta & 1 \\ \sin\gamma & \cos\vartheta\cos\gamma & 0 \\ \cos\gamma & -\cos\vartheta\sin\gamma & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \omega_{x_1} \\ \omega_{y_1} \\ \omega_{z_1} \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & \sin\gamma & \cos\gamma \\ 0 & \dfrac{\cos\gamma}{\cos\vartheta} & -\dfrac{\sin\gamma}{\cos\vartheta} \\ 1 & -\tan\vartheta\cos\gamma & \tan\vartheta\sin\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x_1} \\ \omega_{y_1} \\ \omega_{z_1} \end{bmatrix}$$

则

$$\begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{y_1}\sin\gamma + \omega_{z_1}\cos\gamma \\ \dfrac{1}{\cos\vartheta}(\omega_{y_1}\cos\gamma - \omega_{z_1}\sin\gamma) \\ \omega_{x_1} - \tan\vartheta(\omega_{y_1}\cos\gamma - \omega_{z_1}\sin\gamma) \end{bmatrix} \tag{3-5}$$

上式就是描述导弹相对地面坐标系 $Oxyz$ 姿态的运动学方程组。

以上各方程中特征角间存在以下几何关系：

$$\begin{aligned} \sin\beta &= \cos\theta[(\cos\gamma\sin(\psi - \psi_v) + \sin\vartheta\sin\gamma\cos(\psi - \psi_v)] - \\ &\quad \sin\theta\cos\vartheta\sin\gamma \\ \cos\alpha\cos\beta &= \cos\vartheta\cos\theta\cos(\psi - \psi_v) + \sin\vartheta\sin\theta \\ \sin\gamma_v\cos\theta &= \cos\alpha\sin\beta\sin\vartheta - (\sin\alpha\sin\beta\cos\gamma - \cos\beta\sin\gamma)\cos\vartheta \end{aligned} \tag{3-6}$$

导弹在飞行过程中，由于发动机燃料的燃烧，导弹质量在不断变化，可用如下方程来描述

$$\frac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t} = -m_{\mathrm{sec}} \tag{3-7}$$

式中 m_{sec}为燃烧的质量秒流量。

从以上描述导弹运动方程的形式，可以看出，上述方程是时变的（弹体的质量随飞行时间变化，空气动力系数随飞行条件的变化而改变），非线性的，而且各通道是互相（交连）耦合的。从式(3-5)可以看出，由于滚转角的存在，导弹的俯仰运动被耦合到偏航运动中去了，同时弹体的偏航运动也耦合到俯仰运动中去了。

3.3.4 弹体运动方程的简化

1. 小扰动假设下的线性化

方程式(3-2)至方程式(3-7)共 13 个微分方程，加上三个角度关系方程，共 16 个方程，

未知函数为：$v(t),\theta(t),\psi_v(t),\alpha(t),\beta(t),\gamma_v(t),\omega_{x_1}(t),\omega_{y_1}(t),\omega_{z_1}(t),\vartheta(t),\varphi(t),\gamma(t),x(t),y(t),z(t),m(t)$共16个。故有惟一解。解得 $x(t),y(t),z(t)$，可决定导弹质心轨迹，求得各姿态角可决定导弹在空间每一瞬时的姿态。由方程式形式可知，这是一个非线性微分方程组。对它们联立求解是异常冗繁的，只能借助于计算机求解。根据第一节的分析，针对我们的研究目的，只需讨论其对应扰动方程。将各运动参量 v、$\alpha\cdots$等置换为 $v+\Delta v$、$\alpha+\Delta\alpha\cdots$等，代入上述方程组并展开，再与原来以 v、$\alpha\cdots$作为运动参量的方程相减，则得以扰动量 Δv、$\Delta\alpha\cdots$等为基本变量的扰动运动方程。引入小扰动假定，忽略二阶以上微量，以及气动力、气动力矩的次要因素，使方程实现线性化，并去掉与其他方程无关、可独立求解的方程式(3-4)，则得下面三维空间的扰动方程

$$
\begin{aligned}
m\frac{\mathrm{d}\Delta v}{\mathrm{d}t} &= (P^v - X^v)\Delta v - (P^\alpha + X^\alpha)\Delta\alpha - G\cos\theta\Delta\theta\\
mv\frac{\mathrm{d}\Delta\theta}{\mathrm{d}t} &= (P^v\alpha + Y^v)\Delta v + (P + Y^\alpha)\Delta\alpha + G\sin\theta\Delta\theta + Y^{\delta_\vartheta}\Delta\delta_\vartheta\\
-mv\cos\theta\frac{\mathrm{d}\Delta\psi_v}{\mathrm{d}t} &= (-P + Z^\beta)\Delta\beta + (P_\alpha + Y)\Delta\gamma_v + Z^{\delta_\psi}\Delta\delta_\psi\\
J_{x_1}\frac{\mathrm{d}\Delta\omega_{x_1}}{\mathrm{d}t} &= M^\beta_{x_1}\Delta\beta + M^{\omega_{x_1}}_{x_1}\Delta\omega_{x_1} + M^{\omega_{y_1}}_{x_1}\Delta\omega_{y_1} + M^{\delta_\gamma}_{x_1}\Delta\delta_\gamma + M^{\delta_\psi}_{x_1}\Delta\delta_\psi\\
J_{y_1}\frac{\mathrm{d}\Delta\omega_{y_1}}{\mathrm{d}t} &= M^\beta_{y_1}\Delta\beta + M^{\omega_{x_1}}_{y_1}\Delta\omega_{x_1} + M^{\omega_{y_1}}_{y_1}\Delta\omega_{y_1} + M^{\dot\beta}_{y_1}\Delta\dot\beta + M^{\delta_\psi}_{y_1}\Delta\delta_\psi\\
J_{z_1}\frac{\mathrm{d}\Delta\omega_{z_1}}{\mathrm{d}t} &= M^v_{z_1}\Delta v + M^\alpha_{z_1}\Delta\alpha + M^{\omega_{z_1}}_{z_1}\Delta\omega_{z_1} + M^{\dot\alpha}_{z_1}\Delta\dot\alpha + M^{\delta_\vartheta}_{z_1}\Delta\delta_\vartheta\\
\frac{\mathrm{d}\Delta\psi}{\mathrm{d}t} &= \frac{1}{\cos\vartheta}\Delta\omega_{y_1}\\
\frac{\mathrm{d}\Delta\vartheta}{\mathrm{d}t} &= \Delta\omega_{z_1}\\
\frac{\mathrm{d}\Delta\gamma}{\mathrm{d}t} &= \Delta\omega_{x_1} - \tan\vartheta\Delta\omega_{y_1}\\
\Delta\theta &= \Delta\vartheta - \Delta\alpha\\
\Delta\psi_v &= \Delta\psi + \frac{\alpha}{\cos\theta}\Delta\gamma - \frac{1}{\cos\theta}\Delta\beta\\
\Delta\gamma_v &= \tan\theta\Delta\beta + \frac{\cos\psi}{\cos\theta}\Delta\gamma
\end{aligned}
\tag{3-8}
$$

式中 P^v 表示$\partial P/\partial v$，其他类推；δ_ϑ、δ_ψ、δ_γ 分别表示为俯仰舵、偏航舵、副翼的偏转角；m、θ、α、ϑ 等为未扰动参量，它们是时间的函数，变量上的圆点表示对时间求导。

对于基本未知函数 Δv、$\Delta\alpha$、$\Delta\vartheta\cdots$等而论，方程式(3-8)为线性微分方程组，这是研究小扰动运动方程的结果。

这组线性化后的方程组仍然是时变的，各通道是互相耦合的。因为系数 m、v、$J_{x_1}\cdots$等为时间的函数，描述滚转运动的方程中含有侧向运动的参数，同样描述侧向运动的方程中含有滚转运动的参数，所以各通道仍是互相耦合的。

2. 固化系数

上述线性化后的方程组中，未知数的系数 m、v、$J_{x_1}\cdots$等为时间的函数，故式(3-8)为变系数线性微分方程。如果应用固化系数法，选择弹道中有代表性的特性点(也称特征秒)进行研

究，在选定的特征点附近，在扰动过程中认为这些参数量可由弹道计算的结果中直接取得，这样，方程式(3－8)可变为常系数线性微分方程组。

3. 理想滚转稳定下的通道分离

若导弹为轴对称导弹，滚转运动参量与纵向运动参量相比为微小量，则三维运动方程可分解为三个通道的运动微分方程

$$\begin{aligned}
&\frac{\mathrm{d}\Delta v}{\mathrm{d}t} = \frac{P^v - X^v}{m}\Delta v - \frac{P^\alpha + X^\alpha}{m}\Delta\alpha - g\cos\theta\Delta\theta \\
&\frac{\mathrm{d}\Delta\theta}{\mathrm{d}t} = \frac{P^v\alpha + Y^v}{mv}\Delta v + \frac{P + Y^\alpha}{mv}\Delta\alpha + \frac{g\sin\theta}{v}\Delta\theta + \frac{Y^{\delta_\vartheta}}{mv}\Delta\delta_\vartheta \\
&\frac{\mathrm{d}\Delta\omega_{z_1}}{\mathrm{d}t} = \frac{M^v_{z_1}}{J_{z_1}}\Delta v + \frac{M^\alpha_{z_1}}{J_{z_1}}\Delta\alpha + \frac{M^{\omega_1}_{z_1}}{J_{z_1}}\Delta\omega_{z_1} + \frac{M^{\dot\alpha}_{z_1}}{J_{z_1}}\Delta\dot\alpha + \frac{M^{\delta_\vartheta}_{z_1}}{J_{z_1}}\Delta\delta_\vartheta \\
&\frac{\mathrm{d}\Delta\vartheta}{\mathrm{d}t} = \Delta\omega_{z_1} \\
&\Delta\theta = \Delta\vartheta - \Delta\alpha
\end{aligned} \tag{3-9}$$

式中 g 为重力加速度。

当我们研究的区间只限于短周期时，这样有 $\Delta v = 0$，并将式(3－9)中的第四个方程代入第三个方程。去掉描述 Δv 变化的第一个方程，省去方程中的“Δ”符号，得

$$\begin{aligned}
&\ddot\vartheta + a_1\dot\vartheta + a'_1\dot\alpha + a_2\alpha + a_3\delta_\vartheta = 0 \\
&\dot\theta + a'_4\theta - a_4\alpha - a_5\delta_\vartheta = 0 \\
&\vartheta - \theta - \alpha = 0
\end{aligned} \tag{3-10}$$

式中 $a_1 = -\dfrac{M^{\omega_{z1}}_{z_1}}{J_{z_1}}$，$a'_1 = \dfrac{M^{\dot\alpha}_{z_1}}{J_{z_1}}$

$a_2 = -\dfrac{M^\alpha_{z_1}}{J_{z_1}}$，$a_3 = -\dfrac{M^{\delta_\vartheta}_{z_1}}{J_{z_1}}$

$a_4 = \dfrac{P + Y^\alpha}{mv}$，$a'_4 = -\dfrac{g}{v}\sin\theta$

$a_5 = \dfrac{Y^{\delta_\vartheta}}{mv}$

式中的 v 为未扰动时的速度稳定值。上面的系数 a_i 称为动力系数。它们代表着导弹弹体的动力性能。方程式(3－10)为短期纵向扰动运动方程组，未知函数为 ϑ、θ、α。三个未知量三个方程可得惟一解。式(3－10)中 a'_4 绝对值小于等于 g/v，在 v 较大时 a'_4 与 a_4 相比为小量，故可忽略。a'_1 表示气流下洗延迟对弹体转动的影响，其值远比 a_1 与 a_2 小得多，故也可忽略。这样可得到更加简化的纵向短周期扰动运动方程组

$$\begin{aligned}
&\ddot\vartheta + a_1\dot\vartheta + a_2\alpha + a_3\delta_\vartheta = 0 \\
&\dot\theta = a_4\alpha + a_5\delta_\vartheta \\
&\vartheta = \theta + \alpha
\end{aligned} \tag{3-11}$$

式中 a_1 为空气动力阻尼系数；a_2 为静稳定系数；a_3 为舵效率系数；a_4 表示导弹在空气动力和推力法向分量作用下的转弯速率；a_5 为舵偏角引起的升力系数。此方程组是控制系统设计中经常采用的形式。

同理，可得滚动运动的扰动运动方程

$$\frac{\mathrm{d}^2\gamma}{\mathrm{d}t^2} + c_1\frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}t} = -c_3\delta_\gamma - c_2\beta - c_4\delta_\psi \tag{3-12}$$

式中 c_i 为滚动通道动力系数。

$$c_1 = -\frac{M^{\omega_{x1}}_{x_1}}{J_{x_1}}\ ;\quad c_2 = \frac{M^{\beta}_{x_1}}{J_{x_1}}\ ;\quad c_3 = -\frac{M^{\delta_\gamma}_{x_1}}{J_{x_1}}\ ;\quad c_4 = -\frac{M^{\delta_\psi}_{x_1}}{J_{x_1}}$$

需要说明的是，上述简化方法是粗糙的、近似的、有条件的，在大空域、大机动、大攻角之下是不能用的。

3.3.5 导弹弹体的传递函数

为了使弹体能作为一个环节进行动态特性分析，需要求出以操纵机构偏转（气动舵面偏转或推力矢量方向改变）为输入，姿态运动参数为输出的传递函数。这需要在前面对导弹运动模型进行小扰动假定条件下的线性化和系数固化的基础上，将扰动运动方程进行拉普拉斯变换。由于我们这里所建立的扰动运动方程中没有考虑弹体的弹性特性，只考虑了弹体的刚体运动特性，故所求得的传递函数是刚体运动传递函数。

1. 弹体侧向运动传递函数

根据前面我们对轴对称导弹，在理想滚转稳定条件下可进行通道分离，将弹体的三维运动方程可分解为三个通道的运动微分方程，根据这些方程我们可分别求出三个通道的传递函数。

对轴对称导弹，俯仰运动与偏航运动的气动参数是一致的，我们这里以俯仰通道为例推导传递函数。

将短周期纵向运动弹体的刚体运动方程式(3-10)，在零初始条件下进行拉普拉斯变换得

$$\begin{aligned} &s^2\vartheta + sa_1\vartheta + sa_1\alpha + a_2\alpha + a_3\delta_\vartheta = 0\\ &s\theta + a'_4\theta = a_4\alpha + a_5\delta_\vartheta\\ &\vartheta = \theta + \alpha \end{aligned} \tag{3-13}$$

整理后得

$$\begin{aligned} &s(s + a_1)\vartheta + (a'_1 s + a_2)\alpha = -a_3\delta_\vartheta\\ &-a_4\alpha + (s + a'_4)\theta = a_5\delta_\vartheta\\ &\vartheta - \alpha - \theta = 0 \end{aligned}$$

由克莱姆法则可对 $\vartheta, \alpha, \theta$ 求解

$$\begin{aligned} \vartheta(s) &= \frac{\Delta_\vartheta}{\Delta}\\ \alpha(s) &= \frac{\Delta_\alpha}{\Delta}\\ \theta(s) &= \frac{\Delta_\theta}{\Delta} \end{aligned} \tag{3-14}$$

式中 Δ 为方程组的特征行列式

$$\Delta = \begin{vmatrix} s(s+a_1) & a'_1 s + a_2 & 0 \\ 0 & -a_4 & s + a'_4 \\ 1 & -1 & -1 \end{vmatrix}$$

$\Delta_\vartheta, \Delta_\alpha, \Delta_\theta$ 为相应的伴随行列式

$$\Delta_\vartheta = \begin{vmatrix} -a_3\delta_\vartheta & a'_1 s + a_2 & 0 \\ a_5\delta_\vartheta & -a_4 & s + a'_4 \\ 0 & -1 & -1 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} -a_3 & a'_1 s + a_2 & 0 \\ a_5 & -a_4 & s + a'_4 \\ 0 & -1 & -1 \end{vmatrix} \cdot \delta_\vartheta$$

$\Delta_\alpha, \Delta_\theta$ 可类似求得。

将所求得行列式代入式(3-14)可得传递函数

$$\begin{aligned} G^{\vartheta}_{\delta_\vartheta}(s) &= \frac{\vartheta(s)}{\delta_\vartheta(s)} = -\frac{(a_3 - a'_1 a_5)s + a_3(a_4 + a'_4) - a_2 a_5}{s^3 + c_1 s^2 + c_2 s + c_3} \\ G^{\theta}_{\delta_\vartheta}(s) &= \frac{\theta(s)}{\delta_\vartheta(s)} = -\frac{-a_5 s^2 - a_5(a_1 + a'_1)s + a_3 a_4 - a_2 a_5}{s^3 + c_1 s^2 + c_2 s + c_3} \\ G^{\alpha}_{\delta_\vartheta}(s) &= \frac{\alpha(s)}{\delta_\vartheta(s)} = -\frac{a_5 s^2 + (a_3 + a_1 a_5)s + a_3 a'_4}{s^3 + c_1 s^2 + c_2 s + c_3} \end{aligned} \tag{3-15}$$

其中

$$\begin{aligned} c_1 &= a_1 + a_3 + a'_4 + a'_1 \\ c_2 &= a_2 + a_1(a_4 + a'_4) + a'_1 a'_4 \\ c_3 &= a_2 a'_4 \end{aligned}$$

式中 $G^{\vartheta}_{\delta_\vartheta}, G^{\theta}_{\delta_\vartheta}, G^{\alpha}_{\delta_\vartheta}$ 分别表示输入为舵偏角、输出为俯仰角的传递函数，输入为舵偏角、输出为弹道倾角的传递函数，输入为舵偏角、输出为攻角的传递函数。式(3-15)中各传递函数表达式的分母均为相同的三次多项式，其根在一般情况下为一个实根和一对共轭复根，故有

$$s + c_1 s^2 + c_2 s + c_3 = (s - \lambda_1)(s^2 + B_1 s + B_2) \tag{3-16}$$

由扰动理论知，具有共轭复根的二次式部分代表振荡运动。它可写为如下标准形式

$$s^2 + 2\xi_D \omega_D s + \omega_D^2 \tag{3-17}$$

对于静稳定的弹体，其扰动运动是稳定的，则必存在 $B_1 > 0, B_2 > 0$，故可令 $B_2 = \omega_D^2$，式中 ω_D 为刚体扰动运动的固有频率，ξ_D 为刚体运动阻尼系数。由二次多项式的性质可知，若存在共轭复根，必有 $\xi_D < 1$。将式(3-16)、(3-17)代入式(3-15)第一式，并分子分母同除以 ω_D^2，同时引入时间常数 T_D，$T_D = 1/\omega_D$，则有

$$\begin{aligned} G^{\vartheta}_{\delta_\vartheta}(s) &= \frac{K_D(1 + T_{1D}s)}{(s - \lambda_1)(T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1)} \\ &= \frac{K_D}{(T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1)} \cdot \frac{1}{(s - \lambda_1)} \cdot (1 + T_{1D}s) \end{aligned} \tag{3-18}$$

式中 $T_{1D} = \dfrac{a_3 - a'_1 a_5}{K_D \omega_D^2}$；

$$K_D = -\frac{a_3(a_4 + a'_4) - a_2 a_5}{\omega_D^2}。$$

若忽略 a'_1 与 a'_4（a'_1 表示气流下洗延迟对弹体转动的影响，其值远比 a_1、a_2 小得多，a'_4 的绝对值小于等于 g/v，在弹速 v 较大时，a'_4 与 a_4 相比为小量，故 a'_1、a'_4 可忽略），这时有 $c_3 = 0$，则可求出控制系统动态特性分析时常采用的表达式（在第四章中我们会看到，这个表达式给我们的分析带来了很大的方便）。

$$G_{\delta_\vartheta}^{\vartheta}(s) = \frac{K_D(T_{1D}s + 1)}{s(T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1)} \tag{3-19}$$

同理可得

$$G_{\delta_\vartheta}^{\theta}(s) = \frac{K_D\left[1 - T_{1D}\frac{a_5}{a_3}s(s + a_1)\right]}{s(T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1)} \tag{3-20}$$

$$G_{\delta_\vartheta}^{\alpha}(s) = \frac{K_D T_{1D}\left[1 + \frac{a_5}{a_3}(s + a_1)\right]}{T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1} \tag{3-21}$$

对于有翼导弹，舵面升力相对翼面升力为小量，这时 $a_5 \approx 0$，这样式(3-20)与式(3-21)可进一步简化为

$$G_{\delta_\vartheta}^{\theta}(s) = \frac{K_D}{s(T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1)} \tag{3-22}$$

$$G_{\delta_\vartheta}^{\alpha}(s) = \frac{K_D T_{1D}}{T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1} \tag{3-23}$$

在 $a_5 \approx 0$ 的条件下，传递函数各参数与原方程式(3-11)系数的关系为

$$K_D = -\frac{a_3 a_4}{a_2 + a_1 a_4}$$

$$T_{1D} = \frac{1}{a_4}$$

$$T_D = \frac{1}{\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}$$

$$\xi_D = \frac{1}{2T_D} \cdot \frac{a_1 + a_4}{a_2 + a_1 a_4} = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}$$

根据式(3-19)与式(3-22)不难推出输入为舵偏角、输出为俯仰角速度 $\dot{\vartheta}$ 的传递函数 $G_{\delta_\vartheta}^{\dot{\vartheta}}$，输入为舵偏角、输出为弹道倾角角速度 $\dot{\theta}$ 的传递函数 $G_{\delta_\vartheta}^{\dot{\theta}}$，以及输入为舵偏角、输出为法向过载 n_y 的传递函数 $G_{\delta_\vartheta}^{n_y}$。

$$G_{\delta_\vartheta}^{\dot{\vartheta}}(s) = \frac{K_D(T_{1D}s + 1)}{T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1}$$

$$G_{\delta_\vartheta}^{\dot{\theta}}(s) = \frac{K_D}{T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1}$$

$$G_{\delta_\vartheta}^{n_y}(s) = \frac{v}{57.3g} \cdot \frac{K_D}{T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1}$$

式中　g 为重力加速度。

2. 弹体滚转运动传递函数

在忽略小量 c_2 与 c_4 的条件下，滚转运动的扰动运动方程式(3－12)可写为

$$\frac{\mathrm{d}^2\gamma}{\mathrm{d}t^2} + c_1\frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}t} = -c_3\delta_\gamma$$

在零初始条件下对上式进行拉普拉斯变换得

$$s(s + c_1)\gamma(s) = -c_3\delta_\gamma(s)$$

则

$$G_{\delta_\gamma}^{\gamma}(s) = \frac{\gamma(s)}{\delta_\gamma(s)} = \frac{K_{\mathrm{DX}}}{s(T_{\mathrm{DX}}s + 1)}$$

式中　K_{DX}为弹体滚转运动传递系数，$K_{\mathrm{DX}} = -\dfrac{c_3}{c_1}$；

T_{DX}为弹体滚转运动时间常数，$T_{\mathrm{DX}} = 1/c_1$。

以舵偏角为输入、滚转角速度为输出的传递函数为

$$G_{\delta_\gamma}^{\dot{\gamma}}(s) = \frac{\dot{\gamma}(s)}{\delta_\gamma(s)} = \frac{K_{\mathrm{DX}}}{T_{\mathrm{DX}}s + 1}$$

思　考　题

1. 弹体环节有何特点，有哪几种简化研究方法？
2. 描述弹体的运动一般需哪些坐标系，各坐标系之间的关系如何？
3. 在推导弹体运动传递函数的过程中做了哪些假设和简化？

第 4 章　常用制导装置及其原理

导弹制导系统包括引导和控制两个部分，多数导弹控制系统的组成及结构基本相同，但所用的部件的数量及其具体的工作原理，则因导弹的类型、采用的制导技术及制导精度的要求等的不同而有所差异。导弹引导系统的主要装置是测量装置，在遥控系统中测量装置一般为测角仪，在自寻的系统中测量装置为导引头。导弹的控制系统一般包括信号综合放大器、敏感元件、执行装置等，这里的敏感元件主要是陀螺仪、加速度计等。

4.1　测量装置

导弹是一种精确的制导武器，它需要根据测量的信号对导弹进行控制，因此，它离不开测量装置。

4.1.1　测角仪

测角仪是具有测量坐标系并可用来测定空间运动体(目标或导弹)在该坐标系中所处位置的仪器，它的输入量为被测量的目标(导弹)坐标变化的信息，它将输入量与测量坐标系的基准信号进行比较，并产生误差信号，经放大与转换之后，生成与角误差信号相对应的电信号。

根据运载信息的能量形式的不同，测角仪一般分为雷达测角仪、光电测角仪等。光电测角仪又分为可见光测角仪、电视测角仪、红外测角仪、激光测角仪。下面仅介绍红外测角仪和雷达测角仪。

1. 红外测角仪

以某型号导弹的红外测角仪为例，说明其工作原理。红外测角仪的作用有两个方面：一是供射手瞄准目标，二是测量导弹偏离瞄准线的角偏差，向制导系统提供偏差信号，从而控制导弹沿瞄准线飞行。图 4-1 是这个红外测角仪的原理框图。

测角仪有三个主光学系统和两个辅助光学系统。三个主光学系统分别是红外大视场、红外小视场和可见光瞄准镜，它们的光轴平行，且在同一平面内，三个主光学系统各自开一个入射窗口，两个辅助光学系统是大视场自检系统和小视场光轴校正系统。

红外大视场用于导弹飞行的初始段，便于导弹进入视场接受控制；红外小视场用于导弹飞行的中后段，其作用是远距离精确控制导弹。大小视场成一定的比例，大视场是小视场的七倍，采用两个同样大小的视场光栏，用焦距比实现两个系统的视场比。短焦距的大视场用透射系统，长焦距的小视场用反射系统，将光线折转，从而压缩了轴向尺寸。

红外光学系统将导弹上红外光源来的信号聚集在焦平面上。两个红外系统的焦平面是重合的，用两个相同的调制盘实现对信号的调制。调制盘等分为 $2N$ 个黑白相间的小扇形，黑色不透光，白色可透光，调制盘的图案如图 4-2 所示。测角仪系统观测目标时，调制盘做章动转动，即圆心 O' 以探测坐标系 yOz 的原点 O 为圆心，以角速度 ω 顺时针方向在焦平面上转动，转动半径为 O' 与 O 间的距离为 R。这种运动的特点是调制盘上每一点的运动轨迹是一个圆，调

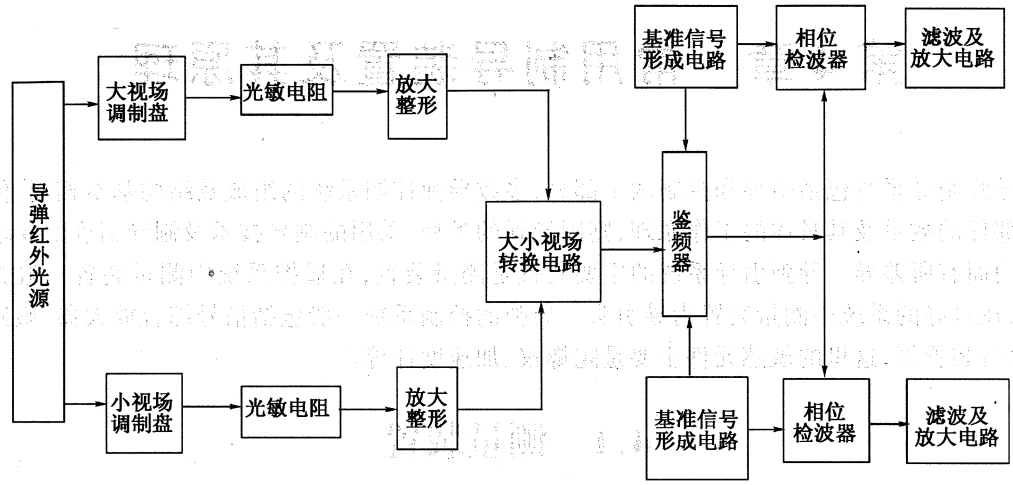


图 4－1　某红外测角仪原理框图

制盘上每一条直线始终与它的初始状态平行，即调制盘不绕 O' 点自转只绕 O 点公转。光轴是过原点 O 垂直于 yOz 平面的直线，定义为 Ox 轴，其正方向垂直于纸面向里。

图 4－2 中半径为 R 的圆是调制盘圆心 O' 的运动轨迹，半径为 r 的圆是调制盘轨迹圆弧相切所形成的圆，这个圆就是红外测角仪的视场圆。当红外光源经光学系统成像于这个视场圆内时，调制盘后面的光敏电阻，将光信号转换成电信号，此信号经过放大、整形电路，形成调频等幅脉冲信号。此信号送给大小视场转换电路，其功能是在视场转换程序信号作用下，由大视场工作状态，转换到小视场工作状态，实现精确制导。视场转换电路输出的调频脉冲信号加到鉴频器，鉴频器输出正弦信号，其频率为调制盘的章动转动频率，幅值与导弹偏离测角仪光轴的偏差成正比，其相位则反映了导弹偏离测角仪光轴的方位。

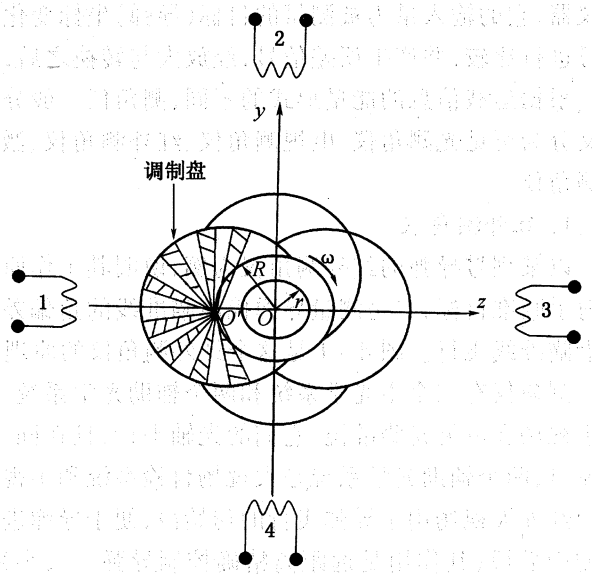


图 4－2　红外测角仪调制盘和基准信号线圈

为了判定目标像点在测量坐标系中的位置，为误差信号提供相位基准，在 Oy、Oz 轴的两端配置了基准信号感应线圈，线圈顺序如图 4－2 所示，调制盘在章动过程中靠近线圈时，线圈被感应而输出一个脉冲，脉冲顺序与线圈顺序相同如图 4－3(a)、(d)所示。用这种脉冲产生

的高低角方向和方位角方向基准信号，如图 4－3(b)、(e)所示。调制盘顺时针方向转动。为了信号处理方便起见，我们定义 Oy 轴的正方向为基准信号的起始轴，则高低角方向的基准信号为 $\cos(\omega t)$，方位角方向的基准信号为 $\sin(\omega t)$，ω 为调制盘章动转动频率。鉴频器输出的正弦信号输入到高低角和方位角方向的两个相位检波器的一个输入端，高低角方向的基准信号和方位角方向的基准信号分别输入两个相位检波器的另一个输入端，相位检波器输出高低角和方位角两个方向的偏差信号。

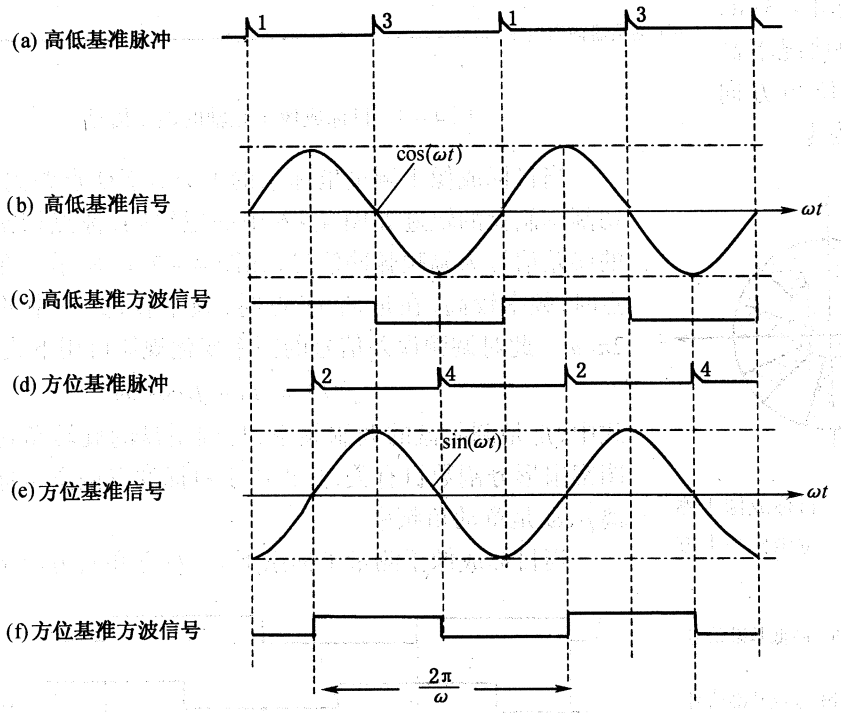


图 4－3　基准信号

根据相对运动原理，当目标成像于测角仪的视场圆内时，调制盘在测量坐标系 yOz 内章动转动，并做切割目标像点的运动；当调制盘固定不动时，坐标系 yOz 的原点 O 以 O' 为圆心，R 为半径，角频率为 ω，逆时针方向章动转动时，目标像点做切割调制盘的运动，该运动与调制盘切割目标的运动像点的运动一样。原点 O' 的运动轨迹是一个半径为 R 的圆，假定目标像点与原点的位置固定不变，切割运动的轨迹在调制盘上也是一个半径为 R 的圆，称为像点圆，其圆心随目标像点在测量坐标系 yOz 中的位置不同而不同。

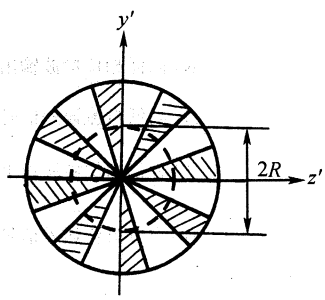


图 4－4　目标成像于光学系统光轴

下面分别说明目标成像于不同位置时，产生误差信号的情况。

当目标成像于 yOz 坐标系原点 O 时，像点圆的圆心 O' 与该坐标系的原点 O 相重合，像点切割调制盘的轨迹如图 4－4 中的虚线圆所示。由于像点转动过程中与调制盘圆心 O' 的距离 R 固定不变，因此调制盘输出的信号为等周期的脉冲信号，如图 4－5

(c)所示，重复频率为 f，此频率与调制盘图案有关，它是固定不变的。此信号输入鉴频器中，鉴频器的输出电压信号为零，如图 4－5(d)所示，这种情况下高低角和方位角方向误差信号为零。

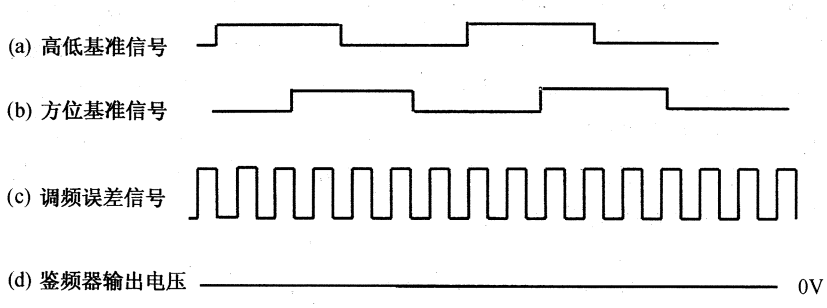


图 4－5　目标成像于光轴的误差信号

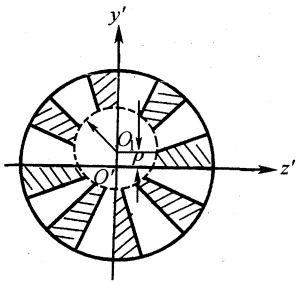


图 4－6　目标成像于测量坐标系上方

当目标成像于测量坐标系的上方，与 O 点距离为 ρ 时，像点切割调制盘的轨迹如图 4－6 中的虚线圆，像点切割调制盘产生的误差信号为调频脉冲信号，如图 4－7(c)所示。在像点靠近 O 点时，频率较高，在远离 O' 点时，频率较低，频率的重复周期为 $2\pi/\omega$。此时调频误差信号的频率变化规律可用下式表示

$$f(t) = f_0 + f_\rho \cos\ \omega t$$

式中，f_0 是调制盘的调制频率，与调制盘的旋转角速度及调制盘图案扇形分割数目有关，f_ρ 正比于目标像点偏离坐标原点 O 的距离 ρ，ω 是章动角频率。

当目标成像于测量坐标系下方、左方和右方时的像点圆分别

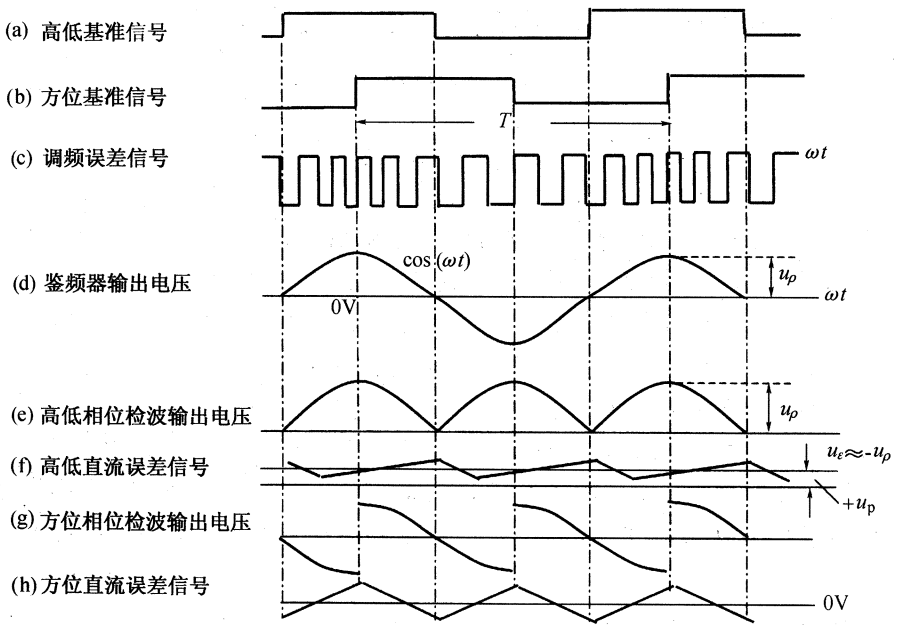


图 4－7　目标成像于测量坐标系上方时的误差信号

见图 4－8、图 4－9 和图 4－10，相应的调频误差信号分别见图 4－11(c)、图 4－12(c)和图 4－13(c)所示，其调频误差信号的频率可分别写为

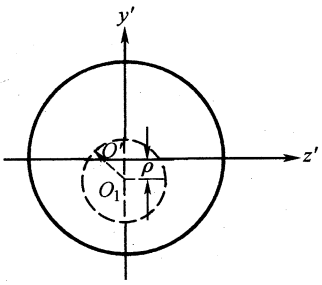


图 4－8　目标成像于测量坐标系下方

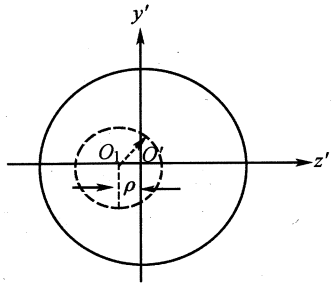


图 4－9　目标成像于测量坐标系左方

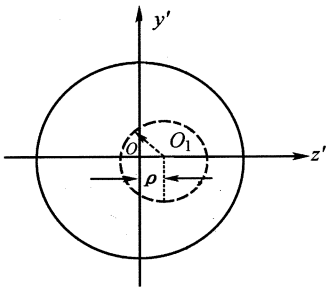


图 4－10　目标成像于测量坐标系右方

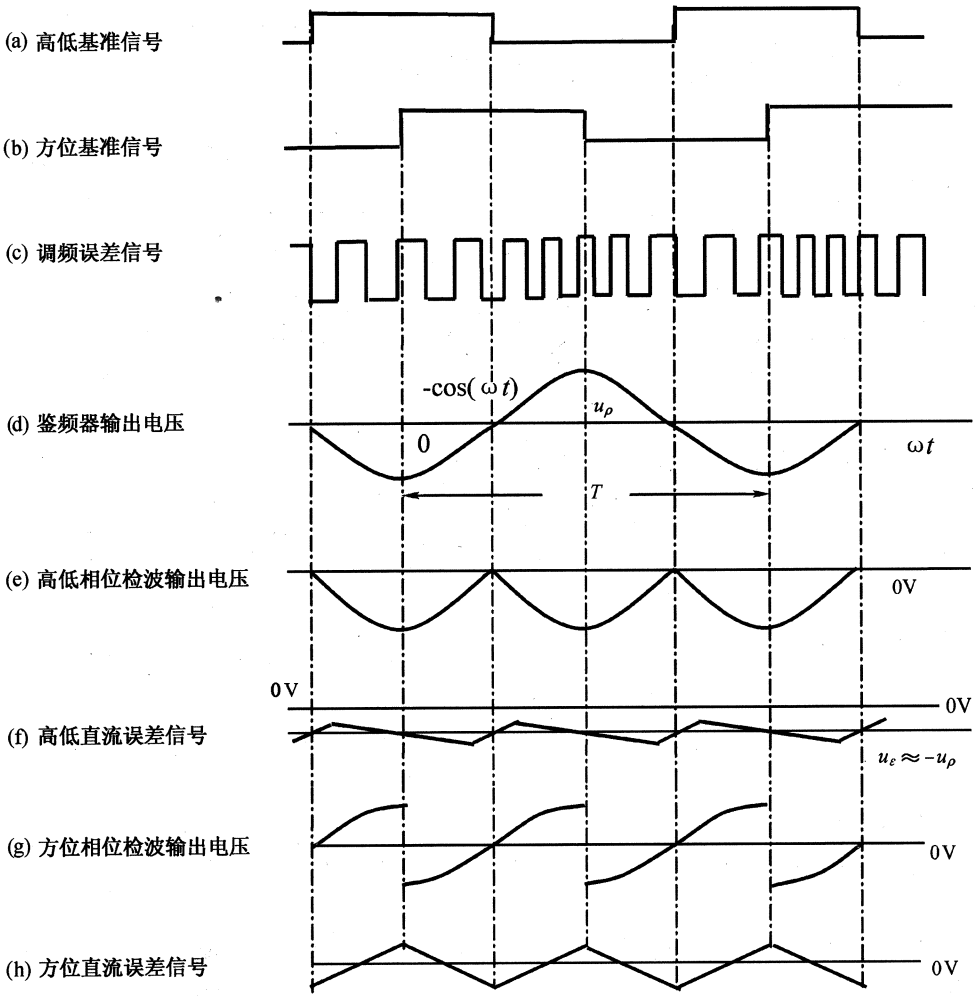


图 4－11　目标成像于测量坐标系下方时的误差信号

目标成像于坐标系正下方　$f(t)=f_0-f_\rho\cos\ \omega t$

目标成像于坐标系正左方　$f(t)=f_0-f_\rho\sin\ \omega t$

目标成像于坐标系正右方　$f(t)=f_0+f_\rho\sin\ \omega t$

分别把上述调频误差信号输入鉴频器中，输出低频的误差信号见图 4－11(d)、图 4－12(d)和图 4－13(d)，其频率为调制盘的章动转动频率。此信号的幅值正比于目标像点偏离 O 点的距离，它与基准信号的相位关系则代表了像点在测量坐标系中的方位。鉴频器输出的误差信号经过相位检波器检波，再经过滤波处理，就可得到误差信号分解后的两个直流分量，一个是高低角方向的直流误差信号分量，另一个是方位方向的直流误差信号分量。

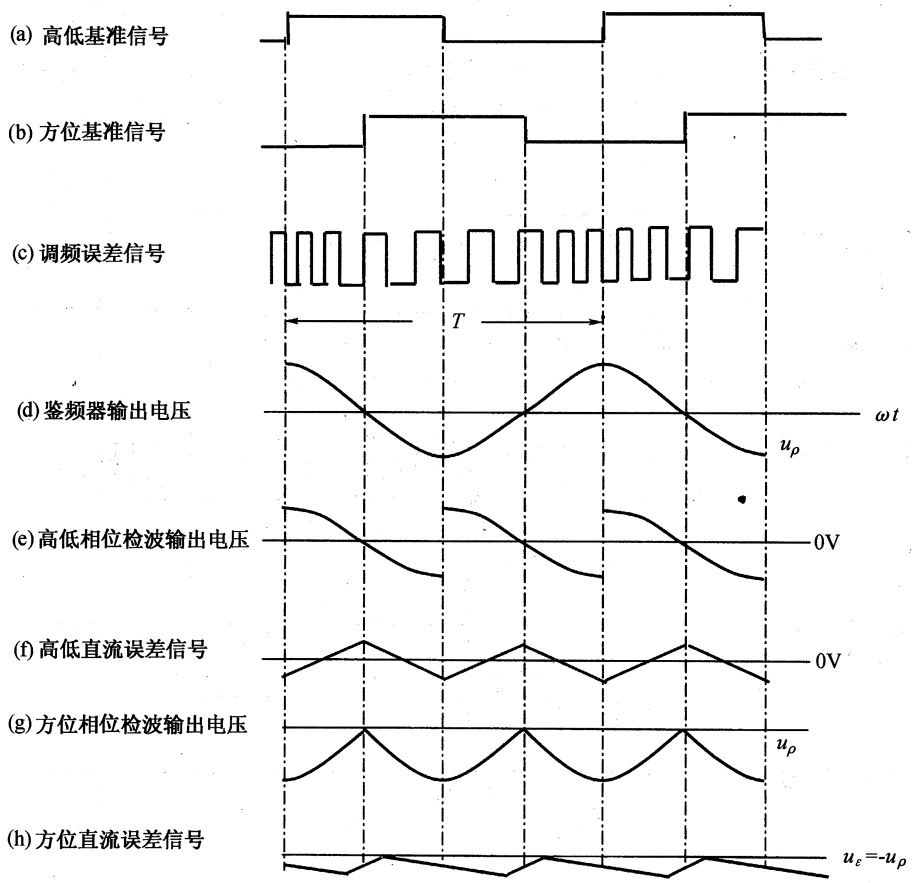


图 4－12　目标成像于测量坐标系左方时的误差信号

2. 雷达测角仪

根据雷达波束扫描的方式不同，雷达测角仪可分为圆锥扫描雷达测角仪和线扫描雷达测角仪等。

下面以某型号雷达指令制导的地对空导弹的制导雷达为例，来说明线扫描雷达测角仪的工作原理。

雷达波束是由天线发出的。线扫描雷达测定目标角度坐标，主要是利用波束的扫描进行。

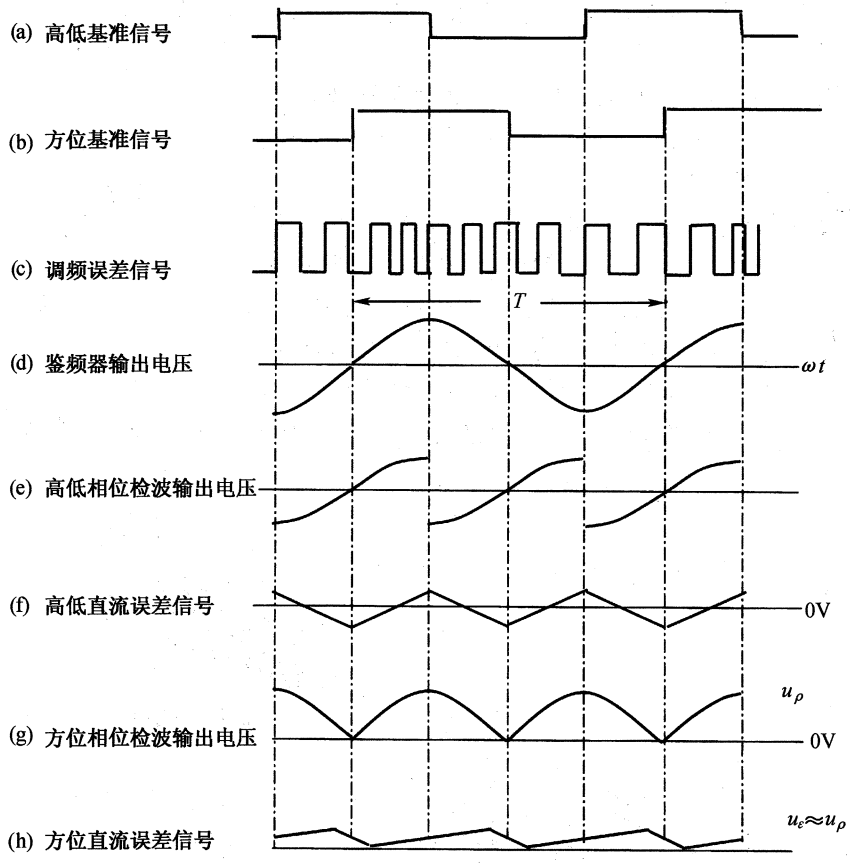


图 4－13　目标成像于测量坐标系右方时的误差信号

波束的扫描是由天线的转动形成的，当天线不动时，波束也是固定不动的。

为了增加雷达的作用距离和测角的精度，雷达天线有很强的方向性。一般利用雷达天线的波瓣图来表示天线的方向性。在波瓣图中心线方向电磁波能量最强，中心线两边逐渐减弱，如图 4－14 所示。

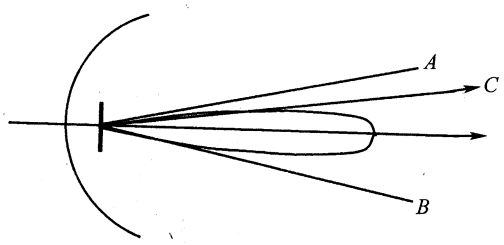


图 4－14　雷达波束

测角仪的探测天线由高低角探测天线和方位角探测天线组成，它们的结构和工作原理完全相同，探测天线的波束形状都是扁平状的，其波瓣宽度为 10°，厚度为 2°，如图 4－15 所示。

方位角探测天线的波束宽边与地面垂直，进行自左而右的扇形扫描；高低角探测天线的波束宽边与地面平行，进行自下而上的扇形扫描，两个波束的扫描在空间形成宽为 10°的十字探

测区，如图 4－16 所示。由于天线在高低角和方位角方向都有一定的转动范围，所以扫描雷达能在更大的范围内探测和跟踪目标，而不仅限于十字探测区。

目标的相对高低角和方位角，是指目标相对于探测天线波束扫描起点的夹角，如图 4－17 所示，可利用探测天线波束作扇形单向等速扫描来测得。

方位角测角原理图如图 4－18 所示。扇形扫描波束从起点向终点扫完 20°角度后，又从终点扫回起点，如此循环往复。在波束扫描过程中，只有波束扫到目标时才有目标回波脉冲，当波束中心对准目标时，回波信号最强，波束中心偏离目标时，回波信号减弱，波束完全离开目标时，不产生回波信号。因此波束每扫描一次，就可以得到一组中间大两边小的回波脉冲

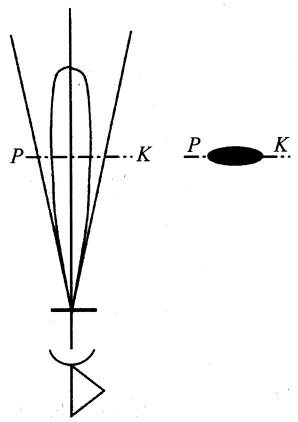


图 4－15　探测天线的波瓣形状

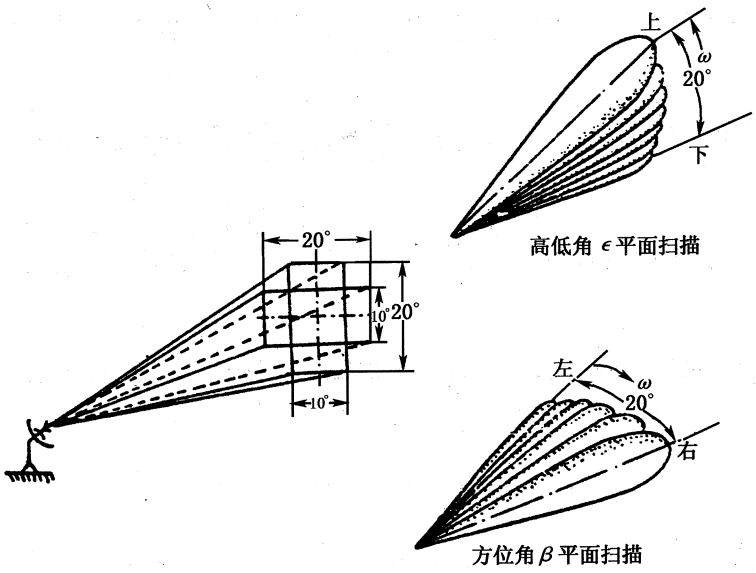


图 4－16　天线波束及扫描区域

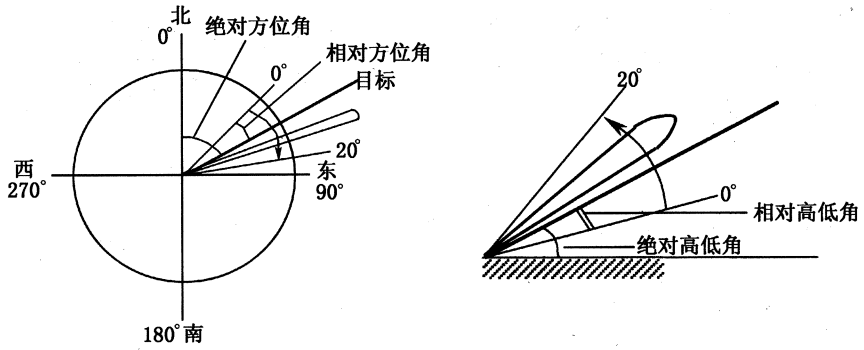


图 4－17　相对与绝对高低角示意图

群，脉冲群的中心与空间目标位置相对应，目标回波脉冲群的中心与角度扫描起点的时间间隔的大小，就代表了目标相对高低角和方位角的大小。

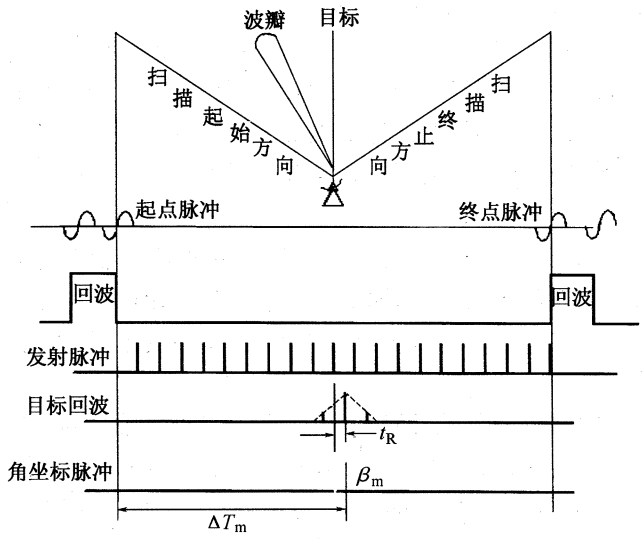


图 4－18　测角原理图

4.1.2　陀螺仪

陀螺仪是敏感角运动的一种装置，它的基本原理是刚体定点转动的力学原理。

一般来说质量轴对称分布的刚体当它绕对称轴高速旋转时，都可以称为陀螺，陀螺自转的轴叫陀螺的主轴或转子轴。把陀螺转子装在一组框架上，使其有两个或三个自由度，这种装置就称为陀螺仪（实际工作中常把陀螺仪简称为陀螺），如图 4－19 中的陀螺转子装在两个环架上，它能绕 Ox、Oy、Oz 三个互相垂直的轴旋转，称之为三自由度陀螺仪，如果将三自由度陀螺仪的外环固定，陀螺转子便失去了一个自由度，这时就变成了二自由度陀螺仪。

4.1.2.1　陀螺仪的基本特性

陀螺仪的基本特征是转子绕主轴高速旋转而具有动量矩，正是由于陀螺仪具有动量矩，使它的运动规律与一般的刚体有所不同，这就是通常所称的陀螺仪的特性，即陀螺仪的定轴性和进动性。

1．陀螺仪的定轴性

陀螺仪的转子绕主轴高速转动，即具有动量矩 H，如果不受任何外力矩的作用，陀螺仪主轴将相对惯性空间保持方向不变，这种特性，称为陀螺仪的定轴性。定轴性是三自由度陀螺仪的一个基本特性。如图 4－19 中三自由度陀螺仪的基座无论如何转动，只要不使陀螺仪受外力矩作用，转子在惯性空间的方向保持不变。也可以说，由内、外框架组成的框架装置在角运动方面起隔离作用，将基座的角运动与转子的角运动隔离开来，这样如果陀螺自转轴稳定在某个方向上，那么基座转动时它仍然稳定在原来的方向上。

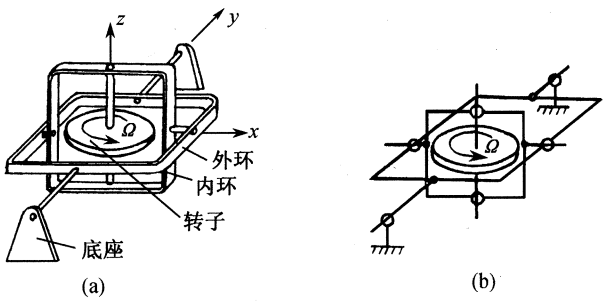


图 4－19　三自由度陀螺仪
(a) 示意图；(b) 简化示意图

定轴性是刚体运动的惯性现象。陀螺仪的定轴性可以用动量矩守恒定律来加以说明。由动量矩守恒定律可知，当刚体所受的合外力矩为零时，刚体的动量矩保持不变，如果陀螺仪不受外力矩作用，其动量矩 H 恒定不变，表明陀螺仪动量矩 H 在惯性空间中既无大小的改变也无方向的改变，也就是陀

螺仪主轴保持原来的方向不变。

实际上陀螺仪不受任何外力矩作用的情况是不存在的，由于结构和工艺的不尽完善（如陀螺仪的转子质心与框架中心不完全重合，轴承中不会完全没有摩擦），陀螺仪不可避免地要受外力矩的作用，陀螺仪转子轴的方向就不可能在惯性空间绝对不变，如果上述因素的影响很小，转子轴在惯性空间的方向改变得并不显著，在这种情况下，仍可认为陀螺仪有定轴性。

2. 陀螺仪的进动性

当陀螺仪的转子绕主轴高速旋转时，若其受到与转子轴垂直的外力矩作用，则转子轴并不按外力矩的方向转动，而是绕垂直于外力矩的第三个正交轴转动，陀螺仪的动量矩相对惯性空间转动的特性称为陀螺仪的进动性，也叫受迫进动。进动性是三自由度陀螺仪的又一个基本特性。

陀螺仪的进动性可以用下面的实验来证实：陀螺转子绕 Oz 轴高速旋转，将重锤挂在内环上，如图 4－20 所示，对一般刚体来说，由于重锤形成绕 Ox 轴的力矩，应使内环（连同转子）绕 Ox 轴转动，但是由于转子的高速旋转，内环并不绕 Ox 转动，而是转子连同内、外环一起绕 Oy 轴以一定的角速度等速转动（陀螺仪转子的角动量绕外环轴转动）。重锤越重，则形成的外力矩越大，转动角速度越大。若外力矩绕外环轴作用，则陀螺转子连同内环绕内环轴转动（陀螺仪转子的角动量绕内环轴转动）。

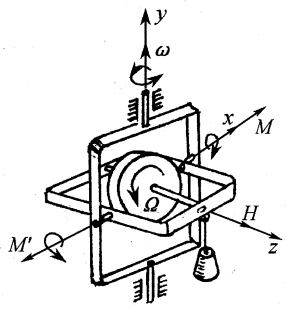


图 4－20　外力矩作用下陀螺仪的进动

为了同一般刚体的转动相区别，我们把陀螺仪绕着与外力矩矢量垂直方向的转动叫做进动，其转动角速度叫做进动角速度。

根据动量矩定理，作用在刚体上的冲量矩等于刚体的动量矩增量，动量矩为 H 的陀螺仪受到外力矩 M_x 作用，则在 Δt 时间内作用在刚体上的冲量矩为 $M_x\Delta t$，如图 4－21 所示，动量矩的增量 $\Delta H_z = H_z\tan\Delta\phi \approx H_z\Delta\phi$，则有

$$H_z\Delta\phi = M_x\Delta t$$

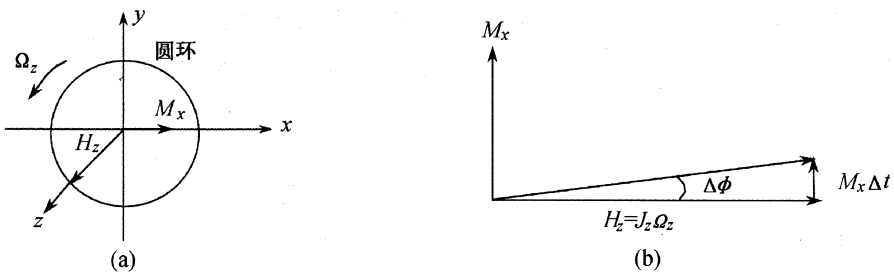


图 4－21　高速旋转圆环的进动

取极限得出进动角速度为

$$\omega_j = \frac{\mathrm{d}\phi}{\mathrm{d}t} = \frac{M_x}{H_z}$$

其中陀螺仪动量矩等于转子绕自转轴的转动惯量 J_z 与转子自转角速度 Ω_z 的乘积，这样上式也可以写成

$$\omega_j = \frac{M_x}{J_z \Omega_z}$$

由上式可知，当动量矩 H_z 为一定值时，进动角速度 ω_j 的大小与外力矩的大小成正比；进动外力矩为一定时，进动角速度 ω_j 的大小与动量矩的大小成反比。若动量矩和外力矩均为一定值时，则进动角速度也保持一定值。

陀螺仪进动角速度的方向取决于动量矩 H 和外力矩的方向。在进动过程中，动量矩 H 沿最短路径趋向外力矩的方向，就是进动方向。进动角速度矢量、动量矩矢量和外力矩矢量三者的方向可以用右手定则确定：将四指伸向动量矩方向，然后以最短路径握向外力矩的右手旋进方向（拇指指向），就是进动角速度方向，如图 4－22 所示。

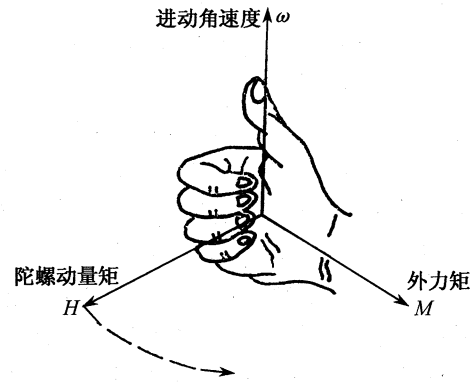


图 4－22　陀螺仪进动的方向

陀螺仪的进动，其根本原因是转子受外力矩的作用，外力矩作用于陀螺仪的瞬间，它就立即出现进动，外力矩除去的瞬间，它就立即停止进动；外力矩的大小、方向改变，进动角速度的大小、方向也立即发生相应的改变，也就是说，陀螺仪的进动是没有惯性的。但是，完全的无惯性是不存在的，这里只是因为陀螺仪的动量矩较大，它的惯性表现得不明显。

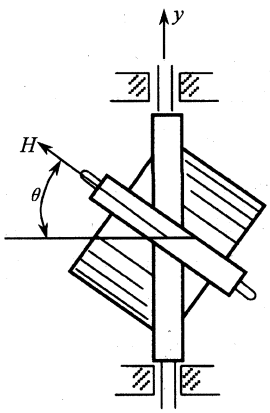


图 4－23　自转轴与外环轴不垂直的情况

从三自由度陀螺仪的基本组成可知，内环的结构保证了自转轴与内环轴的垂直关系；外环的结构保证了内环轴与外环轴的垂直关系；而自转轴与外环轴的几何关系，则要根据两者间的相对转动情况而定。当作用在外环轴上的外力矩使陀螺转子（连同内环）绕内环轴进动时，自转轴与外环轴就不能保持垂直关系。设自转轴偏离它原来的位置一个 θ 角时，如图 4－23 所示，则陀螺仪动量矩在垂直外环轴方向的有效分量为 $H\cos\theta$，此时进动角速度的大小变为

$$\omega_j = \frac{M}{H\cos\theta}$$

由上式可知，当自转轴与外环轴垂直，即 $\theta = 0(\cos\theta = 1)$ 时，陀螺转子动量矩的有效分量最大；当自转轴相对于垂直位置的偏转角逐渐增大，陀螺转子动量矩的有效分量随着减小，如果自转轴绕内环轴的进动角度达到 90°，那么自转轴就与外环轴重合，即陀螺仪失去一个自由度，陀螺转子动量矩的垂直于外环轴的有效分量为零，这时，作用在外环轴上的外力矩将使转子连同内环一起绕外环轴转动起来，这时陀螺仪变成了二自由度陀螺仪，这种现象叫做环架自锁。一旦出现环架自锁，陀螺仪就没有绕外框架轴的进动性了。

4.1.2.2　三自由度陀螺仪在导弹上的应用

三自由度支承能使陀螺仪在空间保持主轴的方向不变，用这种方法支承，陀螺仪是自由的。三自由度陀螺仪应用于导弹上，其基本功能是敏感角位移，因此三自由度陀螺仪也称自由陀螺仪或位置陀螺仪。

根据三自由度陀螺仪在导弹上安装方式的不同，可分为垂直陀螺仪和方向陀螺仪。

1. 垂直陀螺仪

垂直陀螺仪的功能是测量弹体的俯仰角和滚转角。

安装方式：陀螺仪主轴与弹体坐标系 Oy_1 轴重合，内环轴与弹体纵轴 Ox_1 重合，外环轴与弹体坐标系 Oz_1 轴重合。俯仰角输出电位器的滑臂装在外环轴上，电位器绕组与弹体固连，滚转角输出电位器的滑臂装在内环轴上，电位器绕组与外环固连，如图 4－24 所示。

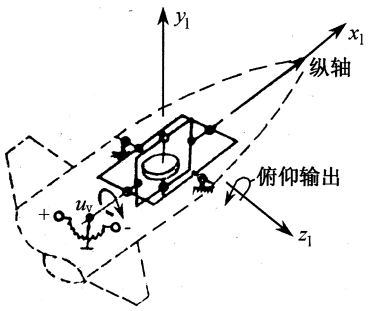


图 4－24　垂直(滚动、俯仰)陀螺仪原理图

陀螺仪测角的原理：导弹发射的瞬间，陀螺仪的内环轴与 Ox_1 轴重合，外环轴与 Oz_1 轴重合，导弹在飞行过程中，电位器绕组与弹体一起运动，这时，不会有外力矩作用到陀螺仪上，由于陀螺仪的定轴性，其转子轴(主轴)在空间的方向不变，转子轴绕陀螺仪内、外环轴的转角皆为零，因此电位器的滑臂在空间方位不变。当弹体滚转或做俯仰运动时，电位器的滑臂与绕组间的相对转动，使电位器产生输出电压，其幅值与弹体转动的角度成线性关系。

图 4－25 是某雷达遥控指令制导导弹上安装的垂直陀螺仪，陀螺仪除陀螺转子、框架、输出电位器等主要部分外，还有一些辅助机构，如制锁机构，其作用是锁住内环与外环的位置，以保证导弹发射时陀螺仪的转子轴与 Oy_1 轴一致，并使陀螺仪的三个轴互相垂直，同时也保证在存放和运输中，陀螺仪的内环、外环与壳体不相碰撞，使陀螺仪的精度不受破坏。制锁机构的开锁过程是：当电磁铁通电时，产生电磁吸力，使电磁铁的衔铁克服弹簧的拉力，拉着制锁机构的杠杆和与它相连的活动滑架左移，使锁杆退出外环凸轮的凹槽，同时，随着滑架左移，滑架上带斜面的座子也左移，这样，外环上的锁杆在弹簧作用下，自动跳出内凸轮的凹槽，内、外环同时开锁，并输出“开锁”信号，断开“闭

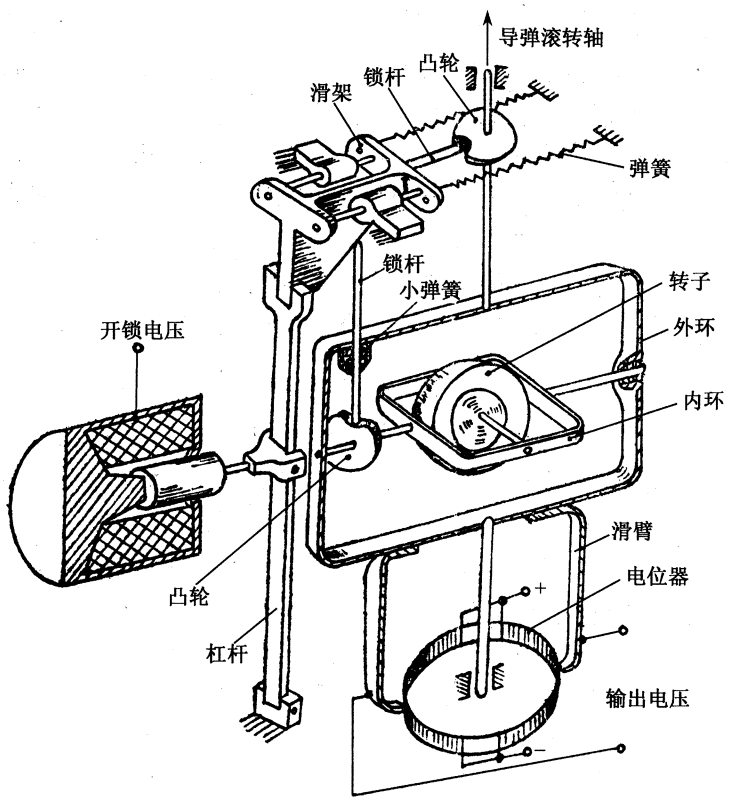


图 4－25　典型的垂直陀螺仪

锁”信号。

陀螺仪的闭锁过程在转子未高速旋转时和转子高速旋转的情况下不同，转子未高速旋转情况下的闭锁，是靠弹簧拉力和凸轮结构特点而完成的。转子高速旋转时的闭锁主要由弹簧拉力使滑架上的销杆和外环上的销杆压在凸轮曲面上，产生作用于陀螺仪的外力矩，使陀螺发生进动而完成的。

2. 方向陀螺仪

方向陀螺仪的功能是测量弹体的俯仰角和偏航角。

安装方式：陀螺仪主轴与弹体坐标系 Ox_1 轴重合，内环轴与弹体纵轴 Oz_1 重合，外环轴与弹体坐标系 Oy_1 轴重合。俯仰角输出电位器的滑臂装在内环轴上，电位器绕组与外环固连，偏航角输出电位器的滑臂装在外环轴上，电位器绕组与弹体固连，如图 4－26 所示。

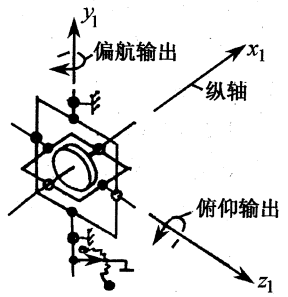


图 4－26　方向（偏航、俯仰）陀螺仪原理图

方向陀螺仪的测角原理与垂直陀螺仪相同。当弹体做偏航或俯仰运动时，方向陀螺仪就输出与弹体的转动角度成比例的电压信号。

基于位置陀螺仪测角的功能不同，垂直陀螺仪常用于地对空导弹和空对空导弹，方向陀螺仪用于地对地导弹。位置陀螺仪应安装在靠近导弹重心的部位，以保证测量的准确性。

3. 三自由度陀螺仪在弹上的安装方式与测角精度

根据三自由度陀螺仪在导弹上安装方式的不同，可分为垂直陀螺仪和方向陀螺仪，下面我们讨论安装方式与角度测量的关系。

弹体可以绕外环轴和转子轴任意转动而不会破坏陀螺仪三个轴原来的正交性。以垂直陀螺仪为例，见图 4－24，在弹体有任意的偏航运动时，其结果仅仅是陀螺仪框架绕陀螺自转轴转动，弹体也可以绕俯仰轴任意地转动。在这两种情况下，两组框架都保持正交。然而弹体的滚转运动会使两组框架趋向重合，在滚转角达 90°时两框架平面完全重合，陀螺仪失去一个自由度，在这种状态下，如果弹体有偏航运动，它将带着陀螺转子轴一起转动，这时陀螺的参考方向遭到破坏，将严重影响测量精度。

对于方向陀螺仪，见图 4－26，弹体可以绕滚动轴任意地转动，而三个轴的几何关系没有任何本质变化，只是绕陀螺自转轴转动，弹体的俯仰运动将使得内环轴与外环不再互相垂直。

如果只关心弹体的滚动，陀螺仪自转轴有两种可能的方位，一种是图 4－24 所示的垂直陀螺仪，另一种安装方式是将陀螺仪主轴与弹体坐标系 Oz_1 轴重合，内环轴与弹体纵轴 Oy_1 重合，外环轴与弹体坐标系 Ox_1 轴重合，可以测量弹体的滚转角和偏航角。从减小测量失真的角度来考虑，取决于预计的弹体运动的先后次序。

4.1.2.3　二自由度陀螺仪及其在导弹上的应用

1. 二自由度陀螺仪的特性

将二自由度陀螺仪安装在带基座的支架上，转子绕 z 轴旋的动量矩为 H。如图 4－27 所示，当基座绕陀螺仪自转轴或框架轴转动时，陀螺仪自转轴仍稳定在原来的方向不变，也可以说，对于基座绕这两个轴的转动，框架仍然起到隔离角运动的作用。但当基座以角速度 ω 绕 x 轴转动时，由于陀螺仪绕该轴没有转动自由度，基座转动时将通过框架轴上的一对轴承带动框

架连同转子一起绕 x 轴转动，也称之为“强迫进动”，这时陀螺转子将产生 y 轴方向的陀螺力矩 M_g，其大小为 $H\omega$，在陀螺力矩作用下，陀螺仪将绕框架轴进动，进动角速度与基座的转动角速度成比例；若基座转动的方向相反，则陀螺力矩的方向也将改变到相反的方向，陀螺仪绕框架轴进动的角速度方向也随之改变。这表明，二自由度陀螺仪具有敏感绕其缺少自由度轴方向的角运动的特性。

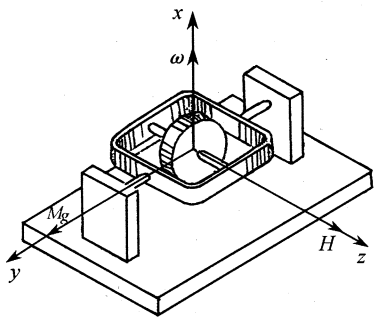


图 4－27　基座转动时的陀螺力矩

2. 二自由度陀螺仪在导弹上的应用

根据测量功能的不同，二自由度陀螺仪可分为测速陀螺仪、测速积分陀螺仪等。

(1) 测速陀螺仪

测速陀螺仪又称速率陀螺仪、微分陀螺仪或阻尼陀螺仪。给二自由度陀螺仪加上弹性元件(弹簧片等)、阻尼器和角度传感器，从而成为一个测速陀螺仪。当弹性元件的弹性系数 K 很小时，输出量几乎与输入角速度成正比，就可以测量导弹弹体旋转的角速度，弹性元件与阻尼器的一端固定在框架轴的一端上，阻尼器另一端与陀螺仪壳体固连，兼起到框架轴一端支承的作用。阻尼器常用空气阻尼器或液体阻尼器。对液浮陀螺仪而言，浮子与壳体间隙内的液体粘性约束可以起到阻尼器的作用，因而不需要安装阻尼器。最简单的常用角度传感器是电位器，电位器的电刷固定在框架轴的另一端(即安装在弹性元件与阻尼器的相对位置)，电位器绕组与陀螺仪壳体固连。

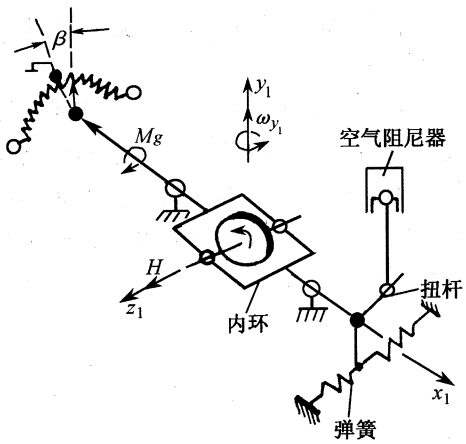


图 4－28　测速陀螺仪工作原理

在导弹上，框架轴的方向与弹体纵轴平行，如图 4－28 所示，当导弹以角速度 ω_{y_1} 绕 Oy_1 轴转动时，由陀螺仪进动的右手定则可知，陀螺仪将沿 Ox_1 轴反方向产生陀螺力矩 M_g，使陀螺仪绕 Ox_1 轴进动，如果没有弹性元件的约束作用，在进动过程中转子动量矩矢量将逐渐转向 Oy_1 轴方向，最终与 Oy_1 轴重合。由于陀螺仪在进动过程中弹性元件与阻尼元件将产生与进动方向相反的弹性力矩和阻尼力矩，所以当框架转到某一角度时，陀螺力矩与约束力矩平衡，此时角度传感器输出电压与陀螺力矩成正比，而陀螺力矩与弹体转动角速度成正比，因此角度传感器的输出电压与弹体传动角速度成正比。阻尼器的作用是对框架的起始转动引入阻尼力矩，消除框架转动过程中的振荡。

下面推导测速陀螺仪的传递函数。

测速陀螺仪的输入信号是导弹的转动角速度 ω_{y_1}，它的输出信号是电位计的电压 U_n。陀螺转子进动的过程，也就是陀螺力矩与弹簧的恢复力矩、阻尼器的阻尼力矩、惯性力矩、摩擦力矩等相平衡的过程。设陀螺转子进动角度为 β(β 也是电位计电刷偏转的角度)，则陀螺力矩为

$$M_g = (H\cos\beta)\omega_{y_1}$$

式中　H 为转子的动量矩。如果转子进动的角度 β 很小，上式可写成

$$M_g = H\omega_{y_1}$$

弹簧的恢复力矩与进动角度 β 成比例，弹簧的恢复力为

$$F_x = K_x L_1 \beta$$

式中　K_x 为弹簧的恢复系数。

弹簧的恢复力矩为

$$M_x = F_x L_1 = K_x L_1 \beta L_1 = K\beta$$

式中　$K = K_x L_1^2$ 为弹簧的力矩系数。

阻尼器的阻尼力矩与进动角速度 $\dot{\beta}$

成比例，即

$$M_z = K_z \dot{\beta}$$

式中　K_z 为阻尼器的阻尼系数。

惯性力矩为

$$M_G = J_{x_1} \ddot{\beta}$$

式中　J_{x_1} 为框架、转子和轴等绕框架轴 x_1 的转动惯量。

如果不考虑轴承的摩擦力矩，电位计的反作用力矩等，对于小角度 β 的运动，沿框架轴 x_1 的力矩平衡方程可以写为

$$H\omega_{y_1} = J_{x_1} \ddot{\beta} + K_z \dot{\beta} + K\beta$$

对上式进行拉普拉斯变换，得出

$$H\omega_{y_1}(s) = J_{x_1} s^2 \beta(s) + K_z s\beta(s) + K\beta(s)$$

则测速陀螺仪的传递函数为

$$\frac{\beta(s)}{\omega_{y_1}(s)} = \frac{H}{J_{x_1} s^2 + K_z s + K}$$

写成一般形式为

$$G_{NT}(s) = \frac{\beta(s)}{\omega_{y_1}(s)} = \frac{K_{NT}}{T_{NT}^2 s^2 + 2\xi_{NT} T_{NT} s + 1}$$

式中　K_{NT} 为陀螺传递系数，$K_{NT} = H/K$；

T_{NT} 为陀螺时间常数，$T_{NT} = \sqrt{J_{x1}/K}$；

ξ_{NT} 为相对阻尼系数，$\xi_{NT} = \dfrac{K_z}{2\sqrt{KJ_{x_1}}}$。

因此，测速陀螺仪是一个二阶振荡环节。

从测速陀螺仪的传递函数可以得出，该式的稳态解为

$$\beta = \omega_{y_1} H/K$$

上式表明，如果测速陀螺仪的输入为角速度 ω_{y_1}，则输出量是一个正比于 ω_{y_1} 的角度 β。

设电位计的传递系数为 K_u，则电位计输出信号为

$$U = K_u \beta = K_u \omega_{y_1} H/K$$

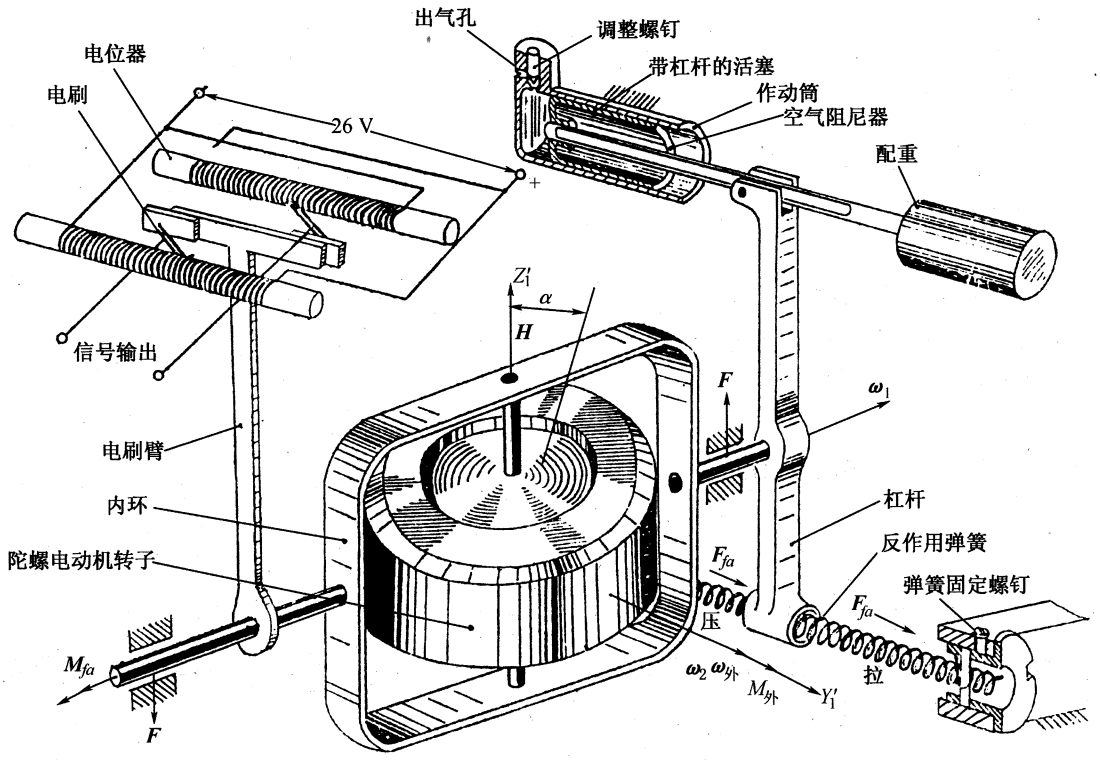


图 4－29　某型导弹上的测速陀螺仪原理结构图

图 4－29 为某型导弹上的测速陀螺仪。导弹上有两个测速陀螺仪，一个用来测量导弹绕 Oy_1 轴摆动的角速度，在导弹上的安装方式是，转子轴沿导弹 Oz_1 方向，框架轴沿导弹纵轴 Ox_1 方向；另一个用来测量导弹绕 Oz_1 轴摆动的角速度，在导弹上的安装方式是，转子轴沿导弹 Oy_1 方向，框架轴沿导弹纵轴 Ox_1 方向。

(2) 测速积分陀螺仪

测速积分陀螺仪是在二自由度陀螺仪基础上增设阻尼器和角度传感器而构成的。与测速陀螺仪相比，它只缺少弹性元件，而阻尼器起了主要作用。实际中应用的测速积分陀螺仪都是液浮式结构，典型的液浮式积分陀螺仪的原理结构如图 4－30 所示。陀螺转子装在浮筒内，浮筒(即浮子)被壳体支承，浮筒与壳体间充有浮液，浮筒受的浮力与其重量相等，以保护宝石轴承。

当陀螺仪壳体(与弹体固连)绕 Ox_1 轴以角速度 ω_x 转动时，陀螺仪产生一个和角速度 ω_x 成比例的陀螺力矩，这个力矩使浮筒绕 Oy_1 轴进动，悬浮液的粘性对浮筒产生阻尼力矩。设浮筒进动角速度为 $\dot{\beta}$，则阻尼力矩为

$$M = K_z\dot{\beta}$$

式中　K_z 为阻尼系数。

陀螺仪的陀螺力矩为

$$M_g = H\omega_x \cos\beta$$

式中 H 为陀螺转子的动量矩。

从角度传感器输出的电压为

$$U = k_c\beta$$

式中 k_c 为角速度传感器的传递系数；β 为平衡状态下进动角度值。

如果不考虑其他干扰力矩，对浮筒的小角度 β 的运动方程可写成

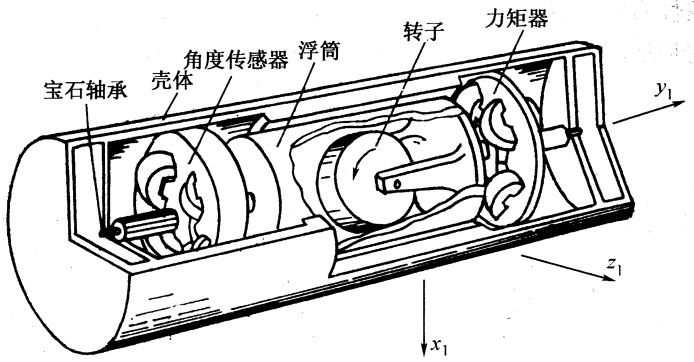


图 4-30 测速积分陀螺仪原理结构

$$J_y\ddot{\beta} + K_z\dot{\beta} = H\omega_x\cos\beta \approx H\omega_x$$

式中 J_y 为浮筒、轴和转子绕 Oy_1 轴的转动惯量。

对上式进行拉普拉斯变换，得

$$J_y\beta(s)s^2 + K_z\beta(s)s = H\omega_x(s)$$

可得到积分陀螺仪的传递函数为

$$W(s) = \frac{\beta(s)}{\omega_x(s)} = \frac{H}{J_y s^2 + K_z s} = \frac{K_{NT}}{s(T_{NT}s + 1)}$$

式中 $T_{NT} = J_y/K_z$，$K_{NT} = H/K_z$。

这是由一个积分环节和一个惯性环节串联而成的，当阻尼系数 K_z 远远大于转动惯量 J_y 时，T_{NT} 是一个很小的量，这时测速积分陀螺仪的传递函数可近似写为

$$W(s) = \frac{\beta(s)}{\omega_x(s)} = \frac{K_{NT}}{s}$$

$$\beta(s) = \frac{K_{NT}}{s}\omega_x(s)$$

即

$$\beta = K_{NT}\int \omega_x(t)\mathrm{d}t$$

这个环节就变成一个纯积分环节，这时液浮式测速积分陀螺仪角度传感器的输出电压与输入角速度的积分成比例，这种陀螺仪也可以用来测量弹体的角速度。因为输出角速度与输入角速度成比例，有时亦称为比例陀螺仪。

4.1.3 加速度计

加速度计是导弹控制系统中的重要惯性敏感元件之一，它输出与运动载体的运动加速度成比例的信号，在导弹上一般用来测量弹体的法向加速度。在惯性制导系统中，它还用来测量导弹切向加速度，经过两次积分，便可确定导弹的飞行路程。

常用的加速度计有重锤式加速度计、液浮摆式加速度计和挠性加速度计。

1. 重锤式加速度计

重锤式加速度计的原理如图 4-31 所示。当基座以加速度 a 运动时，由于惯性质量块 m 相对于基座后移，质量块的惯性力拉伸前弹簧，压缩后弹簧，直到弹簧的回复力 $F_t = K\Delta s$ 等于

惯性力时，质量块相对于基座的位移量才不再增大。忽略摩擦阻力不计，质量块和基座有相同的加速度，即 $a = a'$。根据牛顿定律

$$F_t = ma'$$

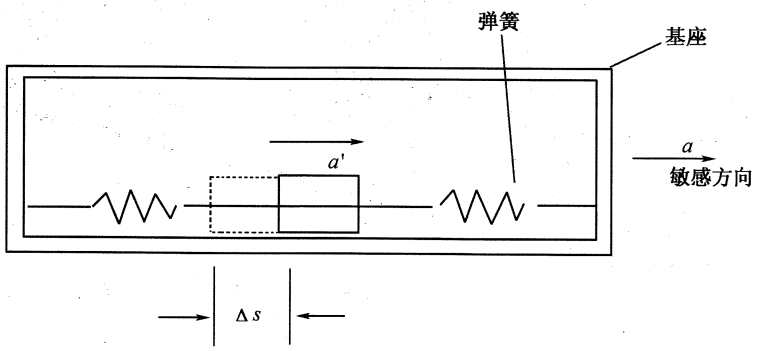


图 4－31　重锤式加速度计原理

因此　　$a = a' = F_t/m = K\Delta s/m$

即　　$a = k'\Delta s$

式中　$k' = K/m$。所以，测出质量块的位移量 Δs，便知道基座的加速度。

重锤式加速度计由惯性体（重锤）、弹簧片、阻尼器、电位器和锁定装置等组成，其结构如图 4－32 所示。

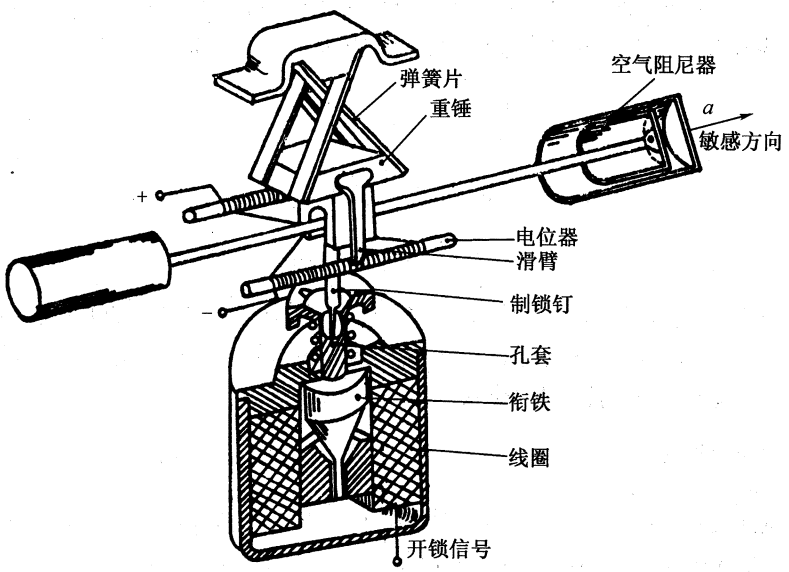


图 4－32　典型重锤式加速度计结构

惯性体悬挂在弹簧片上，弹簧片与壳体固连，锁定装置是一个电磁机构，在导弹发射前，用衔铁端部的凹槽将重锤固定在一定位置上。导弹发射后，锁定装置解锁，使重锤能够活动，阻

尼器的作用是给重锤的运动引入阻力，消除重锤运动过程中的振荡。加速度计的敏感方向如图 4－32 所示，加速度计安装在导弹上时，应使敏感轴与弹体的某一个轴平行，以便测量导弹飞行时沿该轴产生的加速度。

导弹在等速运动时，弹簧片两边的拉力相等，惯性体不产生惯性力，惯性体在弹簧片的作用下处于中间位置；导弹加速运动时，由于惯性力的作用，惯性体相对于壳体产生位移，将拉伸弹簧片，当惯性体移动了某一距离时，弹簧片的作用力与惯性力平衡，使惯性体处于相应的位置上，与此同时，与惯性体固连的电位器滑臂也移动同样的距离，这个距离与导弹的加速度成比例，所以电位器的输出电压与导弹的加速度成比例。

重锤式加速度计的传递函数可推导如下。

当质量块 m 运动时，弹簧片产生一个和质量块的相对位移成比例的回复力

$$F_x = k_x X$$

式中 k_x 为弹簧的刚度系数。

阻尼器产生的粘性摩擦力与质量块 m 的相对运动速度成比例，即

$$F_z = k_z \dot{X}$$

式中 k_z 为阻尼器的阻尼系数。

设弹体的绝对位移为 X_d，质量块 m 的绝对位移为 X_m，则质量块的相对位移为

$$X = X_\mathrm{d} - X_\mathrm{m}$$

根据牛顿第二定律，有

$$\sum F = m\ddot{X}_\mathrm{m}$$

式中 $\sum F$ 为所有外力的和。

不考虑摩擦及有关反作用力的符号，上式可以写成

$$F_z + F_x = m\ddot{X}_\mathrm{m}$$

此方程即为质量块力平衡方程。

由于 $X_\mathrm{m} = X_\mathrm{d} - X$，上式可改写成

$$m\ddot{X}_\mathrm{d} = k_x X + k_z \dot{X} + m\ddot{X}$$

式中 $\ddot{X}_\mathrm{d}$ 就是导弹的加速度，设为 a。

对上式进行拉普拉斯变换，可得到

$$X(s)(k_x + k_z s + ms^2) = ma(s)$$

因此加速度计的传递函数为

$$G_{xj}(s) = \frac{X(s)}{a(s)} = \frac{m}{ms^2 + k_z s + k_x} = \frac{k_{xj}}{T_{xj}^2 s^2 + 2T_{xj}\xi_{xj} s + 1}$$

式中 k_{xj} 为加速度计的传递系数，$k_{xj} = m/k_x$；

T_{xj} 为加速度计的时间常数，$T_{xj} = \sqrt{m/k_x}$；

ξ_{xj} 为加速度计的阻尼系数，$\xi_{xj} = \dfrac{k_z}{2\sqrt{mk_x}}$。

如果把电位计输出的电压作为加速度计的输出信号，整个加速度计的传递函数为

$$G_{xj}(s) = \frac{u(s)}{a(s)} = \frac{k_u k_{xj}}{T_{xj}^2 s^2 + 2T_{xj}\xi_{xj}s + 1}$$

因此,加速度计的传递函数可以由一个二阶振荡环节来描述。

稳态时,即 $\ddot{X} = \dot{X} = 0$,得 $u = k_u k_{kj} a$,即电位计的输出信号与输入加速度成比例。

2. 液浮摆式加速度计

液体悬浮技术成功地应用于摆式加速度计和二自由度积分陀螺仪,是惯性导航技术发展史上的一个重要里程碑。60 年代液浮摆式惯性器件已发展到成熟阶段,各种类型的液浮摆式加速度计广泛应用于各种惯性导航和制导系统中。

液浮式加速度计原理结构类似于液浮式陀螺仪,如图 4 - 33 所示。壳体内充有浮液,将浮筒悬浮。浮筒内相对旋转轴有一个失衡检验惯性体(质量块 m),偏离旋转轴的距离为 L,敏感方向为图中的 z 方向。

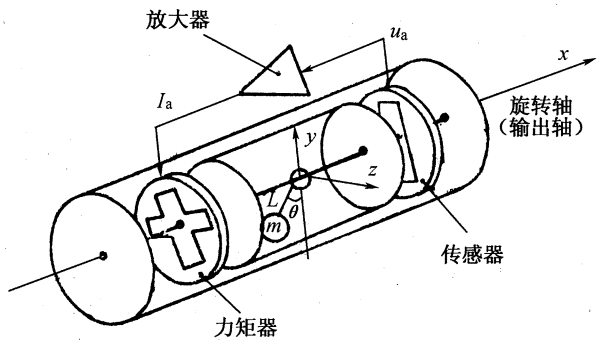


图 4 - 33 液浮式加速度计原理图

当沿加速度计的输入轴(敏感方向)有加速度时,由于惯性的作用,惯性体绕旋转轴产生惯性力矩

$$M_a = Lma$$

惯性体在惯性力矩作用下,将绕旋转轴(输出轴)转动,惯性体绕输出轴相对壳体转动的角度 θ 由传感器敏感,传感器输出与转动角度 θ 成比例的电压信号,即

$$U = k_u \theta$$

式中,k_u 为传感器的传递系数。传感器电压输入放大器,放大器输出与输入电压成比例的电流信号,即

$$I = k_i U$$

式中,k_i 为放大器的放大系数。放大器输出的电流信号输入给力矩器,产生与电流成比例的力矩

$$M_k = k_m I = k_m k_i U = k_m k_i k_u \theta$$

式中,k_m 为力矩器的放大系数。这一力矩绕输出轴作用在惯性体上,在稳态时,它与输入加速度后惯性体产生的力矩相平衡,即

$$M_k = M_a$$

$$k_m I = Lma$$

则

$$I = Lma/k_m$$

此时力矩器的输入电流与输入加速度成比例,通过采样电阻可获得与输入加速度成比例的信号。

由传感器、放大器和力矩器所组成的闭合回路,通常称为力矩再平衡回路。所产生的力矩通常称为再平衡力矩,其表达式为

$$M_k = k_m I = k_m k_i U = k_m k_i k_u \theta$$

式中三个系数的乘积 $k_m k_i k_u$ 即为再平衡回路的增益。

3. 挠性加速度计

挠性加速度计也是一种摆式加速度计，它与液浮加速度计的主要区别在于它的摆组件不是悬浮在液体中，而是弹性地连接在挠性支承上，挠性支承消除了轴承的摩擦力矩，当摆组件的偏转角很小时，由此引入的微小的弹性力矩往往可以忽略不计。

挠性加速度计有不同的结构类型，图 4－34 所示是其中的一种。摆组件的一端通过挠性支承固定在加速度计的壳体上，另一端可相对输出轴转动。传感器线圈和力矩器线圈固定在壳体上。

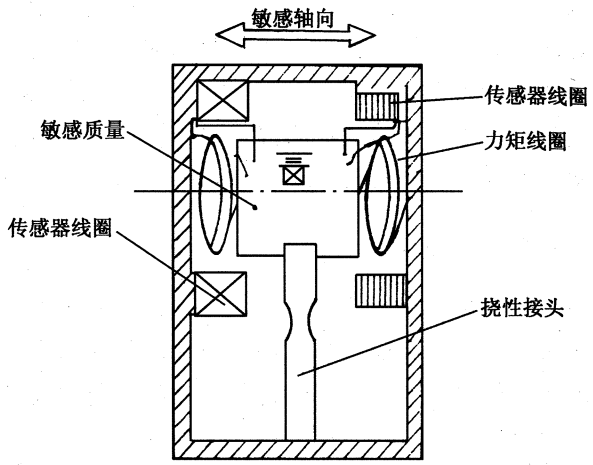


图 4－34　挠性摆式加速度计

挠性摆式加速度计的工作原理与液浮摆式加速度计相类似，同样是由力矩再平衡回路所产生的力矩来平衡加速度所引起的惯性力矩，但为了抑制交叉耦合误差，力矩再平衡回路必须是高增益的，所以，挠性加速度计装配有一个高增益放大器，使摆组件始终工作在极小的偏角范围内（在零位附近），挠性杆变形小，敏感装置灵敏度高。

挠性加速度计在结构、工艺上大为简化，同时它的精度、灵敏度及可靠性也达到了应用的要求，因此，它在航空航天飞行器中得到广泛的运用。

4. 摆式积分陀螺加速度计

摆式积分陀螺加速度计是一种利用陀螺力矩进行反馈的摆式加速度计。陀螺加速度计的工作原理见图 4－35。

由图 4－35 可知，摆式积分陀螺加速度计的结构类似于一个二自由度陀螺仪，有高速旋转的陀螺转子，有内、外框架，内框架轴的一端装有角度传感器，外框架轴的上下端分别装有输出装置和力矩电机，沿转子轴 Oz 有一偏心质量块 m，其质心离内框架轴的距离为 l，因而绕内框架轴形成摆性 ml。

当沿外框架 OX_1 轴方向有加速度 a_{X_1} 时，在内框架轴上产生与该加速度成正比的惯性力矩 mla_{X_1}。在理想条件下，即沿内、外框架轴没有任何干扰力矩的情况下，按陀螺进动原理，转子将带动内、外框架一起绕 OX_1 轴进动，其进动角速度为 $\dot{\alpha}$，进动的结果，内框架轴上产生陀螺反作用 $H\dot{\alpha}$，在稳态条件下，惯性力矩 mla_{X_1} 将精确地被陀螺力矩所平衡，因此有

$$H\dot{\alpha} = mla_{X_1}$$

或

$$\dot{\alpha} = \frac{ml}{H}a_{X_1}$$

在零初始条件下，积分得

$$\alpha = \frac{ml}{H}\int_0^t a_{X_1}\mathrm{d}t = \frac{ml}{H}v_{X_1}$$

式中 v_{X_1} 为导弹的速度。

陀螺加速度计的输出信号是外框架的转动角速度 $\dot{\alpha}$ 或转角 α，经角度或角速度传感器将其转换成相应的电信号。

图中，$OX_1Y_1Z_1$ 为与外框架相固联的坐标系，OX_1 为输入轴；$\dot{\alpha}$，$\dot{\beta}$ 分别为外框架相对仪表基座和内框架相对外框架的角速度；a_{X_1} 为沿外框架轴输入的加速度；ml 为绕内框架轴的摆性；m_1，l_1 为外框架上的平衡质量及其相对外框架轴的距离；H 为角动量；M_{X_1} 为绕外框架轴的各种干扰力矩之和；M_D 为电机力矩。

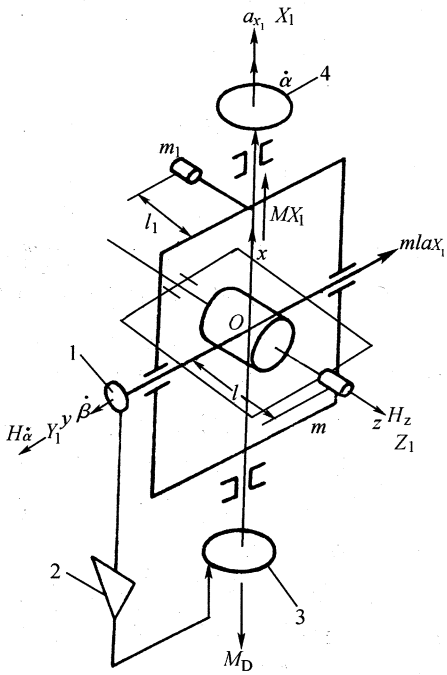


图 4－35 摆式积分陀螺加速度计
1—角度传感器；2—放大器；
3—力矩电机；4—输出装置

4.1.4 导引头

导引头是一种安装在导弹上的目标跟踪装置，它的作用是测量导弹偏离理想运动轨道的失调参数，利用失调参数形成控制指令，送给弹上控制系统，去操纵导弹飞行。

采用不同的引导方法所要求测量的失调参数的类型不同。用直接法导引时失调参数是导弹的纵轴与目标视线之间的夹角；采用追踪法时，失调参数是导弹的速度矢量方向与目标视线之间的夹角；如果导弹采用平行接近法或比例导引法导引时，失调参数则是目标视线转动的角速度。

4.1.4.1 导引头分类

导引头接收目标辐射或反射的能量，确定导弹与目标的相对位置及运动特性，形成引导指令。按导引头所接收能量的能源位置不同，导引头可分为：

主动式导引头，接受目标反射的能量，照射能源在导引头内；

半主动式导引头，接收目标反射的能量，照射能源不在导引头内；

被动式导引头，接收目标辐射的能量。

按导引头接收能量的物理性质不同可分为雷达导引头和光电导引头。光电导引头又分为电视导引头，红外导引头和激光导引头。

按导引头测量坐标系相对于弹体坐标系是静止还是运动的关系，可分为固定式导引头和活动式导引头。活动式导引头又分为活动非跟踪式导引头和活动跟踪式导引头。

下面介绍固定式和活动式导引头的工作原理及特征。

1. 固定式导引头

导引头的测量坐标系和弹体坐标系相重合，这种导引头称为固定式导引头。固定式导引头不跟踪目标的位移，而只测量目标视线与弹体纵轴之间的角偏差，如图 4－36 所示，根据测得的角偏差 φ_1，导引头形成相应的失调信号电压 $u_\varphi = K_\varphi\varphi_1$，根据 u_φ 形成 Oy、Oz 方向的引导指令

$$u_y = K_y\varphi_y$$

$$u_z = K_z\varphi_z$$

式中　K_y、K_z 为传递系数。

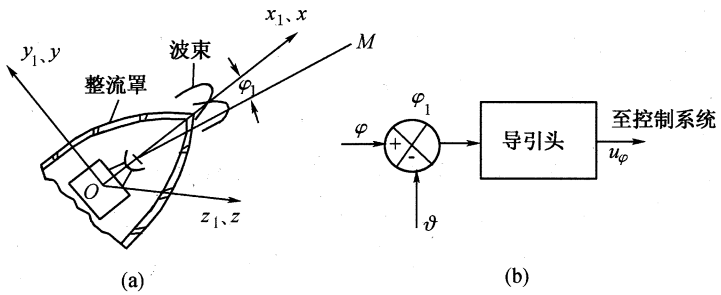


图 4－36　固定式雷达导引头

(a)固定式导引头;(b)简化方块图

引导指令通过控制系统操纵导弹飞行,使导弹在空间向失调参数(角偏差)接近于零的方向飞行,即使目标位于导弹纵轴方向上。这种采用固定式导引头的系统实现的是直接法。

采用固定式导引头的制导系统也能实现追踪法。其方法是在弹上增加测速装置,如风标器等,如图 4－37 所示。

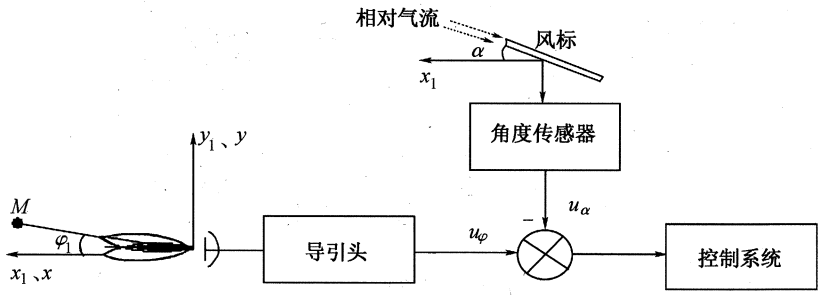


图 4－37　装风标的固定导引头

由于导弹的速度比干扰风速大得多,因此风标器的指向可以认为是导弹速度的方向,这个方向和导弹纵轴间的夹角就是导弹的攻角 α,经角度传感器输出的电压为

$$u_\alpha = K_\alpha\alpha$$

式中　K_α 为传感器的传递系数。

导引头的输出电压为

$$u_\varphi = K_\varphi\varphi_1$$

弹上控制系统的输入控制电压为

$$u_k = u_\varphi - u_\alpha = K(\varphi_1 - \alpha)$$

式中　$K = K_\varphi = K_\alpha$

此电压信号经过放大变换,操纵导弹执行装置产生控制力,使 $\varphi_1 = \alpha$,即导弹向速度方向与目标视线重合的方向飞行,这样就实现了追踪法导引。

采用固定式导引头，在导弹弹体振动时，导引头测量的角偏差值中包含弹体角振动分量，因而测量精度比较低，制导误差较大。

2. *活动式导引头*

导引头坐标系与弹体坐标系的相对方位能够变化的导引头称为活动式导引头，一般分为活动式非跟踪导引头和活动式跟踪导引头两种。

(1) 活动式非跟踪导引头

活动式非跟踪导引头可以改变导引头坐标系与弹体坐标系的相对方位，使导引头坐标轴瞄准目标，然后固定导引头坐标系相对弹体速度矢量的位置，可直接实现追踪法，不跟踪目标视线。这种导引头可用于追踪法和平行接近法引导的导弹。

(2) 活动式跟踪导引头

使导引头坐标系 Ox 轴连续跟踪目标视线的导引头，称为活动跟踪式导引头。下面以跟踪天线安装在陀螺稳定平台上的雷达导引头为例，说明活动式跟踪导引头的工作原理。

跟踪天线安装在陀螺稳定平台上的导引头工作原理如图 4－38 所示，天线与稳定平台固连，稳定平台根据偏差方向做相应的转动，使天线对准目标方向。当天线中心线偏离目标视线时，接收机输出误差信号，该信号包含偏差的大小和方向信息，误差信号经放大后，驱动力矩电动机，使平台转动，直至误差信号为零。因此，导引头跟踪系统能够保证天线跟踪目标。

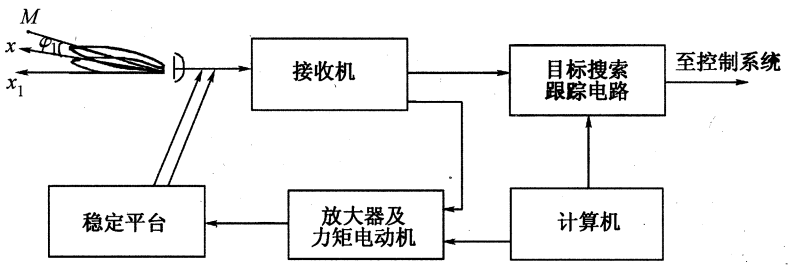


图 4－38　带稳定平台的导引头简化框图

由于天线始终跟踪目标转动，因而天线转动的角速度就是目标视线的转动角速度，而天线的转动角速度是可以测量的，这种导引头可用于实现平行接近法和比例导引法。

在采用比例导引法时，应满足

$$\dot{\theta} = K\dot{\varphi}$$

式中　$\dot{\theta}$ 为导弹速度矢量转动角速度；

$\dot{\varphi}$ 为目标视线转动角速度；

K 为导引系数。

活动跟踪式导引头的输出信号与目标视线角速度成比例，即

$$u_{\varphi} = K_{\varphi}\dot{\varphi}$$

式中　K_{φ} 为比例系数。

由于 $\dot{\theta} = a_y / v_d$，法向加速度 a_y 可用线加速度计测出，导弹速度 v_d 是已知的，这样根据线加速度计的输出可得到与导弹速度矢量角速度成比例的信号 $u_{\dot{\theta}}$，这样误差信号可由

$$\Delta\dot{\theta} = K\dot{\varphi} - \dot{\theta}$$

得到，即

$$u_{\Delta\dot{\theta}} = \frac{K}{K_\varphi} u_{\dot{\phi}} - u_{\dot{\theta}}$$

由此可得到控制指令。

4.1.4.2 对导引头的基本要求

导引头是自寻的系统的关键设备，导引头对目标高精度的观测和跟踪是提高导弹制导精度的前提条件，因此，导引头的基本参数应满足一定的要求。

1. 发现和跟踪目标的距离 R

发现和跟踪目标的距离 R，由导弹的最大发射距离（射程）来决定（这里指的是全程自寻的制导的导弹，如果是寻的末制导导弹，导引头跟踪距离与末制导段距离有关，而不取决于最大射程），它应满足下式

$$R \geqslant \sqrt{(d_{\max} + v_m t_0)^2 + H_m^2}$$

式中 R 为发现和跟踪目标的距离；$d_{\max}$ 为导弹的最大发射距离；v_m 为目标速度；H_m 为目标飞行高度；t_0 为导弹飞行时间。

2. 视场角

导引头的视场角 Ω 是一个立体角，导引头在这个范围内观测目标。在光学导引头中，视场角 Ω 的大小由导引头光学系统的参数来决定；对雷达导引头而言，视场角 Ω 由其天线的特性（如扫描，多波束等）与工作波长来决定。

要使导引头的分辨率高，那么视场角应尽量小，而要使导引头能跟踪快速目标，则要求视场角增大。

对固定式导引头而言，视场角应大于或等于这样一个值，当视场角等于这个角度值时，在系统延迟时间内，目标不会超出导引头的视场，即要求

$$\Omega \geqslant \dot{\phi}\tau$$

式中 $\dot{\phi}$ 为目标视线角速度；τ 为系统延迟时间。

若 $\dot{\phi} = 5(°)/s \sim 10(°)/s$，而 $\tau = 1s$，则得 $\Omega = 5° \sim 10°$。

对于活动式跟踪导引头，视场角可以大大减小，因为在目标视线改变方向时，导引头的坐标轴 Ox 也随之改变自己的方向。如果要求导引头精确地跟踪目标，则视场角 Ω 应尽量减小，但是，由于目标运动参数的变化，导引头采用的信号的波动，仪器参数偏离了给定值等原因，会引起跟踪误差，这些误差源的存在，使得导引头的视场角的允许值很小。

3. 中断自导引的最小距离

在自寻的系统中，随着导弹向目标逐渐接近，目标视线角速度随之增大，这时导引头接收的信号越来越强，当导弹与目标之间的距离缩小到某个值时，大功率信号将引起导引头接收回路过载，从而不可能分离出关于目标运动参数的信号。这个最小距离，一般称为“死区”。

在导弹进入导引头最小距离（“死区”）前，应当中断导引头自动跟踪回路的工作。

4. 导引头框架转动范围

导引头一般安装在一组框架上，它相对弹体的转动自由度受到空间和机械结构的限制，一般限制 ±40°以内。

4.1.4.3 红外导引头

根据红外导引头结构特点和工作原理，红外导引头可分为以下两类：同轴式红外导引头和伺服连接式红外导引头。

1. 同轴式红外导引头

同轴式红外导引头通常由光学系统、调制盘、红外探测器(光电转换器)、误差信号处理电路及陀螺角跟踪系统组成,如图 4 – 39 所示。其中光学系统、调制盘、红外探测器(光电转换器)组成红外位标器,其结构如图 4 – 40 所示。

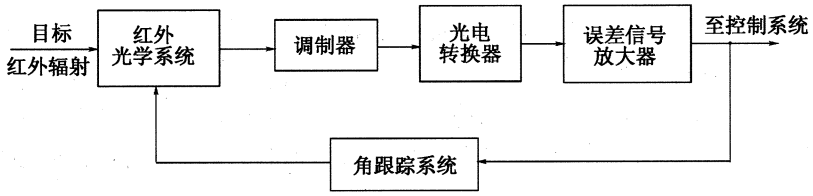


图 4 – 39　同轴式红外导引头原理图

同轴式红外导引头将光学系统和调制器作为陀螺转子的一部分,直接固定在陀螺转子上,与转子一起旋转,并使光学系统轴与陀螺转子轴相重合,如图 4 – 41 所示。利用自由陀螺仪的定轴性实现导弹视线的空间稳定。陀螺转子中有一块永久磁铁,导引头壳体上绕有轴向进动线圈,用以产生进动力矩。

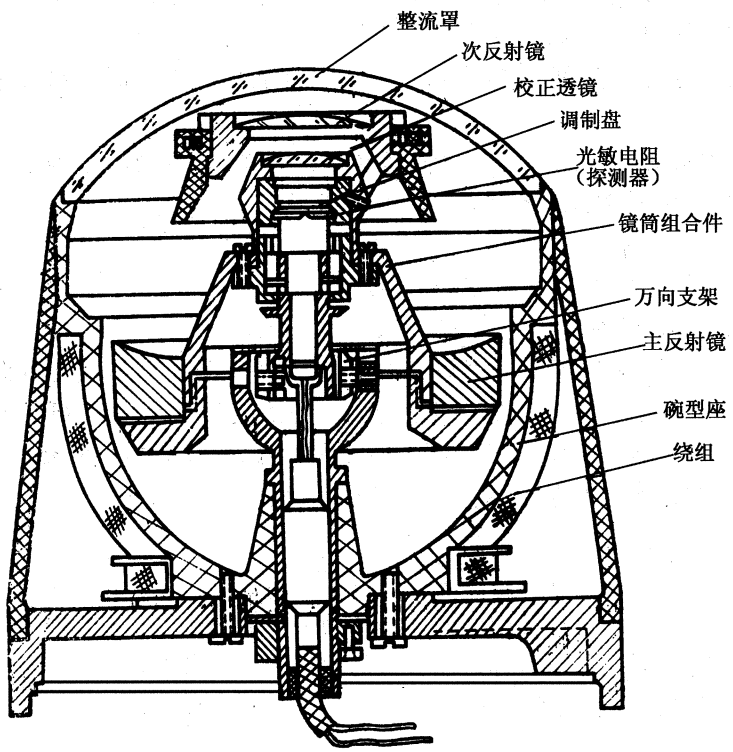


图 4 – 40　红外位标器结构图

在导弹跟踪目标过程中,如果目标视线与光轴间出现偏角,由红外探测器将相应的电信号输出给误差信号处理线路,这个信号经放大、滤波等处理,在陀螺进动线圈中产生相应的控制电流,此电流通过线圈产生的磁场与陀螺转子上的永久磁铁的磁场相互作用而产生进动力矩,

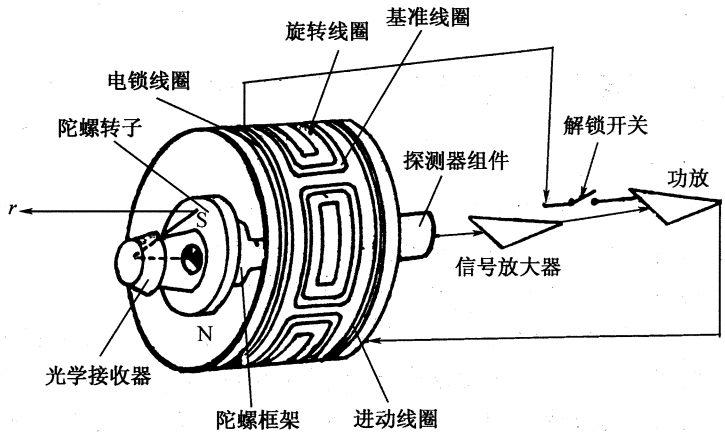


图 4－41　同轴安装式红外导引头

在进动力矩的作用下，陀螺转子轴向目标方向进动，使光学系统轴不断地跟踪目标。下面介绍红外导引头的各组成部分。

(1) 红外光学系统

导引头采用折反式光学系统。由球形外罩、主反射镜、次反射镜(平面反射镜)、支撑玻璃板、光栏和色谱滤光片组成，如图 4－42。在光学系统的焦平面上放有调制盘，滤光片之后放置红外线探测元件。这些元件是同轴的，也就是每一表面的曲率中心都在一条直线上，这条直线称为光轴。如果制造和安装时造成偏离，就会损害光学系统的性能。

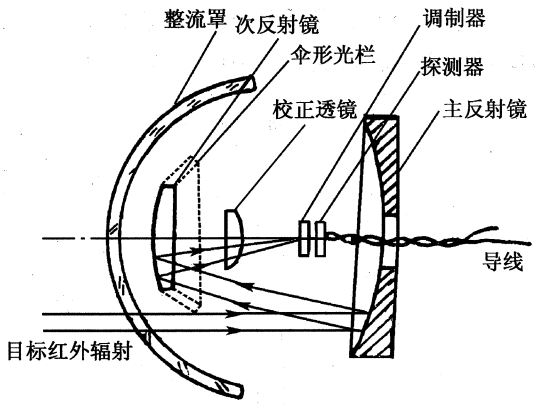


图 4－42　红外光学系统

导引头工作时，球形外罩处于固定状态，探测元件处于可摆动状态，其余部件则和陀螺转子固定在一起，处于高速旋转又可摆动的状态。

① 球形外罩

它是一个半球形的罩，位于导弹的最前端，用金属压环与弹体连在一起。作用是把整个导引头封闭起来，作为一个保护罩，并且用来得到良好的空气动力性能。

由于目标辐射的红外线首先必须经此球形外罩折射到大反射镜上，因此选择材料时要求在所需的波长范围内透射率高，使透过此罩的能量损失最小。另外要求球形外罩的球心与自动导引头的旋转中心相重合，这样可以保证陀螺绕球心运动，而且还可以保证当陀螺转子处在任意位置时，系统的光学性能保持不变。

② 主反射镜

它为圆形球面反射镜，是红外光学系统的主要部件。为减少能量损失，在反射镜的凹形球面上可采取真空镀铝，以获得最大的反射率。目标红外线通过球形外罩后经主反射镜反射到

平面反射镜上去。

③ 次反射镜

次反射镜位于主反射镜的反射光路中，主反射镜会聚的红外光束，经次反射镜反射回来，大大缩短了光学系统的轴向尺寸。

④ 滤光片

光谱滤波是利用目标和背景辐射光谱分布的差别，使红外接收装置能在规定的光谱范围工作的技术。为了达到较好的光谱滤波效果，可根据红外接收装置光敏电阻（探测器）的光谱特性，设计和加工滤光片，使它具有所希望的光谱特性，用以消除和减少杂散辐射及背景辐射的影响，从而保证对目标辐射的光谱波段有较高的透过率。滤光片装在调制盘之后，目的是不因加入滤光片而影响信号调制时的优良像质，使其尽量靠近调制盘是为使其尺寸减小。

支撑玻璃对次反射镜起支撑作用，它应透过红外线；光栏防止漫射光线的干扰。

为了提高自动导引系统的性能，可以增加校正透镜，用来校正光学系统成像的像差，提高像质。

红外光学系统的工作过程如下：目标的红外辐射透过球形外罩，照射到主反射镜上，经主反射镜聚焦，反射到次反射镜上，在次反射并经光栏、校正透镜等进一步会聚，成像位于光学系统焦平面的调制器上。这样，光学系统把目标辐射的分散能量聚集成能量集中的像点，增强了系统的探测能力。

目标像点在调制器上的位置与目标在空间相对导引头光轴的位置相对应。为讨论方便我们可以用一个与光学系统焦距相等的等效凸透镜来代替光学系统。设目标视线与光轴的夹角即偏差角用 $\Delta\varphi$ 来表示，如图 4－43 所示。

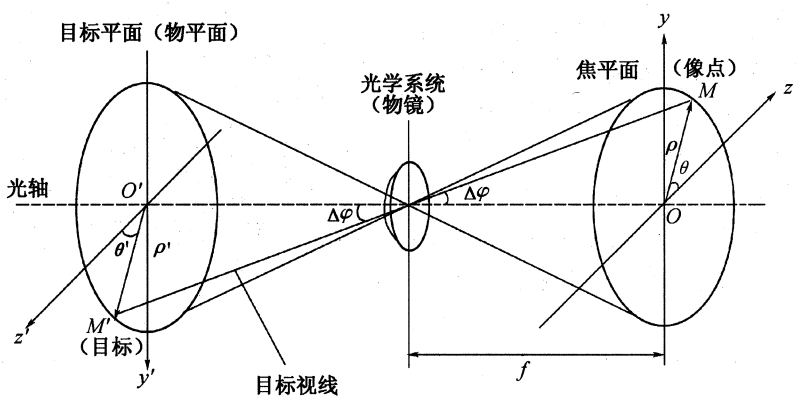


图 4－43　目标和像点位置关系

当偏差角 $\Delta\varphi=0$ 时，目标成像于测量坐标系原点 O 点；当 $\Delta\varphi\neq0$ 时目标像点 M 偏离 O 点。设像点与测量坐标系原点距离 $OM=\rho$，由于 $\Delta\varphi$ 是个很小的角，则有

$$\rho = f\cdot\tan\Delta\varphi \approx f\cdot\Delta\varphi$$

即距离 ρ 与偏差角的大小成比例，比例系数 f 为光学系统的焦距。图 4－43 中测量坐标系 yOz 与 $y'O'z'$ 相差 180°，目标位置 M' 与 $O'z'$ 轴的夹角为 θ'，目标像点 M 与 Oz 轴的夹角为 θ，由图可得 $\theta=\theta'$。即像点 M 的方位角反映了目标偏离光轴的方位角 θ'。由此可见，光学系统焦

平面上的目标像点 M 的位置参数 ρ、θ，表示了目标偏离光轴的偏差角的大小和方向。

(2) 调制器

经光学系统聚焦后的目标像点，是强度随时间不变的热能信号，如直接进行光电转换，得到的电信号只能表明导引头视场内有目标存在，不能判定目标的方位，所以在光电转换前必须对目标像点进行调制，把接收到的恒定辐射能变换为随时间断续变化的辐射能，并使调制成的信号的幅值、频率、相位等随目标在空间的方位变化而变化。

调制器的作用：

① 对所接收的目标信息进行调制以供鉴别目标偏离光轴的方位；

② 对背景的辐射进行空间滤波；

③ 给出满足自动跟踪和控制系统稳定性和准确度要求的调制曲线。

所谓空间滤波，是利用目标和背景的空间辐射特性的差别即光学系统对目标和背景辐射所成的像的尺寸不同，突出目标信号，抑制背景，从而提高从背景中探测特定目标的能力。

调制器是导引头的关键元件之一，广泛应用的调制器是调制盘。

调制盘样式繁多，基本都是在一种合适的透明基片上用照相、光刻、腐蚀等方法制成特定图案。

当目标像点和调制盘有相对运动时，调制盘就对目标像点进行调制，调制后的辐射能量是时间的周期性函数，即周期振荡的载波。如果使载波的振幅、频率或相位随目标位置不同而按一定规律变化，即可得到不同的调制波。

一般载波的频率取得比较高，以使目标的信号频带范围远小于载波频率。这样，在传输中只涉及到载波比较窄的频带范围，可以用选频放大器，放大载频调制信号，让信息方便地通过，同时也能适应光敏元件的最佳响应频率，采用高频载波还可以抑制噪声干扰。

按调制方式不同，调制盘分调幅式、调频式、调相式和脉冲编码式调制盘，其中调频方式的调制盘输入误差角与输出解调信号之间的线性度最好，而调幅方式的调制盘对小信号跟踪较好，早期研制的红外制导系统大多采用调幅式调制盘。

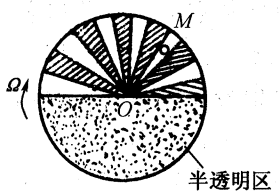


图 4-44 一种调幅式调制盘图案

① 旋转调幅式调制盘

如图 4-44 所示的调制盘的图案，是一种调幅式调制盘。调制盘以其直径为分界线分成上下两部分，上半圆是辐射状的，分为黑白相间的十二等分，由透明与不透明的扇形组成，下半圆是呈半透明状的半透区。

黑色单元能全部吸收红外线，透明单元可全部透过红外线，半透明区的红外线透过率为 50%。

当目标在导引头视场角范围之内时，它就成像于调制盘上，调制盘与陀螺转子固连，陀螺转子旋转时，调制盘随之一起旋转。当经光学系统聚焦后的目标像点落在调制盘上时，由于调制盘的旋转使目标像点的连续型的红外能量被调制成脉冲信号。脉冲信号的包络的频率与陀螺转子的旋转频率相同，载波频率与调制盘图案及调制盘的旋转频率有关，当用图 4-44 中所示的调制盘调制时，其载波频率为 $T/12$，T 为调制盘旋转周期。

当目标成像于 A 点时，其面积为 S，总面积中只有一部分辐射能透过调制盘，面积为 S_1，辐射在黑色单元的部分，则不能透过，其面积为 S_2，如图 4-45 所示，假设目标像点的辐射照

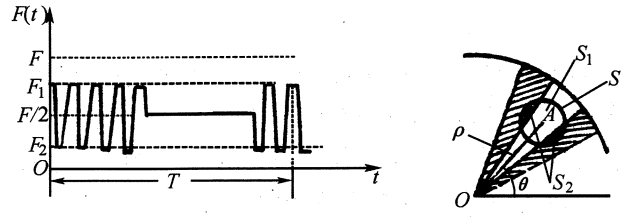


图 4－45　调制信号波形

(a) 调制波形　(b) 像点与盘分格相对位置

度是均匀分布的，则透过的能量 F_1 与 S_1 成正比，不能透过的能量 F_2 与 S_2 成正比。所以调制盘旋转时，透过的能量在 F_1 与 F_2 之间周期性的变化。这里有用的调制信号为 $|F_1 - F_2|$，它与 $|S_1 - S_2|$ 成正比，当 $S_1 = S$ 而 $S_2 = 0$ 时透过的能量最大，为表示信号调制的程度，引入调制深度的概念，即

$$D = \frac{|F_1 - F_2|}{F} = \frac{|S_1 - S_2|}{S}$$

由上式可知，调制深度 D 越大，所得到的调制信号的幅值也越大。如果目标像点面积不变，偏离量 ρ 增大，则 S_1 增加，而 S_2 减小，所以调制深度 D 增大，此时调制信号幅值也随之增大。反之，S_1 减小，调制度 D 值也减小，调制信号幅值也减小。因此这种调制盘在目标像点面积一定时，所得调制信号的调制深度是像点在调制盘上的偏离量 ρ 的函数。

在调制盘所在的平面上设置一个固定的平面坐标系，就可以判定目标像点偏离光轴的方向，此方向就是目标偏离导引头方位的真实反映。令半透区与条纹区的分界线为基准线，并假定目标像点为一个几何点，则目标像点偏离的方位角不同时，得到的调制脉冲包络信号的初相角也不同。为了比较相位，引入初相角为零的基准信号，图 4－46 为目标在 A、B 两点所得的调制信号波形，其中调制信号包络与基准信号的相位差分别等于目标在空间的方位角 θ_a、θ_b。由于假定目标像点为几何点，调制信号的载波为矩形波，所以调制信号的初始相位反映了目标像点偏离光轴的方位。因此调制盘输出的调制信号可以反映目标像点偏离方位及大小。

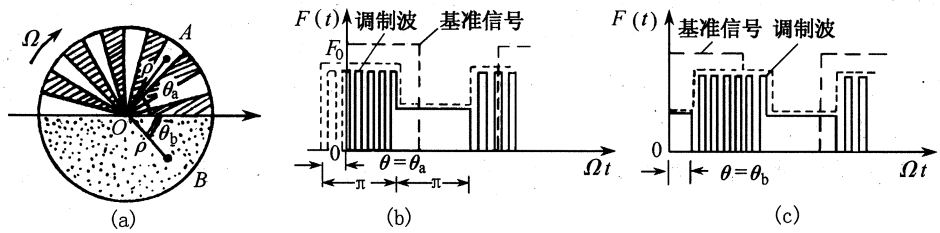
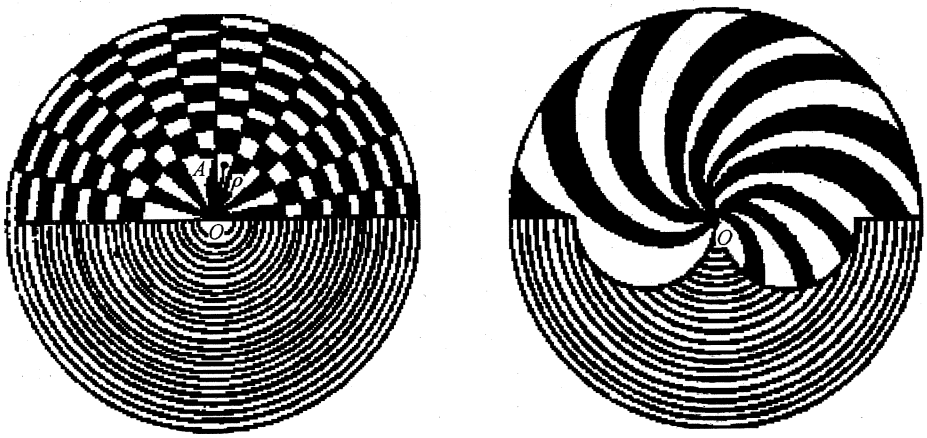


图 4－46　包络信号相位与目标方位角的关系

(a)图案；(b)目标位于 A 点调制波形；(c)目标位于 B 点调制波形

实际制导系统中使用的调幅式调制盘一般比图 4－44 所示的要复杂，比如将上述调制盘再做径向分格，以减小透射与不透射的面积，如图 4－47(a)所示的棋盘格子状调制盘。棋盘格子的设计，应使每个小单元的面积基本相等。图 4－44 所示的调制盘还可进一步演变为如图 4－47(b)所示的阿基米德螺线辐射状调制盘。



(a) (b)

图 4－47　两种典型的调幅式调制盘
(a)棋盘格式;(b)阿基米德曲线式

调制盘的形状所以做得这样复杂,其基本目的是为了消除背景干扰,实现空间滤波。对于棋盘格子式调制盘,若背景为均匀的辐射,则背景辐射经光学系统入射后成像于整个调制盘上,此时调制盘后面的探测元件接收的光能为一恒定值,故探测元件输出的信号亦为一恒定值;若背景出现大片云彩,云彩辐射成像于调制盘的调制区,可能盖上几条纬线和经线,盖上了几个格,其中透光的大致占有一半的面积,随着调制盘转到另一个位置,云彩成像仍然盖上相同数目的格,仍有一半的面积透光,透光面积基本不变,探测元件输出的信号几乎不变。又由于调制盘的半透区部分的透光量为入射到调制盘上的能量的一半,而整个格纹区的辐射能量也为入射到调制盘的能量的一半,故在360°的范围内均不产生调制信号。

一般背景的尺寸比真实目标大得多,它们在调制盘上形成的像点也就比真实目标的像点大得多,因此调制盘仅对目标的热辐射进行调制,对背景不产生调制。

当有个别不均匀的背景存在时,这种背景辐射到调制盘上也能引起微弱调制,但由于背景上真实目标的辐射被调制后能得到调制度更大的脉冲,系统将对它优先响应。

而对于图 4－44 所示的调幅调制盘,当背景辐射面积较小,又成像于调制盘边缘时,仍会有调制信号,不能完全达到空间滤波的目的。

下面讨论调制曲线。由式 $\rho = f \cdot \tan \Delta\varphi \approx f \cdot \Delta\varphi$ 可知,目标的偏离量 ρ 与目标偏离光轴的角度 $\Delta\varphi$ 呈线性关系,目标偏离光轴的角度 $\Delta\varphi$ 与调制脉冲信号的幅值 u 间的关系曲线称为调制盘的调制曲线,棋盘格式调制盘的调制特性曲线如图 4－48 所示。

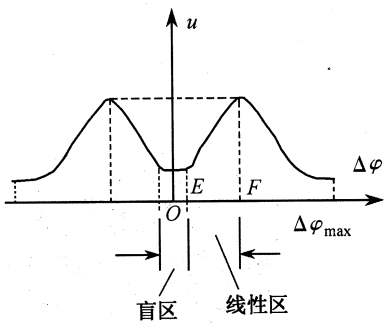


图 4－48　棋盘格式调制盘的调制特性曲线

调制曲线的纵轴表示脉冲信号的幅值,横轴表示目标偏离光轴的角度。当 $\Delta\varphi$ 角等于零时,目标成像于光轴上,调制盘输出信号是一个常值,有用调制信号接近零值,系统输出取决于噪声信号。当目标偏离光轴角度很小时,调制盘输出信号调制深度很小,有用信号小于噪声信

号，调制信号随目标偏离光轴角度的增大，变化较平缓，处于不能产生正常跟踪信号的区域，这个区域称为调制盘的盲区。随着 $\Delta\varphi$ 角增大，目标像点越出盲区，调制盘输出信号调制深度迅速增加，调制脉冲信号的幅值随 $\Delta\varphi$ 角线性上升，此区域称为线性区域。$\Delta\varphi$ 角继续增加，当它大于某一定值后，目标像点进入棋盘格区，如目标像点直径大于格子径向宽度，因随 $\Delta\varphi$ 角增加环带宽度变窄，调制深度随 $\Delta\varphi$ 角增加而逐渐减小。

调制特性曲线的线性部分保证导引头正常跟踪目标，当 $\Delta\varphi$ 角大于线性区域时，信号幅值与 $\Delta\varphi$ 角不成线性关系，但仍能形成反映目标位置的误差信号，故称之为捕获区。当 $\Delta\varphi = \Delta\varphi_{max}$ 时，像点越出调制盘边缘，输出信号为零，$2\Delta\varphi_{max}$ 称为导引头的视场角。

调制曲线与导引头工作状态的关系如下：当目标像点落到盲区时，没有有用信号输出，即此时导弹处于不控状态，当像点大小变化时，盲区大小也随之变化，盲区的大小是决定系统跟踪精度的一个重要因素。提高系统的信噪比，将会使盲区减小。

导弹在调制曲线的线性段是处于跟踪状态，这一段曲线的形状对控制系统的工作状态有很大影响。一般希望这段线性程度要好，斜率要近似为常值，在斜率一定的情况下，希望线性段宽些，峰值大些，这样导弹跟踪目标的能力也会强些，光学系统轴的跟踪角速度也会大些。当斜率一定时，线性段宽度与调制盘中心扇形区的大小有关，扇形区越长，线性段越宽，但扇形区增大，会造成背景干扰的增大。

在捕获目标时，目标像点总是从调制盘边缘逐渐向中心移动，而从调制曲线捕获区逐渐到线性区，从捕获状态转入跟踪状态，捕获区主要是为了扩大视场范围，这段宽度越大，则视场角也越大。

② 旋转调频式调制盘

旋转调频式调制盘是以基频信号进行频率调制为基础的。某调频式调制盘的图案如图 4－49所示。整个调制盘划分为三层环带，各层环带中的黑白相间的分格数，从内向外为 8，16，32，每层栅格的宽度也是不均匀的，并沿圆周自基线 OO' 起按正弦规律变化。

工作时，调制盘等速旋转，经光学系统聚焦后的红外线，透过调制盘的栅格投射在光电转换器上，进行光电转换后输出脉冲电压，其宽度和重复频率都随时间变化。调制盘上的目标像点与盘心的距离增大时，光电转换器输出脉冲的平均宽度就越窄，平均重复频率就越高。如图 4－50 所示。

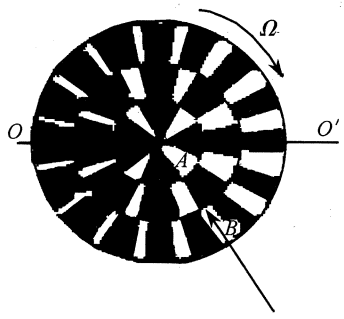


图 4－49　旋转调频式调制盘

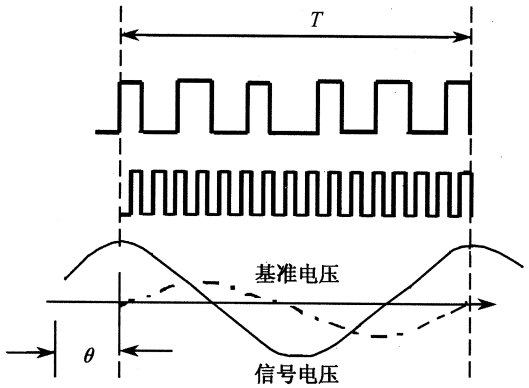


图 4－50　旋转调频调制盘的调制波形

这种调频脉冲信号经放大、鉴频以后可变换成正弦电压，如图 4－50 所示，此正弦电压与基准电压的相位差，即为目标方位角，正弦电压的幅值反映目标偏离光轴量的大小。

③ 圆锥扫描调制盘

调制盘图案如图 4－51 所示。外圈为三角形图案，里面为扇形分带棋盘格图案，扇形格数目，由里向外增加，各环带上黑白面积应尽量相等。外圈三角形用来产生调制曲线的上升段，三角形的数目根据选择的调制频率确定。

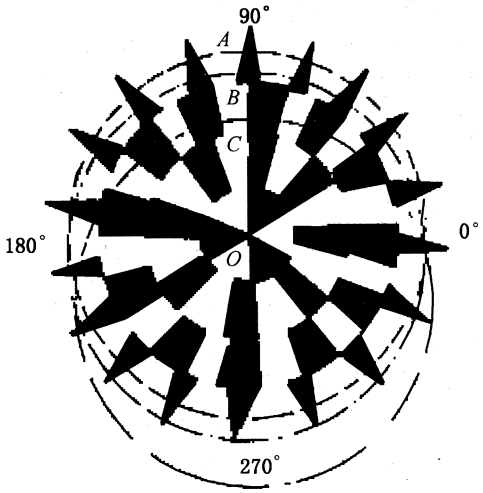


图 4－51　圆锥扫描调制盘

调制盘工作时置于光学系统的焦平面上，中心 O 与光学系统主光轴重合。折反式光学系统中的次反射镜与系统光轴倾斜一个角度 γ，光学系统绕主光轴以一定的角频率旋转时，目标像点在调制盘上做圆锥扫描运动，如图 4－52 所示，调整次反射镜的倾斜角 γ，可改变所得扫描圆的大小。

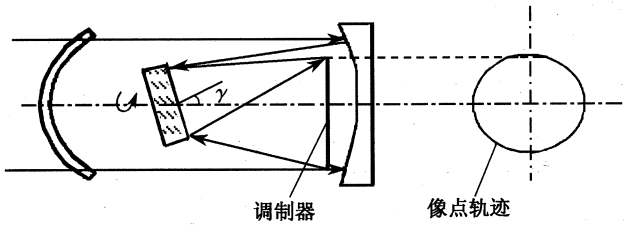


图 4－52　圆锥扫描的形成

目标位于光轴上时，扫描圆与调制盘同心；目标偏离光轴时，扫描圆与调制盘不同心，而目标实际位置与扫描圆心位置相对应。通过调整次反射镜倾斜角 γ 使目标位于光轴上时，目标像点扫在外圈三角形中部，如图 4－51 中圆 A，透过调制盘的是等幅光脉冲，经光电转换器和滤波器后，得到图 4－53(a)所示的不被调制的等幅波，载波频率 $f_0 = n\Omega$，n 为外三角形个数，Ω 为光学系统旋转速度。目标偏离光轴时，光学系统旋转时得到如图 4－51 中的扫描圆 B，目标像点一周内扫过外三角形的不同部位，光学系统旋转时得到图 4－53(b)所示的调幅波。当目标偏离光轴的误差角 $\Delta\varphi$ 再增大，得到如图 4－51 中的扫描圆 C，目标像点扫描一周内已有部分超出调制盘，出现图 4－53(c)所示的调幅波。将上述调幅信号检波后，检出反映目标偏离光轴大小和方向的包络信号。

这种调制盘的调制曲线如图 4－54 所示，曲线只有上升段和下降段，上升段的宽度较窄，下降段的宽度较宽。

这种圆锥扫描调制盘的特点是，调制曲线没有盲区，在跟踪过程中，像点处在调制盘上任何位置，载波均不会消失，因此多用于跟踪精度较高的系统，工作的有效视场比由调制盘决定的瞬时视场扩大近一倍，因扫描圆偏离到只能扫到两个三角时，理论上认为仍可探测到目标，

那么由这个扫描圆心决定的圆便是实际有效视场，如图 4－55 所示。当要求有效视场一定时，这种调制盘比其他类型的调制盘小得多，有利于减小背景干扰。

④ 多元探测器

用多元探测器阵列可以制成不用调制盘的跟踪系统，即用光敏元件组成类似于调制盘的图样来完成调制盘的作用。其原理是借助于扫描对光能进行调制。

探测器阵列一般做成线列或矩阵式。下面介绍一种简单的十字形探测器阵列，如图 4－56 所示。在圆锥扫描式光学系统的焦平面上，放置着由四个矩形光敏元件组成的十字形阵列，当目标位于光轴上时，扫描圆心与十字形的中心重合，像点以等时间间隔通过四个元件，此时产生周期相同的四个脉冲，这时由位于 0°和 180°、90°和 270°的元件分别组成的两个通道的线路直流输出都为零；当目标偏离光轴时，扫描圆与探测器阵列不同心，产生的脉冲间隔就不再相等，此信号和基准信号相比较，就可获得俯仰和偏航直流误差信号电压。误差信号的幅值大小反映了目标偏离的大小，电压的极性反映了偏离方向。

这种脉冲调制系统空间滤波性能较好。

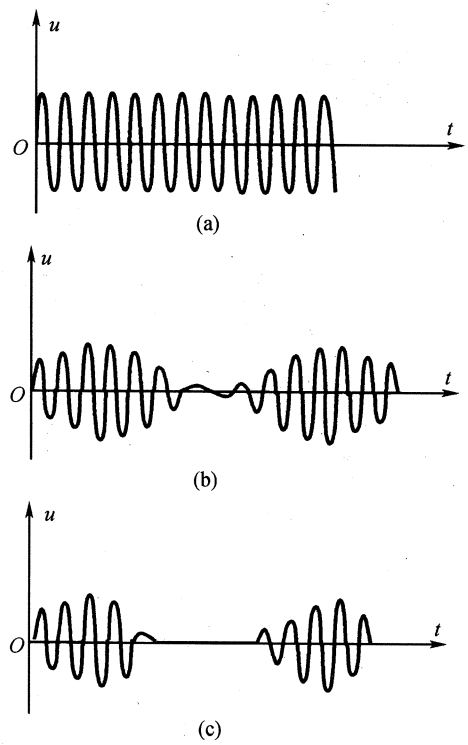


图 4－53　圆锥扫描调制盘的调制波形

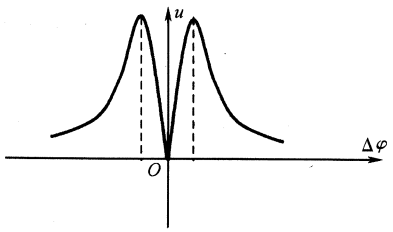


图 4－54　圆锥扫描调制盘的调制曲线

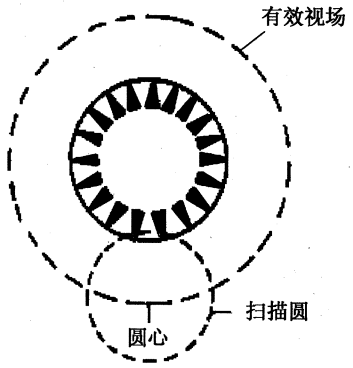


图 4－55　圆锥扫描调制盘的有效视场

(3) 光电转换器(红外探测器)

光电转换器的作用是将调制器输出的含有目标信息的红外辐射能转换为电信号。因为误差信号处理器只能处理电信号。红外寻的制导系统中用红外探测器作为光电转换器。

红外探测器是一种灵敏度很高，对热辐射反应十分迅速的光电传感器。

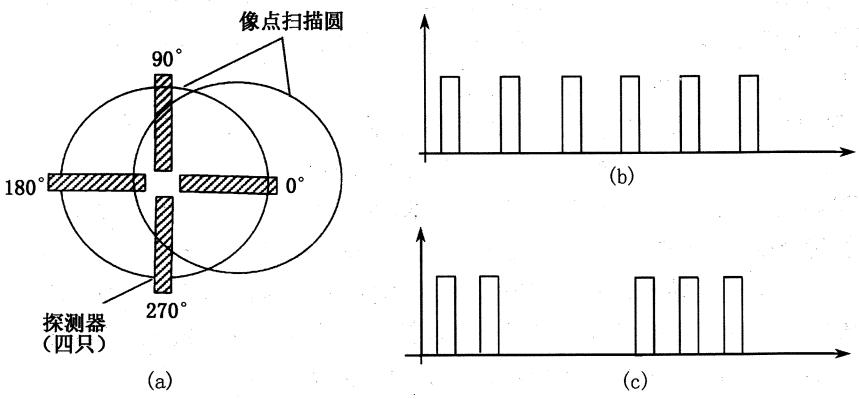


图 4－56　十字形探测器阵列及其调制波形

(a) 十字叉探测阵列；(b) 目标在光轴上的输出；(c)目标偏离光轴时的输出

红外探测器按探测过程的物理机理，可分为热探测器和光子(或量子)探测器。

热探测器因入射辐射的热效应引起探测器某一电特性的变化。光子探测器中入射光子流和探测材料的电子直接相互作用。热探测器的响应度(每单位辐射能量输入时探测器的输出)与吸收的能量成正比，所以热探测器的响应度与波长无关，而光子探测器不是对能量敏感，而是响应所吸收的光子。

热探测器的时间常数(探测器突然受到红外照射后，其输出达到最大值的 63% 所需的时间)一般是几毫秒或更长，很难用到制导系统中；由于光子探测器中入射光子和探测器材料的电子间直接相互作用，所以响应时间非常短，大多数光子探测器的时间常数为几个微秒。红外导引头中，目前主要用光子探测器。

光子和物体间相互作用的结果称为光效应。

如果入射光子将其能量传递给探测器材料的电子，这个电子就有足够的能量从表面逸出，这一效应称为光电效应。对于波长大于 1.2 μm 的光子，其能量不足以产生自表面逸出的自由电子，但光子传递的能量将使电子从非导电状态变到导电状态，从而产生载流子，载流子的类型，取决于探测器材料的特性。如果材料是本征半导体，一个光子产生一个电子－空穴对，它们分别是正、负电荷的携带者。如果是掺杂半导体，光子则产生单一符号的载流子，要么是正的，要么是负的，不会同时产生两种载流子。如果在探测器上加一偏压而构成电场，则载流子数量的变化将随流过探测器的电流而变化，产生光电导效应。

如果光子在 P－N 结附近产生电子－空穴对，结间的电场就使两类载流子分开，而产生光电压，称为光伏效应。

当电子－空穴对在半导体表面附近形成时，则它们力图向深处扩散，以重新建立电中性，如果在这一过程中加上强磁场，就使两种载流子分开而产生光电压，称为光磁电效应。

根据半导体材料的上述光电导效应，光子探测器可分为光电导探测器、光伏探测器和光磁电探测器等。

光电导探测器利用了半导体材料中的光电导效应，当它受到红外线辐射时，其电阻值降低(或电导率增加)，光电导探测器也叫光敏电阻。常用的光敏物质有硫化铅(PbS)、锑化铟(InSb)、碲镉汞(HgCdTe)等。光电导探测器灵敏度高，结构简单、坚固，需要加工作偏压。

光伏探测器利用光伏效应，当它受到红外线中的光子流照射时，产生光电压。常用的光伏探测器有锑化铟、砷化铟(InAs)、碲镉汞探测器等。这种探测器不需加工作偏压，因为 P－N 结已经提供了偏压，响应度比光电导探测器快。

光磁电探测器利用光磁电效应，由一薄片本征半导体材料和一块磁铁组成。这种探测器不需加偏压，响应度比前两种探测器要低，目前应用的不多。

红外探测器通常采用光电导探测器和光伏探测器，常用材料是硫化铅(敏感波段为 2～3 μm 的红外辐射)，锑化铟(敏感波段为 3～5 μm)，硒化铅(PbSe，敏感波段为 1～4 μm)和碲镉汞(敏感波段为 8～14 μm)，它们的特点是灵敏阈值低，响应时间短，结构简单、坚固，但响应波段窄。

早期的红外制导系统采用非致冷硫化铅探测器，只能探测喷气式飞机尾喷管的红外辐射，进行尾部攻击或半球攻击，且很容易受背景云层中反射的阳光的诱惑；60 年代后大多采用致冷锑化铟(致冷是用致冷装置把光敏电阻达低温以提高灵敏度)，敏感 3～5 μm 波段的红外辐射，在这一波段阳光的红外辐射大大下降，而喷气机、火箭排气等燃烧过程产生的二氧化碳和水蒸气以及目标飞机机头与空气的摩擦热在这波段却有强烈辐射，这样可敏感整个目标各部分的红外线，使原来只能尾追攻击改变为可施行全向攻击，使战术性能大大提高。为减少云、雾等对红外制导系统工作的影响，提高全天候作战和抗干扰能力，近年来着重发展了长波红外(6 μm 以上的红外波段)制导，采用致冷的碲镉汞探测器。

对攻击目标为喷气式飞机的红外寻的系统，可选择与喷气式飞机红外辐射波段相应的硫化铅光敏电阻。

由于光学系统已进行了色谱滤波，调制盘进行了空间滤波，所以探测器所得的信息几乎是仅与目标有关的信息了。

(4) 误差信号处理

由红外探测器——光敏电阻输出的电脉冲信号虽能反映目标在空间相对导弹光轴的方位，但是这种很微弱的调制信号必须经过误差信号处理线路进行放大与解调处理后，才能用来使陀螺转子进动，从而使导引头光轴跟踪目标，同时送入控制信号形成电路，形成操纵舵机的控制信号，来操纵导弹飞向目标。在导弹发射前误差信号处理线路放大的是来自电锁线圈的电锁信号，以保证陀螺转入自动跟踪目标以前，锁住转子，使其同弹轴保持一致。

误差信号处理原理如图 4－57所示。误差信号处理线路中一般包括前置放大器、电压放大器、谐振放大器、检波器，陷波滤波器(双 T 网络)、倒相放大器、推挽功率放大器和自动增益控制电路等，主要具有以下功用：

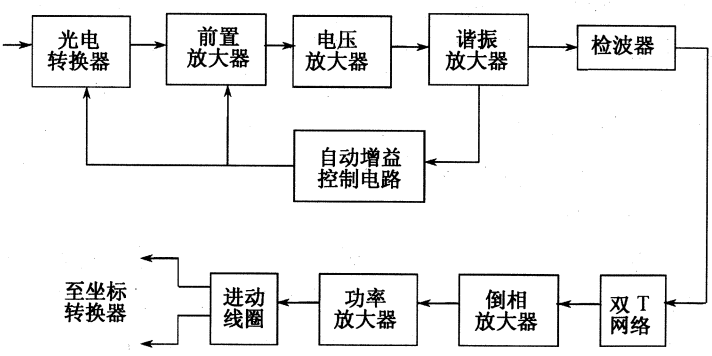


图 4－57　误差信号处理电路原理图

① 对目标误差信号进行电流放大和电压放大；

② 对误差信号作解调变换；

③ 保证跟踪系统的工作不受导弹与目标间距离变化的影响；

④ 保证导弹在未发射时陀螺转子轴与弹体轴相重合。

误差信号处理线路工作过程：

由光敏电阻得到的反映目标在空间相对光轴位置的电脉冲信号，首先加到前置放大器，前置放大器是低噪声高增益放大器，因为光敏电阻输出的信号是十分微弱的，必须用高增益的放大器加以放大，来提高整个系统的信噪比。增大放大器增益，有利于提高误差信号处理线路的灵敏度，但是由于光敏元件与放大电路存在噪声，单纯增大增益，会在放大信号的同时，放大噪声，不能提高信噪比。为了提高信噪比必须采用低噪声高增益的前置放大器。

经前置放大器放大后的信号送给电压放大器，这是一个带反馈的阻容耦合电压放大器，由于具有负反馈，所以这一级放大器的放大倍数不高，但能使增益稳定，即放大倍数受负载或电源变动的影响较小。

信号经阻容耦合放大器后送入谐振放大器，其谐振频率为被信号调制的脉冲的频率(载波频率)，也就是调制盘的旋转频率乘以调制盘调制区的扇形个数，例如调制盘的调制区被分成12个角度为15°的相等的扇形，调制盘的旋转频率为72 Hz，那么载波频率为 $12 \times 72 = 864$ Hz。

谐振放大器对864 Hz的载波频率信号输出最大，可滤除其他频率的干扰信号，如光敏电阻的噪声、调制盘图案不均匀带来的干扰以及电子线路的噪声等等。

谐振放大器输出的载波频率为864 Hz，包络为72 Hz的调幅信号，经信号检波器，把72 Hz的包络信号，从864 Hz的调幅信号中检出来。由于包络信号的角频率 $\Omega = 2\pi \times 72$ rad/s 与载波信号的角频率 $\omega = 2\pi \times 864$ rad/s 两者相差不大，因此不能很好地满足检波条件。因为检波器的时间常数不能太大，时间常数大时对滤除864 Hz的信号有利，但将使所获得的72 Hz的信号幅度下降，并且失真严重；但时间常数也不能过小，因时间常数小时不利于滤除高频信号，不能起到检波的作用，所以在保证检波器输出的72 Hz信号电压有一定幅值的情况下，载波频率864 Hz信号就不能很好地滤除，为此，在检波器之后设置了陷波滤波器(由双T网络实现)，以进一步滤除864 Hz频率的信号，获得波形较为理想的72 Hz正弦误差信号。

陷波滤波器理想的传递特性应在864 Hz时，传递系数为零，而对72 Hz信号则希望传递系数接近于1，如图4-58所示。

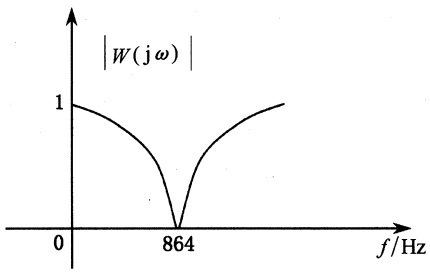


图4-58　陷波滤波器的传递特性

陷波滤波器后级为倒相放大器，主要任务是要得到两个幅值相等、相位相反的72 Hz的正弦误差信号，以适应后一级推挽放大器的需要，倒相放大器同时也作为选频放大器，它仅对72 Hz信号进行放大，而对其他频率信号起到抑制的作用。

倒相放大器之后是推挽功率放大器，它的负载是两组相串联的进动线圈及相位检波器(坐标转换器)等。当有误差信号输入时，就有电流流过进动线圈，产生磁场与陀螺转子上的永久磁铁相互作用，使陀螺受到电磁力矩，转子轴向目标方向进动，从而使光学系统跟踪目标。

上述误差信号处理过程没有考虑到目标辐射能量的强弱问题。我们知道，导弹在初始飞行时，红外寻的制导系统在较远的距离上探测目标，随着导弹与目标间距离的缩短，光学系统接收的目标能量强度有很大变化，因此系统的误差信号会不断增强。要使信号处理系统提供这么大的动态范围，是很困难的。

于是就可能产生这样的后果:一是可能使管子因过载而损坏;二是误差信号不能正确反映目标偏差的大小。因为导弹与目标间的距离缩短时,即使目标有同样的失调角,输出电压大小却可能是不相同的。为了防止放大器饱和,减小非线性失真,保证跟踪回路的稳定性,可以在误差信号处理系统中采用自动增益控制(AGC)电路。

误差信号处理系统中的自动增益控制(AGC)电路应保证在小信号时放大器的放大倍数较大。当误差信号随着导弹与目标间距离缩短而增强时,到一定程度后,自动增益控制电路起作用,以减小前置放大器的增益。

(5) 陀螺跟踪系统

当导引头工作于稳定状态时,视场角是有限的,因为视场角大了会带来不利的影响,即容易引入背景干扰,使导弹对目标的选择性和鉴别能力降低;但是视场角小了,又将引起以下的不良后果:搜索过程中不易捕获目标,即使捕获到目标之后,倘若目标机动,再加上导弹绕其质量中心的振动,容易丢失目标。为了使导引头鉴别能力高,又易于捕获和跟踪目标,必须让导引头对目标进行跟踪。

陀螺跟踪系统主要由陀螺转子、万向支架、机械锁定器及各种线圈及底座组合件等组成。底座组合件的主要作用是把陀螺万向支架用螺钉固定在弹体上。

① 陀螺转子

陀螺转子主要由杯形圆筒、光学系统和机械锁定器等组成。杯形圆筒安装在陀螺仪的内环轴上的两个滚珠轴承上,永久磁铁和光学系统组件牢固地紧压在杯形转子上,机械锁定器则靠螺纹连接在杯形转子的后沿,它们都随陀螺转子一起旋转。

光敏电阻通过螺帽与轴承把杯形转子与内环连在一起,转子在轴承上高速旋转,光敏电阻不旋转,仅随内环进动。

永久磁铁为椭圆形,如图 4-59 所示。长轴方向是磁轴方向,质量较大,它的转动惯量占整个转子的一半左右,是陀螺转子的主要部件,因此要求永久磁铁质量分布均匀,有一定的机械强度,不致在陀螺高速旋转时产生变形和影响陀螺的平衡。

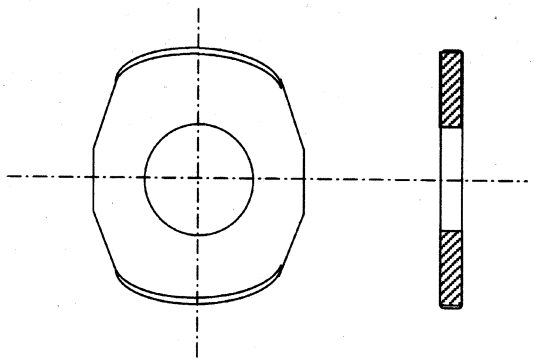


图 4-59 永久磁铁

永久磁铁在导引头中的作用:

ⓐ 与其外部件的旋转磁场绕组构成类似于同步电动机的动力装置,带动整个转子旋转。

ⓑ 起到跟踪电动机磁铁作用,当目标偏离导引头光轴时,会有交变磁场沿陀螺旋转轴作用于磁铁,这时,陀螺会发生进动,使导引头不断跟踪目标。

ⓒ 起发电机中转子的磁钢作用,即当永久磁铁旋转和偏转时,将在基准电压线圈或电锁线圈中产生感应电动势,作为基准信号。

② 陀螺仪框架(万向支架)

万向支架是构成陀螺仪所必须的基本部件。导引头应当有一定的跟踪范围,实际上这个范围是受万向支架的结构限制的。当内环与外环,外环与基座相互摆动时,应以不互相碰撞为限,这个立体的角度范围就是跟踪范围。由于弹体内空间有限,万向支架结构又不能无限缩

小，所以这个范围不可能无限大。

由于万向支架的不同，导引头跟踪回路中陀螺仪有以下两种型式。

ⓐ 外框架式陀螺仪

转子在内外框架的里面，在内外框架轴上各装一个力矩产生器，控制陀螺转子的进动，其结构尺寸、质量较大。

ⓑ 内框架式陀螺仪

内外框架在转子里面。由于外框架式陀螺仪的结构尺寸较大，对某些制导系统如红外寻的系统，如果用一般外框架式的结构，则置放光学系统的空间就会受到限制，所以在弹径有限的情况下，为了使光学系统能充分接收能量，可将万向支架尽量做得小些，放在转子里面，但这时又产生一个新的问题，那就是驱动转子的能源无法接入，力矩产生器也无法跟着放进去。在这种情况下，解决这个问题可以采用无接触式的电磁方法，即在转子上安装一个大磁铁，而在其外部放置各种线圈，配上相应的线路，这样就解决了转子的旋转和产生进动力矩的问题。

内框架式的陀螺仪，光学系统等成为转子的一部分，这样使得转子的转动惯量增加，也就增加了转子的动量矩，转子的动量矩越大，内外框架轴上的摩擦力矩对陀螺工作的准确度的影响就越小。

③ 机械锁定器

机械锁定器的作用是在陀螺不工作时，防止陀螺转子任意转动，在安装和运输过程中保护陀螺结构不致遭受损伤，并保持陀螺在启动前其转子轴与弹轴方向一致。

④ 进动线圈

进动线圈是轴向线圈，位置在导引头部中央，因而也称为中央轴向线圈。进动线圈共有四个，分为两组，是误差信号处理系统中功率放大器的负载，误差信号经放大后在这两组线圈中建立起磁场，该磁场强度矢量和导弹纵轴平行，大小和方向随误差信号的大小和极性而变，这个磁场和永久磁铁磁场相互作用，产生一个力矩，加在陀螺上，从而使陀螺产生进动，驱动导引头光学系统轴不断跟踪目标。所以，进动线圈与永久磁铁既是驱使陀螺进动的装置，也是陀螺跟踪回路的执行元件。

陀螺跟踪原理是，如果进动线圈通以直流电，线圈磁场对不转动的永久磁铁的作用力和力矩的方向如图 4－60 所示。假设电流以顺时针方向（从左向右看）通过进动线圈，则由左手定则可确定线圈受力方向。电磁力本应使线圈移动，但由于线圈固定在壳体上不能移动，因此有一个大小相等、方向相反的力作用在永久磁铁上，如图 4－60(a)图所示，永久磁铁此时所受力、力矩和进动电流的方向，如图 4－60(b)图所示，由于永久磁铁是陀螺转子的一部分，所以

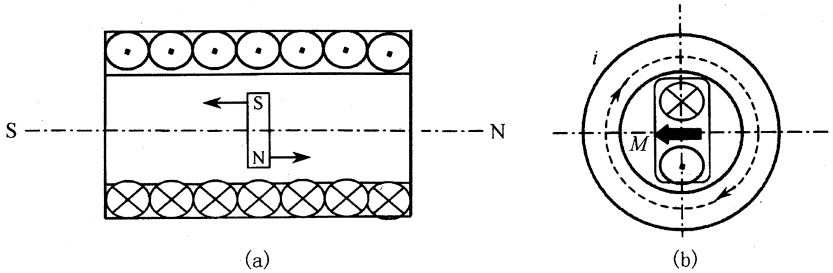


图 4－60　进动线圈产生的磁场与磁铁受力情况

作用在陀螺转子上的力和力矩与上述相同。

如果进动线圈中加一频率等于永久磁铁旋转频率，幅值和相位反映目标与导弹相对位置关系的正弦交流电，此时由于永久磁铁的磁场与通电进动线圈磁场的相互作用，磁铁将受一个外力矩，这种相互作用力在交流电每半周期内的每一瞬间大小不同，但方向不变。在磁铁旋转的一个周期内，陀螺在永久磁铁和线圈的相互作用力矩的作用下，根据右手定则，陀螺向某个方向进动，这个方向由正弦交流电的初相决定。

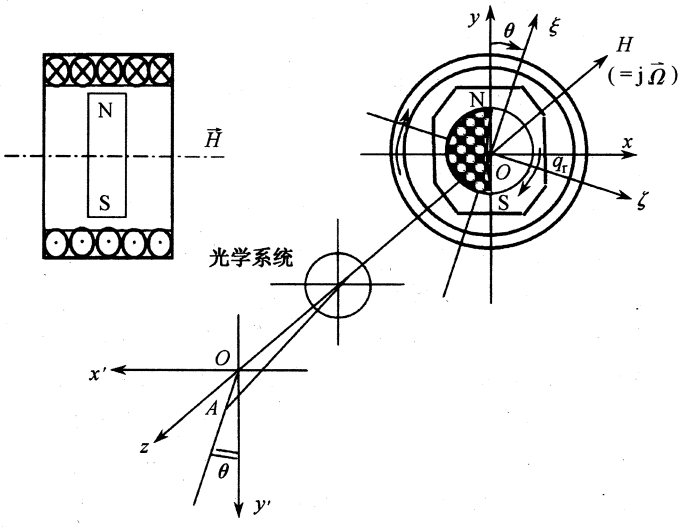


图 4－61　目标与像点的关系

图 4－61 是目标与像点的位置关系图，图中 y 是陀螺外环轴的方向，x 是陀螺内环轴方向，z 是转子轴方向，调制盘和永久磁铁的相对位置如图中所示，从 z 轴的正方向看去，陀螺转子顺时针方向旋转。与永久磁铁固连的坐标系 $\zeta O\xi$ 的 $O\xi$ 轴沿永久磁铁的磁轴方向，$O\zeta$ 轴与 $O\xi$ 轴垂直。目标 A' 所辐射的红外线经过光学系统以后在调制盘上的成像于 A 点，OA 与 Oy 的夹角为 θ。目标视线与光学系统光轴的夹角为 ΔQ，如果以 Oy 为计算角度的起始轴，陀螺转子的旋转角频率为 Ω，则目标的像点经调制后，输出的信号波形如图 4－62(a)所示，在光敏元件两端输出的电压波形如图 4－62(b)所示，该电压经放大变换后得到和调制盘旋转频率一致的正弦误差电流信号为

$$I = I_0\sin(\Omega t - \theta)$$

式中　$I_0 = K_1\Delta Q$，K_1 为比例系数，波形如图 4－62(c)所示。

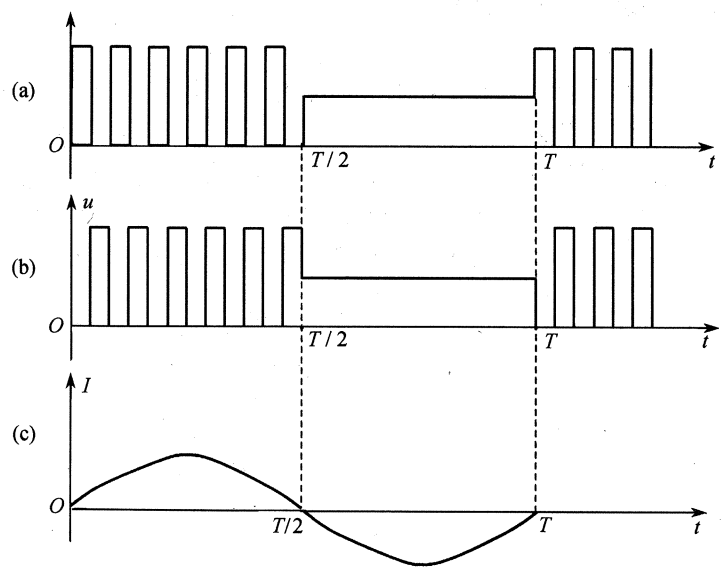


图 4－62　调制信号波形

误差电流信号与陀螺转子上的永久磁铁的位置关系如图 4－63 所示。误差电流进入进动线圈，进动线圈即产生轴向交变磁场，与安装在陀螺转子上的永久磁铁相互作用，产生电磁力矩，使永久磁铁受到一个转动力矩 M 的作用，此力矩引起陀螺进动，从而使光学系统光轴对准目标视线方向。

图 4－64 表示永久磁铁在

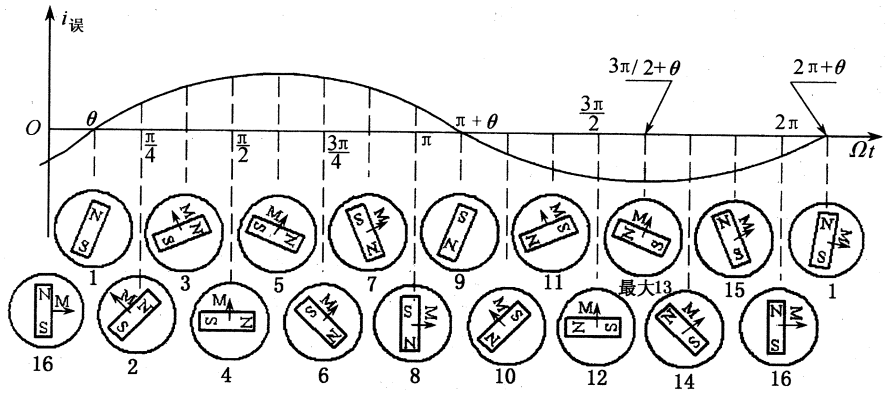


图 4-63　进动电流与永久磁铁的关系

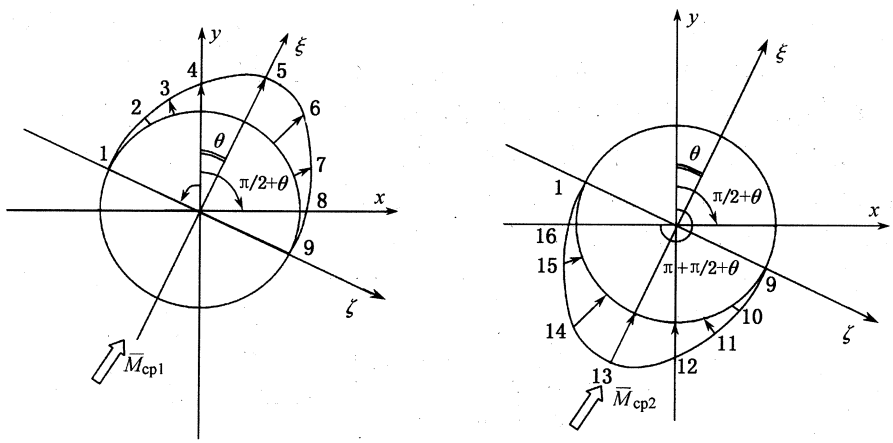


图 4-64　进动电流产生的磁场对永久磁铁的作用力矩

不同位置时 M 的方向和大小，从图中可以看出，力矩 M 的方向随着永久磁铁的旋转而转动，并且转动的速度与永久磁铁的旋转速度相同。在误差电流的正半周，M 的相位是从 $-(\frac{\pi}{2}-\theta)\rightarrow\frac{\pi}{2}+\theta$（以 Oy 轴为起始轴）变化，当 $\Omega t=\theta$ 时，误差信号电流 $i_{误}=0$，所以力矩 M 也等于零，其方向和起始轴的夹角为 $-(\frac{\pi}{2}-\theta)$，当 $\Omega t=\frac{\pi}{2}+\theta$ 时，误差信号电流 $i_{误}$ 幅值达到最大值 I_0，此时力矩 M 的幅值也达到最大值 M_0，最大力矩沿 $O\xi$ 方向；在误差电流 $i_{误}$ 的负半周，力矩 M 的相位是从 $(\frac{\pi}{2}+\theta)\rightarrow\pi+(\frac{\pi}{2}+\theta)$。由图 4-64 可知，力矩的分布是对称于 $O\xi$ 轴的，故在 $O\xi$ 轴上的投影是叠加的，而在 $O\zeta$ 轴上的投影是相互抵消的，因此合成力矩的方向沿着 $O\xi$ 轴，如图 4-64 所示。根据右手定则，陀螺进动方向是使转子的动量矩（角速度向量）沿最短路径向 $M_{合}$ 靠近。因 Ω 的方向与导弹飞行的方向相反，故陀螺进动时使安装在前方的导引头光学系统轴向左下方偏转（从导弹前方看），从而使陀螺跟踪目标 A'，目标偏离光轴的角度越大，

误差电流信号的幅值越大，作用在陀螺上的合成力矩也就越大，陀螺转子轴也就是光学系统光轴跟踪目标的速度也越快。

综上所述，当导弹与目标偏离的方位不同时，成像光斑在调制盘上的位置就不同，误差信号电流的初始相角也不同，合成力矩的方向（$O\xi$ 的正方向）也不同，陀螺进动方向也不同，但总是向着目标方向进动。

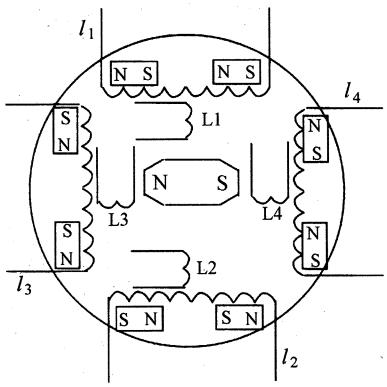
⑤ 旋转磁场线圈

为了使导引头的测量坐标系不受弹体振动的影响，在空间保持稳定，必须使陀螺转子高速旋转，这样就可以利用陀螺仪的定轴性来实现导引头坐标系在空间的稳定性。

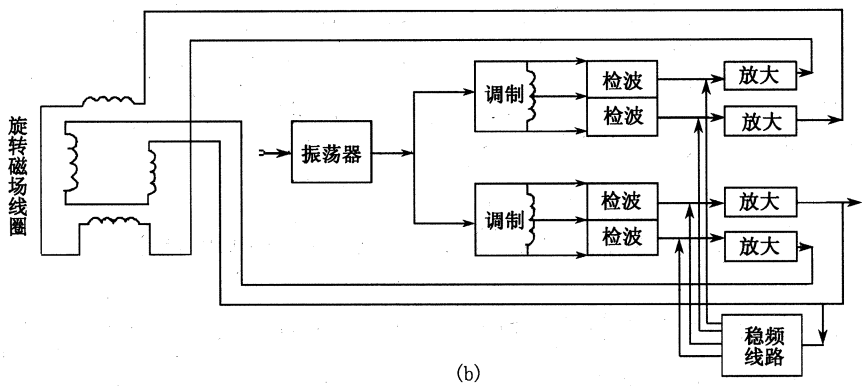
陀螺仪的旋转系统由三自由度陀螺仪和四个旋转线圈形成的一个同步电机以及陀螺旋转电路组成。旋转系统有两个功能：一是启动陀螺转子，供给陀螺转子电磁功率，保证陀螺转子旋转；二是起稳速作用，在受到各种干扰作用下，能使陀螺转速保持在一定范围内。

陀螺旋转系统的工作原理如图 4－65 所示。

旋转磁场线圈，为四个椭圆形、安装在上下左右对称的方位上的径向线圈。通过四个线圈长轴的平面即是磁铁的旋转平面，因此当线圈中形成了旋转磁场时，与永久磁铁磁场相互作用，使磁铁跟着一起旋转，这四个线圈大小相关参数应当大致相同，这样转子转速才能保持均匀，



(a)



(b)

图 4－65　旋转磁场产生原理

另外四个小的线圈是调制线圈。

旋转磁场的产生原理如下：永久磁铁与壳体上的四个径向旋转线圈构成一个类似于同步电动机的陀螺电机，如图 4－65 所示。利用旋转磁场线圈产生的磁场与永久磁铁的相互作用，来实现陀螺转子的高速旋转。

永久磁铁可绕其轴旋转。当永久磁铁处于图中位置时，给旋转磁场线圈 l_4 输入电流，产生磁场，其 S 极向着永久磁铁，N 极离开永久磁铁，这样，永久磁铁的 S 极被线圈 l_4 的 S 极排斥，使永久磁铁顺时针方向旋转 90°，这时切断输给 l_4 的电流，接通 l_1 的电流，永久磁铁在 l_1 的磁场作用下，又继续顺时针旋转，如果依次给四个线圈通电、断电，这样就可实现永久磁铁不

停地旋转。

在转子静止或低速旋转时，永久磁铁与通电的旋转线圈的磁场间的电磁力矩大于轴承摩擦力矩，所以能使转子加速旋转，随着旋转速度加大，风阻力矩会急剧增大，当转速达到一定值时，风阻力矩就会等于电磁力矩，此时转子就不再加速，而以匀速旋转。

⑥ 基准信号的产生

基准信号线圈用来产生基准信号，基准信号的作用是作为极坐标形式的误差信号向直角坐标转换时的基准。

自寻的导弹，如果弹上的执行机构是按直角坐标控制的，就必须将以极坐标形式反应目标相对导引头光轴偏差的信号，转换成直角坐标信号。基准信号所代表的基准坐标与弹上执行机构坐标相一致。

基准信号线圈是配置在永久磁铁外壳体上的四个径向线圈，这四个线圈按上下左右对称的方位放置，位置两两相对的线圈串联，从而在永久磁铁旋转时，与基准信号线圈铰链的磁通发生变化，在线圈中感应出两个相位上差 90°、频率与磁铁转速相同的电压，以此电压为基准信号输入到比相电路，同误差信号进行比相，从而确定目标信号的方位。

⑦ 电锁线圈

电锁线圈是轴向线圈，其作用是在光学系统发现目标之前，保持陀螺的转子轴同弹轴一致。因为三自由度陀螺有定轴性，当弹体受到振动，如导弹在母机上时，要求转子轴应同弹轴保持一致，当母机机动飞行时，陀螺轴应同母机一起运动，即改变陀螺轴的方向，此线圈起着敏感元件的作用。当弹轴与陀螺转子轴不一致时，永久磁铁的旋转平面也就发生偏转，其旋转产生交变磁场，在电锁线圈中感应出一个与转子轴和弹轴的偏离角相对应的信号，其幅值与偏离角大小成正比，而相位取决于陀螺转子轴的偏离方向，此信号经功率放大器放大后，送给进动线圈，使陀螺转子向减小偏离角方向进动，直到消除偏离角，保持转子轴与弹轴一致。弹轴与转子轴一致时，由于此线圈是轴向的，与永久磁铁的磁力线不产生切割作用，没有电压信号，陀螺转子不进动。

光学系统捕获到目标后，将有信号产生并使一个继电器的触点断开，切断电锁线圈的信号，从而使导引头进动线圈接受光学系统送来的信号，去跟踪目标。

(6) 同轴式导引头跟踪回路

同轴式导引头跟踪回路的原理结构如图 4－66 所示。系统的输入信号是目标视线相对于基准线的夹角 C_q，反馈信号是光学系统轴相对于基准线的夹角，系统输出信号是误差信号处理电路输出的电信号。

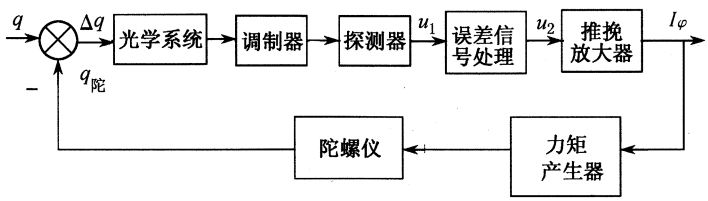


图 4－66　同轴安装式红外导引头角跟踪回路

调制器的调制特性一般不是线性的，在偏差角不大的情况下，我们可以认为是线性的，这

样红外探测器的输出电压信号与输入信号的关系可写为

$$u_1 = K_0 \Delta q$$

这个电压经误差信号处理线路处理后，成为使陀螺转子进动的偏差信号。误差信号处理线路(不包括推挽放大器)可以认为是一个惯性环节，其传递函数为

$$\frac{u_2(s)}{u_1(s)} = \frac{K_1}{T_1 s + 1}$$

这是推挽放大器的输入电压，推挽放大器的输出电流 I_y 与输出电压 u_2 的关系，可以用一个等效的放大环节来表示，即

$$\frac{I_y(s)}{u_2(s)} = K_2$$

推挽放大器的输出电流 I_y 加到陀螺的进动线圈中，使陀螺转子进动。

进动电流在陀螺进动线圈中产生交变磁场，其磁场强度与电流成正比，转子中的永久磁铁受到的电磁力矩可由下式表示

$$\frac{M_{cp}(s)}{I_y(s)} = K_r$$

式中　K 为力矩系数，其数值决定于进动线圈的匝数和永久磁铁磁场强度等参数。

由陀螺进动方程可知，陀螺的传递函数为

$$\frac{q_{陀}(s)}{M_{cp}(s)} = \frac{1}{Hs}$$

式中　H 为陀螺转子的动量矩。

由以上各环节可得出导引头跟踪回路简化的计算结构图，如图 4－67 所示。

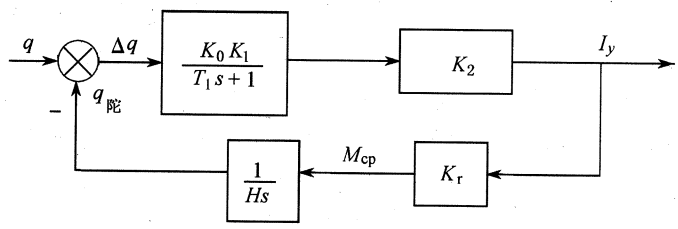


图 4－67　角跟踪回路结构图

回路的总传递函数为

$$W_p = \frac{I_y(s)}{q(s)} = \frac{K_0 K_1 K_2 Hs}{T_1 Hs^2 + Hs + K_0 K_1 K_2 K_r} = \frac{Ks}{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1}$$

也可写为

$$I_y(s) = \frac{K\dot{q}(s)}{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1}$$

式中　K 为跟踪回路的放大系数，它只与陀螺转子的动量矩和电流力矩系数有关，$K = H/K_r$；

T 为跟踪回路的时间常数，$T = \sqrt{\dfrac{T_1 H}{K_0 K_1 K_2 K_r}}$；

ξ 为跟踪回路的阻尼系数，$\xi = \dfrac{1}{2}\sqrt{\dfrac{H}{T_1 K_0 K_1 K_2 K_r}}$。

电子线路时间常数较小，例如我们这里讨论的这种型号导弹电子线路的时间常数约为 0.002 5 s，所以在分析回路时可以忽略其影响，因此回路传递函数可进一步简化为

$$I_y(s) = \frac{K\dot{q}(s)}{T's + 1}$$

式中 $T'=\dfrac{H}{K_0K_1K_2K_r}$为简化后回路的时间常数。

简化后回路的跟踪误差为

$$\Delta q(s)=\frac{T'\dot{q}(s)}{T's+1}$$

上两式说明同轴式导引头是怎样稳定视线、跟踪目标和测量目标视线角速度的。当忽略系统时间常数时，此导引头输出与目标视线角速度成比例关系。

当输入目标视线角 q 为单位斜坡函数时，目标视线角速度 $\dot{q}$是单阶跃函数，根据终值定理得到

$$I_y(\infty)=\lim_{s\to0}s\cdot\frac{1}{s}\cdot\frac{K}{T's+1}=K$$

$$\Delta q(\infty)=\lim_{s\to0}s\cdot\frac{1}{s}\cdot\frac{T'}{T's+1}=T'$$

稳态时，即 $t\to\infty$时，导引头跟踪回路输出信号与目标视线旋转角速度成正比，稳态跟踪误差与目标视线旋转角速度及回路时间常数成正比。

2. 伺服连接式红外导引头

为了增加导引头的作用距离，需要采取降低探测元件的噪声等措施，同时还必须减小导引头的视场角，这会给发射瞄准增加困难，这样就要求导引头具有快速搜索和跟踪能力。这个要求对于同轴式导引头来说，是难于实现的，主要原因是光学系统与陀螺转子同轴安装，由于陀螺的定轴性，大大限制了光轴运动的速度，难以实现快速搜索跟踪运动。为此可采用伺服连接式结构，这种结构的系统，是通过一个被叫做“电轴”的角跟踪随动系统把陀螺轴与光学系统轴连接起来的。

(1) 伺服连接式红外导引头的工作过程

伺服连接式红外导引头包括一个可控陀螺系统和一个随动框架系统，如图 4－68 所示。陀螺系统包括红外信号放大器、陀螺偏航和俯仰方向力矩产生器及陀螺偏航和俯仰方向测角电位计等。随动框架系统包括框架、红外光学系统、调制器、框架方位和高低方向力矩产生器及框架方位和高低方向测角仪等，其原理框图如图 4－69 所示。

简化的伺服连接式红外导引头计算框图如图 4－70 所示，图中 K_1 为红外探测器及放大电路放大系数；K_2 为陀螺力矩产生器的放大系数；K_3 为陀螺测角仪变换放大系数；K_4 为角跟踪伺服放大系数(角度电压放大器增益)；K_5 为框架测角仪变换放大系数。框架力矩产生器传递函数为

$$W_M(s)=\frac{K_m}{s(T_ms+1)}$$

式中 K_m 为框架力矩产生器放大系数；

T_m 为框架力矩产生器时间常数。

这种类型的导引头可工作在三个连续的阶段，这三个阶段的工作状态分别是：搜索阶段、跟踪阶段和制导阶段。

在搜索阶段，导引头光学系统中的活动反射镜在以导弹轴为中心的某一区域内迅速搜索，活动反射镜的位置由发射装置产生的两个搜索指令电压控制，这两个电压是同步的，保证导弹光学系统的活动反射镜进行快速扫描。两个搜索指令电压经相位检波(混频比相器)及放大器

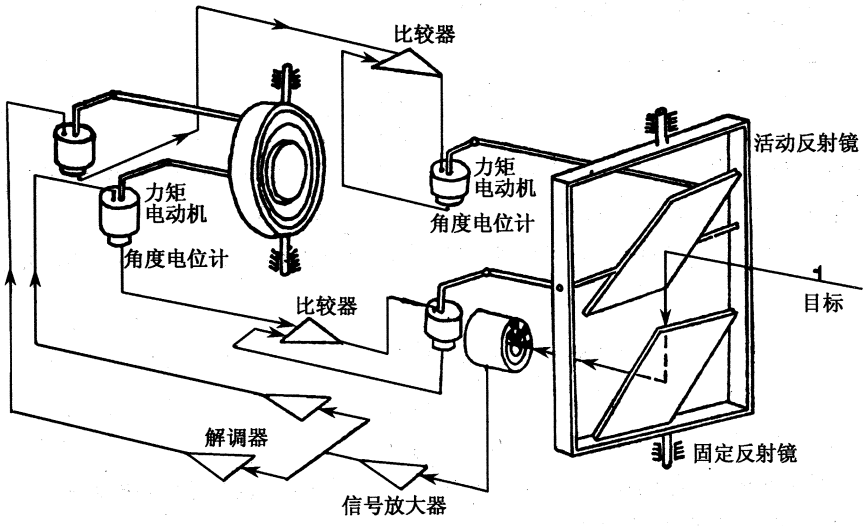


图 4－68　伺服连接式导引头结构图

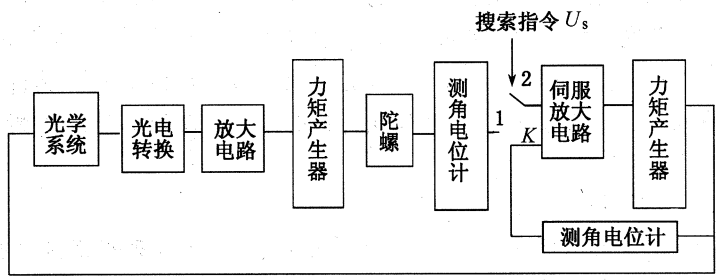


图 4－69　伺服连接式导引头原理框图

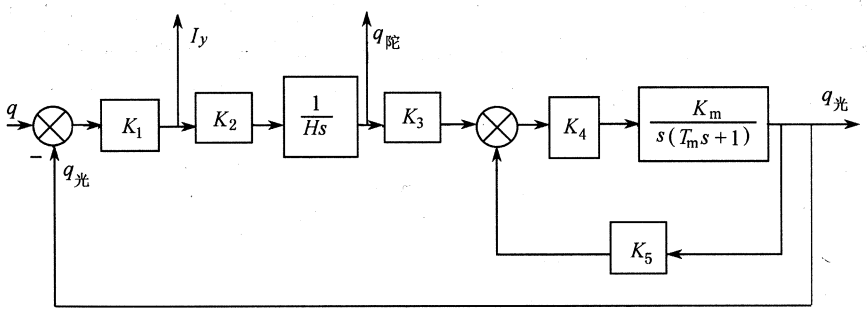


图 4－70　伺服连接式导引头简化框图

后，输入到框架方位及高低方向的力矩产生器的控制线圈，分别控制光学系统的活动反射镜绕相应的轴转动。

当目标进入搜索区域时，红外探测器即有误差信号输出，系统即由搜索状态转入跟踪状

态，此时有一个音响信号经由发射装置通知射手，上述误差信号经鉴别器产生目标角偏差电压，并进一步加到光学系统的两个力矩产生器，操纵活动反射镜随着目标运动，与力矩产生器同轴的两个角位置电位计，同时可检测出光学系统轴的两个方向的角位置信号，这两个信号分别与陀螺转子轴的两个方向的角位置信号在比较器中进行比较，比较结果输入到陀螺的偏航和俯仰力矩产生器中，陀螺产生进动，从而使陀螺转子轴与光学系统活动反射镜的光轴一致。当陀螺转子轴与光学系统轴一致时，导弹可发射出去，系统就进入到制导阶段。

在制导阶段，陀螺转子轴与光学系统轴已同步并对准目标，导弹已发射出去，此时目标角偏差电压分别加到陀螺的偏航与俯仰力矩产生器，使陀螺跟踪目标；反应陀螺转子轴角位置的信号与反应光学系统轴角位置的信号在比较器中进行比较，比较结果经过一个功率放大器，送到框架力矩产生器，使活动反射镜跟踪陀螺到所需要的位置，也就是使导引头光学系统轴跟踪目标。

(2) 随动框架系统分析

随动框架系统有两个工作状态，一是未捕获目标前控制光轴做搜索运动的搜索状态；二是捕获目标后控制光轴跟踪陀螺的角跟踪状态。

① 搜索状态

框架随动系统在搜索状态的控制结构如图 4－71 所示，此时相当于图 4－69 中 K 在位置 2。输入为发射装置产生的搜索指令 u_s，输出为光轴与基准方向的夹角 $q_{光}$，并通过反馈电位计以比例系数 K_5，反馈电压 $u_{光}$ 到输入端。

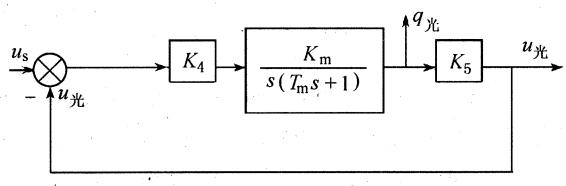


图 4－71　搜索状态导引头框图

由此可求出搜索状态框架随动系统的闭环传递函数为

$$W_s(s)=\frac{u_{光}(s)}{u_s(s)}=\frac{\omega_a^2}{s^2+2\xi_a\omega_a s+\omega_a^2}$$

式中　$\omega_a=\sqrt{K_\Omega/T_m}$；

$\xi_a=\frac{1}{2}\sqrt{1/(K_\Omega T_m)}$；

$K_\Omega=K_4K_5K_m$。

② 角跟踪状态

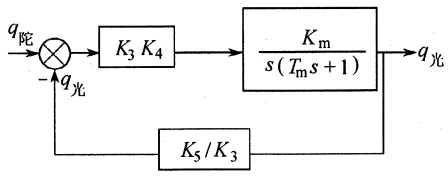


图 4－72　角跟踪状态导引头框图

角跟踪状态随动框架系统控制结构图如图 4－72 所示，相当于图 4－69 中 K 在位置 1。输入为陀螺转子的角位置 $q_{陀}$，输出为光学系统轴与基准方的夹角 $q_{光}$。

由此可求出搜索状态框架随动系统的闭环传递函数为

$$W_G(s)=\frac{q_{光}(s)}{q_{陀}(s)}=\frac{K_3\omega_b^2}{K_5(s^2+2\xi_b\omega_b s+\omega_b^2)}$$

式中　$\omega_b=\sqrt{K_\Omega/T_m}$；

$\xi_b=\frac{1}{2}\sqrt{1/(K_\Omega T_m)}$；

$K_\Omega = K_4K_5K_m$。

当陀螺转子轴以单位阶跃输入时，即 $q_{陀} = 1/s$，则由上式可得到稳态时光轴与基准方向的夹角为

$$q_{光}(\infty) = \lim_{s\to 0}\left(\frac{K_3}{K_5}\right)\left(\frac{\omega_b^2}{s^2 + 2\xi_b\omega_b s + \omega_b^2}\right)\frac{1}{s}s = \frac{K_3}{K_5}$$

上式说明，如果 $K_3 \neq K_5$，则光轴与陀螺转子轴不重合。所以对这种伺服连接式系统，为了保证光学系统轴跟踪目标，必须使 $K_3 = K_5$，即光轴与陀螺转子轴的传动比必须是 1:1，否则系统将失去滤除弹体摆动，稳定目标视线的能力。如取 $K_3 = K_5$，则角跟踪状态框架随动系统的闭环传递函数即为

$$W_G(s) = \frac{q_{光}(s)}{q_{陀}(s)} = \frac{\omega_b^2}{s^2 + 2\xi_b\omega_b s + \omega_b^2}$$

由结构图求出系统误差传递函数为

$$\omega_{\Delta q}(s) = \frac{\Delta q(s)}{q_{陀}(s)} = \frac{s(1 + T_m s)}{s(1 + T_m s) + K_4K_5K_m}$$

对于单位阶跃输入则可得稳态误差为

$$\Delta q(\infty) = \lim_{s\to 0}\frac{s^2(1 + T_m s)}{s^2(1 + T_m s) + sK_4K_5K_m} = \frac{0}{K_4K_5K_m} = 0$$

即当无阻尼自然频率 ω_b 较大时，阻尼系数较小时，可降低跟踪的动态误差。但是为了滤除陀螺章动对光轴的影响，ω_b 不能高于陀螺章动频率。

(3) 伺服连接式导引头系统分析

如果取误差信号处理电路输出电流亦即陀螺力矩产生器输入电流 I_y 为输出信号，而以目标视线与基准线的夹角 q 为输入信号，则系统控制结构图可变换为如图 4-73 所示形式。

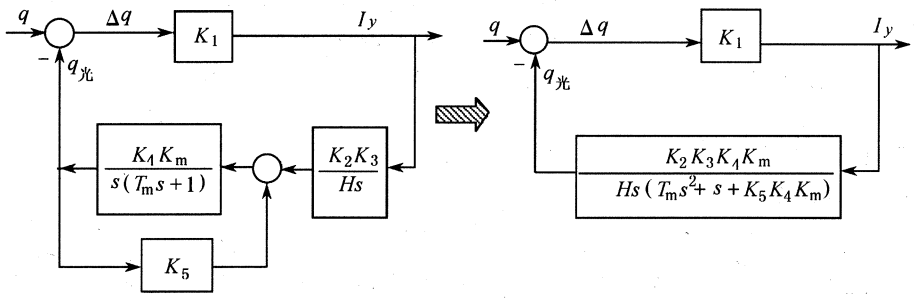


图 4-73　伺服连接式导引头结构图变换

经过推导可得系统闭环传递函数为

$$I_y(s) = HK_1\left[\frac{T_m s^2 + s + K_4K_5K_m}{T_m Hs^3 + Hs^2 + K_4K_5K_m Hs + K_1K_2K_3K_4K_m}\right]\dot{q}(s)$$

在 $K_3 = K_5$ 的条件下，当输入目标视线角 q 为单位斜坡函数时，目标视线角速度 $\dot{q}$ 是单阶跃函数，系统达到稳态时，根据终值定理可以求得

$$I_y(\infty) = \frac{H}{K_2}\dot{q}$$

此式说明伺服连接式导引头系统与同轴式系统一样，稳态时其输出电流 I_y 与目标视线旋转角速度成正比。

4.2 执行装置

在大气层中高速飞行的导弹，可通过改变空气动力的方向获得控制力，而不论在大气层中或大气层外飞行的导弹，都可以通过改变推力矢量的大小和方向的方法获得控制力，用来推动舵面或发动机喷管偏转，以改变空气动力或推力矢量方向的装置称为执行装置或执行机构。

4.2.1 执行装置的作用与组成

执行装置是导弹控制系统的重要组成部分，它的作用是，根据导弹的控制信号或测量元件输出的稳定信号，操纵导弹的舵面或副翼偏转，或者改变发动机的推力矢量方向，以便控制和稳定导弹的飞行。

执行装置一般是由放大变换元件，舵机和反馈元件等组成的一个闭合回路，如图 4－74 所示。放大变换元件的作用是将输入信号和舵反馈的信号进行综合、放大，并根据舵机的类型，将信号变换成舵机所需的信号形式。舵机是操纵舵面转动的器件，它在放大变换元件输出信号的作用下，能够产生足够的转动力矩，克服舵面的反作用力矩，使舵面迅速偏转，或者将舵面固定在所需的角度上；反馈元件的作用是将执行装置的输出量（舵面的偏转角）反馈到输入端，使执行装置成为闭环调节系统，以便改善执行装置的调节质量。舵机是执行装置的核心部分，下面将专门论述。

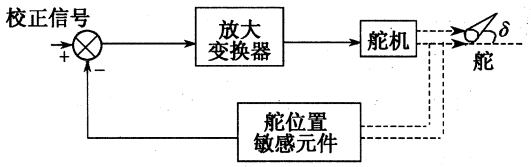


图 4－74　执行装置原理图

4.2.2 对执行装置的基本要求

执行装置是导弹控制系统的主要组成部分，它设计的好坏将会影响整个导弹制导系统的性能。下面介绍对导弹执行装置的一般要求。

1. *舵机能够产生足够大的输出力矩*

舵机是用来操纵导弹控制舵面的，它产生的力矩必须能够克服作用在舵面上的气动铰链力矩、摩擦力矩和惯性力矩，即舵机的输出力矩应满足

$$M \geqslant M_j + M_f + M_i$$

式中　M 为舵机输出的力矩；

M_f 为舵面上空气动力产生的铰链力矩；

M_i 为传动部分摩擦力矩；

M_j 为舵面及传动部分的惯性产生的力矩。

2. *能使舵面产生足够的偏转角和角速度*

不同的导弹对舵偏角的要求不同，舵偏角的大小应当根据足够实现所需的飞行轨迹以及补偿所有外部干扰力矩来确定，例如，弹道导弹偏转角约为 30°，某些防空导弹舵偏角要求不超

过5°,一般战术导弹的舵偏角以15°~20°为宜。导弹的舵偏角偏转范围不宜过大,也不宜过小,过大会增加阻力,过小则不能产生所需的控制力。

为了满足控制性能方面的要求,舵面要有足够的角速度,舵面对指令跟踪速度越高,则控制系统工作就越精确。舵面偏转的角速度越高,则要求舵机的功率越大,例如弹道式导弹舵面偏转角速度约为30°/s,地空导弹约为每秒150°~200°。

3. 舵回路应有足够的快速性

快速性是动态过程的一个指标,它是以过渡过程的时间来衡量的,也就是当舵回路输入一个阶跃信号时,舵回路由一个稳定状态过渡到另一个稳定状态所需的时间。舵机的快速性和其惯性的大小对舵回路的时间常数有很大影响,舵回路的时间常数越大,过渡的时间也越长,过渡时间太长会降低控制系统的调节质量。

4. 舵回路的特性应尽量呈线性特性

在操纵导弹时,一般希望输出量与输入量之间成线性关系,但在实际中由于舵回路中存在着一些非线性因素,如摩擦、磁滞、能源功率的限制等,所以在舵回路中总存在如非灵敏区、饱和等非线性情况,在设计执行装置时,应尽量增大舵机的线性范围。

5. 其他的要求

如外形尺寸小,质量轻,经济可靠等。

4.2.3 舵机的分类

根据不同的分类标准,可对舵机进行不同的分类。

舵机系统按其工作原理可分为比例式舵机,继电器式舵机或脉宽调制舵机。

按照所采用能源的不同,舵机可分为以下三类:电动式舵机,气压式舵机,液压式舵机。

不管哪种类型的舵机,都必须包含能源和作动装置,能源或为电池或为高压气源(液压)源。对于电动式舵机,其作动装置由电动机和齿轮传动装置组成;对于气压或液压式舵机,其作动装置由电磁铁、气动放大器和气缸或液压放大器、液动缸等组成。

1. 电动式舵机

电动式舵机又可分为电磁式和电动机式两种。电磁式舵机实际上就是一个电磁机构,其特点是外形尺寸小,结构简单,快速性能好,但这种舵机的功率小,一般用于小型导弹上。电动机式舵机以交流、直流电动机作为动力源,所以它可以输出较大的功率,它具有结构简单、制造方便的优点,但是快速性差。

2. 气压式舵机

按气源的种类不同,气压式舵机分为冷气式和燃气式两种。冷气式舵机采用高压冷气瓶中储藏的高压空气或氮气作为气源,来操纵舵面的运动。通常空气的压力为15.20 MPa,氮气可达49.65 MPa。燃气式舵机采用固体燃料燃烧后所产生的气体作为气源,来操纵舵面的运动。气压式舵机一般用于飞行时间较短的导弹上。

3. 液压式舵机

液压式舵机以液压油为能源,液压油储存在油瓶中,并充有高压气体,给油加压。液压式舵机有体积小、质量轻、功率大、快速性能好的优点,其缺点是液体的性能受外场环境条件的影响较大,加工精度要求高,成本大。目前,液压式舵机常用于中远程导弹。

4.2.4 气压式舵机

气压式执行装置与液压式执行装置工作原理相似，如图 4－75 所示。控制信号经放大器放大后，控制高压气体(液体)阀门，使高压气体(液体)推动作动装置，从而操纵舵面的运动。

气压式舵机，按其采用的放大器的类型不同，可以分为滑阀式放大器的气压式舵机、射流管式放大器的气压式舵机和喷嘴挡板式放大器的气压式舵机。下面以应用最广的射流管式放大器的气压式舵机为例，介绍气压式舵机的工作原理。

1. 冷气式舵机

射流管式放大器的冷气式舵机结构原理如图 4－76 所示。它由电磁控制器、喷嘴、接收器、作动器、反馈电位器等组成。电磁控制器、喷嘴和接收器组成射流管放大器。电磁控制器是一个双臂的转动式极化电磁铁，它的山形铁心上绕有激磁线圈，由直流电压供电。可转动的衔铁上绕有一对控制线圈，衔铁的轴与喷嘴固连，喷嘴随衔铁一起转动。接收器固定在作动器上，接收器的两个接收孔对着喷嘴，两个输出孔分别通过管路与作动器的两个腔相连。舵机的活塞杆一端连接舵轴，另一端与反馈电位器的电刷相连，控制信号与反馈电位器输出的电压都输入磁放大器中。

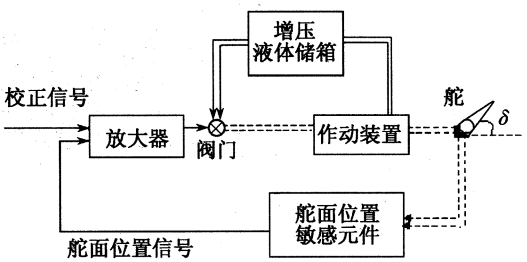


图 4－75　气压式、液压式执行装置原理图

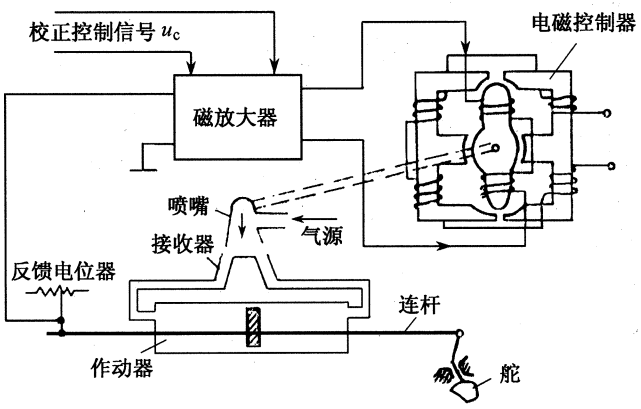


图 4－76　冷气式舵机原理图

当没有校正控制信号时，电磁控制器的衔铁位于两个磁极的中间，喷嘴的喷口遮盖两个接收孔的面积相同，经喷嘴进入作动器的两个腔内的气流量相同，活塞处于中间位置不动。如果有校正控制信号，该信号经磁放大器放大加到控制绕组上，产生一个控制力矩，使电磁控制器的衔铁带动喷嘴偏转，偏转角度为 ξ，ξ 角与校正控制信号的强度成正比。喷嘴偏转 ξ 角后，进入作动器两个腔内的气流量不等，因而产生压力差，使舵机的活塞移动。活塞移动的方向由喷嘴偏转的方向决定，其移动的速度与喷嘴偏转角的大小有关。活塞移动时带动舵面偏转，从而产生操纵导弹飞行的控制力。活塞杆移动时带动反馈电位器的电刷，反馈电位器向磁放大器输送反馈电压，反馈电压的作用是用来改善执行装置的工作特性。

2. 燃气式舵机

(1) 比例式燃气舵机

燃气式舵机的结构如图 4－77 所示，它主要由电气转换装置、气动放大器、传动装置、燃气

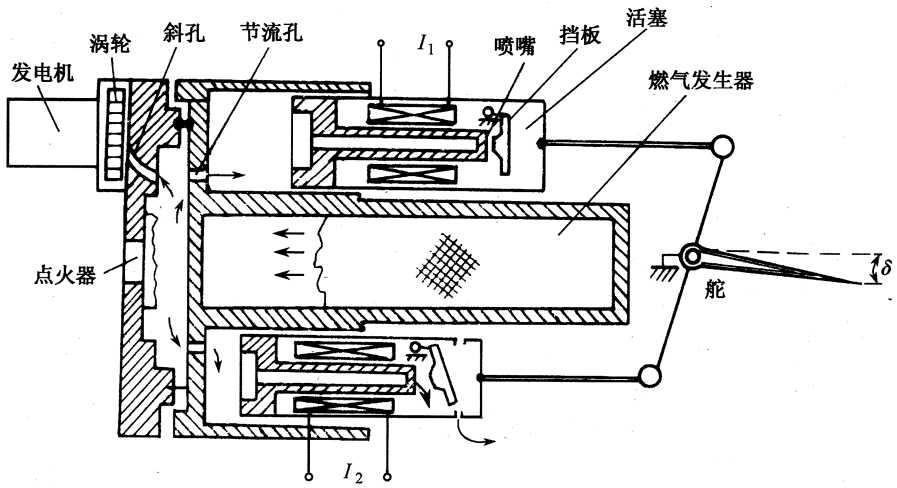


图 4-77　燃气式舵机原理图

发生器、磁放大器及反馈装置等几个部分组成。

电气转换装置包括活塞中的电磁线圈、喷嘴、挡板等，它的作用是将综合放大器输出的电信号转换成气压信号。

气动放大器包括固定节流孔和喷嘴、挡板组成的可变节流孔。改变挡板与喷嘴之间的间隙，就可以改变经过喷嘴的燃气量，从而改变作用在两个活塞上的压力。

传动装置由两个单向作用的作动筒、活塞、活塞杆、摇臂组成，活塞杆与摇臂相连，摇臂转动时带动舵面偏转。

燃气发生器的燃料在燃烧过程中向气动放大器输送高温高压的燃气。

综合放大器综合控制信号和反馈信号，然后将合成的信号送至活塞中的电磁线圈。

位置反馈和速度反馈装置分别产生与舵的角位移和角速度成比例的信号，并将它们输入综合放大器，从而改善执行装置的动态特性。

导弹发射后，点火装置点燃燃气发生器内的燃料，产生高温高压的燃气。燃气经过滤后，经气动分配腔、节流孔作用在两个活塞的底面上，再通过活塞铁心孔、喷嘴、挡板及铁心间的空隙以及活塞排气孔，排到大气中去。

控制信号经放大器放大后，输出控制电流 I_1，I_2，分别加到两个活塞铁心的线圈中使其产生对挡板的电磁吸引力，此吸引力与作用在挡板上的燃气推力平衡。

当没有校正控制信号时，两个挡板与喷嘴的间隙相同，从两个间隙中排出的燃气流量相等，这样两作动筒内的燃气压力相等，两个活塞处于平衡位置，舵面不转动。当有校正控制信号时，由于电磁力作用，两个挡板与喷嘴的间隙发生变化，间隙小的燃气流量减小，间隙增大的燃气流量增大，这样，两个作动筒内的燃气压力一个上升一个下降，使两个活塞作用在摇臂上的力矩失去平衡，舵面就随摇臂转动。舵面逐渐发生偏转后，位置反馈装置输出的反馈信号增大，在位置反馈信号的作用下，输入电磁控制绕组的电流逐渐减小，作动筒内的压力就发生相应的变化，当两个作动筒内的燃气压力对舵的转动力矩与铰链力矩重新平衡时，舵面停止转动。

(2) 脉冲调宽式燃气舵机

脉冲调宽式燃气舵机是一种继电式系统,引入一个线性化振荡信号,改变脉冲宽度,实现脉冲宽度与控制信号大小成比例的原理,变成等效线性系统。脉冲调宽式舵机需要一个脉宽调制信号发生器,产生脉冲调宽信号,送给舵机的作动装置。图 4-78 是脉冲调宽式燃气舵机的原理图。

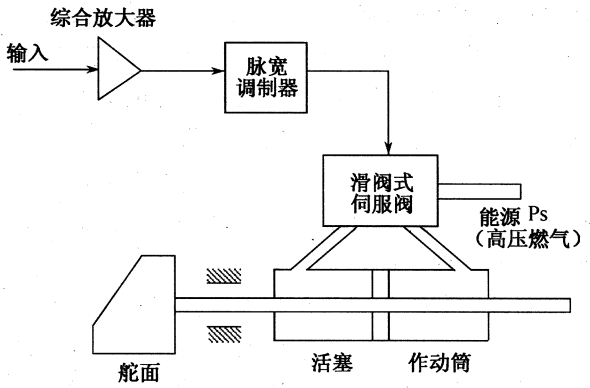


图 4-78 脉宽式燃气舵机的工作原理图

脉冲调宽型放大器由电压脉冲变换器和功率放大器两部分组成。电压脉冲变换器包括正弦(或三角波)信号发生器及比较器。信号发生器产生正弦(或三角波)信号 u_2,同输入信号 u_1 相加后,输入到比较器,脉冲调宽型放大器的工作原理如下:

当输入信号 $u_1=0$ 时,$u_1+u_2=u_2$,在一个周期 T_1 内,正弦信号正、负极性电压所占的时间相等,因此比较器输出一列幅值不变,正、负宽度相等的脉冲信号,操纵舵面从一个极限位置向另一个极限位置往复偏转,且在舵面两个极限位置停留时间相等,一个振荡周期内脉冲综合面积为零,平均控制力也为零,弹体响应的控制力是一个周期控制力的平均值,此时导弹进行无控飞行。

当输入信号 $u_1\neq0$ 时,正弦波(u_1+u_2)在一个周期 T_1 内,正弦信号正、负极性电压所占的时间比发生变化,因此比较器输出一列幅值不变,正、负宽度不同的脉冲信号,这种脉冲信号在一个周期内脉冲综合面积,与该时刻输入信号 u_1 的大小成比例,其正负随输入信号的极性的不同而变化。此脉冲信号操纵舵面从一个极限位置向另一个极限位置往复偏转,但在舵面两个极限位置停留时间不相等,一个振荡周期内的平均控制力不为零。图 4-79 是 $u_1>0$ 的情

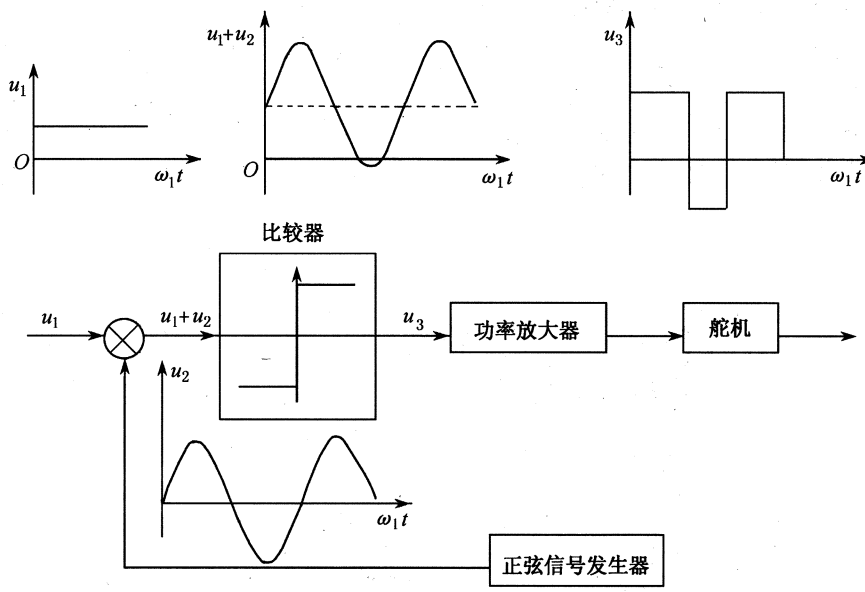


图 4-79 脉冲调宽信号形成示意图

况，则比较器输出脉冲序列中，正脉冲较宽，负脉冲较窄，因而在一个周期内的综合面积大于零。由于输出脉冲幅值恒定，宽度随输入信号的大小和极性的不同而变化，这就是脉冲调宽原理。由于脉冲的综合面积与输入信号的大小成正比，并与其极性相对应，这样就把继电特性线性化了。这一过程也叫振荡线性化。

下面以某型号导弹采用的滑阀式气动放大器的燃气舵机为例，说明燃气舵机的工作过程。舵机主要由电磁铁、滑阀式气动放大器、活塞、作动筒、连杆舵面、开锁机构、燃气过滤器和燃气发生器等部件组成。

电磁铁和滑阀式气动放大器安装在阀座之中，由二个控制线圈、左右铁轭、阀芯、衔铁、阀套和反馈套等组成。由本体的气缸孔和气缸盖构成活塞与作动筒，由滤网、滤芯等构成燃气过滤器，通过本体将各部件、拨杆、舵轴和舵面装配在一起，组成滑阀式燃气舵机。

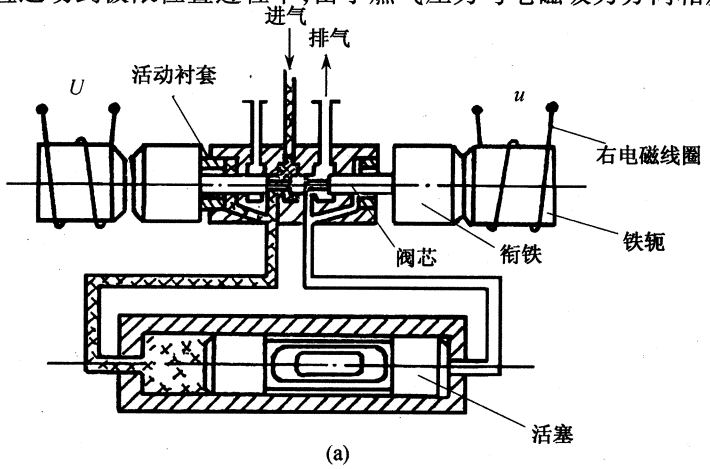
舵机靠燃气发生器的固体火药燃烧时产生的燃气工作，燃气通过过滤器沿管路进入分流滑阀阀芯，并沿本体上的管道进入活塞腔。当送入脉冲调宽信号时，电流依次进入两个电磁线圈。当电流通过右边电磁线圈时，如图 4－80(a)所示，带分流阀芯的衔铁被拉向该电磁铁线圈方向，使燃气进入气缸左腔的通道，在燃气压力作用下，活塞移动到右极限位置。

当活塞在气缸内移动时，相应地也使舵面偏转 δ 角。同时，燃气经过左侧固定节流孔进入靠近活动衬套的工作腔，燃气压力作用在活动衬套端面上，压力大小与活塞腔中的压力成正比。当阀芯从中间位置移动时，此燃气压力是以负反馈的方式作用在衔铁上，力图使衔铁回到中立位置。但这个压力小于电磁线圈对衔铁的吸力，只要电流仍流过右线圈，带衔铁的分流阀芯将保持在右边位置。

当电流通过左边电磁线圈时，如图 4－80(b)所示，衔铁阀芯移向左边，并使燃气进入气缸右腔，同时燃气从右侧固定节流孔进入活动衬套的工作腔，同样形成燃气压力，作用在衔铁阀芯上回到中立位置。

当线圈内电流换向时，例如左线圈通电，右线圈断电，此时，衔铁阀芯处在左极限位置。在换向瞬间，作用在衔铁阀芯上的燃气压力与线圈产生的电磁吸力同向，使阀芯从右极限位置加速往左边位置移动，此时，燃气压力作用在衔铁阀芯上的力成为正反馈，提高了换向动作的速度。

这里要特别指出的是，这个舵机系统的压力反馈是一种非线性(近似继电型)压力反馈。在阀芯从中立位置运动到极限位置过程中，由于燃气压力与电磁吸力方向相反，使阀芯运动减



(a)

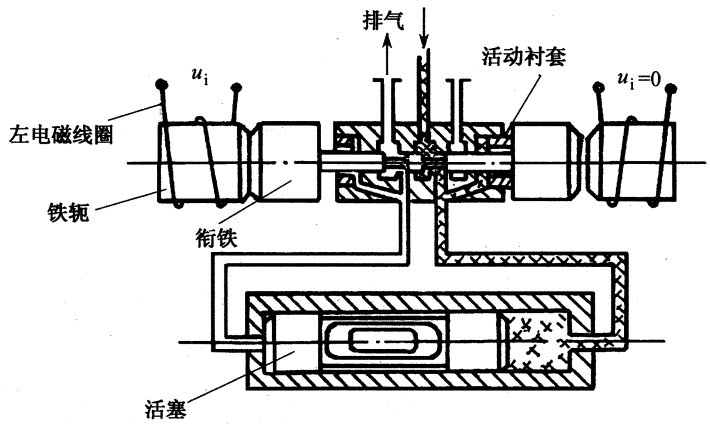


图 4－80　舵机结构原理图

(a) 右电磁线圈通电时　(b) 左电磁线圈通电时

速，此时燃气压力反馈属于负反馈；而在阀芯从极限位置向中立位置运动时，由于燃气压力与电磁吸力方向相同，使阀芯运动加速，此时，燃气压力反馈属于正反馈。因此，在静态实现了电磁吸力与燃气压力反馈相平衡；在动态，即换向时刻，燃气压力起到快速动作的作用。所以非线性压力反馈相当于一个加速度的分段切换装置。当阀芯从左极限位置以最大加速度运动经过中立位置后，加速度减小至零或变到一定的负加速度，使之减速运动到右极限位置，然后又从右极限位置以最大加速度往左极限方向运动。作用在阀芯上的燃气压力与阀芯位移的关系，如图 4－81 所示。

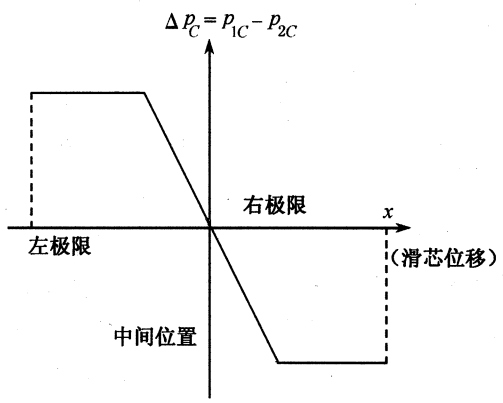


图 4－81　非线性压力反馈特性

4.2.5　液压式舵机

液压式舵机主要由电液信号转换装置、作动筒和信号反馈装置等部分组成。原理结构如图 4－82所示。

电液信号转换装置主要由力矩电动机和液压放大器两部分组成，其基本作用是将控制系统的电的指令信号转换成液压信号，它是一个功率放大器，同时又是一个控制液体流量、方向的控制器。

力矩电动机是将电控制信号转换成机械运动的一种电气机械转换装置。

液压放大器由两级组成：第一级是喷嘴挡板式液压放大器，第二级是滑阀式液压放大器如图 4－83 所示。

喷嘴挡板放大器由喷嘴、挡板、两个固定节流孔、回油节流孔和两个喷嘴前腔组成。挡板与力矩电动机的衔铁和反馈杆一起构成衔铁挡板组件，由弹簧管支承。

滑阀放大器由阀芯、阀套和通油管路组成。阀芯多为圆柱形，上面做有不同数量的凸肩，

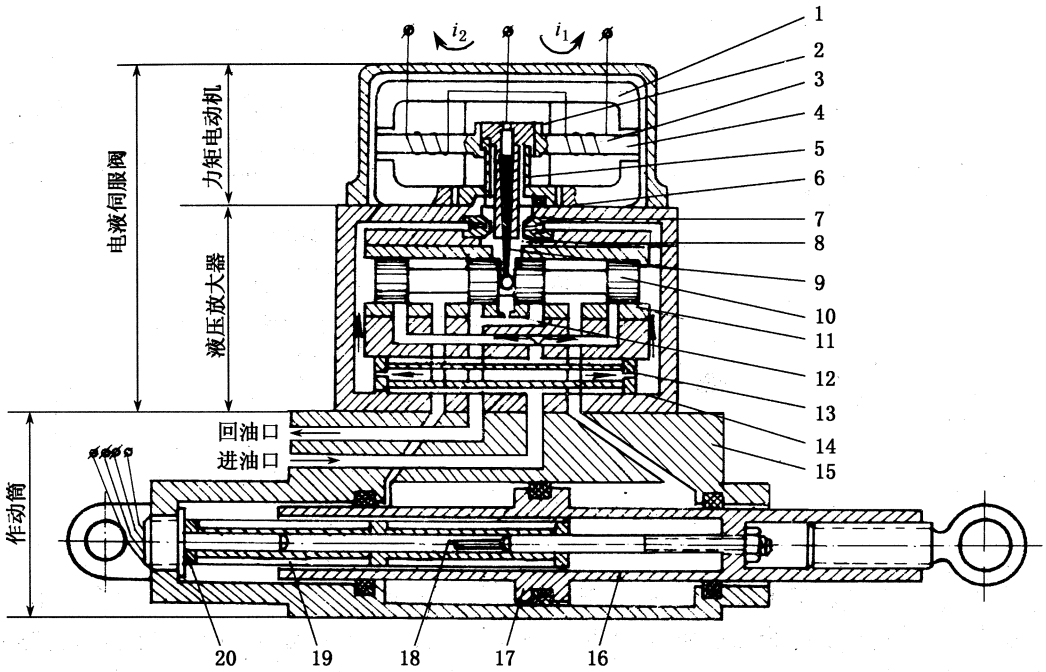


图 4－82　液压舵机结构图

1—导磁体；2—永久磁体；3—控制线圈；4—衔铁；5—弹簧管；6—挡板；7—喷嘴；8—溢流腔；9—反馈杆；10—阀芯；11—阀套；12—回油节流孔；13—固定节流孔；14—油滤；15—作动筒壳体；16—活塞杆；17—活塞；18—铁心；19—线圈；20—位移传感器

用以控制通油口面积的大小和液压油的流向。阀套上开有一定数量的通油口。

当没有控制信号时，挡板处在两喷嘴中间，阀芯保持中立位置不动，它的四个凸肩刚好把阀套的进油孔和回油孔全部盖住，使接通负载的油路不通。

若力矩电动机中加有控制信号，使衔铁挡板组件向右偏转时，会使挡板与喷嘴间右边的间隙减小，左边的间隙加大，结果右喷嘴前腔的压力增大，左喷嘴前腔的压力减小，形成压力差，使滑阀阀芯向左移动，滑阀左腔将高压油与负载油路（与作动筒相通）的进油口接通，右腔与负载的回油口接通，从而推动负载运动。挡板的偏转角越大，阀芯两腔的压力差越大，阀芯移动速度越快。

阀芯向左移动时，将带动反馈杆一起移动，反馈杆产生形变。反馈杆形变以及管形弹簧将产生变形力矩，此力矩与控制力矩方向相反，当控制力矩与这个变形力矩达到平衡时，挡板偏转角也达到一个平衡位置，阀芯也不再移动。

作动筒，即液压筒（油缸），是舵机的施力机

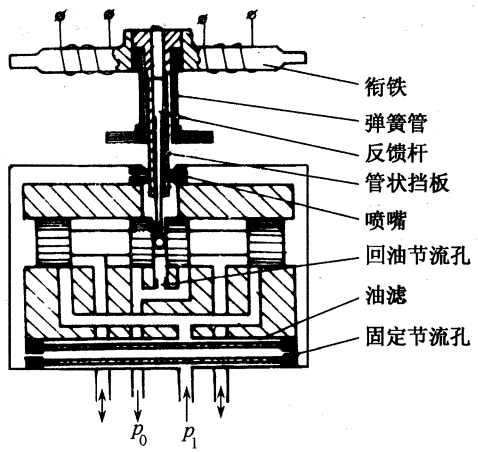


图 4－83　液压放大器结构图

构，由筒体和运动活塞、活塞杆、密封圈等组成，活塞杆与舵面的摇臂相连。

信号反馈装置，用来感受活塞的位置或速度的变化，并转换成相应的电信号，送给综合放大装置。

液压式舵机的工作过程：当没有校正控制信号时，力矩电动机的衔铁位于平衡位置，挡板处于两个喷嘴中间位置，高压油不能流进作动筒，活塞两边压力相等，活塞处于静止状态，舵面不发生偏转。当有校正控制信号时，力矩电动机衔铁带动挡板组件偏转，致使阀芯偏离中间位置，如果向左移动一段距离，此时高压油进入作动筒内右腔，活塞就向左运动，推动作动筒左腔内的油回流到油箱，如果力矩电动机带动阀芯左移时，情况正好与此相反。活塞的左右移动，就带动舵面向不同的方向偏转。

4.2.6 推力矢量控制装置

所谓推力矢量控制，是一种改变发动机排出的气流方向来控制导弹飞行的方法。

与空气动力执行装置相比，推力矢量控制装置的优点是：只要导弹处于推进阶段，即使在高空飞行和低速飞行段，它都能对导弹进行有效地控制，而且能获得很高的机动性能。推力矢量控制不依赖于大气的气动压力，但是当发动机燃烧停止后，它就不能操纵了。

有些导弹武器系统，需要采用推力矢量控制，例如下面的几种情况：

(1) 在洲际弹道式导弹的垂直发射阶段中，如果不用姿态控制，那么由于一个微小的主发动机推力偏心(而这种偏心是不可避免的)，都将会使导弹翻滚。因这类导弹一般很重，且燃料质量占总质量的90%以上，必须缓慢发射，以避免动态载荷，而这一阶段空气动力控制是无效的，所以必须采用推力矢量控制。

(2) 垂直发射的战术导弹，发射后要迅速转弯，以便能够在全方位上拦截目标，由于此时导弹速度较低，也必须采用推力矢量控制。

(3) 有些近程导弹，如“旋火”反坦克导弹，发射装置和制导站隔开一段距离，为使导弹发射后快速进入有效制导范围，就必须使导弹的发射后能立即实施机动，也需要采用推力矢量控制。

下面举例说明推力矢量控制装置的工作原理。

某型号导弹采用改变续航发动机主推力矢量方向的方法来提供控制力，实现推力矢量控制，其工作原理如图4-84所示。

推力矢量控制装置由燃气过滤器、燃气电磁开关阀、燃气作动筒和摆帽组件等部分组成。

为使结构简化，将续航发动机中一部分燃气过滤后作为舵机的气源。续航发动机燃烧室内的燃气是不干净的，夹杂有燃烧后的药渣和包复层的碎渣等，而且温度很高，动能也很大，要想用它做舵机的气源，必须进行过滤、净化和降温，同时还要把燃气的动能尽量转化为舵机工作所需要的压力位能，也就是尽量使气流速度降低，把动压转化为静压，燃气过滤器就是用来完成这些任务的。

燃气作动筒有两个，作动筒由气缸、活塞和壳体等组成。气缸的两端有两个腔，与进气流相通的为高压腔，与排气流相通的为低压腔，高低压腔是交替的。

燃气电磁开关阀只有开和关两种稳定的工作状态，不能稳定地停止在中间某一位置。燃气电磁开关阀的两个控制线圈通电流时产生磁场。当有电流通过某一控制线圈时，产生电磁力，阀芯在电磁力的作用下，从一个极限位置被吸到另一个极限位置。

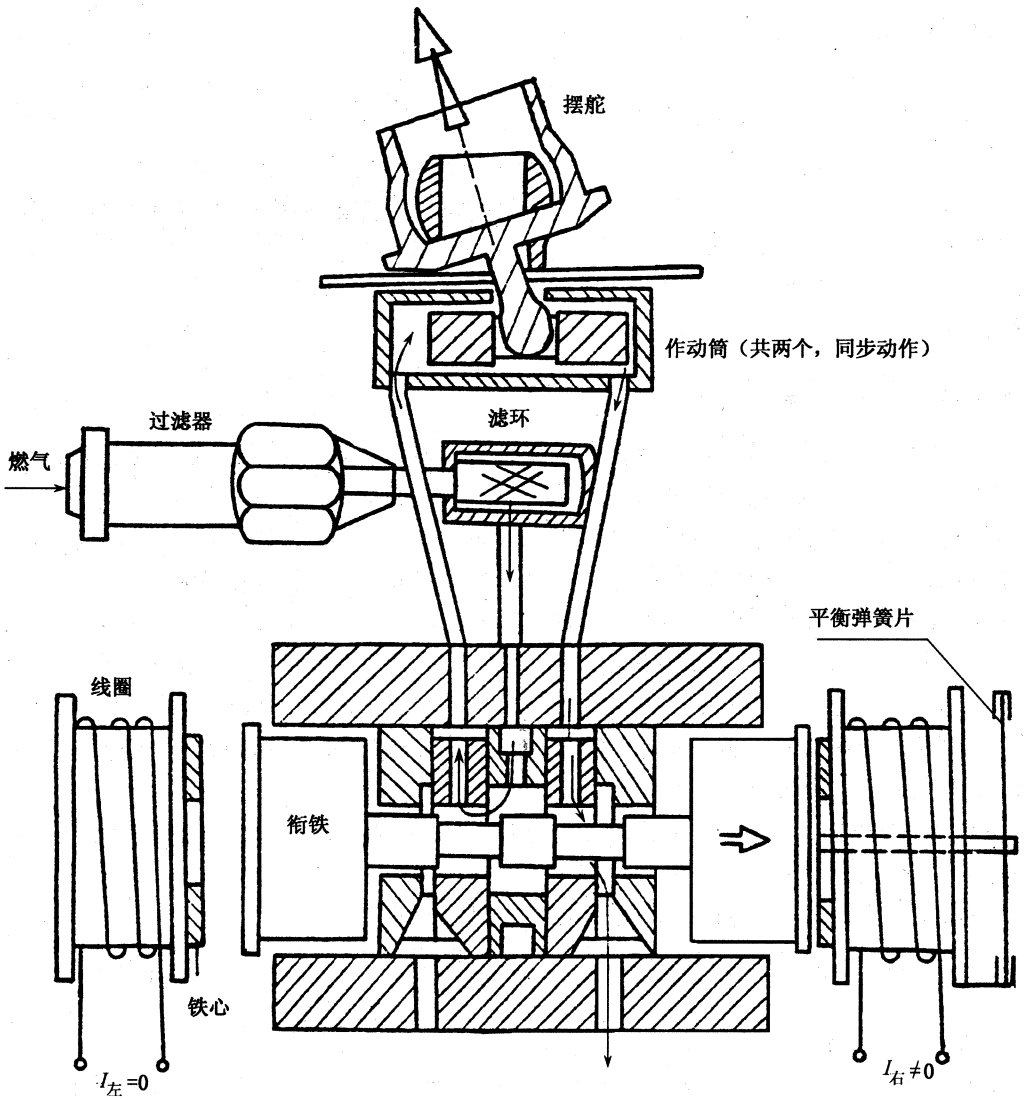


图 4－84　推力矢量执行装置工作原理图

燃气电磁开关阀同时是一个电－气能量转换装置。当右控制线圈通电时，阀芯右移到极限位置，左进气口被打开，排气口被关上，右排气口被打开，此时燃气经左进气口同时进入两个作动筒的左腔内，两个作动筒右腔的气体从右排气口排出（左为高压腔，右为低压腔），这样就完成一次电－气能量转换。因此电磁开关阀将控制指令信号电流的正负交替变化转化成为气流的开关交替变化，实现电－气能量转换。

摆帽组件由摆帽、摆杆和转轴组成。摆帽组件是使续航发动机的主气流偏摆的机构。摆帽套装在续航发动机喷管的端口，转轴固定在舵机壳体上，舵机固连在弹体上，摆杆与作动筒相连，活塞的移动可转化为摆帽的摆动，摆帽摆动时会使从续航发动机的喷管喷出的主燃气流也产生同步摆动，即使主推力矢量同步摆动，摆帽使主推力偏摆，从而产生控制力。

思 考 题

1. 叙述线扫描雷达测角仪的工作原理，它在制导系统中的作用是什么？

2. 什么是陀螺仪？什么是陀螺仪的自由度？

3. 分别说明二自由度陀螺仪和三自由度陀螺仪的基本组成？

4. 什么是陀螺仪的定轴性？什么是陀螺仪的进动性？如何判定进动方向？

5. 三自由度陀螺仪的测角原理是什么，利用了陀螺仪的什么特性？

6. 说明三自由度陀螺仪当陀螺转子的重心偏在转子轴一边会发生什么情况.

7. 重锤式线加速度计有哪几部分组成？简述其工作原理及其在弹上的作用。

8. 固定式导引头测量的是什么量？可直接用于实现何种制导规律？如何用固定式导引头实现追踪法？

9. 什么是导引头的视场角，其大小与导引精度有什么关系？

10. 什么是导引头的“死区”？叙述红外导引头调制盘空间滤波的含义。

11. 红外导引头光学系统的整流罩的球心应在什么位置，为什么？

12. 棋盘格式调制盘的盲区是怎么产生的，它的范围是稳定不变的吗？

13. 在调幅与调频式调制盘输出的调制信号中，目标的偏差信号分别是如何表示的？光电转换器的输出信号与调制盘输出的调制信号是什么关系？

14. 调制盘的调制曲线描述的是哪两个量之间的关系？目标像点位于调制曲线的盲区、线性区、捕获区，导引头分别处于何工作状态？

15. 脉冲调宽式舵机是如何实现与控制信号大小成等效线性关系的？

16. 推力矢量控制装置有什么特点，适用于哪些情况？

第 5 章　自动驾驶仪与稳定回路

前几章介绍了制导系统的有关基本概念，制导规律，受控对象——弹体的特性以及常用制导装置(部件)，这一章我们将介绍这些制导部件与弹体是如何有机地结合成为整体的。

5.1　自动驾驶仪与稳定回路的基本概念

5.1.1　基本概念

自动驾驶仪的功能是控制和稳定导弹的飞行。所谓控制是指自动驾驶仪按控制指令的要求操纵舵面偏转或改变推力矢量方向，改变导弹的姿态，使导弹沿基准弹道飞行。这种工作状态，称为自动驾驶仪的控制工作状态。所谓稳定是指自动驾驶仪消除因干扰引起的导弹姿态的变化，使导弹的飞行方向不受扰动的影响。这种工作状态，称为自动驾驶仪的稳定工作状态。

稳定是在导弹受到干扰的条件下保持其姿态不变，而控制是通过改变导弹的姿态，使导弹准确地沿着基准弹道飞行。从改变和保持姿态这一点来说，导弹的稳定和控制是矛盾的；而从保证导弹沿基准弹道飞行这一点来说，它们又是一致的。

下面介绍与自动驾驶仪和稳定回路有关的一些基本概念。

1. 导弹的运动与静止

所谓运动是物体随着时间的推移发生的状态变化，导弹的运动稳定性是指导弹从一种状态向另一种状态过渡时具有向新的状态收敛的特性。

静止是物体保持其原有状态不变的特性。而稳定性是指整个扰动运动具有收敛的特性，它由飞行器随时间恢复到基准运动的能力所决定。

2. 导弹的静稳定性

导弹在平衡状态下飞行时，受到外界瞬间干扰作用而偏离原来平衡状态，在外界干扰消失的瞬间，若导弹不经操纵能产生附加气动力矩，使导弹具有恢复到原来平衡状态的趋势，则称导弹是静稳定的；若产生的附加气动力矩使导弹更加偏离原平衡状态，则称导弹是静不稳定的；若附加气动力矩为零，导弹既无恢复到原平衡状态的趋势，也不再继续偏离，则称导弹是静中立稳定的。压心与重心之间的距离称为静稳定度，压心在重心之前的导弹为静不稳定的导弹；压心与重心重合的导弹为中立稳定的导弹，而压心在重心之后为静稳定的导弹。

3. 导弹的运动稳定性

导弹在运动时，受到外界扰动作用，使之离开原来的飞行状态，若干扰消除后，导弹能恢复到原来的状态，则称导弹的运动是稳定的。如果干扰消除后，导弹不能恢复到原来的飞行状态，甚至偏差越来越大，则称导弹的运动是不稳定的。

4. 导弹的机动性

导弹的机动性是指导弹改变飞行速度的方向的能力。导弹的机动性可以用法向加速度来

表征。但人们通常用法向过载的概念来评定导弹的机动性。所谓过载是指作用在导弹上除重力外的所有外力的合力 N 与导弹重力 G 的比值。通常人们最关心的是导弹的机动性，即法向过载的大小。第3章式(3-2)给出了导弹所受的合力在弹道坐标系中三个轴上的分量，将式(3-2)的三个方程分别除以重力，即可得三个方向的过载，式中的空气动力与弹体结构、飞行条件和气动特性有关。所以导弹的机动性是弹体结构、飞行条件和气动特性的函数。

5. 导弹的操纵性

导弹的操纵性是指操纵机构(舵面或发动机喷管)偏转后，导弹改变其原来飞行状态(如攻角、侧滑角、俯仰角、偏航角、滚转角、弹道倾角等)的能力以及反应快慢的程度。舵面偏转一定角度后，导弹随之改变飞行状态越快，其操纵性越好；反之，操纵性就越差。导弹的操纵性通常根据舵面阶跃偏转迫使导弹作振动运动的过渡过程来评定。

6. 导弹的操纵性与机动性的关系

操纵导弹做曲线飞行的过程是偏转舵面产生操纵力矩，改变攻角、侧滑角、滚转角，进而改变法向力，使导弹飞行方向改变的整个过程。导弹的操纵性与机动性有着紧密的关系。机动性表示舵偏角最大时，导弹所能提供的最大法向加速度。操纵性则表示操纵导弹的效率，通常指导弹运动参数的增量和相应舵偏角变化量之比，它是一个相对量，机动性则是一个绝对量，有了好的操纵性必然有助于提高机动性。

7. 操纵性和稳定性的关系

稳定性与操纵性是对立统一关系，所谓对立是因为稳定性力图保持导弹的飞行姿态不变，而操纵性旨在改变导弹的姿态平衡；所谓统一是指弹体的姿态稳定是操纵的基础和前提，因为不稳定的导弹是无法操纵的，而操纵又为弹体走向新的稳定状态开辟道路。导弹正是在稳定－操纵－再稳定－再操纵中实现沿基准弹道飞向目标的。

一般来说，导弹的操纵性好，导弹就容易改变飞行状态；导弹的稳定性好，导弹就不容易改变飞行状态。因此，导弹的操纵性和稳定性又是互相对立的，提高导弹的操纵性，就会削弱导弹的稳定性，提高导弹的稳定性就会削弱导弹的操纵性。而导弹的操纵过程和导弹的稳定过程又是互相联系的，当舵面偏转后，导弹由原来的飞行状态改变到新的飞行状态的过渡过程，相对于新的飞行状态来说，又是一个稳定过程，所以操纵性问题中又有稳定性的问题。稳定性好，过渡过程就短，有助于提高导弹的操纵性。另一方面，在导弹受到扰动后的稳定过程中，由于自动驾驶仪的作用，导弹的执行机构发生相应的偏转，促使导弹恢复原来的飞行状态，所以稳定性问题中也有操纵性问题，操纵性好，导弹恢复原来的飞行状态就快，有助于加速导弹的稳定。

8. 极坐标控制与直角坐标控制

导弹制导系统的任务之一是测出导弹的飞行偏差，在测出这些飞行偏差后，将信号送到控制系统中，通过控制系统的作用把这些误差减小到最小。在直角坐标控制系统中，制导设备中的导引系统测出沿两个坐标轴的偏差形成两路控制信号，一路是俯仰方向的信号，一路是偏航方向的信号，这两个信号传送给弹上两个独立的执行机构，使俯仰舵和偏航舵产生偏转，控制导弹沿基准弹道飞行。直角坐标控制方式适用于轴对称布局的导弹。

在极坐标控制系统中，误差信号是以极坐标的形式送给弹上控制系统，即一个幅值 ρ 信号和一个相位 φ 信号，这时控制系统需采用不同的执行机构来实现控制，通常的方法是把 φ 信号作为滚转指令，使弹体从垂直面起滚动一个 φ 角，然后用导弹的俯仰舵操纵导弹做与 ρ

信号相对应的机动。

5.1.2 为什么要引入自动驾驶仪

1. 从弹体传递函数看

第3章我们对受控对象——弹体特性进行了分析，弹体运动方程在进行系数固化和小扰动假定条件下，可简化为常系数线性微分方程，对理想滚转稳定条件下进行通道分离后的方程在零初始条件下进行拉普拉斯变换，求得纵向通道（在轴对称条件下侧向与纵向相同）和滚转通道的传递函数。

纵向通道以舵偏角为输入、以俯仰姿态角为输出的传递函数为二阶振荡环节，其阻尼系数是弹体俯仰阻尼系数，俯仰静稳定系数以及弹体在推力和空气动力法向分量作用下的转弯速率的函数，一般情况下没有任何反馈控制的自然弹体的阻尼系数，不能在所有飞行状态下都满足制导系统设计要求。

滚转通道以舵偏角为输入、以滚转角速度为输出的传递函数为一阶惯性环节，这意味着在常值扰动作用下，在稳态响应阶段滚转角速度会有一个常值输出，则滚转角会线性增大，对于非旋转弹，会导致控制通道的混乱。

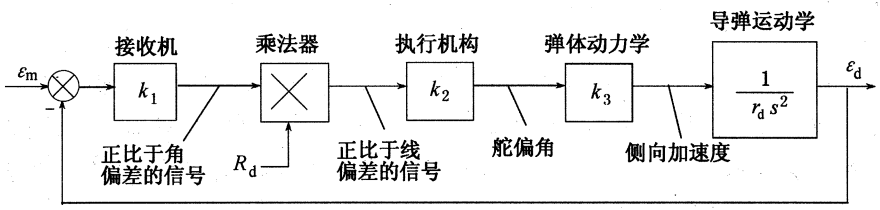


图5-1 俯仰通道指令制导回路的简化框图

2. 从制导回路看

图5-1给出了俯仰通道没有自动驾驶仪的闭环指令制导回路的简化框图。图中 r_d 为导弹距发射点的距离。闭环系统输出量为导弹高低角，输入量为目标高低角，这个角度可由第4章所讲的测角仪进行测量，弹上指令接收机的增益为 k_1，由于不同角偏差对应的线偏差不同，为了保持系统对导弹偏离理想弹道的线偏差的灵敏度不变，在信号进入导弹执行机构之前，乘以测量的或计算的导弹飞行距离，将执行机构简化为线性系统，其增益为 k_2，舵偏角到弹体所产生的法向加速度间的传递系数为 k_3，即气动力增益，则制导回路的开环增益为 $k_1k_2k_3$，整个系统经法向加速度及固有的两次积分环节而闭合，双积分环节是导弹运动学环节的近似，这种近似不精确，但可用于进行制导回路的分析计算，详细情况将在下一章进行讨论。

k_1、k_2 在整个飞行过程中的变化可以忽略，我们现在讨论气动力增益 k_3 可能发生的变化。首先推进剂的燃烧所引起的质心位置变化，攻角、飞行速度变化所引起的压心位置的变化都将直接引起 k_3 的变化，此外由于飞行高度和速度的变化，动压 $\frac{1}{2}\rho v^2$ 可能会有很大的变化，因而气动力增益总的变化范围会非常大。弹体传递函数中，时间常数与阻尼系数都是静稳定度和气动力导数的函数，而这两个参数决定了弹体的短周期振荡频率，影响弹体的动态响应性能。

为了使导弹在目标机动和有各种干扰的情况下脱靶量满足设计指标，要求严格限制系统总增益 $k_1k_2k_3$ 的允许误差及弹体的动态响应特性的变化范围。

弹体的空气动力外形不能随飞行条件的变化而改变，所以不能保证在各种飞行条件下都能满足系统对稳定性、动态响应性能等方面的要求，因此导弹上需装有自动驾驶仪。

5.1.3 自动驾驶仪是如何引入的

在第 1 章绪论中我们介绍过制导系统一般是多回路系统，最外层的大回路是观测跟踪装置(如测角仪、导引头等)、指令形成装置、执行装置及弹体构成的闭合回路，通常称为制导回路，其次是由自动驾驶仪与弹体构成的闭合回路，即姿态稳定回路，稳定回路本身可能是多回路的，因为自动驾驶仪可能含有多个敏感元件，每个敏感元件都会形成一个回路，而自动驾驶仪中的执行装置有时也是个闭环控制系统。

在第 1 章图 1－3 所示的简化制导系统框图中，若不考虑弹上惯性测量装置的反馈，从控制指令到弹体是开环控制，由上面的叙述可知，一般情况下开环控制不能满足设计要求。

第 4 章所讲的制导装置中陀螺仪能够敏感弹体的姿态角或姿态角速度，线加速度计能够敏感弹体的线加速度，而弹体在空中的飞行运动就是用姿态运动和质心运动来描述的。

在导弹飞行过程中，当舵面发生偏转或改变推力方向时，弹体会按要求的方式做上下或左右机动，如果导弹上装有加速度计和(或)陀螺仪等惯性测量装置，这些测量元件的输出对弹体形成反馈，以修正导弹的运动。通常把执行机构、敏感元件和控制电路合称为自动驾驶仪。

自动驾驶仪是导弹制导与控制系统的重要组成部分，它与导弹弹体构成的闭合回路称为稳定控制系统或稳定回路。在稳定控制系统中，自动驾驶仪是控制器，导弹弹体是受控对象。自动驾驶仪的作用是稳定导弹绕质心的姿态运动，并根据引导指令正确、快速地操纵导弹的飞行。

但并非所有的导弹系统中都需要有自动驾驶仪。如果所设计的弹体具有很高的静稳定性，即具有很低的操纵性(如静稳定度达到或超过弹体全长的 5%)，在压心或重心有小量移动时也不会造成静稳定度有很大的变化。很多飞行高度基本保持不变、攻击慢速目标的反坦克导弹就是属于这一类型，这种弹通常采用助推，并以近似不变的速度飞行，在这种情况下，几乎不存在保持气动力增益不变的问题，因此，没有必要设置自动驾驶仪。

5.1.4 自动驾驶仪与稳定回路的组成与分类

自动驾驶仪一般由惯性器件、控制电路和舵机系统组成，它通常通过操纵导弹的空气动力控制面或推力矢量控制导弹的姿态运动。

常用的惯性器件有自由陀螺仪、测速陀螺仪和线加速度计等，分别用于测量导弹的姿态角、姿态角速度和线加速度等。

控制电路由数字电路和(或)模拟电路组成，用于实现信号的综合运算传递、变换、放大和自动驾驶仪工作状态的转换等功能。

舵机系统的功能是根据控制信号去控制相应空气动力控制面的运动或改变推力矢量的方向。

一般地说，自动驾驶仪中控制导弹在俯仰平面内的运动的部分，称为俯仰通道；控制导弹在偏航平面内的运动的部分，称为偏航通道；控制导弹绕弹体纵轴的转动运动的部分，则称为

滚转通道。它们与弹体构成的闭合回路，分别称为俯仰稳定回路、偏航稳定回路和滚转稳定回路。对于轴对称的“+”字形气动布局导弹来说，俯仰（稳定）回路和偏航（稳定）回路一般是相同的，通常统称为侧向稳定回路或侧向回路，对于“×”形气动布局的导弹，没有偏航与俯仰回路之分，因为导弹的偏航运动和俯仰运动，都由两个相同的回路（通常称为Ⅰ回路和Ⅱ回路）的合成控制实现，习惯上，将Ⅰ回路和Ⅱ回路也称为侧向稳定控制回路，相应地称滚转稳定回路为倾斜稳定回路或倾斜回路。

旋转导弹的自动驾驶仪通常没有滚转通道，只用一个侧向通道控制导弹的空间运动，因而又称为单通道自动驾驶仪。

按所采用的控制方式分类，自动驾驶仪可分为侧滑转弯自动驾驶仪与倾斜转弯自动驾驶仪。

按俯仰、偏航、滚转三个通道的相互关系，自动驾驶仪可分为：三个通道彼此独立的自动驾驶仪和通道之间存在铰链的自动驾驶仪。

对三个通道彼此独立的自动驾驶仪，根据滚转通道和侧向通道的特点，再进行分类，滚转通道可分为实现滚转位置稳定的自动驾驶仪与实现滚转速度稳定的自动驾驶仪；侧向通道可分为使用一个线加速度计和一个速率陀螺的自动驾驶仪，使用两个线加速度计的自动驾驶仪及使用一个速率陀螺的自动驾驶仪等等。

另外还有一些特殊用途的自动驾驶仪，如垂直发射系统自动驾驶仪，用惯性技术进行方位控制的自动驾驶仪以及高度控制的自动驾驶仪等。自动驾驶仪分类如图5-2所示。

稳定回路的分类与自动驾驶仪的分类相对应。

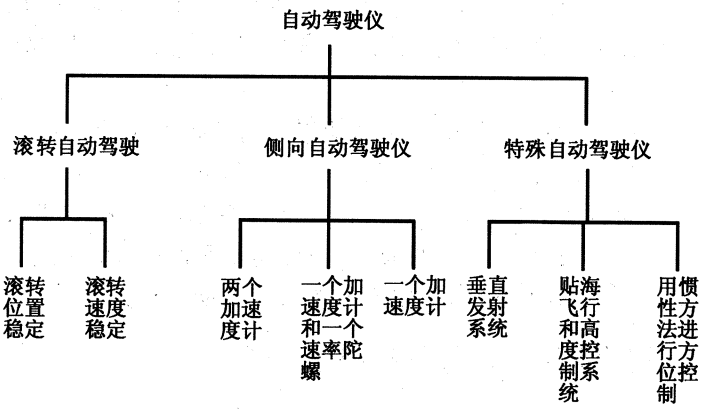


图5-2　自动驾驶仪分类图

5.2　稳定回路的功能及基本原理

稳定回路是由自动驾驶仪与导弹弹体构成的闭合回路。其主要作用是稳定导弹绕质心的姿态运动，并根据控制指令操纵导弹飞行。

5.2.1 稳定回路的功能

1. 稳定弹体轴在空间的角位置和角速度

对于非旋转导弹，制导系统一般要求滚转角保持为零或接近于零，如果导弹上没有稳定滚转角的设备，那么在导弹飞行过程中发生滚转时，控制指令坐标系与弹上执行坐标系之间的相对关系会受到破坏，从而使指令执行过程发生错乱，导致控制作用失效。因为导弹弹体的滚转运动是没有静稳定性的，即使在常态飞行条件下，也必须在导弹上安装滚转稳定设备。

2. 改善导弹的稳态和动态特性

任何控制系统对输入信号的时间响应都由动态响应和稳态响应两部分组成。动态响应是指一个稳定的系统的过渡过程中的状态和输出的行为，所谓过渡过程，是指系统在外力作用下从一个状态转移到另一个状态的过程，通常用动态性能描述；对于稳定系统，稳态响应是指时间趋于无穷时系统的输出的响应，稳态响应表征系统输出最终复现输入量的程度，用稳态性能描述。

由于导弹飞行的高度、速度的变化，其气动参数也在变化，导弹的稳态特性和动态特性会随之发生变化，控制对象的变参数特性使整个控制系统的设计复杂化，为了使制导系统正常工作，要求稳定回路能确保在所有飞行条件下，导弹的静态特性和动态特性保持在一定范围内。

大多数导弹制导回路是条件稳定的，系统开环增益以及其他参数的增大或者减小都会使稳定裕度下降，甚至变得不稳定。这就要求在导弹控制系统设计时将系统开环增益等参数的变化范围限制在一定的范围内，一般在额定值的 ±20%，通常采用加速度计反馈包围弹体等方法来满足这一要求。

3. 增大弹体绕质心角运动的阻尼系数，改善制导系统的过渡过程品质

弹体相对阻尼系数是由空气动力阻尼系数、静稳定系数和导弹的运动参数等决定的，对静稳定度较大和飞行高度较高的高性能导弹，弹体阻尼系数一般在 0.1 左右或更小，弹体是欠阻尼的。这将产生一些不良的影响。导弹在执行引导指令或受到内部、外部干扰时，即使勉强保持稳定，也会产生不能接受的动态性能，过渡过程存在严重的振荡，超调量和调节时间很大，使弹体不得不承受大约两倍设计要求的横向加速度，这样会导致攻角过大，增大诱导阻力，使射程减小；同时降低导弹的跟踪精度，在飞行弹道末端的剧烈振荡会直接增大脱靶量，降低制导准确度，波束制导中可能造成导弹脱离波束的控制空域，造成失控等。所以需要改善弹体的阻尼性能，把欠阻尼的自然弹体改造成具有适当阻尼系数的弹体，控制系统直接装在弹上并与弹体构成闭环回路，根据自动控制理论，可以在稳定回路中增加速度反馈包围弹体的方法，来实现这一要求。

4. 提高短周期振荡频率，保证导弹质心运动的稳定性

在导弹制导回路中，导弹和目标的相对运动学环节是一个双积分环节，因此，即使制导回路中没有其他动态滞后，在整个频率范围内开环相频特性也会有 180°的相位滞后，为了使制导系统稳定，可以在回路中串联超前校正网络，其传递函数为

$$\frac{1+\alpha Ts}{1+Ts} \quad (\alpha > 1)$$

由控制理论可知，超前校正网络对频率在 $1/(\alpha T)$ 和 $1/T$ 之间的信号有明显的微分作用。超前网络在频率 $1/(\alpha T)$ 和 $1/T$ 的几何中心

$$\omega_{max} = \frac{1}{T\sqrt{\alpha}}$$

处提供的相角超前角最大，最大超前角为

$$\varphi_{max} = \arcsin\frac{\alpha - 1}{\alpha + 1}$$

上式表明，φ_{max}仅与 α 有关，α 值选得越大，则超前网络的微分效应越强，实际选用的 α 值一般不大于 10，当 $\alpha = 10$ 时，最大超前角为

$$\varphi_m = \arcsin\frac{9}{11} = 54.9°$$

所以，如果需要提供更大的相位超前角，就不得不采用几个超前网络串联的方法。当有随机起伏干扰时，会使信噪比急剧降低，干扰信号的增大对制导系统的工作有非常坏的影响，因此，如果要设计一个最小相位裕度为 45°的制导回路，在制导回路开环对数幅频特性曲线的交界频率处（系统的截止频率），稳定回路闭环频率特性曲线只允许有十几度的相位滞后，这就要求整个稳定回路通频带比制导回路的截止频率高出几倍甚至更多，很明显，只在指令信号通路中串联超前校正网络是不够的，还需在稳定回路中引入超前校正，例如，在加速度计反馈通路中串联滞后校正环节，可对整个制导回路起超前校正的作用。

5. 对静不稳定导弹进行稳定

自动驾驶仪的控制对象——弹体，在空气动力的作用下，可能是静稳定的，可能是中立稳定的，也可能是静不稳定的，对于中立稳定或静不稳定的弹体，或者在导弹飞行过程中的某一阶段为中立稳定或静不稳定的弹体，可以靠自动驾驶仪来保证飞行过程中的稳定性。

6. 执行制导指令，操纵导弹的质心沿基准弹道飞行

稳定回路是制导指令信号的传递通路。稳定回路接收制导指令，经过适当变换放大，操纵控制面偏转或改变推力矢量方向，使弹体产生需要的法向过载。

5.2.2 稳定回路的基本原理

由于开环控制系统的输出量不对控制系统的控制作用发生影响，所以开环控制的抗干扰能力差，导弹控制系统的设计一般是基于闭环控制的原理，即利用反馈元件把输出量送回到系统输入端，利用偏差进行控制，最后消除偏差。闭环控制具有自动修正被控制量出现偏差的能力，降低对元件参数变化及未知扰动的敏感程度，控制精度较高。

1. 提高稳定回路阻尼的原理

由控制原理可知，将输出量的速度信息反馈到系统输入端，并与误差信号进行比较，可以增大系统阻尼，使动态过程的超调量下降，调节时间缩短，对噪声有滤波作用，是广泛使用的控制方式。

为增进控制系统的阻尼，可在导弹控制系统中增加测速陀螺仪，测量弹体角速度，并反馈给综合放大器输入端，形成一闭合回路。图 5-3 为含有测速陀螺仪反馈的控制系统俯仰通道阻尼回路简化框图。

由第 3 章推导的弹体侧向传递函数可知，以舵偏角 δ_{z_1} 为输入量，俯仰角速度 $\dot{\vartheta}$ 为输出量的弹体传递函数为

$$G^{\dot{\vartheta}}_{\delta_{z_1}}(s) = \frac{K_D(T_{1D}s + 1)}{T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s + 1}$$

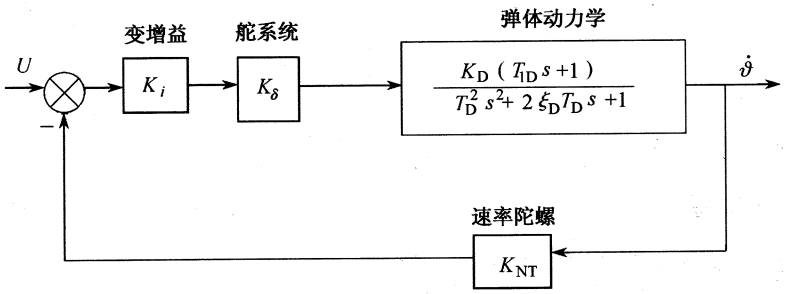


图 5-3　俯仰通道阻尼回路简化图

因为执行装置的时间常数比弹体的时间常数小得多，所以这里不计执行装置的惯性，把它看做放大环节，传递系数为 K_δ，K_i 为可变传动比机构传递系数，从第 4 章推导的测速陀螺仪的传递函数可知，测速陀螺仪是一个二阶系统，但一般情况下，测速陀螺仪的时间常数比弹体的时间常数小很多。为简化讨论，把测速陀螺仪看做传递系数为 K_{NT}的无惯性放大环节。这样阻尼回路的闭环传递函数为

$$\frac{\dot{\vartheta}(s)}{U(s)}=\frac{K_D^*(T_{1D}s+1)}{T_D^{*2}s^2+2\xi_D^* T_D^* s+1}$$

式中　K_D^* 为阻尼回路闭环传递系数，$K_D^*=\dfrac{K_\delta K_i K_D}{1+K_\delta K_i K_D K_{NT}}$；

T_D^* 为阻尼回路时间常数，$T_D^*=\dfrac{T_D}{\sqrt{1+K_\delta K_i K_D K_{NT}}}$；

ξ_D^* 为阻尼回路闭环阻尼系数，$\xi_D^*=\dfrac{\xi_D+\dfrac{T_{1D}K_\delta K_i K_D K_{NT}}{2T_D}}{\sqrt{1+K_\delta K_i K_D K_{NT}}}$。

由此可见，阻尼回路可近似等效成二阶系统。

根据以往的控制系统设计经验，测速陀螺反馈可以充分提供导弹飞行所需的阻尼，但阻尼系数过大，会使系统有过阻尼特性，这也是不希望的。一般阻尼系数为 0.7 左右时比较好，此时过渡过程时间短，超调量也不大，约 5%。可以此为根据选择反馈通路的传递系数，使系统有合适的阻尼特性。

2. 对静不稳定导弹进行稳定的原理

由前述可知，为了改善弹体的阻尼特性，引入由俯仰角速度构成的负反馈，只要适当地选择由弹体姿态角速度到舵偏角的反馈增益，就可以使稳定导弹的阻尼特性得到改善，同时还能使静不稳定导弹得到稳定。其原理如下：

由第 3 章式(3-11)所示的简化的短周期扰动运动方程组，可得俯仰力矩平衡方程如下：

$$m_{z_1}^{\omega_{z_1}}\omega_{z_1}+m_{z_1}^{\alpha}\alpha+m_{z_1}^{\delta}\delta_f=0$$

式中　$m_{z_1}^{\omega_{z_1}}$，$m_{z_1}^{\alpha}$，$m_{z_1}^{\delta}$ 分别为导弹的阻尼力矩系数，静稳定力矩系数与舵操纵力矩系数。

对于静稳定导弹来说，质心在压心之前，当外界出现干扰力矩 $m_{z_1}^{\delta}\delta_f$ 时，导弹产生角速度 ω_{z1} 与攻角 α。由于攻角 α 引起的力矩 $m_{z_1}^{\alpha}\alpha$ 与干扰力矩相反，因此，它起着稳定力矩的作用，此

时攻角为

$$\alpha = -\frac{m_{z_1}^{\omega_{z_1}}\omega_{z_1} + m_{z_1}^{\delta}\delta_f}{m_{z_1}^{\alpha}} \approx -\frac{m_{z_1}^{\delta}}{m_{z_1}^{\alpha}} \cdot \delta_f$$

对于静不稳定的导弹来说，其质心在压心之后，当外界出现干扰力矩时，由攻角引起的力矩为 $m_{z_1}^{\alpha}\alpha$，由于静不稳定的导弹 $m_{z_1}^{\alpha} > 0$，则 $m_{z_1}^{\alpha}\alpha > 0$，且通常弹体的阻尼力矩 $m_{z_1}^{\omega_{z_1}}\omega_{z_1}$ 很小，所以上述力矩平衡方程无法平衡，弹体将失稳。

若引入自动驾驶仪，增加姿态角速度反馈，这时弹体的俯仰力矩平衡方程为

$$m_{z_1}^{\omega_{z_1}}\omega_{z_1} + m_{z_1}^{\alpha}\alpha + m_{z_1}^{\delta}\delta_f + m_{z_1}^{\delta}\delta = 0$$

δ 为弹体姿态角速度反馈产生的舵偏角。选择合适的参数此舵偏角产生的力矩可抵消已出现的干扰力矩，而且可以克服新产生的静不稳定力矩，弹体将重新获得平衡，这就是静不稳定导弹自动驾驶仪稳定功能。

从上述力矩平衡方程可得

$$\delta = -\frac{m_{z_1}^{\omega_{z_1}}\omega_{z_1} + m_{z_1}^{\alpha}\alpha + m_{z_1}^{\delta}\delta_f}{m_{z_1}^{\delta}} \approx -\frac{m_{z_1}^{\delta}\delta_f + m_{z_1}^{\alpha}\alpha}{m_{z_1}^{\delta}}$$

设 ω_{z_1} 到舵偏角的传递系数为 $K_{\omega_{z_1}}^{\delta}$，$K_{\omega_{z_1}}^{\delta} = \delta/\omega_{z_1}$，则

$$K_{\omega_{z_1}}^{\delta} = -\frac{m_{z_1}^{\delta}\delta_f + m_{z_1}^{\alpha}\alpha}{m_{z_1}^{\delta}\omega_{z_1}}$$

由此可见，只要适当地选择 $K_{\omega_{z_1}}^{\delta}$（$K_{\omega_{z_1}}^{\delta} \approx K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}$），使 $m_{\omega_{z_1}}^{\delta}\delta$ 足够大，引入自动驾驶仪后，就能实现静不稳定导弹的稳定。

对静不稳定的导弹来说，阻尼回路的功用首先是稳定，在确保稳定的基础上兼顾到改善阻尼特性。

对于静不稳定的导弹而言，从舵偏角 δ 到俯仰角速度 $\dot{\vartheta}$ 之间的传递函数为

$$W_{\delta}^{\dot{\vartheta}}(s) = \frac{K_D(T_{1D}s + 1)}{T_D^2 s^2 + 2\xi_D T_D s - 1}$$

其特征方程为

$$T_D^2\lambda^2 + 2\xi_D T_D\lambda - 1 = 0$$

其特征根为

$$\lambda_{1,2} = (-\xi_D \pm \sqrt{\xi_D^2 + 1})/T_D$$

从上式可以看出，特征方程有一个正实根，体现了弹体侧向运动的静不稳定性。自动驾驶仪的任务是通过引入角速度 $\dot{\vartheta}$ 反馈，如图 5-4 所示，来消除正实根。引入角速度反馈后，从舵偏角 δ 到俯仰角速度 $\dot{\vartheta}$ 之间的传递函数为

$$\overline{W}_{\delta}^{\dot{\vartheta}}(s) = \frac{K_D(T_{1D}s + 1)}{T_D^2 s^2 + (2\xi_D T_D + K_D K_{\dot{\vartheta}}^{\delta} T_{1D})s + (K_D K_{\dot{\vartheta}}^{\delta} - 1)}$$

其特征方程为

$$T_D^2\lambda^2 + (2\xi_D T_D + K_D K_{\dot{\vartheta}}^{\delta} T_{1D})\lambda + (K_D K_{\dot{\vartheta}}^{\delta} - 1) = 0$$

从上式可以看出，只要选取足够大的 K_{ϑ}^{δ}，使得 $K_D K_{\vartheta}^{\delta} - 1 > 0$ 成立，就能使静不稳定弹体成为静稳定的。更确切地说，要使补偿后的弹体稳定，需 $K_{\vartheta}^{\delta} > 1/K_D$。这表明要使静不稳定导弹在整个飞行过程中都稳定，$K_{\vartheta}^{\delta}$ 要随 K_D 而变，或 K_{ϑ}^{δ} 选得较大。但实际上 K_{ϑ}^{δ} 也不能选得过大，因此光靠增益补偿受到很大的限制，所以通常是选择合适的校正网络加以补偿。

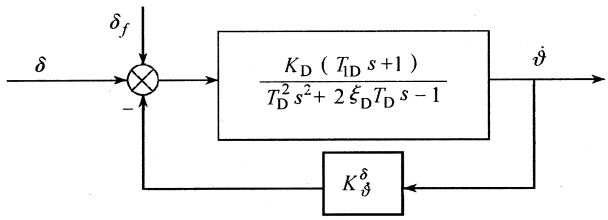


图 5-4　静不稳定导弹稳定原理图

3. 稳定弹体轴的空间方位的原理

在导弹飞行过程中，弹体轴可以用自由陀螺仪来定位，弹体轴在空间的偏转角也可以用自由陀螺仪来测量。正如第 4 章所述，自由陀螺仪在转子高速旋转时，如果不受外力矩的作用，是有定轴性的。这里假定转子重心与外环和内环组成的万向支架的中心重合，并且轴承间的摩擦力矩微小到可以看做零。

导弹上的自由陀螺仪，其在弹上的安装情况可参考第 4 章图 4-24。其基座固连在弹体上，转子在万向支架的里面，内环可以绕内环轴相对外环自由转动，外环可以绕外环轴相对弹体自由转动。如果用电位计作为测量角偏差的传感器，当弹体绕外环轴转动时，由于陀螺仪的定轴性，安装在外环轴上的电位器的电刷不动，而弹体上的电位器绕组随弹体转动，电刷与绕组间的相对位移可以测量导弹在该方向的姿态角信号；当弹体绕内环轴转动时，弹体通过外环轴承带着外环一起绕内环轴转动，同样电刷与绕组出现相对位移，可测出导弹的另一个姿态角信号。

要稳定导弹的姿态，可以用陀螺仪输出的与导弹的姿态角信号成比例的电压信号作为误差信号，把这个信号经过放大变换，去操纵执行装置，使发生了偏转的弹体返回到要求的姿态。

5.3　导弹滚转运动的稳定

对于飞航式配置的面对称导弹，一般多采用极坐标控制方式的倾斜转弯自动驾驶仪。为得到不同方向的法向控制力，应使导弹产生相应的滚转角和攻角，法向气动力的幅值取决于攻角，其方向取决于滚转角，这时的滚转回路是一个滚转控制系统。

对于轴对称导弹，用改变攻角和侧滑角的方法来获得不同方向和大小的法向控制力，即采用直角坐标控制方式的侧滑转弯自动驾驶仪。为了实现对导弹的正确控制，滚转角必须稳定在一定的范围内，保持测量坐标系与执行坐标系间的相对关系的稳定，以避免俯仰和偏航信号发生混乱，这时的滚转回路是一个滚转角稳定回路。

在旋转弹中，不需要稳定滚转角位置，但滚转角速度不稳定会导致俯仰、偏航通道之间的交叉耦合，为了尽可能减弱交叉耦合，有些旋转弹中设置了滚转角速度稳定回路。

滚转回路的作用是稳定导弹的滚转角位置或阻尼导弹的滚转角速度。

5.3.1　导弹滚转角的稳定

1. 滚转角位置稳定的方案

使用角位置陀螺是一种常用的滚转角稳定方案，但在某种情况下，为了改善角稳定回路的

动态品质，可引入使用测速陀螺仪的内回路。

滚转回路使用的角位置陀螺仪是一个三自由度陀螺仪，它的壳体与弹体固连，其外环轴与导弹纵轴一致，陀螺仪的三个轴形成一个互相垂直的正交坐标系。

利用三自由度陀螺仪转子轴对惯性空间保持指向不变的定轴性，可在导弹上建立一个惯性参考坐标系，以便确定与弹体坐标系之间的相互位置。用角位置陀螺仪建立起来的惯性参考姿态基准实质上就是发射瞬时的弹体坐标系。弹体相对于惯性参考坐标系的姿态可通过三个欧拉角 ϑ、ψ、γ 来表示，这三个欧拉角就是弹体的姿态角。滚转回路所需的滚转角 γ 就是弹体相对于角位置陀螺仪外环轴的偏转角。

2. 具有角位置陀螺仪的滚转回路

滚转稳定回路的基本任务是消除干扰作用引起的滚转角误差。为了稳定导弹的滚转角位置，要求滚转稳定回路不但是稳定的，稳定准确度要满足设计要求，而且其过渡过程应具有良好品质。

由第 3 章受控对象弹体特性分析结果可知，轴对称导弹滚转运动传递函数为

$$G_{\delta_\gamma}^{\gamma}(s) = \frac{K_{DX}}{s(T_{DX}s + 1)}$$

式中 K_{DX}为弹体滚转运动传递系数，$K_{DX} = -\dfrac{c_3}{c_1}$；

T_{DX}为弹体滚转运动时间常数，$T_{DX} = \dfrac{1}{c_1}$。

而
$$c_1 = -\frac{M_{x_1}^{\omega_{x_1}}}{J_{x_1}}, c_3 = -\frac{M_{x_1}^{\delta_\gamma}}{J_{x_1}}$$

则
$$K_{DX} = -\frac{c_3}{c_1} = -\frac{M_{x_1}^{\delta_\gamma}}{M_{x_1}^{\omega_{x_1}}}, T_{DX} = \frac{1}{c_1} = -\frac{J_{x_1}}{M_{x_1}^{\omega_{x_1}}}$$

式中 δ_γ 为舵偏转角。

由此可见，弹体滚转运动参数是变化的，其中，传递系数 K_{DX}仅与导弹速度 v_d 有关，变化范围较小，而时间常数与弹道高度（表现为大气密度的变化）、导弹速度 v_d 都有关系，变化范围较大。

由弹体滚转运动的传递函数可知，在常值扰动舵偏转角 δ_γ 作用下，稳态时将以转速 $K_{DX}\delta_\gamma$旋转，而滚转角 γ 将线性增加，所以要保持滚转角位置的稳定，采用开环控制是不行的，只能采用闭环控制。

典型的应用角位置陀螺仪和校正网络的滚转角稳定回路如图 5－5 所示。

设校正网络的传递函数为 $G_\phi(s)$，角位置陀螺仪的传递系数为 K_{ZT}，舵回路的传递函数为

$$\frac{K_{dj}}{T_{dj}^2 s^2 + 2\xi_{dj}T_{dj}s + 1}$$

从而可画出滚动回路的方框图如图 5－6 所示，图中 K_δ 为舵机至副翼间的机械传动比，K_i 为可变传动比。

未引入校正网络时稳定回路开环传递函数为

$$\frac{\delta'_\gamma(s)}{\Delta\delta(s)} = \frac{K_0}{s(T_{DX}s + 1)(T_{dj}^2 s^2 + 2\xi_{dj}T_{dj}s + 1)}$$

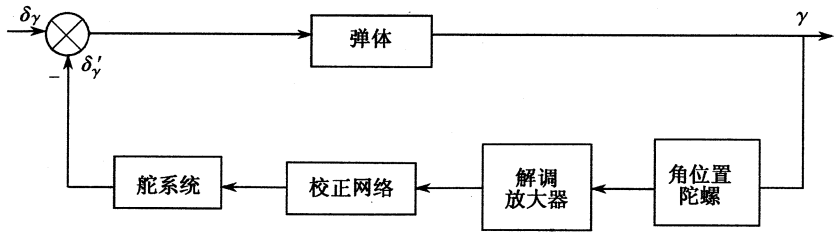


图 5-5　具有角位置反馈的滚转角稳定回路

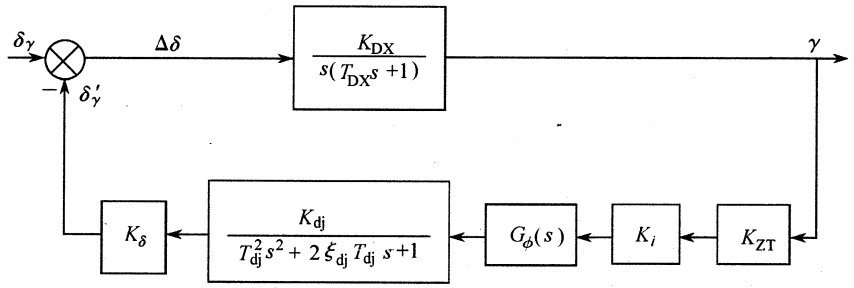


图 5-6　滚转角稳定回路方框图

式中　$K_0 = K_{DX}K_A$ 为开环传递系数

$$K_A = K_{ZT}K_iK_{dj}K_\delta$$

画出未引入校正网络时的开环对数频率特性曲线之后，可根据系统稳定裕度的要求确定 K_0，但这样选择所得的 K_0 是个很小的值，那么 K_A 将会更小，因而不能满足稳定准确度的要求。因为稳定回路闭环传递函数为

$$\frac{\gamma(s)}{\delta_\gamma(s)} = \frac{\dfrac{K_{DX}}{s(T_{DX}s+1)}}{1+\dfrac{K_0}{s(T_{DX}s+1)}\cdot\dfrac{1}{T_{dj}^2s^2+2T_{dj}\xi_{dj}s+1}}$$

$$= \frac{K_{DX}(T_{dj}^2s^2+2T_{dj}\xi_{dj}s+1)}{s(T_{DX}s+1)(T_{dj}^2s^2+2T_{dj}\xi_{dj}s+1)+K_0}$$

利用终值定理，可求得在常值扰动副翼偏转角 δ_γ 作用下的稳态响应为

$$\gamma = \frac{K_{DX}}{K_0}\delta_\gamma = \frac{\delta_\gamma}{K_A}$$

那么 K_A 值越小，稳态输出滚转角 γ 将越大。为满足设计要求，应想办法在保证稳定裕度的前提下，尽可能提高 K_A 的值。

分析开环对数频率特性曲线可知，舵机回路的时间常数 T_{dj} 在所研究的频率范围内会引起相位滞后，因此，通常要求舵机回路的时间常数要尽可能小，这里为简化分析，突出问题的实质，我们假定 T_{dj} 很小，可以忽略，这时滚转稳定回路简化为二阶系统，其闭环传递函数为

$$\frac{\gamma(s)}{\delta_\gamma(s)} = \frac{K_{DX}}{T_{DX}s^2+s+K_0} = \frac{K'}{T'^2s^2+2\xi'T's+1} \tag{5-1}$$

式中 $K'=\dfrac{K_{DX}}{K_0}$；$T'=\sqrt{T_{DX}/K_0}$；$\xi'=\dfrac{1}{2\sqrt{K_0T_{DX}}}$。

由于 T_{DX}较大，为了满足稳定准确度要求，K_0 也应该较大，但结果会导致 ξ' 减小，使过渡过程振荡加剧。

由上述分析可知，在不引入校正装置的条件下，要使滚转稳定回路满足各项性能指标要求是不可能的，为此有必要考虑引入校正装置。

若引入微分校正装置，会使开环对数频率特性中频段的相频特性适当提高，以增加稳定裕量，同时提高了穿越频率，提高了快速性，但对起伏干扰的响应也加强了。在选择微分校正网络传递函数零极点时，通常考虑以下原则：用校正装置的零点去抵消弹体时间常数决定的极点以及舵回路在截止频率处的相位滞后。

设微分校正装置的传递函数为

$$G_\phi(s)=\frac{K_\phi(T_{c_3}s+1)}{T'_{c_3}s+1} \tag{5-2}$$

式中 $T'_{c_3}<T_{c_3}\approx T_{DX}$

这样用校正装置的极点$(-1/T'_{c_3})$代替了弹体的极点$(-1/T_{DX})$。

稳定回路的开环传递函数(引入校正零极点后)为

$$\frac{\delta_\gamma(s)}{\Delta\delta(s)}=\frac{K_A}{s(T'_{c_3}s+1)(T_{dj}^2s^2+2\xi_{dj}T_{dj}s+1)} \tag{5-3}$$

通过绘制对数频率特性曲线，可明显看出增加了裕量，展宽了频带等性能变化，若同样忽略 T_{dj}，则有系统闭环传递函数为

$$\frac{\gamma(s)}{\delta_\gamma}=\frac{K_{DX}(T'_cs+1)}{(T_{DX}s+1)[s(T'_cs+1)+K_{DX}K_AK_\phi]}$$

通过调整校正装置参数 T'_c，可提高闭环系统的等效阻尼系数，使之同时提高 K_0 及回路等阻尼系数有了可能。

若引入积分校正，它一方面使原系统相频特性在低频段有较大的下降，在中、高频段变化不大；另一方面使原系统幅频特性在中、高频段有较大下降，使系统穿越频率减小，结果容易满足稳定性要求，且抑制起伏干扰的能力增强，但使快速作用有所降低。若原系统稳定裕量基本满足要求，引入积分校正可以保持原有系统穿越频率不变，同时可以把开环传递系数提高到足够大，以满足准确度要求。在对系统进行综合分析和设计时，当过渡过程品质是主要矛盾，且要求较好的抗起伏干扰的能力时，宜采用积分校正。一般情况下，引入积分－微分校正装置，可以同时获得两种校正装置的优点，在低频段积分校正起作用，以选择足够大的开环传递系数，在中、高频段微分校正起作用，以获得必要的稳定裕量。

由于描述弹体特性的参数 K_{DX}、T_{DX}随飞行条件变化，穿越频率、等效阻尼系数都随之变化，采用常参量校正装置，其校正零点只能对消弹体时间常数决定的极点，不能获得弹道各特征点都满意的性能。高性能的滚转稳定回路中，可以考虑引入变传动比装置，自动调节开环传递系数，使之稳定，补偿由于弹体特性变化引起的系统动态特性的变化。

有些情况下，为了改善角稳定回路的动态品质，引入角速度陀螺仪回路，如图 5－7 所示。

为了讨论的方便，假定舵系统是理想的放大环节，同时把角位置陀螺和测速陀螺都简化为放大环节，这样可得到具有滚转角位置和滚转角速度反馈的稳定系统框图，如图 5－8 所示。

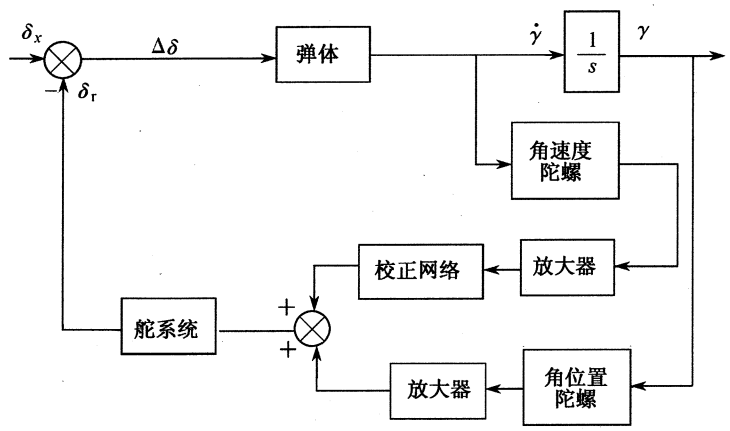


图 5－7　具有位置和速度反馈的滚转角稳定回路

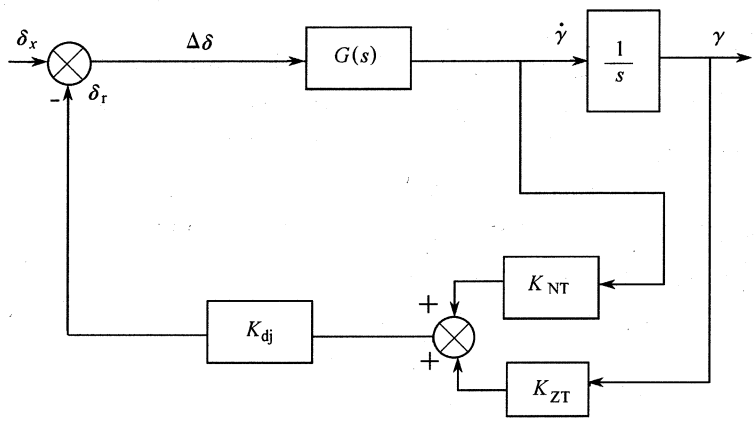


图 5－8　具有位置和速度反馈的滚转角稳定回路框图

图中　δ_γ 为等效的扰动副翼偏转角；K_{dj}为不计惯性的执行机构传递系数；K_{NT}为测速陀螺仪传递系数；K_{ZT}为位置陀螺仪传递系数。

以滚转角速度为输出的导弹滚转运动的传递函数为

$$G_{\delta_\gamma}^{\dot{\gamma}}(s) = \frac{K_{D'X}}{T_{D'X}s + 1}$$

未引入测速陀螺时，滚转角稳定系统的闭环传递函数为

$$\frac{\gamma(s)}{\delta_\gamma(s)} = \frac{\dfrac{K_{DX}}{(T_{DX}s + 1)s}}{1 + \dfrac{K_{DX}K_{dj}K_{ZT}}{(T_{DX}s + 1)s}} = \frac{K}{T^2s^2 + 2\xi Ts + 1}$$

式中　$K = K_{DX}/K_0$；

$K_0 = K_{dj}K_{DX}K_{ZT}$为开环传递系数；

$$\xi = \frac{1}{2\sqrt{K_0 T_{DX}}};$$

$T = \sqrt{T_{DX}/K_0}$。

为使系统有较好的快速性和稳态特性，K_0 应取较大的值，加之导弹滚转运动的时间常数 T_{DX}较大，导致阻尼系数 ξ 的值比较小，这样滚转运动的阻尼特性很差。

引入测速陀螺反馈后，系统的闭环传递函数为

$$\frac{\gamma(s)}{\delta_\gamma(s)} = \frac{\dfrac{K_{DX}}{(T_{DX}s+1)s}}{1+\dfrac{K_{DX}K_{dj}(K_{ZT}+K_{NT}s)}{(T_{DX}s+1)s}} = \frac{K'}{T'^2 s^2 + 2\xi T' s + 1} \tag{5-4}$$

式中 $K' = \dfrac{K_{DX}}{K_0}$；

$K_0 = K_{dj}K_{DX}K_{ZT}$为开环传递系数；

$$\xi' = \frac{1 + K_{dj}K_{DX}K_{NT}}{2\sqrt{K_0 T_{DX}}};$$

$T = \sqrt{T_{DX}/K_0}$。

由上式可以看到，引入测速陀螺反馈后，理想情况下滚转角稳定系统是一个二阶振荡环节，其阻尼系数 ξ' 比 ξ 增大了，选择合适的测速陀螺的传递系数 K_{NT}，可以使滚转角稳定系统具有所需的阻尼特性，同时增大位置陀螺传递系数 K_{ZT}，可以减小系统的时间常数，提高系统的快速性。

可见，由测速陀螺仪组成的反馈回路起阻尼作用，使系统具有良好的阻尼性；自由陀螺仪组成的反馈回路稳定导弹的滚转角。

从回路分析的观点来看，测速陀螺反馈的作用，相当于角位置稳定回路中引入一个纯微分环节的校正。

3. 具有角速度陀螺仪加积分器的滚转回路

此方案的系统组成原理框图如图 5－9 所示。

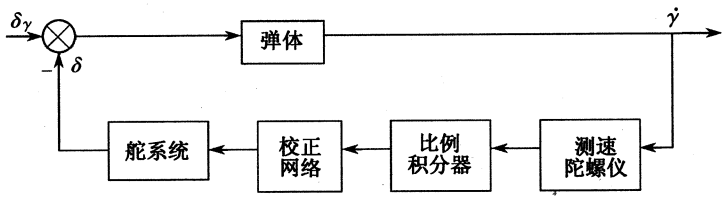


图 5－9 角速度陀螺－积分器组成的滚动回路

自由陀螺仪一般质量大，结构复杂，造价高，耗电多，而且其启动时间长，使导弹的加电准备时间约需 1 min 左右，这就使得武器系统的反应时间加长，不利于适应现代战争的需要。而角速度陀螺一般启动时间在 10 s 左右，若采用高压启动，则只需 3～5 s，因此，在导弹实际应用中有时采用角速度陀螺加电子积分器的滚转回路方案。

通过对测速陀螺测得的信号进行积分获得角位置信息，以代替自由陀螺的方案。此方案的计算结构图如图 5－10 所示。

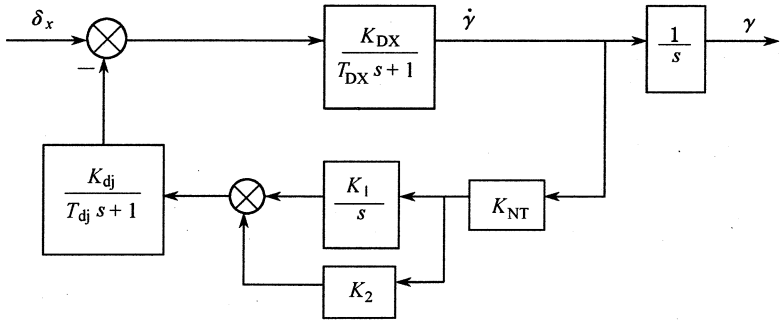


图 5－10　角速度陀螺积分器组成的滚动回路结构图

系统的闭环传递函数为

$$\frac{\gamma(s)}{\delta_\gamma(s)}=\frac{1}{s}\cdot\frac{\dfrac{K_{DX}}{T_{DX}s+1}}{1+\dfrac{K_{dj}K_{NT}(K_1+K_2s)}{s(T_{dj}s+1)}\cdot\dfrac{K_{DX}}{T_{DX}s+1}}$$

若忽略舵系统时间常数，上式可简化为

$$\begin{aligned}\frac{\gamma(s)}{\delta_\gamma(s)}&=\frac{K_{DX}}{s(T_{DX}s+1)+K_{DX}K_{dj}K_{NT}(K_1+K_2s)}\\&=\frac{K_{DX}}{T_{DX}s^2+(1+K_{DX}K_{dj}K_{NT}K_2)s+K_{DX}K_{dj}K_{NT}K_1}\\&=\frac{K'_{DX}}{T'^2_{DX}s^2+2T'_{DX}\xi'_{DX}s+1}\end{aligned}$$

式中　$K'_{DX}=\dfrac{1}{K_{dj}K_{NT}K_1}$；

$T'_{DX}=\sqrt{\dfrac{T_{DX}}{K_{DX}K_{dj}K_{NT}K_1}}$；

$\xi'_{DX}=\dfrac{1+K_{DX}K_{dj}K_{NT}K_2}{2\sqrt{K_{DX}K_{dj}K_{NT}K_1T_{DX}}}$。

从上面推导结果可知，这种方案与自由陀螺仪和测速陀螺仪组成的滚转回路的作用是一致的。

需要指出的是对采用滚转角速度稳定的系统，由于滚转角速度的存在，会对导引头的工作有影响，同时会造成自动驾驶侧向稳定回路的交叉耦合，使稳定回路的稳定性降低。因此，对滚转回路采用角速度稳定的系统，应注意滚转角速度对稳定回路的影响。

5.3.2　导弹滚转角速度的稳定

如果滚转通道不控制，那么，在受阶跃滚转干扰力矩作用时，弹体会发生绕纵轴的转动，其

转动速度为

$$\dot{\gamma}(t) = K_{DX}\delta_x(1 - e^{-\frac{t}{T_{DX}}}) = \frac{K_{DX}M_{Xd}}{M_{x_1}^{\delta_{x_1}}}(1 - e^{-\frac{t}{T_{DX}}})$$

式中 M_{Xd}为干扰力矩，$M_{Xd} = M_{x_1}^{\delta_{x_1}} \cdot \delta_{Xd}$；

δ_{Xd}为等效干扰舵(副翼)偏角；

$M_{x_1}^{\delta_{x_1}}$为副翼操纵效率。

由于

$$K_{DX} = -M_{x_1}^{\delta_{x_1}} \Big/ M_{x_1}^{\omega_{x_1}}$$

则上式可写为

$$\dot{\gamma}(t) = -\frac{M_{Xd}}{M_{x_1}^{\omega_{x_1}}}(1 - e^{-\frac{t}{T_{DX}}})$$

稳态时有 $\dot{\gamma} = -\dfrac{M_{Xd}}{M_{x_1}^{\omega_{x_1}}}$

上式表明，由于扰动力矩 M_{Xd}的作用，在过渡过程消失后，建立起一个常值滚转角速度。

为了降低扰动对滚转角速度的影响，把滚转角速度限制在一定的范围内，可采用测速陀螺反馈或在弹翼上安装陀螺舵的方式，这两种不同的实现方式，其作用都相当于在弹体滚转通道增加测速反馈。

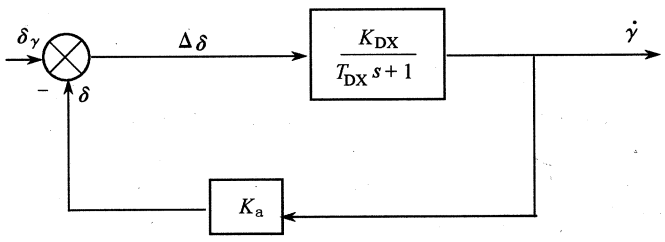


图 5-11 滚转角速度稳定回路框图

以采用测速陀螺反馈的稳定系统为例，系统回路由测速陀螺仪、滚转通道执行装置及弹体等构成。假定执行装置为理想的放大环节，放大系数为 K_{dj}，测速陀螺仪用传递系数为 K_{NT}的放大环节来近似，设反馈回路的总传递系数为 $K_a = K_{NT}K_{dj}$，简化后的具有测速陀螺的滚转角速度稳定系统的框图如图 5-11 所示。图中 δ_γ 为等效扰动舵偏角。

系统的闭环传递函数为

$$\frac{\dot{\gamma}(s)}{\delta_\gamma(s)} = \frac{K_{DX}}{T_{DX}s + (1 + K_{DX}K_a)} = \frac{K_{DX}}{1 + K_{DX}K_a} \cdot \frac{1}{\dfrac{T_{DX}}{1 + K_{DX}K_a}s + 1}$$

由上式可以看出，由于引入滚转角速度反馈，使系统的传递系数减小为原来的 $1/(1 + K_{DX}K_a)$，相当于增加了弹体阻尼，同时，时间常数减小为原来的 $1/(1 + K_{DX}K_a)$，系统过渡过程加快了。

引入测速陀螺仪反馈后，在阶跃扰动力矩 M_{Xd}的作用下，弹体滚转角速度的稳态响应为

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{1 + K_{DX}K_a}\left(-\frac{M_{Xd}}{M_{x_1}^{\omega_{x_1}}}\right)$$

即为无测速陀螺反馈时稳态角速度的 $1/(1 + K_{DX}K_a)$，通过选择合适的陀螺仪参数和执行装置参数，比如增大传递系数，可在一定程度上抑制干扰的作用。我们这里为了分析的方便，对回路做了简化，在充分考虑执行装置和陀螺仪的动力学性能后，如果传递系数 K_a 增大到一定程

度后系统会不稳定，为了保证系统具有相当的稳定裕度，同时又有满意的稳定响应，可以采用校正网络。

5.4 导弹侧向控制回路

5.4.1 由测速陀螺仪和线加速度计组成的侧向控制回路

这种侧向控制回路的原理图如图 5－12 所示，在指令制导和寻的制导系统中广泛采用这种控制回路。图 5－13 为这种控制回路的计算结构图。如果导弹是轴对称的，则使用两个相同的自动驾驶仪控制弹体的俯仰和偏航运动，我们以俯仰通道为例。

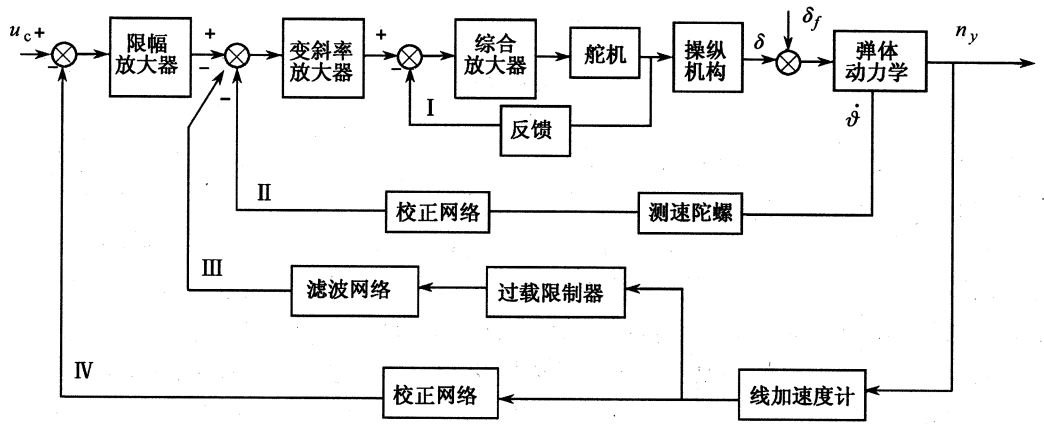


图 5－12　由测速陀螺仪和加速度计组成的侧向控制回路原理图

Ⅰ—舵系统；Ⅱ—阻尼回路；Ⅲ—过载限制回路；Ⅳ—控制回路

u_c—指令电压；δ—舵偏角；$\dot{\vartheta}$—俯仰角速度；n_y—过载；δ_f—等效干扰舵偏角

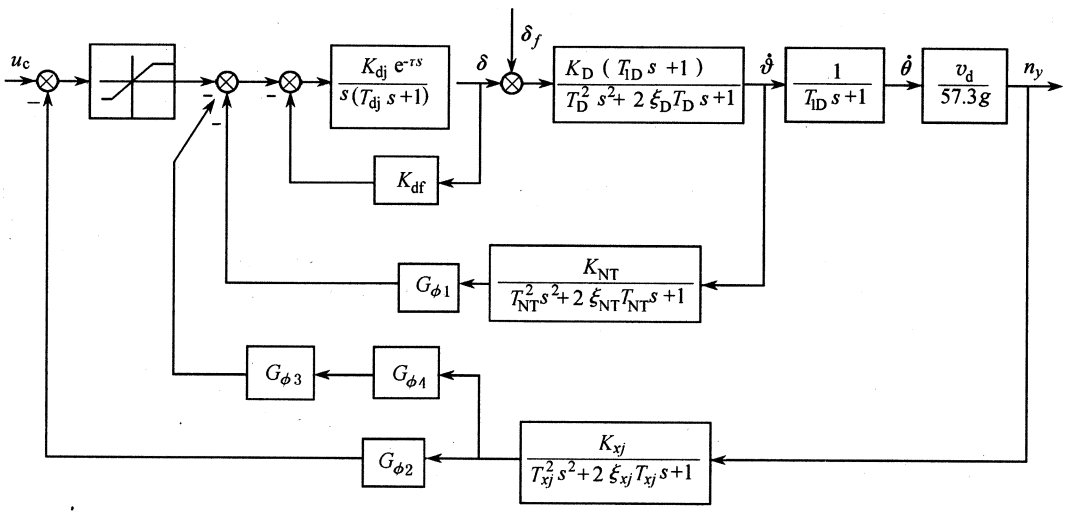


图 5－13　具有测速陀螺仪和加速度计的稳定回路计算结构图

1. 阻尼回路

根据第3章对控制对象弹体的分析，采用系数冻结法，即假定在某一时间间隔内系数变化缓慢而看做常数时，整个导弹俯仰运动传递函数如图5-14所示。

由第3章可知，K_D 为单位舵偏角引起的导弹速度向量的旋转角速度，其数值越大，表示导弹机动性越高，随着飞行高度增加稳定性增加，K_D 值变小，机动性能变坏。

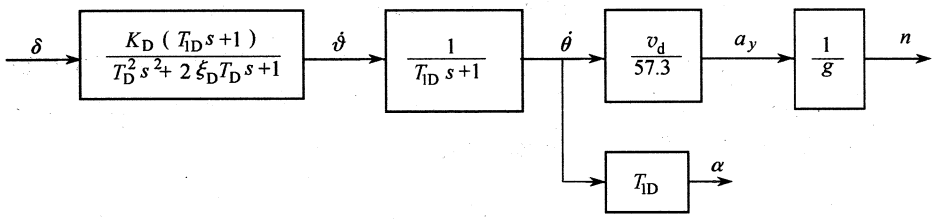


图5-14　导弹俯仰运动传递函数结构图

弹体时间常数 T_D 与$\sqrt{a_2}$近似成反比，稳定性越大，T_D 越小；随着飞行高度增加，T_D 增大；随着飞行速度增加，T_D 减小。

弹体阻尼系数 ξ_D 几乎与飞行速度无关，但随着飞行高度增加而减小。我们在5.2节曾介绍过，静稳定度较大和飞行高度较高的高性能导弹，弹体阻尼系数一般在0.1左右或更小，弹体是欠阻尼的。这将产生不良的影响，如导致攻角过大，增大诱导阻力，使射程减小，同时降低导弹的跟踪精度等。所以需要改善弹体的阻尼性能，把欠阻尼的自然弹体改造成具有适当阻尼系数的弹体，其方法是在稳定回路中增加速度反馈包围弹体。即利用速率陀螺测量弹体的姿态角速度，输出与角速度成比例的电信号，并反馈到舵机回路的输入端，驱动舵产生附加的舵偏角，使弹体产生与弹体姿态角速度方向相反的力矩。该力矩在性质上与阻尼力矩完全相同，起到阻止弹体摆动的作用，与提高空气的粘度效果上相当。通过速率陀螺反馈，适时地按姿态角速度的大小去调节作用在弹体上的阻尼力矩的大小，人工地增加了弹体的阻尼系数，这就是引入速率陀螺反馈改善弹体阻尼性能的物理本质。

由测速陀螺仪和加速度计组成的侧向稳定回路是一个多回路系统，阻尼回路在稳定回路中是内回路，从图5-12中把阻尼回路分离出来如图5-15。进一步简化后，阻尼回路的结构图如图5-16所示。

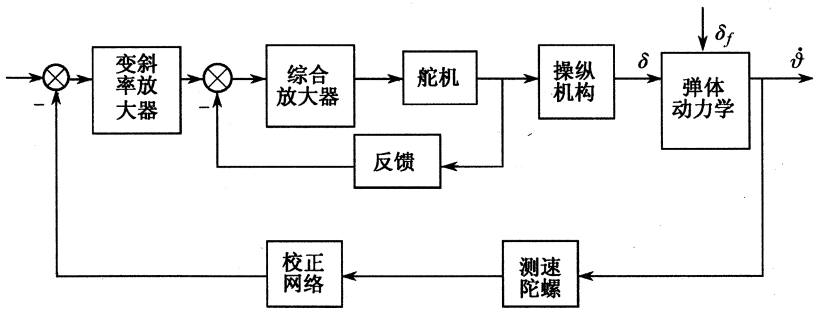


图5-15　阻尼回路结构图

将图 5－16 中的弹体动力学用传递函数 $W_{\delta}^{\dot{\vartheta}}(s)$表示，由于舵回路时间常数比弹体时间常数小得多，测速陀螺时间常数通常也比较小，自动驾驶仪可用其传递系数 $K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}$表示，则以传递函数表示的阻尼回路结构图如图 5－17 所示。根据前面提高系统稳定回路阻尼所推导的闭环传递函数

$$\frac{\dot{\vartheta}(s)}{\delta(s)} = \frac{K_{\mathrm{D}}^{*}(T_{1\mathrm{D}}s+1)}{T_{\mathrm{D}}^{*2}s^{2}+2\xi_{\mathrm{D}}^{*}T_{\mathrm{D}}^{*}s+1}$$

式中　K_{D}^{*} 为阻尼回路闭环传递系数，$K_{\mathrm{D}}^{*}=\dfrac{K_{\mathrm{D}}}{1+K_{\mathrm{D}}K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}}$；

T_{D}^{*} 为阻尼回路时间常数，$T_{\mathrm{D}}^{*}=\dfrac{T_{\mathrm{D}}}{\sqrt{1+K_{\mathrm{D}}K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}}}$；

ξ_{D}^{*} 为阻尼回路闭环阻尼系数，$\xi_{\mathrm{D}}^{*}=\dfrac{\xi_{\mathrm{D}}+\dfrac{T_{1\mathrm{D}}K_{\mathrm{D}}K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}}{2T_{\mathrm{D}}}}{\sqrt{1+K_{\mathrm{D}}K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}}}$。

可以看出，当时 $K_{\mathrm{D}}K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}\ll 1$，有 $K_{\mathrm{D}}^{*}\approx K_{\mathrm{D}}$，$T_{\mathrm{D}}^{*}\approx T_{\mathrm{D}}$，也就是说阻尼回路的引入，对弹体传递系数和时间常数影响不大，其作用主要体现在对阻尼系数的影响上，考虑到 $K_{\mathrm{D}}K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}\ll 1$，阻尼系数的表达式可写为

$$\xi_{\mathrm{D}}^{*}=\xi_{\mathrm{D}}+\frac{T_{1\mathrm{D}}K_{\mathrm{D}}K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}}{2T_{\mathrm{D}}} \tag{5-5}$$

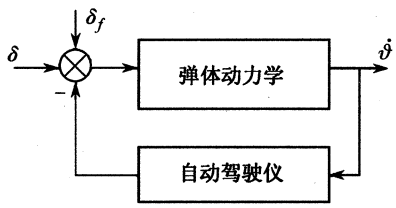


图 5－16　简化后的阻尼回路结构图

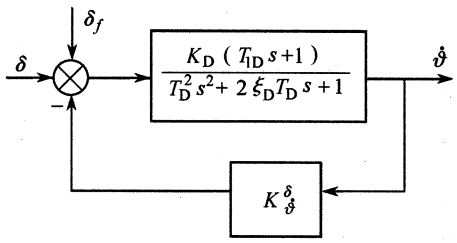


图 5－17　以传递函数表示的阻尼回路结构图

此式说明，引入阻尼回路，使补偿后的弹体俯仰运动的阻尼系数增加，$K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}$越大，$\xi_{\mathrm{D}}^{*}$ 增加的幅度也越大，因此阻尼回路的主要作用是用来改善弹体侧向运动的阻尼特性。

选择 $K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}$的原则是：寻求一个适当的 $K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}$，使阻尼回路闭环传递函数近似于一个振荡环节，且期望阻尼系数在 0.5 左右。为此，对式(5－5)进行变换，求得 $K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}$的表达式为

$$K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}\approx\frac{2T_{\mathrm{D}}(\xi_{\mathrm{D}}^{*}-\xi_{\mathrm{D}})}{K_{\mathrm{D}}T_{1\mathrm{D}}}$$

从上式可以看出，$K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}$取决于弹体气动参数 K_{D}、T_{D}、$T_{1\mathrm{D}}$和等效弹体阻尼系数 ξ_{D}^{*}。由于导弹飞行过程中气动参数不断变化，所以要想通过一个固定的 $K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}$得到阻尼回路闭环传递函数的阻尼系数为 0.5 是不可能的。

在初步设计时，可以从给定的特征弹道中选取弹体阻尼系数 ξ_{D} 为最小和最大的两个气动点进行设计，使其等效阻尼系数满足期望值。先取高空弹道上弹体阻尼系数 ξ_{D} 最小的气动点，若达到补偿后的等效阻尼系数为 0.5，计算出相应的 $K_{\dot{\vartheta}}^{\delta}$值。同时为兼顾到低空弹体阻尼

特性，还需算出在低空弹道上 ξ_D 最大的点所对应的 $K_{\dot{\theta}}^{\dot{\theta}}$ 值。

导弹在低空或高空飞行时，若要使导弹弹体保持理想的阻尼特性，自动驾驶仪阻尼回路的开环传递系数 $K_{\dot{\theta}}^{\dot{\theta}}$ 就不能是一个常值，而要随着飞行状态的变化而变化，因此需要在阻尼回路的正向通道中，设置一个随飞行状态的变化而变化的变斜率放大器。

2. 控制回路

控制回路是在阻尼回路的基础上，加上由导弹侧向线加速度负反馈组成的指令控制回路。线加速度计用来测量导弹的侧向线加速度 $v_d\dot{\theta}$（实际上是测量过载 $n = v_d\dot{\theta}/57.3g$），是控制回路中的重要部件，它的精度直接决定着从指令 u_c 到过载的闭环传递系数的精度。

控制回路中除线加速度计外，还有校正网络和限幅放大器。校正网络除了对回路本身起补偿作用外，还有对指令补偿的作用。校正网络的形式和主要参数，是由系统的设计要求确定的。因为只从自动驾驶仪控制回路来看，有时不需要校正就能满足性能要求，在这种情况下，校正网络完全是为满足制导系统的要求。

根据阻尼回路的分析结果，阻尼回路的闭环传递函数可等效成一个二阶振荡环节，假定线加速度计安装在质心上，可得到控制回路等效原理结构图如图 5－18 所示。

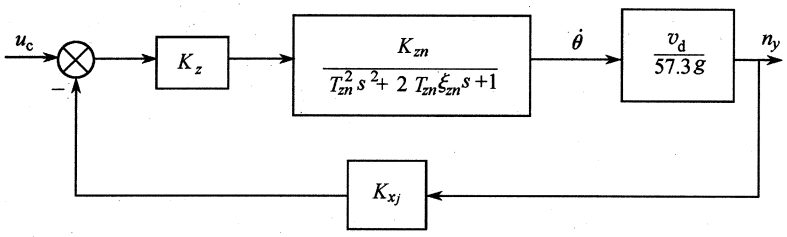


图 5－18　侧向控制回路等效原理结构图

最常见的侧向控制回路有两种基本形式，一种是在线加速度计反馈通路中有大时间常数的惯性环节，如图 5－19 所示，这种稳定回路适用于指令制导系统；另一种稳定回路是在主通道中有大时间常数的惯性环节，如图 5－20 所示，这种稳定回路适用于寻的制导系统。

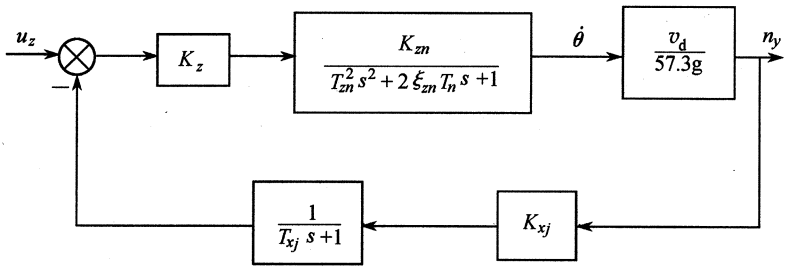


图 5－19　指令制导系统常用的侧向稳定回路

指令制导系统的特点是，目标和导弹运动参数的测量以及控制指令的计算，均由设在地面的制导站完成，该指令经无线电传输到弹上进行控制。但是，在地面制导站测量、计算中，存在着较大的噪声，因此，要采用较强的滤波装置来平滑滤波。对指令制导的导弹，常采用线偏差

作为控制信号，从线偏差到过载要经过两次积分，无线电传输有延迟，因此，要求稳定回路具有一定的微分型闭环传递函数特性，以部分地补偿制导回路引入大时间延迟。而在稳定回路中，只要在线加速度反馈回路中，引入惯性环节，就可方便地达到这个目的，这就是指令制导系统中稳定回路的线加速度计反馈通道中，常常要串入一个较大时间常数的惯性环节的原因。

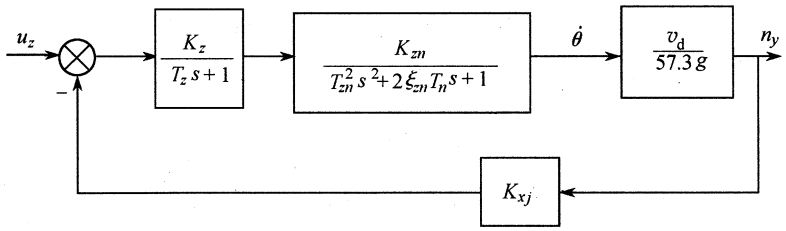


图 5－20　寻的制导系统常用的侧向稳定回路

与指令制导系统不同，在寻的制导系统中，对目标的测量及控制指令的形成，均在弹上，其时间延迟较小，而噪声直接进入自动驾驶仪，这样不仅不要求稳定回路具有微分型闭环特性。而相反却要求有较强的滤波作用。同时，寻的制导系统要求尽量减小导弹的摆动，使姿态的变化尽可能小，以免影响导引头的工作。为达到这个目标，在自动驾驶仪的主通道中往往要引入有较大时间常数的惯性环节。

限幅放大器接在控制回路的正向通道中，它的功用是对指令进行限制。指令制导的空地导弹飞行中，当指令和干扰同时存在时，导弹的机动过载可能超过结构强度允许的范围。因此将过载限制在一定范围内很有必要，这就是低空过载限制问题。但对过载进行限制的同时还必须考虑到高空对过载的充分利用，如果只考虑到低空时对过载进行限制，而忽视了高空时对过载的充分利用，必然造成导弹高空飞行过载不足。显然这是一对矛盾。在控制回路正向通道中引入限幅放大器，可对指令起限幅作用，亦即对指令过载有限制作用，但它对干扰引起的过载无限制作用。为对指令过载和干扰过载都能限制，可在控制回路中增加一条限制过载支路，如图 5－12 所示。

下面简要推导对应于图 5－18，图 5－19，图 5－20 三种结构图的等闭环传递函数。

对应于图 5－18 可推得其闭环传递函数为

$$\frac{n_y(s)}{u_c(s)}=\frac{K_zK_{zn}\dfrac{v_d}{57.3g}}{T_{zn}^2s^2+2\xi_{zn}T_{zn}s+1+K_zK_{zn}\dfrac{v_d}{57.3g}K_{xj}}=\frac{K_j}{T_j^2s^2+2\xi_jT_js+1} \tag{5-6}$$

式中
$$K_j=\frac{K_zK_{zn}\dfrac{v_d}{57.3g}}{1+K_zK_{zn}K_{xj}\dfrac{v_d}{57.3g}};$$

$$T_j=\frac{T_{zn}}{\sqrt{1+K_zK_{zn}K_{xj}\dfrac{v_d}{57.3g}}};$$

$$\xi_j = \frac{\xi_{zn}}{\sqrt{1 + K_z K_{zn} K_{xj} \dfrac{v_d}{57.3g}}}。$$

由以上推导结果可见，对应于图 5－18 的控制回路，最后可等效为一个二阶系统，且 $T_j < T_{zn}$，$\xi_j < \xi_{zn}$，这表明由于线加速度计反馈的引入，使系统的频带比阻尼回路有所展宽，而阻尼系数有所下降。因此，在阻尼回路设计时，应充分考虑到这种影响。

对应于图 5－19 可推得其闭环传递函数为

$$\begin{aligned}\frac{n_y(s)}{u_c(s)} &= \frac{K_z K_{zn} \dfrac{v_d}{57.3g}(T_{xj}s + 1)}{(T_{xj}s + 1)(T_{zn}^2 s^2 + 2\xi_{zn}T_{zn}s + 1) + K_z K_{zn} \dfrac{v_d}{57.3g} K_{xj}} \\ &= \frac{K_z K_{zn} \dfrac{v_d}{57.3g}(T_{xj}s + 1)}{T_{zn}^2 T_{xj} s^3 + (T_{zn}^2 + T_{xj} 2\xi_{zn} T_{zn}) s^2 + (2\xi_{zn}T_{zn} + T_{xj}) s + 1 + K_z K_{zn} \dfrac{v_d}{57.3g} K_{xj}} \\ &= \frac{K_j(T_x s + 1)}{(T_{j1}s + 1)(T_j^2 s^2 + 2\xi_j T_j s + 1)} \end{aligned} \tag{5－7}$$

式中 $K_j = \dfrac{K_z K_{zn} \dfrac{v_d}{57.3g}}{1 + K_z K_{zn} K_{xj} \dfrac{v_d}{57.3g}}$；

T_{j_1}，T_j，ξ_j 由式(5－7)分母的三阶方程确定。

从式(5－7)可见，这种控制回路的闭环传递函数中，在分子上增加了($T_{xj}s + 1$)微分项，因此具有微分作用，可以补偿指令制导系统的时间延迟，其分母可分解为一个惯性项和一个二次项。因此若主导极点是惯性项，则其动态品质表现为惯性环节的特性；若主导极点是二次项，则其动态品质表现为振荡特性。

对应于图 5－20 可推得其闭环传递函数为

$$\begin{aligned}\frac{n_y(s)}{u_c(s)} &= \frac{K_z K_{zn} \dfrac{v_d}{57.3g}}{(T_z s + 1)(T_{zn}^2 s^2 + 2\xi_{zn}T_{zn}s + 1) + K_z K_{zn} \dfrac{v_d}{57.3g} K_{xj}} \\ &= \frac{K_z K_{zn} \dfrac{v_d}{57.3g}}{T_{zn}^2 T_z s^3 + (T_{zn}^2 + 2T_z \xi_{zn} T_{zn}) s^2 + (2\xi_{zn}T_{zn} + T_z) s + 1 + K_z K_{zn} \dfrac{v_d}{57.3g} K_{xj}} \\ &= \frac{K_j}{(T_{j_1}s + 1)(T_j^2 s^2 + 2\xi_j T_j s + 1)} \end{aligned} \tag{5－8}$$

式中 $K_j = \dfrac{K_z K_{zn} \dfrac{v_d}{57.3g}}{1 + K_z K_{zn} K_{xj} \dfrac{v_d}{57.3g}}$；

T_{j_1}，T_j，ξ_j 由式(5－8)分母的三阶方程确定。

从式(5-8)可见,这种控制回路的闭环传递函数中,与式(5-6)相比,在分母中增加了($T_{j_1}s+1$),与式(5-7)相比分子中少了($T_{xj}s+1$)。因此具有较强的滤波作用,且使 ϑ 的摆动较小,故适宜于在自寻的制导系统中应用。

3. 由测速陀螺仪和加速度计组成的侧向控制回路的特点

回路中限幅器用来限制控制指令的幅值。这种回路的特点是:

(1) 采用以线加速度计测得的过载 n_y 作为主反馈,因此实现了稳定控制指令 u_c 与法向过载 n_y 之间的传递特性。

(2) 采用测速陀螺仪反馈构成阻尼回路,增大了导弹的等效阻尼,并有利于提高系统的带宽。

(3) 设置了校正、限幅元件,对滤除控制指令中的高频噪声、改善回路动态品质,防止测速陀螺仪反馈回路堵塞,以及保证在较大控制指令作用下系统仍具有良好的阻尼等,都起到很重要的作用。

(4) 在稳定回路中,由于测速陀螺仪和线加速度计的作用,引入了与飞行线偏差的一阶和二阶导数成比例的信号,这两种信号能使稳定回路的相位提前,因而能有效地补偿制导系统的滞后,增加稳定回路的稳定裕度,改善制导系统的稳定性。

4. 测速陀螺仪与线加速度计在弹上的安装

仍然以俯仰通道为例。测速陀螺仪不要安装在由于弹体弹性振动引起的角运动最大的波节(振荡中线位移最小,而角速度最大的点)上,如图 5-21 所示,测速陀螺的敏感轴沿弹体坐标系的 Oz_1 轴方向,即它的稳态输出正比于俯仰角速度。

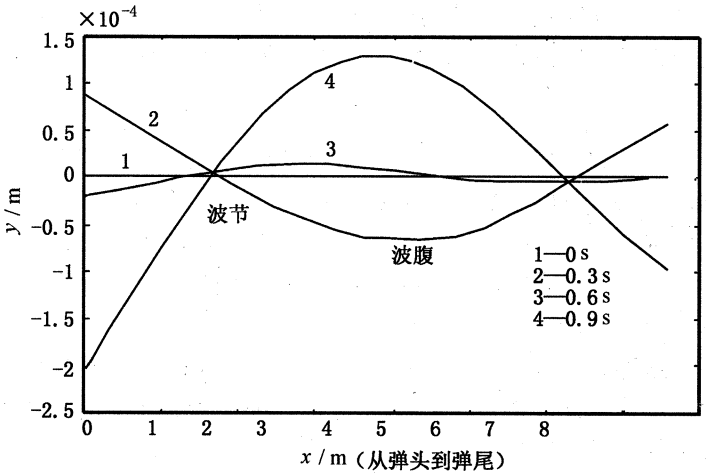


图 5-21 不同时刻弹体在俯仰方向弹性变形

线加速度计装在质心的前面,它的敏感轴是弹体坐标系的 Oy_1 轴方向,一定要避免把线加速度计安装在导弹弹体主弯曲振型(此振型可根据弹体的弹性建模进行计算)的波腹(振荡中线位移最大的点)上,否则线加速度计在这一点所敏感的弹性振动可能会导致弹体的破坏。因为如果导弹的执行机构能响应弹体弯曲振型的振荡频率,则所形成的操纵力可能会加强这种弹性振动。

在不考虑弹性振荡的情况下,加速度计测量的是质心法向加速度和绕质心转动的切向加速度之和,切向加速度的大小为 $l_{xj}\ddot{\vartheta}$,其方向在质心之前为正,在质心之后为负,切线加速度用过载表示为

$$\frac{l_{xj}\ddot{\vartheta}}{57.3g} = l'_{xj}\ddot{\vartheta}$$

因此线加速度计测得的过载为:

加速度计在质心之前：$n_{xj} = n_y + l'_{xj}\ddot{\vartheta}$

加速度计在质心之后：$n_{xj} = n_y - l'_{xj}\ddot{\vartheta}$

加速度计在质心之上：$n_{xj} = n_y$

式中 l_{xj}为加速度计安装位置与质心的距离。

由此可以看出，线加速度计必须安装在导弹质心之前，否则它会引入一个局部正反馈，对系统不利。

5.4.2 由两个线加速度计组成的侧向控制回路

把一个增益为 K_{xj}的线加速度计安装在导弹重心前面，其敏感轴平行于弹体坐标系的 Oy_1轴，敏感轴与重心的距离为 l_1，导弹飞行中此加速度计敏感的总加速度为重心加速度加上俯仰角加速度乘以距离 l_1，即加速度计的输出信号为

$$K_{xj}(a_y + l_1\ddot{\vartheta})$$

式中 a_y 为重心加速度在 Oy_1方向上的分量；

$\ddot{\vartheta}$为俯仰角加速度，$l_1\ddot{\vartheta}$为俯仰角加速度引起的线加速度。

如果同时把另一个类似的加速度计安装在导弹重心后面，其敏感轴方向与上述加速度计相同，敏感轴与重心的距离为 l_2，则此加速度计的输出信号为

$$K_{xj}(a_y - l_2\ddot{\vartheta})$$

由于加速度计放在重心前面，其输出信号有稳定系统静态与动态特性的重要作用，如前所述，而把加速度计放在重心后面所提供的信号是正反馈，从常理看把加速度计放在重心后面是不可取的，但如果巧妙设计，也会取得很好的效果。比如英国有几种型号的导弹就采用了这种两个分别安装在重心前面和重心后面的加速度计来提供反馈。下面介绍一种利用两个加速度计的设计方法。

这种方法是将安装在重心前面的加速度计的传递系数设计成$(k+1)K_{xj}$，把安装在重心后面的加速度计的传递系数设计成 kK_{xj}，把两个加速度计输出的信号相叠加，因后面的加速度计提供的信号是正反馈，因此总的反馈为

$$(k+1)K_{xj}(a_y + l_1\ddot{\vartheta}) - kK_{xj}(a_y - l_2\ddot{\vartheta}) = K_{xj}a_y + [(k+1)l_1 + kl_2]K_{xj}\ddot{\vartheta}$$

所以叠加的结果与把一个加速度计放在重心前面，安装位置与重心的距离为$[(k+1)l_1 + kl_2]$时的情况是等效的，这个反馈项起稳定作用，而这一起稳定作用的项对控制回路闭环传递函数分母中的二次及一次项的系数有影响。

在装有一个加速度计和一个测速度陀螺的系统中，测速陀螺的阻尼作用，在这里由安装在重心前面的加速度计来提供，阻尼性能可通过选择 K_{xj}、l_1、l_2 等参数来调整。

为了改善这种侧向控制回路的特性，可以将装在重心后面的加速度计的信号，经过一个滤波器，而产生一个相位滞后，这个滤波器的传递函数为

$$\frac{1}{1 + T_g s}$$

如果不考虑俯仰角加速度引起的附加分量，这时相当于两个加速度计都放在重心上，取 $k=2$，则总的反馈为

$$3K_{xj} - \frac{2K_{xj}}{1 + T_g s}$$

整理上式得

$$\frac{K_{xj}(1 + 3T_g s)}{1 + T_g s}$$

这相当于引入了较大的相位超前环节，由于可以选择的参数增多，使设计变得更加灵活。

两个线加速度计组成的侧向稳定回路方框图如图 5－22 所示。

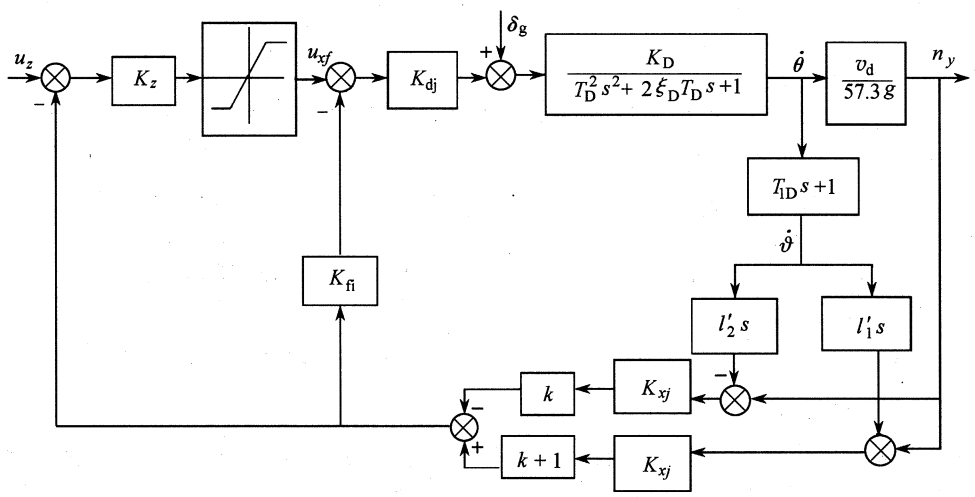


图 5－22　两个线加速度计组成的侧向稳定回路

还有其他的叠加两个加速度计信号的方法，从而使稳定回路的设计比较灵活，易于满足设计要求，特别是这种结构能比较容易地实现快速而又有良好的阻尼的无超调系统。这在使用冲压发动机的系统中很有意义，因为采用冲压发动机的系统由于攻角存在大的超调量时，会使进气口阻塞而导致发动机熄火。

5.4.3　无控飞行段自动驾驶仪

无控飞行段是指导弹的运动不受制导指令的控制，制导回路还没有闭合的这一飞行阶段。

以寻的制导系统为例，目前，寻的制导系统一般都采用比例导引法为基础的引导方法，因此，在制导开始时，最重要的要求是导弹在该瞬时的飞行速度矢量的指向与要求的指向一致，或者说速度矢量的指向偏差应在允许的误差范围之内。如果定义速度矢量的指向偏差为初始散布，那也就是说初始散布应满足要求。因为初始散布对寻的制导系统的导引精度有很重要的影响，因此减小初始散布，是寻的制导系统设计的重要指标之一。

造成初始散布的原因是：

(1) 发射角误差 $\Delta\theta_f$。这种误差是由发射架跟踪规律的原理误差及地面火控系统误差所造成的。

(2) 扰动误差 $\Delta\theta_s$。这种误差是在无控飞行段，由于受各种干扰作用，使导弹速度矢量偏离发射方向。

这两部分误差，基本上是相互独立随机的。因此，总的初始散布可用下式近似计算：

$$\Delta\theta = \sqrt{\Delta\theta_f^2 + \Delta\theta_s^2}$$

由此可知，要减小初始散布就必须同时减小发射角误差和扰动误差。要减小发射误差，依赖于发射架跟踪规律的设计和火控系统的精度；要减小扰动误差，除必须严格控制产生扰动误差的干扰源外，还要设计无控飞行段的自动驾驶仪，使扰动误差尽可能的小。这就是无控飞行段自动驾驶仪的设计任务。

根据无控飞行段自动驾驶仪的设计要求，可供选择的侧向稳定回路方案有以下四种：

(1) 角位置稳定方案

初始散布实质上是一个角度误差，因此，很明显，采用角位置稳定就可以减小初始散布。方案是利用角速度陀螺仪加电子积分器作为测角敏感元件，以使导弹姿态稳定在发射角的方向上，其原理如图 5－23 所示。

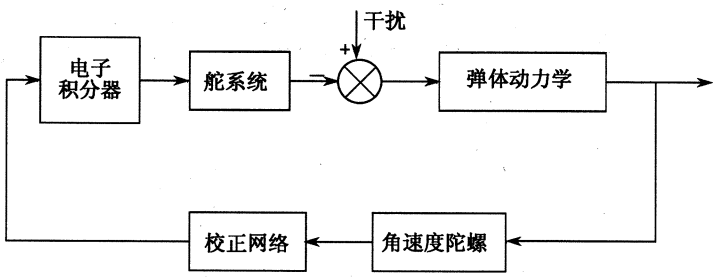


图 5－23　无控飞行段角位置稳定侧向回路

这个方案的特点是：

① 由于采用角位置稳定系统，因此，初始散布与弹体的传递系数大小无关，且比较小，可适用于对初始散布要求严格的系统。

② 由于采用角速度陀螺仪加电子积分器作为角位置敏感元件，必然会引入一个积分器的零漂误差，且随时间而增大。因此，在计算时必须考虑该误差。

③ 该系统在常值干扰作用下，导弹不转动而是以一个小的误差角直线飞行，同时，对引起质心平移的干扰因素无抑制作用。

(2) 角速度稳定方案

该方案仅利用测速陀螺反馈来减小初始散布。该方案的特点是：

① 利用测速陀螺的负反馈，减小扰动的影响。在常值干扰作用下，导弹将以一个较小的常值角速度旋转。因此，随着飞行时间的增长，初始散布将越来越大。

② 系统比较简单，且可与有控飞行段共用。

③ 对引起质心平移的扰动无抑制作用。

(3) 角速度反馈与线加速度反馈的方案

这种方案与角速度稳定方案相比，改善之处是对引起质心平移的干扰也有抑制作用。

(4) 依靠导弹自身静稳定度的方案

该方案导弹的侧向运动是开路的。依靠导弹自身的静稳定度来保证一定的初始散布。对要求不严格的制导系统，可采用这种方案，如有些指令式制导系统在导弹射入段就采用这种形式。

5.4.4　高度控制系统

有些导弹，如反舰导弹、巡航导弹等，在其大部分飞行时间内，需要在敌方雷达的视角之下低空飞行，这就要求导弹飞得很低，为使导弹不碰地(或海)，并且不超出要求的飞行高度，有跟

踪地形的能力，必须采用高度控制系统，高度控制通常用高度表来完成。

众所周知，电磁波在空气中的传播速度 c 是恒定的，如果从导弹向海面（或地面）发射电磁波，然后再反射回来被弹上接收机接收，则电磁波所经路程为导弹飞行高度的两倍，所需时间为 $t_H = 2H/c$，c 为电磁波传播速度。可见，若能测得时间 t_H，就能求出导弹的飞行高度 H。由于 H 的数值很小，有时小到 10 m 以下，c 的数值又太大，约为 3×10^8 m/s，故 t_H 的数值非常小，工程上难以直接测量，只能采用间接的测量方法。根据测量方法的不同，无线电高度表分为脉冲式雷达高度表和连续波调频高度表两大类。无论哪种类型的无线电高度表，其输出形式均有数字式和模拟电压式两种。以输出模拟电压为例，若忽略其时间常数，无线电高度表的输出方程为

$$u_H = K_H H$$

式中 H 为导弹飞行的高度；

u_H 为高度表的输出电压信号；

K_H 为高度表传递系数。

其传递函数为

$$\frac{u_H(s)}{H(s)} = K_H$$

高度控制系统实际上只在铅垂平面内进行，所以，高度控制系统都与俯仰通道结合在一起。某高度控制系统原理框图如图 5－24 所示。

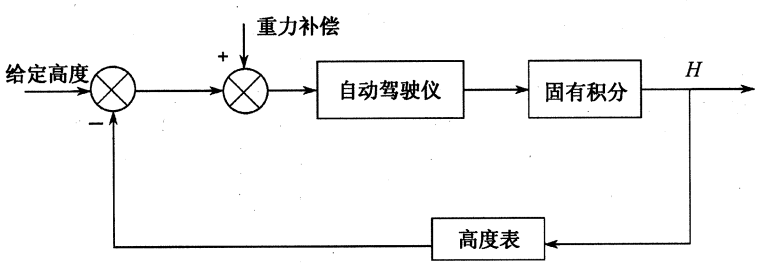


图 5－24　高度控制系统原理图

因为高度是法向加速度的二次积分，所以在用高度表反馈的系统中，有两个固有的积分环节，为了保证回路的稳定性，必须有相位超前网络。

重力补偿是在回路外引入的，用以补偿重力引起的高度稳态误差。

5.4.5　垂直发射方式的控制回路

一般倾斜发射方式是地空导弹武器系统最常见的发射方式。但从武器系统的性能出发，这种发射方式存在一些缺点，如要发射导弹必须使发射架调转，且按一定的跟踪规律运动，进行射击瞄准等。这不仅设备复杂，而且武器系统反应时间较长；又由于发射架体积质量都较大，影响了装备数量，降低了火力强度。这些对舰空导弹的影响更为明显，因此垂直发射的地空导弹，尤其是垂直发射的舰空导弹受到重视，并获得迅速发展。

(1) 垂直发射方式控制回路的特点：

① 垂直发射的地（舰）空导弹武器系统，没有方位、高低角可控发射架装置，原来由发射架

方位、高低角转动提供的射击平面和速度矢量方向，均要由弹上控制系统来实现。射击平面和速度矢量的要求，由地面火控系统进行预测，送到弹上，然后由控制系统储存记忆并在导弹发射后执行。

② 由于要快速完成垂直发射的转弯，将导致导弹出现大攻角飞行，最大攻角可能达到 50° 或更大。从而引起严重的气动交叉耦合，因为地空导弹武器系统杀伤区的近界很近，要求在短时间内完成转变，出现大攻角是必然的。设计控制回路时必须考虑这一特点。

③ 垂直发射导弹的控制系统要采用推力矢量控制。因为导弹初始飞行时速度低、速压头小，气动舵面效率不足，只能采用推力矢量控制来达到快速转弯。但由于地空导弹对推力矢量控制系统及其设备在结构尺寸、质量等方面，有较严格的要求，这就造成推力矢量控制系统在实现时有相当的难度。

④ 采用捷联平台系统作为敏感装置。因为导弹的俯仰角变化大于 90°，若采用普通的自由陀螺仪作为姿态敏感元件，陀螺仪将失去一个自由度。因此，采用由测量导弹三个方向的测速陀螺仪加数字机构成的捷联平台。

(2) 垂直发射方式控制回路

图 5－25 为垂直发射初始转弯段控制回路的方案之一。垂直发射方式控制回路与倾斜发

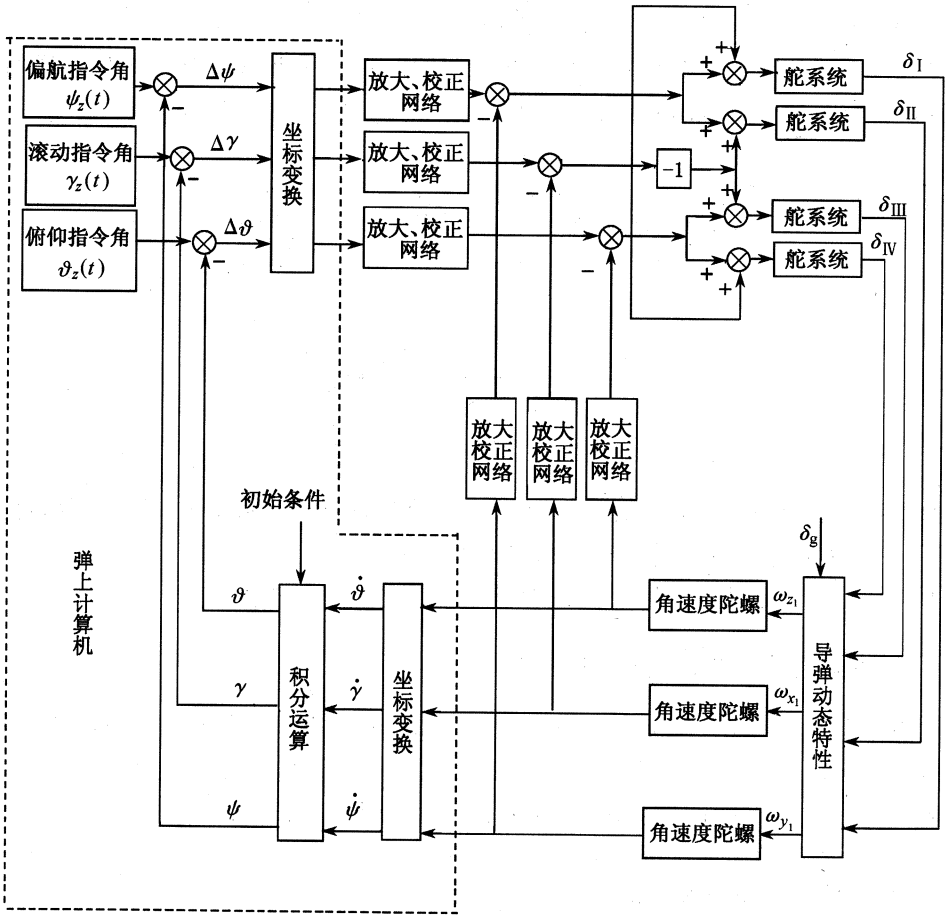


图 5－25　垂直发射初始转弯段控制回路原理图

射控制回路功能上的最大差别是，垂直发射方式控制回路初始转弯段要实现对三个方向的角位置进行稳定与控制。图中三个测速陀螺仪按导弹弹体坐标系安装，它们测得的信号分别是弹体坐标系三个方向的角速度 ω_{y_1}，ω_{z_1}，ω_{x_1}。这三个角速度信号分别通过校正网络送入推力矢量执行装置，构成三个阻尼回路；同时送入计算机进行坐标转换及积分运算，得出导弹的三个姿态角 ψ、ϑ、γ，反馈到控制回路输入端，形成控制回路。俯仰、偏航、滚动等角位置指令，由制导系统给出。

思 考 题

1. 为什么要引入自动驾驶仪，其功能是什么？
2. 非旋转弹为什么一定要进行滚转角位置稳定？
3. 举出两种实现弹体滚转角位置稳定的方式。
4. 测速陀螺仪与线加速度计反馈在侧向稳定回路中一般起何作用？线加速度计反馈通路中串联滞后校正环节的作用是什么？
5. 测速陀螺仪和加速度计组成的侧向稳定回路中，对加速度计在弹上的安装位置有什么要求，为什么？

第 6 章　遥控制导和控制系统

6.1　遥控制导和控制系统

遥控制导是指在制导站向导弹发出引导信息，将导弹引向目标的一种制导技术。遥控制导分两类，一类是遥控指令制导，另一类是驾束制导，如图 6－1 所示。遥控制导系统主要由目标（导弹）观测跟踪装置，引导指令形成装置，指令发射装置（波束制导系统中没有此设备），指令接收装置和弹上控制系统等组成。

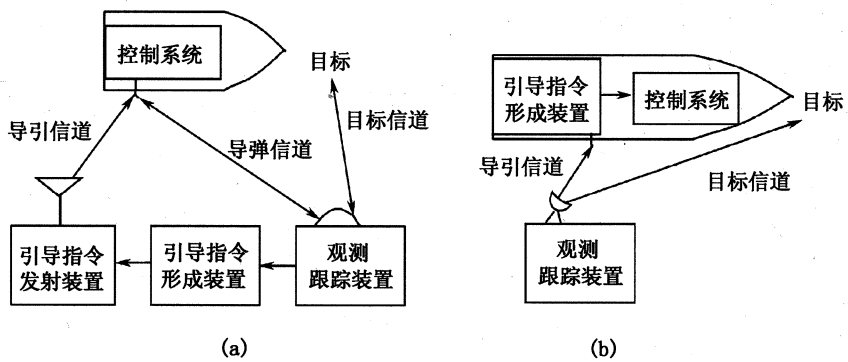


图 6－1　遥控制导系统

（a）遥控指令制导；（b）驾束制导

6.1.1　遥控指令制导

遥控指令制导是指从制导站向导弹发出引导指令信号，送给弹上控制系统，把导弹引向目标的一种遥控制导方式。

制导设备分为制导站引导设备和弹上控制设备两部分。制导站设备有目标、导弹观测跟踪装置，指令形成装置，指令发射装置等。弹上设备包括指令接收装置，弹上控制系统。

根据指令传输形式的不同，遥控指令制导分为有线指令制导和无线电指令制导两类。

6.1.1.1　有线指令制导

最典型的有线指令制导是光学跟踪有线指令制导，多用于反坦克导弹。有线指令制导系统中制导指令是通过连接制导站和导弹的指令线传送的。

下面以某光学跟踪有线指令制导导弹为例，来说明光学跟踪指令制导系统的工作原理。光学跟踪有线指令制导系统由制导站引导设备和弹上控制设备两部分组成。制导站上设备包括光学观测跟踪装置，指令形成装置和指令发射装置等，弹上设备有指令接收装置和控制系统。光学观测跟踪装置，跟踪目标和导弹，根据导弹相对目标的偏差形成指令，控制导弹飞行。

在手动跟踪情况下，光学观测装置是一个瞄准仪，导弹发射后，射手可以在瞄准仪中看到

导弹的影像，如果导弹影像偏离十字线的中心，就意味着导弹偏离目标和制导站的连线，射手将根据导弹偏离目标视线的大小和方向移动操纵杆，操纵杆与两个电位计相连，一个是俯仰电位计，另一个是偏航电位计，分别敏感操纵杆的上下偏摆量和左右偏摆量，形成俯仰和偏航两个方向的引导指令，指令通过制导站和导弹间的传输线传向导弹，弹上控制系统根据引导指令操纵导弹，使导弹沿着目标视线飞行，导弹的影像重新与目标视线重合。手动跟踪的缺点是飞行速度必须很低，以便射手在发觉导弹偏离时有足够的反应时间来操纵制导设备，发出控制指令。

在半自动跟踪的情况下，光学跟踪装置包括目标跟踪仪和导弹测角仪(红外)，它们装在同一个操纵台上，同步转动，射手根据目标的方位角向左或向右转动操纵台，根据目标的高低角向上或向下转动目标跟踪仪，使目标跟踪仪对准目标。当目标跟踪仪的轴线对准目标时，目标的影像便位于目标跟踪仪的十字线中心。由于导弹测角仪和目标跟踪仪同步转动，所以当目标跟踪仪的轴线对准目标时，目标的影像也落在导弹测角仪的十字线中心。红外测角仪光轴平行于目标跟踪仪的瞄准线，它能够自动地连续测量导弹偏离目标瞄准线的偏差角，并把这个偏差角送给计算装置，形成控制指令，通过传输线传给导弹，控制导弹飞行。由于导弹瞄准仪和目标跟踪仪在同一个操纵台上，同步转动，这种制导系统只能采用三点导引法。半自动跟踪有线指令制导与手动跟踪有线指令制导相比，有了很大的改进，射手工作量减少，导弹速度可提高一倍左右，实际上导弹速度仅受传输线释放速度等因素的限制。

传输线的线圈一般可装在导弹上，导弹飞行时线圈自动放线。

有线指令制导系统抗干扰能力强，弹上控制设备简单，导弹成本较低。但由于连接导弹和制导站间传输线的存在，导弹飞行速度和射程的进一步增大受到一定的限制，导弹速度一般不高于 200 m/s，最大射程一般不超过 4 000 m。

6.1.1.2 无线电指令制导

与有线指令制导不同，无线电指令制导系统中引导指令是通过指令发射装置以无线电的方式传送给导弹的。无线电指令制导包括雷达指令制导，电视指令制导等。

1. 雷达指令制导

利用雷达跟踪目标、导弹，测定目标、导弹的运动参数的指令制导系统，称为雷达指令制导系统。根据使用雷达的数量不同，雷达指令制导可分为单雷达指令制导和双雷达指令制导。

(1) 单雷达指令制导

单雷达指令制导系统，只用一部雷达观测导弹或目标，或者同时观测导弹和目标，获取相应数据，以形成指令信号。因此，单雷达指令制导系统分为跟踪目标的指令制导系统，跟踪导弹的指令制导系统和同时跟踪目标、导弹的指令制导系统。

① 跟踪目标的单雷达指令制导

这种制导方式可用于地对空导弹。在导弹发射之前，目标跟踪雷达不断跟踪目标，并测出目标的位置、速度等运动参数，将其输入指令计算机，计算机根据这些数据及其变化情况，用统计方法计算出目标的预计航线，并根据导弹的速度(可从导弹的设计和试验过程中得知)，算出导弹和目标相遇的时间和地点，以此来确定导弹发射的方向和时间。

导弹发射后，雷达继续跟踪目标，将测得的目标数据输入指令计算机。计算机将这些数据与预计的目标航线数据进行比较，如果目标的实际航线和预计航线一致，导弹便沿着预计弹道飞行，如果目标的实际航线和预计航线之间有偏差，计算机将根据偏差的情况形成指令信号，

指令信号由指令发射机发射给导弹，导弹根据这个指令信号改变飞行方向。

因为导弹的速度不能估计得十分准确，这种制导系统的缺点是计算出的导弹发射时间和与目标的相遇点存在误差，由于存在这种误差，导弹发射以后，即使目标的实际航线和预计的航线完全一致，导弹沿预计弹道飞行，也不能保证导弹与目标相遇；此外，导弹的指令信号只是根据目标实际航线相对于预计航线的偏差形成的，没有计算导弹相对于预计弹道的飞行偏差，因此，当导弹在飞行过程中受到气流扰动或其他干扰影响而偏离预计弹道时，制导系统不能对这种飞行偏差进行纠正，所以这种制导系统的制导准确度较低。

② 跟踪导弹的单雷达指令制导

这种制导方式用于地对地导弹，攻击的目标是固定的，而且可以预先知道其精确位置。由于目标位置和导弹的发射点是已知的，导弹的飞行轨迹可以预先计算出来。导弹发射之后，导引雷达不断跟踪导弹，测出导弹的瞬时运动参数，将这些数据输入指令计算机，与预先计算出的弹道数据进行比较，算出导弹的飞行偏差，并根据飞行偏差形成指令信号，由指令发射机发射给导弹，弹上指令接收装置收到指令信号后，将指令信号传送给弹上控制系统，控制系统即按指令信号改变导弹飞行方向，使其沿预计的弹道飞向目标。

雷达在跟踪导弹的过程中，不断接收导弹的回波，但因导弹的有效反射面积很小，导弹对雷达电波的反射很弱，雷达接收的信号就很弱，于是限制了雷达对导弹的引导距离。要想增大雷达的引导距离，可在导弹上安装应答机，应答机是一台外触发式雷达发射机。当导弹接收到指令发射机发出的询问信号以后，弹上接收机便将询问信号送给应答机，应答机在询问信号的触发下，向导弹跟踪雷达发射无线电波。应答机的振荡频率在导弹跟踪雷达接收机的工作频率范围内，应答信号比导弹的反射信号要强几千倍，因此，雷达对导弹的引导距离便可大大增加。

这种制导方式，由于攻击固定目标，可以在发射导弹以前精确计算导弹的预计弹道，因而具有一定的准确度。但是，导弹跟踪雷达观测导弹的距离，受到地球曲率的影响，不可能很远，所以这种制导系统，只能制导近程地对地导弹。

③ 跟踪目标、导弹的单雷达指令制导系统

同时跟踪目标、导弹的单雷达指令制导系统，用于地对空导弹。要使跟踪雷达同时跟踪两个目标，这个雷达必须装有两部独立的接收机，它们分别接收来自目标和导弹的信号，将跟踪雷达所获得的目标和导弹的数据输入指令计算机，计算机根据这些数据算出导弹偏离预定弹道的偏差，并且形成相应的指令信号，利用指令发射机把指令信号发送到导弹上。

(2) 双雷达指令制导

在双雷达跟踪指令制导系统中，两部雷达分别跟踪目标和导弹，目标跟踪雷达不断跟踪目标，测出目标的运动参数，并将这些参数输入指令计算机；导弹跟踪雷达用来跟踪导弹，测出导弹的位置、速度等运动参数，并将这些参数输入指令计算机。在双雷达跟踪指令制导系统中，指令信号的形成和传送，与跟踪目标、导弹的单雷达指令制导系统的情况基本相同。不同之处是，目标跟踪雷达的波束和导弹跟踪雷达的波束是分开的，它们可以采用不同的扫描方式。在制导过程中，由于导弹跟踪雷达的波束扫描区域是跟随导弹移动的，导弹就无须被限制在目标跟踪雷达的波束扫描区域内飞行，因而，制导系统就可以采用理想弹道较理想的引导方法导引导弹，可以提高制导的准确度。所以这种制导系统用于制导攻击高速运动目标的导弹效果比较好。

由于雷达观测导弹的距离受地球曲率的影响，不能长距离地跟踪导弹，所以这种制导系统只能用来制导地对空导弹和近程的地对地导弹。

2. 电视指令制导

电视指令制导是利用目标反射的可见光信息对目标进行捕获、定位、追踪和导引的制导系统，它是光电制导的一种。

电视制导的优点是：

(1) 分辨率高，可提供清晰的目标景象，便于鉴别真假目标，工作可靠；

(2) 制导精度高；

(3) 采用被动方式工作，制导系统本身不发射电波，攻击隐蔽性好；

(4) 工作于可见光波段。

电视制导的缺点是：

(1) 只能在白天作战，受气象条件影响较大；

(2) 在有烟、尘、雾等能见度较低的情况下，作战效能降低；

(3) 不能测距；

(4) 弹上设备比较复杂，制导系统成本较高。

目前装备和发展的电视制导武器的制导方式有两种：电视寻的制导和电视遥控指令制导。

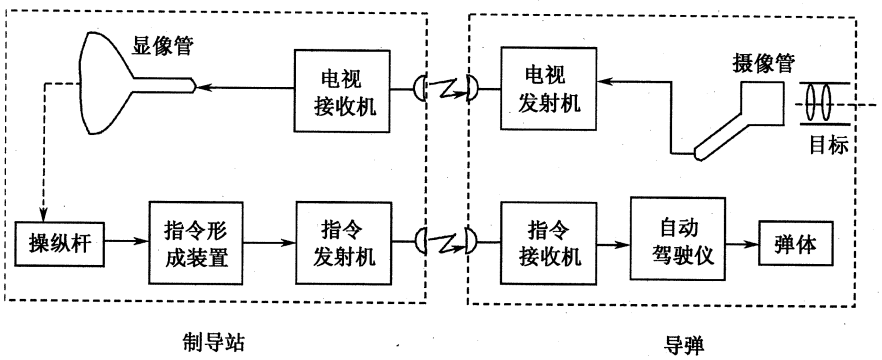


图 6-2　电视指令制导系统

电视指令制导系统由导弹上的电视设备观察目标，主要用来制导射程较近的导弹，制导系统由弹上设备和制导站两部分组成，如图 6-2 所示。

弹上设备包括摄像管、电视发射机、指令接收机和弹上控制系统等。

制导站上有电视接收机，指令形成装置和指令发射机等。

导弹发射以后，电视摄像管不断地摄下目标及其周围的景物图像，通过电视发射机发送给制导站。操纵员从电视接收机的荧光屏上可以看到目标及其周围的景象。当导弹对准目标飞行时，目标的影像正好在荧光屏的中心，如果导弹飞行方向发生偏差，荧光屏上的目标影像就偏向一边。操纵员根据目标影像偏离情况移动操纵杆，形成指令，由指令发射装置将指令发送给导弹，导弹上的指令接收装置将收到的指令传给弹上控制系统，使其操纵导弹，纠正导弹的飞行方向。这是早期发展的手动电视制导方式。这种电视制导系统包含两条无线电传输线路，一条是从导弹到制导站的目标图像传输线路，另一条是从制导站到导弹的遥控线路。这样

就有两个缺点，一个是传输线容易受到敌方的电子干扰，另一个是制导系统复杂、成本高。

在电视跟踪无线电指令制导系统中，电视跟踪器安装在制导站，导弹尾部装有曳光管。当目标和导弹均在电视跟踪器视场内出现时，电视跟踪器探测曳光管的闪光，自动测量导弹飞行方向与电视跟踪器瞄准轴的偏离情况，并把这些测量值送给计算机，计算机经计算形成制导指令，由无线电指令发射机向导弹发出控制信号；同时电视自动跟踪电路根据目标与背景的对比度对目标信号进行处理，实现自动跟踪。

电视跟踪通常与雷达跟踪系统复合运用，电视摄像机与雷达天线瞄准轴保持一致，在制导中相互补充，夜间和能见度差时用雷达跟踪系统，雷达受干扰时用电视跟踪系统，从而提高制导系统总的作战性能。

6.1.2 遥控制导指令形成原理

遥控指令制导系统中，引导指令是根据导弹和目标的运动参数，按所选定的引导方法进行变换、运算、综合形成的。形成引导指令时，导弹与目标视线（目标与制导站之间的连线）间的偏差信号是最基本最重要的因素，为改善系统的控制性能，可采取一些校正和补偿措施，在必要时还要进行相应的坐标转换。引导指令形成后送给弹上控制系统，操纵导弹飞向目标，所以引导指令的产生和发射是十分重要的问题。

以直角坐标控制的导弹为例，导弹、目标观测跟踪装置可以测量导弹偏离目标视线的偏差。导弹的偏差一般在观测跟踪装置的测量坐标系中表示，如图 6－3 所示，某时刻当导弹位于 D 点（两虚线的交点），过 D 作垂直测量坐标系 Ox 轴的平面，叫做偏差平面，偏差平面交 Ox 轴于 D' 点，则 DD' 就是导弹偏离目标视线的线偏差，将测量坐标系的 OY、OZ 轴移到偏差平面内，DD' 在 Oy、Oz 轴上的投影，就是线偏差在俯仰（高低角 ε 方向）和偏航（方位角 β 方向）两个方向的线偏差分量。这样，如果知道了线偏差在 ε、β 方向的分量，就知道了线偏差 DD'，而偏差在 ε、β 方向的分量，可以根据观测跟踪装置在其测量坐标系中测得的目标、导弹运动参数经计算得到。

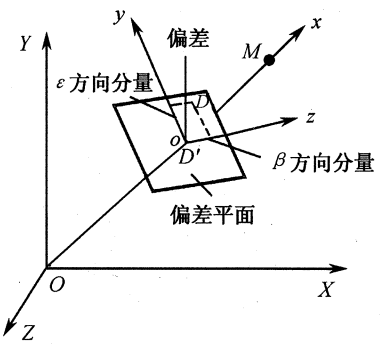


图 6－3　导弹的偏差

遥控指令制导中引导指令由误差信号、校正信号和补偿信号等组成。

6.1.2.1 误差信号

误差信号由线偏差信号、距离角误差信号、前置信号等组成。误差信号的组成随制导系统采用的引导方法和雷达工作体制的不同，以及有无外界干扰因素的存在而变化。

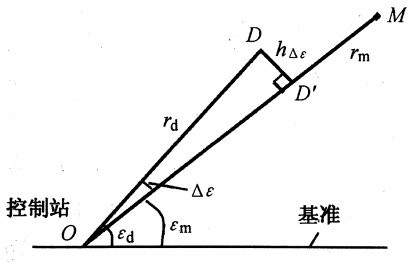


图 6－4　导弹线偏差信号的含义（ε 平面）

1. 线偏差信号

线偏差信号的物理意义是某时刻导弹的位置与目标视线的垂直距离，该偏差在 ε 方向和 β 方向的分量分别表示为 $h_{\Delta\varepsilon}$、$h_{\Delta\beta}$，$h_{\Delta\varepsilon}$ 的含义如图 6－4 所示。

导弹在飞行过程中，经常受到各种干扰（如外部环境和内部仪器误差的扰动），加上制导设备的工作惯性，以及目标机动等原因，常常会偏离理想弹道而产生飞行偏差。

观测装置测出的是目标的高低角 ε_m、方位角 β_m，导弹高低角 ε_d、方位角 β_d，由此可算出角偏差信号。在形成引导指令时一般不采用角偏差信号，而采用导弹偏离目标视线的线偏差信号。因为在角偏差信号相同的情况下，如果导弹的斜距(导弹与制导站间的距离)不同，导弹偏离目标视线的距离就不同，为提高制导精度，在形成引导指令时应当采用线偏差信号。如果采用角偏差信号作为误差信号，控制系统产生与角偏差相对应的法向控制力，当导弹的斜距比较小时，这个控制力能够产生足够的法向加速度，纠正飞行偏差；随着导弹斜距的增大，同样的角偏差对应的线偏差也不断增大，上述控制力就不能提供足够大的法向加速度，因此，为保证导弹准确命中目标，需要不断地根据线偏差来纠正飞行偏差。

导弹的角偏差可分解为在高低角方向和方位角方向的两个分量，在这两个方向上导弹相对于目标视线的角偏差分别为

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_m - \varepsilon_d$$

$$\Delta\beta = \beta_m - \beta_d$$

同样，导弹的线偏差也可分解为在高低角方向和方位角方向的两个分量，在这两个方向上导弹相对于目标视线的线偏差为

$$h_{\Delta\varepsilon} = r_d \sin\Delta\varepsilon$$

$$h_{\Delta\beta} = r_d \sin\Delta\beta$$

导弹的角偏差一般是小的量，小角度的弧度值接近其正弦函数值，即 $\sin\Delta\varepsilon \approx \Delta\varepsilon$，$\sin\Delta\beta \approx \Delta\beta$，所以线偏差信号可以近似写成

$$h_{\Delta\varepsilon} \approx r_d \Delta\varepsilon$$

$$h_{\Delta\beta} \approx r_d \Delta\beta$$

其中 r_d 为导弹的斜距，一般情况下假定导弹的速度变化规律是已知的，因此导弹的斜距随时间的变化规律也是已知的。由上述两式可看出线偏差信号是否精确，主要取决于角偏差的测量准确度。而 $\Delta\varepsilon = \varepsilon_m - \varepsilon_d$，即取决于目标和导弹的角坐标测量的准确性，而偏差信号是误差信号中一个主要分量，所以 ε_m 和 ε_d 的测量精度将直接影响制导精度。

如果制导站的制导雷达工作在扫描体制下，由于目标回波和导弹应答信号受天线波瓣方向性调制的次数不同，制导雷达存在着测角误差，因而指令计算装置计算出的角偏差信号与实际的偏差值是有区别的。因为在扫描体制下，制导雷达对目标回波信号进行发射和接收两次调制，而对导弹应答信号只进行一次接收调制，这样就会产生测角误差，其误差角随着距离的增大而增大，故称距离角误差。

下面说明距离角误差产生的原因。假定导弹和目标重合在一起，并且固定不动。导弹的应答机发射的高频脉冲是等幅的，此等幅的应答信号传到雷达天线，天线接收到的应答信号能量的大小，取决于每一个接收瞬时波束对准导弹的程度，因此天线接收到的应答信号不是等幅的，是经过天线方向性调制过一次的调幅信号。但是，导弹应答信号只受天线波瓣方向性接收时的一次调制，制导站的观测系统所测定的导弹角度，是以天线波瓣扫描的起始位置和导弹应答信号脉冲群包络的最大值之间的间隔来表示的，$t_{\beta d}$为波瓣从扫描起始位置到波瓣最大值对准导弹所需的扫描时间，如图 6-5 所示。

观测系统用这种方法测定的导弹角度不存在测角误差，即 $t_{\beta d}$就代表了导弹在空中的实际

相对角位置。

由于假定目标和导弹重合，制导站测出的目标角位置应该与导弹的角位置相同，但实际的测量结果并不是这样。

在扫描体制下，测量目标角位置所需高频探测脉冲，是由扫描天线向空中辐射的，由于扫描天线具有一定的方向性，如图6－6(b)所示，因此向目标方向发射的高频脉冲，是被发射天线波瓣的方向性调制了一次的，成为不等幅脉冲序列，如图 6－6(c)所示，此调幅脉冲序列被目标反射后，再由天线接收，与相应的发射脉冲相比滞后了一个时间段 Δt_0，此时间段就是电磁波从制导站到目标的来回时间。

目标反射回来的信号，在接收的过程中，又被天线波瓣的方向性调制了一次，所以，目标回波信号受到发射和接收两次调制，调制的结果使目标回波脉冲群包络的最大值，与代表空中目标实际角位置的天线方向性最大值之间的时间差为 $\Delta t_0/2$，如图 6－6(f)所示。

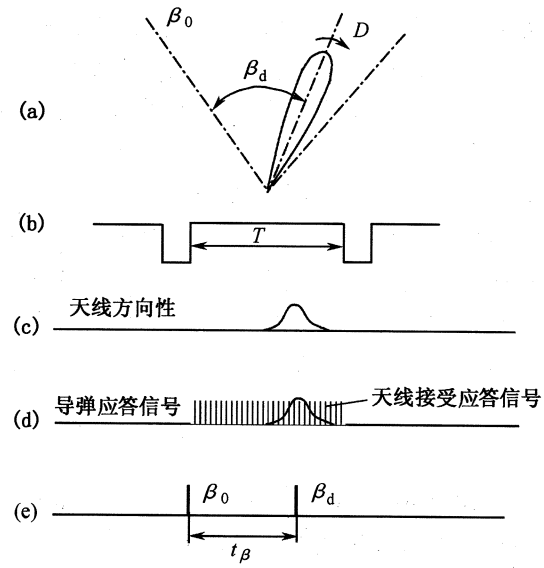


图 6－5　导弹应答信号受天线波瓣方向性一次调制

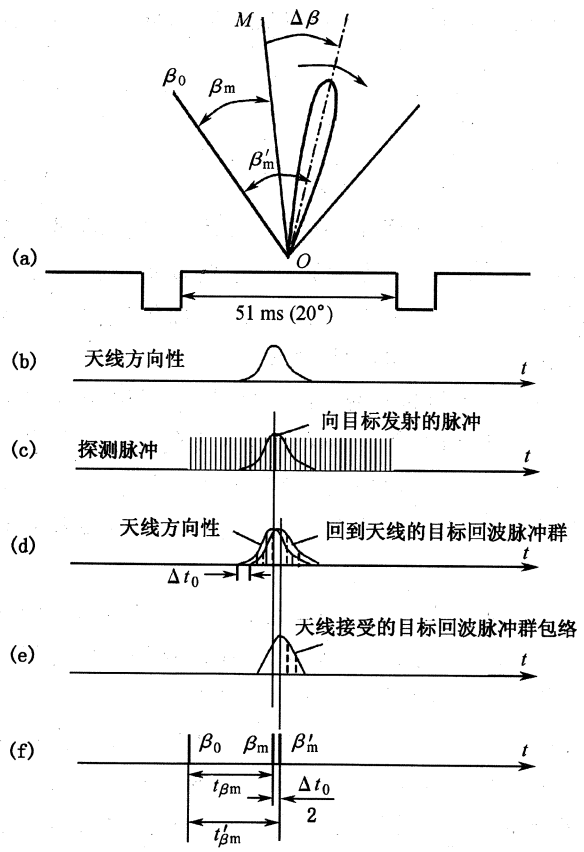


图 6－6　目标信号受天线波瓣方向性的二次调制

观测系统测定的目标角位置，也是用波瓣扫描起始位置和被天线接收的目标回路脉冲群的包络最大值之间的时间间隔 $t'_{\beta m}$来表示，如图 6－6(f)所示。

$t'_{\beta m}$落后于代表空间目标实际角位置的时间间隔为 $\Delta t_0/2$，由于已假定目标和导弹是重合的(如果都是一次调制，则 $t_{\beta d} = t_{\beta m}$)，实际测出的代表目标角位置的时间间隔 $t'_{\beta m}$，比代表导弹角位置的 $t_{\beta d}$落后 $\Delta t_0/2$，这个量就是测量误差，$\Delta t_0/2$ 所对应的空间误差角度为 $\Delta\beta_{jj}$，则：

$$\Delta\beta_{jj} = \omega \cdot \frac{\Delta t_0}{2} = \omega \cdot \frac{r_m}{c}$$

式中　ω 为波瓣扫描的角速度；

c 为电磁波传播速度；

r_m 为制导站到目标的距离。

再把距离角误差 $\Delta\beta_{jj}$换算成线偏

差，即把角误差乘以导弹斜距可得

$$h'_{jj} = \omega \cdot \frac{r_m}{c} r_d$$

这时形成的偏差信号，应当是两项之和，一项是真正的偏差信号，另一项是由于距离角误差引起的偏差信号，即

$$h_{\Delta\beta} = \Delta\beta_m \cdot r_d + \Delta\beta_{jj} r_d$$

为了消除距离角误差对制导精度的影响，可以利用补偿的方法。为此引入补偿信号 h_{jj}，它与 h'_{jj} 应当是大小相等，符号相反的，在遭遇点上 $r_m = r_d$，如果 r_d 用斜距函数信号 $r(t)$ 代替，可得出下式：

$$h_{jj} = -h'_{jj} = -\frac{\omega}{c} r^2(t)$$

实质上是从偏差信号中减去距离角偏差，这样就得到了相对于目标视线的真实的偏差信号。

因为 ω、c，都是常数，所以 h_{jj} 只与 $r(t)$ 有关，在不影响制导精度的情况下，为了简化补偿机构，将 h_{jj} 的变化规律用三段折线来代替，折线的数学表示式为

$$h_{jj} = \begin{cases} b_1\omega & 0 < t \leqslant t_1 \\ b_1\omega - b_2\omega(t - t_1) & t_1 < t \leqslant t_2 \\ -b_3\omega - b_4\omega(t - t_2) & t_2 < t \leqslant t_3 \end{cases}$$

如图 6－7 所示。斜率 b_2 m/s 和 b_4 m/s 的选取依据是保证在遭遇区内折线和理想的曲线尽量接近。

h_{jj} 开始一段为正，在这段时间内，它不但不能消除误差，反而增大了误差，但开始一段在遭遇区外，所以虽然误差大些，对命中精度影响不大。

如果制导雷达是照射工作体制，探测脉冲是由照射天线发射的，它不进行扫描，故辐射到目标上的高频脉冲不受天线波瓣方向性的发射调制，因此接收到的目标回波信号和导弹应答信号，都只受天线波瓣方向性接收调制一次，所以不存在距离角误差。

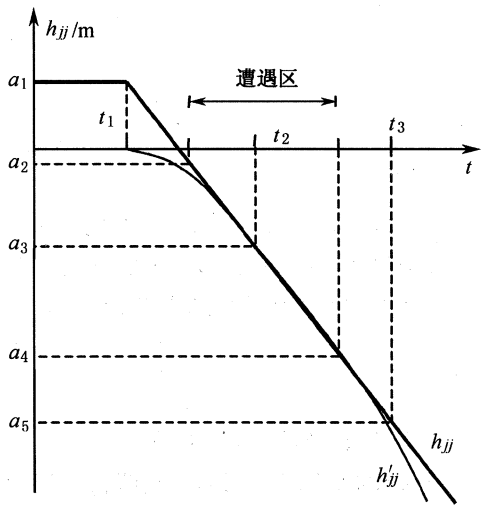


图 6－7　距离角误差补偿信号

2. 不同引导方法的误差信号

误差信号是引导指令信号的主要组成部分，它是指导弹飞行过程中实际弹道与理想弹道之间的偏差。

(1) 三点法导引时的误差信号

三点法是在控制导弹飞向目标的过程中，使导弹保持在目标视线上飞行的导引方法，因此采用三点法导引时，导弹与目标视线之间的线偏差，就是导弹偏离理想弹道的线偏差，所以采用三点法导引时误差信号为

$$\begin{aligned} h_{\Delta\varepsilon} &\approx r_d \Delta\varepsilon \\ h_{\Delta\beta} &\approx r_d \Delta\beta \end{aligned} \qquad (6-1)$$

(2) 前置角法引导时的误差信号

采用前置角法引导时，在导弹飞向目标的过程中，导弹视线超前目标视线一个角度（前置角）。前置信号的物理意义为前置角对应的线距离，如图 6－8 所示。

采用前置角法引导时，前置角为

$$\varepsilon_q = \frac{\dot{\varepsilon}_m}{\dot{\Delta r}}\Delta r$$

$$\beta_q = \frac{\dot{\beta}_m}{\dot{\Delta r}}\Delta r$$

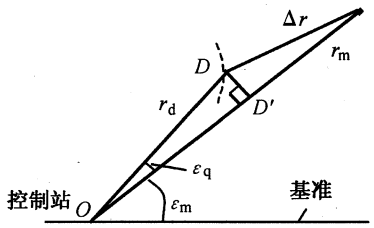


图 6－8　前置信号的含义（ε 平面）

由于制导站指令天线的波瓣宽度有限，用前置角法引导时，前置角太大容易使导弹超出波瓣而失去控制，所以有的制导系统不采用全前置角法，而采用半前置角法引导，半前置角法的前置角为

$$\varepsilon_q = \frac{\dot{\varepsilon}_m}{2\dot{\Delta r}}\Delta r$$

$$\beta_q = \frac{\dot{\beta}_m}{2\dot{\Delta r}}\Delta r$$

则前置信号为

$$h_{q\varepsilon} = \frac{\dot{\varepsilon}_m}{2\dot{\Delta r}}\Delta r \cdot r_d$$

$$h_{q\beta} = \frac{\dot{\beta}_m}{2\dot{\Delta r}}\Delta r \cdot r_d$$

Δr 为目标与导弹之间的距离。前置信号的极性由目标的角速度信号 $\dot{\varepsilon}_m$、$\dot{\beta}_m$ 的极性决定，遭遇时 $\Delta r \to 0$，$h_{q\varepsilon} = h_{q\beta} = 0$，保证了导弹与目标相遇。

半前置角法引导时的误差信号为

$$h_\varepsilon = h_{\Delta\varepsilon} + h_{q\varepsilon}$$

$$h_\beta = h_{\Delta\beta} + h_{q\beta} \qquad (6-2)$$

6.1.2.2　校正与补偿信号

导弹的实际飞行情况，比理想的情况要复杂得多，如果仅仅把误差信号送到弹上去直接控制导弹，并不能使导弹准确地沿理想弹道飞行。因为导弹的飞行要受到很多因素的影响，下面是其中主要的几种：

(1) 运动惯性。由于导弹存在一定的运动惯性，再加上制导回路中的很多环节会出现滞后等原因，当导弹接收到误差信号后，不能立即使其改变飞行方向，从收到误差信号到导弹获得足够大的控制力以产生所要求的法向加速度需要经过一个过渡过程。

(2) 目标机动。攻击机动目标的导弹的理想弹道曲率较大，当导弹沿曲线弹道飞行时，由控制系统产生的法向控制力不能满足所需法向加速度的要求，从而使导弹离开理想弹道，造成动态误差。

(3) 误差信号过大。如果误差信号过大，控制系统将产生很大的控制力，引起弹体剧烈振

动，弹体回复稳定飞行状态所需时间较长，这样就增加了导弹的过渡过程时间，情况严重时可能造成导弹失控。

(4) 重力因素。在俯仰控制方向，由于导弹自身的重力，导弹在飞行过程中会产生下沉现象，导弹的实际飞行弹道将偏在理想弹道下方，造成重力误差。

如果只根据导弹偏离理想弹道的线偏差产生控制指令，那么随着线偏差的减小，控制力也将减小，但只要存在控制力，导弹逼近理想弹道的速度就会增加，当导弹处于理想弹道上的瞬间，控制力消失，速度达到最大，导弹将向理想弹道的另一边偏离，制导站将发送相反方向的控制指令信号，在这个指令信号的作用下，导弹开始减速，而后接近理想弹道。由于导弹具有惯性，在进入理想弹道的瞬间，尽管控制指令为零，导弹仍出现某一攻角，控制力的影响将延续，因而法向速度也将增大，最大法向速度将出现在偏离理想弹道的某段距离上，因此导弹必须进行减速使其接近理想弹道。由此可见，导弹的质心绕理想弹道振荡，如果这个振荡得不到适当的阻尼，制导系统将是不稳定的。

为了使导弹在制导过程的运动是平稳的，必须预知导弹的可能运动，也就是在形成控制指令时要考虑到导弹偏离理想弹道线偏差的速度和加速度。

导弹线偏差信号对时间的一次微分可得到其速度，两次微分可得到其加速度。在线偏差信号中，由于存在来自目标信号的起伏干扰和随机误差分量，不宜直接用偏差信号的两次微分量求得加速度信号来形成控制指令。

在形成控制指令时，只采用导弹的线偏差信号 h_ε 和 h_β 及线偏差信号的变化率 $\dot{h}_\varepsilon$ 和 $\dot{h}_\beta$，而加到回路中的加速度，是利用弹上控制系统中的加速度计来取得，弹上加速度计的安装应使其敏感轴与相应的导弹横轴重合。

在遥控指令制导系统中，形成控制指令时，除考虑目标和导弹运动参数以及引导方法外，为了得到导弹飞向目标所要求的制导精度，还要考虑各种补偿。最典型的补偿有：动态误差补偿，重力误差补偿和仪器误差补偿等。

下面介绍几种常用的校正和补偿方法。

1. 微分校正

在指令制导回路中一般串联如下微分校正环节：

$$1 + \frac{T_1 s}{1 + T_2 s}$$

其中 T_1 为微分校正环节的放大系数，T_2 为时间常数。一般情况 $T_1 \gg T_2$，则误差信号 h_ε、h_β，经校正环节后，输出信号近似为

$$h_\varepsilon + T_1 \dot{h}_\varepsilon, \quad h_\beta + T_1 \dot{h}_\beta$$

这样引导指令中不仅有误差信息，而且含有误差的变化速度信息，它起到超前控制的作用，可以改善导弹的运动特性。

2. 动态误差补偿信号

导弹实际飞行的弹道称为动态弹道，动态弹道与理想弹道之间的线偏差称为动态误差。

动态误差是由于理想弹道的曲率、导弹本身及制导系统的惯性等原因造成的，其中最主要的因素是理想弹道的曲率。下面简要说明动态误差产生的原因。

设目标、导弹在铅垂平面内运动，导弹飞行的理想弹道如图 6-9 所示。假设某时刻导弹位于理想弹道上的 D_0 点，则此时的误差信号为零，如果不考虑来自外部环境和制导回路内部

的各种干扰，那么形成的指令信号为零，弹上控制系统不产生控制力，导弹速度方向不变，导弹继续沿速度矢量方向飞行。但由于理想弹道是弯曲的，此时导弹实际飞行轨迹与理想弹道相切，所以，导弹会立即飞出理想弹道，出现弹道偏差。理想弹道曲率越大，造成的偏差也越大。由于制导系统的惯性，对偏差的响应有一定的延迟，直到导弹飞到 D_1 点，才形成引导指令，产生足够的控制力，但此时的偏差与形成引导指令时的偏差不同，所以导弹不能在每时每刻都产生相应的控制力，导弹飞行的实际弹道与理想弹道时刻都有偏差。

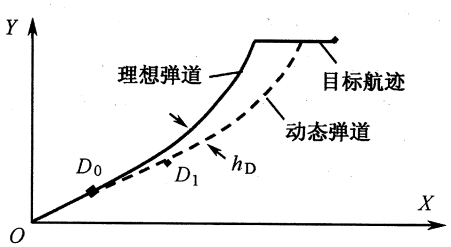


图 6-9　动态误差的产生

由此可见，理想弹道的曲率越大，动态误差也越大，理想弹道是直线时，不会出现动态误差。

前面提到由于制导回路放大系数有限等原因，会造成系统的动态误差。那么，在没有引入动态误差补偿信号的情况下，如果制导系统的工作是理想的，导弹的飞行还有没有动态误差呢？当理想弹道是直线弹道时，制导系统如果没有误差，导弹的飞行就不会产生动态误差；当理想弹道是曲线弹道时，必须不断改变导弹的飞行方向，也就是必须不断改变导弹飞行速度方向，这就要求不断产生法向加速度，而为了产生法向加速度，必须有引导指令信号，只有导弹飞行偏离理想弹道，才能产生引导指令所需的偏差信号，所以要使导弹沿曲线弹道飞行，导弹必须偏离理想弹道，利用偏差形成引导指令信号，产生法向加速度，改变导弹飞行方向，使导弹沿着曲线弹道飞行。所以如果理想弹道是曲线弹道时，即使制导系统工作没有误差，导弹也只能沿与理想弹道曲率相同的弹道飞行，攻击目标时，仍存在偏差。

为消除动态误差，可以采用动态误差补偿的方法，产生所要求的法向加速度，使导弹沿理想弹道飞行。

动态误差与理想弹道的曲率有关，理想弹道的曲率越大，动态误差也越大，理想弹道的曲率与下列因素有关：

(1) 目标的机动性。目标相对导弹的横向加速度越大，理想弹道的曲率越大。

(2) 导引方法。三点法导引时理想弹道的曲率较大，前置角法导引时理想弹道的曲率较小。

(3) 导弹的速度。导弹的速度越大，理想弹道的曲率越小。

对动态误差，通常采用的补偿方法有两种，即制导回路中引入局部补偿回路的方法及由制导回路外加入给定规律的补偿信号的方法，目前广泛应用的是后一种方法。

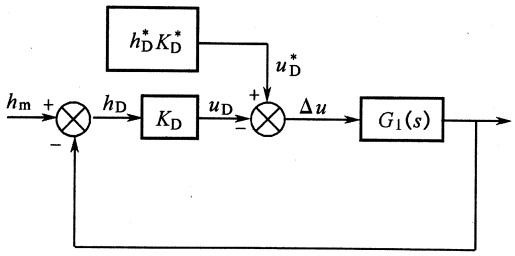


图 6-10　引入动态误差补偿信号的原理

掌握了动态误差的变化规律，如果在引导指令中加入一个与动态误差相等的补偿信号，如图 6-10 所示，由制导回路外的动态误差补偿信号形成电路产生补偿信号，加到制导回路的某点上，由控制系统产生使导弹沿理想弹道飞行所需要的法向加速度。通常 h_D 变化缓慢，略去信号 u_D^* 引入点前环节的惯性，用放大环节 K_D 表示，$G_1(s)$ 为制导回路其余部分的开环传递函数。当

$$K_D^* h_D^* - K_D h_D = 0$$

时，动态误差补偿信号 h_D^* 正好等于导弹沿着理想弹道飞行时所需的动态误差信号，动态误差便被消除。满足这一条件是有困难的，一般只能近似补偿，不能完全补偿，总会有剩余动态误差。

动态误差补偿信号是根据动态误差的变化规律引入的，一般采用三点法时动态误差补偿信号为

$$h_{D\varepsilon} = x(t)\dot{\varepsilon}$$

$$h_{D\beta} = x(t)\dot{\beta}\cos\varepsilon$$

其中 $x(t)$ 是引入的函数 $x(t) = x_0 + xt$，由时间机构产生。

采用前置角法时动态误差补偿信号为

$$h_{D\varepsilon} = x_0\dot{\varepsilon}$$

$$h_{D\beta} = x_0\dot{\beta}\cos\varepsilon$$

3. 重力误差补偿信号

导弹的重力会给制导回路造成扰动，使导弹偏离理想弹道而下沉，从而产生重力误差。为消除这种误差，可在指令信号中引入重力误差补偿信号。

弹体本身的重力 mg，可分解成两个分量，$mg\sin\theta$ 分量与导弹速度 v_d 的方向相反，它仅影响到 v_d 的大小，消耗发动机的一部分推力，不会改变导弹的飞行方向；$mg\cos\theta$ 分量与导弹速度 v_d 垂直，它产生的重力（法向）加速度分量 $g\cos\theta$，它使导弹偏离理想弹道，如图 6-11 所示，此偏差称为重力误差，用线偏差 h_G 表示，h_G 与 $g\cos\theta$ 成比例

$$h_G = \frac{g\cos\theta}{K_0}$$

式中 K_0 为制导回路的开环放大系数。

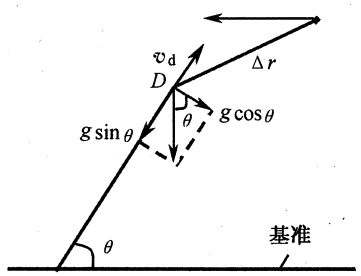


图 6-11 重力误差的补偿

要使导弹沿理想弹道飞行，必须产生与 $g\cos\theta$ 方向相反的法向加速 $-g\cos\theta$，以此来抵消重力加速度分量。为此，可引入与重力误差相等的补偿信号 h_G^*，如果 h_G^* 与 $(g\cos\theta)/K_0$ 相等，则重力误差完全被补偿了，导弹将沿理想弹道飞行。

因为在导弹飞行过程中弹体的质量与飞行轨迹是变化的，所以完全补偿重力误差是有困难的。为了简化补偿装置，可以把重力误差补偿信号取为常数，在形成指令时取 θ 为常数，并把导弹的质量当做常数，这时 h_G 也就成为常数。考虑重力误差比较小，一般只要求保证在遭遇区有较准确的补偿，而在遭遇区，θ 大约为 45°左右，重力误差补偿信号可取为

$$h_G^* = \frac{g\cos 45°}{K_0}$$

重力误差补偿信号只在俯仰方向指令中引入。

6.1.2.3 引导指令的形成

在制导回路中串联微分校正环节之后，制导系统的频带加宽，将使引导起伏误差增大，为使导弹稳定飞行，消除干扰的影响，可以引入积分校正环节。

综合上述几种信号，最后得到的俯仰和偏航两个方向的引导指令信号为

$$k_\varepsilon = \left[h_\varepsilon + \frac{T_1 s}{1 + T_2 s} h_\varepsilon + h_{D\varepsilon} + h_G \right] \frac{1 + T_3 s}{1 + T_4 s}$$
$$k_\beta = \left[h_\beta + \frac{T_1 s}{1 + T_2 s} h_\beta + h_{D\beta} \right] \frac{1 + T_3 s}{1 + T_4 s} \tag{6-3}$$

应该指出，上述引导指令信号是在测量坐标系形成的，如果导弹采用“十”字舵面布局，那么导弹的控制坐标系和观测跟踪装置的测量坐标系是一致的，则不需要进行坐标转换，引导指令信号直接作为控制信号，控制导弹在俯仰和偏航两个方向的运动。如果导弹是按“×”字舵面布局，这时，导弹的控制坐标系和观测跟踪装置的测量坐标系成 45°角，如图 6-12 与图 6-13所示，必须进行坐标转换。图中 $OX_1Y_1Z_1$ 为地面测量坐标系，$OX_2Y_2Z_2$ 为弹上控制坐标系。坐标转换的作用就是把测量坐标系的引导指令信号，变换成导弹控制坐标系的控制信号。

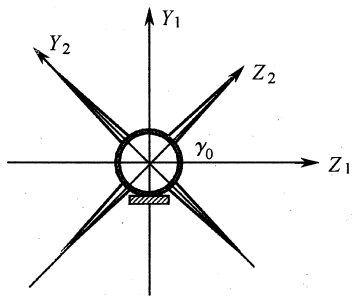


图 6-12　导弹按“×”字舵面布局

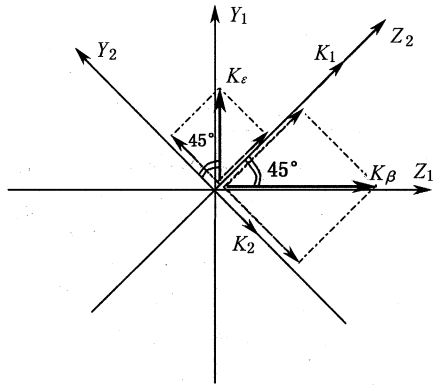


图 6-13　引导指令的坐标转换

K_1 是沿 Z_2 轴方向的控制信号，是引导指令 K_ε、K_β 在 Z_2 轴上的投影；K_2 是沿 Y_2 轴方向的控制信号，是引导指令 K_ε、K_β 在 Y_2 轴上的投影，由图 6-13 可得

$$K_1 = K_\varepsilon \sin 45° + K_\beta \cos 45°$$
$$K_2 = K_\varepsilon \cos 45° - K_\beta \sin 45° \tag{6-4}$$
$$\begin{bmatrix} K_1 \\ K_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin 45° & \cos 45° \\ \cos 45° & -\sin 45° \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_\varepsilon \\ K_\beta \end{bmatrix}$$

遥控指令制导的导弹控制系统，一般有滚动位置控制回路，使弹体不绕纵轴转动，所以控制坐标系方位不变。当观测跟踪装置的光轴跟踪目标时，其测量坐标系的 OX_1 轴可能随目标绕地面坐标系的 OY 轴转动，高低角和方位角平面也绕 OY 转动，所以，导弹在飞行过程中，测量坐标系和控制坐标系不是始终保持原定的角度（0°或 45°）关系，而是随时在变化的，如图 6-14 所示。两坐标系之间在原定角度基础上增加或减少了一个扭转角 γ，如图 6-15 所示，γ 的正负取决于测量坐标系的转动方向。

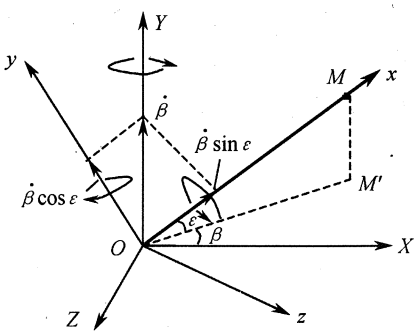


图 6-14　观测器测量坐标系的转动

观测跟踪装置跟踪目标时，设目标的方位角速度为 $\dot{\beta}$，则测量坐标系绕 OY 轴转动的角速度也为 $\dot{\beta}$（略去跟踪误差），则 $\dot{\beta}$ 在测量坐标系 OX_1 轴上的投影 $\dot{\beta}\sin\varepsilon$（$\varepsilon$ 为俯仰方向角偏差）就是 OY_1、OZ_1 轴绕 OX_1 轴扭转的角速度，则：

$$\dot{\gamma} = \dot{\beta}\sin\varepsilon$$

$$\gamma = \int_0^t \dot{\beta}\sin\varepsilon \mathrm{d}t$$

这时，弹上控制坐标系中的控制信号为

$$\begin{bmatrix} K_1 \\ K_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(45° - \gamma) & -\sin(45° - \gamma) \\ \sin(45° - \gamma) & \cos(45° - \gamma) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_\varepsilon \\ K_\beta \end{bmatrix} \tag{6-5}$$

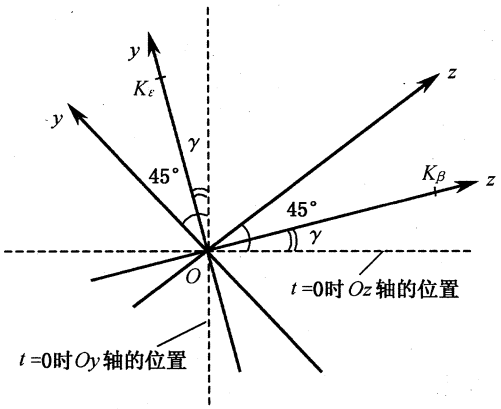


图 6-15　指令的坐标转换

6.1.3　遥控波束制导

在波束制导系统中，由制导站发出引导波束，导弹在引导波束中飞行，由弹上制导系统感受其在波束中的位置并形成引导指令，最终将导弹引向目标，这种遥控制导技术也叫驾束制导。目前应用较广的是雷达波束制导和激光波束制导。

雷达波束制导中，制导站的引导雷达发出引导波束，导弹在引导波束中飞行。雷达波束制导中引导雷达主要有单脉冲雷达和圆锥扫描雷达。

当采用圆锥扫描雷达时，雷达天线辐射器辐射“笔状”波束，使波束的最强方向偏离天线轴线一个小角度，当波束在空间绕天线光轴旋转时，在波束旋转的中心线上（天线光轴）各点的信号强度不随波束的旋转而改变，这个中心线称为波束的等强信号线。

在雷达波束制导过程中，导弹的飞行偏差也就是导弹相对于波束等强信号线的偏差，偏差信号是根据导弹偏离等强信号线的角度形成的。导弹偏离等强信号线的方向是参照基准信号来确定的。将导弹的偏差信号与基准信号进行比较，即可形成控制指令信号，并将该信号送给控制回路，通过执行装置，操纵导弹，使其沿等强信号线飞向目标。

雷达波束制导分为单雷达波束制导和双雷达波束制导。

1. 单雷达波束制导

单雷达波束制导，由一部雷达同时完成跟踪目标和引导导弹的任务，如图 6-16 所示。在制导过程中，雷达向目标发射无线电波，目标回波被雷达天线接收，通过天线收发开关，送入接收机，接收机输出信号，直接送给目标角跟踪装置，目标跟踪装置驱动天线转动，使波束的等强信号线跟踪目标转动。

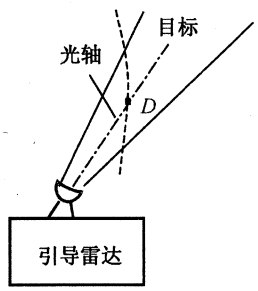


图 6-16　单雷达波束制导

如果导弹沿波束中的等强信号线飞行，在波束旋转一个周期内，导弹接收到的信号幅值不变，如果导弹飞行偏离等强信号线时，导弹接收到的信号幅值随波束的旋转而发生周期性变化，这种幅值变化的信号就是调幅信号。导弹接收到调幅信号后，经解调装置解调，并与基准信号进行比较，在指令形成装置中形成控制指令信号，控制回路根据指令信号的要求，操纵导弹，纠正导弹的飞

行偏差，使其沿波束的等强信号线飞行。

为了能比较准确地将导弹引向目标，对发射天线及其特性以及发射机的稳定性有较高的要求。在发射天线的一个旋转周期内，为了使发射机发射出的信号的强度在等强信号线上保持不变，则要求天线必须形成精确形状的波束，而且，发射机的功率必须保持固定不变。

在雷达波束制导系统中，制导准确度随导弹离开雷达的距离增加而减小。在导弹飞离雷达站较远时，为了保证较高的导引准确度，就必须使波束尽可能窄，所以在这种导引系统中，应采用窄波束。但采用窄波束的同时会产生另外一些问题，如导弹发射装置很难把导弹射入窄波束中，并且由于目标的剧烈机动，波束做快速变化时，导弹飞出波束的可能性随之增大。

为保证将导弹射入波束中，可以让引导雷达采用高低不同的两个频率工作，使一部天线产生波束中心线相同的一个窄波束和一个宽波束，宽波束用来引导导弹进入波束，窄波束用来做波束制导。

单雷达波束制导，由于采用一部雷达制导导弹并跟踪目标，设备比较简单，但由于这种波束制导系统只能用三点法引导导弹，不能采用前置点法，因而导弹的弹道比较弯曲，制导误差较大。

2. 双雷达波束制导

双雷达波束制导系统，也是由制导站和弹上设备两部分组成。制导站通常包括目标跟踪雷达、引导雷达和计算机，如图6-17所示；弹上设备包括接收机、信号处理装置、基准信号形成装置、控制指令信号形成装置和控制回路等。

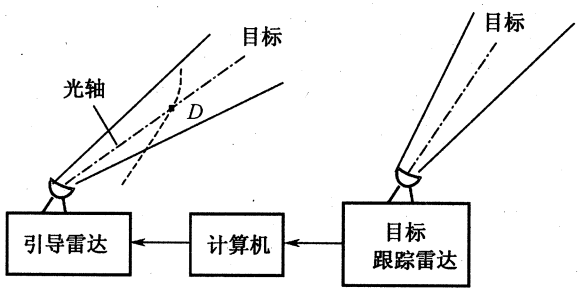


图6-17　双雷达波束制导

双雷达波束制导，可以采用三点法导引导弹，也可以采用前置角法。采用三点法引导时，目标跟踪雷达不断地测定目标的高低角、方位角等数据，并将这些数据输入计算机，计算机进行视差补偿计算，即计算由于引导雷达和目标跟踪雷达不在同一位置而引起的测定目标角坐标的误差，进行补偿。在计算机输出信号的作用下，引导雷达的动力传动装置带动天线转动，使波束等强信号线始终指向目标；采用前置角法引导时，目标跟踪雷达不断地测定目标的高低角、方位角和距离等数据，并将这些数据输入计算机。计算机根据目标和导弹的运动数据，算出前置点坐标，并进行视差补偿。在计算机输出信号的作用下，制导雷达的动力传动装置带动天线转动，使波束的等强信号始终指向导弹与目标相遇的前置点。不论采用三点法还是采用前置角法引导导弹，弹上设备都是控制导弹沿波束的等强信号线飞行，弹上设备的工作情况都是一样的。

双雷达的波束制导系统虽然能用三点法和前置点法引导导弹，但这种系统必须有测距装置，设备较单雷达制导复杂。

在双雷达波束制导系统中，一部雷达跟踪目标，另一部雷达引导导弹，这时雷达波束不需要加宽，如果引导雷达的波束较窄，必须采用专门的计算装置，该装置根据自动跟踪目标雷达提供的数据，不仅计算出导弹与目标相碰时的弹着点，而且产生相应于引导雷达波束运动的程序，这种程序用来消除窄波束在空间过分快的变化。

不论单雷达波束制导，还是双雷达波束制导，把导弹引向目标的导引准确度在很大程度上

取决于跟踪目标的准确度，而跟踪目标的准确度不仅与波束宽度和发射机稳定性有关，而且也与反射信号的起伏有关。雷达在跟踪运动目标时，跟踪雷达的接收装置的输出端产生反射信号的起伏，反射信号的起伏与目标的类型、大小及其运动的特性有关。为了减小起伏干扰的影响，最好将波束在不同位置时所接收到的信号做迅速比较，也就是让波束快速旋转。

跟踪目标的准确度主要受到在频率上接近波束旋转频率的起伏分量及其谐波分量的限制。而这些分量的大小与跟踪回路的通频带成正比，因此要求把通频带减小到目标运动特性允许的最小程度。跟踪地面和海面上运动较慢目标的雷达应采用较窄的通频带，而跟踪空中运动速度越大的目标采用的通频带必须宽。

由于雷达波束制导系统相对来说比较简单，有较高的导引可靠性，因此它广泛应用于地对空、空对空和空对地导弹，它也可以用来导引地对地弹道式导弹在弹道初始段上的飞行。

雷达波束制导系统作用距离的大小，主要取决于跟踪目标雷达和导弹引导雷达的作用距离的大小，而受气象条件影响很小，其优点是，沿同一波束同时可以制导多枚导弹，但由于在导弹飞行的全部时间中，跟踪目标的雷达波束必须连续不断地指向目标，在结束对某一个目标攻击之前，不可能把导弹引向其他目标。雷达波束制导系统的缺点是，导弹离开引导雷达的距离越大，也就是导弹越接近目标时，导引的准确度越低，而此时正是要求提高准确度的时候，为了解决这一问题，在导弹攻击远距离目标时，可以采用波束制导与指令制导、半主动寻的制导组合的复合制导系统。

此外，由于在雷达波束制导系统中，制导雷达在导弹整个飞行过程中需要不间断地跟踪目标，容易受到反辐射导弹的攻击，而且缺乏同时对付多个目标的能力。

6.1.3.1 雷达波束制导原理

1. 导弹的偏差信号

雷达按工作波形可分为连续波雷达和脉冲波雷达，这里仅以脉冲体制的圆锥扫描雷达为例，来说明导弹偏差信号的形成。

在雷达波束制导系统中，偏差信号表示导弹偏离引导雷达等强信号线的情况。偏差信号是在导弹上形成的，导弹在波束中飞行，波束做圆锥扫描时，弹上接收机的输出信号受到幅度调制，调幅信号反映偏差情况。

当导弹沿旋转波束在等强信号线上飞行时，无论波束旋转到哪一个位置，弹上接收机输出信号的强度总是相等的，信号的幅度与波束转过的角度（此角度以 OY 轴为起点）无关，也就是弹上收到的信号是等幅脉冲序列。

波束做圆锥扫描时，弹上接收机输出信号的情况，如图 6－18 所示。

当导弹偏在 Y 轴上方 D_1 点时，如果波束处于 Y 轴上方（此时的相角 φ 为 $0,2\pi\cdots$）时弹上接收机的输出信号最强，其值与导弹偏离等强信号线的偏差角 Δ 成正比，当波束沿顺时针方向转到 Y 轴下方（此时的相角 φ 为 $\pi,3\pi\cdots$）时，弹上接收机的输出信号最弱，其值与导弹偏离等强信号线的偏差角 Δ 成反比。在波束旋转一周的过程中，弹上接收机输出信号的强度变化情况，如图 6－18(b)中的 U_{d1} 所示。

如果导弹偏在 Y 轴右方 D_2 点，当波束沿顺时针方向从 Y 轴上转过 90°时（此时的相角 φ 为 $\pi/2,5\pi/2\cdots$），弹上接收机输出信号最强，当波束转过 270°时（此时的相角 φ 为 $3\pi/2,7\pi/2\cdots$），弹上接收机输出信号最弱，在波束旋转一周过程中，弹上接收机输出信号强度变化情况，如图 6－18(b)中的 U_{d2} 所示。

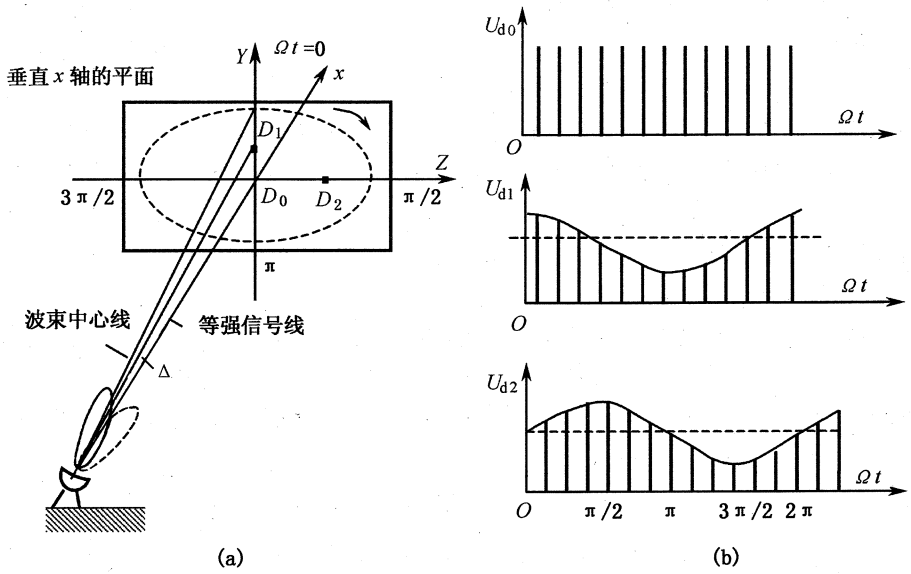


图 6－18　圆锥扫描雷达驾束制导时弹上收到的信号

由此可见，当导弹偏离波束等强信号线时，弹上接收机的输出信号为调幅脉冲信号，调制信号的频率等于波束的旋转频率，调制的深度和导弹偏离等强信号线的偏差角成正比，调制信号的相位取决于导弹偏离等强信号线的方向。

弹上接收机输出信号的调幅信号脉冲包络可表示为

$$U_{\mathrm{m}}(t) = u_{\mathrm{m}\Delta}[1 + m\cos(\Omega t - \varphi)] \tag{6-6}$$

式中　$u_{\mathrm{m}\Delta}$为未调制脉冲的幅度；m 为调制度；φ 为导弹偏离方位角，即导弹与等强信号线的连线与 Y 轴的夹角。

在偏差角不大的情况下，调制度的数值与导弹相对于等强信号线的偏差角 Δ 成正比，如图 6－19 所示。

$$m = \xi_{\mathrm{m}}\Delta$$

式中　ξ_{m} 为比例系数，称为灵敏度。

因此，弹上接收机输出的低频（脉冲信号的包络）信号就是导弹的偏差信号，低频信号的调制度与导弹飞行角偏差成正比，相位与导弹偏离等强信号线的方位相对应。

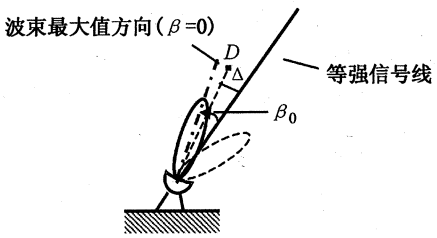


图 6－19　调制度与偏差角的关系图

2. 基准信号及其传递

在雷达波束制导中，要确定导弹偏离等强信号线的方向，就需要测定偏差信号的相位。为了测定偏差信号的相位，需要有一个基准。在导弹上如果没有相位基准信号，就无法确定弹上接收机输出信号的相位，也就无法确定导弹偏离等强信号线的方向。

导弹上的基准信号应该与波束的圆锥扫描完全同步，以便和偏差信号的相位进行比较。根据两个信号的相位关系，才能确定偏差信号的相位，并由此确定出导弹偏离等强信号线的方向。

基准信号一般由制导站波束扫描电动机带动天线辐射器和基准信号产生器的发电机同步旋转，这样基准信号发生器输出的基准信号与波束的圆锥扫描同步。基准信号形成装置的示意图，如图 6－20 所示。图中基准信号产生器是发电机。制导站波束扫描电动机通过减速器带动天线辐射器和基准信号产生器的发电机转子同步旋转，因而，基准信号产生器输出的基准信号与波束的圆锥扫描同步。

产生基准信号的发电机是输出功率很小的微型电机，电机的转子是一块永久磁铁，定子上绕有两对绕组，如图 6－21 所示。当转子旋转时，绕组便感应出相位相差 90°的两个正弦电压，这两个正弦电压便可作为基准信号。

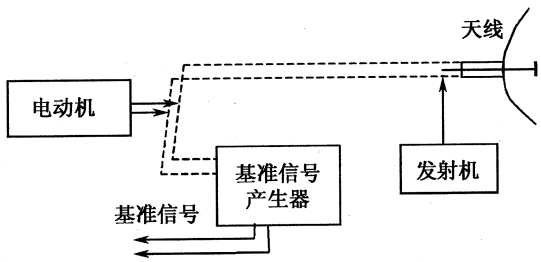


图 6－20　基准信号形成装置示意图

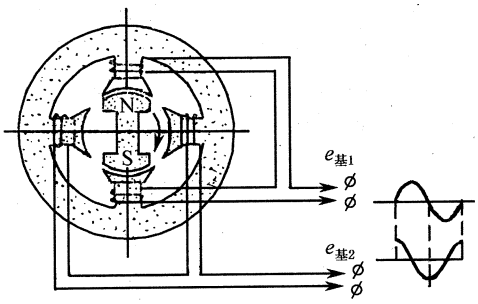


图 6－21　基准信号电机示意图

向导弹传递基准信号时，通常不用单独的基准信号发射机，而是利用引导波束的雷达发射机，这样既不额外增加制导设备，又能减小受干扰的可能性。利用引导波束雷达传递基准信号有两种基本方法：一种是利用基准信号对雷达脉冲进行频率调制的方法；另一种是利用脉冲编码的方法。

(1) 利用基准信号对雷达脉冲进行频率调制的方法传递基准信号

利用脉冲频率调制传递基准信号的方框图如图 6－22 所示。

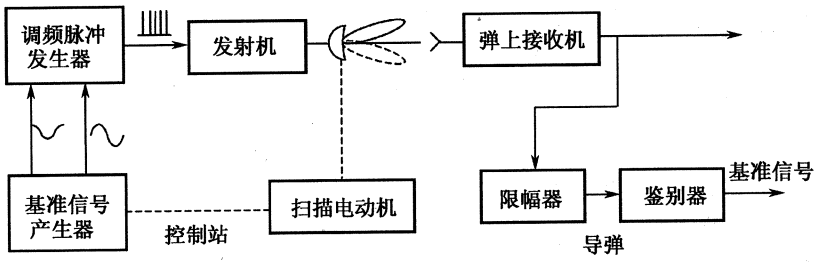


图 6－22　利用脉冲调制传递基准信号的原理

天线辐射器和基准信号产生器由扫描电动机带动，二者同步旋转。基准信号产生器输出的基准电压波形，如图 6－23(a)所示。基准电压控制脉冲发生器的振荡频率，因此，脉冲发生器的输出脉冲是调频脉冲，其波形如图 6－23(b)所示，调频脉冲经发射机由圆锥扫描天线发射出去。

导弹在等强信号线上飞行时，弹上接收机的输出信号为等幅的调频脉冲信号，如图 6－23

(b)所示。当导弹偏离等强信号线时，弹上接收机的输出信号则是既调幅又调频的脉冲信号，如图 6－23(c)所示。输出信号的幅度调制反映导弹偏离等强信号线的情况，输出信号的频率调制代表相位基准。

为了从既调幅又调频的脉冲信号中分出基准信号，弹上装有基准信号选择装置，它是这样工作的：由限幅器对调制的脉冲信号限幅，输出等幅的调频脉冲，加到频率鉴别器，频率鉴别器输出的信号就是基准信号。基准信号经过整形电路后，送入控制信号形成装置。

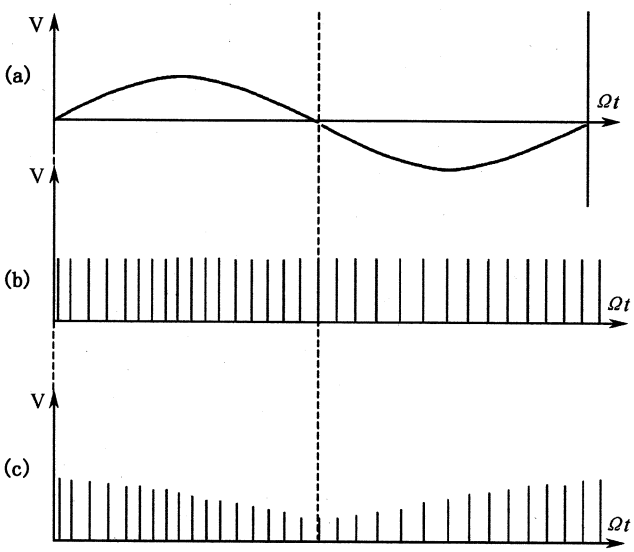


图 6－23　脉冲调频调幅波形图

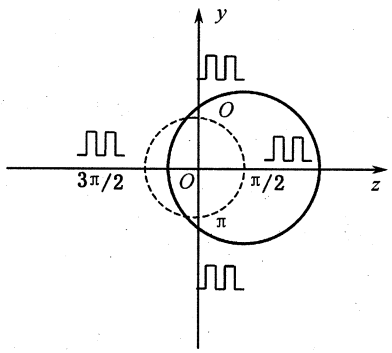


图 6－24　发射脉冲码时波瓣的位置

(2) 利用脉冲编码传递基准信号

利用脉冲编码的方法传递基准信号，是当雷达天线的波瓣中心转到 y 轴或 z 轴上时，对发射脉冲进行编码，形成基准信号的射频脉冲码，如图 6－24 所示。当波瓣中心在 yOz 平面上转到 y 轴或 z 轴上时，基准信号的相位等于 0，$\pi/2$，π，$3\pi/2$。因此，弹上接收机输出的脉冲码的相位，与基准信号的四个特殊相位 0，$\pi/2$，π，$3\pi/2$ 相对应，如图 6－25 所示。

采用这种方法传递基准信号时，不是直接传递正弦波基准信号的全部电压，而是在正弦基准信号的四个特殊的相位上传递脉冲码。弹上接收机接收这四个特殊相位点上的脉冲，便可用来作为偏差信号的相位基准或时间基准。

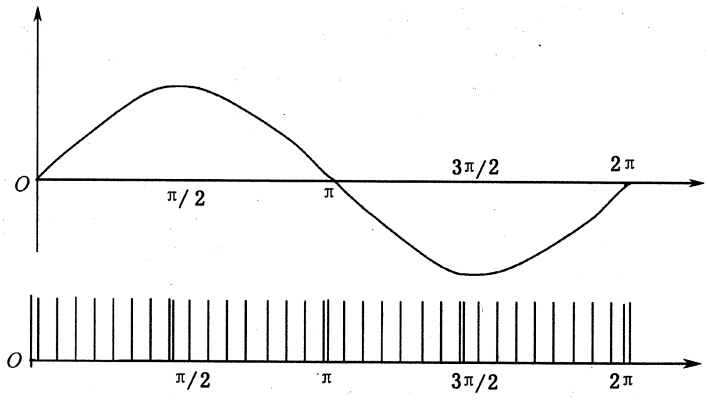


图 6－25　脉冲码和基准信号的相位关系

如果只在一个基准点(如 0 相位点)上，或只在两个基准点(0，$\pi/2$ 相位点)上传递脉冲码，弹上接收机也能形成基准电压。但当导弹进入间歇照射区或遇到干扰时，就很容易丢失仅有的一组或二组脉冲码，从而中断基准信号的传递。为了可靠地传递基准信号，通常是在前面提到的四个特殊相位点上传递脉冲码。

6.1.3.2 激光波束制导原理

用激光束跟踪目标，导弹飞行在激光束中，弹上设备感受导弹在光束中的位置，形成引导指令，使导弹飞向目标的制导技术，称为激光波束制导。由于其制导设备轻，制导精度高，激光波束制导在各国都受到重视，并且已经在地对空和反坦克等类型的导弹中得到实际应用。

1. 激光波束制导的特点和制导系统组成

典型激光波束制导系统的组成，如图 6－26 所示。激光波束形成装置发射含有方位信息

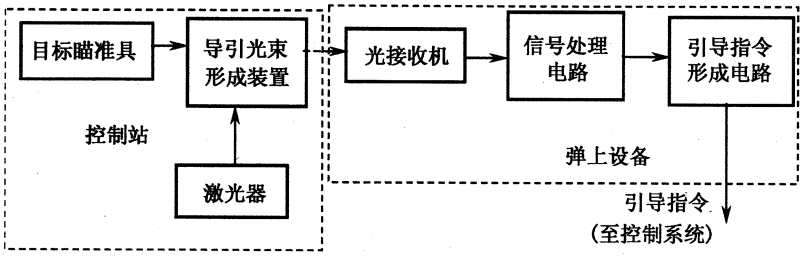


图 6－26　典型激光波束制导系统的组成

的光束，光束中心指向目标或前置点。导弹沿制导站和目标之间的瞄准线发射并进入光束。导弹尾部的接收装置把光束内的方位信息转变为导弹的飞行控制信号。光束形成装置的焦距是可变的，它是导弹射程的函数，随着导弹飞离制导站，光束形成装置的焦距不断变大，以便使导弹在整个飞行过程中始终处于一个大小不变的光束截面中。

目标瞄准具一般是光学望远镜，以手控或自动跟踪方式使激光波束光轴对准目标。

激光器是一个强功率的激光源，一般采用固体或气体激光器，工作在脉冲波或连续波状态。

引导波束形成装置将激光器产生的强功率激光变为引导波束。激光波束形成装置中的调制器是激光波束制导的核心，其作用是进行激光束空间位置编码，使飞行在光束中的导弹根据弹上激光接收器收到的光束编码信息，判断其在光束中的位置，从而确定导弹的飞行偏差。实现激光编码的方法有很多种，例如：激光空间偏振编码，激光条形光束空间扫描编码和激光空间频率编码等。

激光接收机接收激光信息，并将其变为电信号送给信号处理电路。

2. 激光波束制导原理

下面以某旋转－正交扫描激光波束制导系统为例，说明激光波束制导原理。

(1) 旋转－正交扫描激光波束制导的原理

制导站依次产生四个扁平状的扫描激光束，如图 6－27 所示，先产生激光束 1，并由其起点扫到终点，马上又产生激光束 2，也由其起点扫到终点；间隔 Δt 时间后，产生激光束 3，由其起点扫到终点，马上又产生激光束 4，也由其起点扫到终点。接着产生光束 1，如此循环重复。令与光束

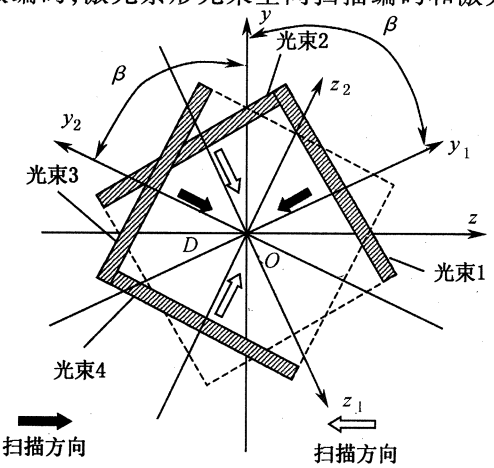


图 6－27　旋转－正交扫描激光束

1、2 扫描相对应的是 $y_1O_1z_1$ 坐标系，与光束 3、4 扫描相对应的是 $y_2O_2z_2$ 坐标系。它们相对观测器固连坐标系 yOz 旋转 β、$-\beta$ 角。这样光束 1、2、3、4 的运动便形成旋转 - 正交扫描光束。

设四个光束的扫描速度和扫过的长度 L_0 相等，且各光束扫描范围中心与目标瞄准具的光轴重合。当导弹位于图 6-27 中的 D 点时，光束 1、2 扫过时，导弹接收到两组脉冲信号 S_1、S_2，两脉冲组时间间隔为 Δt_1，T_0 为激光束扫描周期。这里我们只对 S_1、S_2 的间隔感兴趣，所以可将 y_1 轴、z_1 轴按扫描方向连接起来，如图 6-28 所示。从图中可以得出

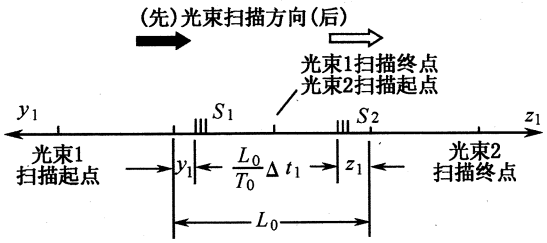


图 6-28　扫描光束 1、2 扫过导弹时弹上的脉冲信号

$$L_0 + y_1 + z_1 = \frac{L_0}{T_0}\Delta t_1 \tag{6-7}$$

上式中 y_1，z_1 是 D 点在 $y_1O_1z_1$ 坐标系坐标值，即含有符号。式(6-8)中 y_2，z_2 与此类似。

同理，光束 3、4 扫过导弹时，导弹接收到的两组脉冲信号 S_3、S_4 的时间间隔为 Δt_2，则有

$$L_0 + y_2 + z_2 = \frac{L_0}{T_0}\Delta t_2 \tag{6-8}$$

由以上两式可看出，时间间隔 Δt_1、Δt_2 中含有导弹在 $y_1O_1z_1$、$y_2O_2z_2$ 两个坐标系中所在位置的信息。由坐标系 $y_1O_1z_1$、$y_2O_2z_2$ 与坐标系 yOz 的转换关系，便可得到导弹在观测坐标系 yOz 中位置的信息。

坐标系 $y_1O_1z_1$、$y_2O_2z_2$ 与坐标系 yOz 的转换矩阵为

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta \\ -\sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} \tag{6-9}$$

$$\begin{bmatrix} y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta & -\sin\beta \\ \sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} \tag{6-10}$$

将式(6-7)与(6-8)表示为矩阵形式

$$\begin{bmatrix} y_1 + z_1 \\ y_2 + z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(\frac{\Delta t_1}{T_0} - 1\right) L_0 \\ \left(\frac{\Delta t_2}{T_0} - 1\right) L_0 \end{bmatrix} = a + b \tag{6-11}$$

将式(6-9)与(6-10)变换为

$$a = BA$$

$$b = CA = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} B \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} A$$

即

$$A = \left\{ B + \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} B \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \right\}^{-1} (a + b) \tag{6-12}$$

由式(6-11)(6-12)可得

$$\begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} = -\frac{1}{2\sin 2\beta}\begin{bmatrix} \dfrac{\Delta t_1}{T_0}L_0(\cos\beta-\sin\beta)-\dfrac{\Delta t_2}{T_0}L_0(\cos\beta+\sin\beta)+2L_0\sin\beta \\ -\dfrac{\Delta t_1}{T_0}L_0(\cos\beta+\sin\beta)+\dfrac{\Delta t_2}{T_0}L_0(\cos\beta-\sin\beta)+2L_0\sin\beta \end{bmatrix}$$

当 $\beta=60°$ 时，上式可简化为

$$\begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dfrac{0.2113\Delta t_1+0.7887\Delta t_2}{k}-L_0 \\ \dfrac{0.7887\Delta t_1+0.2113\Delta t_2}{k}-L_0 \end{bmatrix} \tag{6-13}$$

上式中 $k=T_0/L_0$。

由上式便可根据 1、2 与 3、4 光束扫描，弹上接收到的两个脉冲组信号的时间间隔 Δt_1、Δt_2，确定导弹在观测器固连坐标系中的坐标值，它们分别是高低角与方位角方向的偏差，弹上设备根据此偏差形成引导指令，控制导弹沿光束扫描中心飞行。

(2) 激光器和引导波束的形成

引导波束的形成装置由变像器、扫描发生器、扫描变换器、坐标转换器、变焦距镜头及活动反射镜等组成，原理结构如图 6-29 所示。

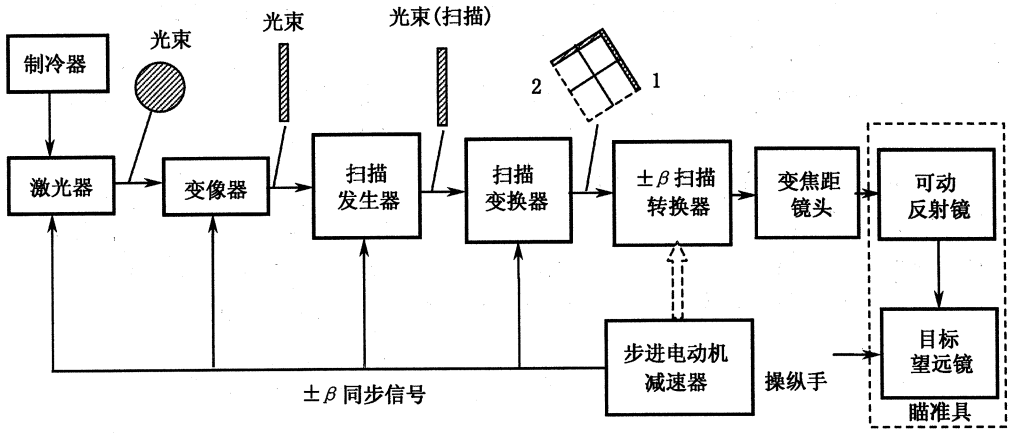


图 6-29　引导波束的形成装置

激光器一般是多元面阵或线阵半导体激光器，在两个正交扫描期间发出两种重复频率的激光脉冲，一般为几十个赫兹，光束截面为圆形。为了在高重复频率下工作，加有制冷装置(如氟利昂制冷器)，由温控装置控制。

变像器将激光器射出的圆截面光束，在输出窄缝上成像，形成宽几毫米、长几十毫米的扁光束。扫描发生器使变像器射出的扁平光束实现扫描速度及扫描范围一定的一维扫描。典型的扫描发生器是一个电动机带动的工作于透射状态的八角棱镜。由折射定律可知，棱镜旋转时，将透射出一维扫描光束，如图 6-30 所示。

扫描变换器将扫描发生器送来的一维扫描光束变成两个正交扫描光束。它主要由旋转调制盘和两个传光支路组成。调制盘与八角棱镜以 2:1 转速比同步旋转，而调制盘交替使入射光束射向反射和透射光路。透射光路中装有绕入射光轴右旋 45°的直角屋脊棱镜；反射光路中

装有绕入射光轴左旋45°的直角棱镜;经直角屋脊棱镜和直角棱镜后,入射的一维扫描光束便成为两个扫描中心重合的正交扫描光束,如图6-31所示。

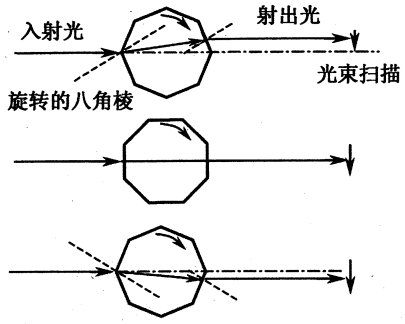


图6-30 棱镜旋转时光束的一维扫描

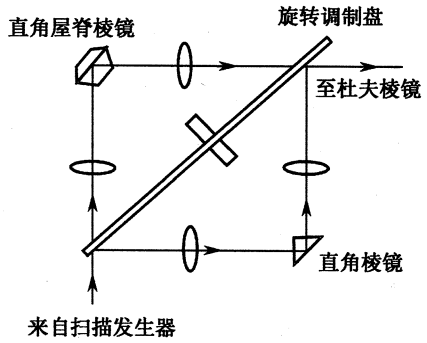


图6-31 扫描变换器示意图

坐标转换器将两组正交扫描光束相对观测器固连坐标系 Oy 轴分别旋转 $\pm\beta$ 角。一组正交扫描光束的激光脉冲重复频为 F_1,另一组为 F_2。变焦距镜头用于实现长焦距和短焦距的转换,改变射向空间的光束宽度和视场。导弹起飞后初始段,镜头处于短焦距状态,得到大视场导引光束,以便把导弹引向光轴;在导弹飞行的引导段,镜头为长焦距状态,得到小视场的引导光束,以便提高引导精度。

活动反射镜将变焦距镜头来的扫描光束反射到空间,以照射目标。活动反射镜由陀螺稳定。

(3) 导弹的坐标检测和引导指令的形成

导弹的坐标检测和引导指令的形成装置,主要由光学系统和探测元件等组成的激光接收机、信号处理电路、制导计算机等构成,如图6-32所示,其功能是检测导弹在观测器坐标系中的位置,得到导弹与光轴的线偏差,并以此形成引导指令,送给弹上控制系统。

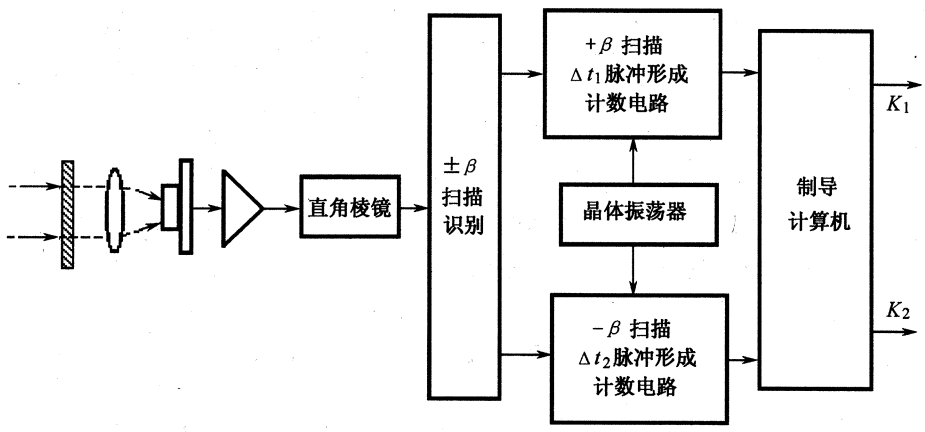


图6-32 导弹的坐标检测和引导指令的形成装置

激光接收机采用高灵敏度、低噪声光敏探测器,以提高引导距离。接收机还加有滤光片和阈值比较器,对背景光自适应调整,以降低背景光的影响。

扫描识别电路根据光脉冲重复频率的不同，来识别 $\pm\beta$ 正交扫描，并选出相应的脉冲组。Δt_1、Δt_2 脉冲形成电路实际上是方波产生器，方波宽度分别为 Δt_1、Δt_2，经计数电路输出 Δt_1、Δt_2 的数字信号。制导计算机根据式(6－13)计算导弹的偏差并形成引导指令。

6.2 遥控制导和控制回路

导弹制导系统之所以能够纠正导弹的飞行偏差，使之沿理想弹道飞行，是制导系统各组成部分互相协调、相互配合的结果。要了解制导系统工作性能，不仅要熟悉各部分的组成结构及工作原理，而且要了解每一组成部分在制导系统中的作用、与其他部分的联系和该部分对整个制导系统的影响及制导系统对这一部分的要求。这就必须研究制导回路，这里只讨论遥控指令制导回路，由于波束制导回路与指令制导回路有很多相似之处，故不再赘述。图 6－33 给出了遥控指令制导系统的俯仰通道的制导回路结构图。

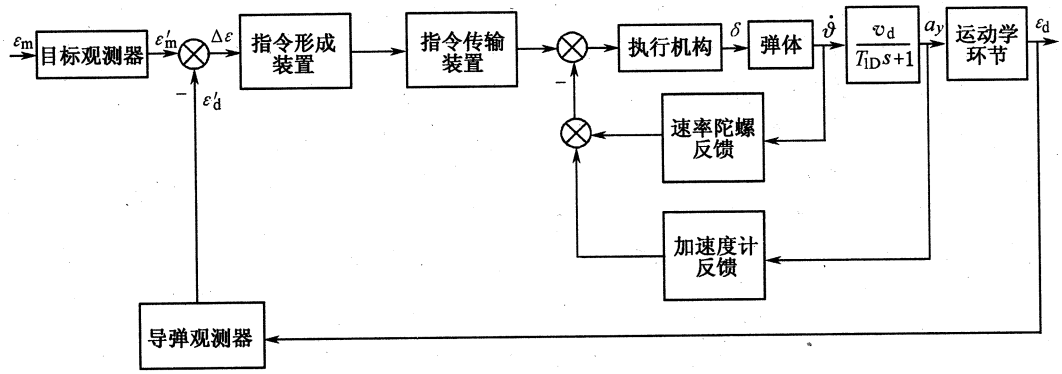


图 6－33 三点法引导的遥控指令制导系统俯仰通道的回路结构图

6.2.1 遥控制导和控制回路组成

指令制导系统是一个复杂的多回路系统，其工作过程是系统各组成部分相互协调的过程，整个制导系统的特性取决于各主要环节的基本特性和它们之间的相互联系和相互作用。

以三点法导引为例，在导弹飞向目标的过程中，导弹应始终处于制导站与目标的连线上，如图 6－34 所示，当目标在位置 M、M_1、M_2、M_3 时，导弹的相应位置为 D、D_1、D_2、D_3，曲线 $DD_1D_2D_3$ 就是按三点法导引时导弹的理想弹道。

为了保持导弹在制导站与目标连线上，要求导弹的高低角 ε_d 与目标的高低角 ε_m 相等，即

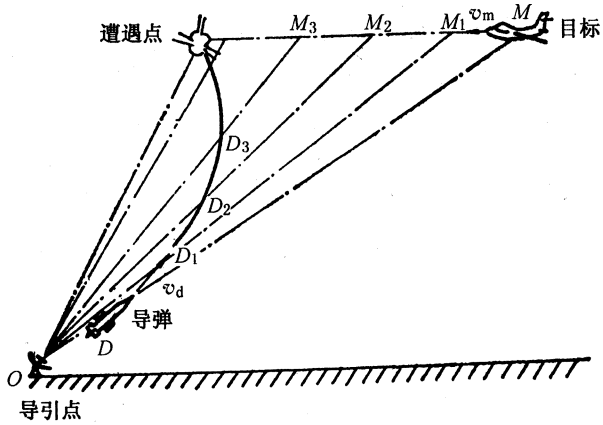


图 6－34 导弹和目标运动图

$$\varepsilon_d = \varepsilon_m \text{ 或 } \varepsilon_m - \varepsilon_d = 0$$

如果导弹偏离制导站与目标连线，如图 6－34 所示，ε_d 不等于 ε_m，于是产生角偏差 $\Delta\varepsilon$

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_m - \varepsilon_d$$

这时就需要对导弹进行控制，使之回到理想弹道上来。为此，首先要测出导弹与目标之间的角偏差 $\Delta\varepsilon$，可以用第 4 章介绍的雷达测角仪分别测量导弹与目标的高低角，再根据导弹到制导站的距离 $r_d(t)$，可得导弹偏离目标视线的线偏差

$$h_\varepsilon = r_d\Delta\varepsilon$$

制导站指令形成系统根据线偏差 h_ε 的大小和方向，形成指令电压 u_k。指令发送装置把指令电压 u_k 变换成指令 K，并把指令 K 发送给导弹。弹上指令接收装置接收指令 K，并形成控制电压 u'_k。弹上自动驾驶仪按控制电压 u'_k 的大小和方向产生相应的舵偏角 δ，于是导弹发生俯仰或偏航运动，产生与 δ 成比例的攻角 α。导弹产生与攻角 α 成正比的法向控制力 Y_n。于是导弹向着减小线偏差 h_ε 的方向机动，使导弹的高低角 ε_d 趋近于目标的高低角 ε_m，以消除角偏差 $\Delta\varepsilon$。导弹的控制过程就是不断地消除角偏差 $\Delta\varepsilon$ 的过程，保证导弹按理想弹道飞行，这样弹体与制导站构成闭合回路，通常称为制导回路。整个制导回路由以下几大部分组成：

(1) 雷达测角装置：测量导弹高低角 ε_d 和目标的高低角 ε_m，获得角偏差 $\Delta\varepsilon = \varepsilon_m - \varepsilon_d$。

(2) 表征从制导站到导弹距离 r_d 的机构：根据导弹实际飞行试验结果，可以比较准确地确定导弹到制导站的距离 r_d，r_d 是随着时间的增长而不断增大。

(3) 指令形成装置：根据线偏差 $h_\varepsilon = r_d\Delta\varepsilon$ 的大小和方向形成指令电压 u_k。

(4) 指令发送装置：指令发送装置把指令电压 u_k 变换成指令 K，指令 K 与 u_k 成正比，其符号与 u_k 相同，无线电指令中指令发送装置用无线电把指令 K 发送给导弹。

(5) 弹上指令接收装置：接收指令 K，并形成控制电压 u'_k。

(6) 弹上自动驾驶仪：按指令电压 u'_k 的大小与方向，产生相应的舵偏角 δ。

(7) 弹体：按照舵偏角 δ 的大小和方向，导弹产生相应的攻角 α。于是导弹产生法向控制力 Y_n 和相应的法向加速度 a_y。

(8) 运动学环节：导弹的法向加速度 a_y 使导弹产生法向机动，改变导弹的高低角 ε_d，使之趋近于目标的高低角 ε_m，以消除角偏差 $\Delta\varepsilon$ 和线偏差 h_ε。由于 a_y 引起 ε_d 改变的这一过程称为运动学环节。

指令制导回路简化方框图如图 6－35 所示，从图中可以看出，指令制导系统的作用就是使导弹的高低角 ε_d 不断地跟随目标的高低角 ε_m。因此，指令控制系统是一个闭环随动系统，它的输入为 ε_m，输出为 ε_d。

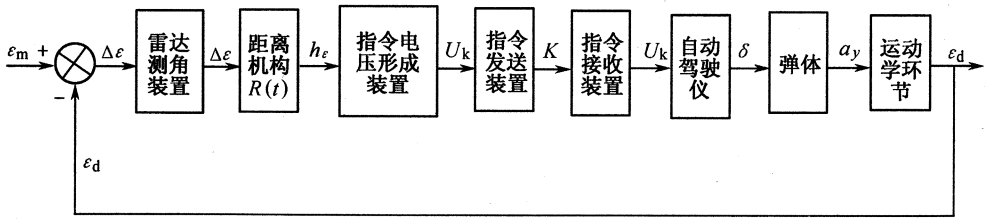


图 6－35　导弹指令制导系统简化方框图

6.2.2 遥控制导和控制回路各部分的传递函数

遥控指令制导系统包括俯仰和偏航两个通道。对轴对称的导弹来说，这两通道的结构基本相同，因此仅介绍俯仰回路。

1. 目标、导弹观测跟踪装置

目标、导弹观测跟踪装置测量导弹与目标视线的角偏差，其输入量是实际的角偏差，输出量为测量出的角偏差。

图 6－36 中，OXY 为参考坐标系；M 为目标位置；D 为导弹位置；

ε_m 为目标相对于参考坐标系的高低角；ε_d 为导弹相对于参考坐标系的高低角；

ε_c 为雷达天线波束中心线相对于参考坐标系的高低角；

$\Delta\varepsilon_m$ 为目标的高低角偏差；$\Delta\varepsilon_d$ 为导弹的高低角偏差。

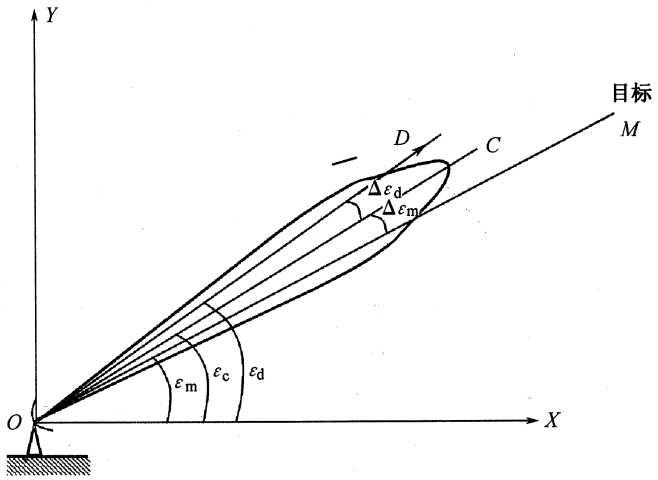


图 6－36　高低角平面的测量几何关系图

以雷达指令制导为例，通常制导雷达采用相对体制测量目标和导弹运动，当导弹进行拦截飞行时，制导雷达依靠角跟踪回路，同时跟踪测量目标和导弹的角位置，并输出相对角偏差。高低角平面内的测量几何关系如图 6－36 所示。

雷达可以测量出目标角偏差和导弹角偏差，并给出形成制导指令所需的角偏差信号。制导雷达在高低角平面跟踪回路的一般组成如图 6－37 所示。其基本工作原理是：制导雷达检测目标和导弹的角位置，并根据目标角位置 ε_m 和波束中心位置 ε_c 的偏差 $\Delta\varepsilon_m = \varepsilon_m - \varepsilon_c$ 所形成的控制指令，驱动天线伺服机构实现对目标的跟踪；制导雷达同时测量导弹角位置 ε_d 与波束中心位置 ε_c 的角偏差 $\Delta\varepsilon_d = \varepsilon_d - \varepsilon_c$，最终输出目标、导弹角偏差信息 $\Delta\varepsilon = \Delta\varepsilon_m - \Delta\varepsilon_d$，经变换后输入到制导和控制指令形成装置。

在制导回路分析时，一般把测量系统的传递函数取为 1。因为无论采用雷达或光电跟踪器，目标、导弹观测跟踪装置都是一个机电随动系统或电子随动系统，通常随动系统（跟踪回路）的设计，可以足够精确地保证其跟踪的快速性和稳定性。而目标、导弹的坐标变化较慢，即跟踪器输入信号：目标高低角（或方位角）、导弹高低角（或方位角）频率较低，小于跟踪系统的截止频率，观测跟踪装置的幅频特性曲线如图 6－38 所示，根据观测跟踪装置的频率特性曲线，在制导系统工作的频率范围内，可以把观测跟踪装置当做是一个传递系数近似于 1 的比例环节，即可表示为

$$W_k(s) = 1 \tag{6-14}$$

但是，观测跟踪装置输出的起伏误差取决于其幅频特性和干扰的功率谱密度，所以在分析系统的起伏误差时，就不能将观测跟踪装置简单地看成放大环节了。

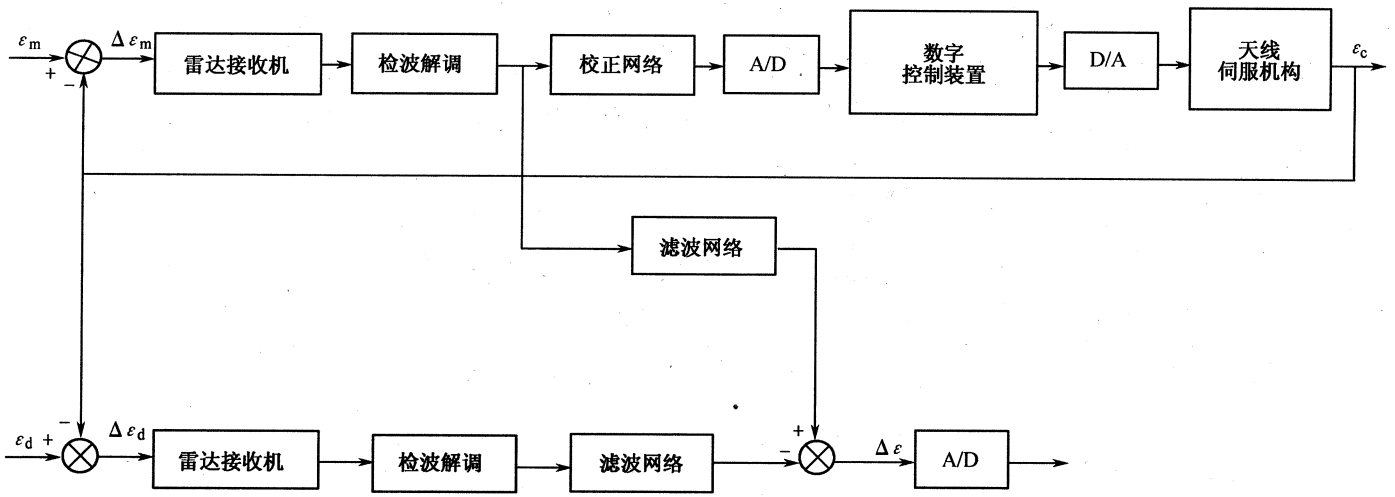


图 6－37　制导雷达跟踪回路结构图

ε_m—目标相对于参考坐标系的角；$\Delta\varepsilon_m$—目标角偏差；ε_d—导弹相对于参考坐标系的角位置；$\Delta\varepsilon_d$—导弹角偏差；$\Delta\varepsilon$—形成制导指令需要的角偏差；ε_c—雷达波束中心角

2. 引导指令形成装置

引导指令形成装置输入量为观测跟踪装置测量出的角偏差，输出量为引导指令电压。为了改善整个制导系统的性能，在指令形成装置中有串联微分、积分校正网络，补偿信号是在回路外引入的，所以不计入。如果不考虑限幅器，可以把指令形成装置看成线性的，设指令形成装置的放大系数为 K_c，$\frac{T_1 s+1}{T_2 s+1}(T_1 > T_2)$为串联的微分校正网络的传递函数，$\frac{T_3 s+1}{T_4 s+1}(T_3 < T_4)$为串联的积分校正网络的传递函数，则指令形成装置的传递函数为

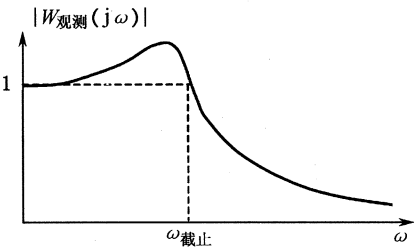


图 6-38　观测跟踪装置的幅频特性曲线

$$W_c(s) = \frac{K_c(T_1 s+1)(T_3 s+1)}{(T_2 s+1)(T_4 s+1)} \tag{6-15}$$

式中　K_c 为传递系数。

对有线指令制导系统而言，还应考虑射手的延迟，可以增加惯性环节与纯延迟环节，以表示这个延迟量。

3. 引导指令传输装置

引导指令传输装置包括指令发射装置和指令接收装置。指令发射装置把引导指令电压 u_k 经调制或编码变成指令 K，K 与输入电压成比例，指令发射装置的传递函数可表示为：

$$W_m(s) = \frac{K}{u_k} = K_m \tag{6-16}$$

弹上指令接收装置接收指令 K，并对其进行解调或译码，输出量是控制电压 u'_k。指令接收装置的传递函数可用惯性加延迟环节来表示：

$$W_\omega(s) = \frac{K_\omega e^{-\tau s}}{T_\omega s+1}$$

式中　K_ω 为传递系数；T_ω 为时间常数；τ 为延迟时间。

一般系统延迟时间只有数十毫秒，可忽略延迟的影响，指令接收装置的传递函数可简化为惯性环节：

$$W_\omega(s) = \frac{K_\omega}{T_\omega s+1} \tag{6-17}$$

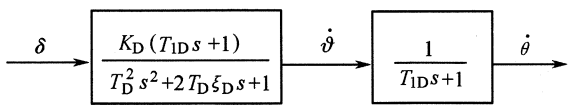


图 6-39　弹体特性方框图

4. 弹体传递函数

弹体的传递特性如图 6-39 所示。

如输入为舵偏角，输出为弹体俯仰角速度，则弹体的传递函数为

$$\frac{\dot{\vartheta}(s)}{\delta(s)} = \frac{K_D(T_{1D}s+1)}{T_D^2 s^2+2T_D\xi_D s+1} \tag{6-18}$$

如输入为舵偏角，输出为弹道倾角的角速度，则弹体的传递函数为

$$\frac{\dot{\theta}(s)}{\delta(s)} = \frac{K_D}{T_D^2 s^2+2T_D\xi_D s+1} \tag{6-19}$$

法向加速度 a_y 与 $\dot{\vartheta}$ 的关系为

$$a_y = \frac{v_d \dot{\theta}}{57.3} \tag{6-20}$$

因为 θ 的单位是度，$\dot{\vartheta}$ 的单位是(°)/s，而法向加速度表达式中 a_y 应该用 rad/s² 表示，所以式中 $\dot{\vartheta}$ 应该用 57.3 来除。

法向过载为

$$n_y = \frac{a_y}{g} = \frac{v_d \dot{\theta}}{57.3g} \tag{6-21}$$

所以整个弹体特性的方框图如图 6-40 所示。

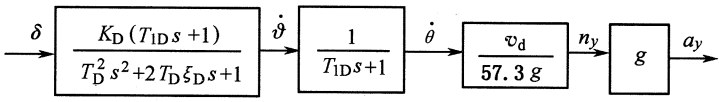


图 6-40　输出为过载的弹体特性方框图

5. 运动学环节

采用遥控指令制导时，弹体输出参数(如横向加速度)与制导站观测跟踪装置测量的导弹高低角、方位角偏差(这里是输入信号)之间存在着固有的耦合关系，描述这一耦合关系的环节称为导弹的运动学环节。

导弹和目标在铅垂平面内运动的几何关系如图 6-41 所示。

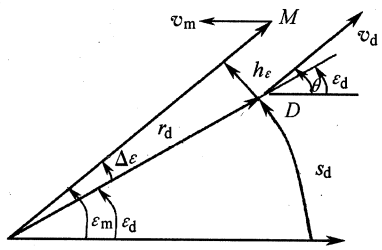


图 6-41　在铅垂平面内导弹与目标运动的几何关系

采用三点法导引时，导弹运动方程组为

$$\frac{dr_d}{dt} = v_d \cos(\theta - \varepsilon_d) \tag{6-22}$$

$$\frac{d\varepsilon_d}{dt} = \frac{1}{r_d} v_d \sin(\theta - \varepsilon_d) \tag{6-23}$$

式中　θ 为导弹速度矢量与基准线之间的夹角，r_d 为制导站到导弹的距离。

制导站与导弹连线与导弹速度矢量的夹角 $(\theta - \varepsilon_d)$ 很小，一般小于 20°，所以有 $\cos(\theta - \varepsilon_d) \approx 1$，$\sin(\theta - \varepsilon_d) \approx \theta - \varepsilon_d$(这里 θ、ε_d 的单位是弧度)，则上述运动方程可近似写成

$$\frac{dr_d}{dt} = v_d \tag{6-24}$$

$$\frac{d\varepsilon_d}{dt} = \frac{1}{r_d} v_d (\theta - \varepsilon_d) \tag{6-25}$$

以 ε_d 乘(6-24)方程式两边可得

$$\varepsilon_d \frac{dr_d}{dt} = v_d \varepsilon_d$$

将上式与方程组中第二个方程相加可得

$$r_d \frac{d\varepsilon_d}{dt} + \varepsilon_d \frac{dr_d}{dt} = v_d \theta - v_d \varepsilon_d + v_d \varepsilon_d = v_d \theta \tag{6-26}$$

即
$$\frac{\mathrm{d}(r_{\mathrm{d}}\varepsilon_{\mathrm{d}})}{\mathrm{d}t} = v_{\mathrm{d}}\theta \tag{6-27}$$

式中 $r_{\mathrm{d}}\varepsilon_{\mathrm{d}} = s_{\mathrm{d}}$ 为以 r_{d} 为半径，从基准线至导弹的弧长，则

$$\frac{\mathrm{d}s_{\mathrm{d}}}{\mathrm{d}t} = v_{\mathrm{d}}\theta \tag{6-28}$$

对上式两边求时间的导数得

$$\frac{\mathrm{d}^2 s_{\mathrm{d}}}{\mathrm{d}t} = v_{\mathrm{d}}\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t} + \theta\frac{\mathrm{d}v_{\mathrm{d}}}{\mathrm{d}t} \tag{6-29}$$

而 $v_{\mathrm{d}}\dfrac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t}$ 为导弹的法向加速度，如假定 v_{d} 为常数，则有

$$\frac{\mathrm{d}^2 s_{\mathrm{d}}}{\mathrm{d}t} = a_y \tag{6-30}$$

如果输入为 a_y，输出为 s_{d}，则运动学环节的传递函数为

$$\frac{s_{\mathrm{d}}(s)}{a_y(s)} = \frac{1}{s^2} \tag{6-31}$$

6. 目标运动特性数学模型

所有被探测的物体或攻击对象都称为目标。目标的运动特性是对特定目标的运动形式和运动规律的描述，是目标特性的一个重要方面。

目标运动特性与制导控制系统的设计直接相关，为了避免受到导弹的攻击，目标会显示不同的运动特性，而为了实现对目标的拦截，制导系统必须具有对付各种复杂运动特性目标的能力。因此目标特性的研究在导弹武器系统的研制过程中具有重要地位。

目前，在制导系统的分析和设计中，采用的目标运动特性主要有以下几种：

(1) 目标匀速水平直线运动；

(2) 目标高度有变化而航向和飞行速度不变的运动；

(3) 目标纵向或横向机动；

(4) 目标随机机动。

在导弹武器系统设计中目标运动特性通常用数学方程描述。这里只考虑目标匀速水平直线运动的情况。

在参考坐标系中，目标匀速水平直线运动几何示意图如图 6-42 所示。

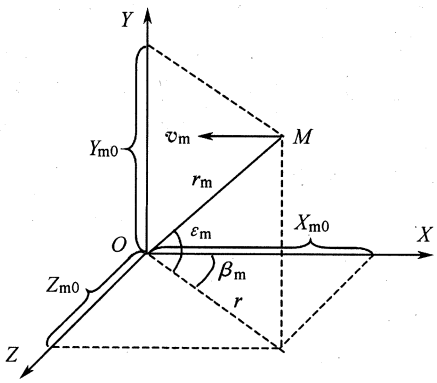


图 6-42 目标匀速水平直线运动几何示意图

图 6-42 中，*OXYZ* 为参考坐标系；

M 为目标；v_{m} 为目标速度；

r_{m} 为目标斜距；

X_{m0} 为目标在参考坐标系 *X* 轴上的坐标初始值；

Y_{m0} 为目标在参考坐标系 *Y* 轴上的坐标初始值；

Z_{m0} 为目标在参考坐标系 *Z* 轴上的坐标初始值；

ε_{m} 为目标高低角；

β_m 为目标方位角。

其数学模型描述为

$$\left.\begin{aligned} X_m &= X_{m0} - v_m t \\ Y_m &= Y_{m0} \\ Z_m &= Z_{m0} \\ r_m &= \sqrt{X_m^2 + Y_m^2 + Z_m^2} \\ \varepsilon_m &= \arcsin\left(\frac{Y_m}{r_m}\right) \\ \beta_m &= \arcsin\left(-\frac{Z_m}{r_m \cos\varepsilon_m}\right) \end{aligned}\right\}$$

式中 X_m 为目标在参考坐标系中的 OX 轴上的坐标；

Y_m 为目标在参考坐标系中的 OY 轴上的坐标；

Z_m 为目标在参考坐标系中的 OZ 轴上的坐标；

t 为目标飞行时间。

6.2.3 遥控制导和控制回路分析

我们已经得到了制导系统中各组成部分的传递函数，最后我们可以画出指令制导系统闭合回路框图，如图 6－43 所示。

1. 限幅放大器的作用

下面说明制导回路中限幅放大器的作用。稳定回路的等效参数和导弹的气动参数密切相关，这些气动参数的值在很大程度上随着导弹的飞行速度和高度的变化而改变，所以导弹稳定回路的参数在制导过程中是不断改变的，尤其是地空导弹，在整个飞行过程中导弹的高度变化范围很大，导弹稳定回路的参数的变化范围也很大。且导弹的运动除受控制电压的控制外，还不可避免地要受到各种干扰的作用，阻尼回路的作用是使弹体受扰动后所引起的振荡很快消失，因此必须保证在作用时间阻尼回路都处于正常工作状态。

在阻尼回路之前通常串联限幅放大器，用来将制导站送来的控制信号和来自弹体反馈装置的反馈信号进行放大和限幅，使综合后的信号强度不超过某一限定值，此限定值所对应的舵偏角小于舵的最大偏转角。这样可避免导弹的舵偏角达到饱和值，留有适当的舵偏角余量，让测速陀螺反馈信号能顺利通过。因为舵偏角转到最大角度以后，即使测速陀螺仪有信号输出，也不能对舵发生作用，测速陀螺仪就失去了意义。而测速陀螺仪的阻尼作用是保证导弹稳定飞行的重要因素，如果测速陀螺仪失去作用，将导致导弹不能稳定地飞行。

限幅放大器的特性曲线，如图 6－44 所示。

2. 加速度计反馈回路中积分网络的作用

由图 6－43 中可以看出加速度反馈支路中串联了积分网络，从第 5 章我们对自动驾驶仪与稳定回路的分析来看，加速度回路本身并不需要此积分网络，此积分网络是制导回路的需要。加速度反馈回路中的积分网络在制导回路中起着微分校正的作用，这一点我们可以通过求出加速度回路的闭环传递函数来分析，图 6－45 中给出了加速度反馈回路方框图。由于加速度计的时间常数一般很小，我们可以忽略之，将加速度计的传递函数用传递系数来表示，加速度回路的闭环传递函数为

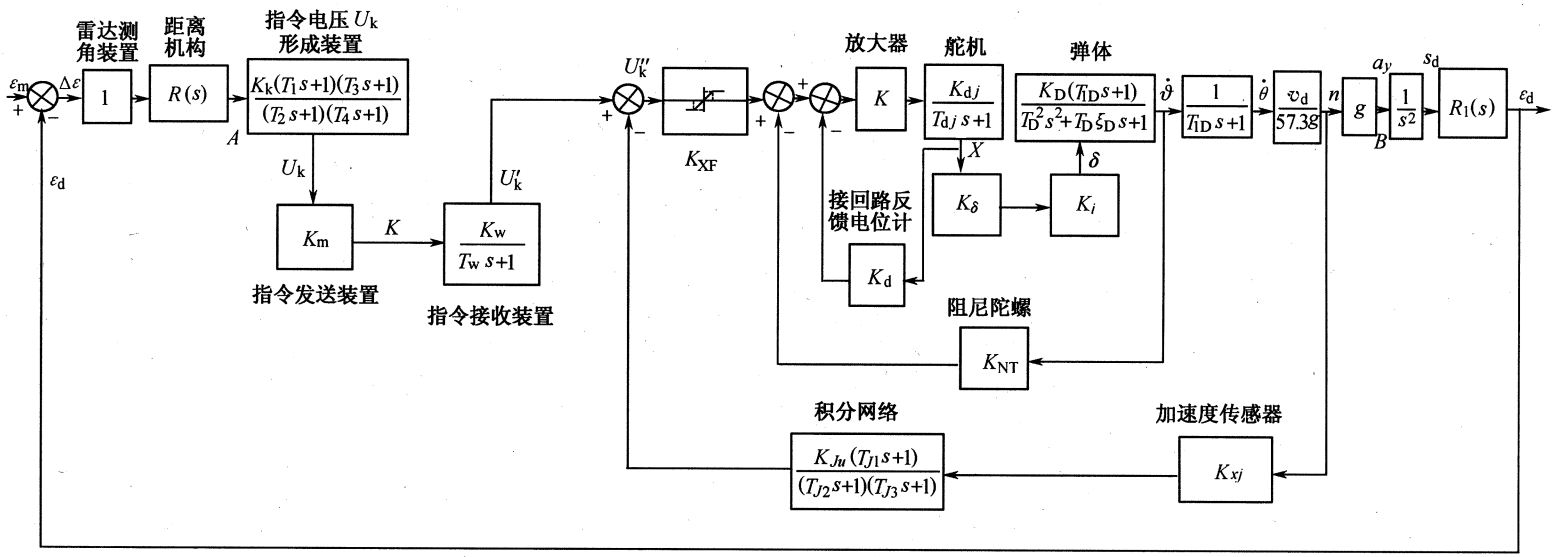


图 6-43　指令制导系统框图

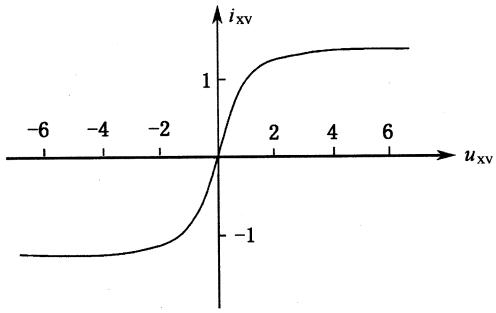


图 6-44　限幅放大器特性曲线

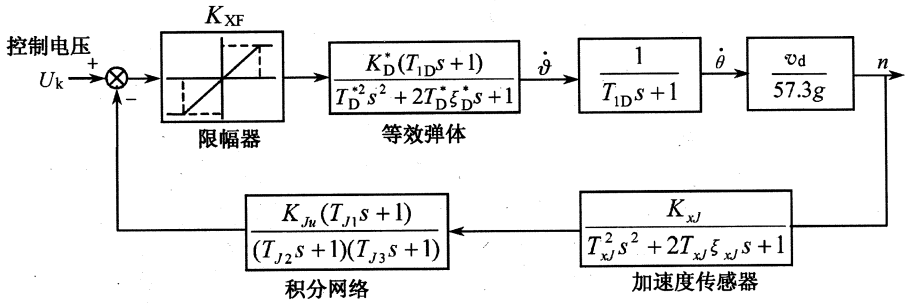


图 6-45　加速度反馈回路方框图

$$G_n(s)=\frac{n(s)}{u'_c}=\frac{\dfrac{K_{XF}K_D^*v_d}{57.3g(T_D^{*2}s^2+2T_D^*\xi_D^*s+1)}}{1+\dfrac{K_{XF}K_D^*v_dK_{xj}K_{Ju}(T_{J1}s+1)}{57.3g(T_D^{*2}s^2+2T_D^*\xi_D^*s+1)(T_{J2}s+1)(T_{J3}s+1)}}$$

$$G_n(s)=\frac{\dfrac{K_{XF}K_D^*v_d}{57.3}(T_{J2}s+1)(T_{J3}s+1)}{(T_D^{*2}s^2+2T_D^*\xi_D^*s+1)(T_{J2}s+1)(T_{J3}s+1)+\dfrac{K_{XF}K_D^*v_dK_{xj}K_{Ju}}{57.3g}(T_{J1}s+1)}$$

从上式可以看出，在加速度回路的闭环传递函数的分子中有$(T_{J2}s+1)(T_{J3}s+1)$，因此加速度反馈回路的积分网络在加速度闭合回路中起微分作用，而$G_n(s)$是串联在制导回路中，所以加速度回路中的积分网络反应在制导回路上为微分网络，使制导回路相位超前，提高回路的稳定裕度。

3. 积分环节的作用

如前所述，指令制导回路中，导弹的运动学环节是一个双积分环节，如果指令形成装置中没有串联微积分校正网络，反馈通路中的校正网络也去掉的话，那么制导系统是一个二阶无静差系统。由自动控制原理可知，这种系统开环传递函数的对数相频特性曲线的相角都在$-180°$以下，不论如何改变开环放大系数，系统的相位稳定裕度都为负值，系统都是不稳定的，这种系统称为结构不稳定系统。为了使系统能够稳定，必须在系统中增加校正网络，对制导系统进行相位校正，使系统有相当的稳定裕度。

制导回路中串联微分校正网络之后，截止频率提高了，系统频带也随之加宽，这样随机干扰的作用也会增大，会进一步影响到系统的导引准确度，所以系统频带的宽度应有所限制，截止频率的选择也必须适当。

系统稳态误差与系统开环放大系数成反比，增大系统的开环放大系数，可以减小系统的稳态误差。但开环放大系数增大时，开环对数幅频特性曲线向上移，使截止频率增大，频带加宽，同样会使随机干扰的影响增大，降低导引准确度。

考虑到上述两种情况，为了既不增加系统频带宽度，又保证一定的开环放大系数，可以在串联微分校正网络的同时，再串联一个积分校正网络，其传递函数如下：

$$\frac{T_3 s + 1}{T_4 s + 1}(T_4 > T_3)$$

串联积分校正网络后，可能会降低系统的稳定裕度，这就要求正确选择串联积分校正网络，在尽量不影响系统稳定性的前提下，提高系统的开环放大系数，以减小系统的稳态误差。

4. 气动参数调节装置的作用

随着导弹飞行条件的变化，导弹控制回路的参数也将变化，如果不采用其他校正方法，仅靠微分校正装置的作用，当导弹飞行高度超过一定限度以后，制导系统可能变得不稳定，或者虽然稳定，但动态特性变得很坏。为了进一步改善制导系统的动态特性，增大系统的相位稳定裕度，保证制导系统在整个工作过程中保持稳定，通常除了采用微分校正外，还在导弹上安装气动参数调节装置(或称舵的传输比变化机构)，以自动调节导弹控制回路参量，使它们的数值在给定飞行高度内的变化限制在允许范围内。

思考题

1. 根据引导指令形成的位置不同，遥控制导系统一般分为哪几种，各有何特点？
2. 遥控指令制导系统中，当采用三点法和前置角法时误差信号有何不同？
3. 遥控指令制导系统中，形成导引指令时为什么要用线偏差而不是角偏差？
4. 遥控指令制导系统中，形成导引指令时为什么要引入微、积分校正？
5. 微分校正有什么作用？它的输出信号与输入信号的关系是什么？
6. 积分校正有什么作用？它的输出信号与输入信号的关系是什么？
7. 动态误差是如何形成的，如何对其进行补偿？
8. 为什么在制导回路中串联超前校正环节能改善制导回路的品质？
9. 叙述旋转－正交扫描激光波束制导原理。
10. 旋转－正交扫描激光波束制导的激光束应满足什么要求？导弹的偏差信号用什么表示？
11. 叙述圆锥扫描雷达波束制导原理，弹上接收机接收的信号中导弹的偏差信号是如何表示的？

第 7 章　自寻的制导系统

遥控制导的导弹虽然可以攻击活动目标，但是控制准确度随着导弹接近目标而下降，所以人们要寻求一种随着导弹、目标间距离的缩短而制导准确度提高的方法，这样就有了自寻的制导。

导弹用其自身所携带的设备，接收目标辐射或反射的某种能量（如光能、热能、电能、声音等）形成控制信号，来控制导弹飞向目标的控制方法，称为自寻的制导，也称自动导引。

根据目标辐射或反射的能量形式不同，可将自动导引分为光学自动导引、无线电自动导引、声学自动导引三类。

根据有无照射目标的能源及能源所在位置的不同，可将自动导引分成主动式、半主动式和被动式三种寻的制导系统。

导弹的自动导引，虽然根据目标辐射或反射的能量形式不同分为三类，但是，从自动导引系统的组成原理和工作原理来看，它们之间除了在目标辐射或反射能量的接收和转换上有差别之外，系统其余部分的组成原理和工作原理基本上是相同的，在此主要介绍红外自动导引制导系统。

7.1　红外自寻的制导系统

7.1.1　红外非成像自寻的制导系统

1. 红外非成像自寻的制导的特点

红外非成像寻的制导是发展较早的一种制导技术（一般简称为红外寻的制导），20 世纪 50 年代已产生了第一代红外寻的制导的空对空导弹。红外自寻的系统是利用目标辐射的红外线作为信号源的被动式自寻的制导系统。

红外线是一种热辐射，是物质内分子热振动产生的电磁波，其波长为 0.76 ~ 1 000 μm，在整个电磁波谱中位于可见光与无线电波之间。任何绝对温度在摄氏温度零度以上的物体都能辐射红外线，红外辐射能量随温度的上升而迅速增加，物体的温度与其辐射能量的波长成反比关系。

人体和地面背景温度为 300 K 左右，相对应最大辐射波长为 9.7 μm，涡轮喷气发动机热尾管的有效温度为 900 K，其最大辐射波长为 3.2 μm。红外自寻的制导系统正是根据目标和背景红外辐射能量不同，从而把目标和背景区别开来，以达到导引的目的。

红外寻的制导系统广泛应用于空对空、地对空导弹，也应用于某些反舰和空对地武器，其优点是：①制导精度高，由于红外制导是利用红外探测器捕获和跟踪目标本身所辐射的红外能量来实现寻的制导，其角分辨率高，且不受无线电干扰的影响。②可发射后不管，武器发射系统发射后即可离开，由于采用被动寻的工作方式，导弹本身不辐射用于制导的能量，也不需要其他的照射能源，攻击隐蔽性好。③弹上制导设备简单，体积小、质量轻，成本低，工作可靠。

红外自寻的制导的缺点是：①受气候影响大，不能全天候作战，雨、雾天气红外辐射被大气

吸收和衰减的现象很严重，在烟尘、雾、霾的地面背景中其有效性也大为下降。②容易受到激光、阳光、红外诱饵等干扰和其他热源的诱骗，偏离和丢失目标。③作用距离有限，一般用于近程导弹的制导系统或远程导弹的末制导系统。

为解决鉴别假目标和对付红外干扰问题，20 世纪 80 年代初开始发展双色红外探测器，使用两种敏感不同波段的探测器来提高鉴别假目标的能力。如某末制导反坦克炮弹双色红外探测器分别采用硒化铅和硫化铅两种探测器。硒化铅敏感波段为 1～4 μm，阳光火焰等构成的假目标红外辐射在 2 μm 波段较强，在 4 μm 波段较弱，而地面战车的红外辐射在 4 μm 波段较强，2 μm 波段较弱。硫化铅敏感波段为 2～3 μm，对 4 μm 不敏感，它所探测到的信号反映了假目标信号，把两种探测器得到的信号在信号处理设备中进行比较，可提取地面战车的信号特征，从而提高鉴别假目标的能力。

正在发展的红外成像制导系统与非成像红外制导系统相比，有更好的对地面目标的探测和识别能力，但成本是红外非成像制导系统的几倍，从今后的发展来看，非成像红外制导系统作为一种低成本制导手段仍是可取的。

红外自寻的系统一般由红外导引头、弹上控制系统、弹体及导弹目标相对运动学环节等组成。红外导引头用来接收目标辐射的红外能量，确定目标的位置及角运动特性，形成相应的跟踪和引导指令。

2. 红外寻的制导系统

下面以某空对空红外寻的制导系统为例介绍红外寻的制导系统。某空对空导弹制导系统原理图如图 7－1 所示，此制导系统的导引头就是第 4 章所介绍的同轴安装式红外导引头，制导系统工作过程大致如下：

飞机起飞以后，由飞机给制导系统供电，陀螺旋转系统工作，使装有光学系统的陀螺转子旋转，当转速达到一定值以后，保证导引头在不工作时稳定的机械锁定装置解脱，同时陀螺获得定轴性，进入接收信号状态。在未接收到信号时，导引头的光学系统光轴应与弹轴保持一致，但飞机是机动飞行的，而陀螺又有定轴性，为此采用电锁装置，它由弹上的电锁线圈、进动线圈和飞机上的电子线圈共同组成。

当导引头视场内出现目标时，便会在导引头接收线路中得到信号，这个信号自动断开电锁装置，使导引头获得自动跟踪目标的能力。根据所获得的信号，飞行员在进行必要的计算之后，便按发射按钮，接通导弹上的能源，使导弹处于待发状态。待飞机上的设备自动检查导弹上的能源已正常工作以后，飞机上的自动控制系统便会去掉飞机上的能源，代之以导弹上的能源，使弹内设备继续正常工作，并点燃固体燃料发动机和引信的能源，在发动机推力作用下，导弹便发射出去。

导弹发射以后，其运动受导引头的控制，导引头继续接收目标的辐射能量，形成误差信号，按预定的引导方法形成控制信号，操纵舵面偏转，使导弹飞向目标。当导弹飞到战斗部威力范围内，红外引信便点燃战斗部，攻击目标。

弹上控制系统由相位检波器、功率放大器、执行机构等部分组成。自动驾驶仪是弹体姿态运动的人工稳定装置，它的作用是稳定弹体姿态角运动和阻尼弹体在空间的运动，对于稳定性较好的导弹，可以不采用自动驾驶仪。我们这里所介绍的这个型号的红外自寻的导弹就没有采用自动驾驶仪，而是在弹翼后沿上安装陀螺舵，以稳定导弹角运动。舵片上有一个带齿的风轮，这个风轮受到气流的冲击而高速旋转。假如弹体有一个滚动角速度，则这个舵片由于陀螺

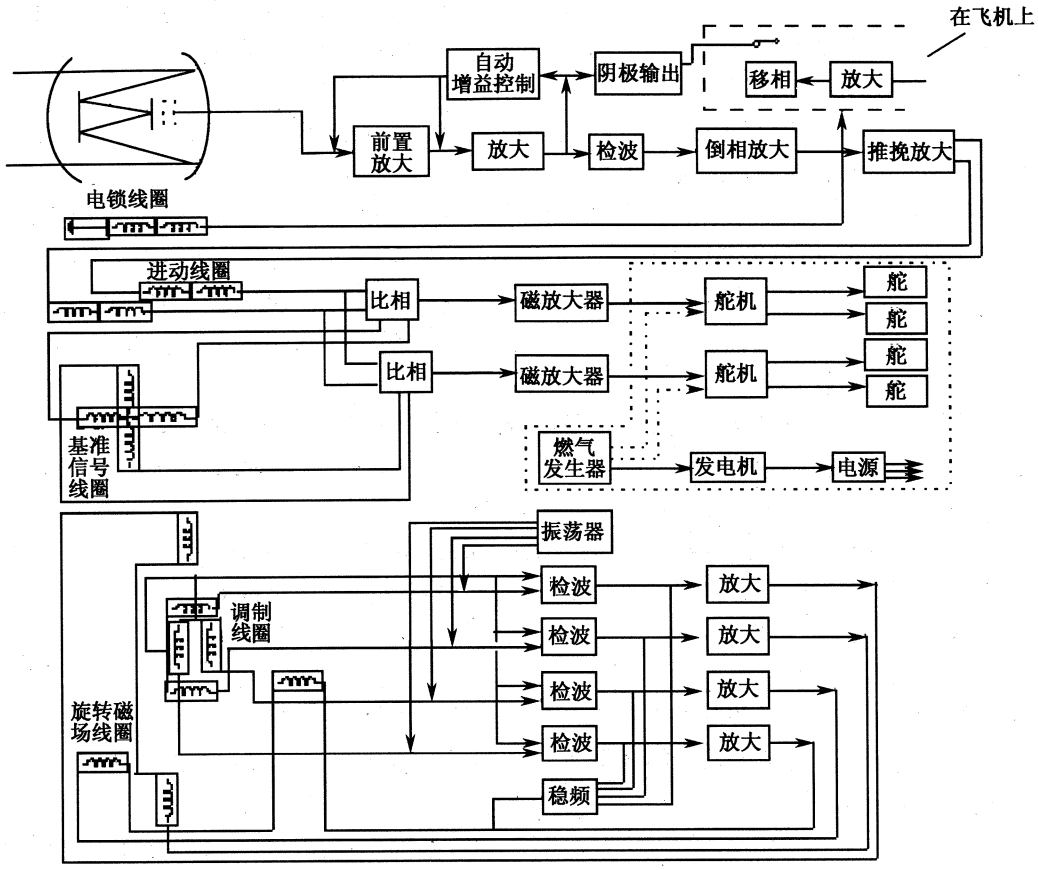


图 7－1　红外寻的制导系统框图

效应而在气流中进动，从而产生阻尼力矩，起到阻尼导弹角运动的作用。

这个导弹的导引头已在第 4 章中做了较详细的介绍，下面介绍一下它的弹上控制系统。由导弹导引头得到的目标误差信号，只能用来使陀螺进动，使光学系统光轴跟踪目标，而不能直接控制导弹飞行。误差信号需要进一步送到导弹控制系统中去，对其进行放大变换，形成一定形式并有足够大功率的控制信号，才能操纵执行装置，从而控制导弹飞行。红外导弹的控制系统原理如图 7－2 所示。

一般红外自寻的制导系统通常采用两对舵面操纵导弹，作两个相互垂直方向的运动，即双通道控制系统。由红外导引头所测得的极坐标形式的误差信号，不能直接用来控制两组舵面使导弹跟踪目标，必须把极坐标信号转换成直角坐标信号，这种转换任务是由控制信号形成电路来完成的。

控制信号形成电路由两个完全相同的相位检波器组成，也称坐标转换器或比相器。把导引头测得的目标误差信号与两组基准电压线圈得到的相位差为 90°的 72 周正弦信号送入相位检波器，形成两个通道的控制信号，经放大后，即可供舵机使用。

(1)控制信号的形成

误差信号处理电路输出的信号电压可用下式表示：

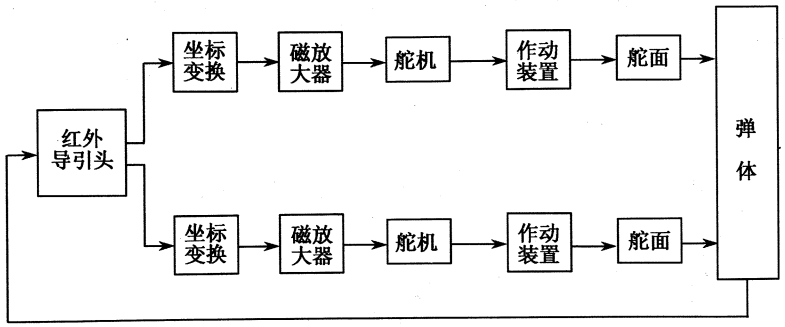


图 7-2　导弹控制系统原理框图

$$u = K_y \Delta q \sin(\Omega t - \theta)$$

式中 Δq 为目标视线与光轴的夹角，反映目标相对光轴的偏离量的大小；θ 为初相角，反映目标偏离光轴的方位；K_y 为导引系统放大系数。这是一个极坐标形式的交流信号，而弹上的执行装置是按直角坐标控制的，在驱动舵机时，必须把它分解成两个互相垂直的控制通道上的分量。

图 7-3 为直角坐标系统，若 X 为导弹纵轴，一对舵面位于 XOZ 平面上，称为 Z 通道，而另一对舵面则位于 XOY 平面上，称为 Y 通道。

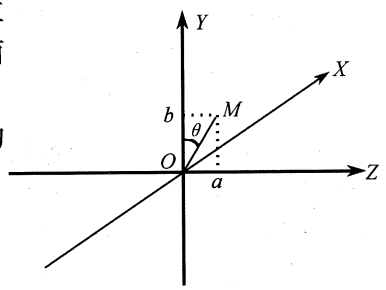


图 7-3　目标偏信号坐标分解

误差信号转换成直角坐标时，则它在 Z 通道与 Y 通道的分量为

$$Ob = \Delta q \cos\theta$$

$$Oa = \Delta q \sin\theta$$

即控制系统纠正导弹偏差时，必须给两个舵机以相应的控制信号(即与 Oa、Ob 成正比的直流信号)来控制舵面偏转。

为了把误差信号转换成两个相互垂直通道上的分量，导引头陀螺跟踪系统中有两对基准信号线圈，分别与两对舵面的位置相对应，在配置上相差 90°。基准信号与误差信号共同输入相位检波器进行相位比较，来形成相互垂直通道上的两组舵机的控制信号。

相位检波器由两个结构相同的桥式电路组成，每个桥式电路有两个输入；误差信号作为每一电桥的一个输入，基准信号电压作为每一个桥式电路的另一个输入。通过对桥式电路的分析可知，每一电桥输出平均电流的大小正比于输入误差信号的幅值乘以误差信号与基准信号相位差的余弦，因为两个基准信号相位差为 90°，所以两电桥平均输出电流在相位上也同样彼此相差 90°。

(2)控制信号的放大

由相位检波器输出的控制电流信号是比较微弱的，必须进行功率放大后才能供舵机使用。在导弹控制系统中一般采用磁放大器进行功率放大，主要是因为这种放大器能允许相当大的过载而不怕振动与撞击，工作较为可靠。弹上还设有归零电路，它的任务是使导引头在导弹离轨后的片刻(零点几秒)磁放大器不工作，控制系统不输出控制信号，使导弹在发动机推力作用

下自由飞行，当导弹离开载机一定距离，速度达到超音速后再转入控制飞行。控制信号形成和放大原理图如图 7－4 所示。

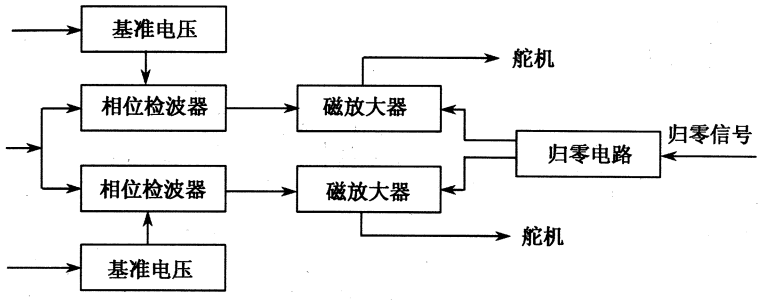


图 7－4　控制信号形成和放大原理图

(3)执行机构

这个型号导弹的执行机构就是第 4 章在执行机构一节所介绍的燃气式执行机构，这个执行机构的特点是没有一般执行机构所具有的舵面位置反馈，而是采用气动铰链力矩反馈，即与导引头输入的控制电流成比例变化的控制力矩，使舵面偏转，直到这一力矩与气动铰链力矩相平衡时，舵面才稳定。

7.1.2　红外成像自寻的制导系统

1. 红外成像制导系统的特点

红外成像制导系统利用红外探测器探测目标的红外辐射，获取目标红外图像进行目标捕获与跟踪，并将导弹引向目标。

在红外非成像寻的系统中，光学系统将目标聚成像点，成像于焦平面上，所以也叫红外点源自寻的系统。红外点源自寻的系统从目标获得的信息量太少，它只有一个点的角位置信号，没有区分多目标的能力，而人为的红外干扰技术有了新的发展，因此，点源系统已不能适应先进制导系统发展的要求，于是开始红外成像技术用于制导系统的研究。

红外成像又称热成像，红外成像技术就是把物体表面的温度的空间分布情况变为按时间顺序排列的电信号，并以可见光的形式显示出来，或将其数字化存储在存储器中，为数字机提供输入，用数字信号处理方法来分析这种图像，从而得到制导信息。它探测的是目标和背景间微小的温差或辐射频率差引起的热辐射分布图像。

实现红外成像的途径很多，目前正在使用的红外成像制导武器主要采用两种方式：一种是以美国“幼畜”空对地导弹为代表的多元红外探测器线阵扫描成像制导系统，采用红外光机扫描成像导引头；另一种是以美国“坦克破坏者”反坦克导弹和“地狱之火”空对地导弹为代表的多元红外探测器平面阵的非扫描成像制导系统，采用红外凝视成像导引头。这两种方式都是多元阵红外成像系统，与单元探测器扫描式系统相比，它有视场大、响应速度快、探测能力强、作用距离大和全天候能力强等优点。

红外成像导引头的突出特点是命中精度高，它能使导弹直接命中目标或目标的要害部位。红外成像制导技术是一种高效费比的导引技术，它在精确制导领域占有十分重要的地位，目前

已在许多型号的导弹上得到应用。

红外成像导引技术是一种自主式“智能”导引技术，它代表了当代红外导引技术的发展趋势。红外成像导引头采用中、远红外实时成像器，以 8～14 μm 波段红外成像器为主，可以提供二维红外图像信息，利用计算机图像信息处理技术和模式识别技术，对目标的图像进行自动处理，模拟人的识别功能，实现寻的制导系统的智能化。红外成像制导系统主要有以下特点：

(1)抗干扰能力强。红外成像制导系统探测目标和背景间微小的温差或辐射率差引起的热辐射分布图像，制导信号源是热图像，有目标识别能力，可以在复杂干扰背景下探测、识别目标，因此，干扰红外成像制导系统比较困难。

(2) 空间分辨率和灵敏度较高。红外成像制导系统一般用二维扫描，它比一维扫描的分辨率和灵敏度高，很适合探测远程小目标的需求。

(3) 探测距离大，具有准全天候功能。与可见光成像相比，红外成像系统工作在 8～14 μm 远红外波段，该波段能穿透雾、烟尘等，其探测距离比电视制导大了三到六倍，而且它克服了电视制导系统难以在夜间和低能见度下工作的缺点，昼夜都可以工作，是一种能在恶劣气候条件下工作的准全天候探测的导引系统。

(4) 制导精确度高。该类导引头的空间分辨率很高，$\omega \leqslant 0.2 \sim 0.3$ mrad。它把探测器与微机处理结合起来，不仅能进行信号探测，而且能进行复杂的信息处理，如果将其与模式识别装置结合起来，就完全能自动从图像信号中识别目标，多目标鉴别能力强。

(5)具有很强的适应性。红外成像导引头可以装在各种型号的导弹上使用，只是识别跟踪的软件不同。美国的“幼畜”导弹的导引头，可以用于空地、空舰、空空三型导弹上。

2. 红外成像导引头的基本组成

红外成像导引头分为实时红外成像器和视频信号处理器两部分，一般由红外摄像头、图像处理电路、图像识别电路、跟踪处理器和摄像头跟踪系统等部分组成，如图 7－5 所示。

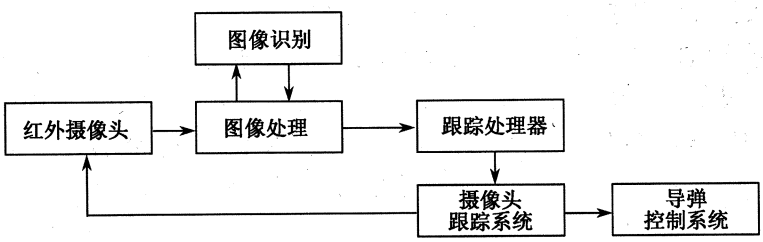


图 7－5　红外成像导引头的基本组成

实时红外成像器用来获取和输出目标与背景的红外图像信息，它必须有实时性，视频信号处理器用来对视频信号进行分析、鉴别、排除混杂在信号中的背景噪声和人为干扰，对背景中可能存在的目标，完成探测、识别和定位。

实时红外成像器包括红外光学系统、扫描器、稳速装置、探测器、制冷器、信号放大器、信号处理器和扫描变换器等几部分。

红外光学系统主要用来聚焦来自目标和背景的红外辐射。

目前用于导引头红外成像器中的扫描器多数是光学和机械扫描的组合体。光学部分由机械驱动完成两个方向(水平和垂直)的扫描，实现快速摄取被测目标的各部分信号，分为物方扫

描和像方扫描两类，物方向扫描是指扫描器在成像透镜的前面的扫描方式，像方向扫描是指扫描器在成像透镜的后面的扫描方式。

红外探测器是实时红外成像器的核心。目前用于红外成像导引头的探测器主要工作于3～5 μm波段和8～14 μm波段。主要是锑化铟器件和碲镉汞器件。

制冷器用于对红外探测器降温，因为锑化铟器件和碲镉汞器件都需要77 K的工作温度才能得到所要求的高灵敏度。

稳速装置用于稳定扫描器的运动速度，以保证红外成像器的质量。

信号放大器用于放大来自红外探测器的微弱信号，信号处理器用于提高视频信噪比和对获得的图像进行各种变换处理。

扫描变换器将各种非电视标准扫描获得的视频信号，通过电信号处理变换成通用电视标准的视频信号，将一般光机扫描的红外成像系统与标准电视兼容。

视频信号处理器实际上是一台专用的数字图像处理系统，其基本功能包括：图像预处理、图像识别、跟踪处理、显示和稳像处理等。

在图像跟踪系统中，图像预处理主要是指把目标与背景分离，为后面的目标识别和定位跟踪打基础。

图像识别首先要确定在成像器视频信号内有没有目标，在视频信号中包含目标信号的情况下，给出目标的最初位置，以便使跟踪环节开始捕获。

跟踪处理中，需要计算出目标在每一帧图像中的位置，并将每一帧图像中的目标位置信号输出，从而实现序列图像中的目标跟踪。

显示是为人参与提供的电路。为操作人员提供清晰的画面，结合手控装置和跟踪窗口可以完成人工识别和捕获。

稳定处理器的功能是，依据红外成像器内的陀螺所提供的成像器姿态变化的数据，将存于图像存储器内被扰乱的图像进行调整稳定，以保证图像的清晰。

在导弹发射之前，由制导站的红外前视装置搜索和捕获目标，根据视场内各种物体热辐射的差别在制导站显示器上显示出图像。目标的位置被确定之后，导引头便跟踪目标。导弹发射后，摄像头摄取目标的红外图像，并进行处理，得到数字化的目标图像，经过图像处理和图像识别，区分出目标、背景信号，识别出真假目标并抑制假目标。跟踪装置按预定的跟踪方式跟踪目标，并送出摄像头的瞄准指令和制导系统的引导指令，引导导弹飞向预定的目标。

7.2 雷达自寻的制导系统

7.2.1 微波雷达自寻的制导

1. 主动式雷达自寻的制导

微波主动式寻的制导导弹在弹体内装有雷达发射机和接收机，可以独立地捕获和跟踪目标，具有发射后不管的能力。由于采用寻的制导方式，导弹愈接近目标，对目标的角位置分辨能力愈强，因而有较高的制导准确度。但主动式雷达导引头的发射机功率有限，易受噪声干扰机的影响。

由于弹上设备允许的体积和质量有限，弹载雷达发射机功率有限，作用距离较近，因而微

波主动式寻的制导通常用做导弹飞行末段制导系统，而用微波雷达指令制导、波束制导以及半主动式寻的制导作为中段制导。现装备的微波主动式寻的制导导弹，所用的主动雷达导引头工作频率通常为 8～16 GHz。

2. 半主动式雷达自寻的制导

半主动雷达寻的制导系统中有用于跟踪和照射的两部雷达，如图 7－6所示。导弹上的雷达接收机用前部天线接收目标反射的雷达波束能量，用后部天线接收雷达直接照射信号，提取目标的角位置和距离信息，弹上计算机计算出飞行偏差，控制导弹击中目标。

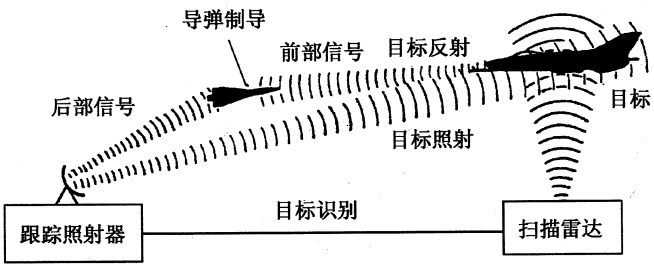


图 7－6　雷达半主动寻的制导示意图

微波雷达半主动式自寻的制导系统有制导精度较高、全天候能力强、作用距离较大的优点。与主动式雷达自寻的制导相比，弹上设备较简单，体积较小，成本较低。但由于依赖外部雷达对目标进行照射，增加了受干扰的可能，而且在整个制导过程中，照射雷达波束始终要对准目标，使照射雷达本身易暴露，易受对方反辐射导弹的打击。

半主动式自寻的制导可以采用脉冲照射雷达，也可以采用连续波照射雷达。图 7－7 为与一般脉冲照射雷达连用的弹载半主动导引头的原理图。前部圆锥扫描天线接收目标反射回波并提取角误差信号，后部天线接收雷达直接照射信号，提供距离选通。

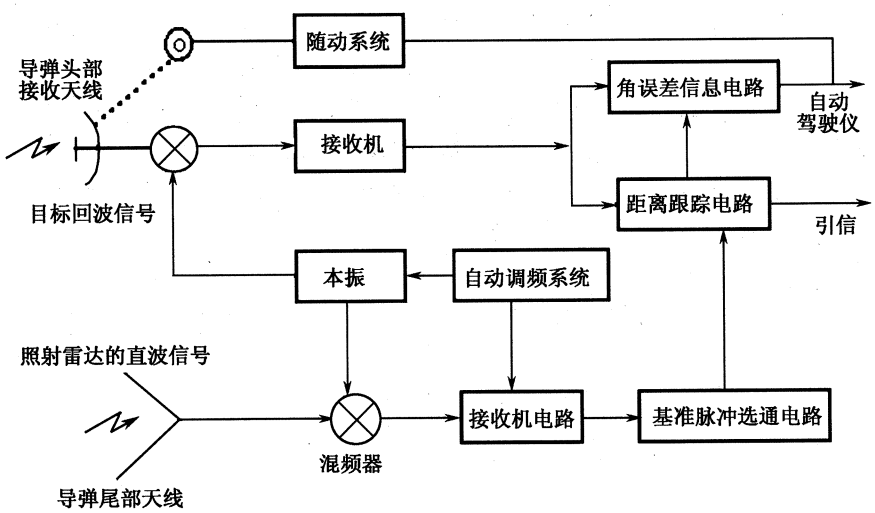


图 7－7　半主动雷达导引头

半主动雷达导引头整个结构较为简单、应用较广，但抗地物杂波和噪声干扰的能力较差，因而对低空目标缺乏打击能力。

3. 被动式雷达自寻的制导

被动式雷达自寻的制导系统中，弹上载有高灵敏度的宽频带接收机，利用目标雷达、通信设备和干扰机等辐射的微波波束能量及其寄生辐射电波作为信号源，捕获、跟踪目标，提取目

标角位置信号，使导弹命中目标。微波被动寻的制导导弹以微波辐射源、特别是雷达作为主要攻击对象，因而常称为反辐射导弹和反雷达导弹。

被动式雷达自寻的导弹由于本身不辐射雷达波、也不用照射雷达对目标进行照射，因而攻击隐蔽性很好，对敌方的雷达、通信设备及其载体有很大的威胁和压制能力，是电子战中最有效的武器之一，有很强的生命力。

被动式雷达自寻的导弹制导精度取决于工作波长和天线尺寸，由于弹体直径有限，天线不能做得太大，因而这种导弹在攻击较高频段的雷达目标时有较高的精确度，在攻击较低频段的雷达目标时精度较低。

7.2.2 毫米波雷达自寻的制导

毫米波制导是目前正在发展的一种比较有前途的制导技术，多用于精确制导武器。

毫米波通常是指波长为 1 ~ 10 mm 的电磁波，其对应的频率为 30 ~ 300 GHz，毫米波的波长和频率介于微波与红外波段之间，兼有这两个波段固有的特性，是高性能制导系统比较理想的选择波段。

1. 毫米波制导系统的特点

(1) 穿透大气的损失较小

红外、激光、可见光在大气中的衰减比较大，在光电波段的某些区域内，通过大气的衰减量可达到每千米 40 ~ 100 dB，也就是说通过 1 千米后信号强度只剩下百分之一到十分之一。如果能见度在两千米以下，红外、电视等光电制导武器的制导性能就急剧下降，而在雨、雾等气候条件下，这些武器难以发挥其正常的效能。但毫米波段有四个窗口频段在大气中传播衰减较小，它们的中心频率为 35、94、140、220 GHz，在这四个窗口内，毫米波透过大气的损失比较小，而且毫米波穿透战场烟尘的能力也比较强。相对于光电制导来说，毫米波制导系统克服了全天候作战能力较差的弱点，且具有较高的制导精度和抗干扰能力。但是毫米波在大气中尤其在降雨时其传播衰减比微波大，因而作用距离还是有限，不像微波那样有全天候作战能力，只具备有限的全天候作战能力。

(2) 制导设备体积小、质量轻

微波、毫米波的元器件的大小基本上与波长成一定比例，所以毫米波元器件的尺寸比微波的小。

(3) 测量精度高、分辨能力强

雷达分辨目标的能力取决于天线波束宽度，波束越窄，则分辨率越高，天线波束宽度(波束主瓣半功率点波宽)

$$\theta = K\frac{\lambda}{D}$$

其中 K 为与天线照射函数有关的常数，一般为 0.8 ~ 1.3；λ 为波长；D 为天线直径。

例如直径为 12 cm 的天线，对于 10 GHz 的微波波束宽度约为 18°，而对于 94 GHz 的毫米波其宽度约为 1.8°，所以，当天线尺寸一定时，毫米波导引头的波束宽度比微波的要窄得多。因此，毫米波导引头能提供很高的测角精度和角分辨率，当然，毫米波的分辨能力比不上光电制导的分辨能力，但在实际运用中它足以分辨出坦克、装甲车等目标。

(4) 抗干扰能力强

毫米波相应于 35 GHz、94 GHz、140 GHz、220 GHz 的四个大气窗口的频带分别为 16 GHz、23 GHz、26 GHz、70 GHz，这说明它的每一个窗口所占频带很宽，这样选择工作频率的范围较大，有利于避开干扰。由于毫米波工作频率高，绝对通频带宽，故可以用窄脉冲探测，使距离分辨力提高，脉冲宽度可达数十毫微秒，雷达的距离分辨力可达 1～2 cm。

(5) 鉴别金属目标能力强

被动式毫米波导引头是依靠目标和背景辐射的毫米波能量的差别来鉴别目标。物体辐射毫米波能量的能力取决于本身的温度和物体在毫米波段的辐射率，它可以用亮度温度 T_B 来表示：

$$T_B = xT$$

其中 T 为物体本身的热力学温度，x 是物体的辐射率。由公式可见，即使处于同一温度的不同物体也会因不同辐射率而有不同的辐射能量，当然物体本身的温度直接影响着辐射能量，处于热平衡状态的物体其辐射率为

$$x = \alpha = 1 - \rho$$

其中 α 代表物体的吸收率，ρ 代表物体的反射率。

导电率大的物质如金属、水、人体等对毫米波的反射率大，因而辐射率小；导电率小的物质如土壤、沥青等对毫米波的反射率小，因而辐射率大。根据不同物质的不同辐射率就可对物质做出鉴别。钢在 3 mm 波段的辐射率为零，与其他物质在该波段下的辐射率有明显的差异；而在 10 μm 和 4 μm 的红外波段上，钢和其他物质的辐射率差别不大。因此，从利用辐射率的不同来鉴别金属目标和其他物质的能力上来看，毫米波比红外要好，从毫米波辐射计可以明显地看出，如果是金属目标，其亮度温度显然比非金属目标的亮度温度低得多。即使在物质绝对温度相同的情况下，辐射计也可以明确地区分出金属目标和非金属目标。

毫米波制导的主要缺点是，探测目标的距离短，即使在晴朗的天气，导引头所能达到的探测距离也很有限。

2. 毫米波寻的制导

毫米波制导有五种方式：指令制导，波束制导，主动式寻的制导，被动式寻的制导和半主动式寻的制导。

由于雷达波的发散性，指令制导和波束制导在目标距离较远时，制导精确度下降，这时，最好选用较高的毫米波频段，如 94 GHz、140 GHz、220 GHz。指令制导、波束制导和半主动寻的制导系统在导弹飞行过程中都必须有雷达对其连续跟踪和照射，因而生存能力较差。

应用领域最广、最灵活的毫米波制导方式是主动式和被动式两种，这两种方式不仅可以用于近程导弹的制导系统，也可以用于各种远程导弹的末制导系统。如果采用复合制导方式，把主动式寻的制导与被动式寻的制导结合运用，可以达到更好的效果。即用主动寻的模式解决远距离目标捕获问题，避免被动寻的在远距离时易被干扰的弱点，在接近目标时转换为被动寻的模式，以避免目标对主动寻的雷达波束能量反射呈现有多个散射中心引起的目标闪烁不定问题，从而可以保证系统有较高的制导精度。

以主动式毫米波寻的制导为例。

主动式毫米波导引头实际上是一部毫米波雷达。毫米波导引头一般由天线罩、装在万向支架上的天线、发射机、接收机及信号处理电路等部分组成。系统工作原理与微波雷达导引头系统类似。雷达发射机发射毫米波段的无线电波，接收目标反射的回波，从而测出目标的方

位，并据此进行跟踪和导引。

主动式毫米波导引头因采用的结构不同可以分为两种：一种是常规的方位角与高低角跟踪系统，它需要比较复杂的陀螺稳定系统，另一种是采用跟踪陀螺仪的毫米波导引头。从雷达天线工作特性上看有圆锥扫描式跟踪雷达、单脉冲雷达和相控阵雷达。

典型的主动式毫米波雷达制导系统工作原理如图 7－8 所示。

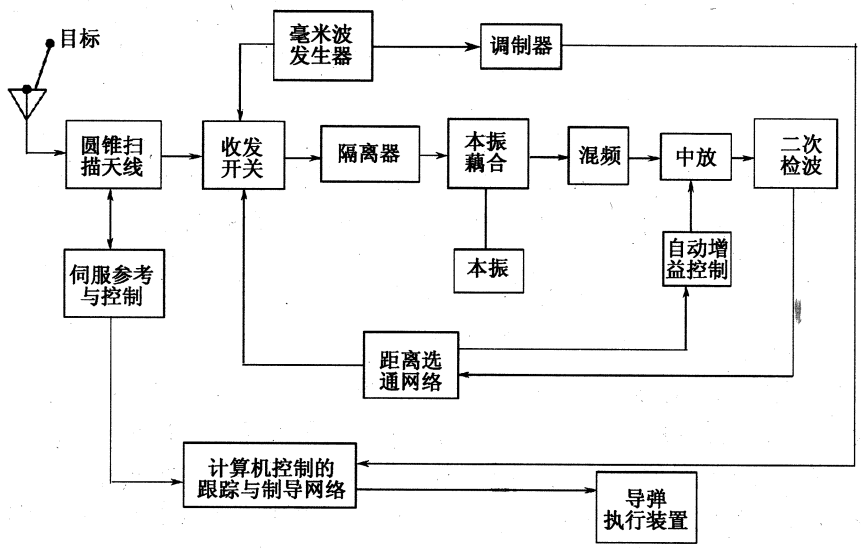


图 7－8　主动式毫米波雷达制导系统

主动式毫米波导引头探测距离与天线尺寸、发射功率、频率等因素有关，目前这种导引头探测距离较短，但随着毫米波振荡器功率的提高，噪声抑制以及其他方面技术水平的提高，探测距离是可以增大的，与被动式毫米波导引头相比，主动式毫米波导引头的优点是在相同的波长、相同的天线尺寸下，分辨率高，作用距离远。

7.3　激光自寻的制导系统

激光自寻的制导是由弹外或弹上的激光束照射到目标上，弹上的激光导引头利用目标漫反射的激光，实现对目标的跟踪，同时将偏差信号送给弹上控制系统，操纵导弹飞向目标。

目前半主动激光寻的制导导弹已经装备了部队，主动式激光寻的制导系统还在发展中。半主动激光制导系统用弹外的激光器照射目标，弹上激光接收机接收从目标反射的激光波束的能量作为制导信息。

激光有方向性强，单色性好，强度高的特点，所以激光器发射的激光束发散角小，几乎是单频率的光波，而且在发射的光束截面上集中了大量的能量，因而激光寻的制导系统具有制导精度高，目标分辨率高，抗干扰能力强，可以与其他寻的系统兼容，结构简单，成本较低的特点。但激光制导系统的正常工作容易受云、雾和烟尘的影响。

半主动激光制导系统由弹上设备（激光导引头和控制系统）和制导站的激光指示器组成，激光指示器主要由激光发射器和光学瞄准器等组成。只要瞄准器的十字线对准目标，激光发

射器发射的激光束就能照射到目标上，因为激光的发散角较小，所以能准确地照射目标，激光照射在目标上形成光斑，其大小由照射距离和激光束发散角决定。激光和普通光一样，是按几何学原理反射的，导引头接收到目标反射的激光后，经光学系统会聚在探测器上，激光束在光学系统中要经过滤光片，滤光片只能透过激光器发射的特定波长的激光，滤光片可以在一定程度上排除其他光源的干扰，探测器将接收到的激光信号转换成电信号输出。

为了提高抗干扰能力和在导引头视场内出现多个目标时也能准确地攻击指定的目标，激光器射出的是经过编码的激光束，导引头中有与之相对应的解码电路，在有多个目标的情况下，按照各自的编码，导弹只攻击与其对应的指示器指示的目标。为了夜间工作的需要，激光指示器还可配置前视红外系统。

下面以美国的“地狱之火”导弹为例介绍激光半主动制导系统。

导弹由直升机运载，是机载发射的。照射目标的激光指示器可用地面激光器，也可以配用机载激光指示器，载机发射导弹后可以随意机动（发射后不管），但激光指示器必须一直照射目标。

导引头主要由光学系统、探测器、陀螺平台和电子设备（微处理机）组成。导引头结构如图7－9所示。光学系统主要元件均采用全塑材料聚碳酸酯。

目标反射的激光束经球形外罩5后，由主反射镜4反射，经滤光片8聚焦在激光探测器上。为减小入射能量的损失，增大反射系数，主反射镜表面镀有反射层。

陀螺平台中的陀螺转子是一块永久磁铁3，其上附有机械锁定器10和主反射镜4，这些部件随陀螺转子一起旋转，增大了转子的转动惯量，激光探测器7装在内环上，不随转子转动。

机械锁定器用于在陀螺不工作时保证陀螺转子轴与导弹纵轴重合。

陀螺框架角限制在±30°，设有一个软式止动器和一个碰合开关，用以限制万向支架的活动范围，软式止动器装于陀螺仪的非旋转件上，当陀螺框架角超过某一角度值后，碰合开关闭合，给出信号，使光轴转向导弹纵轴，减小陀螺框架角，避免碰撞损坏。导引头壳体上装有旋转线圈、基准信号线圈、进动线圈、电锁线圈等，其用途与红外导引头相类似。

导引头中设有解码电路，以便与激光目标指示器的激光编码相协调，逻辑电路控制导引头的工作方式。

激光导引头的探测器可以是旋转扫描式的（带调制盘），但更广泛的是采用四象限探测器阵列。这一点与红外自寻的不同，红外自寻的系统多采用调制盘。探测元件常用的是硅光电二极管和雪崩式光电二极管，四个探测器处于直角坐标系四个象限中，以光学系统的轴为对称轴，每个二极管代表空间的一个象限。如图7－10所示。典型的情况是：探测器阵列的直径

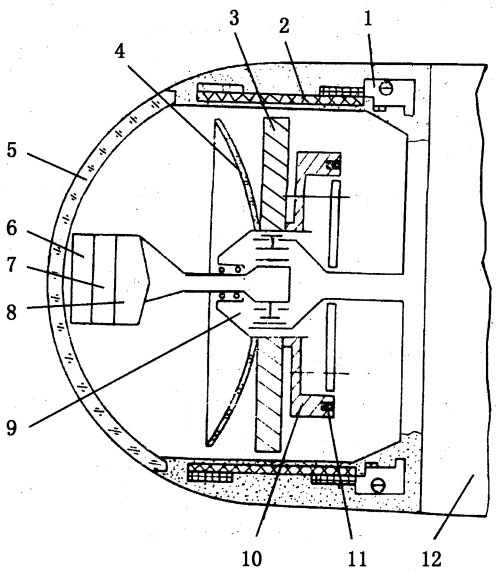


图7－9　激光半主动导引头

1—碰合开关；2—线包；3—磁铁；4—主反射镜；5—外罩；6—前放；7—激光探测器；8—滤光片；9—万向支架；10—锁定器；11—章动阻尼器；12—电子舱

约 1 cm 左右，二极管之间的距离为 0.13 mm。为了避免可能发生聚焦的激光能量过大而击穿探测器，探测器的位置稍微离开焦平面一点距离。如果导引头接收到从目标反射的激光能量，由光学系统会聚到四象限探测器上，形成一个近似圆形的激光光斑，一般情况下，四只相互独立的光电二极管每只都能接收到一定的光能量，并输出一定的光电流，电流的大小与每个二极管上的入射激光功率成比例，也就是与相应象限被光斑覆盖区域的面积成比例。

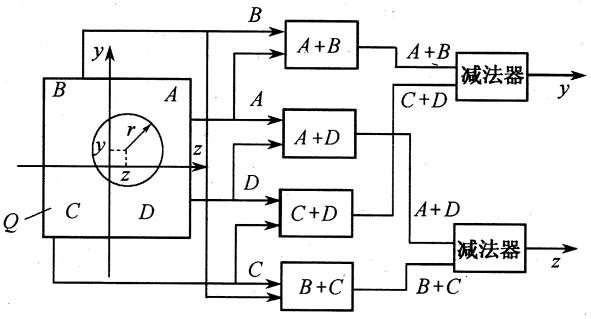


图 7－10　四象限探测元件

从图 7－10 中可看出探测器的信号处理过程，四个探测元件的输出分别经过前置放大器放大（这里四个二极管通道的放大器增益必须匹配，否则，即使光斑在四象限中心，也会有错误的信号输出），由于光斑很小，可用近似的线性关系求得目标的方位坐标 Y、Z，经过综合、比较及除法运算，得出俯仰和偏航两个通道的误差信号：

$$y = \frac{(I_A + I_B) - (I_C + I_D)}{I_A + I_B + I_C + I_D}$$
$$z = \frac{(I_A + I_D) - (I_B + I_C)}{I_A + I_B + I_C + I_D} \tag{7-1}$$

其中 I_A、I_B、I_C、I_D 分别为四个二极管输出电流的峰值，这四个电流即表示四个象限管接收到的激光功率。

若目标像点的中心与导引头的光学系统的光轴重合，那么光斑就在四个象限的中心，这时四个二极管线路的电流相等，误差信号为零；如果目标偏离导引头光学系统光轴，则光斑就偏离四象限的中心，就会出现误差信号。经过信号处理，误差信号送入控制系统的俯仰和偏航两个通道，分别控制舵机偏转。在信息处理过程中用了除法运算，目的是使输出信号的大小不受所接收激光脉冲能量变化的影响（远离目标时能量小，接近目标时能量大）。

从式(7－1)可以看出偏差信号与四象限管接收到的激光功率成比例，那么，激光寻的制导系统的偏差信号随着导弹与目标距离的减小而急剧增大，为使系统有较大的动态范围，改善探测性能，与红外导引头一样，也可以采用自动增益控制技术，在电路中加入对数放大器可以使系统具有更大的动态范围。

激光制导系统的关键部件是激光器和接收激光能量的激光探测器。目前，装备的激光制导系统基本上都采用掺钕的钇铝石榴石激光器，工作于 1.06 μm 近红外波段，具有脉冲重复频率高（可以使导引头获得足够的数据），功率适中的特点，但其正常工作受气象和烟尘的影响。今后趋向于使用工作于 10.6 μm 远红外波段的二氧化碳激光器，以改善全天候作战能力和抗烟雾干扰的能力。

7.4　电视自寻的制导系统

电视自寻的制导是光电制导的一种。它和红外点源制导一样在二次世界大战中已经应

用，目前多用于空对地、地对地、地对空导弹的末制导中。

电视自寻的制导的优点在于：工作可靠、分辨率高（和红外成像自寻的制导相比）、可直接成像、不易受无线电干扰；其缺点是受气象条件影响较大。

电视自寻的制导系统根据其跟踪方式的不同有多种。按摄像敏感器的性能可分为可见光电视自寻的制导、红外光电视自寻的制导和微光电视自寻的制导。按在视场中提取目标位置的信息不同可分为点跟踪（即边缘跟踪、形心跟踪系统）和面相关跟踪电视自寻的制导。

电视导引头的基本原理：

电视自寻的制导是以导弹头部的电视摄像机拍摄目标和周围环境的图像，从有一定反差的背景中选出目标并借助跟踪波门对目标实行跟踪，当目标偏离波门中心时，产生偏差信号，形成引导指令，控制导弹飞向目标。波门就是在摄像机所接收的整个景物图像中围绕目标所划定的范围，如图 7－11 所示。划定波门的目的是排除波门以外的背景信息，对这些信息不再做进一步的处理，起到选通的作用。这样，波门内的视频信号，目标和背景之比加大了，避免了虚假信号源对目标跟踪的干扰。

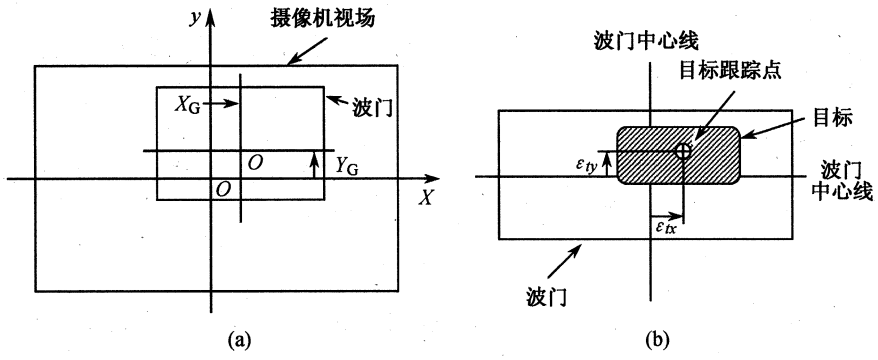


图 7－11　波门的几何示意图

电视导引头一般由电视摄像机、光电转换器、误差信号处理电路、伺服机构等组成，简化框图如图 7－12 所示。摄像机把被跟踪的目标光学图像投射到摄像靶面上，并用光电敏感元件把投影在靶面上的目标图像转换为视频信号。误差信号处理器从视频信号中提取目标位置信息，并输出驱动伺服机构的信号，以使摄像机光轴对准目标。制导站上有显示器，以使操作者在发射导弹前对目标进行搜索、截获，在发射导弹后观察跟踪目标的情况。

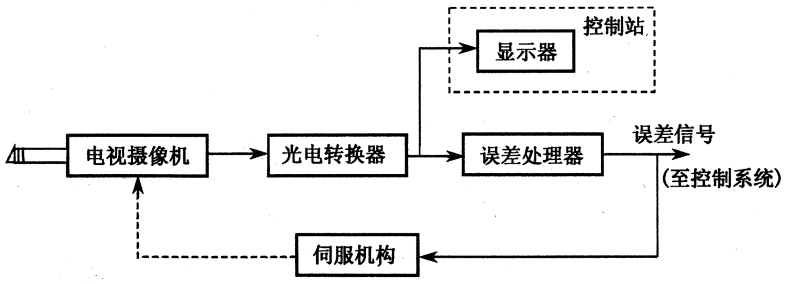


图 7－12　电视寻的系统简化框图

7.5 自寻的制导回路

自寻的制导系统在导弹中的作用，就是自动截获和跟踪目标，并控制导弹产生机动，最终以一定的精度击毁目标。寻的制导系统主要由以下几部分组成：

(1)导引头，它的作用是根据目标辐射的能量自动跟踪目标，并给导弹弹上控制系统提供控制指令，给导弹引信和发射架提供必要的信息。

(2)稳定回路，由自动驾驶仪和导弹弹体空气动力学环节组成，用来稳定或阻尼导弹绕弹体坐标系三个轴的角运动，并根据控制信号产生适当的法向机动力，保证导弹在任何飞行条件下，按选定的导引规律接近目标。

(3)运动学环节，建立数学模型时，它是一组运动方程，用来描述导弹和目标间的相对运动关系。根据这组方程将导弹和目标运动的有关信息反馈到导引头输入端，从而形成闭合的比例导引寻的制导系统。

1. 寻的制导回路

图 7-13 是我们前面所介绍的红外非成像寻的制导系统的制导回路方框图。

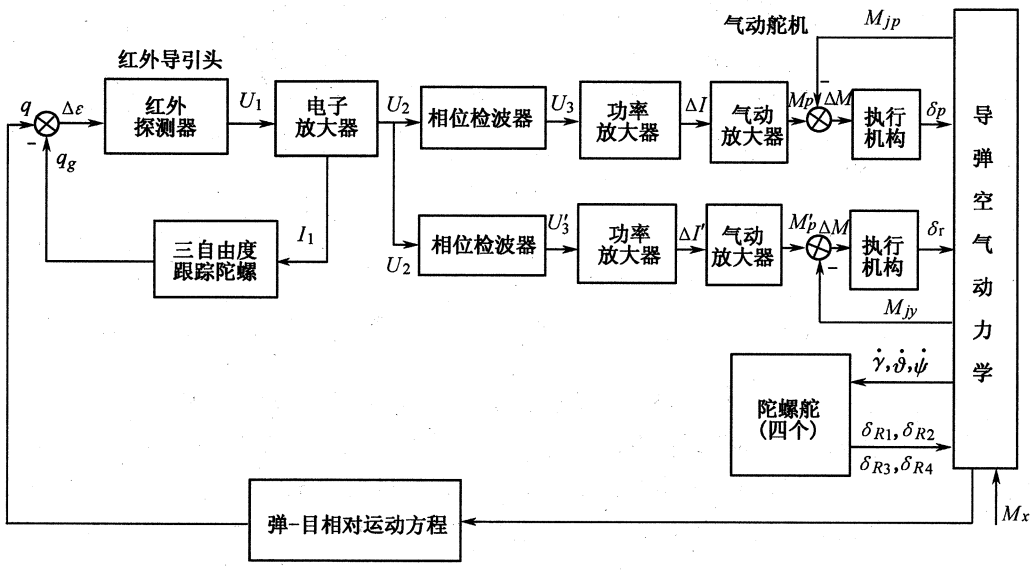


图 7-13 红外寻的导弹制导系统结构框图

图中 I_1 表示导引头电子放大器输入到陀螺进动线圈中的电流；U_2 表示导引头的输出电压；U_3 表示俯仰通道和偏航通道相位检波器的输出电压；ΔI，$\Delta I'$ 分别表示俯仰通道和偏航通道功率放大器的输出电流；M_P，M'_P 分别表示俯仰通道和偏航通道舵机输出的力矩；δ_P，δ_γ 分别表示俯仰通道和偏航通道舵机的舵偏角；δ_{R1}，δ_{R2}，δ_{R3}，δ_{R4} 分别表示四个陀螺舵的舵偏角；M_x 表示作用到导弹上的滚动力矩；$\dot{\gamma}$，$\dot{\vartheta}$，$\dot{\psi}$ 分别表示导弹滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度。

图 7-13 中，导引头接收来自目标的红外热辐射，并根据目标偏离红外光学系统轴的角误

差信号，控制导引头跟踪目标，由随动陀螺反馈形成一个角跟踪回路，因而达到准确跟踪目标的目的，同时，利用陀螺进动原理，其进动角速度正比于陀螺外加力矩。

此制导回路具有以下特点：

(1) 由于导引头跟踪回路的作用，能够使导引头输出正比于目标视线角速度的信号，从而实现比例导引规律，同时导引头又起到隔离导弹角运动的作用。

(2) 没有采用一般的线加速度传感器和阻尼陀螺形式的稳定回路，而是采用力矩平衡式舵机和舵面气动铰链力矩反馈，组成一个简单的稳定回路，以起到补偿稳定回路静态增益(导弹法向过载与舵机力矩之比)不随导弹飞行高度和速度的变化而变化，同时起到阻尼弹体振荡的作用。

(3) 在导弹尾部四个后翼翼展的尾端各装有一个风轮式二自由度陀螺，即“陀螺舵”，其进动轴与导弹横轴成 45°角，因而它能敏感导弹三个轴的角速度，并产生相应的进动力矩，进动力矩与气动铰链力矩相平衡，以阻尼导弹绕其三个轴的角振荡。

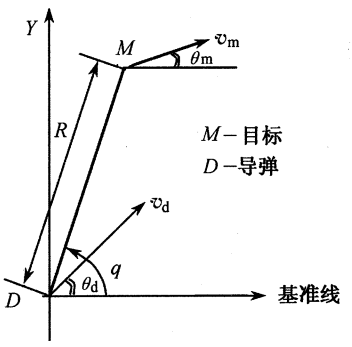


图 7－14　导弹和目标的运动学关系图

2. 运动学环节

导弹和目标的相对运动学关系如图 7－14 所示。

直角坐标形式表示运动学环节方程为

$$\dot{R}_y = v_m\sin\theta_m - v_d\sin\theta_d$$

$$\dot{R}_x = v_m\cos\theta_m - v_d\cos\theta_d$$

$$R = (R_x^2 + R_y^2)^{1/2}$$

$$\dot{R} = (\dot{R}_xR_x + \dot{R}_yR_y)/R$$

$$\dot{q} = 57.3(R_x\dot{R}_y - R_y\dot{R}_x)/R^2$$

极坐标形式表示的运动的微分方程为

$$R\dot{q} = v_d\sin(q - \theta_d) - v_m\sin(q - \theta_m)$$

$$\dot{R} = v_m\cos(q - \theta_m) - v_d\cos(q - \theta_d)$$

式中　R 为导弹与目标间的相对距离；

$\dot{R}$为导弹与目标间的相对速度；

q 为导弹与目标连线与基准线的夹角，即视线角；

$\dot{q}$为视线角速度；

v_d 为导弹速度；

v_m 为目标速度；

θ_m 为目标速度矢量与基准线的夹角；

θ_d 为导弹速度矢量与基准线的夹角。

思考题

1. 红外非成像自寻的制导与红外成像自寻的制导各有何特点？
2. 自寻的制导回路与遥控制导回路有何相同与不同？
3. 微波雷达寻的制导与毫米波雷达寻的制导各有何特点？

第 8 章　旋转导弹的控制原理

由第 1 章所述，导弹在空间的姿态运动有俯仰、偏航和滚转运动三个自由度，导弹的控制方式可据此分为三类，即单通道控制、双通道控制和三通道控制。对于一般气动外形为轴对称的战术导弹可采用双通道控制，用两套控制系统控制导弹在空间的运动，同时设有滚转稳定回路。对于大中型导弹来说，弹体内部空间充分，包含有俯仰控制系统、偏航控制系统和滚转控制或稳定系统是允许的。然而，对于某些小型、近程导弹而言，弹内空间有限，如果能够在控制系统上省去一套或两套控制系统是非常有利的。

为了能用一套控制系统来控制导弹的空间运动，导弹必须以较大的角速度绕弹体纵轴旋转，如果导弹不绕弹体纵轴旋转，则一套控制系统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，单通道控制的一个显著特点就是导弹必须以较大的角速度绕弹体纵轴旋转。单通道控制也是旋转导弹控制的一大特色。

强制性的使导弹绕弹体纵轴旋转，虽然会给导弹控制带来麻烦，但其优点是主要的。优点是：第一，弹上控制设备减少，可以采用一套控制系统，控制设备比较简单；第二，减小由于导弹不对称引起的干扰，如推力偏心和气动力偏心等的影响；另外，导弹获得一定的初始旋转角速度，也可以减小初始偏差，提高射击精度。不利因素是由于自旋，马格努斯效应的存在，使得导弹俯仰和偏航通道之间的运动状态相互交连。

8.1　旋转导弹的运动方程

在建立导弹运动方程时，必须建立一系列的坐标系，在第 3 章已经建立了非旋转弹建模所用的坐标系，包括地面坐标系，弹体坐标系，速度坐标系和弹道坐标系。这四个坐标系是建立导弹运动学、动力学方程组的最基本的坐标系。对于不同的导弹，可以由此派生出一些其他的坐标系。对于旋转导弹运动学、动力学方程的建立，仅有以上四个坐标系是不够的，根据旋转导弹的特点，还应该补充两个坐标系，即准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 和准速度坐标系 $Ox_5y_5z_5$。

8.1.1　补充两个坐标系

准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$：坐标系的坐标原点设在导弹的质心上，Ox_4 轴与弹体纵轴重合，指向前方为正；Oy_4 轴位于包含弹体纵轴在内的铅垂平面内，且垂直于 Ox_4 轴，指向上为正；Oz_4 轴垂直于 x_4Oy_4 平面，其方向按右手法则确定。

准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 与弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 是有区别的，准弹体坐标系在导弹做滚转运动时，不随导弹的转动而转动，而弹体坐标系则固连在弹体上，随着导弹的旋转而一起做旋转运动。

准速度坐标系 $Ox_5y_5z_5$：坐标系的坐标原点设在导弹的质心上，Ox_5 轴与导弹速度矢量 $\boldsymbol{v}$ 一致，指向导弹飞行方向为正；Oy_5 轴位于包含弹体纵轴在内的铅垂平面内，且垂直于速度矢量，指向上为正；Oz_5 轴垂直于 x_5Oy_5 平面，其方向按右手坐标法则确定。

有了准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 和准速度坐标系 $Ox_5y_5z_5$，可以消除旋转导弹运动学方程中的某些参数随弹体旋转而引起的周期性交变。例如，γ 角、α 角、β 角等的交变。

为建立旋转导弹的运动方程，在建立了准弹体坐标系和准速度坐标系的基础上，还需要搞清与第 3 章讲述的其他坐标系之间的关系，即找出它们之间的坐标变换矩阵。

图 8－1 与图 8－2 分别为地面坐标系与准弹体坐标系及准弹体坐标系与准速度坐标系之间的相对关系图。

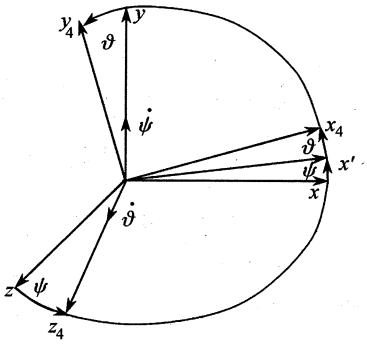


图 8－1　地面坐标系与准弹体坐标系之间的相对关系

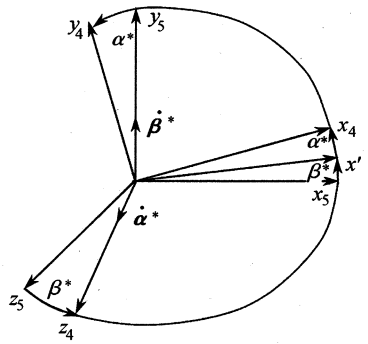


图 8－2　准弹体坐标系与准速度坐标系之间的相对关系

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

1. 准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 与地面坐标系 $Oxyz$ 之间的关系

准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 与地面坐标系 $Oxyz$ 之间的关系可以用两个角度：俯仰角 ϑ 和偏航角 ψ 来表示。它们之间的坐标变换矩阵可以写为

$$L(\vartheta,\psi)=L(\vartheta)L(\psi)=\begin{bmatrix}\cos\vartheta\cos\psi & \sin\vartheta & -\cos\vartheta\sin\psi\\ -\sin\vartheta\cos\psi & \cos\vartheta & \sin\vartheta\sin\psi\\ \sin\psi & 0 & \cos\psi\end{bmatrix} \tag{8-1}$$

2. 准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 与准速度坐标系 $Ox_5y_5z_5$ 之间的关系

准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 与准速度坐标系 $Ox_5y_5z_5$ 之间的关系，我们可以用 α^* 角和 β^* 角来表示。

攻角 α^*：导弹弹体质心运动的速度矢量 $\boldsymbol{v}$ 在 x_4Oy_4 铅垂平面上的投影与 Ox_4 轴的夹角。产生正升力的攻角 α^* 为正。

侧滑角 β^*：导弹弹体质心运动的速度矢量 $\boldsymbol{v}$ 与 x_4Oy_4 铅垂平面之间的夹角。产生负侧向力的侧滑角 β^* 为正。

这两个坐标系之间的坐标变换矩阵为

$$L(\alpha^*,\beta^*)=L(\alpha^*)L(\beta^*)=\begin{bmatrix}\cos\alpha^*\cos\beta^* & \sin\alpha^* & -\cos\alpha^*\sin\beta^*\\ -\sin\alpha^*\cos\beta^* & \cos\alpha^* & \sin\alpha^*\sin\beta^*\\ \sin\beta^* & 0 & \cos\beta^*\end{bmatrix} \tag{8-2}$$

3. 弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$ 与准速度坐标系 $Ox_5y_5z_5$ 之间的关系

弹道坐标系 Ox_2 和准速度坐标系 Ox_5 都是与导弹速度矢量 $\boldsymbol{v}$ 相一致。因此，可以绕 Ox_2

(或 Ox_5)轴旋转一个角度 γ_v^*,其方向是:面对着 Ox_2 轴方向看去,逆时针转出的 γ_v^* 角为正,反之,γ_v^* 角为负。

弹道坐标系与准速度坐标系之间的坐标变换矩阵 $L(\gamma_v^*)$

$$L(\gamma_v^*) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma_v^* & \sin\gamma_v^* \\ 0 & -\sin\gamma_v^* & \cos\gamma_v^* \end{bmatrix} \tag{8-3}$$

应当说明,当导弹在空间运动,不出现滚转角,即 $\gamma = 0$ 时,准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 和弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 相重合,准速度坐标系 $Ox_5y_5z_5$ 和速度坐标系 $Ox_3y_3z_3$ 相重合。由于我们这一章研究的是旋转导弹,因此,我们在分析某些运动参数时,用 α^*、β^*、γ^* 来表示导弹的攻角,侧滑角和滚转角(或倾斜角),而不用 α、β、γ 来表示。

8.1.3 旋转导弹运动学、动力学方程组

1. 旋转导弹质心运动的动力学方程

$$m\frac{dv}{dt} = P\cos\alpha^*\cos\beta^* - X - G\sin\theta + F_Z\sin\beta^* - F_Y\sin\alpha^*\sin\beta^*$$

$$vm\frac{d\theta}{dt} = P(\sin\alpha^*\cos\gamma_v^* + \cos\alpha^*\sin\beta^*\sin\gamma_v^*) + Y\cos\gamma_v^* - Z\sin\gamma_v^* - G\cos\theta + F_Y(\cos\alpha^*\cos\gamma_v^* - \sin\alpha^*\sin\beta^*\sin\gamma_v^*) - F_Z\sin\gamma_v^*\cos\beta^*$$

$$-mv\cos\theta\frac{d\psi_v}{dt} = P(\sin\alpha^*\sin\gamma_v^* - \cos\alpha^*\sin\beta^*\cos\gamma_v^*) + Y\sin\gamma_v^* + Z\cos\gamma_v^* + F_Y(\sin\alpha^*\sin\beta^*\cos\gamma_v^* + \cos\alpha^*\sin\gamma_v^*) + F_Z\cos\gamma_v^*\cos\beta^*$$

式中 F_Y,F_Z 为控制力。

旋转导弹质心运动学方程与非旋转弹类似。

2. 旋转导弹姿态运动的动力学方程

由于准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 相对地面坐标系的转动角速度为

$$\bar{\omega}' = \dot{\bar{\psi}} + \dot{\bar{\vartheta}}$$

而准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 与弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 之间仅差一个 γ 角。

因此,导弹的旋转角速度为

$$\bar{\omega} = \bar{\omega}' + \dot{\bar{\gamma}}$$

弹体的动量矩

$$\bar{H} = J\cdot\bar{\omega}$$

而准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 的旋转角速度为 $\bar{\omega}'$;故可以写出导弹绕质心旋转运动方程的矢量表达式

$$J\frac{d\bar{\omega}}{dt} + \bar{\omega}'\times(J\cdot\bar{\omega}) = \bar{M} + \bar{M}_3$$

将上式导弹绕质心运动的矢量形式展开成标量形式,经整理,得

$$\begin{cases} J_{x_4}\dfrac{\mathrm{d}\omega_x}{\mathrm{d}t} = M_{x_4} + M_{Cx_4} \\ J_{y_4}\dfrac{\mathrm{d}\omega_{y_4}}{\mathrm{d}t} + (J_{x_4} - J_{z_4})\omega_{x_4}\omega_{z_4} + J_{z_4}\dot{\gamma}\omega_{z_4} = M_{y_4} + M_{Cy_4} \\ J_{z_4}\dfrac{\mathrm{d}\omega_{z_4}}{\mathrm{d}t} + (J_{y_4} - J_{x_4})\omega_{y_4}\omega_{x_4} - J_{y_4}\dot{\gamma}\omega_{y_4} = M_{z_4} + M_{Cz_4} \end{cases}$$

上式中，$J_{x_4}, J_{y_4}, J_{z_4}$分别为导弹绕准弹体坐标系的转动惯量。对于轴对称的导弹而言

$$J_{y_4} = J_{z_4}$$

$\omega_{x_4}, \omega_{y_4}, \omega_{z_4}$分别为导弹绕准弹体坐标系各轴的转动角速度。

$M_{x_4}, M_{y_4}, M_{z_4}$分别为作用于弹体上的各种动力矩在准弹体坐标系上的投影。

$M_{Cx_4}, M_{Cy_4}, M_{Cz_4}$分别为控制力矩在坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 上的投影。

3. *旋转导弹的运动学方程*

由于导弹的旋转角速度 $\bar{\omega}$ 为

$$\bar{\omega} = \bar{\omega}' + \dot{\bar{\gamma}} = \dot{\bar{\psi}} + \dot{\bar{\vartheta}} + \dot{\bar{\gamma}}$$

利用准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 与地面坐标系 $Oxyz$ 之间的坐标变换矩阵式

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_4} \\ \omega_{y_4} \\ \omega_{z_4} \end{bmatrix} = L(\vartheta,\psi)\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

展开 $L(\vartheta,\psi)$式与列向量的关系

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_4} \\ \omega_{y_4} \\ \omega_{z_4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\psi}\cos\vartheta + \dot{\gamma} \\ \dot{\psi}\cos\vartheta \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\vartheta & 0 \\ 0 & \cos\vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix}$$

因此

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} = A^{-1}\begin{bmatrix} \omega_{x_4} \\ \omega_{y_4} \\ \omega_{z_4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{x_4} - \omega_{y_4}\tan\vartheta \\ \omega_{y_4}/\cos\vartheta \\ \omega_{z_4} \end{bmatrix}$$

即

$$\frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}t} = \omega_{x_4} - \omega_{y_4}\tan\vartheta$$

$$\frac{\mathrm{d}\psi}{\mathrm{d}t} = \frac{\omega_{y_4}}{\cos\vartheta}$$

$$\frac{\mathrm{d}\vartheta}{\mathrm{d}t} = \omega_{z_4}$$

有了以上导弹动力学、运动学方程组，我们对旋转导弹的特性就有了一个大体的了解，在此基础上就可以对不同控制方式的导弹进行控制系统的设计和分析。

对于旋转导弹的控制，按控制方案分，有极坐标控制和直角坐标控制。按控制系统通道

分，有单通道控制和双通道控制。按控制力产生的不同方式分，有推力矢量控制和空气动力控制。

8.2 旋转导弹制导的控制原理

小型、近程战术导弹，无论是空－空导弹，地－空导弹，还是反坦克导弹，弹内空间有限，在有限的空间里，人们总是希望尽量增大有效战斗载荷（即战斗部装药），而非战斗载荷，在保证命中精度的前提下，尽量减小体积和质量。用一套或两套控制系统，正确地实现对导弹的俯仰运动和偏航运动的控制，而导弹的滚转运动不加以控制，强制性的使其绕导弹的纵轴以一定的旋转速度旋转。这样，控制系统至少省去一套或者两套，弹上控制设备简化。

8.2.1 旋转导弹控制系统原理

我们以某地空导弹为例来分析采用单通道控制方式的旋转导弹控制系统原理。此地空导弹为小型肩射导弹，在其主发动机的喷管座上面有四个小喷管，小喷管的轴线相对弹体纵轴偏转一个小角度，四个小喷管同向偏转。主发动机的火药柱燃烧后，产生的燃气从四个小喷管喷出，产生轴向推力，使导弹离开发射筒，同时还产生切向力，使导弹绕其纵轴旋转。如果从弹尾向弹头看，导弹沿顺时针方向旋转。在主发动机的喷管座上固定着四片尾翼，每片尾翼都有一定的安装角，导弹在发射筒内时尾翼保持折叠状态，导弹出筒后尾翼展开。在导弹飞行过程中，靠迎面气流作用在具有一定安装角的尾翼上，产生使导弹绕纵轴旋转的力矩，保证导弹按一定的转速旋转。

此地空导弹采用自寻的制导体制，导引头采用活动跟踪式红外导引头，导引头输出与目标视线角速度成比例的信号。弹上控制系统利用一对舵面控制导弹的空间运动，舵机为第4章介绍的脉冲调宽式燃气舵机，舵机具有继电特性，当输入信号为正时，舵偏角为 δ_m，当输入信号为负时，舵偏角为 $-\delta_m$，没有中间状态。当输入信号改变符号时，舵面立即从一个极限位置转变到另一个极限位置，延迟时间非常短，只有几毫秒。

从弹尾向弹头方向看，导引头中陀螺转子以 f_T r/s 的速度逆时针方向旋转，弹体以 f_{x_1} r/s 的速度顺时针方向旋转。

当目标视线以 $\dot{q}$ 的角速度转动时，导引头输出信号为

$$u = K_1\dot{q}\sin(\omega_T t - \varphi)$$

式中 $\omega_T = 2\pi f_T$，φ 表示目标偏离导引头光轴的方位。

由于导弹以 f_{x_1} r/s 的转速旋转，必须把导引头输出的 f_T Hz 的信号转换成 f_{x_1} Hz 的信号，来控制舵面偏转，因此采用混频比相器，把导引头输出信号和两个基准信号线圈产生的（$f_T + f_{x_1}$）Hz 的基准信号相混合，经过混频比相得出 f_{x_1} Hz 的差频信号

$$u_k = K_2\dot{q}\sin(\omega_{x_1} t - \varphi)$$

式中 $\omega_{x_1} = 2\pi f_{x_1}$。

将控制信号 u_k 送给自动驾驶仪电路，经放大和整形后，驾驶仪电路输出方波电压，控制舵面偏转。

8.2.2 旋转导弹控制力的产生

由于此导弹制导系统只有一对舵面，导弹以 f_{x_1} r/s 的速度绕弹体纵轴旋转。现在我们来考查导弹在旋转的情况下，一对舵面所产生的控制力的情况。

如图 8－3(a)所示，O 为导弹质心，Ox_1 为弹体纵轴，直角坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 为弹体坐标系，舵轴与 Oz_1 平行，因为弹体坐标系与弹体是固连的，它同样以角速度 ω_{x_1} 绕导弹纵轴 Ox_1 旋转。直角坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 为准弹体坐标系，舵面偏转时的两个极限舵偏角如图 8－3(b)所示。由于此导弹是鸭式的，当舵偏角为 $+\delta_m$ 时，导弹控制力 Y 的方向是沿 Oy_1 方向，当舵偏角为 $-\delta_m$ 时，控制力 Y 的方向与 Oy_1 的方向相反。以 Oy_0 轴作为计算角度的起始轴，当 $\omega_{x_1}t=0$ 时，Oy_1 轴与 Oy_0 轴重合，Oy_1 轴跟着弹体旋转。下面讨论导弹控制力是怎样产生的。为了便于理解，讨论自动驾驶仪的输入信号 u_k 为不同形式信号的情况。

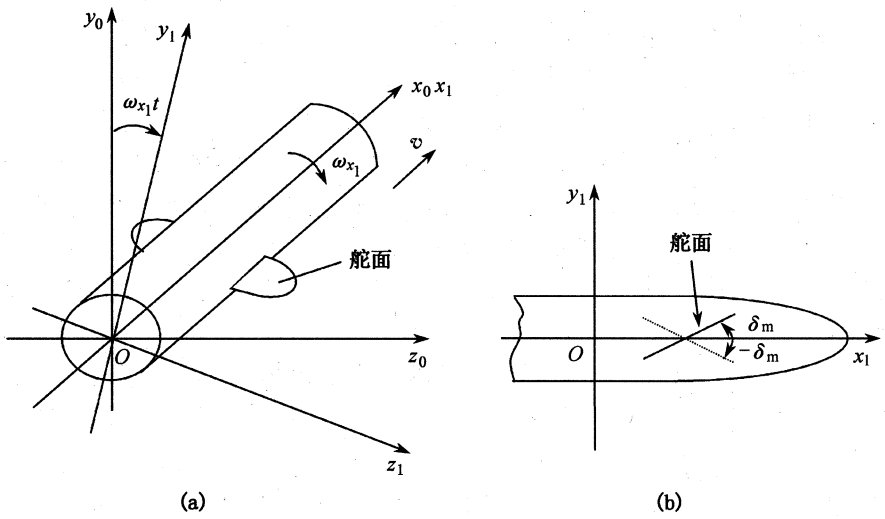


图 8－3　导弹坐标系

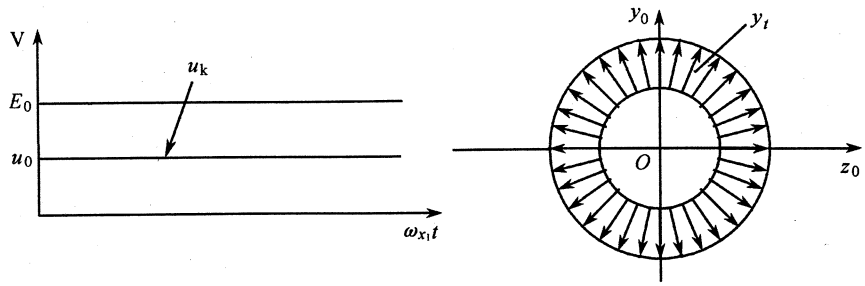
(a) 弹体坐标系；(b) 舵偏角表示图

(1) 控制信号 $u_k=u_0$

如图 8－4 所示，当 $u_k=u_0$ 为直流电压时，自动驾驶仪输出为正的直流电压，舵偏角为 $+\delta_m$ 保持不变，控制力的方向为 Oy_1 轴方向。由于舵偏角为 δ_m 且保持不变，因此导弹旋转一周，从图 8－4(b)中可以看出，控制力的平均合力等于零。因此控制电压为直流时，对导弹不起控制作用。为了控制导弹的运动，控制信号必须是交变的。

(2)控制信号 $u_k=K_2\dot{q}\sin(\omega_{x_1}t-\varphi)$

先讨论 $\varphi=0$，即 $u_k=K_2\dot{q}\sin\omega_{x_1}t$ 时，控制力的变化情况。u_k 和自动驾驶仪输出的方波电压如图 8－5(a)所示，从 0°～180°为正方波，舵偏角为 δ_m；从 180°～360°为负方波，舵偏角为 $-\delta_m$。导弹从 0°转到 180°，控制力的变化如图 8－5(b)右半面所示，在 180°时，舵偏角突然地从 $+\delta_m$ 转变到 $-\delta_m$，因此控制力也突然地改变方向。导弹弹体从 180°转到 360°，控制力的变化如图 8－5(b)左半平面所示。从 0°到 180°，平均合成控制力 Y_{av} 方向为 Oz_0 方向，从 180°到

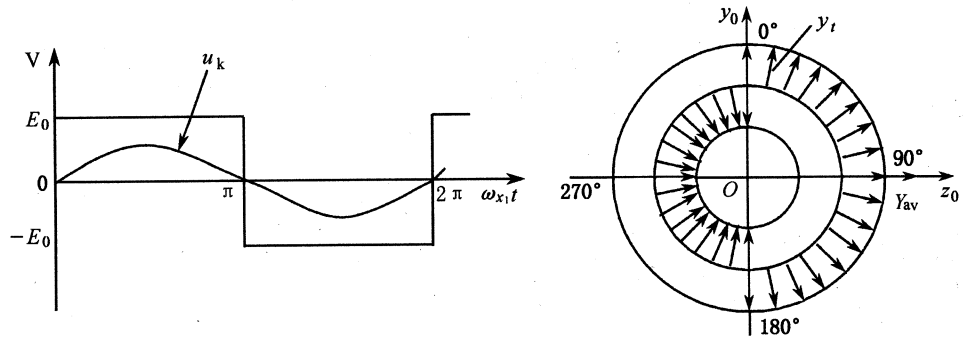


(a) (b)

图 8-4 控制信号 $u_k = u_0$ 时的控制力图

(a) 控制信号图；(b) 控制力图

360°平均合力方向也为 Oz_0 方向，因此导弹旋转一周的平均合力方向为 Oz_0 方向，即 90°方向。从图中可以看出平均合成控制力 Y_{av} 的数值与 u_k 的大小无关，因此平均合成控制力 Y_{av} 与控制信号不成线性关系。



(a) (b)

图 8-5 控制信号 $u_k = K_2\dot{q}\sin\omega_{x_1}t$ 时的控制力图

(a) 控制信号图；(b) 控制力图

下面讨论 $\varphi \neq 0$，即控制信号 $u_k = K_2\dot{q}\sin(\omega_{x_1}t - \varphi)$。$u_k$ 和自动驾驶仪输出的方波电压如图 8-6(a)所示。从 φ 到 $180° + \varphi$ 为正方波，舵偏角为 δ_m，从 $180° + \varphi$ 到 $360° + \varphi$（即 φ）为负方波，舵偏角为 $-\delta_m$，导弹旋转一周，控制力的变化如图 8-6(b)所示。一周平均合成控制力 Y_{av} 的方向为 $90° + \varphi$。从图 8-5 和图 8-6 可以看出，平均合成控制力的方向与控制信号的相位有关，但 Y_{av} 的大小不变，即与控制信号的幅值无关。如图 8-6(a)所示，当 u_k 变为 u'_k 时，Y_{av} 的大小不变，所以平均合成控制力 Y_{av} 与控制信号 u_k 不是线性关系，而是继电特性关系。

为了使 Y_{av} 与控制信号 u_k 成线性关系，在驾驶仪电路中引进线性化振荡信号。线性化振荡信号发生器输出信号为正弦信号，其频率为控制信号频率的 2 倍左右。线性化振荡信号与控制信号 u_k 没有任何联系，因此两个信号的频率和相位都是互不相关的。控制信号 u_k 与线性化振荡信号 u_s 一起输给自动驾驶仪电路，因此自动驾驶仪的输入信号为 $u_k + u_s$。由于 u_k

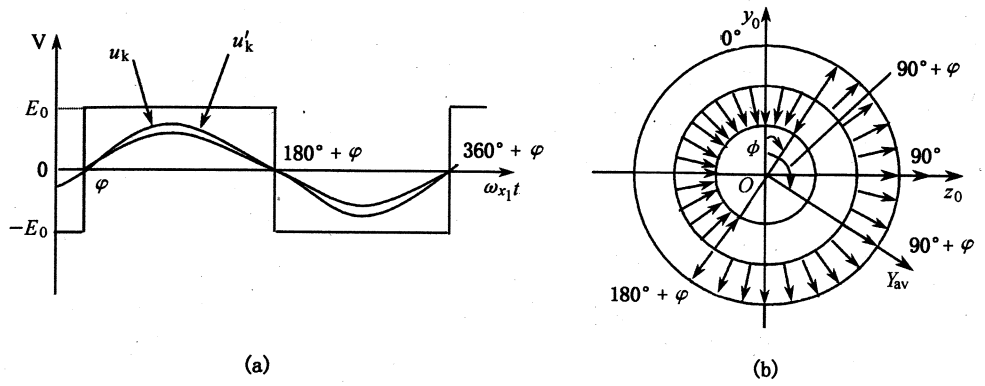


图 8-6　控制信号 $u_k = K_2 \dot{q} \sin(\omega_{x_1} t - \varphi)$时的控制力图

(a) 控制信号图；(b) 控制力图

和 u_s 频率和相位变化都是互不相关的，因此合成信号 $u_k + u_s$ 非常复杂，很难用解析的方法来分析平均合成控制力 Y_{av} 与控制信号 u_k 的关系，只能依靠计算机的计算。下面我们对几个特殊情况进行分析，从分析中可得到 Y_{av} 与 u_k 的大致关系。

为了分析方便起见，假定线性化振荡信号的频率为控制信号频率的 2 倍，即为 $2f_{x_1}$。如果两信号的初始相位相同，则可写成

$$u_k = u_{km} \dot{q} \sin \omega_{x_1} t$$

$$u_s = u_{sm} \sin 2\omega_{x_1} t$$

u_k 和 u_s 及自动驾驶仪电路输出的方波电压如图 8-7 所示。

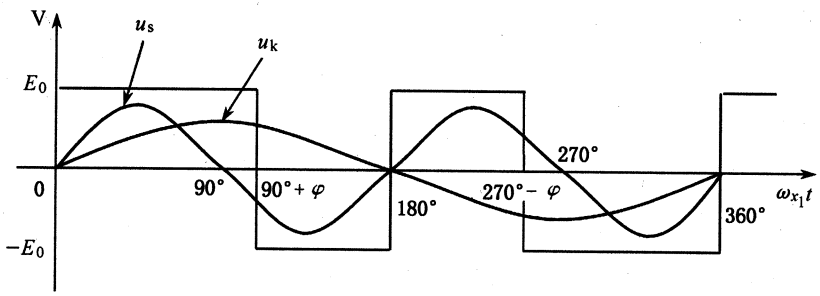


图 8-7　具有线性化振荡信号的驾驶仪输出方波电压图

当 $u_k + u_s > 0$，自动驾驶仪输出正方波，舵偏角为 δ_m，当 $u_k + u_s < 0$，自动驾驶仪输出负方波，舵偏角为 $-\delta_m$。

如果控制信号 $u_k = 0$，则方波电压波形如图 8-8 所示。

从 0°～90°，$u_s > 0$，方波电压为正，舵偏角为 δ_m；

90°～180°，$u_s < 0$，方波电压为负，舵偏角为 $-\delta_m$；

180°～270°，$u_s > 0$，方波电压为正，舵偏角为 δ_m；

270°～360°，$u_s < 0$，方波电压为负，舵偏角为 $-\delta_m$。

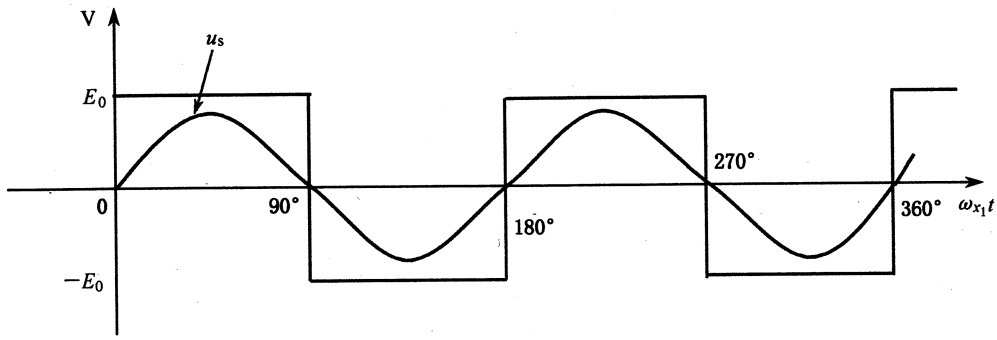


图 8-8　$u_k=0$ 时的驾驶仪输出方波电压图

导弹旋转一周，控制力的变化如图 8-9 所示。从图上可以看出，对控制力进行周期（此周期为弹体旋转周期）平均时，第一象限的力与第三象限的力大小相等方向相反，互相抵消，第二象限的力与第四象限的力也大小相等方向相反，互相抵消，因此导弹旋转一周，平均合力为零。所以控制信号 $u_k=0$ 时，平均合成控制力 $Y_{av}=0$。

当控制信号 u_k 不为零的情况，如图 8-7 所示，从图中可看出：

从 $0°\sim 90°+\varphi$，$u_k+u_s>0$，方波电压为正，舵偏角为 δ_m；

$90°+\varphi\sim 180°$，$u_k+u_s<0$，方波电压为负，舵偏角为 $-\delta_m$；

$180°\sim(270°-\varphi)$，$u_k+u_s>0$，方波电压为正，舵偏角为 δ_m；

$(270°-\varphi)\sim 360°$，$u_k+u_s<0$，方波电压为负，舵偏角为 $-\delta_m$。

导弹旋转一周，控制力的变化如图 8-10 所示。对控制力进行周期平均时，扇形区 DOC' 与 BOC 互相抵消，扇形区 AOB 与 $A'OD$ 相互抵消，扇形区 $C'OA$ 与 COA' 互相相加，平均合成控制力 Y_{av} 的方向沿 Oz_0 轴方向。周期平均控制力 Y_{av} 的大小与 φ 角有关，而 φ 角的大小与控制信号 u_k 的大小有关。u_k 大，则 φ 角大，Y_{av} 也大；u_k 小，则 φ 角小，Y_{av} 也小。下面来求平均控制力 Y_{av} 与控制信号 u_k 的关系。

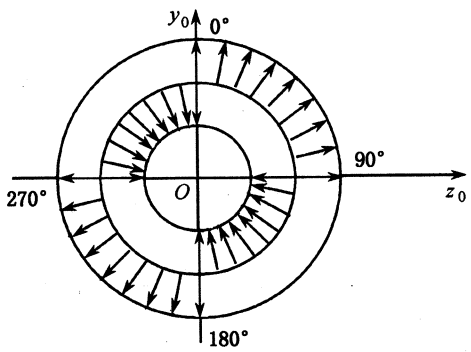


图 8-9　当 $u_k=0$ 时的控制力图

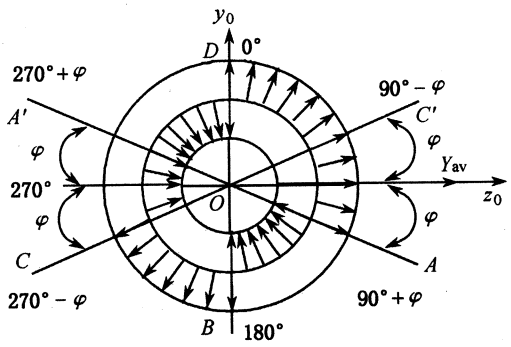


图 8-10　当 $u_k\neq 0$ 时的控制力图

设 u_{km} 为 u_k 的幅值，u_{sm} 为 u_s 的幅值，则

$$u_k+u_s=u_{km}\sin\omega_{x_1}t+u_{sm}\sin 2\omega_{x_1}t$$

当 $u_{km}\sin\omega_{x_1}t + u_{sm}\sin 2\omega_{x_1}t > 0$，正方波，$\delta = \delta_m$

$u_{km}\sin\omega_{x_1}t + u_{sm}\sin 2\omega_{x_1}t < 0$，负方波，$\delta = -\delta_m$

舵机工作状态转换时刻可根据下式确定：

$$u_{km}\sin\omega_{x_1}t + u_{sm}\sin 2\omega_{x_1}t = 0$$

$$u_{km}\sin\omega_{x_1}t = -u_{sm}\sin 2\omega_{x_1}t$$

当 $\omega_{x_1}t = 90° + \varphi$，为舵机工作状态转换时刻，则

$$u_{km}\sin(90° + \varphi) = -u_{sm}\sin 2(90° + \varphi) = -u_{sm}\sin(180° + 2\varphi)$$

$$u_{km}\cos\varphi = u_{sm}\sin 2\varphi = 2u_{sm}\cos\varphi\sin\varphi$$

$$2\sin\varphi = \frac{u_{km}}{u_{sm}}$$

$$\sin\varphi = \frac{u_{km}}{2u_{sm}},\ \varphi = \arcsin\frac{u_{km}}{2u_{sm}}$$

$u_{km} = 2u_{sm}$，$\sin\varphi = 1$，$\varphi = 90°$，当 $u_{km} > 2u_{sm}$，$\omega_{x_1}t$ 从 0 到 π 的范围内，方波电压总是正的，所以 φ 角仍为 90°，不可能再增加。

因扇形区 $C'OA$ 与扇形区 COA' 对称，故只要计算 0° ~ 180°的平均合成控制力 Y_{av}。设 Y_t 为瞬时控制力，则

$$Y_{av} = \frac{1}{\pi}\int_{90°-\varphi}^{90°+\varphi} Y_t\sin\omega_{x_1}t\,\mathrm{d}(\omega_{x_1}t) = -\frac{Y_t}{\pi}\cos\omega_{x_1}t\Big|_{90°-\varphi}^{90°+\varphi}$$

$$= -\frac{Y_t}{\pi}[\cos(90° + \varphi) - \cos(90° - \varphi)] = -\frac{Y_t}{\pi}[-\sin\varphi - \sin\varphi]$$

$$= \frac{Y_t}{\pi}2\sin\varphi = \frac{y_t}{\pi}\cdot\frac{u_{km}}{u_{sm}}$$

所以当 $u_{km} \leqslant 2u_{sm}$ 时，Y_{av} 与 $\frac{u_{km}}{u_{sm}}$ 成线性关系，由于 u_{sm} 为定值，故 Y_{av} 与 u_{km} 成线性关系。

当 $u_{km} = 2u_{sm}$ 时，$\varphi = 90°$，$\sin\varphi = 1$，$Y_{av} = \frac{2Y_t}{\pi}$。

当 $u_{km} \geqslant 2u_{sm}$ 时，自动驾驶仪输出方波电压如图 8 - 11 所示。导弹旋转一周，控制力方向的变化如图 8 - 12 所示。可知当 $u_{km} = 2u_{sm}$ 时，$\varphi = 90°$，Y_{av} 达到最大值。

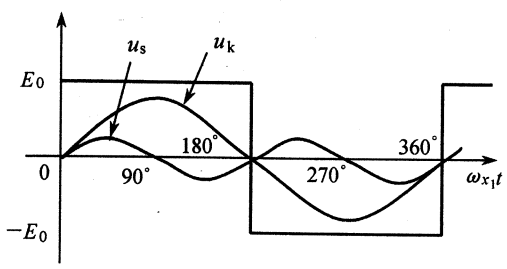


图 8 - 11　当 $u_{km} \geqslant 2u_{sm}$ 时的驾驶仪输出方波电压图

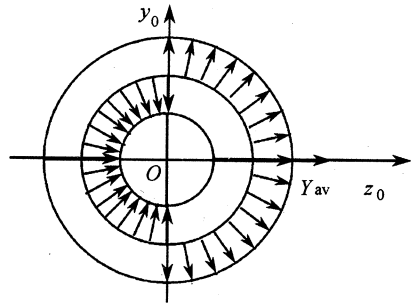


图 8 - 12　当 $u_{km} \geqslant 2u_{sm}$ 时的控制力图

当 u_{km}继续增大时，控制力方向的变化情况，仍如图 8－12 所示，因此 Y_{av}不再增大。根据上面的计算公式，可得 Y_{av}与$\frac{u_{km}}{u_{sm}}$的关系曲线如图 8－13 所示。当$\frac{u_{km}}{u_{sm}} \leqslant 2$时，$Y_{av}$与 u_{km}成线性关系。当 Y_{av}达到最大值后，控制信号幅值再增大，Y_{av}的值保持不变。所以加了线性化振荡信号之后，平均合成控制力 Y_{av}与控制信号 u_k 的幅值成正比。当 $u_{km} \geqslant 2u_{sm}$，平均控制力 Y_{av}达到饱和。

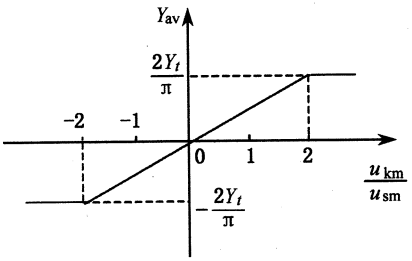


图 8－13　简化情况的平均控制力与 u_k 的关系图

上面计算的是较简单的情况。实际的线性化振荡信号的频率可能要比弹体旋转频率高不只两倍，平均控制力 Y_{av}与$\frac{u_{km}}{u_{sm}}$的关系曲也要复杂一些，呈近似的线性关系。

由于平均合成控制力 Y_{av}的最大值为

$$Y_{avmax} = \frac{2Y_t}{\pi} = 0.64Y_t$$

从上式可看出，Y_{av}的最大值为瞬时控制力 Y_t 的 64%。

由此可知，单通道控制系统只用一个舵机和一对舵面就可控制导弹的空间运动，控制系统的结构比较简单，但是控制效果比较差一些，最大的平均合成控制力 Y_{av}只有瞬时控制力的 64%。所以只有机动性比较小的导弹才能用单通道控制，机动性比较大的导弹应当采用双通道控制。

思考题

1. 相对于非旋转弹，描述旋转弹的运动还需哪些坐标系？
2. 单通道控制适用于什么样的导弹，为什么？
3. 叙述并推导旋转导弹周期平均控制力的形成过程。

主要参考文献

1 赵善友．防空导弹武器寻的制导控制系统设计．北京：宇航出版社，1992
2 彭冠一主编．防空导弹武器制导控制系统设计．北京：宇航出版社，1996
3 陈佳实主编．导弹制导与控制系统的分析与设计．北京：宇航出版社，1989
4 钱杏芳，林瑞雄，赵亚男．导弹飞行力学．北京：北京理工大学出版社，2000
5 娄寿春．导弹制导技术．北京：宇航出版社，1989
6 邓仁亮．光学制导技术．北京：国防工业出版社，1994
7 刘隆合．多模复合寻的制导技术．北京：国防工业出版社，1998
8 德米道夫等著．防空导弹飞行控制设备．李仪义等译．北京：国防工业出版社，1983
9 于波等．惯性技术．北京：北京航空航天大学出版社，1994
10 王宗学．飞行器控制系统概论．北京：北京航空航天大学出版社，1993
11 K. D. 小哈得逊著．红外系统原理．北京：国防工业出版社，1975
12 绪高胜彦著．现代控制工程．卢伯英等译．北京：科学出版社，1978
13 Garnell. Guided Weapon Control System. Pergamon Press Ltd, Oxford OX30BW, England, 1977
14 程云龙等编．防空导弹自动驾驶仪设计．北京：宇航出版社，1993
15 阿瑟．L. 格林雪特著．飞行控制系统的分析与设计．长沙工学院译．北京：国防工业出版社，1978
16 A. Richard Seebass. Tactical and Strategic Missile Guidance. the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1994
17 程国采．战术导弹导引方法．北京：国防工业出版社，1996
18 R. G. Lee 著．制导武器．周贻荃等译．北京：兵器工业出版社，1990
19 余超志．导弹概论．北京：北京工业学院出版社，1986
20 吴文正主编．导弹引论．北京：国防工业出版社，1990
21 约翰．H. 布莱克劳克著．飞机和导弹的自动控制．李春锦译．北京：国防工业出版社，1979
22 黄德庆．防空导弹控制与制导．西安：陕西人民教育出版社，1989
23 李名兴主编．导弹结构力学．北京：北京工业学院出版社，1985
24 刘隆和．无线电制导．北京：国防工业出版社，1995