

〔苏〕 B. П. 德米道夫 著
H. Л. 库得耶夫

防空导弹飞行控制设备

李佑义 译
毛宝珍
王罗禹 校

国防工业出版社

防空导弹飞行控制设备

〔苏〕 B. П. 德米道夫 著
H. III. 库得耶夫

李佑义 毛宝珍 译
王罗禹 校

国防工业出版社

防空导弹飞行控制设备

本书阐明了防空导弹飞行控制原理，论述了飞行控制设备在引导导弹飞向目标的各阶段执行获取、处理、传送信息的过程。

书中研究了防空导弹系统运用数字技术、电视-光学瞄准器和激光瞄准器观测空中目标的新方法。提供了飞行控制设备技术、技术特性的数学表达式。

本书可供使用、维护防空导弹系统的工程技术人员阅读，亦可供有关专业师生参考。

Аппаратура управления
полетом ЗУР
В. П. Демидов
Н. III. Кутыев
Воениздат 1978

防空导弹飞行控制设备

【苏】В. П. 德米道夫 Н. III. 库得耶夫 著
李佑义 毛宝珍 译
王罗禹 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

850×1168¹/₃₂ 印张 8¹/₂ 213 千字

1983年10月第一版 1983年10月第一次印刷 印数：0,001—1,350册

统一书号：15034·2530 定价：1.10元

译者的话

由于空中目标飞行速度和高度的进一步增加，防御措施的不断发展，对防空导弹的精度和命中率要求更加提高，致使防空导弹飞行控制问题变得越来越复杂，而飞行控制设备的性能和质量又直接影响导弹的战斗能力。

本书不是对飞行控制理论的抽象探讨，而是侧重于阐述防空导弹飞行控制系统的工作原理和各导引阶段的物理特性，特别注意分析防空导弹控制系统设备的技术参数和论证对参数数值的要求。本书对发展地空导弹飞行控制技术有一定参考价值。

对原文中有错误和误印的地方凡已发现的均作了更正，并加注了说明。鉴于我们水平有限，译文中定有不少错误之处，盼读者批评指正。

绪 言

防空导弹飞行控制是个棘手的技术问题，解决这个问题需要获取、处理和传送大量信息。随着空中目标飞行速度和高度的进一步增加和广泛地采用各种防御措施，随着对防空导弹武器精度和概率特性的要求不断提高，防空导弹飞行控制问题变得越来越复杂了。

因此，防空导弹控制系统里应包含各种设备，这些设备的作用原理和制造技术要以电子学、火箭和计算技术最新成就为基础。在确定防空导弹武器战斗性能时，这些设备中的每一个都表现有自己的特性。应用防空导弹技术的人们对于这些特性及其对战斗性能的影响是很感兴趣的。

国内外有关防空导弹控制问题的文献大多数偏重于理论方面的阐述，对防空导弹飞行控制系统各种元件的组合方案及其物理过程的描述，困难于综合周全而未予以足够的重视。

另外，在研制新型防空导弹武器时，有必要运用那些揭示防空导弹飞行控制原理及其仪器情况的新知识。在许多场合下，人们不仅对解决防空导弹飞行控制问题的抽象概念感兴趣，而且经常对各导引阶段的物理实质、它们的仪器和结构方案感兴趣。

上述各种理由就基本上确定了本书论述的方向和方法、规模和内容。在采用国内外技术文献时，作者力图综合那些在防空导弹飞行控制设备元件中得到应用的技术方案，同时，对一些方案适用于某些已知的设备的情况作了分析，对另一些方案指出了原则上的可行性。

书中特别注重分析防空导弹控制系统设备的技术参数和论证对这些参数数值的要求。据作者所见，这就可以确有实据地在设

备的参数和战术性能之间建立联系。

防空导弹飞行控制设备是以各种科学技术领域中所阐述的各种各样的原理为基础，而每一科学技术领域都规定了自己的定义、术语和符号，因此，在研究相应问题时，作者力求保持所用术语、符号的继承性。

本书根据国内外公开文献而著。

书中，一、二、五、七、八章为 B. П. 德米道夫所著，三、四章为 H. И. 库得耶夫所著。

Г. B. 阿凡纳谢夫工程师积极参与了许多问题的讨论，为此，作者对他深表感谢。

作者

目 录

第一章	防空导弹的导引方法及控制系统	1
§ 1-1	防空导弹的导引方法	1
§ 1-2	防空导弹控制系统的特性	7
§ 1-3	遥控系统	12
§ 1-4	自导引系统	19
第二章	雷达瞄准器的无线电系统设备	26
§ 2-1	雷达信号	26
§ 2-2	雷达瞄准器的发射装置	36
§ 2-3	天线馈电线装置	42
§ 2-4	雷达瞄准器接收装置	64
第三章	目标与导弹的光学瞄准器	75
§ 3-1	光学瞄准器的一般特性	75
§ 3-2	手控跟踪飞行器的电视-光学瞄准器	76
§ 3-3	自动跟踪导弹的有源电视-光学瞄准器	82
§ 3-4	国外武器系统中的激光瞄准器	85
第四章	雷达瞄准器中目标与导弹运动坐标及速度的测量装置	94
§ 4-1	坐标测量装置的一般特性	94
§ 4-2	飞行器距离跟踪系统	98
§ 4-3	目标(导弹)角坐标跟踪系统	107
§ 4-4	目标速度自动跟踪系统	121
第五章	显示装置	129
§ 5-1	显示装置的功用及其技术特性	129
§ 5-2	一维显示器	133
§ 5-3	二维显示器	136
第六章	国外防空导弹的坐标方位仪	153
§ 6-1	防空导弹坐标方位仪的用途与分类	153

第一章 防空导弹的导引方法及控制系统

§ 1-1 防空导弹的导引方法

把导弹引向目标是控制导弹飞行的连续过程。解决导引任务的是封闭式自动控制（自动调节）导引系统。由于控制的结果，导弹沿着预定的弹道运动，弹道的特性则由目标运动规律和防空导弹导引方法确定。

使导弹接近目标的预定规律叫做导引方法。导引方法把导弹在接近目标过程中应完成的一些条件加给导弹运动特性。导引方法有多种多样。例如，在一些方法中，在导引过程中导弹应位于或前置于目标瞄准线上。在另一些方法中，导弹运动时应使导弹-目标连线在空中自相平行地移动等等。

导弹按预定条件（如接近规律）飞行的弹道叫运动学弹道（或叫计算弹道）。对于不同的导引方法和不同的目标运动规律，运动学弹道的数目是无限多的。这些弹道将具有各种不同的曲率，因而就会影响防空导弹的射程和导引精度以及防空导弹武器的其他性能。

运动学弹道曲率最小、仪表实现最简单的导引方法是最合理的方法。在飞行过程中，使导弹运动偏离给定弹道的各种因素作用于导弹，结果由导引方法所决定的条件受到破坏，致使导弹偏离运动学轨道。给定条件的破坏程度称作失调参数 $\Delta(t)$ 。失调参数的形式取决于所采用的导引方法。它可能是描述导弹偏离目标瞄准线的角度或长度。在另外一些情况下，失调参数可能是导弹-目标连线的转动角速度。

失调参数的瞬时值由地面或弹上的仪器进行测量，结果就形

成与 $\Delta(t)$ 成比例的失调电压

$$u_p(t) = K_{\Delta} \Delta(t) \quad (1-1)$$

式中 K_{Δ} ——比例系数。

电压 $u_p(t)$ 是控制导弹指令的依据。在控制指令作用下，导弹舵面改变方向，于是产生控制力矩，结果就能使导弹沿着给定的弹道运动。

必须指出，只有在给定导引方法的要求能完全满足的情况下，导弹才有可能沿运动学弹道运动，实际上这是不可能的。事实上，导弹是沿着所谓动力学弹道运动的。这些弹道的相应点之间的线性距离就是导引误差。

在防空导弹导引系统中采用了两点导引法和三点导引法。

用来确定导弹和目标两点在空间相互位置的导引方法叫做两点法。这种方法在自导引系统中得到了应用。属于这类导引方法的有直线导引法、追踪法、平行与比例接近法等。

在导引时，使导弹以其纵轴 Ox_1 朝向目标的方式运动，这样的方法是直线导引法（图 1-1 a）。不难看出，在垂直平面内控制导弹时，这个条件是：

$$\vartheta = \varepsilon \quad (1-2)$$

式中 ϑ ——导弹俯仰角；

ε ——导弹-目标连线倾角。

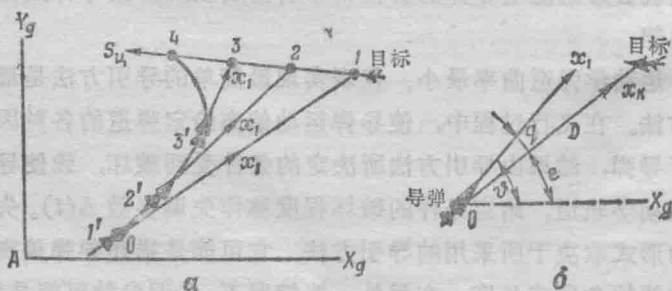


图1-1 直线导引时的导弹运动弹道和失调参数

a—导弹运动弹道；b—失调参数。

破坏这个条件便出现失调参数:

$$\Delta_0 = \vartheta - \varepsilon = q \quad (1-3)$$

角度瞬时值 $q(t)$ 可用弹上坐标方位仪 (图 1-16) 简单地测得, 该仪器可产生与 $q(t)$ 成比例的失调电压。

直线导引法会使弹道的曲率很大, 从而降低了导引精度和减少了射程。因此, 这种纯粹的直线导引法得不到应用。经常使用的是有固定前置角的直线导引法, 这时, 导弹运动方式是其纵轴 Ox_1 与导弹-目标连线之间提前一个固定角度 q_0 。在这个条件下, 失调参数

$$\Delta_q(t) = q(t) - q_0 \quad (1-4)$$

式中 $q(t)$ ——导弹纵轴和导弹-目标连线之间夹角的瞬时值。

对于用直线导引法引导导弹来说, 既可使用跟踪坐标方位仪, 也可使用非跟踪坐标方位仪。在跟踪式坐标方位仪里, 轴 ox_n 总是朝向导弹-目标连线方向。因此, 为了测量角 q , 可以采用产生失调电压的电位计式传感器。

在导弹接近目标的导引过程中, 应使导弹速度矢量与导弹-目标连线相重合, 这样的导引方法是跟踪法。因此, 跟踪法应满足下述条件

$$\theta = \varepsilon \quad (1-5)$$

式中 θ ——导弹速度矢量倾角。

跟踪法失调参数等于角度 θ 和 ε 的差值, 即

$$\Delta_0 = \theta - \varepsilon = q_n \quad (1-6)$$

式中 q_n ——导弹速度矢量方向和导弹-目标连线之间的夹角。

为了测量这种导引方法的失调参数, 采用一些活动的非跟踪式坐标方位仪, 坐标方位仪的轴 ox_n 根据导弹速度矢量定向。这类坐标方位仪直接测量角度 q_n 或其分量, 并输出失调电压。

在用追踪法导引时, 导弹弹道曲率很大, 因此, 纯粹采用这种方法便受到限制。同时, 还会发生由于坐标方位仪定向装置 (动力风向仪) 引起相当大的脉动导引误差。

含固定前置角的跟踪法有时得到应用，在这种方法里，在导弹运动过程中其速度矢量比导弹-目标连线要提前一个给定的角度常量 q_0 。

平行接近法要求实现下述条件：在导弹运动时，应使导弹-目标连线与初始位置相平行地移动（图 1-2）。即如果在导弹发射

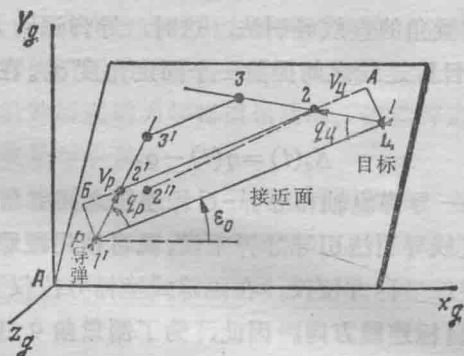


图1-2 用平行接近法导引导弹

时刻导弹-目标连线(PL_4)倾角为 ϵ_0 ，则当导弹接近目标时，导弹-目标连线(PL_4)应总为固定倾角，即连线不应有转动角速度 $\dot{\epsilon}$ 。与此相对应，我们可以写出该方法赋予导弹运动特性的条件式

$$\dot{\epsilon} = 0 \quad (1-7)$$

不满足这一条件就要出现与导弹-目标连线转动角速度相等的失调参数，即

$$\Delta i(t) = \dot{\epsilon}(t) \quad (1-8)$$

$\dot{\epsilon}(t)$ 的瞬时值可用活动的跟踪式坐标方位仪测量，它产生与转动角速度值成比例的电压

$$u_p(t) = a\dot{\epsilon}(t) \quad (1-9)$$

得到的失调电压用于构成控制防空导弹飞行的指令。

由图 1-2 可以看出，为了满足由导引方法赋予导弹运动规律的要求，必须这样来控制导弹飞行：当目标位于点 1 时，导弹位

于点 1'，当目标位于点 2 时，导弹位于点 2'，等等。为此，直线 PLI 两端经过的路程应该相等，即 $PB = LI A$ 。

角 q_p 是前置角。在导弹沿运动学弹道运动时，前置角量值为：

$$q_p = \arcsin \frac{V_n}{V_p} \sin q_n \quad (1-10)$$

从 (1-10) 表达式得出：这种方法就是前置点法。用这种方法时，运动学弹道曲率比前面所研究的各种方法的曲率大大地减小，这是这种方法的优点。然而该方法有一个重要的缺点，即当目标机动飞行时防空导弹过载相当大。

比例接近法（比例导航）是这样的：当按此种方法导引时，导弹速度矢量转动角速度 $\dot{\theta}$ 与导弹-目标线转动角速度 $\dot{\epsilon}$ 成正比。这个方法的方程为：

$$\dot{\theta} = K \dot{\epsilon} \quad (1-11)$$

式中 K ——比例系数。

由此可见，当 $K = \infty$ 时，比例接近法就变为平行接近法，而当 $K = 1$ 时，便是跟踪法。

从图 1-2 得出，用这种方法导引导弹时，要求对导弹速度矢量的空间位置进行控制，使它保持在接近平面内。这就有必要按偏航角来控制导弹。

实现这个方法就要测量 $\dot{\epsilon}(t)$ 和 $\dot{\theta}(t)$ 的瞬时值。其中第一个变量可用防空导弹活动的跟踪式坐标方位仪测量，第二个变量可用装在导弹上的线加速度传感器测量。

这个导引法的失调参数是：

$$\Delta \dot{\theta} = K \dot{\epsilon} - \dot{\theta} \quad (1-12)$$

从 (1-12) 式可见，当导弹-目标连线出现角速度时，导弹应该改变自己的运动方向，使得失调参数等于零。

国外制造的许多防空导弹系统（“红眼睛”、“霍克”等等）均采用比例接近法。

在导引防空导弹时，确定控制站、导弹与目标三点在空间相互位置所用的方法叫三点法。因为控制站是不动的（位于地面），则导弹与目标相对于控制站定点的相互位置就确定了。国外遥控系统便采用这种方法。三点法和前置点法都属于这种方法。

三点法是这样的：当用这种方法导引时，导弹被保持在目标瞄准线上（即保持在目标与控制站连线上，图 1-3）。在两个相互

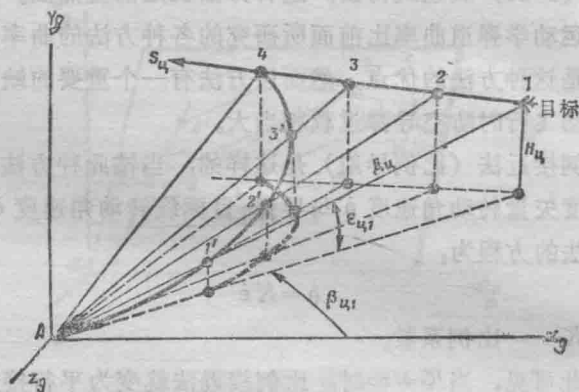


图1-3 用三点法导引导弹

垂直的平面内控制导弹时，三点法的方程是：

$$\varepsilon_x = \varepsilon_u \quad (1-13)$$

$$\beta_x = \beta_u$$

式中 ε_x, β_x ——运动学弹道各点的仰角和方位角；

ε_u, β_u ——目标的仰角和方位角。

当导弹偏离目标瞄准线时产生失调参数：

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_x - \varepsilon_p = \varepsilon_u - \varepsilon_p \quad (1-14)$$

$$\Delta\beta = \beta_x - \beta_p = \beta_u - \beta_p$$

从 (1-14) 式得出：用这种方法导引导弹时，必须测量目标与导弹的角坐标。这样所得到的 $\Delta\varepsilon, \Delta\beta$ 值可用来获得形成控制指令时所必须的失调信号。为了在所有射程内获得相同的导引精

度，把导弹对目标瞄准线的线性偏移作为失调参数，关于这个问题将在第七章详细说明。

三点导引法不必测量目标距离是它最明显的优点。当射击高速目标时导弹运动学弹道曲率相当大则是这个方法的缺点。在“长剑”、“吹管”等导弹中采用三点法导引。

前置点法是这样的：在用这类方法导引时，导弹前置于目标瞄准线。这类方法计有弹道全程取直法和半程取直法，固定前置系数法和可变前置系数法。前置法控制的通式为：

$$\begin{aligned}\varepsilon_n &= \varepsilon_n + \varepsilon_{ynP} \\ \beta_n &= \beta_n + \beta_{ynP}\end{aligned}\quad (1-15)$$

式中 ε_{ynP} 、 β_{ynP} ——前置角数值。

前置角数值与目标角坐标变化速度、导弹-目标距离成比例。由此得出，对于用前置点法导引导弹，不仅要测量角坐标，而且要测量导弹和目标的距离，因此使控制站的设备复杂了。

在用前置点导引法时，导弹飞行弹道更接近于直线，因而提高了导引精度和射程。

§ 1-2 防空导弹控制系统的特性

用各种控制系统实现对无人驾驶飞行器的控制。在一般情况下，这些控制系统可按下述方法分类：即按解决任务的数量，按同时受控物体的数量，按控制站数量，按级数（单级、多级），按在控制过程中操作员参加操作的程度（自动式、非自动式、通用式），按有无反馈（闭路式与开路式），以及按对外界条件的适应性。

控制系统一般可能是信息-测量装置、控制装置、指令传输线与控制物体的综合体。

信息-测量装置收集、处理来自外界的信息。信息的范围可能是很不相同的，它包含目标与导弹运动参数信息以及目标与干扰

物体特性的信息。在闭合系统里，沿反馈电路把控制物体的状态数据送进信息-测量装置。

信息-测量装置的任务包括分出有用的信息和过滤伪信息(干扰信息)。这个任务可以通过使用各类识别装置来解决，其中有些识别装置是根据形象识别原理和最佳滤波原理等等而制造的。

因而信息-测量装置产生表征导弹运动参数偏离所要求数值的失调信号。

失调信号被送进控制器，与此同时将表征控制过程预定状态的先验数据与实际状态的瞬时数据也送入控制器。输入先验信息可以获得所要求的控制质量。

在分析输入数据的基础上，控制器形成控制导弹的指令，这些指令通过指令传输线送进执行机构。

根据防空导弹控制系统的类型，信息-测量装置可以包括获取信息的装置，也可以包括传输信息的装置。

将控制指令、瞬时信息及初始信息联系在一起的总和关系叫做控制法则。由于这些关系可能是必然的和偶然的(随机的)，因此控制的运算方法可能是必然的或者是随机的。由于难以预言操作员对完全确定的作用有何种反映，所以在手控时采用随机运算方法。

根据对外界条件的适应程度，控制系统可分为普通的(非自适应性的)和自适应性的(适应的)。同样地，自适应性系统分为自动调节的和自动组合的。在控制导弹飞行过程中一些参数发生变化(调节)，而系统结构仍然不变的系统叫做自动调节系统。属于这些参数的可以是控制系统的放大系数、通带和其它参数。

在自动组合控制系统里，系统的参数和结构有可能改变。

控制可以是连续的、准连续的、脉冲式的和脉冲-修正式的。根据控制回路里随时间变化的过程特性来把控制归入确定的形式。

把导弹引向目标需要测量失调参数的瞬时值并形成失调信号

和控制指令。正如已经提到过的，导引系统解决这些问题，而该系统是控制系统的一部分，它也是保证将导弹引向目标的各种装置之总合。由此不难看出，导引系统里包含了下列部分：失调参数测量装置，指令产生器，指令传送器（在遥控系统里），自动驾驶仪以及作为受控物体的导弹。

除了必须控制导弹发射准备过程用的一些仪器外，在控制系统里还包括形成地面、弹上设备工作状态的控制信号的仪器以及控制发射装置位置的仪器等等。

这类控制系统广泛地用于控制“地-地”、“地-空”、“空-空”、“空-地”等各类导弹武器。

国外根据获取信息和控制的方法分为自主式、非自主式和综合式控制系统（图 1-4）。

在导弹起飞后不用得到外界信息而实现对导弹飞行控制的一些系统叫作**自主式控制系统**。系统工作所必要的一切信息都编入了弹上程序。根据目标位置、控制方法和导弹飞行特性预先制定控制程序。当然，这样的系统仅适用于引导导弹飞向那些坐标可以事先知道的固定目标。用这些方法把导弹引向活动目标实际上是不可能的，这是因为在导引过程中需要改变飞行控制程序。

自主式控制系统广泛地用于控制“地-地”类型的导弹。为了控制其它类型的导弹，自主式控制系统要与其它系统结合在一起使用。此外，这类系统经常用来稳定导弹质心运动参数。

自主式控制系统可以是非无线电式的和无线电式的。非无线电控制系统有惯性式、陀螺式、天文导航式与按地标控制式。

用加速度积分法实现飞行控制的系统叫惯性系统。为此，可采用加速度计（线加速度传感器）和积分器。第一次积分可以得到导弹质心运动速度，第二次积分则可得到导弹经过的路长。为了控制导弹在空间的位置，必须具备三个测量仪器，其轴要互相垂直。测量仪器的各轴在起飞时定好方向，并在飞行中借助于陀螺稳定仪保持住自己的方向。