

236481

Л. С. 克里克苏諾夫 合編
И. Ф. 烏碩尔采夫
[苏联]



导弹的红外线 自动导引装置

中南工业大学

国防工业出版社

導 彈 的 紅 外 綫 自 動 導 引 裝 置

Л. З. 克里克蘇諾夫
〔蘇聯〕 И. Ф. 烏碩爾采夫 合編

宏 彬 譯



國防工業出版社

1965

內 容 簡 介

本书系统地总结了国外期刊已发表的关于研制导弹紅外綫自动导引装置(热导引头)方面的材料。叙述了利用各种方法(相位的, 脉冲的, 频率的等等)确定目标坐标的紅外綫位标器的作用原理、装置及特点。介绍了现代火箭(主要是“响尾蛇”, “火光”等)的跟踪位标器。闡明了这种位标器的試驗方法和作用距离的計算方法。位标器的基本元件——輻射能接收器和光学系統也占有相当的篇幅。

本书适合于从事研究导弹制导设备的广大工程技术人员閱讀, 也可以作为有关技术学校高年級学生的参考书。

ИНФРАКРАСНЫЕ УСТРОЙСТВА САМОНАВЕЛЕНИЯ
УПРАВЛЯЕМЫХ СНАРЯДОВ

〔苏联〕Л.З. Криксунов, И.Ф. Усольцев
“СОВЕТСКОЕ РАДИО” 1963

◆
导弹的紅外綫自动导引装置

宏 彬 譯

◆
国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业登记证出字第074号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店經售

国防工业出版社印刷厂印装

◆
850×1168 1/32 印張 6 1/16 153千字

1965年11月第一版 1965年11月第一次印刷 印数: 0,001—1,550册

統一书号: 15034·1025 定价: (科七) 1.00元

目 录

序	5
第一章 导彈自动导引系統概述	7
1. 自动导引系統的功用及其主要部件	7
2. 光学(紅外線)目标位标器的作用原理和主要部件	11
3. 自动导引的方法和目标位标器在导彈中的安置方式	12
第二章 光学(紅外線)目标位标器的原理	22
1. 基于頻率原理的目标位标器	22
2. 基于相位原理的目标位标器	29
3. 基于時間脉冲原理的目标位标器	47
第三章 目标跟踪位标器	61
1. 目标跟踪位标器的功用和原理	61
2. 光学目标跟踪位标器具体結構举例	65
第四章 輻射能接收器	76
1. 目标位标器中应用輻射能接收器的一般概念	76
2. 原子、分子和晶体的能級, 光电現象	77
3. 輻射能接收器的参数及特性	82
4. 輻射能接收器的类型	91
5. 量子振蕩器与放大器	98
6. 輻射能接收器的冷却裝置	108
第五章 目标位标器的光学系統	114
1. 光学系統的功用、类型及基本特性	114
2. 制造光学系統所用的材料	125
3. 光学滤波器	129
第六章 目标輻射能量和目标位标器接收器接收能量的 測定	131
1. 热輻射的基本定理	131

2. 位标器接收器所接收的目标辐射通量的测定	134
3. 目标和背景的辐射特性	142
4. 空间滤波的某些问题	147
第七章 红外线自动导引装置的试验	154
1. 装置工作能力的标准	154
2. 红外线自动导引装置的模拟	159
附录	164
参考文献	192

序

利用不可見的紅外線的性质，使近代科学找到了一条制造自动捕获目标和将導彈引向目标的专门裝置的途徑。

在紅外線技术領域中所达到的成就，表现在近年来許多国家的空軍都装备了各种型式的，具有紅外線自动导引裝置的導彈。其中，大多数都是“空—空”型的導彈，例如“响尾蛇”，“隼鷹”（美国的），“火光”（英国的），“馬特拉”（法国的）等等。

第二次世界大战結束以后，在將紅外線裝置应用于探测目标和將導彈引向目标方面，曾經一度进展十分緩慢。其原因在于这类裝置还不很完美，而且灵敏度很低。

紅外線技术近年来的成就，使得极为优良的系統得以发明，并且已經制出了可对波长达 10^6 微米的輻射起响应的，高灵敏度的輻射能接收器和尺寸很小的光敏层冷却系統，从而获得了制造光学系統、滤光片和整流罩的新材料，研究了可以把背景輻射引起的干扰降低到足够程度的空間滤波技术。

基于这些成就，发明了紅外線自动导引系統。这个系統在战术技术与結構参数方面都可以卓有成效地与类似的無線雷达系統相比拟。

所有自动导引系統中，最重要的部件是所謂目标位标器，它是一种用来自动确定給定方向与目标方向間夾角的裝置。

本书的目的在于研究光学（紅外線）位标器的作用原理及其主要部件。

本书取材于已公开发表的出版物。所涉及的关于光学位标器的原理图及結構的例子均取自国外的杂志，并在文中作了相应的引証。

8

1

第一章 導彈自動導引系統概述

1 自動導引系統的功用及其主要部件

在導彈上裝有一種能够在飛行過程中改变自己彈道的專門裝置。从而使瞄準時的誤差、由導彈的技術性散布和目标機動引起的誤差都能够在導彈飛向目标運動過程中得到修正。

導彈運動彈道的改變是在所謂控制力的作用下實現的。這個控制力的大小可借助於專門的控制機構來調節。例如：氣動力舵或燃氣舵、副翼、氣流斷續器等。

對控制機構的作用，同樣是依靠安裝在導彈上的專門裝置來實現的。這種裝置是根據與導彈和目标的空間位置有關的控制信號來產生控制作用的。

對無控制的炮彈來說，使其飛向目标所必須的全部信息都是由發射點給出的；可是，對導彈而言，這個信息（至少是它的一部分）應該在導彈的運動過程中輸送給導彈，或者由彈上的專門裝置來自行產生，然後根據這個信息形成作用於導彈控制機構的控制信號。

確定導彈和目标相對位置的裝置和修正導彈飛行彈道的裝置的總合稱為控制系統。

自動導引系統是控制系統的一種類型。在這種系統中，形成控制信號所必須的有關目标的信息，是直接根據目标不同於它周圍背景的某一物理特征來確定的。而控制信號則由彈上設備所產生。

由於在自動導引系統中，導彈与目标相對位置的数据是隨着導彈接近目标而愈來愈準確，因此這類系統具有很高的準確度，並且既可以在導彈中單獨使用，又可以與其他類型的控制系統聯

合使用。

自动导引系統中最主要的一个部件是目标位标器——这种装置能連續地和自动地确定导弹——目标連綫与位标器軸或某一給定方向之間的夾角（失調角），以及这个角对時間的各阶导数。

通常，在自动导引系統中，为了形成控制信号所必須知道的并不是失調角本身，而是它在控制导弹的两个相互垂直的平面上的投影。因此，位标器的輸出參量是两个电压值，其中一个取决于偏航方向的失調角 $\varphi_{\text{pac } z}$ 及其对時間的各阶导数，而另一个則取决于俯仰方向的失調角 $\varphi_{\text{pac } y}$ 及其对時間的各阶导数。

按照自动导引系統所利用的目标物理特性的不同，目标位标器可以分为光学的和雷达的两种。光学位标器利用的是光学波段（可見的或紅外的）內，目标和背景輻射性质的差別。在絕大多数情况下，光学目标位标器都工作在 2~10 微米的波长範圍內，也即紅外波段內，因此常称之为热自动导引头。雷达位标器（主动型）則基于目标和背景对无綫电波（尤其是在公分波段）反射上的差別。近年来，国外在創造組合的（光学的和雷达的）目标位标器方面也作了一些工作。

我們采用下列術語：

目标位标器軸綫——通过位标器的敏感元件，并且有如下特征的一条直綫：当靜止目标处于該綫上的任一点时，位标器的輸出信号为零。

目标位标器視場角——与导弹相連的一个圓錐体的頂角 2θ （图 1.1）。这个圓錐体的母綫为位标器的最大作用距离。处于錐体内任意一点的目标，都能为位标器的敏感元件所捕获，并且在敏感元件的輸出端給的一个信号。

失調平面——通过位标器軸和目标——导弹連綫的平面。

定相角——确定失調平面与某一平面相对位置的二面角 $\varphi_{\text{фаз}}$ （图 1.1），此平面与位标器相連，且通过它的軸綫。

除目标位标器外，在自动导引系統的組成中还可能包括某些

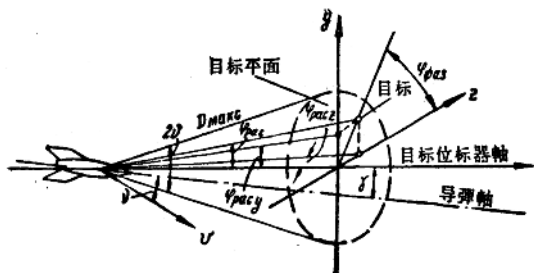


图1.1 目标位标器諸角的确定

导弹运动参量的测量器（例如测量导弹相对于质心运动的角位置和角速度的陀螺装置，测量导弹质心加速度的加速度表等等）。这些测量器是用来改善将导弹导向目标的过程中的动态特性，是自动导引系统的辅助部件。

对自动导引来说，导弹到目标间距离的测量，在原理上并不是必需的，但是它可以提高系统的抗干扰性和改善导引过程的品质。因此，在某些情况下，自动导引系统中也包括有测距装置。

自动导引系统中的其他部件（加法机构，功率放大器，助力传动舵，校正环节）与无人驾驶对象控制系统中的类似部件没有原则性的区别。

将导弹导向目标的自动导引过程是一个自动调节的过程。导弹乃是这个闭合的自动调整系统的一部分（对象）；另一部分（调节器）则是自动导引系统。在一般情况下，自动导引过程需要用非线性变系数的高阶微分方程组来描述。

这种自动导引的想法，和实现的技术方法早在1903年就为齐奥尔可夫斯基所指出。他在“宇宙空间中的火箭”一文中写道：“不难设想，用人来控制导弹的运动不仅是困难的，而且实际上简直是不可能的。在这种情况下应该采用自动控制的方法……”。为此，可以采用磁系统或者是利用由双凸透镜会聚起来的太阳辐

射能。每当装有这种镜筒的导弹改变方向时，小而明亮的太阳像点在导弹中的相对位置，就发生了变化，从而有可能激起气体的膨胀，产生压力和电流，并使导弹朝镜筒原来位置的方向运动。这样，使光点又落到机构的中性区（或称为非灵敏区）”[●]。

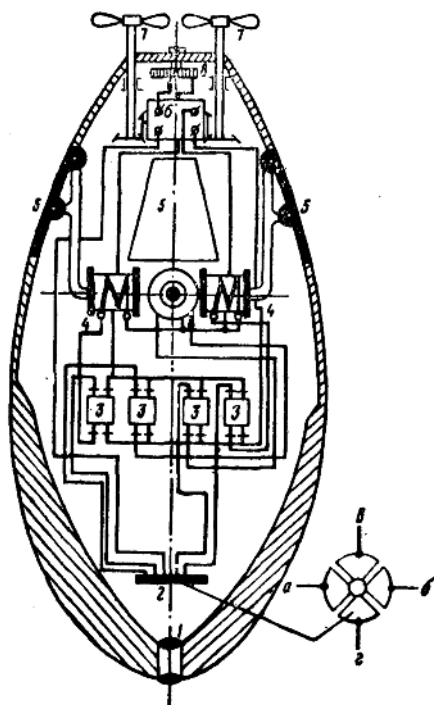


图1.2 自动导引式航空炸弹装置简图

8 来调节。

图 1.2 示出了一种自动导引式航空炸弹的简图，它所利用的就是上面指出的齐奥尔可夫斯基的想法。在炸弹的头部安装有物镜 1，通过它把目标能量投射到辐射能接收器 2 上，辐射能接收器乃是分成四个扇形的薄硒片。每一个扇形片都接到一个包含有电源和继电器 3 的线路上。继电器的接点接通控制炸弹舵面 5 的电磁铁线路 4。以直流发电机 6 作为控制系统的电源，发电机的转子由风轮 7 带动。发电机电端电压可由变阻器

● К. Э. Циолковский. Труды по ракетной технике. (火箭技术文集) Оборонгиз, 1947, стр. 30.

如果炸彈的縱軸（即物鏡的光軸）指向目標，則目標像點就處於硒片的中心（按齊奧爾可夫斯基的定義，處於“機構的中性的，非靈敏區”），這時繼電器是斷開的。當炸彈偏離目標方向時，目標像點就移到接收器的一個扇形片上，這個扇形片的電路中出現的電流，就使相應的繼電器吸合，從而接通電磁鐵并使舵面偏轉。在空氣動力的作用下，炸彈就朝着使其縱軸與炸彈——目標連線重合的方向運動。

這個設計是在 1923 年提出的，但實際上並沒有實現。然而，它和現代已經實現的導彈自動導引系統仍有很多共同的特點。

2 光學（紅外線）目標位標器的作用原理和主要部件

在光學目標位標器中，失調角和它在控制導彈的兩個互相垂直的平面上的分量，是由目標在光學系統物鏡焦平面上的成像位置所確定的。

如果失調角等於零，則目標像點和光軸所通過的焦平面上的 O 點重合（圖 1.3）。這一點稱為“焦平面中心”。

當存在失調角時，目標像點就相對於焦平面中心移動某一距離 ρ ，它表征了失調角的大小。而失調平面的位置決定於定相角 φ_{pac} 。光軸就是目標位標器的軸。

光學系統的焦距用 f_{∞} 表示。考慮到在自動導引系統的工作過程中，失調角不會超過 10° ，按照圖 1.3，就可以寫出下列等式：

$$\left. \begin{aligned} \rho &= f_{\infty} \operatorname{tg} \varphi_{\text{pac}} \approx f_{\infty} \varphi_{\text{pac}}; \\ \rho_y &= f_{\infty} \operatorname{tg} \varphi_{\text{pac } y} \approx f_{\infty} \varphi_{\text{pac } y}; \\ \rho_x &= f_{\infty} \operatorname{tg} \varphi_{\text{pac } x} \approx f_{\infty} \varphi_{\text{pac } x} \end{aligned} \right\} \quad (1.1)$$

光學目標位標器的作用原理是：落在位標器視場中的物體的像，為輻射能接收器依次地“觀察”。由於目標的輻射功率不同於形成背景的其他物體的輻射功率，所造成的目標對比度，使得有可能從其他成分的脈沖中分出目標的光電流脈沖。

目标辐射的光电流脉冲和表征初始讀数的某一固定脉冲的相对位置，决定了目标像点在焦平面上的坐标，因而也决定了失調角在控制導彈的两个互相垂直的平面上的分量。

最简单的光学目标位标器由下列主要部件組成：

——光学系統，收集目标辐射的辐射能流，并把它会聚在接收器的敏感表面上；

——辐射能接收器，把射到它上面的光辐射能变换为电流；

——光学滤波器，减弱背景辐射；

——分析装置，用来分析观察平面，并确定目标像点的坐标；

——电子信号放大器，位于辐射能接收器的輸出端，并带有信号的自动增益控制装置；

——分解装置，用来把放大器輸出訊号变换为两个电压，这两个电压与失調角在控制導彈的两个互相垂直的平面上的分量有关。

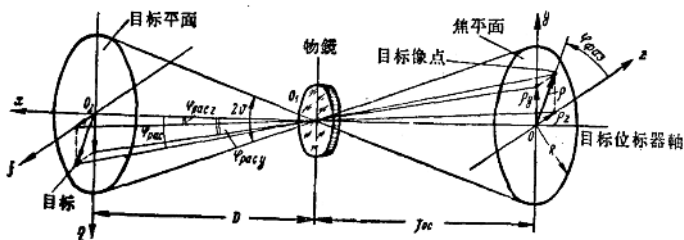


图1.3 光学(紅外線)目标位标器作用原理說明

3 自动导引的方法和目标位标器在導彈中的安置方式

本节叙述自动导引的基本方法和由不同导引方法所得到的導彈彈道特性。对这些問題我們只进行了簡略的研究，目的在于說

明位标器在导弹中的安置方式以及“空—空”导弹中采用目标跟踪位标器的原因。

将导弹引向目标的最简单的导引方法是直接导引法，在这种方法的导引过程中，导弹的轴是连续地指向目标的 [12]，[19]，[21]。为了实现这种方法，目标位标器应该刚性固定在导弹上，而它的轴则与弹轴同向。

位标器连续地测量出其自身轴(导弹轴)与目标方向之间的夹角在两个相互垂直的控制平面上的分量。目标位标器输出端的电压输给控制系统，使导弹旋转到弹轴指向目标的位置。

采用直接导引法时，导弹的飞行弹道如图 1.4 所示。导弹在控制力 Y 的作用下，沿着这条弹道运动，控制力 Y 的方向如图中所示。

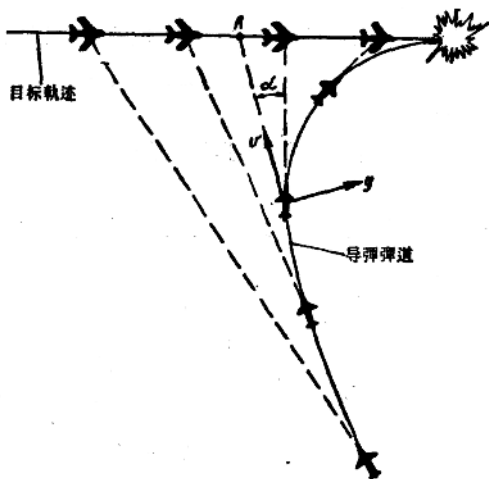


图1.4 直接导引法的导弹弹道

如果控制力具有空气动力特性的话，那么为了产生这个力，必须在弹轴和导弹质心的速度矢量 v 之间有一个 α 角(攻角)。因此，

在直接导引法中，导弹并不准确地指向目标，而是指向落后于目标的某一点 A 。

如果失调角不从弹轴算起，而是由速度矢量方向算起；也就是说，如果目标位标器轴沿着导弹质心的速度矢量稳定的话，那么，这种缺点是可以消除的。实际上这也是可以达到的，只要使位标器或者它的光学系统作成相对于弹体是可动的即可。使位标器轴沿着迎面气流的方向（即沿着速度矢量的方向）可用风标的方法来实现，也可以借助于由攻角测量器的输出信号所控制的伺服机构来实现。

使导弹的速度矢量不断地指向目标的导引方法称之为追踪法。在研究追踪法的导弹弹道时，我们作如下的假定：

- 目标沿直线运动；
- 导弹和目标是恒定的；
- 是在导弹和标的速度矢量所组成的固定平面内研究导弹的运动。

若采用下列符号：

v_{π} 和 v_{en} ——分别为目标和导弹的速度；

r ——导弹和目标间的距离（图 1.5）；

q ——目标速度矢量与导弹——目标连线之间的夹角，

则呈下述等式：

$$\dot{r} = v_{\pi} \cos q - v_{\text{en}}, \quad (1.2)$$

$$r\dot{q} = -v_{\pi} \sin q. \quad (1.3)$$

以 (1.3) 除 (1.2)，并引入符号 $n = \frac{v_{\text{en}}}{v_{\pi}}$ ，则得

$$\frac{\dot{r}}{r} = \left(\frac{n}{\sin q} - \text{ctg } q \right) \dot{q}. \quad (1.4)$$

积分 (1.4) 式，得到

$$r = K \frac{(\sin q)^{n-1}}{(1 + \cos q)^n}, \quad (1.5)$$

式中 K ——积分常数，它由初始值 r_0 和 q_0 按下式确定：

$$K = \frac{r_0(1 + \cos q_0)}{(\sin q_0)^{n-1}} \quad (1.6)$$

彈道切綫的角速度由方程 (1.3) 和 (1.5) 決定 (假定目標離導彈較遠):

$$\begin{aligned} \dot{q} &= -\frac{v_n \sin q}{r} \\ &= -\frac{v_n(1 + \cos q)^n}{K(\sin q)^{n-2}} \quad (1.7) \end{aligned}$$

由方程 (1.5) 可見, 當 $q \rightarrow 0$ 時, $r \rightarrow 0$ 。因此, 在導彈到達它所攻擊的目標瞬間 $q \rightarrow 0$ 。下面來求在導彈擊中目標瞬間角速度 \dot{q} 的極限值。

當 $1 < n < 2$ 時,

$$\lim_{q \rightarrow 0} \dot{q} = -\frac{v_n}{K} \lim_{q \rightarrow 0} (\sin q)^{2-n} (1 + \cos q)^n = 0.$$

當 $n = 2$ 時,

$$\lim_{q \rightarrow 0} \dot{q} = -\frac{v_n}{K} \lim_{q \rightarrow 0} (1 + \cos q)^2 = -\frac{4v_n}{K}.$$

當 $n > 2$ 時,

$$\lim_{q \rightarrow 0} \dot{q} = -\frac{v_n}{K} \lim_{q \rightarrow 0} \frac{(1 + \cos q)^n}{(\sin q)^{n-2}} = -\infty.$$

導彈的法向加速度等於

$$A_{\text{法}} = |v_{\text{法}} \dot{q}|, \quad (1.8)$$

式中 \dot{q} 由 (1.7) 式確定。

由上所述可得, 若 $n > 2$, 則接近目標時, 導彈所需的法向加速度趨於無窮大。若 $n = 2$, 加速度保持為有限值, 並等於 $A_{\text{法}} = \frac{4v_{\text{法}}v_n}{K}$ 。若 $1 < n < 2$, 則導彈接近目標時的法向加速度

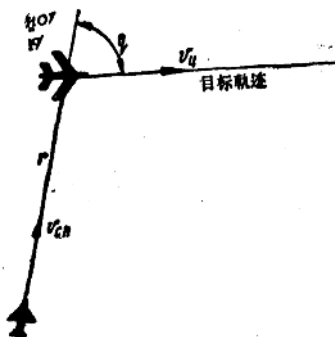


圖1.5 追蹤法的解釋

为零。

采用直接导引法和追踪法，会使导弹的弹道过分弯曲。所要求的法向过载，可能达到很大的数值。因此，这二种导引方法和与之相应的位标器的安置方式，仅使用在攻击静止的或缓慢移动的（地面的或水上的）目标的导弹上。

如果采用固定前置角导引法，则在对快速运动的（空中）目标发射导弹时，可使导弹的弹道，变得较为平直一些。

采用这种方法时，导弹的速度方向和导弹——目标连线间的夹角应保持为定值。为了实现这种方法，必须在导弹发射之前，将目标位标器轴相对导弹纵轴转过一个定角 ψ (图 1.6)，这个角

由下面的关系式确定：

$$\sin \psi = \frac{v_n}{v_{en}} \sin \varphi. \quad (1.9)$$

导弹的运动方程具有下面的形式（在上述假定的前提下）：

$$\dot{r} = v_n \cos \varepsilon - v_{en} \cos \psi, \quad (1.10)$$

$$r \dot{\varepsilon} = -v_n \sin \varepsilon + v_{en} \sin \psi, \quad (1.11)$$

式中 ε —— 导弹——目标连线相对某一固定方向的倾角。

如果假定 $n^2 \sin^2 \psi < 1$ （实际上常有这种情况），则可得方程 (1.10) 和 (1.11) 的解的形式

图 1.6 固定前置角导引法的说明 如下[19]：

$$r = r_0 \left(\frac{\sin \varepsilon - n \sin \psi}{\sin \varepsilon_0 - n \sin \psi} \right)^{\frac{n \cos \psi}{\sqrt{1 - n^2 \sin^2 \psi}}} - 1 \\ \times \left(\frac{1 - n \sin \psi \sin \varepsilon_0 + \cos \varepsilon_0 \sqrt{1 - n^2 \sin^2 \psi}}{1 - n \sin \psi \sin \varepsilon + \cos \varepsilon \sqrt{1 - n^2 \sin^2 \psi}} \right)^{\frac{n \cos \psi}{\sqrt{1 - n^2 \sin^2 \psi}}}. \quad (1.12)$$

角速度可由方程 (1.11) 求得：

$$\dot{\varepsilon} = v_n \frac{n \sin \psi - \sin \varepsilon}{r}. \quad (1.13)$$

