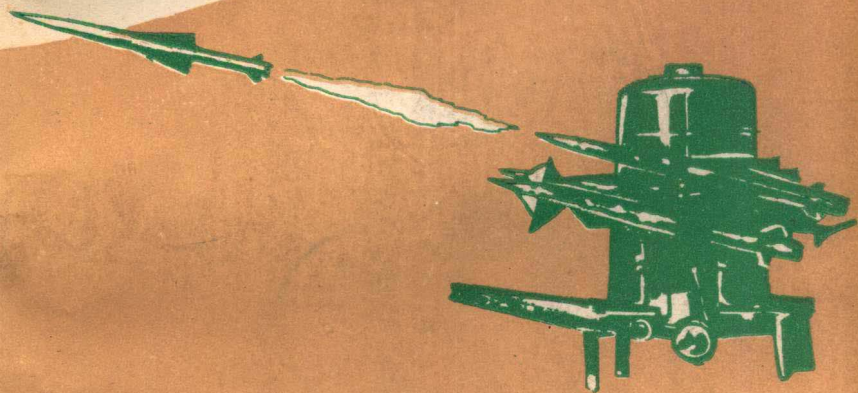


# 导弹控制系统

〔英〕P. 加涅尔 著  
华克强 丁放 等译  
姚立强 等校



国防工业出版社

# 导弹控制系统

[英]P·加涅尔 著  
华克强 丁放 等译  
姚立强 等校

国防工业出版社

## 内 容 简 介

本书主要介绍导弹控制系统的分析和设计。书中既介绍了导弹上的控制设备，也介绍了有关的地面设备，而重点是介绍由这些设备构成的系统的分析与设计。全书共分十二章。第一章为目标跟踪装置的精度分析；第二章为导弹中伺服机构的类型及要求；第三章为常用的导弹控制方法；第四章介绍了气动力导数和气动力传递函数的获得；第五章为弹上控制系统所用的仪表；第六章介绍自动驾驶仪的设计；第七章为视线制导回路的分析；第八章讨论导引头及其稳定性问题；第九章为比例导引和自动导引制导回路。第十到第十二章为现代控制理论在导弹控制系统中应用的举例，其内容为：维纳滤波理论在制导回路设计中的应用、现代控制理论在制导回路中的应用、卡尔曼滤波器。

书中列举了许多具体数据，介绍了一些具有参考价值的曲线和图表，这对于读者掌握和应用基本理论来设计导弹控制系统是很有帮助的。

本书可作为从事导弹系统的科研设计人员、教师、研究生和高年级学生的一本很好的参考书，也可供从事自动控制理论应用的科技人员参考。

Guided Weapon Control Systems

P. Garnell

Pergamon Press, 1980

\*

### 导弹控制系统

〔英〕P. 加涅尔 著

华克强 丁放 等译

姚立强 等校

\*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

\*

787×1092<sup>1</sup>/<sub>32</sub> 印张117/8 259千字

1985年5月第一版 1985年5月第一次印刷 印数：0,001—1,660册

统一书号：15034·2773 定价：2.20元

## 译 者 序

在祖国正向社会主义四个现代化迈进的今天，学习、研究、制造导弹武器对加强国防现代化具有十分重要的意义。《导弹控制系统》是一本系统地阐述战术导弹控制系统分析设计的书籍，对于从事这方面工作的教师、科技人员和学生来说，将是极其有用的。本书是著者在英国皇家军事科学院二十五年来教学工作中所用的讲义，书中不仅在理论上作了较全面的阐述，还提供了很多说明问题的实例，尤其是作了很多计算工作，提供了一些可供参考的曲线和图表。中译本原根据1979年原文版译出，又根据1980年原文新版本进行了修改。新版本不仅基本上保持了原版本的特点，而且在内容上有不少的更新：对原书错误之处作了改正；不清楚的地方作了详细的解释；增添了许多新内容，如垂直发射问题、数字计算机在战术导弹中的应用等。

作者在第二版中，将第一版的第十、十一、十二章全部删掉，虽然他在再版前言中对此作了说明，但我们认为他的理由是不太充分的。固然，现代控制理论正如著者所说，目前在应用上确实有许多困难，但它毕竟为工程技术人员设计控制系统开辟了一条新的途径。其实，著者本人在再版前言中也承认这点。所以我们认为，第一版中的后三章，对工程技术人员、教师、学生来说，在学习如何把现代控制理论用于导弹控制系统的设计，将是有启发的。因此，我们决定将这三章保留下来，供读者参考。

参加本书翻译工作的有顾美言（第一章一部分）、曹诚明（第二、三章）、丁放（第四、五、八章）、华克强（第六章）、吴鹤雄（第七章）、吴松林（第九章）、计重远（第十、十一章）、朱春元（第一章一部分、第十二章）等同志。本书在定稿前承韩世杰同志审校并提出宝贵意见，谨致谢意。

由于我们水平所限，书中可能存在不少错误及欠妥之处，热忱欢迎读者批评指正。

译者

## 第二版前言

本书目的在于说明如何用经典控制理论来设计战术制导武器系统。希望本书对于从事设计、研究和管理这些系统的工程师，和以控制和系统作为主要课程的讲师和研究生会有所帮助。本书题材取自皇家军事科学学院制导武器系统课程的讲稿；这种类型的课程在英国是唯一的，并连续讲授了29年。我设想读者已经学了线性控制理论，并且熟悉诸如传递函数、瞬态响应、稳态误差、相位裕度、阻尼系数、波德图等概念。

在第一版中，曾包括有关维纳滤波器、现代控制理论和卡尔曼滤波器的章节；第二版中已把这些删去了，而把原先的主要内容作了扩展，并反映了最新的成就。这种明显退一步的做法需要说明一下。首先，最近两年来，出现了很多有关最优控制在制导武器系统上应用的不保密的论文，重复这些内容就显得有些多余了。本书只不过涉及到其中很简短的一部分。其次，尽管最近二十年来作了很大的努力，但显然试图仅仅用最优控制理论去设计系统是令人失望的。精通最优控制原理并会使用计算机的工程师显然对从事经典控制的人员在这方面所做的工作不够注意，因为他们知道经典控制在考虑稳态精度、动态性能、稳定性、饱和以及有噪声时的性能等这些相互矛盾的要求时，对增益和补偿器的综合、调整必须进行冗长而折衷的计算。只要问题能被叙述明白，则应用现代控制理论方法就能把所有这些方面都一起考虑进去，

从而得到最优设计。遗憾的是，这时在解答中必须包含很多约束。而这要用数学来描述是太困难了，即使能这样做，考虑这些内容也使解答太复杂了。此外，由于系统中的噪声，令人满意的估值也常常是不实用的；最优控制常常要求系统状态的量测值比现有的要多。

在写此书时，我想那些对最优控制一无所知而却有工作经验的工程师，的确能设计出一个很好的系统。相反，仅仅精通最优控制的工程师却全然不能设计出一个好的系统。然而从现代控制理论的方法中，能引出更深的理解和新的概念，并且这一进程一定会继续下去，或许还要加速。十分清楚，这样两种互为补充的方法，对两者都是需要的；理想的情况最好是每一个工程师对两者都有研究，因为其中有个互相交流的事。然而要恰当地对两种方法给出公正的评价似乎并不现实。

作者

1980年2月

# 第一章 目标跟踪装置的精度

## § 1.1 引 言

通常导弹是大致对着目标方向发射的，然后由制导系统接受操纵指令以改善导弹命中的精度。中远程导弹(比如说超过40公里)要想命中某一个给定的固定目标，经常采用惯性制导。这种方法和大部分近中程制导系统里所用的方法是完全不同的；而且在文献〔1〕、〔2〕、〔3〕中已有充分的阐述。本书所讨论的制导-控制系统是指指令系统和自动导引系统而言的。这两种系统有许多共同之处，例如，在这两种系统中都必须跟踪目标。在指令系统中，跟踪装置通常是固定的，或是作慢速运动的(例如，目标跟踪装置可能在船上)。在自动导引系统中，目标跟踪装置在导弹上，此时，它的精度就与目标和导弹之间的相对运动有关。关于自动导引系统跟踪中的特殊问题，将在第八章和第九章里研究；在这一章里，我们假定跟踪装置的速度很小，以致不会严重影响到拦截运动学。

## § 1.2 采用反馈的目的

本书是研究有闭环系统精度的。当用导弹攻击目标时，因为是三维空间，所以就会有消除导弹和目标间在上下、左右和射向上的偏差问题。当然，为了使导弹到达目标，推进系统的设计应该保证导弹有足够的射程。这个问题在本书中就不讨论了。应当指出，若导弹速度不是常值，那么推进系

统就会影响跟踪装置的精度。如果沿导弹纵轴有一个加速度分量  $\dot{U}$ ，且弹体有一个攻角  $\alpha$ ，则必有一个垂直于速度矢量的加速度分量  $\dot{U} \sin \alpha$ ，它将改变导弹速度的方向。我们以后将会讨论这个问题。一般地说，要修正导弹的轨道就必须设计制导和控制系统。通常，给导弹的信号是上下指令和左右指令。而使制导和控制系统不理想有以下几个主要原因。

(a) 由于目标跟踪装置的惯性，在判断目标方向时一定会有误差；同时，由于导弹本身有质量，因此在改变导弹位置时总有惯性延迟。

(b) 推力偏差、风、可变摩擦以及接收机和其它仪器中的偏移等引起的偏离和干扰等因素必然是导致系统不精确的原因。

(c) 系统中的噪声，如热噪声和闪烁噪声等，都会降低系统的精度。

将上述 (b) 和 (c) 分为两部分输入是方便而有实际意义的，其中一部分输入是来源于目标的干扰或偏离（对系统来说，它们都可被看成是“输入”），而另一部分“输入”是由系统中别的任何地方产生的。这种情况可由图 1.2-1 说明。

我们涉及到的闭合回路大部分是正向传递函数为  $G(s)$  的单位反馈回路。如果“输入”  $\theta_b$  进入正向支路某处，则可

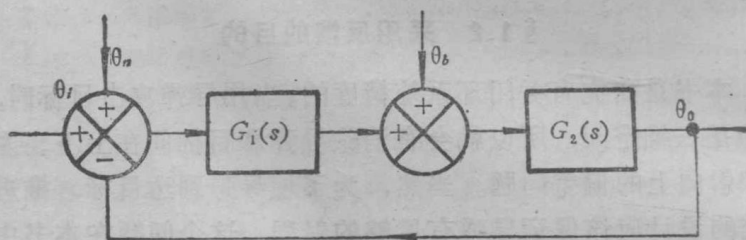


图1.2-1 多于一个输入的闭环系统

以认为正向支路由两个传递函数  $G_1(s)G_2(s)=G(s)$  组成。 $\theta_n$  是出现在输入端的噪声输入。在任何一个闭环系统中:

$$\frac{\text{输出}}{\text{输入}} = \frac{1}{\frac{1}{\text{正向传递函数}} + \text{反馈传递函数}}$$

暂时考虑输入只有  $\theta_i$ , 这时有:

$$\frac{\theta_o}{\theta_i} = \frac{1}{\frac{1}{G_1(s)G_2(s)} + 1} \quad (1.2-1)$$

当  $G_1(s)G_2(s) \rightarrow \infty$  时,  $\frac{\theta_o}{\theta_i} \rightarrow 1$ 。

如果我们定义  $\theta_e = \theta_i - \theta_o$  为误差也许更有意义。我们希望使  $\theta_e \rightarrow 0$ , 因而:

$$\frac{\theta_e}{\theta_i} = \frac{\theta_i - \theta_o}{\theta_i} = 1 - \frac{\theta_o}{\theta_i} = \frac{1}{G_1(s)G_2(s) + 1} \quad (1.2-2)$$

由此可清楚地看出, 当  $G_1(s)G_2(s) \rightarrow \infty$  (这意味着要求开环增益尽可能高) 时, 上式就趋于零。现在考虑干扰  $\theta_b$  的影响。在理想情况下, 由于  $\theta_b$  的影响而引起的输出值  $\theta_o$  应该为零。在这种情况下,  $G_2(s)$  是正向传递函数,  $G_1(s)$  是反馈传递函数, 亦即:

$$\begin{aligned} \frac{\theta_o}{\theta_b} &= \frac{1}{\frac{1}{G_2(s)} + G_1(s)} \\ &= \frac{G_2(s)}{1 + G_1(s)G_2(s)} \end{aligned} \quad (1.2-3)$$

没有反馈时,  $\theta_o/\theta_b = G_2(s)$ 。因而在有反馈时它一定小于

此值。如果  $G_1(s) \rightarrow \infty$ ，则在输出端  $\theta_0$  的影响趋于零。因此我们看到，要求跟踪输入  $\theta_i$  和抑制干扰  $\theta_b$ ，一般说来要求  $G_1(s)$  应尽可能地大，但实际上这要受到稳定性和工程上的限制。

然而，如果输入  $\theta_n$  和真实输入  $\theta_i$  作用在同一点上，那就不是这样了。于是传递函数  $\theta_0/\theta_n$  就和方程 1.2-1 给出的传递函数  $\theta_0/\theta_i$  完全一样了。对任何给定的  $\theta_n$ ，要使  $\theta_0 \rightarrow 0$ ，则  $G_1(s)G_2(s)$  也必须  $\rightarrow 0$ 。很明显，这与精确地跟踪目标的主要任务是完全不相容的。总的要求是设计出系统传递函数（或滤波器）并使得由于企图跟踪目标和因噪声而引起的脱靶量为最小。

### § 1.3 精度方面的某些一般性概念

考虑一个角位置伺服系统（比如说，为了跟踪输入  $\theta_i$  而设计的雷达跟踪器）最简单的模型。其组成为：角误差检测器，其增益为  $k_1$  伏/弧度；放大器，其增益为  $k_2$  伏/伏；使天线产生角速度的电动或电动-液压马达，其增益为  $k_3$  弧度/秒/伏，还带有一个由时间常数  $T$ （有时叫做一阶延迟或指数延迟）所确定的时间延迟。由于我们规定的输出是位置不是速度，这意思是指回路要再经积分器而闭合，见图 1.3-1。很清楚，如果存在库仑摩擦或外部干扰，就必然有误差，而如

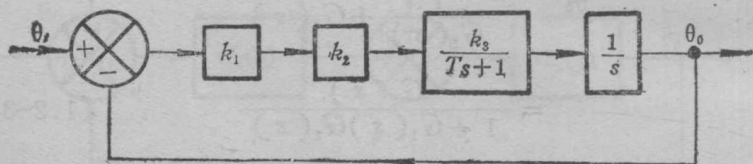


图1.3-1 一个简单的伺服系统

果系统增益足够大则可使这个误差值达到很小。现在考虑一个斜坡输入（也就是常速输入）：

$$\theta_r = \Omega t$$

其中  $\Omega$  的量纲为弧度/秒。在稳态情况下，伺服系统产生稳态误差  $\theta_e$ ，其大小正好足以驱动以角速度  $\Omega$  转动的天线。位置误差现在既不增大也不减小，并且由下式给出：

$$\begin{aligned} \theta_e k_1 k_2 k_3 &= \theta_e k = \Omega \\ \theta_e &= \Omega / k \end{aligned} \quad (1.3-1)$$

其中  $k = k_1 k_2 k_3$  通常称为速度常数，它是在没有其它负载、偏差或干扰时单位角位置误差的稳态输出速度。这种系统叫做 I 型系统，因为正向回路中有一个积分器。这个闭合回路的传递函数为：

$$\frac{\theta_a}{\theta_r} = \frac{1}{\frac{Ts^2}{k} + \frac{s}{k} + 1} = \frac{1}{a_2 s^2 + a_1 s + 1} \quad (1.3-2)$$

方程式 1.3-1 和 1.3-2 告诉我们，对于斜坡输入有  $\theta_e = a_1 \Omega$ 。在这种情况下，闭环传递函数中的  $a_2$  项不影响精度；除非速度有变化，否则惯性是不重要的。现在假设输入速度不是常数，而是正在加速，那末正如任何一本有关闭环控制的课本所作的详细解释一样，只要应用终值定理，就可知道稳态误差为无穷大，这是因为用数学来描述加速度输入，稳态时有无限大的速度。很清楚，在任何时刻，输入和输出速度必定是有限的。加速度输入将导致不断增长的误差，而对于更大的速度，电动机总是企图跟上指令，然而，由于系统有惯性，其输出速度总是迟后于指令。因此，跟踪误差总是稍微大于瞬时速度除以速度常数。相反，如果输入速度正在减小，则电动机和负载的惯性将以快于指令的倾向运转。因此，误差将稍小于预期值。在下一节中，我们将考虑一个更现实的跟



装置，而且认为它没有延迟，这样它的传递函数便是一个简单的增益  $k_1$  伏/弧度（角度误差）。这个误差信号加到传递函数为  $k_2 \left( 1 + \frac{1}{T_1 s} \right) = k_2 (T_1 s + 1) / T_1 s$  的比例加积分的放大器中。现在这种伺服系统是 II 型系统。后面常用的伺服元件有功率放大器、马达（电动的或液压的）和齿轮减速器。如果有惯性和粘性摩擦，可合在一起考虑。通常用测速发电机或速度陀螺来提供角速度反馈（详见第五章），其输出与比例加积分的放大器输出相减。应当注意，如果从接收器的输出减去速度反馈信号，则伺服系统就成为 I 型而不是 II 型的了，这是因为比例加积分放大器的积分作用由于反馈作用而改变的缘故。

速度反馈的目的有二，首先是改善稳定裕度（在奈魁斯特意义上），其次是有助于抑制外部干扰。而考虑稳定性是主要的。在整个假设中，认为没有任何机电惯性而且没有速度反馈时的开环传递函数是  $k_1 k_2 k_3 (T_1 s + 1) / T_1 s^2$ ，改进后的系统，其闭环传递函数为：

$$\frac{\theta_a}{\theta_r} = \frac{T_1 s + 1}{\frac{T_1 s^2}{k_1 k_2 k_3} + T_1 s + 1} \quad (1.4-1)$$

因为  $T_1$  和  $k_1 k_2 k_3$  是设计者选定的，所以精度和稳定裕度（也就是阻尼）也是在设计中确定的。然而，在系统中确实会有某些机电惯性，包括驱动电路中的电感、马达与天线组合在一起的惯性以及从马达到天线的运动传递中的机械弹性和结构弹性。这些时间常数都会使稳定裕度降低，而且容易导致整个系统不稳定。高增益和围绕这些动态延迟的反馈能减小这些时间常数的有效值。其次，这些部件中总有一些噪声和外部干扰，诸如可变的库仑摩擦、风负载、加工不理想的传

动装置和结构振动。高增益速度回路力图使这些干扰和主位置回路隔开，而通常位置回路开环增益较低，因此不能很好地抑制这些干扰。在可移动基座（例如船）的情况下，由于基座和天线之间的相对运动，会有一些附加干扰。当相对运动改变方向时，库仑摩擦也改变方向。如果马达和天线之间有相对速度，那末在伺服马达或执行机构中就会产生力矩。如果有相对加速度，那末，由于驱动马达的惯性，就会有一些惯性效应。如果基座加速，而又要求天线不动，则驱动马达必须加速。对于基座运动的系统，速度陀螺给出了角速度反馈的正确形式，因为它的作用和基座固定情况下测速发电机的作用完全相同。然而，基座正在运动时，速度陀螺和测速发电机一样，不是恰好纪录天线和基座的相对运动，而是测量天线在空间的总的角运动，这是我们希望得到的控制量。减小由上述动态延迟所引起的不稳定影响的另一种方法是在正向支路中设置一个相位超前网络，将它直接放在比例加积分放大器的后面，其传递函数形式如下：

$$\frac{T_s + 1}{\alpha T_s + 1}$$

其中  $\alpha < 1$ 。另外，也可应用诸如 § 7.3 中所述的更复杂的网络。我们要尽力做到的是，使校正网络分子中的一项或几项去消除机电延迟，使在分母中留下相当小的一项或几项。当然这做不到很精确，因为机电延迟经常是变化的，对于液压驱动更是这样。但是，这种方法的更为主要的缺点是，现在没有抑制外部干扰的快速作用的内回路。尽管如此，无论用哪种补偿方法，由于输入指令的变化，都要求功率放大器和马达有较大的功率。不管所用的是哪种方法，对于所要增加的功率是没有差别的。如果要求天线作一定运动，那末功率

要求也就确定了。

仅有一个输入信号的跟踪装置,其简化结构图如图1.4-2所示,  $\theta_r$  是目标方向,机电延迟用时间常数  $T_2$  表示。

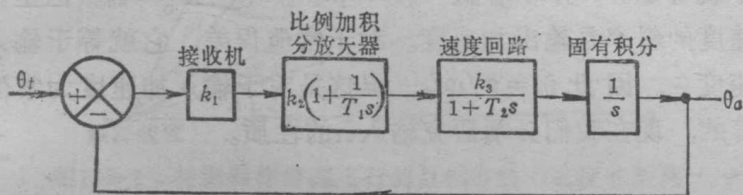


图1.4-2 目标跟踪装置的简化模型

系统的传递函数为:

$$\frac{\theta_a}{\theta_r} = \frac{T_1 s + 1}{\frac{T_2 s^3}{\omega_{n0}^2} + \frac{s^2}{\omega_{n0}^2} + T_1 s + 1} \quad (1.4-2)$$

其中  $\omega_{n0}^2 = k_1 k_2 k_3 / T_1$ , 如果忽略速度回路延迟, 它既表示开环增益, 又代表系统的无阻尼自然频率。更接近实际的模型可将内回路表示为有两个时间常数, 这个回路具有较高的增益和反馈就会成为振荡型, 也就是说, 这个环节具有小于1的阻尼系数  $\mu_i$ 。这个模型如图 1.4-3 所示:

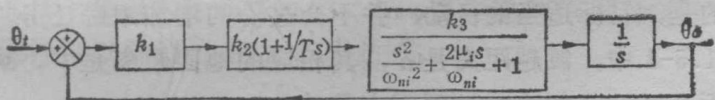


图1.4-3 较实际的目标跟踪装置模型

系统的传递函数为:

$$\frac{\theta_a}{\theta_r} = \frac{T_1 s + 1}{\frac{s^4}{c^2 \omega_{n0}^4} + \frac{2\mu_i s^3}{c \omega_{n0}^3} + \frac{s^2}{\omega_{n0}^2} + T_1 s + 1} \quad (1.4-3)$$

这两个系统开环时都是具有两个积分环节的 II 型伺服系统，这样的系统在其传递函数的分子分母中，“s”项的系数总是相等的。对于位置 $\theta_e$ 中有常值误差的情况，天线速度的稳态斜率就等于 $\theta_e \times$ 开环增益 $=\theta_e \times k_1 k_2 k_3 / T_1 = \theta_e \times \omega_{n0}^2$ 。但是输出速度的斜率是输出加速度。对于常值误差，它就等于输入加速度 $\alpha$ 。因此 $\theta_e = \alpha / \omega_{n0}^2$ 。但这是对于输入加速度为常值而言的。现在我们必须研究输入 $\theta_e$ 的性质。

### § 1.5 无噪声时的跟踪精度

在实际中，人们一定要规定目标速度的最大值和最小跟踪距离。通常最大的俯仰角也是规定的。在分析由天线跟踪活动目标引起的角运动之前，“渡越距离”也应当规定。这个距离定义为：假定目标连续作直线运动，它就是离跟踪装置最短的距离。当目标到达“捷径点”时，它就是在这一点上“通过”跟踪装置。重要的是应注意到“渡越距离”是斜距。如果捷径点在地面上的距离是 4 公里，目标的高度是 3 公里，那末，渡越距离就是 5 公里。在攻击前，目标可能在短时间内作机动飞行，但是在大部分或整个时间内，它是作等速直线飞行的。因此，我们用这样飞行的目标作为标准。非常意外的是，目标适当的机动，并不会过份的增加跟踪任务。在图 1.5-1 中，渡越距离是  $d$ ，其相应的地面距离是  $d'$ ，瞬时斜距是  $r$ ，其相应的地面距离是  $r'$ 。

在下面分析中，假如目标的速度  $U_t$  是常值，则

$$\begin{aligned} \dot{A} &= U_t \sin A / r' \\ &= U_t \sin^2 A / d' \end{aligned} \quad (1.5-1)$$

为计算  $\dot{A}$  值，我们可以写出：